

~~CONFIDENTIAL~~

RAPPORT DE

LA COMMISSION D'ENQUETE SUR

L'ECRASEMENT D'UN AERONEF DES LIGNES AERIENNES TRANS-CANADA

DC 8FCF-TJN

A STE-THERESE DE BLAINVILLE (QUE.)

LE 29 NOVEMBRE 1963

DU DECRET DU CONSEIL C.P. 1964-1544

DU 8 OCTOBRE 1964

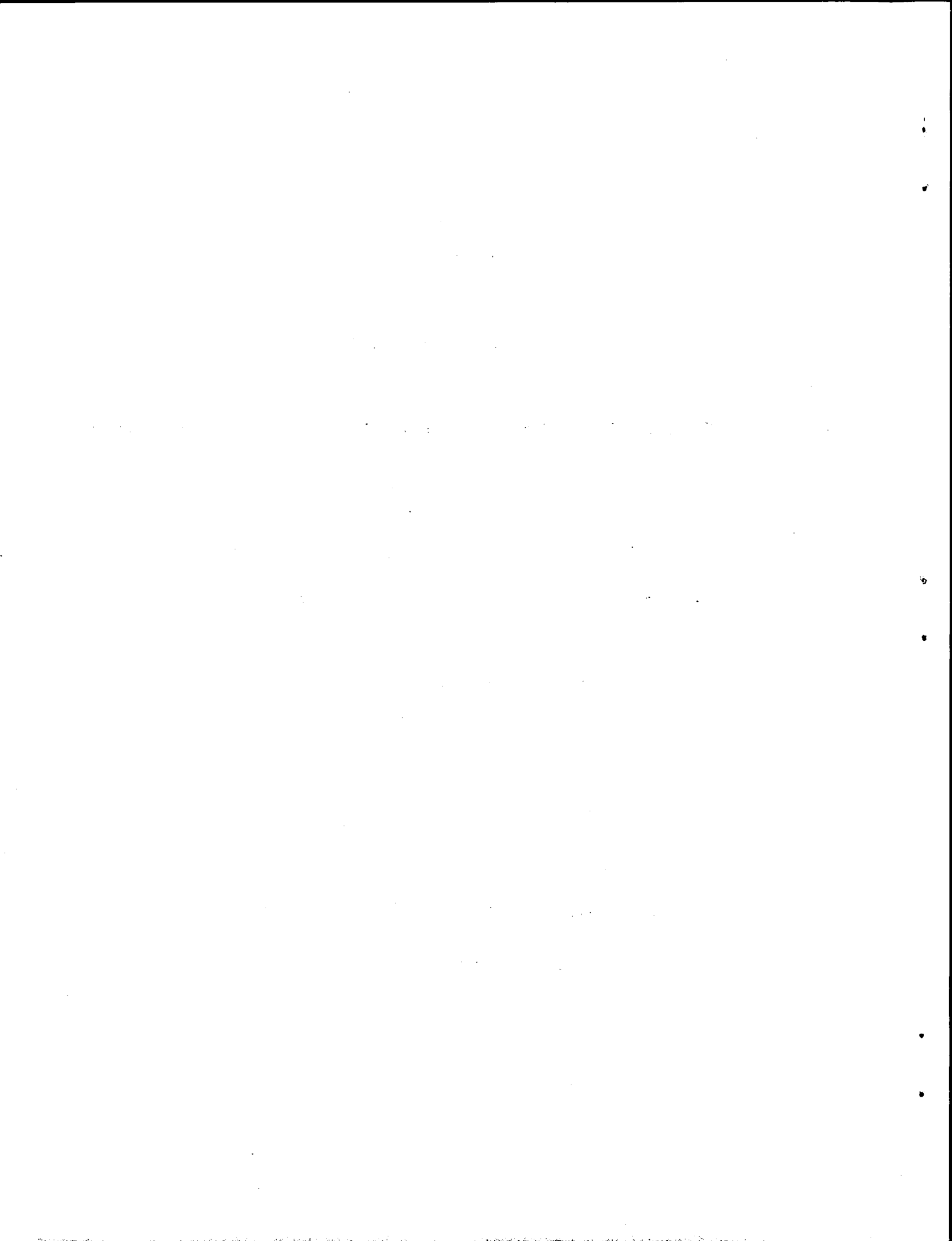
ec
HE9784.5

.C3

Q414

1963

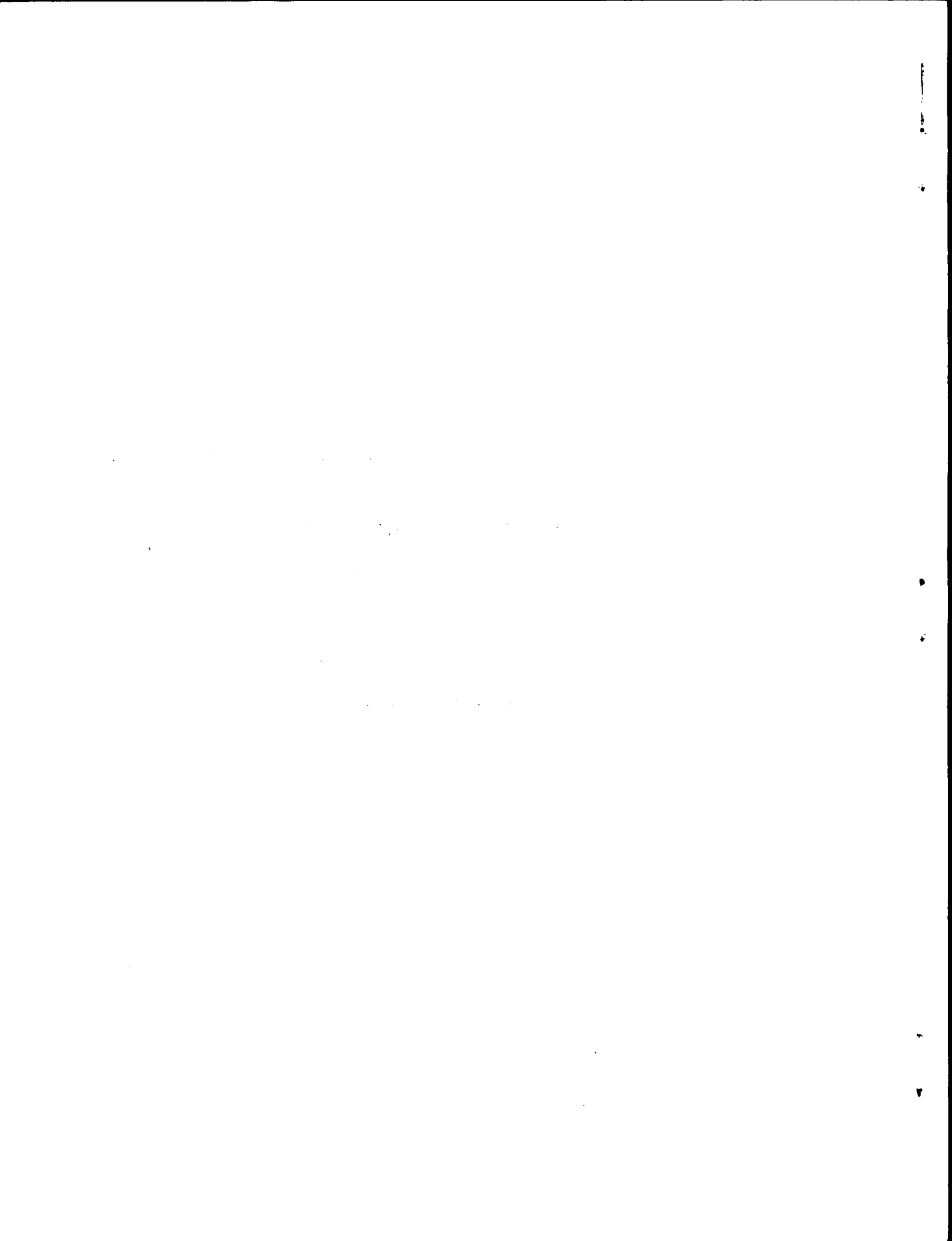
c. 1 aa



ADEM

HE9784.5
.C3
Q414
1963
c. 1 aa

RAPPORT DE
LA COMMISSION D'ENQUETE SUR
L'ECRASEMENT D'UN AERONEF DES LIGNES AERIENNES TRANS-CANADA
DC 8F CF-TJN
A STE-THERESE DE BLAINVILLE (QUE.)
LE 29 NOVEMBRE 1963
DU DECRET DU CONSEIL C.P. 1964-1544
DU 8 OCTOBRE 1964



A SON EXCELLENCE LE GOUVERNEUR GENERAL EN CONSEIL

PLAISE A VOTRE EXCELLENCE

Ayant été nommé commissaire en vertu du décret C.P. 1964-1544 du 8 octobre 1964 pour faire enquête et rapport sur les circonstances entourant l'écrasement d'un aéronef Douglas DC 8F, immatriculé CF-TJN, à Ste-Thérèse (Qué.), le 29 novembre 1963, alors qu'il effectuait un vol de Montréal à Toronto, et, plus particulièrement et sans restreindre la généralité de ce qui précède, sur

- a) la cause ou les causes qui ont occasionné ou qui ont pu occasionner l'écrasement; et
- b) la question de savoir si l'écrasement est attribuable à une ou des infractions à la Loi sur l'aéronautique ou aux Règlements de l'Air, ou à l'une quelconque de leurs ordonnances ou directives:

J'AI L'HONNEUR DE PRESENTER A VOTRE
EXCELLENCE LE RAPPORT QUI SUIT.

1
2
3
4

5
6

7
8

DANS L'AFFAIRE DE:

L'ENQUETE PUBLIQUE SUR LES CIRCONSTANCES QUI ONT ENTOURE
L'ECRASEMENT D'UN AVION DC-8F DES LIGNES AERIENNES TRANS-CANADA,
IMMATRICULE CF-TJN, A SAINTE-THERESE-DE-BLAINVILLE (QUEBEC), LE
29 NOVEMBRE 1963, EN COURS DE VOL DE MONTREAL A TORONTO.

