

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ACCIDENT AÉRONAUTIQUE

DÉCOLLAGE INTERROMPU/SORTIE DE PISTE

**LIGNES AÉRIENNES CANADIEN INTERNATIONAL
McDONNELL DOUGLAS DC-10-30ER C-GCPF**

**AÉROPORT INTERNATIONAL DE VANCOUVER
(COLOMBIE-BRITANNIQUE)**

19 OCTOBRE 1995

RAPPORT NUMÉRO A95H0015

MISSION DU BST

La *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports* établit les paramètres juridiques qui régissent les activités du Bureau de la sécurité des transports du Canada.

La mission du BST consiste essentiellement à promouvoir la sécurité du transport maritime, ferroviaire et aérien, ainsi que du transport par productoduc :

- en procédant à des enquêtes indépendantes et, au besoin, à des enquêtes publiques sur les événements de transport, afin d'en dégager les causes et les facteurs;
- en publiant des rapports rendant compte de ses enquêtes, publiques ou non, et en présentant les conclusions qu'il en tire;
- en constatant les manquements à la sécurité mis en évidence par de tels événements;
- en formulant des recommandations sur les moyens d'éliminer ou de réduire ces manquements;
- en menant des enquêtes et des études spéciales sur des questions touchant la sécurité des transports.

Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

INDÉPENDANCE

Pour favoriser la confiance du public à l'endroit du processus d'enquête sur les accidents de transport, l'organisme d'enquête doit non seulement être objectif, indépendant et libre de tout conflit d'intérêts, mais aussi perçu comme tel. La principale caractéristique du BST est son indépendance. Le Bureau relève du Parlement par l'intermédiaire du président du Conseil privé de la Reine pour le Canada et il est indépendant des autres organismes gouvernementaux et des ministères. Son indépendance assure la parfaite objectivité de ses conclusions et de ses recommandations. Elle repose sur sa compétence, sa transparence et son intégrité, ainsi que sur l'équité de ses méthodes.

Visitez le site Internet du BST
<http://bst-tsb.gc.ca/>

Les rapports d'enquête publiés par le BST depuis janvier 1995 y sont maintenant disponibles. Les rapports seront ajoutés au fur et à mesure qu'ils seront publiés.

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet accident dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête sur accident aéronautique

Décollage interrompu/sortie de piste

Lignes aériennes Canadien International
McDonnell Douglas DC-10-30ER C-GCPF
Aéroport international de Vancouver
(Colombie-Britannique)
19 octobre 1995

Rapport numéro A95H0015

Résumé

L'avion du vol 17 des Lignes aériennes Canadien International devait effectuer un vol régulier entre l'aéroport international de Vancouver et Taipei, à Taïwan. À bord se trouvaient 4 membres d'équipage de conduite, 8 agents de bord, 2 interprètes et 243 passagers. Au cours du décollage de la piste 26 et environ deux secondes après l'annonce de V1, l'équipage a entendu une détonation, la cellule a été fortement secouée et l'équipage a ressenti de fortes vibrations, ce qui a été attribué par la suite à un décrochage réacteur. Le commandant de bord a annoncé qu'il fallait interrompre le décollage. Après l'interruption de décollage, l'avion n'a pu s'arrêter sur la piste, et le train d'atterrissage avant s'est affaissé pendant que l'avion roulait sur le sol meuble au-delà de l'extrémité de piste. L'avion s'est immobilisé sur le nez à environ 400 pieds au-delà de l'extrémité de piste. Six passagers ont été légèrement blessés pendant l'évacuation d'urgence.

Le Bureau a déterminé que le réacteur no 1 avait perdu de la puissance à un moment critique du décollage et que le décollage avait été interrompu à un moment et à une vitesse qui n'ont pas permis d'immobiliser l'avion sur la piste. Ont contribué à cet accident une mauvaise identification de la cause de la détonation et un manque de connaissances relatives aux caractéristiques de décrochage compresseur de réacteur. Un délai entre la saisie et l'analyse des données de contrôle d'état du réacteur a contribué à la perte de puissance du réacteur.

This report is also available in English.

Table des matières

	Page
1.0 Renseignements de base	1
1.1 Déroulement du vol	1
1.2 Victimes	2
1.3 Dommages à l'aéronef	2
1.4 Autres dommages	2
1.5 Renseignements sur le personnel	3
1.5.1 Renseignements sur l'équipage de conduite	3
1.5.1.1 Le commandant de bord	3
1.5.1.2 Le premier officier	4
1.5.1.3 Le second officier	4
1.5.1.4 Le premier officier supplémentaire	4
1.5.2 Le personnel de cabine	5
1.6 Renseignements sur l'aéronef	6
1.6.1 Généralités	6
1.6.2 Roues et freins de l'aéronef	7
1.6.3 Réacteurs de l'avion	8
1.6.3.1 Généralités	8
1.6.3.2 État général du réacteur no 1	8
1.6.3.3 Réacteur no 1 - Dommages au compresseur haute pression	10
1.6.3.4 Renseignements sur le réacteur CF6-50	11
1.6.3.5 Programme de contrôle d'état de réacteur de General Electric	11
1.6.3.6 Contrôle d'état du réacteur no 1	12
1.6.3.7 Indicateur de température tuyère du réacteur no 1	13
1.6.3.8 Voyant de défaillance réacteur	14
1.6.4 Systèmes de bord	14
1.6.4.1 Klaxon d'évacuation	14
1.6.4.2 Fonctionnement de la porte avant de l'avion	15
1.6.4.3 Panneau glissière d'évacuation/radeau	15
1.7 Renseignements météorologiques	16
1.8 Télécommunications	16
1.9 Renseignements sur l'aérodrome	17

1.10	Enregistreurs de bord	18
1.10.1	Enregistreur phonique	18
1.10.2	Le FDR	18
1.10.3	Analyse du profil de vol	19
1.11	Renseignements médicaux	19
1.12	Incendie	19
1.13	Questions relatives à la survie des occupants	19
1.13.1	Mesures d'urgences à l'aéroport	19
1.13.1.1	Services d'intervention d'urgence	19
1.13.1.2	Transport des passagers du lieu de l'accident	20
1.13.2	Questions relatives à l'évacuation de l'avion	21
1.13.2.1	Préparation de l'équipage	21
1.13.2.2	Préparation des passagers	22
1.13.2.3	Décisions prises concernant l'évacuation de l'avion	22
1.13.2.4	Évacuation des passagers et de l'équipage	23
1.14	Opérations et entraînement	24
1.14.1	Planification prévol	24
1.14.1.1	Calcul des performances de décollage	24
1.14.1.2	Contrôle de la charge à bord de l'avion	25
1.14.2	Décision d'interrompre le décollage	28
1.14.2.1	Critères de certification	28
1.14.2.2	Entraînement aux décollages interrompus	28
1.14.2.3	Décisions prises à bord de l'avion du vol 17	30
1.15	Gestion et organisation	32
1.15.1	Généralités sur la réglementation	32
1.15.2	Gestion de la maintenance	32
1.16	Performances de l'avion	33
1.16.1	Généralités	33
1.16.2	Accélération à V1 (164 noeuds)	33
1.16.3	Accélération à partir de V1 jusqu'à l'interruption de décollage	34
1.16.4	Performances en décélération	37
1.16.5	Résumé des performances accélération-arrêt	38
1.16.6	Performance d'accélération-décollage	39
1.16.7	Calcul de l'effet de l'altitude barométrique au-dessous du niveau de la mer sur les performances au décollage	39

1.16.8	Certification et fonctionnement du système de freinage automatique	39
1.16.9	Effet des inverseurs de poussée	41
1.17	Décollages interrompus sur pistes mouillées	41
1.17.1	Exigences relatives aux pistes mouillées	41
1.17.1.1	Accidents et mesures de sécurité prises au Canada	42
1.17.1.2	Accidents à l'étranger et mesures de sécurité	45
2.0	Analyse	47
2.1	Généralités	47
2.2	Perte de puissance du réacteur no 1	47
2.3	Contrôle d'état du réacteur no 1	48
2.4	Décision d'interrompre le décollage	48
2.4.1	Influences sur la décision d'interrompre le décollage	48
2.4.2	Détermination de la défaillance réacteur	50
2.5	Performances	50
2.5.1	Généralités	50
2.5.2	Utilisation des freins automatiques	51
2.6	Facteurs relatifs au contrôle de la charge de l'avion	51
2.7	Système avertisseur d'évacuation	52
2.8	Panneau glissière d'évacuation/radeau	53
2.9	Considérations relatives à une piste mouillée	53
3.0	Conclusions	55
3.1	Faits établis	55
3.2	Causes	58
4.0	Mesures de sécurité	59
4.1	Mesures prises	59
4.1.1	Contrôle des réacteurs	59
4.1.2	Ressorts de charnière de panneau glissière d'évacuation/radeau	59
4.1.3	Modifications du système des performances au décollage	60
4.1.4	Récupération des passagers	60
4.1.5	Déploiement des déporteurs pendant un décollage interrompu	60

4.1.6	Modifications à la MEL	60
4.1.7	Limites des communications	61
4.1.8	Définition de V1 dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10	61
4.2	Mesures à prendre	61
4.2.1	Reconnaissance d'une défaillance réacteur	61
4.3	Questions relatives à la sécurité	62
4.3.1	Les pistes mouillées	62
5.0	Annexes	
	Annexe A - Imprimé ADEPT relatif au réacteur no 1	65
	Annexe B - Liste des rapports pertinents	67
	Annexe C - Sigles et abréviations	69
	Figures	
	Figure 1 - Réacteur General Electric CF6-50C2B	9
	Figure 2 - Tableau des performances du DC-10	34
	Figure 3 - Déroulement du décollage	35

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

L'avion du vol 17 des Lignes aériennes Canadien International (LACI)¹, un DC-10-30ER, avec 4 membres d'équipage de conduite, 8 agents de bord, 2 interprètes et 243 passagers à son bord, devait décoller de Vancouver à 12 h, heure avancée du Pacifique (HAP)², le 19 octobre 1995 pour un vol direct à destination de Taipei (Taïwan). Le départ avait été retardé d'environ 75 minutes en raison d'une défectuosité mécanique de l'inverseur de poussée du réacteur no 2. La défectuosité n'a pu être corrigée, et l'avion a été autorisé à partir après qu'on a mis l'inverseur de poussée hors service.

Le commandant de bord a effectué un décollage sur la lancée; l'avion a été aligné sur l'axe de piste, et les manettes de puissance ont été réglées dans la plage de décollage à 80 noeuds; le second officier a annoncé «*Thrust set*» (poussée réglée) pendant que l'avion accélérât à 95 noeuds. Le premier officier a annoncé V1 (vitesse minimale en cas de panne réacteur critique) à 164 noeuds et, environ deux secondes plus tard, il y a eu une forte et surprenante détonation, suivie d'un tremblement de la cellule et de fortes vibrations. Le commandant de bord a annoncé qu'il fallait interrompre le décollage et a réduit les gaz. Le premier officier a avisé la tour que l'avion du vol 17 interrompait son décollage, et le second officier a déployé les déporteurs manuellement, ce qui a activé automatiquement les freins automatiques de roue alors que l'avion atteignait la vitesse maximale de 175 noeuds.

Lorsqu'il est devenu évident que l'avion ne s'arrêterait pas sur la piste, le commandant de bord a dirigé l'appareil sur la droite pour éviter de faucher les feux d'approche. L'avion est sorti de piste à une vitesse d'environ 40 noeuds. Le train d'atterrissage avant de l'avion s'est affaissé pendant que l'avion roulait sur le sol meuble. L'avion s'est immobilisé sur le nez à environ 400 pieds de l'extrémité de piste, ou 255 pieds après la fin de la surface pavée au bout de la piste. Dès que l'avion s'est immobilisé, l'agent de bord responsable est entré dans le poste de pilotage et a demandé des instructions. Le premier officier supplémentaire lui a dit qu'il y aurait probablement une évacuation et lui a demandé d'attendre une minute. Le commandant de bord a alors ordonné aux membres de l'équipage de conduite de commencer la liste des vérifications en cas d'évacuation, puis il a annoncé l'évacuation de l'appareil sur le circuit d'annonces passagers. Six passagers ont été légèrement blessés pendant l'évacuation. Le train d'atterrissage avant a été lourdement endommagé.

¹ Voir l'annexe C pour la signification des sigles et abréviations.

² Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné moins sept heures), sauf indication contraire.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	-	-	-	-
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ indemnes	14	243	-	257
Total	14	243	-	257

Six passagers ont été emmenés à l'hôpital pour y subir des examens. Ils ont subi des blessures légères qui ont été attribuées aux glissières d'évacuation.

1.3 Dommages à l'aéronef

Dès que les roues du train avant ont quitté l'extrémité du revêtement en dur de la piste, ils ont commencé à s'enfoncer dans le sol meuble, exerçant ainsi une force vers l'arrière sur la structure de soutien du train d'atterrissage. À environ 100 pieds au-delà de l'extrémité de piste, il y avait un câble électrique enfoui, et le sol au-dessus du câble était plus ferme que le terrain autour du câble. Les données d'arpentage et les photographies révèlent que les roues ont été repoussées vers le haut dans la zone où le câble était enfoui, ce qui aurait exercé des contraintes additionnelles sur le train. La défaillance du train avant s'est produite au point de fixation des contrefiches avant du train. À mesure que le train était tiré vers l'arrière, la structure située à l'intérieur du logement du train avant était arrachée. Le train avant a été repoussé dans la cellule, derrière le logement de train, lorsque la cellule s'est écrasée par-dessus le train. L'affaissement du train avant a été attribuée à une surcharge, et aucun signe de fatigue antérieure n'a été relevé. Les capotages des réacteurs montés au-dessous des ailes ont été endommagés parce qu'ils ont touché le sol après l'affaissement du train.

1.4 Autres dommages

Deux feux d'extrémité de piste ont, semble-t-il, été brisés par les roues de l'avion. Le terrain environnant a été endommagé par l'avion lors de la sortie de piste et, plus tard, par l'équipement lourd utilisé pour dégager l'avion de la zone du prolongement d'arrêt.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Renseignements sur l'équipage de conduite

	Commandant de bord	Premier officier	Second officier
Âge	55 ans	49 ans	44 ans
Licence	pilote de ligne	pilote de ligne	pilote professionnel de première classe
Date d'expiration du certificat de validation	1er avril 1996	1er février 1996	1er février 1996
Nombre total d'heures de vol	16 631	9 013	6 964
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	3 969	5 784	5 430
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	141	188	128
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	141	188	128
Nombre d'heures de service avant l'événement	2,5	2,5	2,5
Nombre d'heures libres avant la prise de service	25 jours	5 jours	18 jours

1.5.1.1 Le commandant de bord

Le commandant de bord est entré au service des Lignes aériennes Canadien Pacifique le 5 juillet 1965 où il a volé comme premier officier sur Douglas DC-3. Il est ensuite passé aux LACI lors de sa fondation en 1988. Il a, entre autres, piloté le Boeing 727, le DC-3, le DC-8, le Boeing 747 et le DC-10. Il a été promu commandant de bord sur DC-10 en janvier 1987 et, depuis, il a effectué 3 816 heures de vol comme commandant de bord sur DC-10.

Au moment de l'accident, il était titulaire d'une licence de pilote de ligne annotée pour le DC-10 et il possédait la qualification de vol aux instruments de Groupe 1. Il était aussi titulaire d'un certificat médical de catégorie 1. Le vol de l'accident était son premier vol en octobre. Il a réussi son dernier contrôle de compétence en ligne le 19 février 1995 et son dernier entraînement périodique le 15 septembre 1995. Ces deux vols ont été évalués comme ayant été très bien exécutés et gérés.

1.5.1.2 Le premier officier

Le premier officier est entré au service des Lignes aériennes Canadien Pacifique le 14 juin 1973 comme

premier officier sur DC-3 avant de passer sur DC-8. Il est lui aussi passé aux LACI, où il a effectué 1 668 heures de vol comme second officier et 4 118 heures de vol comme premier officier sur DC-10.

Sa licence de pilote de ligne était annotée pour le DC-10, et il possédait la qualification de vol aux instruments de Groupe 1. Il était aussi titulaire d'un certificat médical de catégorie 1.

Il a subi avec succès son dernier contrôle de compétence en ligne le 25 février 1995 et son dernier contrôle de compétence pilote ainsi que son vol de renouvellement de qualification de vol aux instruments le 26 juin 1995. Ces deux vols ont été évalués comme ayant été bien exécutés.

1.5.1.3 Le second officier

Le second officier est entré au service des Lignes aériennes Canadien Pacifique le 17 août 1979 avant de passer aux LACI. Il est ensuite passé second officier sur DC-10 en 1985. En septembre 1994, il obtenait l'annotation de premier officier sur DC-10. Toutefois, en raison des horaires, il volait comme second officier sur DC-10. Il totalisait 5 430 heures de vol sur DC-10.

Au moment de l'accident, il était titulaire d'une licence de pilote professionnel de première classe annotée second officier sur DC-10. Il était aussi titulaire d'un certificat médical de catégorie 1. Son entraînement périodique le plus récent remontait au 29 mai 1995. Au cours de cet entraînement, on a jugé qu'il avait fait de l'excellent travail et qu'il avait rempli ses tâches d'une manière supérieure à la norme.

1.5.1.4 Le premier officier supplémentaire

Pour ses vols long-courriers, les LACI ajoutent un premier officier qualifié à ses équipages de conduite de DC-10 pour respecter l'exigence réglementaire relative aux exceptions visant à prolonger le temps de service de vol maximal au-delà de 15 heures³. Le contrat de la compagnie avec les pilotes exige la présence d'un premier officier supplémentaire si le temps de service en vol sera supérieur à 14 heures. Sur ces vols, le premier officier supplémentaire est chargé de préparer les cartes des paramètres de décollage et d'aider l'équipage si les membres de l'équipage ou le commandant de bord le demandent.

³ Ordonnance sur la navigation aérienne, série VII, no 2, article 41 - *Limites du temps de vol*.

Le premier officier supplémentaire pour le vol de l'accident était qualifié comme premier officier sur DC-10 et il était titulaire de la licence de pilote de ligne et de la qualification de vol aux instruments de Groupe 1. Il totalisait 11 736 heures de vol. Au moment de l'accident, il totalisait 5 774 heures de vol sur type, dont 4 362 comme premier officier. Il a subi avec succès son dernier contrôle en ligne le 22 septembre 1995, et on a jugé qu'il avait fait du très bon travail.

Au moment de l'accident, il occupait le siège de l'observateur.

1.5.2 Le personnel de cabine

L'avion transportait huit agents de bord, dont l'un était le directeur des services à la clientèle (DSC). Le DSC était chargé du personnel de cabine sous le commandement opérationnel du commandant de bord. Les Ordonnances sur la navigation aérienne stipulent qu'au Canada il faut au moins sept agents de bord pour ce type de vol.

Les dossiers de la compagnie indiquent que tous les agents de bord avaient réussi leur entraînement périodique annuel dans les 12 mois précédents et qu'ils possédaient les qualifications nécessaires au vol. Au moment de l'accident, chaque agent de bord était assis sur un strapontin, près de la porte de l'avion qui lui avait été assignée.

Agent de bord selon la porte assignée	Nombre d'années d'expérience	Nombre d'heures de service avant l'accident	Nombre d'heures libres avant la prise de service
1L	29	3,5	72+
1R	25	2,5	72+
2L	29	2,5	72+
2R	31	2,5	72+
3L	10	2,5	48
3R	27	2,5	18
4L	21	2,5	72+
4R	21	2,5	72+

Une agente de bord qualifiée parlant chinois faisait partie du personnel de cabine, conformément aux exigences de la politique en vigueur aux LACI. Elle était assise près de la porte 3L.

