

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°

POUR LES CHANGEMENTS D'ADRESSE
AJOUTER 0,20 F

MINISTÈRE DES TRAVAUX PUBLICS ET DES TRANSPORTS

RAPPORT FINAL DE LA COMMISSION D'ENQUÊTE

sur l'accident survenu le 29 mai 1964 à Orly

à l'appareil B 707 N 761-TW

TABLE DES MATIÈRES

	Pages.		Pages.
CHAPITRE I ^{er} . — Renseignements statistiques. — Résumé et nature de l'accident.....	488	CHAPITRE IV. — Renseignements sur l'aéronef.....	490
CHAPITRE II. — Circonstances de l'accident.....	488	4.1. Planeur.	
2.1. Vols antérieurs.		4.2. Réacteurs.	
2.2. Conditions météorologiques à Orly, à 11 h.		4.3. Equipements.	
2.3. Mise en route et roulage au départ d'Orly.		4.4. Devis de poids et centrage.	
2.4. Phase d'accélération.		CHAPITRE V. — Examen de l'aéronef et des lieux de l'accident	490
2.5. Phase de décélération et arrêt.		5.1. Examen de l'appareil.	
2.6. Evacuation de l'appareil.		5.2. Témoins.	
2.7. Mesures immédiatement prises.		5.3. Bande d'enregistrement.	
2.8. Commission d'enquête.		5.4. Examen des traces laissées sur la piste (croquis en annexe).	
CHAPITRE III. — Renseignements sur l'équipage.....	489	5.41. Traces du train avant.	
3.1. Commandant de bord.		5.42. Traces du train principal.	
3.2. Premier pilote.			
3.3. Second pilote.			
3.4. Mécanicien navigant.			

Pages.

CHAPITRE VI. — *Expertises, essais effectués et résultats obtenus* 491

6.1. Atterrisseur avant :

- 6.11. Ensemble train avant.
- 6.12. Robinet de commande de direction.
- 6.13. Genouillère de train avant.
- 6.14. Roue droite de l'atterrisseur avant.
- 6.15. Examen du pneumatique avant gauche.
- 6.16. Examen du pneumatique avant droit.
 - a) Identification.
 - b) Examen de la carcasse restée sur la roue.
 - c) Examen des morceaux récupérés sur la piste.
 - d) Etat des tringles.
 - e) Etanchéité de la valve.
 - f) Adhérence entre les tringles et le caoutchouc.
 - g) Résultat de l'examen du pneumatique avant droit.

6.2. Examen radiographique des tringles de cinq pneumatiques 39 x 13 prélevés dans le magasin de la compagnie TWA à Orly.

6.3. Essais destructifs des pneumatiques prélevés.

6.4. Examen du pneu Good Year n° 727 après éclatement.

6.5. Contrôles effectués par la compagnie Air France sur trois pneus Good Year.

6.6. Mesures prises par la compagnie TWA à la suite de l'accident et résultats.

6.7. Contrôles effectués par la société Good Year, à Akron.

6.8. Contrôles effectués par la société Mc Dowell, à Kansas City.

CHAPITRE VII. — *Hypothèses et discussions* 493

7.1. L'accident résulte de l'éclatement du pneu avant droit.

7.2. L'éclatement du pneu avant droit n'est que la conséquence d'une autre défectuosité.

7.3. Eclatement du pneumatique sous-gonflé.

7.4. Eclatement du pneumatique surchauffé.

7.5. Rupture des tringles due à un défaut local de la piste.

7.6. Rupture des tringles par fatigue.

7.7. Rupture des tringles détériorées antérieurement.

CHAPITRE VIII. — *Causes de l'accident* 494

8.1. Résultats de l'enquête.

8.2. Avis de la commission.

ANNEXES I, II ET III.

CHAPITRE I^{er}

Renseignements statistiques.

Date de l'accident : le vendredi 29 mai 1964, à 11 h 12 TU (1).

Lieu de l'accident : aéroport de Paris-Orly, piste 26.

Nature du vol : vol régulier TW 803/29 le Caire—Athènes—Rome—Orly—New York (trajet Paris—New York).

Avion : Boeing 707 immatriculé N 761 TW.

Propriétaire et exploitant : Trans World Airlines (TWA), 10, Richard Road, Kansas City (U. S. A.).

Equipage : commandant de bord, Stephen Hawes ; premier pilote, Robert G. Guss ; deuxième pilote, F. C. Saylor ; mécanicien navigant, Donald B. Stone ; inspecteur FAA, W. Weiss ; personnel commercial : sept.

Passagers : 88 passagers.

(1) Toutes les heures mentionnées dans ce rapport sont exprimées en temps universel (TU).

Résumé et nature de l'accident.

Au cours du décollage à Orly, avant d'atteindre la vitesse V_1 , des vibrations déterminent le pilote à effectuer une accélération-arrêt. Au cours de la décélération, l'avion embarque à droite et sort de la piste en fin de roulement.

PERSONNEL		MATÉRIEL	CHARGEMENT	TIERS
Équipage.	Passagers.			
Aucun blessé.		Appareil immobilisé trois semaines à Orly pour réparations.	Sans dommage.	14 feux de délimitation de la piste 08/26 détruits.

CHAPITRE II

Circonstances de l'accident.

2.1. Vols antérieurs.

Le jour même l'appareil avait effectué les vols suivants :

Décollage du Caire à 3 h 50.

Atterrissage à Athènes à 5 h 18.

Décollage d'Athènes à 6 h 01.

Atterrissage à Rome à 7 h 30.

Décollage de Rome à 8 h 28.

Atterrissage à Orly à 9 h 57.

2.2. Conditions météorologiques à Orly, à 11 heures.

Vent : 300° — 5 Kt.

Visibilité : 12 km.

Plafond : 5/8 à 1.200 mètres.

QNH : 1015,5.

QFE : 1004,8.

Température au sol : 21° C.

2.3. Mise en route et roulage au départ d'Orly.

Après une escale de 1 h 06, l'appareil reçoit l'autorisation de rouler à 11 h 03' 20". Il emprunte vers l'Est successivement les voies 11 et 8 et arrive au point d'attente de la piste 26 vers 11 h 07' 10" après avoir parcouru une distance d'environ 2.900 mètres (1). A 11 h 10' 30", la tour de contrôle l'autorise à s'aligner après l'atterrissage d'une Caravelle et lui donne sa clearance de sortie. L'autorisation de s'aligner est donnée à 11 h 10' 50" et de décoller à 11 h 11' 30". Le TWA 803 répond alors qu'il sera prêt à décoller 30 secondes plus tard. En fait, à 11 h 12' 00", l'appareil commence à rouler pour le décollage.

2.4. Phase d'accélération.

La vitesse critique V_1 avait été fixée à 145 Kt, V_r à 155 Kt et V_2 à 165 Kt.

A une vitesse que le premier pilote estime comprise entre 120 et 135 Kt et que le commandant de bord, le second pilote et le mécanicien estiment à 130-135 Kt, des vibrations se sont manifestées et ont pris rapidement de l'ampleur.

La procédure d'interruption de décollage est entreprise immédiatement, c'est-à-dire : réduction de la poussée, sortie des aérofreins, inversion de poussée, freinage : les deux dernières actions étant en pratique simultanées.

Le premier pilote précise qu'il a eu quelques difficultés à actionner la commande de l'inverseur du moteur n° 1.

2.5. Phase de décélération et arrêt.

Au cours de la décélération, l'importance des vibrations diminue en même temps que la vitesse, mais l'appareil a tendance à s'embarquer sur la droite. Le premier pilote tente de redresser la trajectoire par une action sur la commande de direction du train avant, et par freinage différentiel (freins et inversion de poussée). La trajectoire ne peut être redressée de manière satisfaisante et l'appareil sort finalement de la piste. Le train avant se replie vers l'arrière sous le fuselage et l'appareil s'immobilise, reposant sur le nez et sur le train principal. L'axe longitudinal de l'appareil fait un angle de 27° avec celui de la piste. L'extrémité arrière de l'appareil est à 1 mètre environ du bord de la piste et à l'extérieur.

(1) A la vitesse moyenne de 45,5 km/h.

2.6. *Evacuation de l'appareil.*

Dès l'arrêt de l'appareil, la procédure d'évacuation rapide est appliquée.

Le commandant de bord et le chef de cabine essayent simultanément de prévenir les passagers par la sonorisation de bord. Celle-ci se révèle inopérante, bien qu'elle fonctionnât avant l'accident.

L'équipage se répartit dans la cabine et aux diverses portes. Les issues de secours n'ont pas été utilisées.

Les glissières d'évacuation rapide ont été mises en place :

— à l'avant gauche (porte cabine) par le mécanicien navigant aidé du commandant de bord ;

— à l'avant droit (porte bar), par une hôtesse. Toutefois, cette dernière glissière s'est trouvée placée à l'envers. Elle a été retournée avant usage ;

— à l'arrière gauche par un des commandants de bord de la compagnie voyageant comme passager ;

— à l'arrière droit par deux hôtesses.

Les passagers ont été alors invités à quitter l'avion par les glissières en enlevant chaussures et lunettes.

L'équipage a rencontré une certaine inertie parmi les passagers, ceux-ci tenant notamment à prendre avec eux leurs affaires personnelles.

Au cours de l'évacuation, la glissière AV gauche a été crevée par une passagère qui n'avait pas enlevé ses chaussures. Quatorze passagers avaient déjà utilisé cette glissière. La passagère n'a pas été blessée.

Cette rampe a été remplacée par une échelle installée par les pompiers. Une partie de l'équipage a quitté l'appareil par l'échelle.

L'opération d'évacuation (équipage y compris) a été terminée en moins de quatre minutes.

Personne ne s'est présenté au médecin arrivé sur les lieux avec l'ambulance de premier secours. Toutefois, trois passagers se sont présentés à l'infirmerie au cours de l'après-midi pour examen de traumatismes légers.