RAPPORT DE:

L'HON. GEORGE S. CHALLIES, COMMISSAIRE

CONSEILLERS TECHNIQUES:

LE CAPITAINE WILLIAM S. ROXBOROUGH
LE COMMODORE DE L'AIR RAYMOND H. BRAY, DE L'ARC
(à la retraite)

COMPARUTIONS DES AVOCATS:

LEON LALANDE, C.R.
avocat du Commissaire

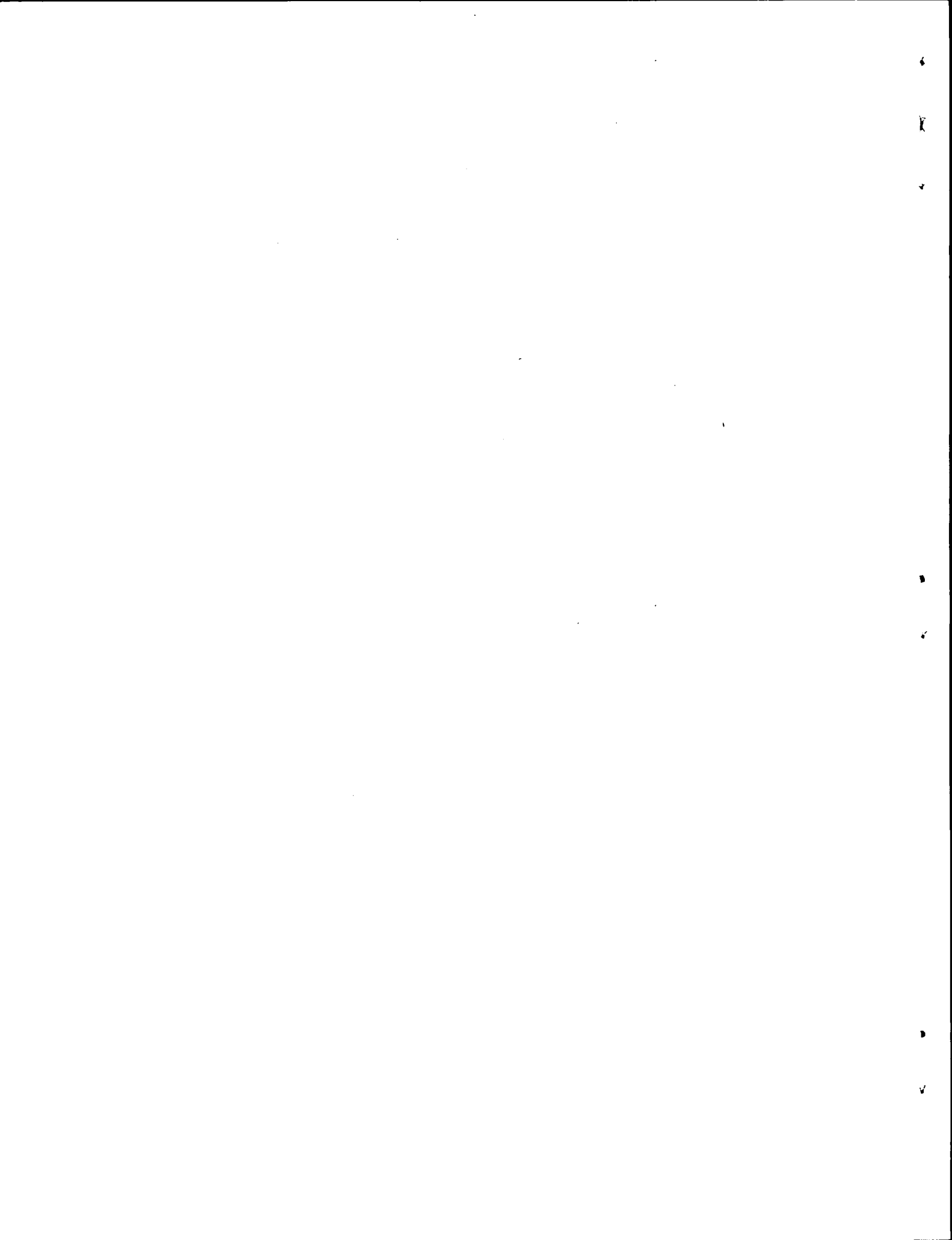
IAN E. McPHERSON
ALASTAIR R. PATERSON
E. D. PINSONNAULT
avocats des Lignes aériennes Trans-Canada

R. B. LAMB, C.R.
avocat de la Douglas Aircraft Company, Inc.

MARC LAPOINTE, C.R.
avocat de la Canadian Air Line Pilots Association

OBSERVATEUR:

DONALD W. MADOLE,
Civil Aeronautics Board des Etats-Unis.



I N D E X

	Page
Organisation de l'enquête	a-c
Historique du vol	1
L'enquête du ministère des Transports	2
Rapport du Groupe des Archives et Documents	5
1 Le personnel navigant	5
2 L'avion	8
Rapport du Groupe des Opérations	9
1 Les témoins	9
2 Le rapport	10
Rapport du Groupe des Installations motrices	12
Rapport du Groupe des Facteurs d'ordre humain	13
Rapport du Groupe des Structures	14
Rapport du Groupe des Systèmes	16
Analyse des témoignages et des pièces	18
Conclusions	32
Recommandations	36

4
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24
25
26
27
28
29
30
31
32
33
34
35
36
37
38
39
40
41
42
43
44
45
46
47
48
49
50
51
52
53
54
55
56
57
58
59
60
61
62
63
64
65
66
67
68
69
70
71
72
73
74
75
76
77
78
79
80
81
82
83
84
85
86
87
88
89
90
91
92
93
94
95
96
97
98
99
100

(a)

ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le décret du conseil C.P. 1964-1544 du 8 octobre 1964 a nommé le soussigné, en vertu de la Loi sur les enquêtes, chapitre 154 des Statuts révisés du Canada de 1952, commissaire chargé de faire enquête et rapport sur les circonstances qui ont entouré l'écrasement d'un avion Douglas DC-8F, immatriculé CF-TJN, exploité par les Lignes aériennes Trans-Canada, chute survenue près de Sainte-Thérèse (Québec), le 29 novembre 1963 vers 6 h 30 du soir, en cours de vol de Montréal à Toronto et ayant entraîné la mort de tous les occupants, c'est-à-dire l'équipage de 7 membres et 111 passagers, et plus particulièrement, mais sans restreindre la généralité de ce qui précède, sur:

- a) la cause ou les causes qui ont occasionné ou qui ont pu occasionner l'écrasement; et
- b) la question de savoir si l'écrasement est attribuable à une ou des infractions à la Loi sur l'aéronautique ou aux Règlements de l'Air, ou à l'une quelconque de leurs ordonnances ou directives.

Le capitaine William Sydney Roxborough, de Vancouver-Ouest (C.-B.), et le commodore de l'Air Raymond Harris Bray, de l'ARC (à sa retraite), d'Ottawa, ont été nommés conseillers techniques et le bâtonnier Léon Lalande, C.R., de Montréal, a été nommé avocat de l'enquête.

Avis public a été donné que l'enquête serait ouverte dans la salle 24 du Vieux Palais de Justice de Montréal le 9 novembre 1964.

(b)

Une conférence préparatoire aux audiences s'y est tenue le 3 novembre. Y était présent un représentant de chacune des parties à l'enquête, soit les Lignes aériennes Trans-Canada et la Douglas Aircraft Company, Inc. En outre, la Canadian Air Line Pilots Association y était invitée à titre d'observatrice. Les audiences ont eu lieu les 9, 10 et 12 novembre et les 2, 3, 7 et 8 décembre 1964. Quarante-cinq témoins ont été entendus et 78 pièces ont été déposées.

Le témoignage de 13 de ces témoins a été donné en français, et il a été traduit ensuite en anglais.

Les parties à l'enquête et la Canadian Air Lines Pilots Association, présente à titre d'observatrice, ont été invitées à présenter un exposé par écrit. Les Lignes aériennes Trans-Canada et l'Association l'ont fait.

Au début de 1965, la Commission a appris que la Civil Aeronautics Board des Etats-Unis devait sous peu rouvrir son enquête sur la chute d'un avion DC-8F dans le Lac Pontchartrain (Louisiane) dans des circonstances fort semblables à celles qui ont entouré la chute à Sainte-Thérèse. Parce que les témoignages supplémentaires présentés à l'enquête américaine pouvaient peut-être aider à l'étude du sinistre de Sainte-Thérèse, la Commission a décidé de différer la rédaction du présent rapport jusqu'à ce que ces témoignages soient disponibles.

Sur la fin d'avril 1965, la Civil Aeronautics Board des Etats-Unis a rouvert son enquête sur l'accident de la Nouvelle-Orléans afin de recevoir et de verser au dossier les données et renseignements supplémentaires qui se trouvaient dès lors disponibles. Aux séances tenues à Washington (D.C.) et à Los Angeles, étaient présents le capitaine W.S. Roxborough, un des conseillers techniques de la présente enquête, et les représentants du

(c)

ministère des Transports, de la Douglas Aircraft Company et des Lignes aériennes Trans-Canada.

Après un autre avis public, la présente enquête a repris dans une salle de la Cour de l'Echiquier, édifice de la Cour suprême, à Ottawa, le 9 juin 1965, et les témoignages recueillis à l'enquête de la C.A.B. en avril 1965 ont été formellement présentés. Ces témoignages avaient été remis aux parties en cause à l'avance. D'autres brefs témoignages ont été présentés, qui portaient sur d'autres incidents impliquant des avions DC-8, afin de compléter la preuve déjà versée au dossier. La Commission a donné aux avocats l'occasion de se faire entendre à nouveau et l'enquête s'est ensuite terminée.