Sur des vols comme celui-ci à destination de Taipei, les LACI, bien qu'elles n'y soient pas tenues par la réglementation, offrent les services de deux interprètes, dont la seule fonction est de fournir des services de traduction aux passagers et au personnel de cabine. Les deux interprètes étaient assis en

face de l'agent de bord près de la porte 3L.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

Constructeur	McDonnell Douglas
Type et modèle	avion de ligne DC-10-30ER
Année de construction	1980
Numéro de série	46543
Suffixe numérique	904
Certificat de navigabilité	valide
Nombre total d'heures de vol cellule	61 289
Type de moteur (nombre)	CF6-50C2B (3)
Masse maximale autorisée au décollage	590 000 lb
Masse maximale autorisée sur l'aire de trafic	593 000 lb
Type de carburant recommandé	Jet A-1
Type de carburant utilisé	Jet A-1

Les dossiers de maintenance de l'appareil indiquent que l'avion avait été entretenu conformément au manuel de contrôle de la maintenance de la compagnie et aux normes de navigabilité applicables.

L'avion avait été autorisé à effectuer le vol 17 avec deux composants de la liste des équipements indispensables au vol (MEL) qui ne fonctionnaient pas :

1. Article 36-04 de la MEL - Vanne de régulation de pression pneumatique : Comme la vanne de régulation de pression pneumatique du réacteur no 3 ne se fermait pas quand on commandait sa fermeture, la vanne a été bloquée sur «OFF».
2. Article 78-01 de la MEL - Inverseur de poussée/inverseur de soufflante : Comme l'inverseur de poussée du réacteur no 2 ne s'est pas bien refermé après l'atterrissage du vol précédent, l'inverseur de poussée a été mis hors service.

L'avion avait le droit de partir avec ces deux anomalies en vertu de la MEL du DC-10 des LACI approuvée par Transports Canada. La MEL ne contenait aucune directive sur les limites opérationnelles de ces composants défectueux.

1.6.2 Roues et freins de l'aéronef

L'avion était équipé d'un système de freinage automatique (ABS). Au cours d'un décollage interrompu, le système ABS entre en action si les déporteurs-sol sont déployés manuellement par l'équipage, ou si les déporteurs-sol se déploient automatiquement après une réduction des gaz et après le déploiement des inverseurs de poussée. Pour couper le système ABS, il faut appuyer sur les pédales de frein. Le système antidérapage de l'avion est conçu pour offrir une efficacité de freinage maximale en allouant environ 5 % de dérapage tout en s'assurant que les roues ne se bloquent pas.

L'enregistreur de données de vol (FDR)⁴ révèle que les freins des roues ont été serrés par le système ABS qui est entré en action après que le second officier a commandé le déploiement des déporteurs. Le FDR révèle que le système ABS a maintenu toute la pression de freinage jusqu'à ce que l'avion s'immobilise.

Tous les freins ont été démontés et examinés par des représentants du BST, de l'avionneur et de la compagnie. La plupart des goupilles d'usure étaient absentes parce que les freins étaient usés au-delà des tolérances normales à la suite du freinage intensif pendant le décollage interrompu. Chaque segment de frein contenait des restes de matériau de frein, ce qui indique qu'aucun des freins de roue ne s'est usé complètement pendant le décollage interrompu. Les pistons et les cylindres de frein ne présentaient aucune fuite de liquide hydraulique.

Les huit pneus du train d'atterrissage principal ne présentaient aucun méplat. La circonférence de chaque pneu montrait quelques traces de chaleur et d'usure. Les huit pneus du train principal sur les bogies de droite et de gauche ont été retrouvés dégonflés à la suite de la fusion des bouchons fusibles. Des pompiers qui se trouvaient sur les lieux après l'accident ont entendu les bouchons fusibles éclater.

Les deux pneus se trouvant au centre du train d'atterrissage n'étaient pas aussi usés que les autres, ce qui est normal parce que les roues au centre ne supportent pas autant de poids que les pneus du train d'atterrissage principal. Les pneus du centre sont demeurés gonflés jusqu'à ce que le personnel de récupération sur les lieux de l'accident retire les obus de valve.

La piste présentait six lignes continues et nettes de caoutchouc à partir de l'endroit où le décollage a été interrompu jusqu'à l'endroit où l'avion est sorti de piste, ce qui indique que chaque pneu dérapait dans une certaine mesure. L'absence de tout méplat sur les pneus révèle que les roues ne se sont jamais bloquées.

1.6.3 Réacteurs de l'avion

1.6.3.1 Généralités

⁴ Le rapport complet sur l'enregistreur de données de vol figure dans le rapport technique LP 154/95 du Laboratoire technique du BST.

L'avion était motorisé par des réacteurs General Electric CF6-50C2B. Les dossiers de maintenance des réacteurs indiquent que les trois réacteurs montés sur l'avion ont été entretenus conformément aux recommandations du motoriste et aux exigences du manuel des spécifications du réacteur CF6-50 des LACI. Toutes les consignes de navigabilité et tous les bulletins de service pertinents avaient été incorporés au calendrier de maintenance, et les rapports d'essai étaient complets. Le contrôle du fonctionnement des réacteurs a été effectué conformément aux exigences du manuel du contrôle de la maintenance des LACI approuvé par Transports Canada, et il était conforme au programme recommandé par le motoriste.

Le FDR révèle que les réacteurs no 2 (no de série 517762) et no 3 (no de série 517925) ont fonctionné normalement pendant le décollage; le réacteur no 1 (no de série 517955) a subi une importante perte de puissance lorsque l'avion a atteint la vitesse de 170 noeuds et que les inverseurs de poussée des réacteurs no 1 et no 3 ont été sélectionnés et déployés⁵. Lorsqu'on a tiré les manettes d'inversion de poussée, le régime du réacteur no 3 a augmenté, et une inversion normale de la poussée s'est produite; toutefois, le régime du réacteur no 1 est demeuré faible, et ce réacteur n'a produit aucune inversion de poussée importante.

1.6.3.2 État général du réacteur no 1

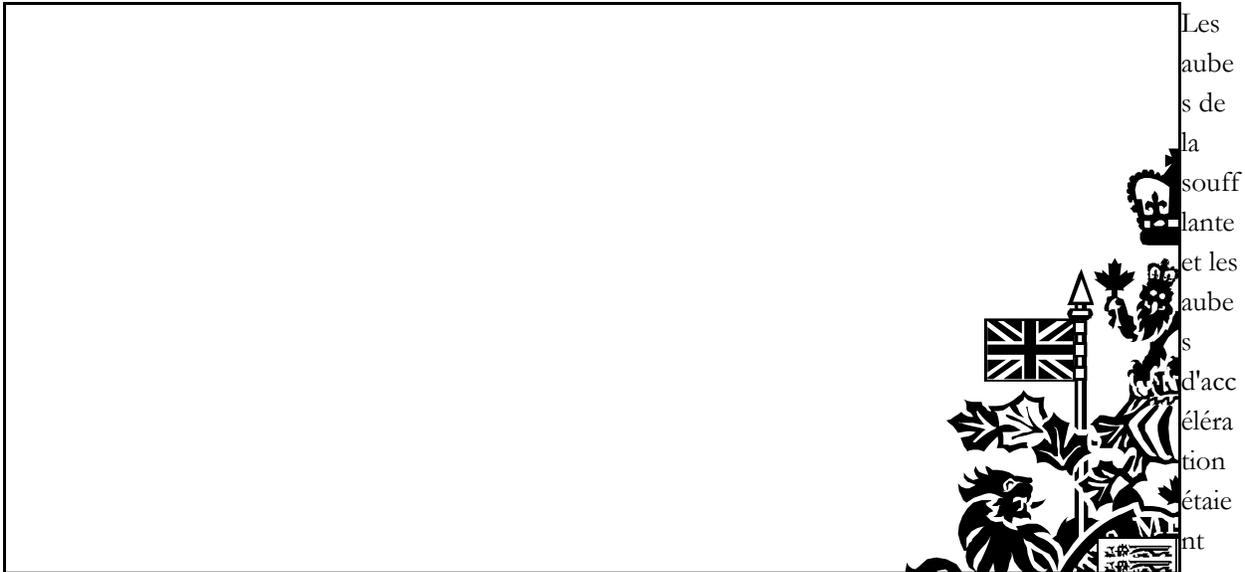
Le FDR révèle que pendant la première partie de la course au décollage, le réacteur no 1 s'est comporté normalement. Lorsque l'avion a atteint la vitesse de 129 noeuds, il y a eu une légère augmentation des vibrations pendant environ 12 secondes. Aux environs de 170 noeuds, les vibrations ont atteint une crête correspondant au début d'une chute rapide du régime réacteur, passant d'un régime (N1) de soufflante réacteur de 112 % à moins de 40 % de N1. Le FDR révèle également qu'environ 2 secondes avant cette perte de puissance, la température tuyère (EGT) du réacteur no 1 s'est mise à augmenter. Au moment de la perte de puissance, la température tuyère avait atteint 960 degrés, pour passer cinq secondes plus tard à un maximum de 1 064 degrés, juste après la réduction des gaz.

Réacteur no 1	
N° de série	517955
Installation	21 déc 1994
Depuis mise en service initiale	42 731 h
Depuis dernière inspection	3 775 h

Après l'accident, une inspection visuelle externe du réacteur no 1 n'a révélé aucune anomalie; toutefois, une endoscopie du réacteur a révélé d'importants dommages au compresseur haute pression. Le réacteur a été enlevé de l'avion, démonté et soumis à un examen détaillé.

⁵ L'inverseur de poussée no 2 n'a pas été utilisé parce qu'il avait été service, conformément à la MEL de l'avion.

mis hors



- Réacteur General Electric CF6-50C2B

intactes et ne présentaient aucun dommage, si ce n'est de légères rayures attribuables à l'ingestion de terre pendant la sortie de piste. Tous les actionneurs, les leviers et les anneaux de conjugaison du compresseur haute pression étaient intacts et ne présentaient aucune déformation. Les leviers de l'aubage directeur d'entrée étaient intacts, non déformés et montés convenablement. Les axes et les bagues ne présentaient aucun signe d'usure excessive. Les actionneurs ont été déposés, et ils ne présentaient aucune fuite. Les câbles de retour d'asservissement ont fait l'objet d'un essai de traction, et les résultats s'inscrivaient dans les limites du motoriste. L'état de la chambre de combustion était normal, et la chambre n'avait subi aucun dommage mécanique. Tous les injecteurs de carburant étaient intacts. Aucun tube à flamme n'était déformé, et il n'y avait aucun obstacle au bon écoulement de l'air.

Le module de la turbine haute pression ne présentait aucun dommage par impact. Le distributeur du premier étage et un secteur d'environ six aubes du premier étage étaient recouverts de suie. Les aubes du premier étage présentaient des dommages dus à la chaleur, et certaines extrémités d'aube étaient manquantes. Les aubes du deuxième étage étaient en

bon état. Le module de la turbine basse pression ne présentait aucun dommage mécanique. Le carter intermédiaire de la turbine était intact, sans déformation. La trajectoire des gaz ne présentait aucune anomalie.

L'huile a fait l'objet d'un test olfactif, et aucune odeur de carburant n'a été relevée dans l'huile. On a inspecté les filtres et le détecteur de particules principal, et on n'y a trouvé aucun débris particulier. La pignonnerie était intacte, et ni les cannelures de la pompe à carburant ni celles du régulateur principal du réacteur ne montraient une usure inhabituelle. Le capteur de température à l'entrée du compresseur ne présentait aucune anomalie. Le régulateur principal du réacteur a été testé par le fabricant (Woodward Governor Company) qui l'a trouvé en bon état de fonctionnement.

1.6.3.3 Réacteur no 1 - Dommages au compresseur haute pression

Une inspection visuelle a confirmé que les aubes du premier et du deuxième étage du compresseur n'avaient pas subi de dommages importants. Les premiers dommages importants ont été relevés sur les aubes du troisième étage, sur le bord de fuite pour la plupart. Une aube du quatrième étage s'était séparée à 30 % à partir de son extrémité. Les autres étages du compresseur rotor ne présentaient ni marque ni écorchure ni dommage aux extrémités qui auraient été causés par des impacts avec un corps dur. Les portées du rotor présentaient de légères marques de frottement sur 90 à 180 degrés de la circonférence du rotor. L'importance des dommages diminuait vers les étages arrière du compresseur haute pression, et les derniers étages (12 et 14) ne présentaient que de légers dommages aux bord d'attaque et de fuite des aubes, sous la forme de marques, d'écorchures et de fragments arrachés à la suite d'impacts avec des corps durs. Un examen visuel minutieux des aubes du troisième étage a montré que plusieurs aubes présentaient des rayures causées par l'écoulement de l'air autour des marques sur le bord d'attaque, ce qui indique que le réacteur a continué à fonctionner après l'apparition des marques.

Les aubes endommagées du compresseur haute pression ont été enlevées du réacteur et soumises à un examen métallurgique au Laboratoire technique du BST⁶. On a déterminé que les aubes du compresseur haute pression avaient subi des dommages par fatigue à partir du troisième étage. Dans le cas de toutes les aubes sauf une présentant des fractures de fatigue, les fractures débutaient au bord d'attaque ou au bord de fuite, et celles-ci étaient associées à un dommage mécanique touchant cette partie de l'aube. La fracture de l'aube no 31 du troisième étage débutait toutefois à mi-corde. L'aube 31 était également déformée, ce qui explique l'endroit où se trouve le début de la fracture. Le matériau des aubes fracturées était conforme aux exigences du motoriste relatives à la composition chimique et à la microstructure. Un examen en laboratoire des éléments matériels n'a pas fourni suffisamment de renseignements pour déceler exactement la cause des criques de fatigue ni estimer la vitesse de propagation des criques. Les parties des fractures présentant des signes de fatigue étaient ternies, décolorées ou oxydées, surtout dans les aubes des étages postérieurs où la température de l'air augmente progressivement. Le rapport du Laboratoire technique indique que certaines des criques de fatigue étaient déjà présentes avant l'accident.

1.6.3.4 Renseignements sur le réacteur CF6-50

On a interrogé les bases de données à la recherche d'incidents relatifs au réacteur CF6-50 et portant sur des décrochages, des pertes de puissance, des défaillances de compresseur et des dommages causés par des corps étrangers. Les dossiers de General Electric indiquent qu'il y a plus de 2 100 réacteurs CF6-50 actuellement en service sur des DC-10, des Airbus 300 et des Boeing 747. Les essais de décrochage menés sur le réacteur CF6-50 pendant sa mise au point ont montré que ce réacteur était peu sujet aux décrochages.

Entre 1972 et 1995, il y a eu environ 300 cas de décrochages au décollage et de pertes de puissance au

⁶ Le rapport de cette analyse métallurgique figure dans le rapport LP 163/95 du Laboratoire technique du BST.

décollage. Environ 30 % de ces cas ont été attribués à des dommages aux aubes du compresseur haute pression. Les autres cas ont été attribués à des problèmes de capteur, de géométrie variable de l'aubage directeur ou de composants situés en aval. Dans environ 10 % des cas, le décollage a été interrompu. Il y a plus de 2 400 cas attribuables à des impacts d'oiseaux, et environ 500 cas attribuables à des dommages causés par des corps étrangers autres que des oiseaux. Environ 400 cas liés à des dommages causés par des corps étrangers n'ont occasionné que des dommages aux aubes du compresseur haute pression.

Le motoriste a déclaré qu'il n'existe pas de cas documenté faisant état d'une défaillance par fatigue et mettant en évidence le point à mi-corde où a débuté la fatigue, comme ce qui a été relevé sur l'aube 31.

1.6.3.5 Programme de contrôle d'état de réacteur de General Electric

Un programme de contrôle d'état des réacteurs a été mis en oeuvre par General Electric pour surveiller l'état des réacteurs dans le but de déceler tôt les anomalies. General Electric a mis en vigueur les lignes directrices pour le contrôle des paramètres réacteurs dans son Bulletin technique des opérations no 15 et ses Conseils à la clientèle no 373. Il n'est pas obligatoire d'adhérer aux lignes directrices sur le contrôle d'état de General Electric, et General Electric conseille aux exploitants d'établir leurs propres procédures d'analyse et de compte rendu ainsi que leurs niveaux d'alerte advenant une modification des paramètres. General Electric ne parle pas de degré d'urgence ni du temps qu'il faut consacrer à l'analyse des données d'état.

Le tableau suivant présente les directives de l'analyse des paramètres, comme elles figurent dans les Conseils à la clientèle no 373 de General Electric.

Paramètre modifié	Mesures à prendre
Augmentation de 10 à 20°C de la température tuyère (EGT)	<ol style="list-style-type: none"> 1. Vérifier s'il y a eu impact d'oiseaux ou dommages par corps étranger à l'entrée et à l'échappement. 2. Vérifier les aubes du dernier étage de la turbine BP. 3. Surveiller le réacteur pendant les trois vols suivants. Si l'écart moyen est supérieur à 20°C, prendre les mesures ci-dessous.
Augmentation de plus de 20°C de la température tuyère	<ol style="list-style-type: none"> 1. Prendre des mesures avant le vol suivant.

Les Conseils à la clientèle no 373 de General Electric précisent qu'une augmentation de la température tuyère accompagnée d'une augmentation du débit carburant et du régime réacteur N2 peuvent être un signe de dommages au compresseur haute pression.

1.6.3.6 Contrôle d'état du réacteur no 1

Les LACI ont adopté le programme de contrôle des réacteurs de General Electric et l'ont intégré à l'exploitation de la flotte de DC-10 en contrôlant les paramètres de vol en croisière. En général, les lectures sont prises et inscrites sur un formulaire intitulé «Lectures d'instruments de DC-10» par les équipages de conduite toutes les trois heures ou une fois par vol pour les vols plus courts. Lorsque l'avion se pose à une base qui a accès au gros ordinateur de LACI/AMR (American Airlines Corporation), situé à Tulsa, en Oklahoma, les données qui figurent sur les formulaires sont entrées dans l'ordinateur. Une fois toutes les 24 heures, le gros ordinateur traite les données au moyen du programme informatique relatif au contrôle des performances réacteurs à partir des données de bord (ADEPT) de General Electric. L'imprimé du programme ADEPT est alors envoyé aux ordinateurs des LACI, à Vancouver, où il est analysé par le groupe de maintenance des réacteurs. Aux LACI, il faut de deux jours et demi à quatre jours à partir du moment où les lectures sont prises dans l'avion avant qu'on puisse procéder à l'analyse des résultats et qu'on puisse prendre les mesures qui s'imposent.

Les dossiers⁷ de contrôle d'état du réacteur no 1 produits par l'ADEPT le 19 octobre 1995, le matin de l'accident, étaient fondés sur les données allant jusqu'au 16 octobre 1995. L'imprimé indiquait que, à partir du 14 octobre 1995, la température tuyère du réacteur no 1 avait augmenté de 9 degrés, vers le niveau de référence depuis les trois dernières entrées. Les dossiers indiquent qu'un écart semblable avait été noté le 25 septembre 1995; toutefois la température tuyère avait fini par revenir à la normale. Par conséquent, l'augmentation de température tuyère indiquée sur l'imprimé du 19 octobre 1995 avait été considérée comme une variation ou un écart normal chez les LACI.

Les données des 17 et 18 octobre 1995, analysées après l'accident, ont révélé que cette augmentation de la température tuyère du réacteur no 1 avait atteint 27 degrés et que la température tuyère élevée avait été accompagnée par une augmentation du débit carburant et du régime du compresseur haute pression (N2) du réacteur. Dans le cas d'une modification d'une telle ampleur des paramètres réacteurs, General Electric recommande une endoscopie immédiate du compresseur haute pression et de la turbine basse pression. En outre, le manuel *Flyaway* du DC-10 des LACI prescrit une endoscopie du compresseur haute pression en cas de température tuyère anormale et d'augmentation des paramètres de performances réacteur.

Des entretiens avec le personnel technique et le personnel de maintenance des LACI ont révélé que le contrôle d'état des réacteurs est utilisé depuis le milieu des années 80 et qu'il a contribué à identifier des problèmes de réacteur. Avant le présent accident, les LACI n'avaient établi aucun rapport entre une variation d'état et une défaillance de réacteur imminente.

1.6.3.7 Indicateur de température tuyère du réacteur no 1

Les indicateurs de température tuyère du DC-10 possèdent une aiguille de température qui enregistre la température la plus élevée du réacteur ainsi qu'un voyant de mise en garde jaune de température qui s'allume pour avertir l'équipage que la température tuyère dépasse la plage des 940-960 degrés Celsius.