2.7. *Mesures immédiatement prises.*

La voiture de surveillance des aires, alertée sur la fréquence 73 Mhz, est arrivée sur les lieux une minute environ (1) après l'immobilisation de l'aéronef. Les autres moyens de sécurité sont arrivés environ une minute et demie après le premier, véhicule.

Le seul feu qui se soit déclaré, après l'immobilisation de l'avion a été très léger et n'a intéressé qu'une surface faible sur l'un des pneus du train principal gauche. Il a été éteint immédiatement et sans difficulté (agent extincteur : poudre bicarbonate de soude).

Les précautions suivantes ont été prises contre les risques de feu :

— le premier pilote, après avoir stoppé ses quatre moteurs, a déclenché les extincteurs correspondants, par mesure préventive, et a mis l'interrupteur batterie sur arrêt dès la fin de l'évacuation ;

— le chef de sécurité, après l'évacuation de l'appareil, est remonté à bord avec le mécanicien, pour vérifier que tous les contacts électriques avaient bien été coupés.

2.8. *Commission d'enquête.*

Une commission d'enquête a été constituée par arrêté ministériel du 15 juin 1964 pour étudier les circonstances, rechercher les causes et dégager les enseignements de cet accident. Elle comprend les membres suivants :

MM. Bonte (Louis), ingénieur général, président.

Grenier (Pierre), ingénieur général, vice-président.

Daudon (René), pilote commandant de bord à l'organisme de contrôle en vol.

Bes (Pierre), ingénieur en chef de la navigation aérienne.

Rolland (J.-Pierre), ingénieur des ponts et chaussées.

Guillevic (Paul), ingénieur en chef de la navigation aérienne.

Auffray (Raymond), ingénieur des travaux de l'air.

(1) Contrairement à ce qui a été indiqué par le commandant de bord.

Les autorités américaines ont désigné M. James McCleery, Chief Advisor, de la Federal Aviation Agency, comme représentant accrédité auprès de la commission d'enquête française.

Des représentants des compagnies TWA, Air France, des sociétés Good Year et McDowell, du service technique de l'aéronautique de l'établissement aéronautique de Toulouse et du centre d'essais des propulseurs ont participé activement aux travaux de la commission.

CHAPITRE III

Renseignements sur l'équipage.

3.1. *Commandant de bord.*

Nom : Hawes (Stephen-Grummond).

Date et lieu de naissance : 25 janvier 1915 à Los Angeles (Californie).

Situation de famille : marié.

Domicile : 144 Vineyard Road, Huntington, New York.

Brevets, licences : pilote de ligne n° 29950.

Date de la dernière visite médicale : 12 décembre 1963.

Qualifications :

Douglas DC 3 et DC 4.

Lockheed Constellation.

Boeing 707.

Heures de vol :

Au total : 23.150 heures, dont 10.500 heures de nuit.

Dans les quatre mois précédant l'accident : 242 h 50.

Dans les quarante-huit heures précédant l'accident : 8 h 55.

Sur le type d'aéronef accidenté : 3.600 heures.

Fonction à bord au moment de l'accident :

Assis derrière le premier pilote, le commandant S. Hawes, n'était pas aux commandes. Il assurait une fonction de contrôle.

3.2. *Premier pilote.*

Nom : Guss (Robert-Grove).

Date de naissance : 14 février 1921.

Situation de famille : marié.

Adresse : 457 West Shore Trail, Sparta, New Jersey.

Brevets et licences : pilote de ligne n° 43806.

Date de la dernière visite médicale : 21 février 1964.

Qualifications :

Douglas DC 3 et DC 4.

Martin 202/404.

Lockheed Constellation.

Convair 880/990.

Boeing 707/720.

Heures de vol :

Au total : 19.339 heures, dont 7.800 heures de nuit.

Dans les quatre mois précédant l'accident : 111 h 05.

Dans les quarante-huit heures précédant l'accident : 8 h 55.

Sur le type d'aéronef accidenté : 64 heures.

Fonction à bord au moment de l'accident :

Assis à la place gauche, pilote aux commandes.

En cours de qualification définitive Doppler.

3.3. *Second pilote.*

Nom : Saylor (Frank-Clément).

Date de naissance : 2 octobre 1912.

Situation de famille : marié.

Domicile : 3419 Gromer Terrace, la Crescenta, Californie.

Brevets et licences : pilote de ligne n° 94498.

Date de la dernière visite médicale : 6 décembre 1963.

Qualification :

Douglas DC 3 et DC 4.

Lockheed Constellation.

Boeing 707.

Heures de vol :

Au total : 19.400 heures, dont 7.500 heures de nuit.

Dans les quatre mois précédant l'accident : 174 h 50.

Dans les quarante-huit heures précédant l'accident : 8 h 55.

Sur le type d'aéronef accidenté : 3.750 heures.

Fonction à bord au moment de l'accident :

Assis à la place droite, assistait le pilote aux commandes.

En cours de qualification de ligne.

3.4.

Mécanicien navigant.

Nom : Stone (Donald).
 Date et lieu de naissance : 18. septembre 1920, à Guilford, Connecticut.
 Situation de famille : marié.
 Adresse : Stony Lane, Madison, Connecticut.
 Brevets et licences :
 Mécanicien navigant n° 620276.
 Pilote n° 636407.
 Date de la dernière visite médicale : 14 juin 1963.
 Heures de vol :
 Au total : 14.442 heures, dont 6.250 heures de nuit.
 Dans les quatre mois précédant l'accident : 253 h 20.
 Dans les quarante-huit heures précédant l'accident : 2 h 10.
 Sur le type d'aéronef accidenté : 1.843 heures.
 Fonction à bord au moment de l'accident :
 Mécanicien navigant.

CHAPITRE IV

Renseignements sur l'aéronef.

4.1.

Planeur.

Constructeur : Boeing Aircraft Co.
 Type : 707-331 ; n° de série : 17673.
 Certificat d'immatriculation : n° N 761 TW du 10 novembre 1959.
 Certificat de navigabilité : 10 novembre 1959.
 Classé en catégorie : standard.
 Temps total d'utilisation :
 — depuis fabrication : 16.005 heures ;
 — depuis la dernière visite générale : 4.727 heures ;
 — depuis la dernière révision périodique : 165 h 20.
 Visite prévol :
 La visite prévol a été effectuée par M. J. Davoust, mécanicien qualifié de la Compagnie TWA à l'aéroport d'Orly.

4.2.

Réacteurs.

Constructeur : Pratt et Whitney.
 Type : J T 4 A 11.

PLACE	1	2	3	4
Numéro de série.....	P 610763	P 611136	P 610184	P 610556
Temps de fonctionnement:				
Depuis la révision générale	2.628 h 40	2.583 h 45	2.756 h 20	1.862 h 10
Depuis la dernière visite périodique	165 h 20	165 h 20	165 h 20	165 h 20

4.3.

Equipements.

Equipements correspondant à la définition normale de ce type d'appareil.

4.4.

Devis de poids et centrage.

Masse maximum autorisée au décollage pour ce vol : 293.000 lbs (1).
 Masse effective au décollage d'Orly : 292.000 lbs.
 Centrage : 22,5 p. 100.
 Position du trim (centrage) : 3,9 unités à cabrer.

(1) Fonction de la température extérieure et de l'altitude pression du terrain.

CHAPITRE V.

Examen de l'aéronef et des lieux de l'accident.

Le commandant de l'aéroport d'Orly chargé d'effectuer l'enquête de première information s'est immédiatement rendu sur les lieux de l'accident accompagné de ses adjoints qualifiés. Les ingénieurs P. Guillevic et L. Joubert du bureau Enquêtes accidents ont apporté leur concours à partir de 13 h 50.

5.1.

EXAMEN DE L'APPAREIL

Après rupture de la contrefiche, le train avant s'est replié vers l'arrière défonçant la soute électronique et la cloison arrière du caisson de train à la station 360.

Les tôles de fuselage (côtés droit et gauche) ont été froissées entre les stations 360 et 420. De très nombreuses lisses ont été cassées. Les couples aux stations 380, 400 et 420 ont été déformés et cassés.

Les portes mobiles de train, la porte d'accès à la soute électronique ont été détériorées.

La cloison arrière du puits de train avant a été en partie arrachée. Le plancher et les conduits de ventilation de la soute électronique ont été détériorés entre les stations 360 et 420.

L'atterrisseur avant a été fortement détérioré. Les quatre pneus de l'atterrisseur principal gauche étaient restés en place et éclatés. Les deux pneus avant et le pneu arrière extérieur de l'atterrisseur principal droit étaient restés en place et éclatés ; le pneu arrière intérieur dégonflé.

L'examen du poste de pilotage n'a mis en évidence aucune anomalie. En particulier, il a été établi que les aérofreins avaient été utilisés au cours de l'accélération-arrêt.

5.2.

TÉMOINS

Les témoignages sont ceux des membres de l'équipage, MM. Stephen Hawes, commandant de bord, Robert G. Guss, premier pilote, F. C. Saylor, second pilote, et Donald B. Stone, mécanicien navigant.

Des déclarations qui figurent *in extenso* en annexe n° 3, il apparaît, qu'au cours de la phase accélération à une vitesse voisine de 130 kt (inférieure à la vitesse $V_1 = 145$ Kt) de fortes vibrations sont brusquement apparues. Le commandant de bord, le second pilote et le mécanicien-navigant ont même pensé que l'éclatement d'un pneu avant était à l'origine de ces vibrations.

La vitesse de l'appareil étant inférieure à la vitesse critique V_1 et les vibrations s'amplifiant, le premier pilote R. G. Guss a alors décidé l'accélération-arrêt conformément aux consignes reçues.

5.3.

BANDE D'ENREGISTREMENT

L'enregistreur Lockheed Aircraft Service modèle 109-C, S/N 202 situé dans le compartiment de train principal gauche (prise statique à l'avant gauche du fuselage) a été prélevé et la bande développée par le Civil Aeronautics Board à Washington.

L'enregistrement correspondant au vol TW-803/29 figure en annexe n° 1.

L'enregistrement du vol a été examiné et dépouillé pour une période de 3 mn 42 s commençant juste avant le début du roulement de décollage et se terminant après que l'avion se soit arrêté.