Nous tenons à remercier M. Donald W. Madole de la C.A.B. de l'entière collaboration que lui-même et son organisme nous ont accordée ainsi que de leur concours, les avocats des parties intéressées. Nous remercions particulièrement le bâtonnier Lalande, avocat du Commissaire, ainsi que MM. C.S. Booth et R. L. Bolduc. Nous félicitons le ministère des Transports de la façon approfondie avec laquelle il a fait enquête sur le sinistre.

Quoique le nom des Lignes aériennes Trans-Canada n'ait été changé en celui d'Air Canada qu'à compter du 1^{er} janvier 1965, celui de "Lignes aériennes Trans-Canada" est employé dans ce rapport parce que c'était le nom officiel à la date de la chute, à celle du décret du conseil qui a établi l'enquête et à celle des audiences tenues en 1964.

HISTORIQUE DU VOL

L'avion assurait un vol régulier de Montréal à Toronto, vol dont le départ de l'aéroport international de Dorval était fixé à 6 h 10 du soir, h.n.e. Dans la soirée en question, à 6 h 25, le temps, selon la météorologie, était comme suit: ciel couvert, pluie et brouillard légers, visisilité de 4 milles, vent de surface du N.-E. de 12 milles à l'heure. Des retards intervenus dans le transport au sol de passagers venant de Montréal ont fait différer le vol d'environ 10 minutes.

Les 111 passagers sont finalement montés à bord par la porte avant à cause de la présence d'eau sur l'aire de la rampe à l'arrière de l'avion et le contrôle de la circulation aérienne a autorisé l'avion à se rendre à l'aéroport de Toronto via la station omnidirectionnelle de Saint-Eustache et Ottawa directement jusqu'à Kleinburg et Toronto à un niveau de vol de 29,000 pieds; l'avion avait instruction de se signaler à 3,000 et à 7,000 pieds au cours de son essor. Le vol 831 a commencé son tonneau de décollage sur la piste 06 de droite à environ 6 h 28 du soir, temps réputé exact à 30 secondes près. D'après les témoignages, l'avion a décollé normalement, s'est signalé à 3,000 pieds et a répondu à l'autorisation qui lui était donnée de virer à gauche vers Saint-Eustache. Ce fut là le dernier contact par radio avec le vol. Le vol a été surveillé sur le radar de contrôle de la circulation aérienne de l'aéroport jusqu'à environ 8 milles nautiques de l'aéroport alors que l'avion se trouvait à virer à gauche et était entouré de parasites de pluie sur le radar. Il n'a pas été observé de nouveau.

L'avion ne s'est pas signalé à 7,000 pieds comme il avait instruction de le faire. Les efforts répétés en vue de rétablir le contact

par radio avec l'avion ont été infructueux et l'aéroport international de Dorval a appris la chute de l'avion vers 7 h du soir. Le lieu de l'écrasement se trouvait à environ 4 milles à peu près au nord de Sainte-Thérèse-de-Blainville (Québec) et à quelques centaines de verges à l'ouest de la route 11, à un point situé à 45° 40' 53" de latitude N et à 73° 53' 55" de longitude O et à environ 16.9 milles anglais à vol d'oiseau de l'aéroport international de Dorval. D'après le sismographe du Collège Brébeuf à Montréal, l'avion s'est écrasé à environ 6 h 33 du soir.

L'ENQUETE DU MINISTERE DES TRANSPORTS

L'aéroport de Saint-Hubert, informé par un témoin oculaire, a alerté l'aéroport international de Dorval à peu près 15 minutes après la chute. Le Surintendant régional des enquêtes sur les accidents du ministère des Transports, dont le bureau principal est situé à Montréal, a averti Ottawa de la chute et s'est rendu sur les lieux où il est arrivé à peu près 2½ heures après la chute et où s'est joint à lui le chef de la Division des enquêtes sur les accidents venu d'Ottawa. Après une première constatation des conditions à l'emplacement de la chute, on s'est occupé d'obtenir du gros matériel de construction et de terrassement afin de commencer les opérations de récupération. La récupération organisée a commencé le 30 novembre 1963.

Après les consultations appropriées, une équipe d'enquête a été constituée afin de couvrir six grands secteurs: Archives et Documents, sous la présidence de Monsieur A. J. McDonell, du ministère des Transports, Ottawa; Opérations, sous la présidence de Monsieur S.T. Grant, du même ministère, Ottawa; Installations motrices, sous la présidence de Monsieur E.P. Cockshutt, du Conseil national de recherches, Ottawa; Facteurs d'ordre humain, sous

la présidence de Monsieur A.C. Bryan, Chef d'escadrille de l'ARC; Structures, sous la présidence de Monsieur A.H. Hall, du Conseil national de recherches, Ottawa; et Systèmes, sous la présidence de Monsieur J.W. Noonan, du Conseil national de recherches, Ottawa.

Une équipe de 14 personnes a été chargée de la tâche de localiser et d'interroger des témoins. La recherche de témoins s'est effectuée par une visite de porte en porte dans le voisinage immédiat de l'écrasement et au sud vers Sainte-Thérèse et Sainte-Rose. Les membres du groupe des Opérations ont recueilli 110 dépositions données, pour la plupart, par des témoins qui se trouvaient dans le voisinage immédiat de la route 11 entre Sainte-Rose et Saint-Janvier (Québec), soit une distance d'environ 8½ milles. A cause de la nature de l'accident et des conditions du sol au lieu de l'écrasement, de longues et coûteuses opérations de récupération ont commencé le 30 novembre 1963 et se sont continuées jusqu'au 27 avril 1964. Au moment où elles battaient leur plein au début de décembre 1963, plus de 1,500 personnes, appartenant au ministère des Transports, au Conseil national de recherches, au ministère de la Défense nationale, à l'ARC et à l'Armée, à Air Canada, à la Croix-Rouge et à la Protection civile de Montréal, y participaient.

Les excavations pratiquées dans la zone du cratère ont comporté le déplacement et le tamisage de 26,000 verges cubes de terre dans des conditions très difficiles. On a constaté que les débris se répartissaient entre deux grandes zones: la zone du cratère d'environ 17,000 pieds carrés et une zone située en avant de celle du cratère que nous appellerons la zone de dispersion et qui comprenait une étendue de 700,000 pieds carrés. Les deux premières semaines de décembre, des ingénieurs ont visité la zone

du cratère et établi un quadrillage afin de permettre de consigner l'identité et l'emplacement des débris récupérés. La récupération de restes humains et de débris d'avion s'est révélée extrêmement difficile dans les débuts à cause des conditions atmosphériques et de la nature du sol. Munie de pics et de pelles, la main-d'oeuvre a pu effectuer une certaine récupération à ce stade, mais on a commencé à utiliser au début de décembre du gros matériel (quatre grues preneuses et chargeuses) qui ont excavé autour du bord du cratère en se rapprochant ensuite graduellement vers le centre. Des pompes ont servi à évacuer l'eau.

Tous les débris ont été enlevés et transportés vers un emplacement de triage où ils ont été séparés du sol argileux, lavés et transportés ensuite par camion dans un hangar vide à l'aéroport de Montréal pour y être identifiés et examinés. Après quelques jours, les travaux ont commencé à s'effectuer jour et nuit au moyen de projecteurs.

A mesure que le gros matériel s'avançait vers le centre du cratère, de gros problèmes de génie se sont posés parce que le sous-sol ne pouvait le supporter. Le 12 décembre 1963, il a été décidé qu'on ne pouvait continuer les excavations à cause des glissements de terrain de plus en plus nombreux qui se produisaient à la cote de 20 à 30 pieds de profondeur. A la suite d'une enquête technique intervenue le 14 décembre 1963, on a établi qu'il fallait construire un batardeau pour continuer les excavations. A compter du 14 janvier 1964, on a enfoncé des pilots de métal jusqu'à la roche de fond et le batardeau a été achevé le 13 février; il circoncrivait une étendue de 140 x 120 pieds. A mesure que les excavations progressaient, un réseau de renforts en acier a été installé tous les dix pieds afin de soutenir les parois.

Le poids total de l'avion, y compris les gilets de sauvetage, était de 135,030 livres. On en a retrouvé 105,442 livres; il manque donc 29,588 livres. On a pensé que le gros des 29,588 livres manquantes devait exister en très petits morceaux et que leur récupération n'aiderait pas à déterminer la cause de l'écrasement.

GROUPE DES ARCHIVES ET DOCUMENTS

Le Groupe des Archives et Documents a fait les constatations suivantes:

Personnel navigant

Le personnel navigant comprenait:

le capitaine John Douglas Snider,
le premier officier Harry Jacob Dyck,
le second officier Edward Desmond Baxter.

Le personnel de service comprenait Imanta E. Zirnis, chef de cabine, et Kathleen P. Creighton, Linda J. Slaughter et Lorna J. Wallington, hôtesses.

a) Le capitaine John Douglas Snider

Le capitaine John Douglas Snider, 47½ ans, était titulaire du brevet de pilote de ligne n° AT-666, valide jusqu'au 21 mars 1964. Il avait servi dans l'ARC de 1940 à 1944 et volé 1,045 heures, surtout comme pilote d'avion de bombardement. Il était entré au service des Lignes aériennes Trans-Canada comme pilote le 27 octobre 1944; au moment de son décès, il avait totalisé 17,206 heures de vol, dont 458 à bord d'un Douglas DC-8 et 103 à bord d'un DC-8F. Il possédait une qualification de vol aux instruments de la classe I du ministère des Transports, valide jusqu'au 1^{er} avril 1964; sauf durant une période de cinq semaines au début de 1963, il avait conservé cette qualification

ou l'équivalent antérieur sans interruption durant 17½ ans. Il s'était présenté à sa dernière visite médicale le 26 septembre 1963 et rien d'anormal n'y avait été noté. Durant les 19 années antérieures à l'accident, il s'était présenté avec succès à 40 examens médicaux où il avait chaque fois été trouvé physiquement apte.

b) Le premier officier Harry Jacob Dyck

Le premier officier Dyck, 35½ ans, se trouvait, au moment de son décès, au service des Lignes aériennes Trans-Canada comme pilote depuis le 9 février 1953. Durant cette période, il avait totalisé 8,302 heures et 58 minutes de vol comme pilote, dont 336 heures à bord d'un Douglas DC-8 et 61 heures et 54 minutes à bord d'un DC-8F.