L'indicateur de température tuyère du réacteur no 1 a été enlevé de l'avion pour être testé. Le test a révélé que l'indicateur et le voyant fonctionnait dans les tolérances des paramètres d'essai, et a permis de constater que l'aiguille de température maximale se trouvait à une position extrêmement élevée, à l'extérieur de l'échelle de température. Le FDR révèle que la température tuyère a momentanément atteint 1 064 degrés environ trois secondes après l'annonce d'interruption de décollage.

⁷ L'annexe A présente l'imprimé ADEPT pour la période comprise entre le 25 août et le 18 octobre 1995.

On en a conclu que l'indicateur de température tuyère du réacteur no 1 dans le poste de pilotage fonctionnait bien. Pendant le décollage, l'indicateur affichait une température très élevée, et le voyant jaune aurait dû s'allumer à peu près au moment de la forte détonation. Aucun membre de l'équipage de conduite n'a vu le voyant de mise en garde de température s'allumer.

1.6.3.8 Voyant de défaillance réacteur

Le poste de pilotage du DC-10 est équipé de deux voyants «*Engine Fail*» (défaillance réacteur) : il y en a un sur l'écran pare-soleil devant chaque pilote. Le système est armé pendant la course au décollage une fois que les régimes N1 de tous les réacteurs dépassent les 85 %. Les voyants de défaillance réacteur s'allument lorsque le système détecte une différence de 11 % entre l'un ou l'autre des régimes N1 des réacteurs. Le relais de référence air-sol du train avant coupe le système de détection de défaillance réacteur en vol chaque fois que la jambe oléopneumatique est suffisamment déployée pour couper le relais. Un circuit de détection logique empêche les voyants de défaillance réacteur de s'allumer pendant l'inversion de poussée.

Le FDR révèle que lors de la course au décollage, au moment où le régime du réacteur no 1 a diminué de plus de 11 % par rapport au régime des autres réacteurs, il y a eu un mouvement brusque vers l'arrière du manche pilote et un cabrage momentané de 1,4 degré. À ce moment, le système de référence air-sol est passé au mode vol pendant environ deux secondes, ce qui aurait désarmé le circuit des voyants de défaillance réacteur. Les voyants de défaillance réacteur peuvent s'être allumés pendant une seconde au plus. L'équipage ne se rappelle pas avoir vu s'allumer un voyant de défaillance réacteur pendant l'accident.

Durant des vols en simulateur effectués par des enquêteurs du BST pour examiner les circonstances de l'accident, on a remarqué que le voyant de défaillance réacteur n'était pas très convaincant.

1.6.4 Systèmes de bord

1.6.4.1 Klaxon d'évacuation

Les DC-10 des LACI sont équipés d'un signal sonore d'évacuation qui peut être déclenché du poste de pilotage ou du tableau de commande des agents de bord, situé à la porte 2L, pour ordonner une évacuation. Lorsqu'il est déclenché, le système fait clignoter un voyant «*EVAC*» sur le tableau des agents de bord et fait retentir une tonalité aiguë à partir de klaxons situés à la porte 1L, à l'avant de la cabine, et à la porte 4L, située à l'arrière de la cabine.

Le signal d'évacuation a été déclenché par le premier officier, juste avant que le commandant de bord annonce sur le circuit d'annonce passagers qu'il fallait évacuer l'avion. Cependant, selon les témoignages, le signal n'a pas été reconnu par certains agents de bord à cause de son faible volume et de sa tonalité particulière.

L'examen du système d'évacuation a révélé que les klaxons étaient en bon état de fonctionnement. Des mesures en décibels ont été prises sur l'avion accidenté, sur un autre DC-10 des LACI et sur les portes d'entraînement à l'évacuation des Boeing 767 et Airbus 320 de la compagnie. Le volume du signal d'évacuation de l'avion accidenté était supérieur aux spécifications du fabricant et au volume du signal de l'autre DC-10 et des portes d'entraînement.

1.6.4.2 Fonctionnement de la porte avant de l'avion

Un agent de bord a déclaré qu'au moment où l'évacuation a été ordonnée, la porte 1L avait tout d'abord refusé de s'ouvrir, mais qu'elle s'était ouverte sans problème à la deuxième tentative.

Pour ouvrir la porte en temps normal, il faut appuyer sur un bouton qui est relié à un moteur électrique. Pour ouvrir la porte en cas d'urgence, il faut déplacer une poignée qui débloque d'abord un verrou, puis déclenche une bouteille d'azote qui entraîne un moteur qui ouvre la porte. La porte et ses accessoires ont été examinés dans la mesure du possible, et aucune anomalie pouvant gêner le bon fonctionnement de la porte n'a été relevée. Les enquêteurs n'ont pu procéder à un essai de fonctionnement de la porte parce que des réparations au nez de l'avion empêchaient d'utiliser du courant électrique dans l'avion. Le personnel des LACI a vérifié la porte par la suite, et il a signalé qu'elle fonctionnait bien.

Les pratiques de maintenance de la compagnie veulent qu'une porte de secours et une glissière de chaque avion soient ouvertes une fois par année. La porte 1L avait été ouverte en septembre 1995 et elle avait fonctionné normalement.

1.6.4.3 Panneau glissière d'évacuation/radeau

L'examen après l'accident des portes de sortie utilisées pendant l'évacuation de l'avion a révélé que le panneau glissière d'évacuation/radeau (référence AWD 7446-245) au bas des portes 1L et 1R ne s'était pas escamoté comme il le fallait dans la partie supérieure; le panneau est resté suspendu dans les ouvertures des portes de sortie. Les ressorts de torsion des charnières de ces panneaux étaient faibles et ne pouvaient fermer les panneaux après le déploiement des glissières d'évacuation. Lorsque ces panneaux sont fermés, ils sont maintenus en position par un verrou magnétique.

Les LACI ont procédé à une inspection qui a révélé que son autre DC-10 présentait des problèmes semblables, et les renseignements relatifs aux ressorts faibles ont été transmis à McDonnell Douglas.

En mars 1995, à la suite d'un problème semblable sur les portes du MD-11, McDonnell Douglas avait

publié le bulletin 25-148, qui rendait obligatoire le remplacement de ces ressorts de charnière par des ressorts plus puissants. Mais au moment de sa publication, ce bulletin ne s'appliquait pas aux DC-10. Le problème des ressorts de charnière sur le DC-10 n'avait pas été décelé par les LACI ni par McDonnell Douglas avant l'accident qui fait l'objet du présent rapport.

1.7 Renseignements météorologiques

Selon les témoignages, lorsque l'équipage du vol 17 des LACI a reçu ses instructions de roulage à 13 h 24 HAP, l'altimètre était calé à 30,25 pouces, et deux minutes plus tard, le vent soufflait à 2 noeuds au 240 degrés magnétique. L'observation météorologique effectuée à 20 h 40 Z, soit huit minutes après l'accident, faisait état des conditions suivantes : nuages épars à 8 000 pieds et à 15 000 pieds, nuages minces fragmentés à 25 000 pieds, visibilité de 30 milles, température de 12,3 degrés Celsius, point de rosée de 7,4 degrés et vents à 3 noeuds du 270 degrés vrai. Le calage altimétrique était de 30,22 pouces de mercure.

1.8 Télécommunications

Le contrôleur de la tour de l'aéroport de Vancouver a autorisé le vol 17 des LACI à décoller à 13 h 30 HAP. La communication qui a suivi a été faite par le premier officier à 13 h 32 pour signaler à la tour que l'avion du vol 17 interrompait son décollage. Dix secondes plus tard, le premier officier a signalé à la tour que l'avion du vol 17 sortait en bout de piste.

Quand il a entendu l'annonce de l'interruption de décollage, le contrôleur a levé les yeux et a aperçu l'avion à peu près à l'intersection des deux pistes. Comme l'avion semblait se déplacer trop rapidement pour pouvoir s'arrêter sur le reste de la piste, il a déclenché l'alarme d'écrasement.

Environ 13 secondes après l'immobilisation de l'avion, le premier officier a déclaré que l'avion avait subi des dommages de structure importants, et la tour a répondu que les véhicules de secours étaient en route. Trente et une secondes après que le premier officier a accusé réception de la réponse de la tour, le commandant de bord a appelé la tour pour demander s'il y avait des signes d'incendie autour de l'avion. La tour a répondu qu'on voyait seulement de la fumée et de la poussière.

1.9 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport international de Vancouver est situé à neuf pieds au-dessus du niveau de la mer. L'avion du vol 17 a utilisé la piste 26 dont la surface est en asphalte et en béton. La piste mesure 11 000 pieds de long sur 200 pieds de large et présente une pente négligeable. Il y a une surface en dur de 145 pieds de longueur à l'extrémité de la piste. La distance de roulement utilisable au décollage (TORA) déclarée et la distance accélération-arrêt utilisable (ASDA) sont de 11 000 pieds. La distance de décollage utilisable (TODA), qui comprend un prolongement dégagé, est de 12 000 pieds. La piste n'est pas striée. Au moment de l'accident, la piste 26 était propre et sèche.

Les essais de friction qui ont été faits sur la piste 08/26 le 24 août 1995 ont donné un coefficient de friction d'adhérence moyen de 63. Le dégommeage de la piste a été effectué le 22 septembre 1995. Le 30 novembre, les essais de friction sur la piste ont donné un coefficient moyen de 71. Les lignes directrices de Transports Canada sur l'entretien des pistes précisent qu'il faut prévoir le dégommeage d'une piste lorsque sa moyenne globale (coefficient d'adhérence non pondéré) devient inférieure à 48.

L'avion a emprunté la voie de circulation «N» pour s'engager sur la piste; le bord gauche de la voie de circulation coïncide à peu près avec le début de la piste.

L'avion a laissé des marques de pneus nettes sur la piste sous la forme de dépôts de caoutchouc résultant du freinage effectué au cours du décollage interrompu. Les premières marques des pneus du train principal commençaient à 7 694 pieds du seuil de la piste 26 (3 306 pieds de l'extrémité de piste). Le train d'atterrissage central a laissé des marques qui commençaient 36 pieds plus loin sur la piste. Les marques de dérapage se présentaient en tirets caractéristiques du cycle d'antidérapage.

Les levés sur le terrain révèlent que l'avion s'est écarté au plus de 28 pieds à gauche de l'axe de piste lorsqu'il est sorti de piste et qu'il se trouvait à 1 232 pieds de l'extrémité de piste. Les marques de pneus révèlent que l'avion a traversé l'axe de piste de gauche à droite, à 600 pieds de l'extrémité de piste. Le pneu du train d'atterrissage droit est sorti du côté droit de la surface asphaltée de la piste alors que l'avion se trouvait à 41 pieds de l'extrémité de piste. Quand l'avion s'est immobilisé, les pneus du train principal se trouvaient à 315 pieds au-delà de l'extrémité de piste, le nez de l'avion à 420 pieds au-delà de l'extrémité de piste, et le bogie droit à 161 pieds à la droite du prolongement de l'axe de piste.

La surface non asphaltée au-delà de l'extrémité de piste présentait des ornières qui mesuraient entre 0,2 et 1,1 pied de profondeur qui ont été faites par les roues du bogie du train principal gauche. Les ornières faites par le bogie droit mesuraient entre 0,1 et 1,2 pied de profondeur.

1.10 *Enregistreurs de bord*

1.10.1 *Enregistreur phonique*

L'enregistreur phonique (CVR) est un enregistreur Loral, no de modèle 93A100-30, no de série 15659. Le CVR n'était ni endommagé ni usé. Il a enregistré les canaux audio du pilote, du premier officier, du mécanicien navigant et du microphone d'ambiance sans interruption pendant 30 minutes⁸. Comme les microphones actifs n'ont pas été utilisés, les communications internes entre les membres de l'équipage n'ont été enregistrées que par le canal du microphone d'ambiance. Bien que les microphones actifs n'aient pas été utilisés, la plupart des communications internes étaient intelligibles.

Un seul problème lors du dépouillement du CVR : les canaux radio contenaient des données résiduelles de vols antérieurs. Il a donc été difficile de récupérer les conversations pour le vol en question. Lorsque le CVR fonctionne normalement, les signaux audio enregistrés antérieurement sont effacés à mesure que de nouvelles informations sont enregistrées. Une inspection du CVR aux LACI après l'accident a révélé qu'il y avait une défectuosité du circuit d'effacement, ce qui a mis hors d'usage la fonction d'effacement.

La détonation entendue par l'équipage et d'autres témoins n'était pas claire sur le CVR. Les seuls sons inhabituels enregistrés se sont produits deux secondes après l'annonce de V1, lorsque le premier bruit sourd (il y en a eu 21) a été entendu. Une détonation contiendrait certainement des composantes de fréquences significatives situées bien en-deçà de la largeur de bande du CVR (200 à 5 000 hertz). L'absence d'une forte détonation claire sur le CVR est probablement attribuable à l'onde transmise à travers la structure de l'avion. Résultat, la commande de gain automatique du CVR a supprimé le bruit de fond du signal se déplaçant dans la structure, masquant ainsi le son se déplaçant plus lentement. Les bruits sourds entendus ont été considérés semblables au bruit que feraient des décrochages répétés de compresseur.

1.10.2 *Le FDR*

Le FDR est un enregistreur numérique Sundstrand Universal, modèle no 980-4100-AXUN, no de série 5314. L'inspection visuelle n'a révélé aucun signe de dommage ni d'usure. Le FDR a été dépouillé au moyen du système de récupération, d'analyse et de présentation (RAPS) du BST. La bande avait été installée récemment à bord de l'avion et contenait 19 heures de données. La bande antérieure du FDR a été récupérée et utilisée pour l'extraction des données de performances des réacteurs.

1.10.3 *Analyse du profil de vol*

On a effectué une analyse empirique des performances de l'avion pour élaborer un profil distance-

⁸ Le rapport LP 154/95 du Laboratoire technique du BST présente un rapport complet sur le CVR et le FDR.

temps précis du décollage interrompu. On s'est servi de l'accélération longitudinale enregistrée pour servir de base à l'élaboration d'un profil distance-temps précis. L'analyse du profil a ensuite été comparée aux données du CVR et aux levés sur la piste.

On a établi la position de l'avion sur la piste au moment de la perte de puissance du réacteur grâce au FDR qui a révélé une légère perte d'accélération longitudinale au moment où l'avion atteignait la vitesse de 170 noeuds et avait parcouru 6 750 pieds sur la piste. La perte d'accélération coïncide avec le premier bruit sourd enregistré par le CVR. Au même moment, le régime N1 du réacteur no 1 s'est mis à chuter, et le FDR a enregistré une sollicitation de 15 degrés à droite de la gouverne de direction ainsi qu'une légère sollicitation de l'aileron droit.

1.11 Renseignements médicaux

Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient pu perturber les capacités de l'équipage. Tous les membres de l'équipage possédaient des certificats médicaux valides.

1.12 Incendie

De petits incendies alimentés par de la graisse se sont déclarés autour des pneus brûlants peu de temps après l'évacuation, mais ils ont été éteints par les pompiers.

1.13 Questions relatives à la survie des occupants

1.13.1 Mesures d'urgences à l'aéroport

Le coordonnateur de la planification des mesures d'urgence à l'Administration de l'aéroport international de Vancouver effectue des exercices de simulation toutes les deux semaines pour s'assurer que les organismes qui doivent intervenir en cas d'accident ou d'incident d'aviation sont toujours prêts. De plus, l'Administration de l'aéroport international de Vancouver simule une fois par année une catastrophe aérienne.

1.13.1.1 Services d'intervention d'urgence

Les pompiers de l'unité d'incendie et de sauvetage de Richmond, qui étaient au poste no 8 sur l'aéroport, ont entendu une forte détonation au moment où l'avion décollait. Immédiatement après la détonation, l'alarme d'écrasement a été déclenchée, et les portes du

poste se sont ouvertes. Le temps qu'on ordonne au service des incendies de Richmond d'intervenir, les pompiers étaient déjà à bord de leur véhicule et se dirigeaient vers le lieu de l'accident. Neuf véhicules de secours sont intervenus.

Trois camions-mousse et un véhicule utilitaire sont arrivés sur les lieux dans la minute qui a suivi l'ordre

d'intervention. Lorsque les pompiers de ces véhicules sont arrivés à l'avion, les portes de l'avion étaient toujours fermées. Peu de temps après, toutes les portes se sont ouvertes en même temps, et les passagers ont évacué l'avion dans l'ordre. Comme il n'y avait aucun signe d'incendie, les pompiers ont aidé les passagers et surveillé les freins de l'avion.

Les petits incendies alimentés par la graisse qui se sont déclarés autour des pneus brûlants ont été rapidement éteints avec de la mousse. De la mousse a aussi été pulvérisée sous l'avion par mesure de précaution en cas de fuite de carburant. Comme le seul camion à poudre chimique n'était pas disponible parce qu'il faisait l'objet de travaux de maintenance, deux extincteurs à poudre chimique de 350 livres qui se trouvaient à l'aire de trafic ont été transportés sur les lieux de l'accident.

La première ambulance de BC Ambulance Services est arrivée à la barrière sud de l'aéroport dans les cinq minutes qui ont suivi l'accident, et elle est arrivée sur les lieux de l'accident deux minutes plus tard. Une zone de tri a été établie, on s'est occupé des passagers blessés, et des couvertures ont été remises aux autres passagers. Au total, 26 ambulances ont répondu à l'appel. Six passagers qui avaient été légèrement blessés ont dû être transportés à l'hôpital.

1.13.1.2 Transport des passagers du lieu de l'accident

Le contrôle du côté piste de l'aéroport incombe à l'Administration de l'aéroport de Vancouver. Le transporteur aérien est responsable du transport des passagers non blessés et de l'équipage vers l'aérogare. Dans le cas qui nous occupe, les LACI ont réquisitionné des autobus d'un entrepreneur local. Le premier des quatre autobus a franchi la barrière sud de l'aéroport vers 14 h 10 et est arrivé sur les lieux de l'accident à 14 h 17, soit 45 minutes après l'évacuation. Vers 14 h 38, tous les passagers étaient à bord des autobus et se dirigeaient vers l'aérogare.

Les conditions météorologiques n'ont pas joué un rôle déterminant; toutefois, comme il faisait très chaud dans la cabine de l'avion avant le départ, les passagers et l'équipage étaient vêtus légèrement, et ils ont été incommodés par le froid pendant les 45 minutes qu'ils ont dû attendre les autobus.

1.13.2 *Questions relatives à l'évacuation de l'avion*

1.13.2.1 *Préparation de l'équipage*

Selon le manuel des agents de bord des Lignes aériennes Canadien, un décollage interrompu est une situation anormale au cours de laquelle les agents de bord doivent être très vigilants et surveiller ce qui se passe autour d'eux. Ils doivent rester assis, bretelles et ceintures bouclées, tant que l'avion est en mouvement. Une fois que l'avion s'est immobilisé ou qu'il a viré pour quitter la piste, ils doivent rester assis et évaluer la situation en attendant les instructions du commandant de bord. S'ils remarquent une situation critique pendant ce temps, ils doivent réévaluer la situation et ne quitter leur siège que si c'est nécessaire. S'ils croient qu'il s'agit d'une urgence, ils doivent aussitôt aviser le poste de pilotage.

Les procédures du manuel de l'équipage de conduite du DC-10 relatives à une évacuation suivant un décollage interrompu stipulent que si le commandant de bord a le temps il doit appeler le directeur des services à la clientèle dans le poste de pilotage et lui donner des renseignements et des instructions en attendant l'ordre d'évacuation. Le commandant de bord procède alors à la vérification de 10 points «suivant un arrêt», dont le huitième point est l'ordre d'évacuation. Pour commander une évacuation, le commandant de bord annonce «Évacuez. Évacuez.» sur le circuit d'annonces passagers. Le premier officier place l'interrupteur de commande d'évacuation sur «ON» à ce moment-là. D'après la liste de vérifications, le signal d'évacuation commencerait à se faire entendre au moment même où le commandant de bord fait son annonce, ou un peu après. La séquence de l'annonce de l'évacuation et du déclenchement du signal d'évacuation dans le manuel de l'équipage de conduite diffère de celle qui figure à la partie 5 «Procédures en cas de situations anormales ou critiques» du manuel des agents de bord. Selon ce manuel, l'équipage de conduite donne le signal au personnel de cabine de procéder à l'évacuation au moyen du message «Évacuez. Évacuez.» communiqué par le circuit d'annonces passagers, après quoi l'équipage déclenche le signal d'évacuation.