L'examen de l'enregistrement fait apparaître des anomalies dans les tracés du cap magnétique et de l'altitude pression.

L'enregistrement de la vitesse a montré qu'entre $V = 0$ et $V = 90$ kt, pendant 20 secondes, l'accélération longitudinale de l'avion avait une valeur sensiblement constante et égale à 1,95 m/s. A partir de la vitesse 90 Kt et jusqu'à $V = 135$ Kt, c'est-à-dire pendant 19 secondes, l'accélération a diminué et est devenue constamment égale à 1,25 m/s. A signaler aussi qu'au moment de cette variation d'accélération, l'enregistrement d'altitude pression a présenté une diminution d'altitude de 40 pieds en 9 secondes. La distance parcourue au cours de la phase d'accélération pendant 39 secondes a été approximativement de 1.600 mètres.

Les traces d'accélération verticale et de l'altitude pression comportent des oscillations très importantes depuis le début de la décélération.

5.4. EXAMEN DES TRACES LAISSÉES SUR LA PISTE
(Croquis en annexe n° 2.)

En partant du point A sur le croquis en annexe, il a été remarqué une épaufrure (trou), à la jonction de deux dalles cimentées. Cette épaufrure mesurait 28 cm de largeur, 8 cm de longueur (longueur dans le sens de la piste) et 7 cm de profondeur. Dans le sens du roulement, ce trou présentait une pente douce, puis un bord franc. Il était situé à 1,80 mètre de l'axe médian et respectivement à 1626 mètres du début de piste et 1374,90 mètres du point d'arrêt de l'appareil.

5.4.1. Traces du train avant.

a) En amont de l'épaufrure.

On pouvait distinguer après l'accident une trace continue, rectiligne, de couleur grise, imprimée de façon légère.

Le début de cette trace était difficile à déterminer en raison de nombreuses traces de gomme préexistantes. Il est certain qu'au-delà d'une distance de 3 mètres en amont de l'épaufrure, aucune trace n'était plus relevée.

b) En aval de l'épaufrure.

On a d'abord retrouvé la même trace plus légèrement imprimée encore et plus difficile à déterminer. Mais après une distance d'environ 30 cm, elle réapparaissait plus nettement : sa forme changeait, elle devenait floue, discontinue, n'était plus rectiligne, elle ressemblait aux marques que laisse un pneu en ripant sur le sol.

c) Au-delà de 9 mètres après l'épaufrure et jusqu'au repère B du croquis.

La trace devenait de plus en plus précise, la gomme s'imprimant, en noir, sur le ciment de façon périodique sur 341 mètres.

d) Au-delà du repère B jusqu'au repère C.

La trace intermittente du pneu avant droit se doublait sur la gauche, d'une trace légère, continue, provenant du pneu de la roue avant gauche. La gomme de ce pneu marquait de plus en plus le ciment jusqu'au repère C sur une longueur de 400 mètres environ.

e) Au-delà du repère C.

Les deux traces imprimées par la gomme des roues avant se confondaient en une seule trace de plus en plus marquée sur une longueur de 450 mètres environ.

f) Du repère G à l'entrée sur l'herbe (repère H).

Jusqu'à l'entrée sur la partie herbeuse bordant la piste, on a constaté la présence de deux traces distinctes de frottement ne laissant plus apparaître de trace de gomme. Elles présentaient la particularité d'avoir été produites par le frottement sur le ciment de la piste de deux parties métalliques (jantes des roues).

g) Sur l'herbe.

Les roues avant ont produit un sillon d'une largeur inégale et d'une profondeur variant entre 4 et 10 cm. Cette trace n'était pas rectiligne. Au départ, elle formait un angle de 15° avec la piste, pour se terminer sur un angle de 25° environ.

5.4.2. Traces du train principal.

Du repère C situé à 750 mètres en aval de l'épaufrure, au repère E, sur une distance de 230 mètres, la trace du train principal gauche est apparue légère, régulière et continue. Ensuite sur une distance de 100 mètres jusqu'au repère F cette trace était nettement plus accentuée avec la présence de gomme. Enfin du repère F au point d'arrêt de l'avion, sur une distance de 395 mètres, la trace présentait le même aspect qu'entre les repères C et E.

Du repère D au repère F à l'entrée sur l'herbe la trace du train principal droit était légère et régulière. Sur une distance de 130 mètres les roues droites ont roulé dans l'herbe puis sont revenues sur la piste sur une distance de 25 mètres et sont enfin reparties sur l'herbe jusqu'au point d'arrêt de l'avion.

En amont des repères C et D, il n'a été remarqué aucune trace.

Les éléments de pneumatique laissés sur la piste ont été soigneusement repérés (repères 1 à 9 sur le croquis en annexe) avant d'être ramassés pour être expertisés.

CHAPITRE VI

Expertises, essais effectués et résultats.

6.1. ATERRISSEUR AVANT

6.1.1. Ensemble train avant.

L'expertise a été effectuée le 5 juin 1964 au centre d'essais des propulseurs de Saclay en présence des représentants des compagnies TWA, Air France, de la FAA et des services français. Le compte rendu d'expertise a été analysé par la commission.

De cette expertise, il ressort que les diverses déformations et cassures sont consécutives à l'accident. Aucune anomalie n'a été notamment relevée au cours de l'examen des pièces composant l'amortisseur.

6.1.2. Robinet de commande de direction.

Le robinet de commande de direction des roues avant a été expertisé le 8 juin dans les laboratoires de la Compagnie nationale Air France en présence des représentants de la FAA, de la Compagnie TWA et du bureau enquêtes accidents. En raison des détériorations subies par l'équipement au moment de l'accident, les essais au banc n'ont pu être effectués. Toutefois, pour vérifier le restricteur, des essais de débit ont été effectués en montant le restricteur du robinet accidenté sur un robinet de même type appartenant à la Compagnie Air France. Le débit ainsi obtenu a été de 140 cm³, c'est-à-dire compris dans les limites autorisées.

Les constatations effectuées tant avant le démontage qu'au cours du démontage n'ont mis en évidence aucune anomalie. En particulier, les portées travaillantes du tiroir ainsi que les joints étaient en bon état. Le détail des constatations figure dans le compte rendu d'expertise n° 162 DM LQ du 16 juin 1964.

6.1.3. Genouillère de train avant.

Du compte rendu d'expertise n° 2928, il ressort que :

- le verrouillage et le fonctionnement de l'articulation étaient corrects ;
- la présentation des composants était satisfaisante ;
- la vérification sur marbre a fait apparaître un jeu nul entre la butée et la bielle inférieure, avec une brisure d'envi-ron 2/10 mais dans le sens de la cassure, ce qui est correct.

6.1.4. Roue droite de l'atterrisseur avant.

L'expertise de cet ensemble a été confiée aux laboratoires qualifiés du centre d'essais des propulseurs et a fait l'objet du rapport n° 2045-L-64 du 24 juin 1964.

Le travail suivant a été réalisé :

- a) Roue droite :
 - examen des cassures ;
 - contrôle de composition ;
 - contrôle des propriétés mécaniques.

- b) Roulements de la roue :
 - examen des détériorations.

Il a été possible de conclure qu'aucune anomalie métallurgique n'avait servi d'amorce aux ruptures constatées sur la roue. Celle-ci était constituée par un alliage ZK80A forgé, dont la composition était normale et les propriétés mécaniques à la limite inférieure de ce qui est exigé par la norme AMS 4362 — ce qui d'ailleurs peut être une conséquence du sens des prélèvements effectués.

En bref, la rupture de la roue semble nettement résulter d'une surcharge provoquée par le ripage de l'avion sur le train avant alors que les roues étaient braquées vers la gauche.

Pour ce qui concerne les roulements, il a été possible d'affirmer qu'aucune anomalie dans leur fonctionnement n'avait pu entraîner le blocage de la roue droite. Aucune trace de grippage ou d'échauffement sur les pistes de roulement n'a été observée.

6.1.5. Examen du pneumatique avant gauche.

a) Identification :

Pneumatique 39 × 13, 16 plis ; Rating ; Firestone, non rechapé, à bande de roulement laminée.

b) Constatations :

L'examen de la carcasse a permis de faire les observations suivantes :

- déchappage total de la bande de roulement ;
- déformation d'un flanc par écrasement et usure des plis, enveloppe dégonflée ;
- trace évidente d'échauffement de la carcasse.

6.1.6. Examen du pneumatique avant droit.

a) Identification :

Pneumatique Goodyear 39 × 13, 16 plis Rating n° 9L0514, vitesse maximum 200 MPH, à bande de roulement laminée. Nombre de rechapages au sommet indiqué par les représentants de la TWA : 12.

Date de fabrication : novembre 1959.

Ce pneumatique totalisait 38 atterrissages depuis son dernier rechapage et plus de 1.100 depuis sa fabrication.

b) Examen de la carcasse restée sur la roue :

Sur la partie extérieure :

- arrachement total de la bande de roulement ;
- talons partiellement arrachés (les tringles côté valve sont sectionnées, les tringles côté bourrelet de jante sont déformées sur 20 à 30 cm) ;
- morceau de flanc arraché sur un angle de 60° environ avec une partie du talon.

Sur la partie intérieure de la carcasse :

- des froissements de plis sont apparents.

c) Examen des morceaux récupérés sur la piste (repères 1 à 9 sur l'annexe n° 2) :

Etat de la bande de roulement :

- déchirure par cisaillement des toiles de laminage à fond de rainures.

L'usure de la gomme de la bande de roulement laisse supposer que ce cisaillement résulte de l'accélération-arrêt.

Pas de changement de couleur, pas d'effet de reversion (tournage au gras du caoutchouc) sur la face de la bande de roulement en contact avec le protecteur ou le premier pli de la carcasse, ce qui laisse présumer que le rechapage au sommet a été réalisé correctement.