Il possédait le brevet de pilote de ligne du ministère des Transports n° YZA-818, valide jusqu'au 25 mars 1964, et avait conservé son brevet sans interruption durant les cinq années antérieures à l'accident. Le brevet portait une annotation relative aux avions du type Douglas DC-8 et datée du 17 mai 1963; la date de renouvellement la plus récente était le 23 septembre 1963. Il possédait une qualification de vol aux instruments de la classe I du ministère des Transports, valide jusqu'au 1^{er} juin 1964. Cette qualification lui avait été émise pour la première fois le 6 mai 1954, mais, durant les quatre années antérieures à l'accident, il l'avait laissé réduire à une qualification de la classe 2 à quatre reprises. La dernière date de renouvellement de la qualification de la classe I était le 7 novembre 1963.

Il avait passé son dernier examen médical le 23 septembre 1963 alors que rien d'anormal n'avait été noté. Durant les 11½ années antérieures à l'accident, il s'était présenté avec succès à 40 examens où il avait chaque fois été trouvé physiquement apte.

c) Le second officier Edward Desmond Baxter

Le second officier Baxter, 29½ ans, avait été, alors qu'il était jeune homme, au service des Lignes aériennes Trans-Canada durant plusieurs périodes comme manoeuvre, conducteur de camion, commis, caissier. Il avait aussi été élève pilote de l'ARC. Engagé comme pilote par les Lignes le 8 juillet 1957, il s'était entraîné à piloter les avions Viscount après avoir piloté des North Stars et, en juin 1963, avait terminé son entraînement au pilotage des Douglas DC-8. Au moment de son décès, il totalisait 3,603 heures de pilotage, dont 133 heures à bord d'un Douglas DC-8, et 144 à bord d'un DC-8F. Il avait sa licence de pilote commercial (YCZ-7668) qui était valide jusqu'au 11 septembre 1964. C'est le 11 septembre 1963 qu'il avait renouvelé pour la dernière fois sa licence. Il possédait la qualification de vol aux instruments de la classe I du ministère des Transports (valide jusqu'au 31 décembre 1963) qu'il avait laissé réduire à la classe 2 à cinq reprises. La dernière date de renouvellement de sa qualification de la classe I était le 15 juin 1963.

Son dernier examen médical (11 septembre 1963) n'avait rien révélé d'anormal. Il avait éprouvé des douleurs à la poitrine durant un vol en décembre 1961 et il lui avait été interdit de voler durant deux semaines, mais ses douleurs avaient été attribuées à un spasme musculaire et rien n'avait montré qu'il souffrait de troubles du coeur.

d) Le dossier du chef de cabine et des trois hôtesses ne renfermait rien qui intéressait l'enquête.

Le Groupe des Archives et Documents a conclu que les trois pilotes avaient tous été soumis à au moins deux examens en vol des Lignes l'année qui a précédé l'accident; ils avaient acquis suffisamment d'expérience

à bord des DC-8 pour être qualifiés pour exercer leurs fonctions respectives au moment de l'accident; et rien dans le dossier connu de l'équipage n'était de nature à indiquer quoi que ce soit qui ait pu causer l'accident. Nous sommes d'accord avec ces conclusions.

2. L'avion

L'avion, CF-TJN, un DC-8F-54, construit par la Douglas Aircraft Company, à Long Beach (Californie) en 1963, portait le numéro de série du constructeur 45654. Il était mû par quatre moteurs à réaction Pratt & Whitney JT3D-3. Le premier vol, d'essai, a eu lieu le 5 février 1963. Vers cette époque, les Lignes aériennes Trans-Canada ont acheté et accepté l'avion à Long Beach et lui ont attribué leur numéro de série 814. Le 8 février 1963, un équipage des Lignes a conduit l'avion de Long Beach (Californie) à Montréal (Québec). Le 12 février 1963, le ministère des Transports a délivré un certificat d'immatriculation portant le numéro 28887, les marques d'immatriculation CF-TJN et délivré un certificat portant le numéro 9183 qui autorisait l'avion à voler comme appareil terrestre de la catégorie normale, sous réserve d'être dirigé par un équipage de deux pilotes qualifiés et d'un mécanicien navigant ou un équipage de trois pilotes qualifiés.

Jusqu'à la date de l'écrasement, l'avion avait totalisé un peu plus de 2,174 heures de vol.

Le dossier des installations motrices est présenté comme il suit par le Groupe des Archives et Documents:

Moteur n° 1 - Numéro de série 72-00-102-222, installé dans l'avion le 29 août 1963, en place durant 686 heures de vol jusqu'à l'accident. Temps total d'installation motrice: 1,590 heures.

Moteur n° 2 - Numéro de série 72-00-102-212, installé dans l'avion le 22 août 1963, en place durant 753 heures de vol jusqu'à l'accident. Temps total d'installation motrice: 1,660 heures.

Moteur n° 3 - Numéro de série 72-00-102-218, installé dans l'avion le 22 août 1963, en place durant 753 heures de vol jusqu'à l'accident. Temps total d'installation motrice: 2,174 heures.

Moteur n° 4 - Numéro de série 72-00-102-209, installé dans l'avion le 27 novembre 1963, en place durant 21 heures de vol jusqu'à l'accident. Temps total d'installation motrice: 1,697 heures.

Le Groupe a conclu que le dossier de l'entretien de l'avion ne renferme rien qui pouvait indiquer une cause de l'accident.

Nous acceptons cette conclusion à la lumière des témoignages présentés à l'audience.

GROUPE DES OPERATIONS

1. Témoins

A la demande du Groupe des Opérations, des représentants du ministère des Transports ou des Lignes aériennes Trans-Canada ont visité après l'accident, un grand nombre d'habitations situées entre Sainte-Rose et le lieu de l'écrasement et ils ont relevé le nom de 110 témoins dont ils ont reçu les déclarations. Les déclarations les plus pertinentes ont été étudiées et leurs auteurs ont témoigné à l'audience. Comme il fallait s'y attendre, les dépositions de certains de ces témoins ont été fort contradictoires. Le plus utile témoin, M. Thomas Watt, qui habite au 333,

boulevard Sainte-Rose, Sainte-Rose, soit à quelque sept milles du lieu de la chute, a témoigné en se fondant sur ses longues années d'expérience comme pilote de la brousse. Il se trouvait à l'extérieur près de sa maison vers 6 h 30 du soir quand il entendit un avion à réaction près de l'autoroute, à l'ouest de l'endroit où il se tenait; il a déclaré: "Le réacté montait parce que le bruit des moteurs était fort; puis, il y a eu brusque cessation des gaz ou du bruit, le bruit du réacté, et ensuite un bruit de sifflement qui pouvait s'attribuer à l'empennage ou à des fils métalliques en vol. C'était un bruit de sifflement comme celui d'un avion qui descend. Tout avion dont les moteurs sont coupés fera entendre un sifflement." M. Watt pensa que le pilote faisait une descente expéditive, fort expéditive; à son avis, le sifflement tenait à ce que l'avion franchissait l'air et il ne venait pas des moteurs, comme il l'a déclaré (page 165 de la transcription): "C'était tellement exceptionnel parce que, pour moi, l'avion montait, d'après les gaz qui ont tout à coup complètement cessé."

Les faits principaux qu'il a été possible de déterminer d'après les dépositions des divers autres témoins sont que l'avion n'était pas en feu avant le choc et que le réseau électrique disposait d'énergie électrique.

2. Rapport du Groupe des Opérations

Le Groupe des Opérations en est venu aux conclusions suivantes:

- a) Le transporteur aérien était réglementairement immatriculé;
- b) L'équipage de conduite était qualifié pour diriger le type d'avion en cause et était réglementairement immatriculé;
- c) L'avion était réglementairement chargé;
- d) L'avion et l'équipage de conduite avaient réglementairement obtenu leur congé;

- e) L'avion, selon les observations, a décollé normalement et suivi ensuite la procédure de réduction du bruit prescrite pour la piste 06 de droite à l'aéroport international de Montréal;
- f) Le personnel de conduite n'a indiqué ni signalé de difficulté de conduite du vol;
- g) L'avion a amorcé un virage à gauche selon l'autorisation à environ 8 milles nautiques du point où la puissance de décollage a été appliquée;
- h) Dans le voisinage de Sainte-Rose, un témoin a entendu un réacteur réduire brusquement les gaz au moment à peu près où le vol 831 se serait trouvé dans le voisinage immédiat. Il n'existe aucune mention d'un autre réacteur, civil ou militaire, qui se serait trouvé dans le voisinage;
- i) Dans le voisinage de Sainte-Rose, l'avion s'est écarté de sa trajectoire normale de vol d'environ 55° à droite;
- j) L'avion est rapidement descendu de l'altitude atteinte en montée après avoir survolé Sainte-Rose;
- k) L'avion s'est maintenu en direction relativement droite sur un cap d'environ 330°M entre Sainte-Rose et le lieu de l'écrasement;
- l) L'avion a heurté le sol à un angle abrupt;
- m) La durée totale du vol à partir du commencement du tonneau de décollage et le choc contre le sol a été de 5 minutes (± 15 secondes);
- n) Une reconnaissance terrestre et aérienne de la région de la trajectoire probable du vol et des régions environnantes n'a révélé aucun signe de débris ou de pièces qui seraient tombés de l'avion au cours du vol;

- o) Les conditions atmosphériques, selon le rapport, convenaient au vol.