En vertu de la partie 6 du manuel des agents de bord, les agents de bord sont tenus de procéder à une évacuation s'ils en reçoivent l'ordre de l'équipage de conduite ou s'ils entendent le signal d'évacuation. Tous les membres de l'équipage doivent aider pendant l'évacuation en fonction des besoins.

Les membres d'équipage de conduite et les agents de bord s'exercent chaque année aux procédures d'évacuation dans un simulateur; une partie de l'entraînement se déroule dans un simulateur de cabine où sont réunis les membres d'équipage de conduite et les agents de bord. L'entraînement pratique aux évacuations pour les agents de bord se fait au moyen d'une porte d'entraînement dans le simulateur de cabine générique; cet entraînement est complété par des exercices d'évacuation par les portes réelles des avions sur lesquels ils sont qualifiés. Lorsque les agents de bord de l'avion accidenté se sont entraînés aux procédures d'évacuation, le simulateur de porte de DC-10 de la compagnie n'était pas équipé d'un klaxon. Au moment de l'accident, les LACI avaient déjà prévu d'installer un klaxon sur la porte d'entraînement de ses DC-10, ce qui a été fait depuis.

Pendant l'entraînement, l'ordre «Évacuez. Évacuez.» est toujours le premier signal qui annonce l'évacuation. On n'utilise pas toujours le signal d'évacuation (toutes les portes d'entraînement n'en sont

d'ailleurs pas équipées). De plus, lors des exercices, le signal d'évacuation n'est jamais la seule indication qui est donnée pour annoncer l'évacuation.

1.13.2.2 Préparation des passagers

L'exposé de sécurité aux passagers avant le vol est normalement donné en anglais et en français sur les vols des LACI. Le directeur des services à la clientèle a ordonné que l'exposé soit d'abord donné en anglais, puis en mandarin, car c'était la langue de la majorité des passagers dans l'avion, et enfin en français.

1.13.2.3 Décisions prises concernant l'évacuation de l'avion

Les agents de bord ont tous affirmé qu'ils avaient entendu une très forte détonation, suivie d'une série de bruits sourds, et qu'ils avaient senti l'avion trembler et décélérer, puis qu'ils avaient senti le train avant de l'avion s'affaisser lorsque l'avion s'est immobilisé. Dès que l'avion s'est arrêté, le directeur des services à la clientèle s'est rendu au poste de pilotage pour recevoir des instructions, et le premier officier supplémentaire lui a dit qu'il y aurait probablement une évacuation et lui a demandé d'attendre une minute. Le commandant de bord a alors demandé aux membres d'équipage dans le poste de pilotage d'exécuter la liste de vérifications en cas d'évacuation.

Avant de donner l'ordre d'évacuer, il fallait que le commandant de bord sache si toutes les glissières pouvaient être utilisées sans danger. Il a alors demandé au premier officier d'appeler la tour pour savoir s'il y avait des signes d'incendie. Le premier officier a essayé à deux reprises de contacter la tour à l'aide du panneau audio no 2 situé sur son côté du poste de pilotage, mais en vain; le commandant de bord a alors utilisé le panneau audio no 1 et a réussi à contacter la tour. Quand le premier officier a essayé de contacter la tour, l'interrupteur d'alimentation de secours était déjà sur «ON». Dans cette configuration d'alimentation électrique, seul le panneau audio no 1 du côté du commandant de bord est alimenté en électricité. Un examen du manuel de l'équipage de conduite et du manuel d'entraînement a révélé que ces manuels ne donnent pas de renseignements sur la non-disponibilité du panneau audio no 2 lorsque l'interrupteur d'alimentation de secours de l'avion est sur «ON». La compagnie n'était pas au courant de cette limite de communication. Le commandant de bord a fait son annonce «Évacuez. Évacuez.» environ une minute après l'immobilisation de l'avion.

1.13.2.4 Évacuation des passagers et de l'équipage

Les agents de bord ont déclaré que pendant le décollage interrompu les passagers sont restés sagement à leur place, surveillant les agents de bord et attendant des instructions. À part la chute d'un panneau de plafond au-dessus de la porte 1L parce qu'un raccord n'était pas attaché, et un peu de lait renversé dans l'office, la cabine est demeurée intacte et ne présentait aucun danger. Des agents de bord ont fait signe aux passagers de rester assis, et l'on s'est servi des interprètes pour demander aux passagers de rester assis et de laisser leur ceinture bouclée.

Après avoir entendu l'ordre du commandant de bord, les agents de bord ont commencé l'évacuation. À part un problème mineur avec la porte 1L, toutes les portes se sont ouvertes, et les glissières se sont gonflées automatiquement. Comme le train avant s'était affaissé, l'avion se trouvait en piqué prononcé; néanmoins, toutes les glissières touchaient le sol. La pente des glissières aux portes 1L et 1R était très peu prononcée et, à mi-chemin dans la glissière, les passagers devaient se mettre debout et marcher jusqu'au bas de la glissière. Il y avait une bosse dans les glissières des portes 2L et 2R, mais cette situation n'a pas gêné l'évacuation à ces sorties. Aux portes 3L et 3R, la forme et la position des glissières étaient normales. Les glissières à l'arrière de l'avion aux portes 4R et 4L présentaient une pente raide, mais les agents de bord ont déclaré que la réception au bas des glissières se faisait bien, même si la descente était rapide.

Les agents de bord ont crié les commandements nécessaires à l'évacuation en anglais, mais ils ont tous déclaré que leur ton et leurs gestes étaient plus efficaces que les mots en soi, puisque le mandarin était la langue de la majorité des passagers. Ils ont déclaré que l'évacuation s'était bien déroulée et que les passagers avaient obéi aux ordres et aux gestes. Un des agents de bord a déclaré qu'au début les passagers de sa section s'étaient rués vers la porte, mais qu'après leur avoir dit de se calmer, ils ont évacué dans l'ordre. Les agents de bord ont précisé que la circulation à toutes les portes avait été assez fluide et que l'évacuation s'était déroulée dans l'ordre.

Il a fallu une ou deux minutes pour évacuer l'avion et le tout s'est bien déroulé. Seules quelques anomalies mineures ont été relevées pendant l'évacuation. À la porte 2R, il y a eu une légère accumulation de passagers au bas de la glissière, et il a fallu interrompre l'évacuation pour dégager l'endroit. C'est peut-être parce que la plupart des gens qui ont évacué l'avion par cette porte étaient des aînés qui avaient de la difficulté à se relever au bas de la glissière. Aux portes 3L et 3R, les passagers devaient marcher sur l'aile sur une distance d'environ huit pieds et glisser sur la partie inclinée de la glissière à partir du bord de l'aile, ce qui a légèrement ralenti l'évacuation à ces portes. Les glissières aux portes 4L et 4R présentaient une pente raide, mais les gens n'ont pas tellement hésité à emprunter les glissières.

Bien des passagers ont tenté d'emporter des bagages à main, mais dans la plupart des cas, les agents de bord ont retiré les bagages aux passagers qui sortaient; toutefois, pour ne pas ralentir inutilement l'évacuation, on a permis à certains passagers d'emporter de petits bagages à main. Rien n'indique que le transport de bagages ait gêné l'évacuation.

Avant d'évacuer l'avion, le commandant de bord, le premier officier et le second officier ont traversé la cabine pour s'assurer que tous les passagers et les agents de bord avaient bien évacué l'avion.

1.14 Opérations et entraînement

1.14.1 Planification prévol

1.14.1.1 Calcul des performances de décollage

Depuis le 5 novembre 1994, les LACI utilisent le système d'ordinateurs SABRE d'American Airlines Corporation (AMR) pour leurs opérations aériennes. Un élément du SABRE est le système des performances au décollage (TPS) qui sert à calculer les performances basées sur les conditions à l'aéroport et l'état de la piste, les conditions météorologiques et la charge de l'avion. Le TPS offre aux équipages de conduite des paramètres opérationnels pour le décollage, dont les réglages de puissance moteur, le braquage des volets, la vitesse minimale en cas de panne réacteur critique (V1), la vitesse de cabrage (VR), la vitesse de sécurité au décollage (V2) et les vitesses de rentrée des volets et des becs.

Le TPS considère trois types de réglage de puissance moteur pour le décollage d'un DC-10 : la puissance STANDARD, la puissance MAX (C2) et la puissance BLACK (C2B). Le TPS utilise toujours la plus faible puissance possible pour le décollage. Le TPS ne donne pas les valeurs du réglage de puissance C2B s'il calcule qu'une puissance inférieure suffit au décollage.

Le TPS a calculé que la puissance C2 basée sur une performance améliorée⁹ était nécessaire au décollage en fonction des paramètres opérationnels suivants : régime moteur de 110,4 N1, braquage des volets à 16 degrés, V1 de 164 noeuds, VR de 175 noeuds, V2 de 187 noeuds, vitesse de rentrée des volets de 203 noeuds et vitesse de rentrée des becs de 255 noeuds. Ces données ont été inscrites sur la carte des paramètres de décollage, et les vitesses ont été réglées sur les curseurs.

Sachant qu'un des inverseurs de poussée ne fonctionnait pas et jugeant qu'un décollage nécessitant une puissance C2B offrirait plus de piste pour immobiliser l'avion en cas de décollage interrompu, le commandant de bord a demandé au service des opérations des LACI de lui fournir les paramètres d'un décollage à la puissance C2B. Toutefois, comme le TPS avait calculé que la puissance inférieure C2 suffirait au décollage, le programme TPS ne pouvait fournir les paramètres de puissance C2B. Pour obtenir les paramètres de performances de puissance C2B, l'équipage a consulté le manuel des performances OD43J du DC-10-30 des Lignes aériennes Canadien et a calculé que les paramètres de décollage étaient les mêmes que pour la puissance C2, sauf que V1 pour C2B serait de 167 noeuds plutôt que 164 noeuds, calculés par le TPS pour la puissance C2. La carte des paramètres de décollage a été modifiée en fonction d'un réglage de puissance C2B de 112 %; toutefois, les curseurs de vitesse n'ont pas été réglés à la V1 de 167 noeuds de C2B, et la V1 de 167 noeuds de C2B n'a pas été inscrite sur la carte des paramètres de décollage.

⁹ L'expression «performance améliorée» est utilisée lorsque la performance au décollage se fonde sur l'utilisation d'un prolongement dégagé ou d'un prolongement d'arrêt.

1.14.1.2 Contrôle de la charge à bord de l'avion

Les calculs de masse et centrage du système préliminaire de planification du chargement (LPS) et les données de charge sont annexés au TPS. Pour calculer la masse et le centrage, le LPS tient compte de la masse opérationnelle à vide (EOW)¹⁰, du poids des passagers, des bagages, du fret et du carburant; pour calculer les performances au décollage et la limite de la masse maximale au décollage, on tient également compte des conditions météorologiques ambiantes et de la piste utilisée. La charge finale sur l'aire de trafic est prévue comme étant la masse maximale admissible au décollage plus le carburant à utiliser pour rouler au sol, à partir de l'aire de trafic jusqu'à la piste. La masse de calcul maximale sur l'aire de trafic pour l'avion était de 593 000 livres, et la masse maximale de décollage au lâcher des freins était de 590 000 livres.

Données TPS (11 h 12 HAP)	
EOW	281 840
PASSAGERS	40 750
FRET	20 956
ZFW	343 546
CARBURANT	247
AIRE DE TRAFIC	304
MASSE AIRE DE TRAFIC	590 850

Lors du premier exposé, l'équipage a reçu les premières données du TPS pour le vol 17. Le poids des passagers qui figurait sur le document de masse et centrage annexé au TPS était calculé en fonction d'une charge prévue de 250 passagers. Le poids du fret figurant sur la feuille produite par le LPS à 11 h 6 était de 20 956 livres. Le fret était réparti de la façon suivante : le poids des bagages était de 11 504 livres, compte tenu des 328 sacs enregistrés par des passagers (le poids moyen de chaque sac était de 35 livres¹¹) plus le poids réel de certains sacs de courrier; le poids du fret était basé sur les poids réels. La masse de carburant sur l'aire de trafic était le calcul par le système de planification des vols (FPS) du carburant nécessaire pour le vol prévu. Le carburant pour le roulage était le carburant de roulage prévu, basé sur une consommation de 75 livres de carburant par minute et d'une durée de roulage prévue de 30 minutes, selon l'emplacement de la porte d'embarquement, la piste en service et le trafic aérien prévu à l'aéroport de Vancouver pour l'heure de décollage prévue.

La quantité de carburant à emporter est basée sur les calculs du FPS du carburant nécessaire au vol, moins le carburant à bord avant le ravitaillement. Lorsque l'équipage arrive à bord de l'avion, le second officier vérifie visuellement les indicateurs de carburant dans le poste de pilotage, ce qui constitue la dernière vérification du carburant à bord. Le total des indicateurs de chaque réservoir de carburant inscrit par le second officier était de 248 400 livres; la lecture de l'indicateur totalisateur de carburant a été inscrite comme étant 248 800 livres. Lorsque la charge définitive de carburant a été communiquée à l'agent des opérations, vers 12 h HAP pour qu'elle soit entrée dans le LPS, c'est la quantité de carburant prévue par le FPS de 247 300 livres qui a été fournie, au lieu de la quantité de 248 400 livres, ce qui est

¹⁰ La EOW comprend le poids des membres de l'équipage et des palettes et conteneurs utilisés pour contenir les bagages et la marchandise.

¹¹ Le poids moyen de 35 livres par sac et le poids moyen d'un passager de 163 livres étaient les poids approuvés par Transports Canada pour ce type de vol transpacifique des LACI.

le total des indicateurs de chaque réservoir de carburant. Le commandant de bord savait que c'était la quantité de carburant inférieure (247 300 au lieu de 248 400) qui avait été fournie, mais il n'a pas pensé que cela poserait un problème parce que lors de l'exposé, il avait remarqué que la masse de l'avion était inférieure de 1 400 livres à la masse maximale autorisée.

Les calculs finals de masse et centrage donnés par le LPS à 12 h 23 HAP étaient les suivants : le nombre de passagers s'élevait à 242; leur poids se chiffrait à 39 446 livres; le poids de leurs bagages (291 sacs) s'élevait à 10 189 livres; et le poids du fret se chiffrait à 12 879 livres. Ces données figuraient sur la feuille de charge définitive que le second officier a reçue à 12 h 40. La masse opérationnelle à vide (EOW) avait été modifiée pour tenir compte d'écarts par rapport aux effectifs composant un équipage navigant standard de DC-10-30 et résultant de l'ajout d'une palette de marchandise. Le poids des passagers avait été modifié pour indiquer le nombre réel de passagers à bord.

L'augmentation de la masse au décollage a été indiquée sur le message de charge définitive et a été transmise à l'équipage par le système ACARS (système d'échange de données techniques avion-sol en temps réel) à 12 h 40. Le commandant a déclaré qu'il n'était pas au courant de l'augmentation de la masse au décollage.

Charge définitive (12 h 40 HAP)	
EOW	282 325
PASSAGERS	39 446
FRET	23 068
ZFW	344 839
CARBURANT	247
AIRE DE TRAFIC	304
MASSE AIRE DE TRAFIC	592 143

Le fret et les bagages des passagers ont été pesés par les LACI après l'accident. Les dossiers de la compagnie indiquent qu'il y avait 314 sacs de passagers et qu'ils pesaient 10 838 livres¹². À cause de la position en piqué de l'avion après l'accident, il n'a pas été possible de décharger tout le fret au moment de la pesée; ce qui a pu être déchargé pesait 11 230 livres. Le reste du fret a été déchargé une fois que l'avion a été récupéré des lieux de l'accident, mais, par inadvertance, ce fret n'a pas été pesé¹³.

La feuille de charge définitive présentait trois différences importantes : la masse du carburant sur l'aire de trafic était inférieure de 1 096 livres à la masse de carburant totale inscrite par le second officier à partir des indicateurs de quantité carburant; l'examen des dossiers de la compagnie n'a pas permis d'expliquer les 23 sacs de passagers additionnels à bord de l'avion et les 805 livres de plus qui en résultaient; il y avait 243 passagers à bord et non pas 242 comme l'indiquent les documents de charge de l'avion.

Un autre facteur qui a influencé la masse au décollage de l'avion a été la différence entre la durée de roulage prévue de 30 minutes et la durée réelle du roulage, qui a été de 14 minutes. Cette différence de 16 minutes se serait traduite par une réduction de 1 200 livres dans la consommation de carburant au roulage. Le commandant de bord était au courant des conséquences d'une durée de roulage réduite; toutefois, il a jugé que, compte tenu de la masse au décollage prévue de 588 600 livres fournie par le TPS à 18 h 12, la consommation moindre de carburant ne se traduirait pas par un dépassement de la masse maximale théorique au décollage.

Compte tenu des valeurs de charge définitive du TPS et des écarts notés dans la masse de carburant sur l'aire de trafic, le poids des bagages des passagers, le passager additionnel et la consommation réduite de carburant au roulage, il se peut que la masse de l'avion accidenté ait été supérieure de 951 livres à la masse maximale sur l'aire de trafic, et supérieure de 2 901 livres à la masse maximale théorique au décollage.

Masses réelles possibles	
EOW	282 325
PASSAGERS	39 609
FRET	23 617
ZFW	345 551
CARBURANT AIRE DE TRAFIC	248 400
MASSE AIRE DE TRAFIC	593 951

¹² Selon la valeur de 35 livres par sac de passager approuvée par Transports Canada, la documentation de masse aurait dû indiquer un poids de 10 990 livres.

¹³ Selon les dossiers de masse, le poids du fret non pesé aurait dû être de 1 549 livres.

1.14.2 *Décision d'interrompre le décollage*

1.14.2.1 *Critères de certification*

Le DC-10-30 possédait une certification de type, conformément aux *Federal Aviation Regulations* (FAR) des États-Unis. Une partie de cette certification exige que l'avionneur démontre à la Federal Aviation Administration (FAA) les données de performances qui figurent dans le manuel de vol approuvé par la FAA.

Un élément de ces données de performances est la distance accélération-arrêt avec un moteur en panne, laquelle est basée sur la V1. Dans le cas d'un décollage sur piste courte, V1 est la vitesse à laquelle le décollage peut être interrompu et qui permet à l'avion de s'immobiliser avant la fin de la piste. Plus précisément, la définition de V1 dans les FAR indique qu'une défaillance moteur doit être reconnue¹⁴ et que la première mesure pour interrompre le décollage doit être prise par le pilote avant V1. Si cette mesure est prise à une vitesse supérieure à V1, l'avion ne pourra pas s'immobiliser avant la fin de la piste.

Un autre aspect de cette performance de certification est le critère d'accélération-décollage avec un moteur en panne, qui renvoie aussi à V1. Dans ce scénario, V1 est le point le plus tôt auquel un décollage avec un moteur en panne peut être poursuivi en toute sécurité.

Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 des Lignes aériennes Canadien définit V1 de la façon suivante :

Vitesse de décision V1 - La vitesse à laquelle, après reconnaissance d'une défaillance moteur au décollage, le pilote décide d'interrompre ou de poursuivre le décollage. V1 est en fait la vitesse de défaillance d'un moteur, plus un délai de reconnaissance d'une seconde. Trois secondes supplémentaires sont allouées pour exécuter un freinage complet avec déploiement des déporteurs.