Etat des flancs :

- trace d'usure irrégulière sur les flancs près des épaulements. Cette constatation est caractéristique d'un sous-gonflage du pneumatique ;
- craquellement de la gomme du flanc dans la zone du talon, dû à une extension du caoutchouc ;
- oxydation et durcissement de la gomme extérieure.

Etat des talons :

- déformation et sectionnement d'une partie de la tringle ayant pu se produire après l'éclatement ;
- durcissement de la gomme d'enrobage des fils de la tringle ;
- déchirement des fils nylon entourant les tringles et durcissement de la gomme de calandrage ;
- dans la zone de déchirure des plis, on a constaté le changement de couleur du « flipper » (toile d'habillage de la tringle) et la disparition de la gomme par frottement laissant à nu les plis du « flipper ».

d) Etat des tringles :

— l'examen des tringles par radiographie a fait apparaître de nombreuses ruptures de fils sur les tringles intérieures des bourrelets intérieurs et extérieurs ;

— le relevé des zones criquées a mis en évidence l'existence de cinq ou six zones de ruptures, toutes suivant une section droite du faisceau de fils et intéressant préférentiellement les couches de fils les plus proches du centre ;

— les cassures de tringles ont été généralement provoquées par un effort principal de traction avec souvent une composante de flexion assez marquée ;

— le seul examen des tringles du pneumatique accidenté n'a pas permis d'expliquer ces ruptures en plusieurs zones distinctes des mêmes couches de fils et surtout leur localisation suivant des sections droites.

e) Etanchéité de la valve :

Un essai d'étanchéité de la valve de la roue avant droite a été réalisé. L'obus et la valve étaient corrects et aucune fuite n'est apparue.

f) Adhérence entre les tringles et le caoutchouc :

L'étude de la qualité de l'adhérence entre les tringles et le caoutchouc confiée à l'institut des caoutchoucs n'a pas apporté de résultats significatifs.

g) Résultat de l'examen du pneumatique avant droit :

Ce pneumatique a éclaté au cours du décollage de l'avion B. 707. Les traces relevées, les morceaux retrouvés et l'examen de l'enregistrement donnent à penser que l'éclatement s'est produit lorsque l'avion avait déjà parcouru approximativement 1.600 mètres. La détermination des causes de l'éclatement nécessite une étude complémentaire.

6.2.

EXAMEN RADIOGRAPHIQUE DES TRINGLES DE CINQ PNEUMATIQUES 39×13 PRÉLEVÉS DANS LE MAGASIN DE LA COMPAGNIE TWA, A ORLY

Les pneus étudiés ont été les suivants :

- Pneu Goodrich n° 14784 rechapé onze fois.
- Pneu Goodrich n° 2521 rechapé onze fois.
- Pneu Goodyear n° D 727 rechapé dix fois.
- Pneu Goodyear n° 1H2031 rechapé douze fois.
- Pneu Goodyear n° X 162 neuf.

Les conditions de l'examen et les résultats ont fait l'objet du rapport n° 2097-L-64 en date du 10 août 1964.

Les radiographies des tringles ont été effectuées avec un appareil de 250 kV (réglage à 100 kV, 4 mA, pose 60 sec.).

Aucun défaut n'est apparu sur les deux pneus Goodrich n° 14784 et 2521 dont les tringles sont plus grosses que celles des pneus Goodyear.

L'examen du pneu Goodyear neuf n° X162 n'a donné lieu à aucune remarque.

Cinq ruptures partielles et plusieurs déformations ont été observées sur les tringles intérieures du pneu Goodyear n° 727 rechapé dix fois (trois ruptures sur une tringle et deux sur l'autre).

Sur le pneu Goodyear n° H 2031 rechapé douze fois, aucune rupture n'a été observée, mais les tringles intérieures présentaient quelques déformations dont une notable.

6.3. ESSAIS DESTRUCTIFS DES PNEUMATIQUES PRÉLEVÉS

Les essais ont été effectués au cours du mois d'août 1964 dans les laboratoires spécialisés de l'établissement aéronautique de Toulouse. Ils ont fait l'objet du rapport n° 34692 de septembre 1964.

a) Le pneu Goodrich n° 2521 a été découpé pour étude des coupes et évaluation de l'adhérence entre le caoutchouc et les tringles. Aucune anomalie n'a été observée.

b) Le pneu Goodrich n° 14784 rechapé onze fois a subi les épreuves de vieillissement accéléré telles qu'elles sont définies dans le règlement USA pour satisfaire aux conditions d'homologation (trois roulements de 10 km sous charge ; 50 essais grande vitesse et 100 essais basse vitesse). Les résultats obtenus ont été satisfaisants, en particulier l'épreuve de surpression appliquée après les épreuves de vieillissement.

c) Le pneu Goodyear n° 727 a été soumis à l'épreuve de surpression imposée pour satisfaire aux conditions d'homologation (tenue de quatre fois la pression normale de gonflage p_0). Il a éclaté sous la pression de $3 p_0 = 24$ bars. Deux déchirures se sont produites au niveau des tringles dans des zones où des amorces de rupture avaient été décelées par radiographie.

d) Le pneu Goodyear n° H 2031 a été soumis aux épreuves de vieillissement accéléré citées ci-dessus. Il a subi avec succès les trois roulements de 10 km sous charge et cinq essais basse vitesse, mais a perdu un morceau de sa bande de roulement au cours du cinquième essai à grande vitesse. L'épreuve de surpression a ensuite été appliquée et les résultats obtenus ont été satisfaisants (l'éclatement s'est produit dans le sommet de la carcasse à la pression $p = 36$ bars).

6.4. EXAMEN DU PNEU GOODYEAR N° 727 APRÈS ÉCLATEMENT

Ce pneumatique a été remis au centre d'essais des propulseurs de Saclay pour y subir un nouvel examen radiographique et un examen minutieux des cassures de tringles. Les résultats obtenus ont fait l'objet du rapport n° 2141-L-64 et l'ingénieur responsable a ainsi conclu :

1° Le pneu Goodyear n° 727 s'est révélé nettement faible aux essais d'éclatement puisqu'il n'a pu atteindre la surpression imposée. Son mode de rupture a été différent des autres. La toile et la bande ont résisté et ce sont les tringles qui ont cédé les premières en deux endroits correspondant aux secteurs présentant des amorces de rupture.

2° Les radiographies effectuées après ruptures comparées aux précédentes ont montré que la tringle interne s'est rompue chaque fois au droit de deux des « ruptures partielles » déjà constatées : la tringle externe ayant cédé ensuite. Chaque fil de la tringle intérieure est bien cassé sensiblement dans le même plan de section droite, comme l'indiquait déjà la radiographie citée au paragraphe 6.2.

3° Les fils rompus antérieurement aux essais sont faciles à reconnaître : alors que presque tous les fils de la tringle portent des ruptures en traction statique avec des coupelles presque parfaites, quelques fils de nappe intérieure (trois ou quatre en général) présentent un faciès différent : les cassures ne possèdent aucune striction donc pas de déformation avant rupture ; elles sont pour la plupart tourmentées et fortement matées par suite de leur ancienneté, mais sur quelques-unes d'entre elles, des fissures de fatigue sont parfaitement visibles. Il est donc très probable que les ruptures partielles parfaitement discernables en radiographie malgré le petit nombre de brins rompus sont dues à un processus de fatigue, résultant des sollicitations dynamiques exercées sur le pneu en utilisation.

En conclusion, les constatations effectuées ont apporté les précisions suivantes :

a) Les « ruptures partielles » peuvent servir d'amorces de rupture de la tringle intérieure. Il en résulte un affaiblissement du pneu qui éclate prématurément au droit de ces points ;

b) Le mode particulier de rupture des fils semble élucidé : il résulte précisément de la présence de telles amorces ;

c) L'origine des ruptures partielles semble due à un effort statique de flexion ou d'enfoncement local appliqué en quelques points de la tringle, effort que l'on peut relier à une mauvaise manipulation des tringles ; les efforts dynamiques rencontrés en service par le pneu conduisant ensuite à la rupture de la tringle selon un processus de fatigue.

6.5. CONTRÔLES EFFECTUÉS PAR LA COMPAGNIE NATIONALE AIR FRANCE SUR TROIS PNEUS GOODYEAR

Un examen aux rayons X des tringles de trois pneus Goodyear 39 × 13 fabriqués en 1960 et rechapés deux et trois fois par Thompson et Gordy n'a mis en évidence aucune anomalie de confection, de positionnement ou de fatigue de ces tringles.

6.6. MESURES PRISES PAR LA COMPAGNIE TWA A LA SUITE DE L'ACCIDENT ET RÉSULTATS OBTENUS

Sur un prélèvement de quarante pneumatiques 39 × 13 Goodyear rechapés par McDowell, examinés aux rayons X, trente-quatre ont été rebutés pour défauts de tringles. Les photographies des défauts ont été présentées à la commission qui n'a pas relevé de corrélation significative entre l'importance des défauts et le nombre des rechapages subis par les pneumatiques. Sans doute, les défauts constatés sur les pneus rechapés de huit à onze fois sont très importants mais des défauts identiques ont aussi été constatés sur des pneus rechapés quatre à six fois. Des défauts ont par ailleurs été observés sur les tringles d'un pneumatique Goodyear neuf (le numéro 1 H 2285).

Les six sociétés américaines rechapant des pneumatiques pour la Compagnie TWA ont été invitées par la compagnie à reconsidérer leurs outillages afin d'étudier leur influence en matière de détérioration éventuelle des pneus. Trois d'entre elles, dont McDowell, les ont modifiés ; les autres ont certifié que leur outillage donnait entière satisfaction à cet égard. Les outillages modifiés ont été testés avant d'être agréés par la Compagnie TWA.

Deux pneus Goodyear rechapés par Thompson ont aussi été rebutés pour défauts de tringle au cours de l'examen de pneus Goodyear rechapés par Den-Air et Thompson.

L'examen radioscopique effectué sur un prélèvement de quinze pneumatiques 39 × 13 de fabrication autre que Goodyear et rechapés par McDowell n'a mis en évidence aucun défaut de tringle.