Nous sommes d'accord avec ces conclusions et nous désirons ajouter que les témoignages ont établi que les membres de l'équipage de conduite occupaient leur place normale quand l'avion a quitté la rampe et que le premier officier a fait toutes les transmissions radioélectriques. Il est donc supposé que le capitaine pilotait l'avion. Le Groupe des Opérations a aussi remis comme appendices C et D les profils de vol horizontal et vertical probables. C'est le National Aeronautical Establishment (Ottawa) qui a établi les profils afin de trouver des trajectoires de vol compatibles avec les capacités de performance de l'avion qui répondraient à un certain nombre de conditions que d'autres aspects de l'enquête avaient fait surgir. Nous sommes d'accord en général avec le profil de vol horizontal, mais nous sommes d'avis que le profil légèrement incurvé présenté à la figure 14 de l'appendice 20 du rapport du Groupe des Structures (pièce n° 62) est plus probable. Le profil de vol vertical est discutable parce qu'il se fonde sur des hypothèses qui ne sont pas nécessairement justes, mais c'est un fait qui n'importe pas grandement dans la détermination des causes possibles de l'accident parce que le profil ne jette aucune lumière sur la cause de la perturbation initiale.

GROUPE DES INSTALLATIONS MOTRICES

Le Groupe des Installations motrices avait à déterminer si une grande défectuosité de fonctionnement d'un ou de plusieurs moteurs est intervenue comme cause première de l'écrasement ou si une défectuosité moins importante d'un ou de plusieurs moteurs est intervenue qui aurait pu

y contribuer. Il lui fallait aussi déterminer les conditions de fonctionnement des moteurs au moment du choc en fait de vitesse et de poussée.

Le Groupe en a conclu comme il suit:

- a) Il a été recouvert environ les trois quarts au poids des quatre installations motrices. Le matériel récupéré ne présentait aucune défectuosité anormale;
- b) Il n'y a pas eu défaillance catastrophique d'un moteur ni défaillance associée et simultanée de plusieurs moteurs;
- c) Il n'y avait aucun signe d'incendie en vol, de carburant contaminé, d'huile contaminée, d'aspiration d'oiseau, de formation de glace, d'arrêt des moteurs ni d'absorption d'eau non plus qu'aucun signe d'application de poussée inverse par mégarde ou par accident;
- d) D'après les signes physiques présents, les quatre moteurs étaient au ralenti de vol avant au moment du choc et la position de puissance au ralenti de vol avant a été adoptée au moins dix secondes avant le choc. La position a pu être adoptée plus tôt, mais n'a pu l'être moins de dix secondes avant.

Nous sommes d'accord avec ces conclusions.

GROUPE DES FACTEURS D'ORDRE HUMAIN

Le Groupe des Facteurs d'ordre humain a tiré les conclusions suivantes:

- a) L'analyse des spécimens de tissus n'a révélé la présence d'aucune concentration exceptionnelle d'oxyde de carbone ni d'éléments volatils toxiques;
- b) Les dossiers personnels et sanitaires de la compagnie relatifs aux membres de l'équipage de conduite ainsi que les entrevues

avec leur médecin privé n'ont pas fourni de renseignements importants. Autant qu'on puisse en juger d'après les dossiers et les entrevues avec leurs amis, les membres de l'équipage étaient aptes du point de vue physique et mental;

- c) On n'a pu trouver de signes de présence à bord de substances toxiques ou pouvant l'être qui auraient pu contribuer à provoquer une défaillance de l'équipage au cours de la période en cause.

Au cours des audiences, des témoignages corroborants ont été présentés qui ont indiqué que l'enquête s'est faite à fond et qui portent la Commission à faire siennes les conclusions du Groupe des Facteurs d'ordre humain.

GROUPE DES STRUCTURES

A la suite de l'examen de tous les éléments de preuve dont il disposait, le Groupe des Structures en est venu aux conclusions suivantes:

- a) Les matières récupérées ont suffi à permettre d'en arriver à des conclusions assez sûres à l'égard de tous les aspects de la performance et de l'intégrité des structures;
- b) Les matières non-récupérées ne semblent pas essentielles aux conclusions.
- c) Le cap de la trajectoire de vol, d'après le lancer de pièces denses de débris, devait être de 296 ± 15 degrés magnétiques;
- d) D'après la direction et l'angle de la descente, selon la trouée faite dans un groupe d'arbres par l'avion, le cap aurait été de 295 ± 12 degrés magnétiques et l'angle de descente, de $55 - 7$ degrés. L'angle aurait peut-être été moindre d'après le fuselage.

- e) La position estimative aile droite baissée de l'avion au moment du choc est de 35 ± 8 degrés; c'est un angle qui concilie les tolérances des caps de la trajectoire de vol, de l'angle de descente et de la disposition des installations motrices à l'intérieur du cratère;
- f) Les données qui confirment que l'avion a donné du nez dans le sol sont les suivantes: rides de compression dans la coque du fuselage; diminution progressive vers l'arrière de la fragmentation; et forces qui ont disloqué le train avant rentré;
- g) Au moment du choc, la structure principale de l'avion était intacte et en état de fonctionner. Toutes les installations motrices étaient fixées à leur pylône. Les trains principal et avant étaient rentrés. Rien n'indique qu'il y ait eu explosion antérieure des pneus ou des roues. Le pare-brise du poste de pilotage n'a pas été fracassé par la pénétration d'un objet en vol et les fenêtres étaient fermées et verrouillées;
- h) Toutes les gouvernes étaient en place et structurellement en état de fonctionner;
- i) Le stabilisateur horizontal porte des marques qui indiquent que le côté gauche était en piqué de compensation de 1.6 à 1.7 degré et le côté droit, d'environ 1.9 degré;
- j) L'aileron de droite indiquait un bord de fuite baissé de 8 à 10 degrés et l'aileron gauche, un bord de fuite relevé de 8 degrés. Ce dernier se ressentait d'une certaine torsion de l'aile. Les volets des deux ailerons se trouvaient effectivement en position neutre;
- k) Les arêtes de vol et de sol étaient rentrées;

- l) Les volets hypersustentateurs étaient rentrés et les portes d'éjection étaient carénées;
- m) Le gouvernail de direction a été initialement endommagé à un moment où il se trouvait près de sa position neutre;
- n) Les ceintures de l'équipage récupérées semblaient avoir été attachées tandis que les ceintures des passagers récupérées ne l'avaient peut-être été que dans la proportion d'un tiers;
- o) Il n'est rien qui indique clairement la position des gouvernails de profondeur au moment du choc;
- p) Rien n'indiquait qu'il y ait eu des dommages causés par un incendie intérieur ou extérieur avant le choc ni contamination par des gaz nocifs; rien n'indique non plus qu'il y ait eu fracture explosive des éléments des systèmes à haute pression;
- q) Nous n'avons pas découvert la présence de conditions délétères: distorsion des supports, érosion des câbles, corrosion, etc. Nous n'avons pas découvert la présence d'engagement ou de dommages antérieurs en ce qui concerne les tiges de commande du volet du gouvernail de profondeur.

La Commission accepte ces conclusions.

GROUPE DES SYSTEMES

Après examen des éléments récupérés, le Groupe des Systèmes en est venu aux conclusions suivantes:

- a) La récupération moyenne générale d'éléments des systèmes s'est établie à 65 p. 100, allant de 90 p. 100 pour le système de contrôle de pilotage à 33 p. 100 pour le système de protection contre la glace et la pluie;

- b) Il y a eu disponibilité d'énergie hydraulique, électrique et pneumatique jusqu'au moment du choc;
- c) L'avion a été ravitaillé en carburant approprié;
- d) L'avion présentait une configuration saine, c'est-à-dire que le train d'atterrissage, les volets hypersustentateurs et les arêtes étaient rentrés et les fentes des ailes étaient fermées;
- e) Les ailerons se trouvaient en commande mécanique et en position appelant le relèvement de l'aile droite;
- f) La commande du compensateur de tangage était en position de service;
- g) Le stabilisateur horizontal se trouvait à un angle de 1.65° à 2° de piqué de compensation et avait été placé dans cette position par commande hydraulique;
- h) Le matériel radio et le radar météorologique fonctionnaient normalement;
- i) Les indications du tachymètre des moteurs cadraient toutes avec une mise au ralenti de vol;
- j) La vitesse par rapport à l'air au moment du choc, d'après la position des cames correctrices de MACH des deux systèmes d'instruments de pilotage intégrés Kollsman indépendants, correction faite à 225 pieds au-dessus du niveau de la mer à 38° F (température de l'air ambiant), était de 470 noeuds (exactitude de conversion de 1 p. 100 en plus ou en moins). La vitesse de l'avion au moment du choc a été calculée, sur cette base, comme s'inscrivant entre 470 et 485 noeuds;
- k) Rien n'a été découvert qui puisse indiquer qu'il existait quelque déféctuosité ou qu'il y a eu mauvais fonctionnement durant le vol

qui auraient pu faire perdre le contrôle du pilotage de l'avion;

- l) Il n'a pas été découvert de traces de fumée ou de substances toxiques dans le conditionnement d'air;
- m) Il n'a pas été trouvé de signes d'incendie en vol;
- n) Exception faite du poste de pilotage, 90 p. 100 environ des éléments des systèmes de pilotage ont été récupérées et rien n'a été trouvé qui indique qu'il y ait eu incendie en cours de vol;
- o) Il n'a pas été découvert d'indices d'une explosion en vol des pneus, des roues ou des freins;
- p) Rien n'indiquait qu'il y ait eu mauvais fonctionnement des moteurs d'entraînement ou des commandes qui actionnent le stabilisateur horizontal;
- q) Il a été impossible de déterminer la position des gouvernails de profondeur au moment du choc. Cependant, l'examen du parcours des câbles depuis le noeud d'assemblage 1,500 du fuselage jusqu'aux barres du couple des volets utilisés comme servo-commandes des gouvernails de profondeur indique que le tout était en bon état;
- r) Il n'a pas été possible de déterminer la situation ou position dynamique du gouvernail de direction au moment du choc.