1.14.2.2 *Entraînement aux décollages interrompus*

En 1989, à la suite d'un grand nombre d'accidents au décollage résultant de mauvaises décisions et de mauvaises procédures d'interruption de décollage, une équipe composée de membres de la FAA et de l'industrie s'est penchée sur les mesures à prendre pour améliorer la sécurité au décollage. L'équipe a étudié environ 3 000 cas de décollage interrompu qui sont survenus entre 1959 et 1990. Les conclusions de cette équipe ont été publiées par la FAA en avril 1993 dans *Takeoff Safety Training Aid* et illustrées dans un film vidéo destiné au breffage des équipages intitulé *Rejected Takeoff and the Go/No Go Decision*. En juin 1993, le directeur de la formation et du perfectionnement en vol des LACI a fourni à tous les pilotes de la compagnie un exemplaire du *Pilot Guide to Takeoff Safety*, qui renferme le chapitre 2

¹⁴ En vertu des FAR, l'intervalle entre la vitesse de défaillance moteur (VEF) et V1 est le temps le plus long démontré lors du vol d'essai, ou 1 seconde. L'intervalle pour le DC-10-30 est de 1,1 seconde.

du *Training Aid* de la FAA. Le film vidéo a aussi été visionné dans le cadre de certaines séances d'entraînement périodique pour les pilotes. Ce matériel didactique insiste sur le fait qu'il faut respecter le concept relatif à la prise de décision avant V1 et souligne le fait que l'avion sortira inévitablement en bout de piste si le décollage est interrompu après V1. Le *Takeoff Safety Training Aid* indique qu'un décollage ne doit pas être interrompu après que l'avion a dépassé V1 à moins que le pilote ait des raisons de croire que le vol ne peut pas être poursuivi sans danger. L'étude conclut que dans la plupart des cas de sortie en bout de piste, les pilotes s'étaient servis de repères visuels et avaient mal évalué la longueur de piste restante ou la capacité de l'avion à s'arrêter.

L'analyse effectuée par la FAA et l'industrie des 74 cas de décollage interrompu qui se sont traduits par des sorties en bout de piste a révélé que certains cas présentaient les caractéristiques suivantes : l'équipage n'était pas certain si l'avion pouvait voler, de fortes détonations n'avaient pu être identifiées, et il y avait eu des vibrations et d'autres indices qui, plus tard, avaient été jugés comme étant des signes d'un décrochage réacteur ou d'une défaillance moteur.

Une autre étude¹⁵ de cas sur des déficiences moteur mineures et de mauvaises réactions de l'équipage révèle que la plupart des cas d'«erreurs de l'équipage suivant une défaillance moteur»¹⁶ se sont produits à la suite de déficiences de moteur ayant produit un grand bruit. Soixante-dix pour cent de ces cas se sont produits près du sol et (ou) à puissance élevée pendant une des phases suivantes : décollage, remise des gaz ou montée. L'étude précise en outre que le temps disponible lors de ces phases de vol semble être un facteur important qui influence les mesures prises par l'équipage à la suite du problème. Le temps nécessaire pour traiter et intégrer les indices visuels, sonores et tactiles des problèmes de moteur dans un environnement où chaque seconde compte peut être si difficile à évaluer que l'équipage de conduite ne réagit pas bien à la situation. Un autre facteur cité était le fait que, en raison de la fiabilité élevée des moteurs à turbine d'aujourd'hui, de nombreux équipages de conduite vont terminer leur carrière sans avoir jamais vécu une défaillance moteur; par conséquent, il faut que les programmes d'entraînement et les simulateurs puissent fournir aux équipages de conduite les connaissances qui leur permettront de reconnaître avec certitude une défaillance moteur. L'étude de Boeing conclut que le fait de n'avoir pu reconnaître avec certitude un problème de moteur semble avoir été le facteur contributif le plus important aux mauvaises réactions des équipages.

Les pilotes des LACI font des exercices de décollage interrompu pendant leur entraînement annuel périodique en simulateur, ce qui permet aux équipages de s'exercer à prendre des décisions avant et après V1 et leur permet d'acquérir de l'expérience dans ce domaine. Les scénarios doivent être suffisamment clairs pour favoriser une évaluation objective du comportement de l'équipage. Les scénarios doivent donner suffisamment d'indices pour permettre à l'équipage d'avoir une bonne représentation de la situation critique. L'entraînement dans le simulateur de DC-10 des LACI comprend des décollages à charge très lourde à des masses comprises entre 560 000 et 580 000 livres.

¹⁵ *Boeing Commercial Airplane Group Propulsion Engineering Report on Engine Plus Crew Error Event*, 22 décembre 1994.

¹⁶ L'expression «erreur de l'équipage suivant une défaillance moteur» est utilisée dans le rapport de Boeing dans le contexte où une défaillance ou une déficiences de moteur en soi n'aurait pas causé un accident, mais que l'accident est survenu à la suite d'une mauvaise réaction de l'équipage à la défaillance.

Pendant les séances en simulateur, les défaillances moteurs sont normalement signalées par un des indices suivants ou par plusieurs d'entre eux : un lacet prononcé, un voyant de défaillance moteur, des indications des instruments moteur et une annonce de la situation critique par le premier officier ou le second officier. Les décrochages de compresseur sont simulés par une série de bruits sourds.

Il n'y a aucune information sur les caractéristiques des décrochages ou des pompages moteur, que ce soit dans le manuel de l'avionneur ou dans le manuel du motoriste, tout comme il n'y a aucune information à ce sujet dans le manuel d'exploitation, les procédures d'utilisation normalisées (SOP) ou les manuels de formation des LACI. Il n'y a aucune référence directe dans les manuels d'exploitation sur le fait qu'une sortie de piste est inévitable si le décollage est interrompu après V1 s'il s'agit d'un décollage sur piste courte, mais ce sujet est abordé dans une circulaire de 1988 de la compagnie qui est reproduite dans la partie «Politiques» du manuel de l'équipage de conduite du DC-10 ainsi que dans le *Pilot's Guide to Takeoff Safety* fourni aux pilotes de DC-10 en 1993.

1.14.2.3 Décisions prises à bord de l'avion du vol 17

Bien que l'équipage ait utilisé les cartes de puissance C2B et ait calculé manuellement une vitesse de 167 noeuds pour V1, les curseurs de vitesse et la carte des paramètres de décollage indiquaient la V1 de 164 noeuds calculée par le TPS, et le CVR et le FDR révèlent que le premier officier a effectivement annoncé V1 à la vitesse de 164 noeuds. Le commandant de bord a cru à juste titre qu'en utilisant la puissance C2B, qui était supérieure, il disposerait de plus de piste s'il fallait interrompre le décollage. Il croyait également qu'il aurait un peu de temps après l'annonce de V1 à 164 noeuds pour décider s'il fallait interrompre le décollage.

L'analyse des données CVR et FDR a montré que la forte détonation s'est produite 2,2 secondes après l'annonce de V1. Le commandant de bord a ordonné l'interruption du décollage 1,3 seconde plus tard. La première mesure d'interruption du décollage qu'il a prise, soit réduire les gaz, s'est produite 4,3 secondes après l'annonce de V1 et au moment où l'avion atteignait 172 noeuds. Le système ABS est entré en action 6,1 secondes après l'annonce de V1 après que le second officier a déployé manuellement les déporteurs. Le déploiement des inverseurs de poussée a été commandé 3,5 secondes après la réduction des gaz, et les manettes d'inversion de poussée ont été tirées 11,1 secondes après l'annonce de V1. Le commandant de bord a déclaré qu'il avait interrompu le décollage parce qu'il n'avait pas reconnu le premier bruit ni les bruits sourds qui avaient suivi; de plus, il a pensé que la détonation avait peut-être été causée par une bombe, et il s'inquiétait de l'intégrité de la structure de l'avion et de la capacité de voler de l'appareil. Il a également déclaré que compte tenu des mesures de décollage interrompu du manuel de vol du DC-10 et en raison du souvenir d'un accident mortel de DC-8 dont il avait été témoin, il avait adopté une règle de conduite selon laquelle il ne devait pas décoller s'il soupçonnait une défaillance de structure de l'avion.

Événement	Vitesse (noeuds)	Temps (s)
Annonce V1	164	0
Détonation	170	+2,2
Annonce décollage interrompu	171	+1,3
Réduction des gaz	172	+0,8
ABS activé	175	+1,8

Le commandant de bord a déclaré qu'il y a eu un délai entre la réduction des gaz et l'inversion de la poussée en partie parce qu'un autre membre de l'équipage avait poussé une exclamation et que cela l'avait déconcentré.

Le FDR révèle qu'au moment où le commandant de bord a décidé d'interrompre le décollage, la température tuyère du réacteur no 1 était supérieure à 950 degrés et que le régime N1 avait diminué à moins de 85 %. Aucun des membres de l'équipage n'a remarqué quoi que ce soit d'anormal au sujet du fonctionnement des réacteurs pendant la course au décollage, y compris le second officier, dont la principale tâche consiste à surveiller les instruments moteur. L'équipage a déclaré avoir été extrêmement surpris par le caractère soudain et l'intensité de la forte détonation, et aucun des membres de l'équipage n'a reconnu le bruit ni d'où il provenait. Comme le réacteur no 1 fonctionnait toujours dans la plage de ralenti lorsque l'avion s'est immobilisé, l'équipage ne savait pas que ce réacteur avait subi une perte de puissance jusqu'à ce que ce fait soit confirmé par les données du FDR.

1.15 Gestion et organisation

1.15.1 Généralités sur la réglementation

La dernière vérification à l'échelle nationale dont les LACI ont fait l'objet a eu lieu du 21 septembre au 23 octobre 1992. Les conclusions de cette vérification étaient que les systèmes mis en place par la compagnie étaient suffisamment souples et en mesure d'amorcer des changements de programme nécessaires ou souhaitables pour satisfaire aux exigences de la réglementation, et que la qualité de l'état des aéronefs et la ponctualité des vols étaient directement attribuables à l'engagement des LACI dans la qualité des programmes.

La vérification a révélé que le personnel technique et de maintenance des LACI faisait preuve de professionnalisme et s'efforçait d'atteindre des normes de haute qualité. On a remarqué que les aéronefs étaient bien entretenus et que les points d'entretien différés de la MEL étaient tenus à un minimum. Bien qu'aucune vérification officielle à l'échelle nationale n'ait eu lieu depuis, les LACI possèdent un système qui permet d'effectuer des vérifications de maintenance à l'interne. Ces vérifications sont effectuées régulièrement, et Transports

Canada envoie un observateur pendant certaines de ces vérifications. Bien que ces vérifications révèlent toujours des problèmes, les agents de la navigabilité régionaux de Transports Canada n'ont exprimé aucune inquiétude au sujet du service de maintenance des LACI.

1.15.2 Gestion de la maintenance

En raison de pressions financières sur la ligne aérienne, toutes les divisions de la ligne aérienne examinent leurs opérations et cherchent des moyens de réduire les coûts. Dans le secteur de la maintenance, une diminution de 30 % du budget a nécessité la centralisation de nombreuses tâches de maintenance et la réduction de personnel et de paliers de gestion. Toutefois, la ponctualité des vols et l'utilisation de la MEL sont demeurées relativement constantes. La fiabilité mécanique prévue de la flotte de DC-10 des LACI était quelque peu inférieure à 92 % en 1989 et s'est continuellement améliorée pour atteindre 96 % en 1994. Le nombre d'éléments ouverts de la MEL par jour par avion était d'environ 0,5 en 1990; 0,3 en 1991; 0,3 en 1992; 0,2 en 1993 et 0,6 en 1994.

1.16 Performances de l'avion

1.16.1 Généralités

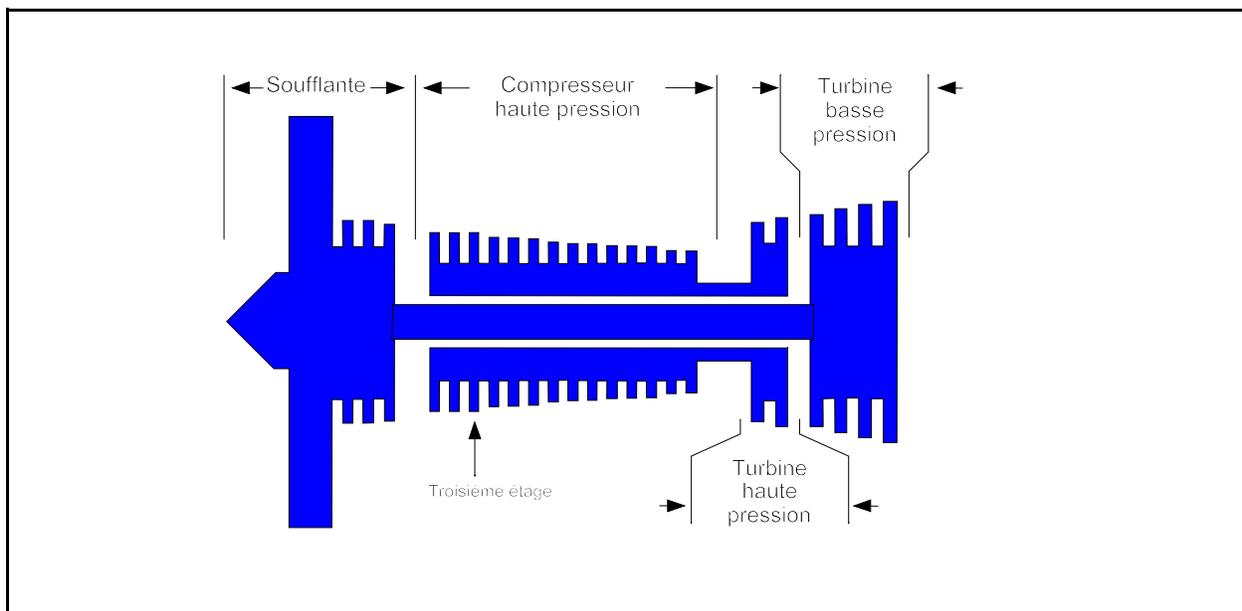
Un examen détaillé des critères de certification de l'avion et de ses systèmes ainsi que des données de performances documentées a été effectuée pour permettre d'évaluer le comportement de l'avion et de ses systèmes pendant le vol de l'accident. Ceux-ci ont ensuite été comparés aux éléments recueillis sur les lieux de l'accident, aux données des enregistreurs de bord, aux études de performances théoriques de l'avionneur et aux vols en simulateur.

1.16.2 Accélération à V_1 (164 noeuds)

Le manuel de vol du DC-10 produit par l'avionneur décrit le décollage sur la lancée comme étant le type de décollage le plus souhaitable parce qu'il accélère l'écoulement du trafic, permet de réaliser des économies de carburant et offre un plus grand confort. Le manuel indique que tant la technique de décollage suivant un point fixe que celle du décollage sur la lancée offrent essentiellement la même distance de décollage. Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 stipule que, si les conditions le permettent, il est recommandé de recourir au décollage sur la lancée pour les raisons suivantes : confort des passagers, économie de carburant et performances de l'avion.

L'avion avait été autorisé à décoller pendant qu'il roulait vers la piste, en empruntant une voie de circulation à 45 degrés. À partir des données FDR, on a calculé que l'avion a pénétré sur la piste à une vitesse sol de 15 à 17 noeuds et que les manettes de puissance ont été rapidement poussées au réglage de la puissance de décollage, soit à 112 % de N1.

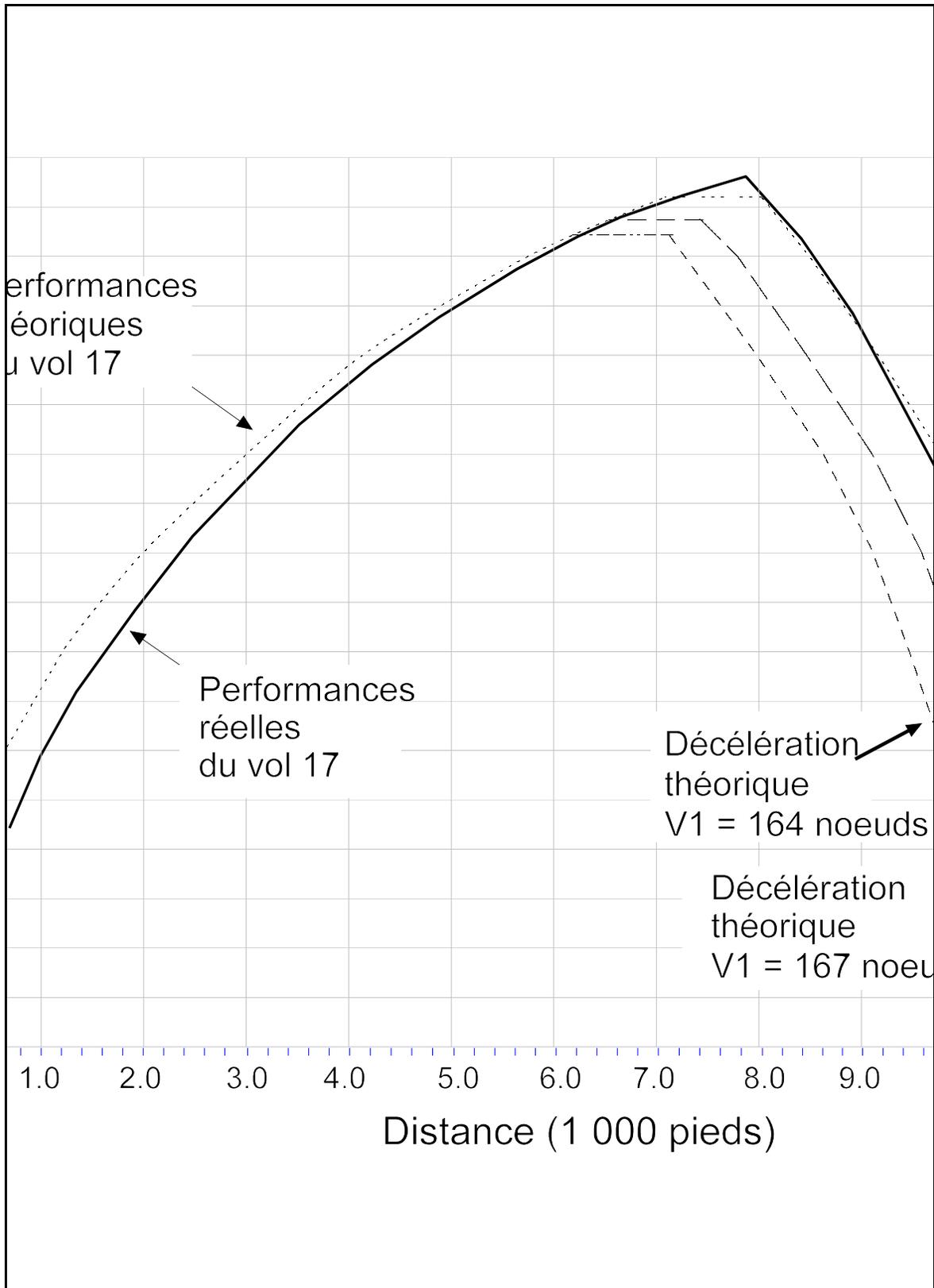
L'avionneur a déclaré qu'il n'y avait aucune différence de performances entre un décollage suivant un point fixe et un décollage sur la lancée; toutefois, ni le programme des performances de l'avionneur, ni les séances en simulateur n'ont pu fournir de données pour comparer les performances de l'avion accidenté au cours de cette phase du décollage. L'analyse des données FDR révèle que l'avion, à partir d'un décollage sur la lancée, a atteint 164 noeuds à 6 200 pieds du seuil de la piste 26. Selon les calculs de l'avionneur, un décollage à la suite d'un point fixe aurait nécessité 6 227 pieds. De plus, la courbe réelle des performances d'accélération, qu'on peut voir à la figure 2, correspond d'assez près à celle des performances prévues d'un avion dont la masse est de 590 000 livres.



- Tableau des performances du DC-10

1.16.3 Accélération à partir de V_1 jusqu'à l'interruption de décollage

Après l'annonce de V_1 , l'avion a continué à accélérer à 0,16 g jusqu'à ce qu'il atteigne 170 noeuds, et après avoir atteint cette vitesse, l'accélération a diminué d'environ 30 % à 0,11 g. Pendant ce temps, l'avion se trouvait à 6 750 pieds du début de la piste et se trouvait en un point où le CVR a enregistré les bruits sourds, et où le FDR a enregistré la chute soudaine du régime N1 du réacteur no 1.