La Compagnie TWA a provisoirement suspendu les achats de pneumatiques Goodyear en attendant la fin de son étude destinée à rechercher la cause de la défektivité des tringles. Cette décision a été prise à la suite des anomalies relevées sur les tringles du pneumatique Goodyear 39 × 13 n° 1 H 2285 n'ayant jamais servi.

La Compagnie TWA a également mis en œuvre un programme ayant pour objectif l'élimination des pneumatiques défectueux avant leur emploi. Ce programme comporte une large mise en place de moyens de contrôles non destructifs (radiographie, radioscopie, ultra-sons...). L'utilisateur souhaite que des contrôles semblables soient effectués avant la livraison des pneus neufs.

6.7. CONTRÔLES EFFECTUÉS PAR LA SOCIÉTÉ GOODYEAR, A AKRON

Aux termes de sa lettre du 15 janvier 1965 adressée au président de la commission d'enquête, le chef de la division étude des pneus d'avions de la Société Goodyear a précisé que le contrôle radiographique de 225 pneus neufs pris récemment au hasard n'a mis en évidence aucune déformation de tringles. Il considère la défektivité du pneu neuf n° 1 H 2285 (cf. § 6.6) comme un cas isolé.

6.8. CONTRÔLES EFFECTUÉS PAR LA SOCIÉTÉ McDOWELL TIRE COMPANY, A KANSAS CITY

Selon les indications fournies à la commission le 2 février 1965 par la Société McDowell, il apparaît que la déformation des tringles n'a pu être reproduite avec l'équipement actuellement en place dans les ateliers de cette firme.

CHAPITRE VII

Hypothèses et discussions.

7.1. L'accident résulte de l'éclatement du pneu avant droit.

7.1.1. D'après les témoignages des membres de l'équipage, lorsque l'avion roulait à une vitesse voisine de 125 kt, de fortes vibrations ont brutalement été ressenties dans le poste. Le commandant de bord, le second pilote et le mécanicien navigant ont même précisé que l'éclatement d'un pneu avant semblait être à l'origine de ces vibrations.

7.1.2. Les traces laissées sur la piste et la présence des morceaux de pneu dans les conditions précisées au paragraphe 5.4 et sur le croquis annexé au présent rapport, ont permis à la commission d'enquête de constater que les vibrations ressenties par l'équipage coïncidaient avec l'éclatement du pneu avant droit de l'avion.

La commission a ainsi été normalement conduite à penser que la décision d'interrompre le décollage résultait de l'éclatement du pneu avant droit. Elle s'est néanmoins attachée à vérifier si au contraire, cet éclatement n'était pas la conséquence d'une anomalie de l'appareil pendant son accélération sur la piste.

7.2. L'éclatement du pneu avant droit n'est que la conséquence d'une autre défektivité.

L'examen de l'enregistrement de la vitesse de l'avion montre une anomalie vers 90 kt. Normalement, l'accélération longitudinale au cours du décollage de l'avion B.707 diminue légèrement et presque linéairement depuis le début du décollage jusqu'à la vitesse de rotation. Or, l'accélération du B.707 N 761/TW a sensiblement diminué à partir de 90 kt.

L'équipage n'a absolument rien remarqué d'anormal dans le comportement de l'avion à ce moment. La vitesse 80 kt a été atteinte dans l'intervalle de temps calculé. C'est à la vitesse approximative de 125 kt que l'anomalie a été ressentie au droit de l'atterrisseur avant et l'équipage n'a signalé aucune variation préalable de l'assiette de l'avion.

La commission a analysé deux enregistrements de la vitesse du même appareil (décollage des 24 avril 1964 et 2 mai 1964). Ces enregistrements présentent également une variation d'accélération mais à partir d'une vitesse légèrement supérieure (environ 120 kt).

Il y a lieu vraisemblablement d'imputer cette variation anormale d'accélération à l'enregistreur lui-même, lequel n'enregistrait déjà plus le cap magnétique depuis 19 vols et enregistrait mal l'altitude.

L'examen de l'appareil accidenté n'ayant pas fait apparaître d'anomalie significative et les expertises ayant éliminé la probabilité d'une défektivité dans la roue, le système de direction et les composants de l'atterrisseur, la commission a retenu que l'éclatement du pneumatique avant droit était bien à l'origine de l'accident et qu'il convenait de considérer avec attention les causes de cet éclatement.

NOTA. — Au cours de la décélération, malgré les tentatives du pilote (freinage différentiel) l'appareil a manifesté une tendance d'embarquement vers la droite. La difficulté initiale d'actionner la commande d'inversion de poussée du réacteur n° 1, la difficulté de tenir la direction de l'atterrisseur avant soumis à de fortes vibrations, l'impossibilité d'assurer la symétrie rigoureuse de freinage lorsque l'objectif essentiel est d'assurer un freinage maximum afin d'arrêter l'avion avant l'extrémité de la piste, la composante légèrement défavorable du vent, peuvent expliquer la trajectoire du B. 707 dont la masse était maximum.

7.3. Eclatement du pneumatique sous-gonflé.

Certaines constatations faites sur les flancs du pneu accidenté (cf. § 6.1.6) étaient de nature à étayer cette hypothèse. La commission ne l'a pas retenue parce que l'éclatement consécutif trouvant son origine sur les flancs ou dans les épaulements du pneumatique, l'aspect des cassures des tringles aurait été certainement différent, en supposant que les tringles soient alors cassées.

La pression de gonflage avait été vérifiée le jour même avant le décollage du Caire.

7.4. Eclatement du pneumatique surchauffé.

Rien ne permet d'incriminer la conduite au sol de l'appareil avant le décollage. Il a été prouvé que la roue tournait normalement sur ses roulements. Il n'y a pas de freins sur les roues avant et l'ensoleillement d'Orly n'a pu être préjudiciable.

7.5. Rupture de tringle due à un défaut local de la piste.

La piste 26 à Orly est en excellent état, néanmoins la position des traces laissées par le pneumatique avant droit à partir de l'épaufrure décrite au paragraphe 5.4 a conduit la commission à étudier l'influence de cette irrégularité sur le décollage du B. 707 N 761/TWA.

La trace sur la piste du pneu avant droit ayant été déjà relevée sur une longueur de trois mètres avant l'épaufrure, la commission a été conduite à admettre que l'anomalie ayant provoqué l'éclatement du pneu était antérieure au passage de l'avion sur le défaut local de la piste.

7.6. Rupture des tringles par fatigue.

La commission a relevé l'analogie des constatations faites sur le pneu accidenté et sur le pneu D 727 essayé en laboratoire.

Sur ce dernier pneu, rechapé dix fois, la radiographie avait montré avant l'essai destructif, l'existence de cinq ruptures partielles sur les tringles intérieures. L'examen du même pneu, après éclatement, a permis de constater qu'il s'agissait de ruptures de fatigue qui ont joué le rôle d'amorce, la tringle interne s'étant rompue à l'essai de surpression au droit de deux des amorces de rupture précédemment identifiées.

Les ruptures des fils de la tringle intérieure se sont faites dans un plan de section droite. Or, l'examen du pneu accidenté a mis en évidence l'existence de cinq zones de rupture de fils dans des plans de section droite.

La commission s'estime ainsi fondée à penser que le pneu accidenté présentait, avant l'accident, des ruptures de fils de tringles et que les fils rompus avant l'éclatement étaient rompus par fatigue.

La rupture de quelques fils de la tringle à la suite des efforts statiques évoqués au paragraphe 6.4 a entraîné la rupture totale de la tringle sous l'action des efforts dynamiques rencontrés en service. Les essais effectués en France, spécifiques de chacune des variables (fabricant, type, nombre de rechapages, procédé de rechapage) ont permis d'assurer l'emploi en toute sécurité de pneus rechapés quatre fois. Les essais se poursuivent en vue d'aboutir à un nombre plus élevé de rechapages sans mettre en cause la sécurité. En outre, la commission a noté que les rechapages effectués tant aux U.S.A. qu'en France n'étaient pas systématiquement accompagnés de contrôles radiographiques intéressant particulièrement les tringles.

7.7. Rupture de tringle détériorée antérieurement.

La commission a émis cette hypothèse dès le début de ses travaux et a demandé à la Compagnie TWA de l'informer de la définition des outillages et des méthodes utilisées aux stades suivants :

- A la fabrication des pneumatiques ;
- Aux rechapages ;
- Aux montages et démontages sur les roues.

Les outillages utilisés pour le montage et le démontage des pneumatiques par la compagnie ont été décrits à la commission avec photographies à l'appui. La commission qui a étudié l'utilisation d'outillages identiques en France estime que la détérioration des tringles ne résulte pas de leur emploi.

En revanche, les analyses effectuées aux U.S.A. ont conduit à la modification des outillages de trois rechapeurs et à l'abandon provisoire d'une marque de pneumatiques.

Il est certain que l'absence de corrélation significative entre l'importance des défauts constatés et le nombre des rechapages subis par les pneumatiques donne à penser qu'un outillage mal adapté peut déformer les tringles et entraîner des amorces de ruptures ; l'effet des efforts dynamiques rencontrés en service aggravant ensuite les défauts.

La commission souhaite que les investigations actuellement en cours aux U.S.A. permettent de localiser exactement la méthode ou l'outillage défectueux. Il est vraisemblable que les mesures déjà prises sont de nature à interdire le retour de défauts identiques.

CHAPITRE VIII**Causes de l'accident.****8.1. Résultats de l'enquête.**

L'équipage était en règle et qualifié pour le vol intéressé.

L'accélération-arrêt a été correctement conduite et l'embarquement de l'avion vers la droite a été le fait des difficultés que l'équipage du B. 707 N. 761 a dû affronter.

L'enregistreur de vol de l'appareil ne fonctionnait pas correctement.

L'accident résulte de l'éclatement du pneu avant droit fabriqué en 1959 et rechapé douze fois. Cet éclatement résulte lui-même de la rupture d'une tringle intérieure.