La Commission fait siennes ces conclusions.

ANALYSE DES TEMOIGNAGES ET DES PIECES

Les témoignages indiquent qu'il n'y a pas eu désintégration entre ciel et terre causée par la turbulence, la collision avec des oiseaux ou autres objets, l'explosion ou l'incendie et que l'avion était

structuralement intact au moment du choc. Il est établi aussi que les grands systèmes d'ordre électrique, hydraulique et pneumatique ont fonctionné durant tout le vol. Il appert donc que toutes les commandes et toutes les gouvernes étaient en état de fonctionner, fonctionnaient et se trouvaient à la disposition de l'équipage de conduite.

Comme le Groupe des Facteurs d'ordre humain a déclaré qu'il n'a pu analyser de tissus humains susceptibles d'être positivement identifiés comme appartenant à l'équipage de conduite, on ne peut affirmer qu'une ambiance toxique, une maladie soudaine ou la malveillance ne soient des causes possibles de l'accident. Cependant, c'est une possibilité qui semble fort éloignée parce qu'aucun des nombreux spécimens de tissus analysés n'a accusé la présence de substances toxiques exceptionnelles ni indiqué qu'il y a eu incendie en vol. En outre, les manettes des gas ont été placées manuellement en position de ralenti de vol et les ailerons ont été mus afin de corriger un angle de roulis. Ces faits indiquent qu'une ou plusieurs personnes dans le poste de pilotage étaient conscientes et capables d'exécuter des mouvements coordonnés jusqu'au moment du choc.

Il est établi que les conditions atmosphériques, au moment du décollage du vol 831, ne permettaient de s'attendre qu'à une légère formation de glace. La Commission est d'avis que l'avion ne s'est pas trouvé soumis à une formation de glace assez forte pour provoquer des perturbations du passage de l'air sur les gouvernes et rendre ainsi l'avion ingouvernable. On a constaté que le système anti-givrage des moteurs avait fonctionné, comme il fallait s'y attendre; aussi, la possibilité d'une défaillance des moteurs causée par la formation de glace est donc

écartée.

La position du stabilisateur horizontal semble très importante. Sur l'avion CF-TJN, le stabilisateur peut se déplacer d'environ 10 degrés de cabrage à environ 2 degrés de piqué. Le mouvement du stabilisateur est assuré par deux crics à vis actionnés par un moteur hydraulique. La commande normale du moteur et, partant, de l'angle du stabilisateur est exercée par le pilote de deux façons différentes. L'une consiste à mouvoir les deux poignées (dites poignées de malle) situées sur le support central. Ces poignées commandent directement le moteur hydraulique et elles permettent au pilote de faire mouvoir le stabilisateur d'une extrémité à l'autre. La seconde méthode se pratique par le moyen de commutateurs va-et-vient situés sur la colonne de commande. Ces commutateurs commandent un moteur électrique qui actionne le mouvement des poignées de malle et assure ainsi le déplacement d'une extrémité à l'autre du stabilisateur. La position du stabilisateur ne peut aucunement se déterminer d'après celle des poignées ou du commutateur de la colonne de commande. Un indicateur mobile qui se déplace le long d'une échelle sur le support central indique la position du stabilisateur horizontal. Il y a lieu de noter que l'indicateur, de par sa position, n'est pas parfaitement visible au pilote lorsque ce dernier occupe son poste normal.

Le pilote automatique, lorsqu'il est engagé, commande aussi le mouvement du stabilisateur horizontal par le moyen d'un système électrique secondaire. En cas de défaillance hydraulique ou au gré du pilote, le déplacement du stabilisateur peut se commander par des commutateurs électriques qui mettent en action le système électrique secondaire.

Cependant, si le système électrique secondaire est mis en oeuvre, le mouvement du stabilisateur est limité à 1.5 degré de piqué. Comme on

a retrouvé les crics du stabilisateur après la chute dans une position représentant plus de 1.6 degré de piqué, il est évident que cette position a été obtenue par la mise en oeuvre du système d'énergie hydraulique et non du pilote automatique et du système électrique.

D'après les témoignages, le système hydraulique ne peut mal fonctionner de façon à mettre le stabilisateur dans une position non déterminée d'avance par le pilote. Il en est donc conclu que le pilote, intentionnellement ou non, a mis le stabilisateur en position de plus de 1.6 degré de piqué au moyen des poignées de malle ou des commutateurs de compensation.

Il est déjà arrivé qu'il y ait eu compensation involontaire du stabilisateur, mais cela a généralement été le fait de pilotes relativement peu expérimentés. Dans le cas de l'avion CF-TJN, il est fort improbable qu'il y ait eu compensation involontaire.

L'application d'une compensation de plus de 1.6 degré de piqué met l'avion en piqué et augmente très rapidement la vitesse par rapport à l'air. Si le pilote n'intervient pas rapidement, la vitesse augmente à tel point qu'il lui est difficile sinon impossible d'opérer un redressement. Dans les débuts de l'accroissement de la vitesse, le redressement peut s'effectuer en ramenant le stabilisateur en position neutre ou de cabrage ou en ramenant en arrière la colonne de commande pour défléchir les gouvernails de profondeur. Cependant, à mesure que la vitesse augmente, la force nécessaire pour ramener en arrière la commande augmente elle aussi au point qu'il devient impossible d'exercer un effort physique suffisant. Le redressement peut encore s'effectuer en modifiant la compensation du stabilisateur horizontal, à condition que le mécanisme de com-

compensation puisse fonctionner. D'après les témoignages, lorsqu'on tire sur la colonne de commande alors que l'avion se déplace à grande vitesse, le moteur hydraulique qui actionne les crics à vis du stabilisateur horizontal se trouve effectivement calé et ne peut surmonter les forces aérodynamiques. Dans ces conditions, il semble que la seule issue soit de supprimer la pression exercée sur la colonne de commande, ce qui atténue les forces aérodynamiques qui s'exercent sur l'empennage et remet en marche le moteur hydraulique, lequel pourrait alors ramener le stabilisateur de sa position en piqué extrême. Le fait de cesser de tirer sur la colonne de commande aggraverait momentanément la situation, il va de soi, et permettrait à l'avion de se mettre en angle de plané plus abrupt et de se déplacer plus rapidement.

Si l'avion a suffisamment d'altitude, le redressement peut s'opérer comme il est dit ci-dessus ainsi qu'il a été démontré dans d'autres cas documentés intéressant des réactés perturbés. Cependant, dans les autres cas qui nous sont connus, l'avion a dû perdre jusqu'à 13,000 pieds d'altitude avant de pouvoir se redresser. Bien que l'altitude exacte de l'avion CF-TJN au moment où il a piqué ne soit pas connue, il est très improbable qu'il se trouvât plus haut que 8,000 pieds et il est plus probable qu'il se trouvait entre 5,000 et 7,000 pieds.

Durant l'ascension vers l'altitude de croisière, il aurait été normal de mettre l'avion en cabrage, position qui aurait dû être conservée bien au-delà de Sainte-Rose et de Sainte-Thérèse. Aussi, si la compensation a été volontaire, faut-il supposer qu'il est survenu un événement ou des événements qui ont indiqué au pilote qu'il lui fallait mettre l'avion en piqué.

On a étudié les raisons qui porteraient le pilote à mettre volontairement l'avion fort en piqué. La seule conclusion évidente à laquelle on en est arrivé, c'est que le pilote estime, d'après les indications de ses instruments ou les sensations physiques qu'il éprouve, qu'une position en piqué s'impose.

Afin de déterminer comment le pilote aurait pu être trompé par des sensations physiques, on a avisé à la possibilité de la turbulence. Les renseignements d'ordre météorologique qui ont été produits et le témoignage d'autres pilotes qui ont volé dans la région peu de temps avant et après l'accident écartent la possibilité d'une turbulence assez grande par elle-même pour causer des difficultés au pilote.

On a étudié la possibilité d'une défaillance d'un instrument ou d'un système d'instruments qui aurait donné au pilote l'impression que le piqué s'imposait. Les possibilités, à cet égard, sont les suivantes:

1. Défaillance d'un anémomètre;
2. Givrage ou obstruction du système statique;
3. Fuite dans le système statique;
4. Engagement involontaire du pilote automatique;
5. Défaillance ou givrage du système de Pitot;
6. Indication erronée de l'assiette de l'avion;
7. Fonctionnement non voulu du compensateur de tangage.

1. Défaillance d'un anémomètre

Les défaillances d'anémomètre sont plutôt rares. Quoi qu'il en soit, une défaillance de cette nature serait repérée avant que l'avion ne se trouve en assiette dangereuse.

2. Givrage ou blocage du système statique

Il est improbable que ces incidents se produisent à tel point que les instruments du capitaine et du premier officier s'en ressentent gravement. Des indices d'une défaillance de cette nature auraient été visibles aux pilotes avant ou immédiatement après le décollage.

3. Fuite dans le système statique

La fuite la plus grave serait celle qui permettrait à l'air pressurisé de la cabine de pénétrer dans le système statique. Il est fort improbable que cela puisse se produire simultanément dans le système du capitaine et celui du premier officier. Il est improbable qu'une défectuosité de cette nature ne soit pas notée, du fait des indications manifestement contradictoires des instruments, à temps pour éviter une grave perturbation.