- Déroulement du décollage

Les points de la liste de vérifications pour un décollage interrompu sont décrits ainsi dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 :

1. Le commandant de bord annonce «*REJECT*» (on arrête).
2. Le commandant de bord ramène les gaz au ralenti et passe immédiatement en pleine inversion de poussée, puis il observe si le freinage d'antidérapage maximal est appliqué ou il l'applique lui-même.
3. Le premier officier surveille la vitesse, pousse légèrement sur le manche pilote et maintient les ailes de l'avion à l'horizontale. Le second officier annonce l'état de l'inversion de poussée, s'assure que les déporteurs se sont déployés automatiquement et contrôle les instruments moteur. Le second officier déploie manuellement les déporteurs-sol s'il le faut.
4. Le commandant de bord maintient la maîtrise en direction. Il déplace les manettes d'inversion de poussée sur le cran d'inversion au ralenti, puis sur le cran de ralenti une fois que l'avion s'est immobilisé en toute sécurité.
5. Le premier officier signale à la tour que le décollage a été interrompu et demande de l'aide s'il y a lieu.

Les SOP des LACI pour le DC-10 donnent des indications supplémentaires sur le déploiement des déporteurs au cours d'un décollage interrompu. Plus précisément, lorsque le commandant de bord annonce «*REJECT*» (on arrête), le second officier doit surveiller le déploiement automatique des déporteurs; si les déporteurs ne se déploient pas automatiquement, le second officier doit annoncer «*NO SPOILERS*» (pas de déporteurs) et, sans attendre d'autre ordre, tirer complètement vers l'arrière, et le haut, la poignée des déporteurs.

Lors du vol de l'accident, le commandant de bord a annoncé l'interruption du décollage 1,3 seconde après la perte de puissance et a commencé à prendre des mesures pour interrompre le décollage 0,8 seconde plus tard en ramenant les manettes de puissance au ralenti au moment où l'avion atteignait 172 noeuds, à 7 300 pieds du début de la piste¹⁷. Le second officier, voyant que les voyants de déploiement des inverseurs de poussée ne s'étaient pas allumés, a annoncé «*No Reverse*» (pas d'inversion) et il a immédiatement tiré sur la poignée des déporteurs. Les déporteurs se sont alors déployés, et le système ABS est entré en action. À ce moment, l'avion venait d'atteindre 175 noeuds et se trouvait à 7 850 pieds du début de la piste et à 3 150 pieds de l'extrémité de piste.

1.16.4 *Performances en décélération*

¹⁷ Le commandant de bord a interrompu le décollage 4,3 secondes après l'annonce de V1 à 164 noeuds, et 3 secondes après que l'avion a atteint 167 noeuds, ce qui est la vitesse V1 pour la puissance C2B qui figure dans le manuel OD43J.

La mise en fonctionnement du système ABS et le déploiement des déporteurs se sont traduits par une décélération initiale de 0,46 g. La plus forte décélération de 0,47 g est survenue lorsque la puissance d'inversion de poussée a été appliquée pendant que l'avion décélérait à 140 noeuds, à 1 850 pieds de l'extrémité de piste.

Comme l'avion ralentissait, la décélération a graduellement diminué à cause de la réduction de traînée aérodynamique et de la perte d'efficacité des freins qui chauffaient. Comme le montre la figure 2, les performances de l'avion accidenté ont été quelque peu supérieures à celles prévues par l'avionneur pour un avion de 590 000 livres.

L'avion est sorti en bout de piste à 43 noeuds. Selon les données de l'avionneur, une décélération à partir de 43 noeuds jusqu'à un arrêt complet sur la surface d'une piste en dur aurait pris environ 400 pieds.

1.16.5 *Résumé des performances accélération-arrêt*

Le tableau suivant présente diverses performances d'accélération :

Aéroport de Vancouver (10 000 x 200 pi)	Performances théoriques au lâcher des freins. Masse : 590 000 lb			Vol 17
	V1 à C2 164 noeuds	V1 à C2B 167 noeuds	V1 à C2B 172 noeuds	Première mesure prise par le pilote à C2B 172 noeuds
Accélération jusqu'à la première mesure	6 216	6 491	7 024	7 300 ¹⁸
Plateau de réaction ¹⁹	852	867	900	800
Décélération à la vitesse à laquelle la première mesure a été prise	3 300	3 417	3 627 ²⁰	3 300 ²¹
Distance accélération-arrêt totale	10 368	10 775	11 547	11 400

Les valeurs des performances théoriques ne tiennent pas compte de la distance d'alignement. Selon l'avionneur, la distance minimale équivaldrait à 0,8 fois la longueur de l'avion dans le cas d'une entrée sur la piste à angle droit; pour le DC-10, cela équivaldrait à 146 pieds.

La distance accélération-arrêt prévue par l'avionneur pour un DC-10-30ER à la masse de 592 000 livres était de 34 pieds supérieure à la distance prévue pour un DC-10-30ER à la masse maximale au décollage de 590 000 livres.

1.16.6 *Performance d'accélération-décollage*

¹⁸ Comprend la distance du décollage sur la lancée.

¹⁹ Le plateau de réaction se définit comme étant la distance parcourue par l'avion du point où le pilote amorce une mesure d'arrêt jusqu'au point où l'avion, en freinage complet et déporteurs complètement déployés, décélère à la vitesse à laquelle la première mesure a été prise.

²⁰ La distance comprend une réduction de 131 pieds attribuable au recours à l'inverseur de poussée du réacteur no 3.

²¹ Le dépassement de 400 pieds en bout de piste est basé sur une vitesse de 43 noeuds à l'extrémité de la piste et sur les données de décélération prévues par l'avionneur.

Les données des enregistreurs de bord indiquent que la perte de puissance est survenue à 170 noeuds, alors que l'avion se trouvait à 6 750 pieds du début de la piste et à 4 250 pieds de l'extrémité de piste. Ce point de la perte de puissance se trouvait à 550 pieds après le point où V1 a été annoncée et à environ 275 pieds après le point où l'avion a atteint la vitesse V1 de la puissance C2B, soit 167 noeuds. Lorsque le réacteur no 1 a perdu de la puissance, les réacteurs 2 et 3 produisaient toujours la puissance de décollage. Comme il n'y avait aucun autre facteur qui aurait pu nuire aux performances de l'avion, les données de certification du DC-10-30ER indiquent que, au moment de la défaillance réacteur, l'avion aurait été en mesure de poursuivre son décollage et de prendre l'air en toute sécurité avec seulement deux réacteurs.

1.16.7 Calcul de l'effet de l'altitude barométrique au-dessous du niveau de la mer sur les performances au décollage

L'examen des calculs de performances au décollage pour le vol a permis de constater que le TPS calculait mal l'effet de l'altitude barométrique au-dessous du niveau de la mer sur les performances du réacteur. L'avionneur a confirmé que les courbes de poussée réacteur indiquaient une moins grande poussée pour des vols effectués à une altitude barométrique au-dessous du niveau de la mer. Le programme TPS calculait que les performances augmentaient à mesure que l'altitude barométrique diminuait au-dessous du niveau de la mer.

Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 et le manuel des performances OD43J ne contiennent pas de corrections de performances réduites pour les vols effectués à des altitudes barométriques inférieures au niveau de la mer.

1.16.8 Certification et fonctionnement du système de freinage automatique

Lors de sa certification initiale, le DC-10 n'était pas équipé du système de freinage automatique (ABS). Il a été équipé du système ABS après qu'une étude de l'industrie des lignes aériennes a été faite sur les sorties en bout de piste, étude qui a révélé que les équipages de conduite ne se servaient pas des freins manuels de la meilleure façon. Notamment, les enquêtes sur bon nombre de cas ont déterminé que les pilotes ne maintenaient pas la pression maximale ou qu'ils relâchaient la pression de freinage avant de s'assurer que l'avion s'immobiliserait sur la piste.

Le système ABS sur le DC-10 permet d'appliquer automatiquement les freins au décollage ou à l'atterrissage. On arme en partie le mode décollage du système ABS en réglant le sélecteur de décélération «AUTO BRAKE» sur «T.O.». Le mode décollage du système ABS est activé pendant un décollage interrompu, au moment où se déploient les déporteurs et où l'angle fait par la manette des gaz est inférieur à 15 degrés. Les déporteurs se déploient automatiquement lorsque les inverseurs de poussée sont déployés; par ailleurs, on peut déployer manuellement les déporteurs en tirant la poignée des déporteurs vers l'arrière. Une fois que les freins automatiques sont serrés, le passage au freinage manuel ne se fera que si les pédales de frein sont enfoncées sur plus de 40 % environ de la course des pédales.

Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 précise qu'une défectuosité du système ABS désarme automatiquement le système et fait s'allumer le voyant «*AUTO BRAKE*» et le voyant «*MASTER CAUTION*». L'avionneur a déclaré qu'il est possible que ce système subisse des défectuosités qui ne se traduiront pas par les caractéristiques d'avertissement énoncées dans le manuel de l'équipage de conduite. L'avionneur reconnaît qu'un système ABS en bon état de fonctionnement offre un freinage plus uniforme que le freinage manuel, mais il reconnaît également que le freinage ABS prend légèrement plus de temps à s'amorcer. De plus, il y a des risques lorsque les équipages prennent les multiples mesures nécessaires au déploiement automatique des déporteurs-sol ou lorsque les équipages prennent les mesures nécessaires dans le cas d'une défaillance du système ABS, ou les deux. Bien que l'avionneur ne recommande pas spécifiquement d'utiliser le système ABS lors d'un décollage interrompu, pour les raisons que nous venons d'énoncer, le document de Douglas intitulé *Rejected Takeoffs - A Refresh Look*, qui est reproduit dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 précise qu'une faible charge de travail et un déploiement ferme des déporteurs-sol accompagné de l'application immédiate du freinage antidérapage procurent des avantages très importants car il permet au système ABS d'interrompre le décollage.

Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10, volume II, approuvé par la FAA, stipule que, dans le cas d'un décollage interrompu, le pilote aux commandes réduit les gaz en même temps qu'il freine à fond. La partie IV du manuel de vol approuvé par la FAA indique que les gaz doivent être ramenés au ralenti dès détermination d'une défaillance moteur et qu'en même temps il faut freiner à fond (pédales complètement enfoncées). Si ces parties du manuel de l'équipage de conduite et du manuel de vol ne disent rien sur l'utilisation du système ABS pour les décollages interrompus, l'annexe XXIII à la partie III du manuel de vol comprend les réglages à faire dans le poste de pilotage pour préparer le système ABS au décollage pour le cas où l'on voudrait utiliser le freinage automatique pour interrompre le décollage.

Dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 des LACI approuvé par Transports Canada, les procédures de décollage interrompu placent la priorité sur l'utilisation des freins automatiques. La vérification de roulage au sol exige que le système ABS soit armé pour tous les décollages. Si le décollage est interrompu, le commandant de bord doit observer s'il y a freinage automatique complet ou freiner lui-même à fond; en cas de défectuosité du système ABS, le commandant de bord doit exercer un freinage d'antidérapage maximal (enfoncement complet des pédales) jusqu'à ce que l'avion s'arrête. Les équipages sont également entraînés à utiliser le système ABS en cas de décollage interrompu.

Dans le cas du vol 17, le système ABS a commencé à exercer la pression de freinage 1,8 seconde après que le commandant de bord a ramené les manettes de puissance au ralenti. Cette mise en fonctionnement du système ABS a été directement causée par le déploiement manuel des déporteurs par le second officier qui s'est rendu compte que le déploiement des inverseurs de poussée n'avait pas été commandé. Les inverseurs de poussée se sont déployés 3,5 secondes après la réduction des gaz. Les pédales de frein n'ont pas été utilisées par l'équipage pendant le décollage interrompu.

Le FDR révèle que l'avion a parcouru 800 pieds entre le moment où le pilote a ramené la puissance à 172 noeuds et le moment où l'avion a décéléré à 172 noeuds. Compte tenu d'un temps de réaction de l'équipage prévu de 3,1 secondes, conformément à ce qui a été déterminé lors du processus de certification du DC-10, le plateau de réaction de l'équipage aurait dû être de 900 pieds.

1.16.9 *Effet des inverseurs de poussée*

Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 donne des renseignements sur la quantité de poussée inverse produite par chaque réacteur. Le tableau ci-contre donne le nombre de livres de poussée inverse pour des régimes N1 de réacteur de 90 %.

Vitesse	Chaque réacteur d'aile	Réacteur central
132	6 000	10 500
99	4 400	7 800
66	2 800	3 500
33	1 900	200
0	2 700	-2 700

L'avionneur a déterminé que, compte tenu de l'avion en question, des conditions au moment de l'accident et d'une V1 de 164 noeuds, l'inverseur du réacteur no 3 aurait réduit la distance d'arrêt de l'avion de 131 pieds. Si l'inverseur de poussée du réacteur no 2 avait été en service, il aurait réduit la distance d'arrêt de 134 pieds supplémentaires.

1.17 *Décollages interrompus sur pistes mouillées*

1.17.1 *Exigences relatives aux pistes mouillées*

La piste n'était pas mouillée et ce facteur n'a pas joué un rôle dans l'accident; toutefois, en faisant l'examen des questions de performances, on a constaté que les dossiers météorologiques indiquaient que les pistes mouillées sont la norme à Vancouver pendant 21 jours du mois d'octobre. Les cartes des paramètres de performances au décollage pour le DC-10 ne renferment toutefois pas de précisions sur l'effet néfaste des pistes mouillées sur les distances d'accélération-arrêt. Bien qu'il y ait des indications pour les décollages sur piste contaminée, ces normes ne s'appliquent qu'aux pistes recouvertes de neige, de neige mouillée et de glace ainsi qu'aux pistes recouvertes d'eau stagnante ou de flaques de plus de 0,25 pouce. Pour les atterrissages, le manuel d'utilisation du DC-10 exigeant que les distances d'atterrissage sur piste sèche soient augmentées de 15 % si la piste est mouillée. Toutefois, ni les exigences de certification ni la réglementation de la FAA et de Transports Canada relatives au DC-10 n'exigent que l'on tienne compte du facteur piste mouillée au décollage.

D'autres organismes de certification, comme la Civil Aviation Authority (CAA) du Royaume-Uni, exigent que les avionneurs fournissent des paramètres de performances pour les décollages sur piste mouillée. La CAA exige aussi que les exploitants certifiés au Royaume-Uni tiennent compte du facteur piste mouillée. Pour satisfaire à ces exigences de la CAA, McDonnell Douglas a produit un tableau des paliers de distance d'arrêt en cas de décollage interrompu sur piste mouillée montrant les valeurs sur piste mouillée pour le DC-10-30. Ce tableau est basé sur l'utilisation de deux réacteurs en inversion de poussée²².

Les LACI, comme la plupart des transporteurs en Amérique du Nord, ne disposent d'aucune procédure pour compenser le freinage réduit résultant d'un décollage interrompu sur une piste mouillée. Jusqu'ici, l'industrie de l'aviation et les organismes de réglementation n'ont pas réussi à régler cette question pour les aéronefs homologués en Amérique du Nord. Des calculs effectués à partir de la carte de McDonnell Douglas pour piste mouillée indiquent que si la piste avait été mouillée, l'avion du vol 17 aurait eu besoin d'une distance supplémentaire de 880 pieds pour s'arrêter.

1.17.1.1 Accidents et mesures de sécurité prises au Canada

À la suite de l'enquête sur l'accident mettant en cause un Boeing 737-200 qui avait dû interrompre son décollage avant V1 le 20 juillet 1987, à Wabush (Québec), le Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA) avait recommandé, le 28 septembre 1987, que :

le ministère des Transports réviser les procédures des transporteurs aériens quant aux décollages sur piste mouillée afin d'offrir une marge de sécurité comparable à celle des décollages sur piste sèche;

(BCSA 87-45)

et que

le ministère des Transports exige des transporteurs aériens qu'ils améliorent les connaissances de leurs équipages de conduite quant aux effets des pistes mouillées sur la performance au décollage et aux moyens possibles pour que les équipages de conduite offrent une marge de sécurité comparable à celle des pistes sèches.

(BCSA 87-46)

²² Il n'y a pas de données pour les cas où un seul inverseur de poussée serait utilisé.

Transports Canada a répondu que les paramètres de performances pour les pistes mouillées étaient limités et a déclaré :

qu'il demanderait au Centre de développement des transports de lancer un projet de recherche sur l'examen des effets des pistes mouillées sur les performances des aéronefs.

Le BCSCA a envoyé une lettre à Transports Canada en date du 15 mars 1988 dans laquelle il convenait qu'un projet de recherche constituait une bonne mesure à long terme pour la prévention des décollages interrompus sur piste mouillée, mais qu'il trouvait regrettable que la réponse de Transports Canada ne se soit limitée qu'à une étude.

Une étude intitulée *Aircraft Take-off Performance and Risks for Wet and Contaminated Runways in Canada* (Risques et performances de décollage des aéronefs sur pistes mouillées et contaminées au Canada) a été effectuée par Sypher Mueller International Inc. pour le compte du Centre de développement des transports. Voici deux des conclusions du rapport de 1991 :

La distance accélération-arrêt augmente d'environ 15 % si la piste est mouillée, de 50 % si la piste est recouverte de neige, de 75 % si la piste est recouverte de plus de 3 mm d'eau et de 100 % si la piste est recouverte de glace.

S'il se produit un événement critique comme une défaillance moteur près de V1 sur une piste contaminée, cette situation compromet la sécurité, compte tenu de la réglementation actuelle.

Le rapport recommandait aussi qu'une phase II de l'étude soit entreprise pour examiner les performances sur piste contaminée et déterminer les problèmes et les coûts opérationnels de la mise en oeuvre de nouveaux règlements (contre-mesures). Rien n'indique qu'il y ait eu une phase II.

La Commission d'enquête Moshansky sur l'écrasement d'un avion d'Air Ontario à Dryden (Ontario) a fait les recommandations suivantes au sujet des opérations sur piste mouillée :

que Transports Canada exige que les manuels de vol des avions et les manuels d'utilisation connexes comprennent des indications approuvées concernant les procédures d'exploitation supplémentaires, y compris les performances des avions lorsque ces avions utilisent des pistes mouillées ou contaminées.

(RCM 43)

et

que Transports Canada, en collaboration avec les avionneurs et les exploitants, accélère les recherches sur des moyens techniques précis capables de définir l'état de la surface des pistes et les effets de cet état sur les performances des avions.

(RCM 44)

En juillet 1995, Transports Canada a présenté sa réponse finale à la Commission d'enquête Moshansky et a signalé les mesures qu'il avait l'intention de prendre. En ce qui concerne les recommandations RCM 43 et RCM 44, Transports Canada a répondu qu'il avait, notamment, l'intention de prendre les mesures suivantes :

Collaborer de façon active, avec les constructeurs, les fabricants, les exploitants et les autres autorités de l'aviation civile des instances internationales, en vue d'en arriver à une harmonisation internationale des normes internationales.

Modifier la réglementation aérienne canadienne en vue d'exiger, dans le cas des avions à turboréacteurs, que les manuels d'exploitation contiennent des renseignements sur les performances des avions sur pistes mouillées et contaminées.

Constituer un groupe de travail composé de membres du public et de l'industrie, qui relèverait du Conseil consultatif sur la réglementation aérienne canadienne, pour élaborer les normes connexes.

Voir à ce que le Comité permanent de Transports Canada sur les opérations dans des conditions de givrage examine les recherches et l'élaboration du plan concernant les opérations sur pistes mouillées et contaminées afin d'établir les priorités en matière de recherche et de faire des recommandations en matière de financement.

Avant de procéder à la mise en oeuvre intégrale des mesures précitées, publier dans les Circulaires d'information aux transporteurs aériens les renseignements importants contenus dans le rapport de Sypher Mueller.

Le paragraphe g) de l'alinéa 525.1581 des *Normes de navigabilité du Canada* a été modifié le 30 décembre 1993 pour stipuler que «Le manuel de vol des avions doit contenir des renseignements sous la forme d'indications approuvées pour des procédures d'exploitation supplémentaires et des renseignements sur les performances pour l'exploitation sur des pistes mouillées et contaminées.» L'entrée en vigueur du *Règlement de l'aviation canadien* obligera les exploitants à se servir de ces renseignements. Néanmoins, les normes de navigabilité du paragraphe g) de l'article 525.1581 ne s'appliqueront qu'aux types d'aéronef nouvellement certifiés, et non à des aéronefs comme le DC-10.