8.2. Avis de la commission d'enquête.

La commission estime que les tringles avaient été détériorées en atelier lors des diverses et nombreuses manipulations antérieures du pneumatique mais elle n'a pas localisé exactement l'endroit où la détérioration des tringles s'est produite. Seule une poursuite de l'enquête aux Etats-Unis d'Amérique pourrait déterminer si l'anomalie trouve son origine dans les ateliers du fabricant, du rechapeur ou de l'utilisateur. Les efforts dynamiques rencontrés au cours de l'utilisation importante de ce pneumatique (plus de 1.100 atterrissages) ont ensuite aggravé les défauts initiaux.

L'accident n'aurait sans doute pas eu lieu si les spécifications réglementaires de contrôle avaient prévu périodiquement des procédés d'inspection non destructifs tels que rayons X et ultra-sons aux stades de la fabrication et des rechapages afin de s'assurer de la qualité des tringles.

Signature du rapport par les membres de la commission d'enquête :

M. l'ingénieur général L. BONTE, président.

M. l'ingénieur général P. GRENIER, vice-président.

M. JAMES McCLEERY, Chief Advisor de la F. A. A., représentant accrédité.

M. DAUDON (RENÉ), pilote commandant de bord, membre.

M. GUILLEVIC (PAUL), ingénieur en chef, membre.

M. BES (PIERRE), ingénieur en chef, membre.

M. AUFRAY (RAYMOND), ingénieur, membre.

M. ROLLAND (J.-PIERRE), ingénieur, membre.

ANNEXES AU RAPPORT FINAL DE LA COMMISSION D'ENQUETE

SOMMAIRE

- Annexe I. — Bande d'enregistrement.
 Annexe II. — Trajectoire de l'avion.
 Annexe III. — Témoignage de l'équipage.

Les annexes I et II ont fait l'objet d'un tirage à part encarté dans le présent rapport.

ANNEXE III

Témoignages.

Rapport du commandant de bord.

Le capitaine R.-G. Guss occupait le siège pilote gauche et le capitaine F. Saylor le siège pilote droit. Le capitaine Steve Hawes avait pris place sur le siège de l'officier en second. Le mécanicien navigant Stone était à son poste et l'inspecteur Weiss de la F. A. A. occupait le siège du navigateur.

Au départ d'Orly pour un vol régulier, nous avons roulé en direction de la piste d'envol en agissant de façon à permettre à un avion Caravelle de dégager la piste. Un décollage normal était prévu avec poids en ordre de vol de 292.000 livres et V2 = 165 nœuds. Au cours de l'accélération en vue du décollage, à 135 nœuds environ, il s'est produit manifestement un éclatement du pneumatique de la roue avant provoquant de fortes vibrations. Le décollage a été interrompu en application des procédures normales: réduction du régime des moteurs, sortie des spoilers et utilisation maximale de l'inversion de poussée et des freins. Les fortes vibrations ont continué d'ébranler l'appareil.

Comme l'avion avait tendance à s'embarquer à droite, l'inversion de poussée sur les moteurs n° 1 et 2 a été augmentée jusqu'à sa valeur maximale. L'avion a été maintenu sur la piste, mais les pneumatiques extérieurs droits ont heurté les balises lumineuses de la piste et, après avoir parcouru encore 1.000 pieds, l'appareil, devenu incontrôlable, s'est de nouveau embarqué à droite et a quitté la piste pour franchir une distance de 200 à 300 pieds en dehors de celle-ci. Immédiatement avant que l'appareil ne s'immobilise, l'atterrisseur avant a cédé et s'est affaissé doucement à une vitesse très faible.

A cet instant, j'ai saisi le microphone et ai prié les passagers de quitter l'appareil. Le bouton du circuit du microphone ne s'est pas allumé et j'ai pensé qu'il ne fonctionnait pas (le commissaire tenta d'utiliser le microphone, mais en vain; celui-ci fonctionnait pourtant lors des recommandations communiquées au moment du départ).

Je quittai alors le poste de pilotage; Stone, le mécanicien navigant, était occupé à mettre en place le toboggan d'évacuation avant. Je l'aidai à le fixer au niveau du plancher et, lorsqu'il eut enlevé l'enveloppe, je déclenchai l'ouverture de la bouteille et le toboggan se gonfla normalement. De ma place, je pouvais constater que le toboggan prévu à hauteur de l'office était prêt à fonctionner et, en regardant par la porte avant, je pus m'assurer qu'il n'y avait aucune trace visible d'incendie. Je restai à proximité de la porte avant, aidant les passagers à prendre place dans le toboggan. Après avoir assuré l'évacuation d'une quinzaine de passagers et poursuivant mes efforts dans ce sens, je n'ai pas remarqué que l'une des passagères que j'aidais à prendre place dans le toboggan avait gardé ses chaussures; au cours de la descente le toboggan fut déchiré, mais la passagère — Mme Dick Powell — se retrouva

indemne. J'interrompis alors l'évacuation par cette porte et je fis évacuer les passagers restants par le toboggan disposé à hauteur de l'office.

L'évacuation de l'avion s'est effectuée dans l'ordre et le calme, bien que l'opération ait été activée et que les passagers aient quitté rapidement l'appareil. Après l'évacuation de tous les passagers par les toboggans, je me rendis à l'arrière de l'appareil et conseillai aux hôtes et au commissaire qui venait d'évacuer les derniers passagers de quitter l'appareil à leur tour, ce qu'ils firent.

Lorsque tout le monde fut hors de l'appareil, il était 11 h 17 TU. Comme l'avion s'était immobilisé à environ 11 h 13 TU, la durée totale de l'évacuation fut d'environ 4 minutes. Si la situation avait présenté un caractère plus critique, l'appareil aurait pu être évacué au moins une minute plus tôt. Tous les passagers et l'équipage avaient évacué l'appareil avant que l'équipement au sol n'arrive sur les lieux.

Stone, le mécanicien navigant, a signalé que le paquet renfermant le toboggan de la porte principale arrière était placé sens dessus-dessous et, qu'après gonflage, il a fallu le déplacer et l'orienter de 180 degrés.

Le capitaine Guss passait l'épreuve au cours de laquelle il devait obtenir sa qualification définitive Doppler et le capitaine Saylor effectuait son voyage de qualification ACM. Le capitaine Weaver était en mission rétribuée et se tenait dans la cabine des passagers. Le spécialiste radar Forristall figurait en qualité de membre navigant du fait de sa qualification Doppler et avait reçu la consigne de se tenir au salon.

D'après ce que j'ai pu observer, tous les membres d'équipage se sont comportés parfaitement en ce qui concerne le contrôle des passagers et l'évacuation de l'avion.

STEPHEN HAWES.

Rapport du premier pilote.

29 mai 1964.

J'occupais le siège gauche du poste de pilotage, effectuant le décollage.

Je roulai très lentement en direction du centre de la piste, attendant qu'un avion Caravelle d'Air France ait dégagé cette dernière. La puissance a été appliquée et l'ordre donné de « conjuguer les manettes ». Je demandai alors au capitaine Saylor de m'indiquer 80 nœuds, V1, VR et de tenir le manche. A la vitesse indiquée de 120 nœuds, un shimmy violent s'amorça et prit un caractère de plus en plus critique. J'observai la vitesse anémométrique: 135 nœuds, soit 10 nœuds de moins que V1 (145 nœuds). Je réduisis la puissance, serrai immédiatement les freins et plaçai les manettes des gaz en position « inversion totale ». Le mécanisme d'inversion resta temporairement bloqué sur le moteur n° 1, mais retrouva peu après son efficacité complète. Au cours de la décélération accompagnant la phase finale, je tentai d'orienter la roue avant pour maintenir l'appareil sur la piste, mais sans résultat. L'avion quitta la piste et, peu avant de s'immobiliser, l'atterrisseur avant s'affaissa. Le capitaine Saylor coupa les moteurs par le levier de mise en route (robinet-coupe-feu). Je déclenchai les quatre commandes incendie de façon à projeter l'agent d'extinction sur

les moteurs et à les noyer. Je replaçai la manette de commande des spoilers sur la position « rentré » en prévision de l'éventualité d'une évacuation par l'extrados de l'aile, cas dans lequel les spoilers constitueraient un obstacle ; le klaxon avertisseur de position de train hurlait en permanence. Lorsque l'avion fut évacué, je plaçai sur « arrêt » l'interrupteur de batterie et quittai le poste de pilotage, étant alors le dernier à évacuer le compartiment avant. L'évacuation se déroula rapidement et en bon ordre, mise à part la défection du toboggan d'évacuation avant, côté gauche.

Aucune trappe d'évacuation par l'extrados de l'aile n'a été retirée. Il y avait une forte odeur de caoutchouc brûlé dans le poste de pilotage et une légère fumée que je ne décelai qu'une fois l'avion immobilisé. On n'a observé aucun signal avertisseur d'incendie ni aucun incendie visible tant à l'intérieur qu'à l'extérieur de l'appareil.

J'ai senti que l'avion devenait incontrôlable en direction et ai décidé d'interrompre le décollage avant V1, alors que je disposais encore d'une longueur de piste suffisante pour m'arrêter. V1 était de 145 nœuds, VR de 155 nœuds et V2 de 165 nœuds. V1 maximale pour la piste 26 était de 145 nœuds. Température 70° F (21° C). Vent 280°/06 nœuds. Réglage de l'altimètre 29,97. Réglage sans injection d'eau au décollage 2,49 (2,47 n° 3). Poids total en ordre de vol : 292.000 livres.

ROBERT G. GUSS.

Rapport du deuxième pilote.

29 mai 1964.

V1 145, VR 155, V2 165. Poids total au décollage 292.000 livres.
11 h 11 1/2 : décollage.
11 h 12 : éclatement pneumatique.
11 h 13 : immobilisation.
11 h 17 : évacuation complète.

J'occupais le siège droit. La première phase du décollage s'effectua normalement. Environ trente secondes plus tard, à une vitesse de 130-135, il y eut un manifestement éclatement du pneumatique de la roue avant, et un shimmy accentué de la roue avant s'amorça.