4. Engagement involontaire du pilote automatique

Si le pilote automatique s'était trouvé involontairement engagé durant la montée et si le pilote avait mis l'avion en piqué pour assurer un angle d'ascension moins abrupt, le pilote automatique aurait eu tendance à ramener automatiquement le stabilisateur en cabrage. Cependant, si le pilote avait mis le stabilisateur en plein piqué et désengagé le pilote automatique lorsque le stabilisateur se serait trouvé en plein piqué, cela pourrait expliquer la mauvaise compensation. On ne saurait s'attendre à ce que l'avion, à ce moment-là, se trouvât dans des conditions d'assiette et de vitesse qui rendaient impossible un redressement.

5. Défaillance ou givrage du système de Pitot

Une défaillance mécanique de ce système est improbable.

Une défaillance du réchauffeur de Pitot peut se produire et entraîner vraisemblablement le gel de l'antenne de Pitot. Si l'antenne devient obstruée par la glace, l'anémomètre indiquerait une baisse assez rapide de la vitesse par rapport à l'air, baisse tenant à l'obstruction du système de Pitot. L'avion comporte deux systèmes de Pitot complètement séparés; il en est un qui assure de la pression de Pitot aux instruments du capitaine et un autre qui fait de même pour les instruments du premier officier. S'il y avait gel d'une antenne de Pitot, il y a lieu de supposer que le pilote mettrait l'avion en piqué de compensation afin de maintenir sa vitesse par rapport à l'air et il pourrait ainsi le faire piquer effectivement. Si seulement une antenne de Pitot était gelée, cependant, la vitesse réelle par rapport à l'air serait indiquée par l'anémomètre du système de Pitot non gelé. Cela devrait indiquer aux pilotes qu'il y a une défectuosité dans un système de Pitot et des mesures pour y remédier devraient être prises à temps pour éviter une grave perturbation.

Si la chaleur de Pitot n'était pas mise en oeuvre, les deux antennes de Pitot pourraient geler simultanément et l'anémomètre du capitaine et celui du premier officier indiqueraient une diminution de vitesse par rapport à l'air.

En l'occurrence, le pilote serait trompé par la vitesse indiquée de l'avion par rapport à l'air; un piqué pourrait en résulter et le redressement de l'avion serait impossible dans l'altitude disponible.

6. Indication erronée de l'assiette de l'avion

Si un instrument indicateur de l'assiette, par exemple l'horizon artificiel, vient à faire défaut sans avertissement à un moment où le pilote se concentre intensément sur la conduite de l'avion, comme

il le ferait durant la montée et la manoeuvre initiales, il est vraisemblable que le pilote se guidera sur l'instrument jusqu'à ce qu'il se rende compte des fausses indications par référence à d'autres instruments. Il se peut que l'avion, à ce moment, se trouve ou soit sur le point de se trouver en assiette extrême.

S'il y a défaillance de l'indicateur de l'horizon artificiel faute d'énergie électrique ou si l'indicateur ne suit pas vraiment le gyroscope vertical connexe, un drapeau d'avertissement devrait apparaître et le pilote devrait être averti de la défaillance.

S'il y a défaillance de gyroscope vertical connexe et si l'horizon artificiel suit le gyroscope, un drapeau d'avertissement n'apparaîtra pas. D'après les témoignages, les compensateurs de roulis du système de pilote automatique indiquaient une position qui cadrerait avec l'angle de roulis calculé de l'avion au moment du choc. Bien que la cote donnée par les compensateurs de roulis fût compatible avec un bon fonctionnement du gyroscope vertical, cela ne prouve pas que le gyroscope vertical du capitaine fonctionnait bien.

Il y a aussi la possibilité, quoique éloignée, que l'instrument indicateur de l'horizon artificiel du capitaine ait subi une défaillance et que le drapeau d'avertissement ne soit pas apparu.

7. Fonctionnement non voulu du compensateur de tangage

Le compensateur de tangage est expliqué à la page 13 du chapitre 21 (vol. 55) du Manuel de conduite des Lignes aériennes Trans-Canada relatif au DC-8, en vigueur à compter du 29 novembre 1963 (pièce 82), comme il suit:

"Compensateur de tangage

Description générale:

1. Le système compensateur de tangage applique, à la colonne de contrôle du premier officier, une force d'élévation du gouvernail de profondeur afin d'empêcher l'avion de piquer du nez dans la gamme des vitesses s'inscrivant entre les nombres de Mach .700 et .950.
2. Aux nombres de Mach subsoniques élevés, le régime de l'écoulement de l'air sur l'aile peut déterminer la formation d'ondes de choc qui déplacent vers l'arrière le centre de portance exercée sur l'aile. Cela a pour effet de faire piquer du nez à l'avion à mesure que la vitesse s'accroît. Pour neutraliser le piquage, il faut un mouvement d'élévation du gouvernail de profondeur qui exige une force de plus en plus grande à mesure que la vitesse par rapport à l'air augmente. Le compensateur assure ce mouvement automatiquement en percevant le nombre de Mach et en réagissant en conséquence.
3. Le système comprend essentiellement un computeur de Mach et une commande du genre cric à vis qui est actionnée par un moteur à courant continu de 28 volts. Le système de Pitot du premier officier fournit une pression de Pitot au computeur. La pression statique provient de la canalisation statique du pilote automatique. La force appliquée à la colonne de contrôle est une fonction du nombre de Mach computed d'après les pressions statiques de Pitot. Le computeur fait agir le moteur de la commande. La commande est en liaison mécanique avec la base de la colonne de commande du

premier officier. Un indicateur mécanique situé du côté gauche de sa colonne indique la force relative que le compensateur exerce sur la colonne de commande.

4. Il ne s'exerce guère ou pas de force sur la colonne de commande aux nombres de Mach computés inférieurs à .800. La force minimum commence à s'exercer à Mach .800 et la force s'accroît à mesure que le nombre de Mach s'élève. La force équivalente de piquage exercée sur la colonne est d'environ trois livres à Mach .825 et augmente jusqu'à 34 livres à Mach .880."

On sait qu'il est arrivé qu'un compensateur ait fonctionné à plein par suite d'une défaillance du système. Le fait est d'habitude observé immédiatement à cause de la pression vers l'arrière qui s'exerce sur la colonne de commande et du clic-clic qui se fait entendre. Si le pilote ne se rend pas compte de ce qui se passe, il aurait tendance à compenser en piqué afin de neutraliser la force exercée. Si le compensateur cesse d'agir de lui-même ou par l'action du pilote alors que la compensation en piqué est assurée, l'avion aurait tendance à piquer. Cela devrait être immédiatement manifeste au pilote qui ne devrait avoir aucune difficulté à effectuer un redressement aux vitesses auxquelles a dû se faire la montée du DC-8.

Si le compensateur fonctionne à plein alors que le stabilisateur horizontal s'équilibre de façon à s'opposer à l'effet d'élévation du gouvernail de profondeur, la stabilité de manoeuvre de l'avion en serait défavorablement affectée.

La Douglas Aircraft Company et la FAA ont pratiqué des essais sur un DC-8 pourvu de tous les instruments. Les résultats de ces essais ont été versés au dossier. Il s'agissait de déterminer les caractéristiques de

stabilité du DC-8 alors que le compensateur de tangage est poussé à fond et que le stabilisateur est équilibré à $.5^{\circ}$ de piqué.

D'après les essais, la stabilité de l'avion, dans ces conditions, était de nature à rendre difficile au pilote le maintien de la bonne assiette de l'avion, surtout s'il y avait turbulence. Le problème serait accentué si l'avion volait dans les nuages sans référence visuelle au sol ou à l'horizon.

Même s'il ne s'est pas pratiqué d'essais de vol avec tous les instruments et avec le stabilisateur à plus de $.5^{\circ}$ de piqué et le compensateur poussé à fond, nous sommes convaincu qu'une compensation de stabilisateur de plus de $.5^{\circ}$ de piqué affecterait plus défavorablement encore la stabilité de l'avion.

C'est ce qu'a confirmé le rapport de M. Richard S. Sliff versé comme pièce 13-L au dossier SA-379 de la C.A.B. à Los Angeles le 22 avril 1965, lesquels pièces et dossier ont été produits comme pièce 79 à la présente enquête.

M. Sliff, chef adjoint de division à la Division technique et manufacturière de la FAA, est un pilote coté depuis 30 ans et compte 1,500 heures de vol d'essai de réactés aux Etats-Unis; il était pilote d'essai de surveillance de projets pour le compte de la FAA en ce qui concerne les Boeing 707, 720 et 727.

Voici un extrait du rapport de M. Sliff:

"A cause des problèmes suscités par l'avion N6571C, on a plutôt utilisé un autre avion non seulement pour contrôler la validité des constatations relatives à l'avion N6561C, mais aussi pour continuer l'essai. Le problème dans le cas de ce second avion, c'est qu'il était une version modifiée du DC-8 appelée "modèle à bord d'attaque" de 4 p. 100 mû par des moteurs P&W JT3D. Pour être l'équivalent de l'avion à aile normale,

cet avion devrait porter une charge dont le centre de gravité se situerait à 2 p. 100 plus à l'arrière. Pour obtenir un centre de gravité arrière maximum, il faudrait que l'avion soit à 34 p. 100 MAC.

En attendant le chargement de l'avion, nous avons fait un vol à bord de cet avion alors qu'il présentait un centre de gravité nominal de 26 p. 100 MAC. Le vol visait à vérifier le mauvais fonctionnement du compensateur de tangage par rapport à son mauvais fonctionnement dans d'autres avions. Nous n'avons pas constaté de différence sensible; cependant, le vol a donné un résultat accessoire très intéressant. Cela est intervenu durant la manoeuvre de l'avion avec un compensateur poussé à fond et à la vitesse d'environ 220 noeuds; l'avion étant à ce qui était antérieurement son piqué extrême (2.0°). Nous avons constaté que tout essai de manoeuvre de l'avion avec le système de gouvernail de profondeur se traduisait par des renversements bien marqués de la stabilité de manoeuvre de l'avion. Ce serait là une autre forte raison de limiter le déplacement du stabilisateur du piqué de l'avion. Ces constatations ont été communiquées à la Région occidentale pour que la Douglas Company les vérifie plus avant. La société a répondu plus tard qu'elle avait fait les mêmes constatations et qu'elle était d'avis que la commande ne posait pas de grave problème grâce au stabilisateur réduit."