1.17.1.2 Accidents à l'étranger et mesures de sécurité

Le National Transportation Safety Board (NTSB) des États-Unis s'est penché de très près sur la question des pistes contaminées. En 1982, à la suite de plusieurs accidents graves résultant de sorties en bout de piste, les recommandations suivantes ont été faites à la FAA :

Modifier les articles 25.107, 25.111 et 25.113 du 14 CFR pour exiger que les avionneurs de la catégorie transport fournissent suffisamment de données aux exploitants pour qu'ils déterminent la vitesse de décision (V1) la plus faible pour une masse au décollage d'un avion donné, les conditions ambiantes et la longueur de la piste de départ, qui leur permettra de se conformer aux critères de décollage en vigueur en cas de perte de puissance moteur à V1 ou après avoir atteint V1.

(NTSB A-82-163)

Modifier les articles 121.189 et 135.379 du 14 CFR pour exiger des exploitants de gros avions de transport propulsés par des moteurs à turbine qu'ils fournissent aux équipages de conduite des données à partir desquelles il puisse être possible de déterminer la vitesse V1 la plus faible qui soit conforme aux critères de décollage spécifiés.

(NTSB A-82-164)

Le NTSB a effectué une étude spéciale (SIR-90/01) qui a examiné les accidents et les incidents relatifs à des sorties de piste suivant des décollages interrompus à haute vitesse. Au terme de cette étude, le NTSB a émis une série de recommandations à la FAA (A-90-40 à A-90-48) le 4 avril 1990. Ces recommandations portaient en partie sur la définition de V1, la précision des renseignements fournis aux exploitants et à leurs équipages en vue du décollage, les facteurs qui nuisent à la distance d'arrêt et les politiques relatives aux opérations à partir de pistes contaminées.

La FAA et l'industrie ont continué de prendre des mesures au cours des six années écoulées depuis que le NTSB a fait ces recommandations; la dernière recommandation a été le NPRM (*Notice of Proposed Rulemaking*) 93-8 visant à modifier les normes actuelles (parties 1, 25, 91, 121 et 135 du *Code of Federal Regulation* (CFR)) pour qu'elles tiennent en partie compte de l'effet des pistes mouillées sur les performances au décollage. Selon le NPRM 93-8, cette mesure a pour objet d'améliorer les normes actuelles, de réduire l'impact des normes sur la compétitivité des nouveaux avions par rapport aux avions dérivés sans compromettre la sécurité, et d'harmoniser les normes proposées pour les *Joint Aviation Requirements* (JAR) de l'Europe.

Le NPRM 93-8 précise également que les normes révisées ne s'appliqueraient pas rétroactivement aux avions utilisés à l'heure actuelle, ni aux avions de conception approuvée à l'heure actuelle mais qui seront construits plus tard. Les exigences des JAR seront appliquées aux aéronefs en service à l'heure actuelle.

2.0 *Analyse*

2.1 *Généralités*

L'enquête a révélé que l'avion était entretenu conformément aux spécifications de l'avionneur et à la réglementation applicable. À part les problèmes avec le réacteur no 1 et l'inverseur de poussée inutilisable sur le réacteur no 2, les systèmes de bord fonctionnaient comme il faut et ils n'ont pas contribué à la sortie de piste ni gêné l'évacuation de l'avion. Les roues, les pneus, les freins, les déporteurs et les systèmes antidérapage ont fonctionné conformément aux spécifications.

La surface de la piste était sèche et, selon les résultats des essais de friction sur la piste et les marques de pneus relevées sur la piste, le freinage était idéal le jour de l'accident. Aussi, les performances de l'avion durant l'accélération jusqu'au point où un réacteur a perdu de la puissance ainsi que la décélération qui a suivi correspondent de près aux prédictions de l'avionneur.

Comme le panneau audio no 2 n'était pas utilisable, l'ordre d'évacuer a été donné par le commandant de bord avec un peu de retard; de plus, certains agents de bord n'ont pas reconnu le signal d'évacuation; mais malgré tout, l'évacuation de l'avion s'est bien déroulée. Les agents de bord ont réagi au décollage interrompu et ont procédé à l'évacuation conformément aux procédures établies. Les différences linguistiques n'ont pas posé de problème pendant l'évacuation ni par la suite.

Les services d'intervention d'urgence, les autorités aéroportuaires et le personnel de la compagnie sont intervenus en temps opportun et les interventions ont été coordonnées, principalement à cause de la formation et de l'entraînement que tous les intervenants avaient reçu régulièrement pour ce type d'événement. Il y a eu, cependant, un certain retard dans le transport des passagers à partir des lieux de l'accident.

L'analyse porte sur les questions techniques et les questions de gestion relatives à la perte de puissance réacteur et sur les facteurs opérationnels qui ont influencé le vol et les décisions prises par l'équipage.

2.2 *Perte de puissance du réacteur no 1*

La perte de puissance du réacteur no 1 a été soudaine et les membres de l'équipage de conduite n'ont pu l'identifier. La température interne croissante du réacteur et la diminution non commandée du régime N1, accompagnées d'une forte détonation et d'une série de bruits sourds, sont caractéristiques d'une série de décrochages réacteur. L'incapacité du réacteur no 1 d'augmenter son régime à la suite de la commande de l'inversion de poussée indique que le décrochage ne s'est jamais résorbé de lui-même ou que les dommages au compresseur étaient tels que l'écoulement aérodynamique dans le réacteur ne pouvait être rétabli.

Il n'a pas été possible de déterminer quelle aube de compresseur s'est rompue en premier. Il n'a pas été non plus possible de déterminer si c'est le décrochage compresseur qui a causé les bris d'aube ou si c'est la rupture d'une aube qui a déclenché les événements qui ont mené au décrochage. La vitesse de

propagation des fractures de fatigue des aubes n'a pas pu être déterminée non plus. Néanmoins, l'augmentation graduelle de la température tuyère et du débit carburant dans le réacteur no 1 depuis le 14 octobre 1995 ainsi que l'aspect décoloré et terni de certaines surfaces de fractures de fatigue sur les aubes du compresseur révèlent que les dommages au compresseur ont été causés graduellement et que, le jour de l'accident, l'état du compresseur, allié à l'exigence de puissance pendant le décollage, a créé les conditions qui ont provoqué le décrochage du compresseur.

Les aubes de la soufflante et les aubes du premier et du deuxième étage du compresseur haute pression ne présentaient aucun signe de dommages causés par des corps étrangers. Les fractures de fatigue des aubes du compresseur haute pression émanant du bord des aubes laissent croire que les dommages, des étages 3 à 12, sont des dommages secondaires. Bien qu'il n'ait pas été possible de déterminer la cause de la déformation mesurable de l'aube 31 ni du mécanisme ayant été à l'origine de son criquage, on ne peut écarter la possibilité de dommages causés par des corps étrangers.

2.3 Contrôle d'état du réacteur no 1

Le programme de contrôle d'état des LACI pour ses réacteurs de DC-10 était conforme aux lignes directrices de General Electric. Ces lignes directrices, en permettant à chaque exploitant d'établir ses propres procédures, n'indiquaient pas combien de temps il fallait consacrer à l'analyse des données d'état. Les procédures en vigueur chez les LACI n'étaient pas assez rapides pour que les renseignements sur le vol du jour précédent soient analysés par le groupe technique des réacteurs avant le décollage de l'avion du vol 17.

Si le personnel de maintenance des LACI avait su que l'écart de la température tuyère du réacteur no 1 avait atteint 27 degrés et qu'il y avait eu une augmentation du débit carburant et du régime du compresseur haute pression (N2) du réacteur, une endoscopie du réacteur aurait probablement été faite. Ce type d'inspection aurait sans doute permis de découvrir les dommages subis par le compresseur haute pression, et des mesures de maintenance appropriées auraient pu être prises avant le vol.

2.4 Décision d'interrompre le décollage

2.4.1 Influences sur la décision d'interrompre le décollage

Le commandant de bord a décidé d'interrompre le décollage en raison de sa perception des circonstances. Sa compréhension de la situation a pu être influencée par sa formation et son expérience, sa perception de la souplesse offerte par l'utilisation de la puissance C2B ainsi que par les références visuelles et sonores disponibles. De plus, la formulation de l'énoncé dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 voulant qu'il peut s'écouler trois secondes avant qu'un freinage complet déporteurs déployés soit réalisé peut prêter à confusion, en ce que cet énoncé laisse entendre qu'il y a un certain intervalle de temps après V1 pour la réaction du pilote. Le manque de renseignements publiés sur le fait qu'une sortie de piste est inévitable si le décollage est interrompu après V1 pourrait également créer une situation où les conséquences défavorables ne seraient pas un facteur dont on tiendrait compte pour prendre la décision d'interrompre le décollage.

Le commandant de bord comprenait qu'une défaillance réacteur n'est pas une raison suffisante pour interrompre le décollage après V1. Dans le cas du vol de l'accident, par contre, avant de décider d'interrompre le décollage, il n'a ni vu ni perçu d'indications, ni entendu d'avis de son équipage, qu'une défaillance réacteur s'était produite. De plus, la forte détonation ne ressemblait à aucun indice de décrochage compresseur qu'il connaissait, ni ne ressemblait à aucun des bruits qu'il avait déjà entendus pendant son entraînement ou sa carrière de pilote.

Les membres de l'équipage de conduite ont signalé que le bruit ne ressemblait à rien de ce qu'ils avaient entendu auparavant. Non seulement la détonation a-t-elle été très forte, mais il était également difficile de préciser d'où elle provenait. Aucun des membres de l'équipage n'a vu le voyant de défaillance réacteur s'allumer²³ ni n'a remarqué la chute du régime N1. Le seul indice que le commandant de bord a reçu qui lui indiquait que le décollage ne se déroulait pas normalement est la forte détonation, suivie d'une série de bruits sourds et de vibrations. Comme cette situation ne correspondait à aucune situation qu'il avait déjà vécue pendant son entraînement ou sa carrière de pilote, il a dû faire aussitôt appel à ses connaissances et s'en remettre à son expérience.

Lorsque le commandant de bord a entendu la forte détonation, il a tout de suite pensé qu'il s'agissait d'une bombe. La seule procédure qui pouvait lui être utile à ce moment-là était la procédure voulant qu'un décollage pouvait être interrompu après V1 si le commandant de bord croit que l'aéronef a subi une défaillance catastrophique et qu'il ne sera pas en mesure de voler. Le commandant de bord a déclaré que sa décision avait probablement également été influencée par le souvenir de l'accident mortel mettant en cause un DC-8 dont il avait été témoin et après lequel il avait adopté la règle de conduite voulant que s'il soupçonnait une défaillance de structure, il ne fallait pas faire décoller l'avion.

Lorsque le commandant de bord a décidé d'interrompre le décollage, il croyait à juste titre que, puisqu'il se servait des valeurs de puissance C2B, l'avion aurait atteint plus tôt la V1 de 164 noeuds et qu'il y aurait suffisamment de piste pour immobiliser l'appareil après l'interruption de décollage. Compte tenu de ce fait et de son impression visuelle de la piste disponible, il était confiant que l'avion s'immobiliserait sur la piste.

2.4.2 Détermination de la défaillance réacteur

Les membres de l'équipage de conduite étaient tous des pilotes expérimentés qui avaient suivi une formation au sol et de l'entraînement en simulateur pendant leur carrière, mais ils n'ont pas pu déterminer la nature de la forte détonation causée par le décrochage du réacteur no 1 probablement pour les raisons suivantes :

1. Aucun des membres de l'équipage de conduite n'avait vécu un tel décrochage compresseur.
2. Il n'y a aucune information sur les symptômes du décrochage d'un réacteur équipé d'une soufflante de grand diamètre, que ce soit dans le manuel d'exploitation, les manuels de

²³ Il est possible que le voyant de défaillance réacteur ne se soit pas allumé parce que le système de référence air-sol passait au mode vol.

formation ou les autres documents de référence.

3. L'entraînement en simulateur actuel et la formation au sol ne permettent pas d'acquérir ces connaissances.

De plus, les instruments moteurs et les systèmes d'avertissement n'étaient pas assez convaincants dans ce cas-ci pour permettre à l'équipage de conduite et au personnel de cabine de reconnaître les symptômes du décrochage réacteur ou la panne de réacteur qui en a résulté.

2.5 *Performances*

2.5.1 *Généralités*

La distance utilisée par l'avion pour accélérer à 164 noeuds est la même que celle que prévoit l'avionneur pour un décollage suivant un point fixe. Par conséquent, le recours à un décollage sur la lancée n'a joué aucun rôle dans l'accident. De plus, jusqu'au moment de la perte de puissance du réacteur no 1, les performances de l'avion ont été normales pour un DC-10-30ER de 590 000 livres. Compte tenu de la position estimée de l'avion sur la piste au moment de la perte de puissance, du temps de réaction de l'équipage et de la décélération réelle de l'avion, la décélération a été normale. Les différences marquées dans la distance accélération-arrêt globale à partir des données de certification pour la puissance C2B sont les suivantes : les 533 pieds supplémentaires entre le point de l'atteinte de V1 à 167 noeuds pour une puissance C2B et le point de la première mesure prise par l'équipage pour interrompre le décollage à 172 noeuds; et les 210 pieds supplémentaires nécessaires pour faire décélérer l'avion de 172 à 167 noeuds. Compte tenu de la vitesse de sortie de piste de l'avion, il aurait fallu 400 pieds supplémentaires pour immobiliser l'avion sur une piste en dur. Si l'inverseur de poussée du réacteur no 2 avait été utilisable, il aurait pu réduire la distance de freinage de 134 pieds.

2.5.2 *Utilisation des freins automatiques*

Il s'est écoulé 1,8 seconde entre le moment où le commandant de bord a commencé à réduire les gaz et le moment où le système ABS a appliqué une pression de freinage. Si l'équipage s'était fié au fait que la commande d'inversion de poussée aurait déclenché le système ABS, ce qui s'est produit environ 3,5 secondes après la réduction des gaz, l'avion serait sorti en bout de piste à une vitesse supérieure à 80 noeuds au lieu de sortir à 40 noeuds. Le commandant de bord a freiné à fond et a maintenu ce freinage pendant toute la durée du décollage interrompu, ce qui a permis au système ABS d'immobiliser l'avion.

Bien que les procédures en cas de situation anormale n'exigent pas un déploiement manuel immédiat des déporteurs, le fait que le second officier a exécuté cette procédure, conformément aux SOP des LACI, a permis à l'avion de parcourir une distance beaucoup moins longue après être sorti de piste.

La procédure des LACI, qui figure dans le manuel de l'équipage de conduite approuvé par Transports Canada, relative au système ABS pendant un décollage interrompu, pourrait être considérée comme étant en conflit avec la recommandation de l'avionneur d'utiliser les freins manuels, comme l'indique le manuel de l'équipage de conduite approuvé par la FAA. Un freinage manuel aurait pu se faire plus rapidement, mais les éléments de preuve relevés dans le cadre d'enquêtes sur d'autres accidents indiquent qu'il est peu probable qu'une pression de freinage maximale et continue aurait pu être maintenue jusqu'à ce que l'avion s'immobilise.

Le FDR révèle que le plateau de réaction de l'équipage a été quelque peu meilleur (plus court) que le plateau théorique de 3,1 secondes de 900 pieds. Le FDR révèle également que le recours au système ABS pendant la décélération s'est traduit par une décélération légèrement supérieure à la performance prévue par l'avionneur.

2.6 *Facteurs relatifs au contrôle de la charge de l'avion*

Pour exercer un contrôle général de la masse et du centrage d'un avion, toutes les personnes concernées doivent respecter les procédures établies. Compte tenu des écarts relatifs à la charge de carburant, au nombre de passagers et au nombre de bagages relevés pour ce vol, il est possible que les personnes concernées n'aient pas pris leur rôle assez au sérieux en ce qui concerne leurs fonctions de contrôle de la charge. Les écarts relatifs au chargement de l'avion totalisaient 2 000 livres environ. Le commandant de bord ne savait peut-être pas que la masse de l'avion au moment du rapport définitif de charge n'était inférieure que de 117 livres à la masse maximale de lâcher des freins, mais il savait qu'il y avait au moins 1 000 livres de carburant à bord de plus que prévu. En conséquence, il aurait dû savoir qu'en raison de la consommation réduite de carburant au roulage, la masse au décollage de l'avion serait supérieure à la limite de 590 000 livres.

Si une diminution des performances résultant de l'ajout de 3 000 livres à un avion de la taille d'un DC-10-30 à la masse brute maximale peut sembler négligeable, les écarts relevés dans le contrôle de la charge de l'avion se sont probablement traduits par une masse supérieure à la masse maximale théorique sur l'aire de trafic, donc supérieure à la masse maximale théorique au décollage.

2.7 *Système avertisseur d'évacuation*

L'examen du signal d'évacuation de l'avion accidenté a permis de constater qu'il fonctionnait conformément aux spécifications de l'avionneur et avait le même volume que les signaux sur les portes d'entraînement et sur les portes de l'autre DC-10 de la compagnie. Le manuel des agents de bord stipule que les agents de bord sont tenus de procéder à une évacuation s'ils en reçoivent l'ordre du poste de pilotage ou s'ils entendent le signal d'évacuation. Toutefois, lors des exercices d'évacuation, les évacuations ne sont pas seulement déclenchées par le signal d'évacuation.

Il semble aussi y avoir une différence entre la séquence d'ordre d'évacuation et le signal d'évacuation décrit dans le manuel des agents de bord et la séquence décrite dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10. Plus précisément, les SOP du manuel de l'équipage de conduite précisent que lors d'une situation anormale le signal est déclenché lorsque le commandant de bord donne l'ordre d'évacuer ou en même temps que l'ordre est donné. Le manuel des agents de bord, par contre, indique que le signal d'évacuation suit l'ordre du commandant de bord.

Certains agents de bord n'ont pas reconnu immédiatement le signal d'évacuation parce le signal qu'ils ont entendu était faible. Le problème à ce sujet est probablement attribuable aux trois facteurs suivants :

1. Le simulateur de porte du DC-10 n'était pas équipé d'un signal d'évacuation; en conséquence, les agents de bord ne connaissaient pas le signal d'évacuation du DC-10 et n'avaient jamais entendu le son de ce signal pendant l'entraînement.
2. Le signal d'évacuation a été déclenché avant que le commandant de bord donne l'ordre d'évacuation, ce qui était différent de ce à quoi s'attendaient les agents de bord.
3. Lors d'un exercice d'évacuation, le signal d'évacuation n'est jamais utilisé seul.

Pour optimiser les performances du personnel navigant, les conditions pendant l'entraînement devraient être très semblables aux conditions à bord. Dans le cas qui nous occupe, les agents de bord n'avaient jamais entendu le signal d'évacuation du DC-10 pendant leur entraînement et ils n'avaient pas été entraînés à procéder à l'évacuation d'un avion en réagissant seulement au signal d'évacuation; comme le signal d'évacuation s'est fait entendre avant que le commandant de bord donne l'ordre d'évacuer l'avion, il y a eu quelques moments d'hésitation chez le personnel de cabine et le signal n'a pas été reconnu comme étant un signal d'évacuation.

2.8 *Panneau glissière d'évacuation/radeau*

Le déploiement des panneaux glissière d'évacuation/radeau vers le bas dans les ouvertures des portes de sortie n'a pas été considéré comme un facteur dans l'accident, mais parce que ces panneaux étaient déployés vers le bas, les personnes plus grandes ont eu du mal à voir où elles allaient et les panneaux étaient dans leur chemin, ce qui a pu ralentir la circulation des personnes qui empruntaient la sortie pour

évacuer l'avion. Si ces panneaux avaient été poussés en position fermée, ils auraient été retenus en position fermée par les verrous magnétiques.

Le fait que les LACI ont décelé des problèmes similaires sur leur autre DC-10 révèle que le problème des charnières à ressorts faibles pourrait être un problème sur les DC-10.

2.9 Considérations relatives à une piste mouillée

La piste n'était pas mouillée, et le facteur piste mouillée n'a pas joué un rôle dans l'accident; toutefois, l'enquête a révélé que les pistes mouillées sont la norme à Vancouver pendant plus de 60 % du temps au cours du mois d'octobre. Si la piste avait été mouillée, l'avion aurait parcouru une distance beaucoup plus longue après être sorti en bout de piste, et les conséquences auraient été beaucoup plus graves.