Le capitaine Guss, à la place gauche, décida immédiatement d'interrompre le décollage en mettant en œuvre les spoilers, l'inversion de poussée et les freins. L'appareil amorça un virage peu accentué vers la droite et j'agis sur le frein gauche, mais sans succès, de sorte que l'atterrisseur principal droit vint franchir la bordure droite de la piste. Peu après ceci, l'appareil s'embarqua franchement à droite, l'atterrisseur avant s'affaissa, et ce fut l'immobilisation complète. Nous plaçâmes immédiatement les leviers de mise en route sur la position « arrêt » et nous déclenchâmes les extincteurs des moteurs. Au moment où je quittai le poste de pilotage, l'évacuation était en cours et se déroulait dans l'ordre.

F. C. SAYLOR,
capitaine T. W. A.

Rapport du mécanicien navigant.

29 mai 1964.

Capitaine R. Guss. — Siège pilote.

Capitaine F. Saylor. — Siège co-pilote.

Mécanicien navigant D. Stone. — A son poste.

Capitaine S. Hawes. — Siège de l'officier en second.

Inspecteur W. Weiss Jr., de la F. A. A. — Occupant le siège de l'examineur (A. C. M.).

« La mise en route des moteurs s'effectua à 11 heures T. U. L'appareil alla se placer en position de décollage, et il était 11 h 12 T. U. lorsque l'on mit les gaz en vue du décollage.

« A environ 11 h 12 1/2, un shimmy très accentué s'amorça. J'eus l'impression qu'un pneumatique de l'atterrisseur avant venait d'éclater. Le capitaine R. Guss entreprit immédiatement d'immobiliser l'appareil. La vitesse, à ce moment-là, était de l'ordre de 128 à 130 nœuds. Peu de temps après, il me semble que les choses se passaient comme si le second pneumatique de l'atterrisseur avant cessait de réagir ; l'appareil s'embarquait vers le côté droit de la piste, arrachant les balises lumineuses de la piste et coupant les pneumatiques de l'atterrisseur principal droit.

« L'appareil quitta la piste, et, peu après, l'atterrisseur avant s'affaissa et le klaxon avertisseur se déclencha.

« Le capitaine S. Hawes donna l'ordre d'abandonner l'appareil sitôt après son immobilisation. Je fermai les robinets de carburant principaux et me rendis dans la cabine. Ne voyant personne à la porte principale avant, je descendis le paquet renfermant le toboggan et le mis en position. La porte était ouverte. Le capitaine S. Hawes se tenait à cet emplacement et extrayait la bouteille prévue pour gonfler le toboggan. Je me rendis immédiatement dans la zone arrière de la cabine. Une hôtesse avait déjà mis en place le toboggan prévu à hauteur de l'office et manœuvrait la poignée de commande. Je me rendis à la porte principale et vis le capitaine George Gillard — voyageant en qualité de passager — qui se tenait à proximité du toboggan déjà placé face à la porte ; il retira l'enveloppe renfermant le toboggan, une hôtesse manœuvra la poignée d'ouverture de la bouteille et le toboggan se gonfla.

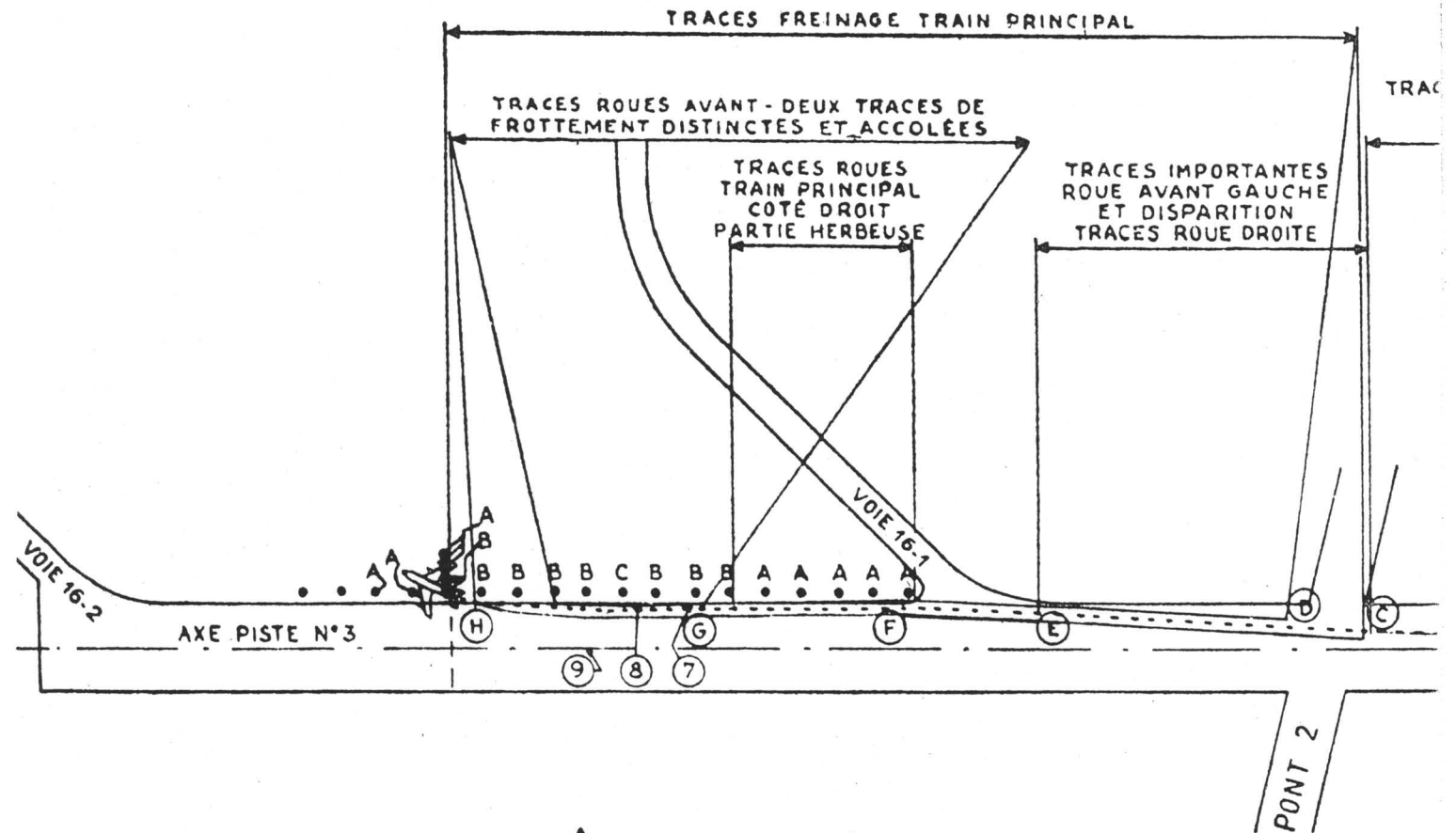
« Le toboggan avait été emballé sens dessus dessous. Le capitaine Gillard et moi-même pûmes le retourner avec l'aide de M. Jack Clifford qui, de l'avant de l'appareil, se rendit à l'arrière, emprunta le toboggan disposé à cet emplacement et put de l'extérieur manœuvrer le toboggan par son extrémité.

« Les passagers furent évacués à l'extérieur par les deux portes.

« Lorsque tous les passagers furent évacués, je parcourus la cabine pour m'assurer qu'il n'y avait pas d'autre passager demeuré à bord. Je quittai ensuite l'appareil par la porte avant de l'office. »

DONALD B. STONE,
mécanicien navigant.