Il faut noter ici que l'avion CF-TJN avait une capacité de compensation de 2.0° de piqué. Cependant, la Douglas Aircraft Company a diffusé le Service Bulletin No. 27-161, le 9 septembre 1964, qui demandait de déplacer l'arrêt du stabilisateur horizontal. Le déplacement de l'arrêt réduit la compensation de piqué disponible de 2 degrés à environ .5 degré.

Le déplacement était destiné à minimiser la possibilité d'une fausse compensation. (Voir pièce n° 76 et le témoignage de M. Bates entendu le 9 juin 1965.)

CONCLUSIONS

1. Nous concluons que l'enquête qu'a organisée et dirigée le ministère des Transports a été complète et approfondie à tous égards et que des spécialistes ont attentivement étudié chaque détail de leur spécialité qui aurait pu intéresser la cause de l'accident.
2. Nous concluons qu'il est impossible de déterminer avec certitude la cause réelle de l'accident.
3. Nous concluons que plusieurs des causes possibles peuvent se considérer comme improbables au-delà de tout doute raisonnable. Nous concluons qu'il n'y a pas eu défaillance de moteur, défaillance des structures en cours de vol ou formation assez forte de glace pour provoquer des perturbations du mouvement de l'air sur les surfaces de l'avion et rendre ainsi la manoeuvre de l'avion impossible. En outre, nous concluons que l'équipage n'a pas été rendu totalement ou partiellement inapte par le fait d'une ambiance toxique, d'une maladie soudaine ou de malveillance. Nous concluons donc que les facteurs ci-dessus peuvent être écartés comme ayant occasionné l'écrasement. Nous concluons aussi que, même s'il y avait turbulence de l'air le long de la trajectoire du vol et si la turbulence a probablement contribué à causer l'accident, l'intensité de la turbulence n'a pas suffi par elle-même à empêcher de manoeuvrer l'avion; nous écartons donc la turbulence comme cause première de l'accident.
4. Nous concluons que la suite la plus probable des événements qui ont entraîné l'écrasement peut s'établir comme il suit. Pour une des raisons qui sont exposées ci-dessous, le pilote a appliqué au stabilisateur horizontal presque tout le piqué disponible. L'avion s'est

mis alors à piquer et a augmenté sa vitesse à tel point qu'il a été impossible de le redresser parce que le moteur hydraulique du stabilisateur était calé, ce qui rendait impossible, dans l'altitude disponible, de faire sortir l'avion de son piquage extrême.

- a) La première raison qui ait pu indiquer au pilote qu'il fallait mettre l'avion en piqué aurait pu être le gel du système de Pitot comme il est expliqué dans l'analyse de la preuve. Même si l'équipage, expérimenté et compétent, pouvait probablement s'apercevoir de l'erreur pour intervenir à temps, nous ne pouvons écarter la possibilité que cet état de choses ait fait mettre l'avion en piqué.
- b) La deuxième raison aurait pu être une défaillance du gyroscope vertical. D'après la preuve, il est possible qu'il y eût défaillance de cette nature sans apparition d'un drapeau d'avertissement. S'il y a eu défaillance de cette nature et si l'avion était conduit en conjugaison avec l'instrument d'horizon artificiel connexe, il est probable que le pilote a été trompé par l'indication erronée et a pu mettre l'avion en piqué. L'avion CF-TJN était doté d'un horizon artificiel de secours situé au tableau d'instruments du capitaine; à cause de ce recoupement et parce qu'il était expérimenté et compétent, l'équipage aurait probablement dû s'apercevoir de l'erreur à temps pour intervenir. Ici encore nous ne pouvons écarter la possibilité que cet état de choses ait fait mettre l'avion en piqué.
- c) La troisième raison aurait pu être le fonctionnement non voulu et inaperçu du compensateur de tangage. Cela aurait eu pour effet de déplacer la colonne de commande vers l'arrière, d'élever les gouvernails de profondeur et de mettre l'avion en cabrage. Le pilote aurait probablement

neutralisé la force de cabrage exercée par les gouvernails de profondeur en compensant le stabilisateur horizontal à la limite ou près de la limite du calage en piqué. D'après la preuve, l'application d'une force d'élévation des gouvernails de profondeur par le compensateur de tangage et l'application en même temps d'un piqué d'aussi peu que $.5^{\circ}$ au stabilisateur horizontal affectent défavorablement la stabilité de l'avion et peuvent créer un difficile problème de commande. Les problèmes d'instabilité et de commande deviennent plus graves à mesure que l'avion est mis davantage en piqué. L'avion CF-TJN disposait de 2.0 degrés de compensation de piqué et il semble que le pilote en ait appliqué au moins 1.6 degré. Il est improbable que l'équipage de conduite fût au fait des graves problèmes de stabilité et de commande qui peuvent résulter, comme nous le savons maintenant, de l'action combinée du compensateur de tangage et de la compensation en piqué, même s'il savait que le compensateur avait fonctionné. L'avion se trouvait alors dans une situation où un léger déplacement du point de compensation amènerait des oscillations divergentes. En d'autres termes, un léger changement d'assiette, facilement causé par la turbulence existante, amènerait de grands déplacements. La commande insuffisante dont disposait le pilote et l'inexistence d'une référence à un horizon extérieur devait probablement amener éventuellement le piquage de l'avion.

Nous concluons qu'un fonctionnement non voulu du compensateur de tangage est la cause la plus probable qui a amené le pilote à appliquer une compensation de piqué, ce qui a amorcé la suite des événements qui ont abouti à l'écrasement.

5. Nous concluons que l'écrasement n'a pas été occasionné par une ou des infractions à la Loi sur l'aéronautique ou aux Règlements de l'Air non plus qu'à toute ordonnance ou directive édictée sous l'empire de la loi ou des règlements.

RECOMMANDATIONS

Nous formulons les recommandations suivantes:

1. Afin de permettre d'établir le dossier certain du vol d'un avion, un enregistreur des données de vol devrait être installé, le plus tôt possible, du moins dans tous les avions de transport turbopropulsés affectés à des opérations commerciales au Canada.
2. Il faudrait bien informer les pilotes des DC-8 des caractéristiques de stabilité du DC-8 lorsque le compensateur de tangage fonctionne à plein et lorsque le stabilisateur est réglé pour neutraliser cet effet.
3. Il faudrait installer dans les DC-8 un système amélioré d'avertissement connexe ou gyroscope vertical pour avertir le pilote immédiatement de toute défaillance de nature à affecter les indicateurs relatifs à l'assiette de l'avion.
4. Il faudrait modifier le circuit de chaleur Pitot dans le DC-8 de façon à donner un avertissement positif au pilote lorsque la chaleur Pitot n'est pas branchée ou fait défaut.
5. Il faudrait assurer un meilleur moyen d'indiquer la position du stabilisateur horizontal aux pilotes des DC-8.
6. Nous avons noté, d'après les témoignages, qu'il n'est pas de pratique normale de pointer une feuille de contrôle après le décollage. Nous nous demandons s'il est sage de faire la vérification sans l'aide d'une feuille de contrôle et nous recommandons que le ministère des Transports étudie et fasse savoir s'il y a lieu de rendre obligatoire la vérification au moyen d'une feuille de contrôle.
7. Il appert, d'après la pièce n° 54, que la Federal Aviation Agency (FAA) Airworthiness Directive 63-8-2 exigeait que l'ensemble de la tige

du volet de commande du gouvernail de profondeur soit enlevé et visuellement inspecté dans la limite de 300 heures de service après le 18 avril 1963. Malgré cette directive, l'inspection, dans le cas de l'avion CF-TJN, ne s'est pas faite avant 708 heures de service après le 18 avril 1963. En outre, l'ensemble n'a pas été enlevé, mais seulement inspecté sur place.

Il appert aussi que la FAA Airworthiness Directive 61-24-1 exige que, si un moteur JT-3D3 est démonté depuis la dernière révision au point de mettre à jour un compartiment de roulements, le principal tamis à huile soit inspecté à intervalles d'au plus 12 heures de service jusqu'à ce que le tamis soit libre de toute contamination durant deux inspections successives. Les Lignes aériennes Trans-Canada ont inspecté les tamis à huile principaux après avoir fait marcher les moteurs au sol et elles les ont trouvés exempts de contamination, mais ne les ont pas examinés après une période de service.

Même si la preuve n'indique pas que ces insuffisances d'entretien aient influé de quelque façon sur la chute de l'avion, nous recommandons qu'on suive à l'avenir les directives relatives à la navigabilité et que des procédures appropriées soient inaugurées afin d'assurer leur observance.

Il y a lieu de noter que les recommandations ci-dessus se fondent sur la preuve présentée à l'enquête.

En conclusion, je tiens à remercier vivement le capitaine W. S. Roxborough et le commodore de l'Air R. H. Bray, de l'ARC (à la retraite), mes deux conseillers techniques, du concours et de la

collaboration inestimables qu'ils m'ont accordés durant l'enquête et dans la rédaction de ce rapport.

J'AI L'HONNEUR DE SOUMETTRE LE PRESENT RAPPORT
A VOTRE EXCELLENCE.

Le Commissaire,

Serge D. Chabot

Montréal (Québec), juin 1965.

HE9784.5/.C3/Q414/1963
Challies, George S.
Rapport de la Commission
d'enquête sur l'écrasemen
ADEM c. 1 aa PCO/BCP

DATE
LOANED/

BORROWER'S NAME

HE9784.5/.C3/Q414/1963
Challies, George S.
Rapport de la Commission
d'enquête sur l'écrasemen
ADEM c. 1 aa PCO/BCP