ACCIDENT DU BOEING 707-TW



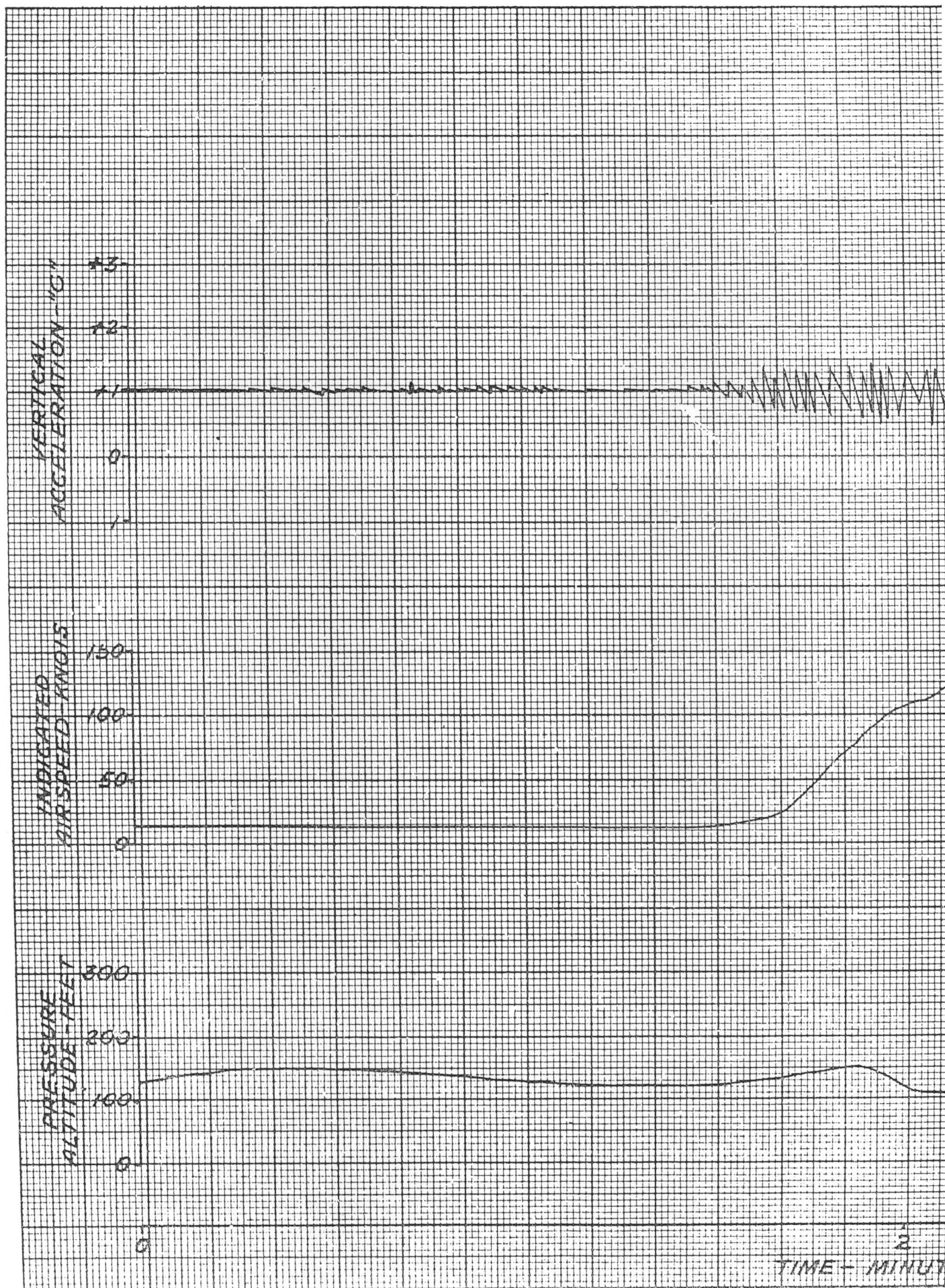
- A BALISES NON CASSÉES
- B BALISES CASSÉES
- C BALISES CASSÉES EN PLACE

Ⓐ Ⓗ REPÈRES DE TRACES

① Ⓐ ⑨ MORCEAUX DE PNEU

ECHELLE : 1/5.000

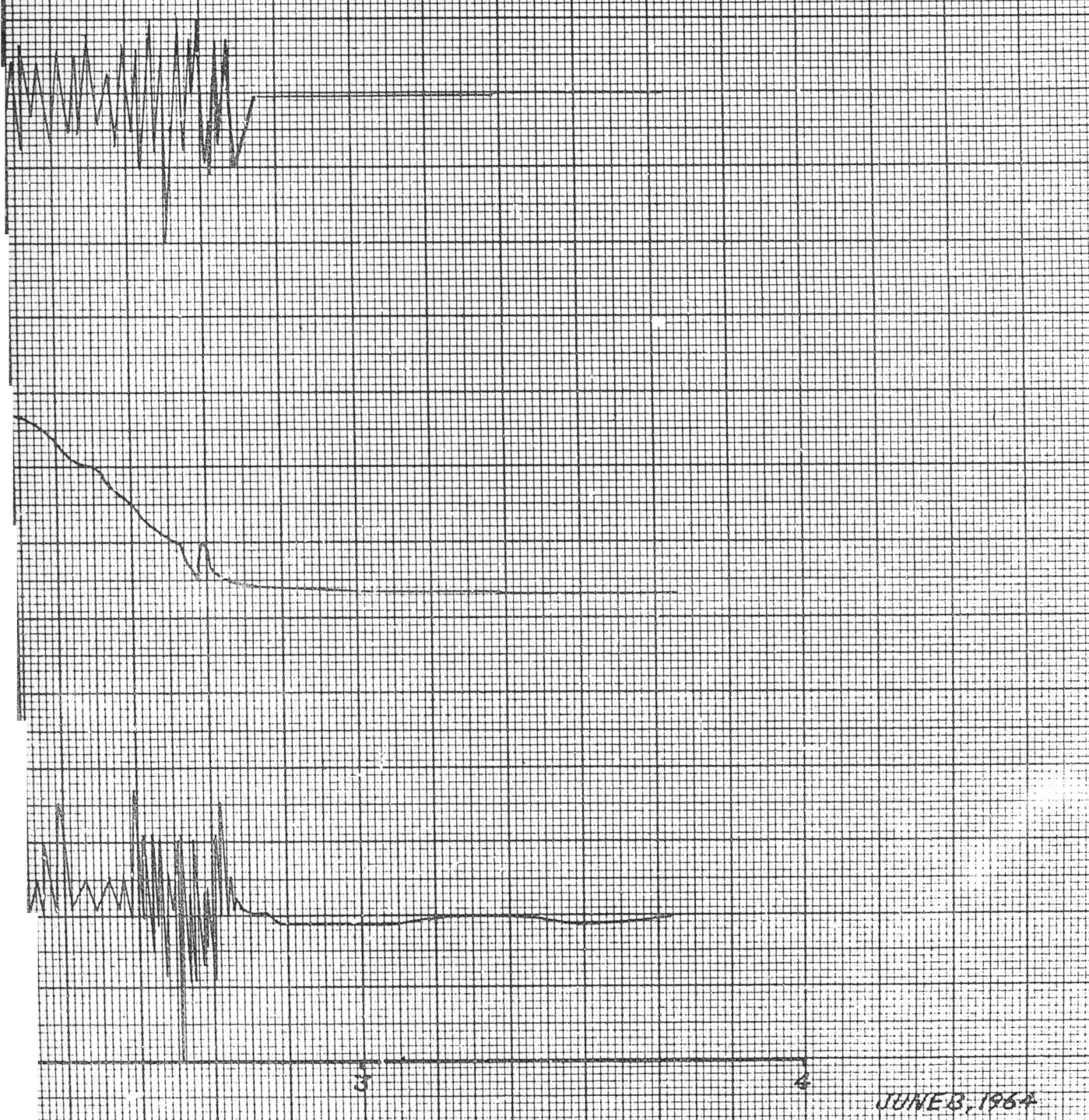
0 100 200 300 400 500 600 700 800 900



CIVIL AERONAUTICS BOARD
Bureau of Safety
Washington, D.C.

TRANS WORLD AIRLINES, INC.
BOEING 707-331, N761TW
ORLY AIRPORT, PARIS, FRANCE
MAY 29, 1964

FLIGHT RECORDER DATA GRAPH
LAS, MODEL 109-C, S/N 202



JUNE 3, 1964

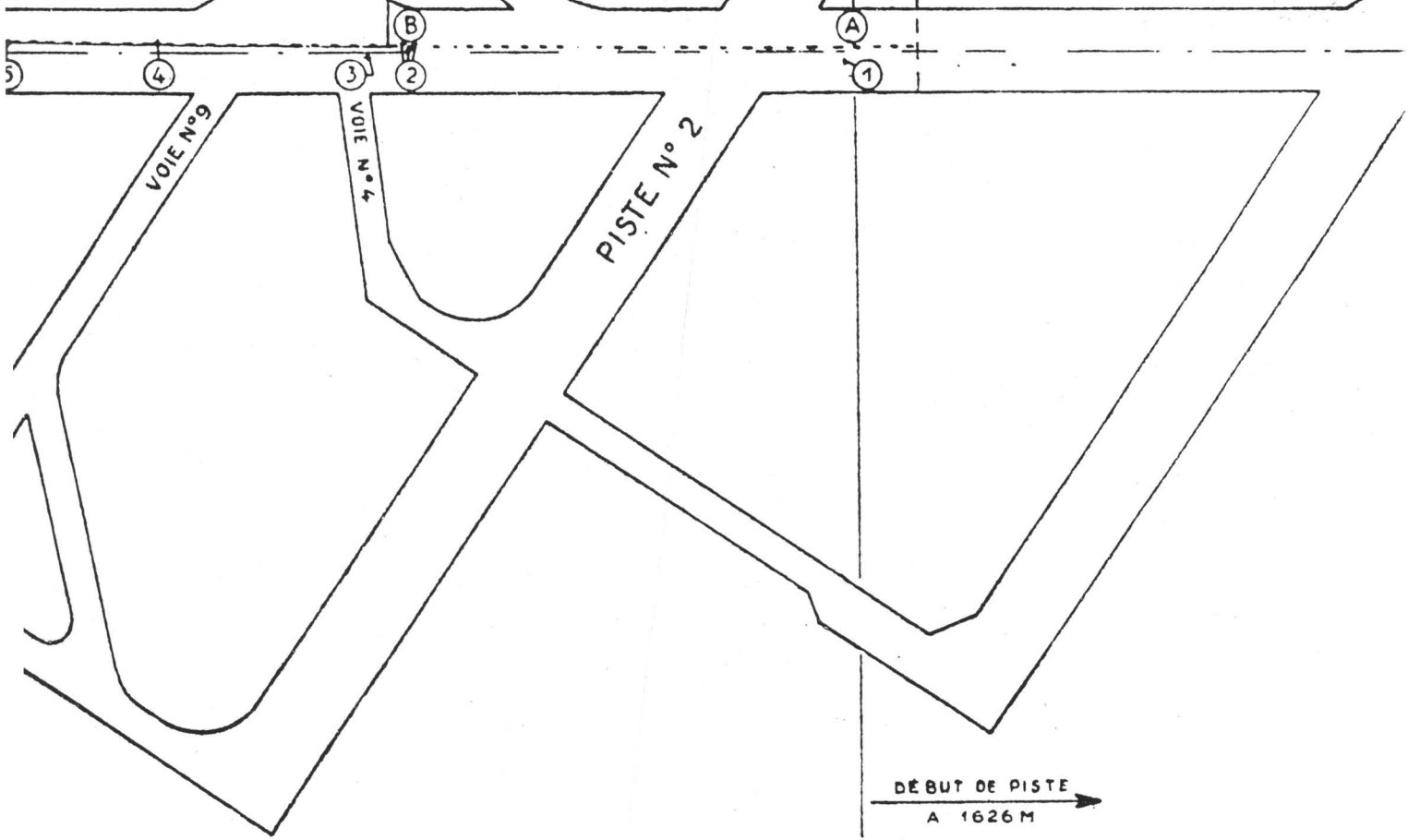
N-761-TW DU 29.5.64 A ORLY



TRAÇES INTERMITTENTES
ROUE AVANT GAUCHE
ROUE AVANT DROITE

TRACES INTERMITTENTES
ROUE AVANT DROITE

TRACE DE
ROULAGE
(GOMME)



1100 1200 1300 1400 1500 1600 1700