Selon le tableau des paliers de distance d'arrêt en cas de décollage interrompu sur piste mouillée pour les DC-10-30 de McDonnell Douglas, actuellement utilisé au Royaume-Uni, l'avion aurait eu besoin d'une distance supplémentaire de 880 pieds pour s'arrêter sur une piste mouillée. Compte tenu de la distance réelle utilisée par l'avion pour accélérer à 164 noeuds (6 200 pieds) en utilisant la puissance C2B, de la réaction de l'équipage et de la distance de décélération (4 152 pieds) ainsi que du facteur piste mouillée, l'avion n'aurait pas été en mesure de s'arrêter sur une piste mouillée de 11 000 pieds, même si l'interruption de décollage avait été amorcée quand l'avion a atteint la V1 à 164 noeuds.

Des mesures de sécurité efficaces n'ont pas été prises malgré les recommandations qui ont déjà été faites par le BST et le NTSB pour établir des règlements exigeant qu'on tienne compte de la perte d'efficacité du freinage sur des pistes mouillées dans le calcul des distances accélération-arrêt lors du décollage. Même si on mettait en oeuvre la réglementation prévue par la FAA en réponse au NPRM 93-8, l'exigence de tenir compte du fait que la piste est mouillée dans le calcul des distances accélération-arrêt ne serait pas rétroactive et ne s'appliquerait pas aux DC-10 des LACI.

3.0 Conclusions

3.1 Faits établis

1. Les membres de l'équipage de conduite possédaient les licences et les qualifications nécessaires au vol.
2. Les agents de bord possédaient les qualifications et les certifications nécessaires au vol.
3. Les dossiers indiquent que l'avion avait été entretenu conformément au manuel de contrôle de la maintenance de la compagnie et aux normes de navigabilité applicables.
4. Le système de performances au décollage (TPS) calcule mal l'effet de l'altitude barométrique au-dessous du niveau de la mer sur les performances de montée de l'avion.
5. Une forte détonation s'est produite 2,2 secondes après l'annonce de V1, au moment où l'avion accélérât à 170 noeuds.
6. La forte détonation était un bruit que les membres de l'équipage de conduite n'avaient jamais entendu pendant leur entraînement ni pendant leur carrière de pilote.
7. Le commandant de bord a annoncé l'interruption du décollage et a commencé à réduire les gaz au moment où l'avion accélérât à 172 noeuds.
8. Le commandant de bord a décidé d'interrompre le décollage parce qu'il n'avait pas pu identifier la première détonation et les bruits sourds qui ont suivi; de plus, il s'inquiétait de l'intégrité structurale de l'avion et de sa capacité de voler, car il croyait qu'il s'agissait d'une bombe.
9. La formulation de l'énoncé dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 voulant que trois secondes supplémentaires peuvent s'écouler avant la réalisation d'un freinage complet déporteurs déployés peut prêter à confusion, en ce que cet énoncé laisse entendre qu'il y a un certain intervalle de temps après V1 pour la réaction du pilote.
10. La température interne croissante du réacteur, la diminution non commandée du régime N1, la forte détonation et les bruits sourds sont caractéristiques d'une série de décrochages réacteur.

11. Aucun membre de l'équipage de conduite n'a remarqué une indication de défaillance réacteur ni ne s'est rendu compte que le réacteur no 1 avait perdu de la puissance; c'est en prenant connaissance des données du FDR qu'on a constaté la défaillance.
12. Le décollage sur la lancée n'a pas augmenté la distance de piste nécessaire pour accélérer jusqu'à V1.
13. La procédure des LACI concernant l'utilisation du système ABS pendant un décollage interrompu est différente de celle de l'avionneur qui recommande d'utiliser les freins manuels. L'utilisation du système ABS n'a pas augmenté la distance théorique nécessaire pour le décollage interrompu.
14. L'accélération et la décélération de l'avion ont correspondu étroitement aux performances prévues d'un DC-10-30ER pesant 590 000 livres.
15. Selon les données de l'avionneur, l'utilisation de l'inverseur de poussée du réacteur no 2 (s'il avait été utilisable) aurait pu réduire la distance d'arrêt de 134 pieds.
16. Le système ABS de l'avion, les freins, le système antidérapage et les pneus ont fonctionné normalement pendant le décollage interrompu.
17. La surface de la piste était sèche, et le freinage a été idéal.
18. Un certain nombre d'aubes du compresseur haute pression du réacteur no 1, du troisième étage et des étages suivants, présentaient des signes de criques de fatigue. Certaines criques étaient présentes avant le décrochage réacteur.
19. L'enquête a révélé que l'aube 31 du troisième étage dans le réacteur no 1 était déformée et que la crique de fatigue sur cette aube avait débuté à mi-corde. Bien qu'il n'ait pas été possible de déterminer la cause de la déformation de l'aube 31 ni le mécanisme à l'origine de son criquage, la possibilité de dommages causés par des corps étrangers ne peut être écartée.
20. Les éléments de preuve matériels relevés n'ont pas permis de déterminer la cause de la crique de fatigue ni la vitesse de propagation de la crique.
21. Le contrôle d'état exercé par les LACI sur leurs réacteurs de DC-10 indiquait qu'il y avait un problème avec le réacteur no 1, mais le procédé utilisé pour analyser les données de tendance n'était pas suffisamment rapide pour que des mesures de maintenance soient prises avant le vol.
22. Les lignes directrices de l'avionneur sur le contrôle d'état ne précisent pas le degré d'urgence ni le temps qu'il faut consacrer à l'analyse des données d'état.
23. La charge de carburant finale qui a été communiquée à l'agent des opérations pour être entrée

- dans le TPS était inférieure de 1 100 livres au total des indicateurs de chaque réservoir carburant.
24. Compte tenu des valeurs de charge définitive du LPS et des différences relevées dans le poids du carburant sur l'aire de trafic, le poids des bagages des passagers et la consommation de carburant au roulage, l'avion accidenté aurait pu dépasser la masse maximale sur l'aire de trafic de 951 livres et la masse maximale théorique au décollage de 2 901 livres.
 25. L'intervention d'urgence en réponse à l'accident a été bien coordonnée et rapide parce que les intervenants étaient bien préparés et s'étaient entraînés régulièrement à ce type de situation.
 26. Le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 et le manuel de formation ne contiennent pas de renseignements sur la non-disponibilité du panneau audio no 2 lorsque l'interrupteur d'alimentation de secours de l'avion est sur «ON». La compagnie n'était pas au courant de cette limite de communication.
 27. L'incertitude éprouvée par certains agents de bord au sujet du signal d'évacuation est probablement attribuable au fait que les agents n'avaient jamais entendu le signal du DC-10 et que le signal et l'ordre d'évacuation du commandant de bord ont été entendus dans l'ordre inverse de ce qui se passe à l'entraînement.
 28. Le problème des ressorts de charnière faibles sur les panneaux glissière d'évacuation/radeau pourrait être un problème sur les DC-10.
 29. Les premiers autobus pour évacuer les passagers ne sont arrivés sur les lieux de l'accident que 45 minutes après l'évacuation.
 30. Les LACI comme d'autres transporteurs en Amérique du Nord n'ont aucune procédure leur permettant de compenser un freinage réduit qui se produirait à la suite d'un décollage interrompu sur piste mouillée, et il n'y a aucune exigence réglementaire à ce sujet.
 31. Des calculs effectués à partir du tableau des paliers de distance d'arrêt en cas de décollage interrompu sur piste mouillée de McDonnell Douglas pour le DC-10 ont révélé que si la piste avait été mouillée, l'avion aurait eu besoin d'une distance supplémentaire de 880 pieds pour s'arrêter.

32. Compte tenu de la distance réelle utilisée par l'avion pour accélérer à 164 noeuds (6 200 pieds) en utilisant la puissance C2B, de la réaction de l'équipage et de la distance de décélération (4 152 pieds) ainsi que de l'augmentation de la distance d'arrêt en cas de décollage interrompu sur piste mouillée, l'avion n'aurait pas été en mesure de s'arrêter sur une piste mouillée de 11 000 pieds, même si l'interruption de décollage avait été amorcée quand l'avion a atteint la V1 à 164 noeuds.
33. Des mesures de sécurité efficaces n'ont pas été prises malgré les recommandations qui ont déjà été faites par le BST et le NTSB pour établir des règlements exigeant qu'on tienne compte de la perte d'efficacité du freinage sur piste mouillée dans le calcul des distances accélération-arrêt au décollage.

3.2 *Causes*

Le réacteur no 1 a perdu de la puissance à un moment critique du décollage, et le décollage a été interrompu à un moment et à une vitesse qui n'ont pas permis d'immobiliser l'avion sur la piste. Ont contribué à cet accident une mauvaise identification de la cause de la détonation et un manque de connaissances relatives aux caractéristiques de décrochage compresseur de réacteur. Un délai entre la saisie et l'analyse des données de contrôle d'état du réacteur a contribué à la perte de puissance du réacteur.

4.0 *Mesures de sécurité*

4.1 *Mesures prises*

4.1.1 *Contrôle des réacteurs*

Depuis l'accident, les LACI ont pris des mesures pour améliorer la rapidité de traitement de leurs données de contrôle d'état de réacteurs. En mars 1996, les LACI ont terminé un programme qui avait été commencé avant l'accident et qui vise à équiper tous leurs DC-10 d'un système d'échange de données techniques avion-sol en temps réel (ACARS) permettant de transmettre les données de vol à des stations au sol. Un programme d'interface sera installé pour recueillir les données de bord et les envoyer aux LACI par le programme ADEPT sur PC au sol. Les nouvelles procédures obligeront les équipages de conduite à utiliser l'ACARS pour transmettre les indications des réacteurs à la station au sol au moment où elles sont enregistrées. Ce nouveau système permettra de faire presque en temps réel la saisie, le traitement et l'évaluation des données de contrôle d'état des réacteurs.

À la suite de l'accident, le BST a envoyé un Avis de sécurité à Transports Canada lui suggérant d'aviser les autres utilisateurs de systèmes de contrôle d'état de réacteurs des avantages que procure sur le plan de la sécurité une analyse en temps opportun des données des réacteurs. Transports Canada a par la suite publié un article sur le contrôle des anomalies des réacteurs dans son bulletin Mainteneur et a l'intention de faire paraître un article semblable dans son bulletin FEED-BACK.

4.1.2 *Ressorts de charnière de panneau glissière d'évacuation/radeau*

À la suite de la découverte du problème des ressorts de charnière, les LACI ont effectué une inspection spéciale des panneaux glissière d'évacuation/radeau de tous leurs DC-10 et ont découvert des problèmes similaires. Les LACI ont depuis commencé à modifier leurs DC-10 en les équipant de ressorts de charnière plus gros, conformément aux recommandations du bulletin 25-148 de McDonnell Douglas pour le MD-11.

Transports Canada a envoyé une lettre à la FAA pour lui demander de presser McDonnell Douglas de s'occuper du problème des ressorts de charnière de panneau glissière d'évacuation/radeau en prenant des mesures semblables à celles recommandées dans le bulletin 25-148 pour le MD-11.

La FAA et McDonnell Douglas se sont mis d'accord sur cette façon de procéder, et McDonnell Douglas a publié le bulletin DC10-25-367 concernant les ressorts de charnière de panneau glissière d'évacuation/radeau des DC-10.

4.1.3 *Modifications du système des performances au décollage*

American Airlines a déclaré qu'on est en train de modifier le logiciel du programme TPS qui calcule la poussée réacteur lorsque les altitudes barométriques sont inférieures au niveau de la mer, afin de corriger les erreurs du programme. American Airlines est également en train de modifier son programme TPS pour qu'il soit possible aux équipages d'obtenir les données de performances pour des réglages de puissance autres que ceux qui sont choisis par le TPS.

Le BST fait des enquêtes sur les événements au cours desquels un logiciel au sol a compromis la sécurité. Le bien-fondé des méthodes actuelles d'assurance de la qualité pour ces logiciels fait l'objet d'un examen.

4.1.4 *Récupération des passagers*

L'Administration de l'aéroport international de Vancouver signale qu'en raison des délais qu'ont subis les passagers du vol 17 qui ont dû être transportés à partir des lieux de l'accident, on a modifié la liste des vérifications et des annonces d'incidents du gestionnaire d'aéroport en service. Cette liste de vérifications pour le gestionnaire d'aéroport en service dans le Centre des opérations d'urgence stipule maintenant qu'il faut appeler le service de transport au sol de l'Administration de l'aéroport de Vancouver pour demander immédiatement des autobus. Les autobus seront réquisitionnés à même la flotte des navettes de l'aéroport servant normalement à transporter le public et les employés à destination et en provenance des terrains de stationnement. La réquisition des navettes de l'aéroport a pour objet d'appuyer les efforts des transporteurs aériens qui demeurent responsables du transport des passagers des lieux d'un accident à l'aérogare.

4.1.5 *Déploiement des déporteurs pendant un décollage interrompu*

À la suite de l'évaluation des LACI du délai potentiel résultant du fait de s'en remettre à la commande des inverseurs de poussée pour déployer les déporteurs, lesquels activent le système ABS, les LACI ont modifié la liste de vérifications en cas de décollage interrompu de leur manuel de l'équipage de conduite du DC-10, et cette liste stipule maintenant que le second officier doit déployer les déporteurs sans en attendre l'ordre. Les SOP des LACI relatives aux décollages interrompus de DC-10 ont aussi été modifiées, et elles stipulent maintenant que le second officier doit, dès que les gaz ont été réduits, tirer la poignée des déporteurs complètement vers l'arrière, puis vers le haut, sans en attendre l'ordre.

4.1.6 *Modifications à la MEL*

À la suite de l'évaluation par les LACI de l'effet néfaste potentiel d'un inverseur de poussée inutilisable lors du décollage interrompu d'un avion lourdement chargé, les LACI sont en train de reformuler l'énoncé de l'article 78-01 de la MEL du DC-10 intitulé «Inverseur de poussée/inverseur de soufflante». Transports Canada a approuvé la modification à la MEL des LACI qui stipule que l'autorisation de partir d'un DC-10-30 dans les 20 000 livres de sa masse limite sur la piste ou pesant plus de 572 000 livres avec un inverseur de poussée inutilisable nécessite l'accord et l'évaluation du commandant de

bord et du chef pilote comme quoi les conditions et l'environnement sont favorables au décollage.

4.1.7 *Limites des communications*

Les LACI ont modifié leur manuel de l'équipage de conduite du DC-10 et le programme d'entraînement de l'équipage en y ajoutant des renseignements sur la non-disponibilité du panneau audio no 2 quand l'interrupteur d'alimentation de secours de l'avion est sur «ON».

Le BST a envoyé un Avis de sécurité à Transports Canada pour lui suggérer d'entrer en contact avec McDonnell Douglas et la FAA relativement à la diffusion d'information sur les limites de communication associées à l'utilisation de l'alimentation électrique de secours du DC-10.

4.1.8 *Définition de V1 dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10*

La formulation de la définition de V1 dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 des LACI peut prêter à confusion en ce qu'elle laisse croire que le pilote dispose d'un certain temps après V1 pour interrompre le décollage. Le BST a envoyé un Avis de sécurité aux LACI parce que les pilotes risquent de mal interpréter la définition de V1 dans ce manuel, et parce que des conséquences désastreuses peuvent découler d'une interruption de décollage après V1 (s'il s'agit d'un décollage sur piste courte). L'avis suggère aux LACI d'examiner la définition de V1 dans le manuel de l'équipage de conduite du DC-10 ainsi que la définition de V1 dans les autres documents de référence, y compris ceux des autres appareils des LACI.

4.2 *Mesures à prendre*

4.2.1 *Reconnaissance d'une défaillance réacteur*

Le commandant de bord n'a pas reconnu la forte détonation comme étant un symptôme de décrochage compresseur de réacteur à taux de dilution élevé et il a cru qu'il s'agissait d'une bombe. Il a alors décidé d'interrompre le décollage même si la vitesse avait dépassé V1. Les pilotes de l'équipage de conduite étaient très expérimentés et avaient suivi de la formation au sol et en simulateur pendant toute leur carrière, mais ils n'avaient pas été formés à reconnaître une forte détonation comme étant le symptôme d'un décrochage compresseur de réacteur à taux de dilution élevé, et aucun des membres de l'équipage n'a remarqué les indications de perte de puissance dans le poste de pilotage.

Le pilote qui interromp le décollage à une vitesse supérieure à V1 dans le cas d'un décollage sur piste courte fait courir plus de risques à l'avion que s'il poursuivait le décollage, et il ne doit pas tenter d'interrompre le décollage à moins d'avoir des raisons de croire qu'il ne peut pas poursuivre le vol sans danger ou que l'avion est incapable de voler. Le document *Takeoff Safety Training Aid* de la FAA stipule que pour éviter d'interrompre un décollage inutilement, les pilotes doivent apprendre à faire la distinction entre les situations qui peuvent compromettre un décollage et celles qui ne le peuvent pas. De plus, un rapport de Boeing intitulé *Engine Plus Crew Error Events* indique que dans le cas d'événements où il y a eu un problème de réacteur et que l'équipage a fait des erreurs, le fait de pouvoir reconnaître et

de bien identifier des défaillances de réacteur semble avoir contribué de façon importante au dénouement des événements. Si les pilotes ne croient pas qu'une forte détonation est le symptôme possible d'un décrochage de compresseur, ils pourraient supposer que le bruit a été causé par une bombe (un événement bien moins probable) et interrompre inutilement le décollage.

Les erreurs de l'équipage sont souvent attribuées à des défaillances de moteur qui causent de grands bruits. Le rapport de Boeing indique en outre que le nombre d'événements mettant en cause des appareils à taux de dilution élevé a constamment augmenté au cours des cinq dernières années couvertes par l'étude.

Les équipages de conduite ont peu de ressources à leur disposition pour les aider à identifier rapidement des défaillances de moteur. Aucun motoriste ni aucun celluliste n'ont de renseignements spécifiques sur les caractéristiques des décrochages compresseur de réacteur à taux de dilution élevé. Le rapport de Boeing indique qu'il n'y a, à l'heure actuelle, aucun entraînement permettant aux équipages de conduite de reconnaître et d'identifier avec certitude les défaillances de moteur; les bruits, les vibrations et d'autres «indices» de défaillances moteur réelles ne sont pas simulés dans la plupart des simulateurs pour les équipages de conduite. Compte tenu des risques associés aux décollages interrompus inutilement, le Bureau recommande que :

le ministère des Transports s'assure que les équipages de conduite qui volent sur des avions équipés de réacteurs à taux de dilution élevé sont en mesure de reconnaître un décrochage et un pompage de compresseur et de réagir correctement.

A96-13

4.3 *Questions relatives à la sécurité*

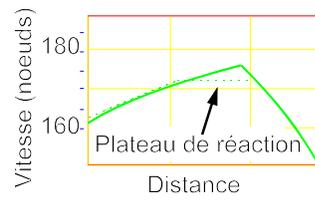
4.3.1 *Les pistes mouillées*

Malgré les recommandations et les études relatives aux décollages sur piste mouillée au cours des 10 dernières années ainsi que les divers groupes de travail qui se sont occupés de cette question, les constructeurs ne sont toujours pas tenus de fournir les données de performances homologuées pour les appareils décollant sur une piste mouillée, si ce n'est pour les appareils nouvellement certifiés. Les exploitants ne sont pas non plus tenus de prendre en

compte ces données lorsqu'ils calculent les performances au décollage de l'avion. Bien que Transports Canada continue de s'intéresser de près à ces questions, des mesures correctives tardent à venir.

À la lumière des recommandations précédentes à ce sujet et des activités connexes actuelles de Transports Canada, le BST ne prévoit pas formuler de nouvelles recommandations sur cette question à ce moment-ci. Le Bureau demeure toutefois préoccupé du fait que des passagers payants continuent de courir des risques pendant des décollages sur piste courte sans que l'on tienne compte de l'efficacité réduite du freinage sur les pistes mouillées.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 9 octobre 1996 par le Bureau qui est composé du Président Benoît Bouchard et des membres Maurice Harquail et W.A. Tadros.

Annexe A - Imprimé ADEPT relatif au réacteur no 1

Annexe B - Liste des rapports pertinents

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

LP 163/95 - *HP Compressor Failure* (Défaillance du compresseur haute pression);

LP 154/95 - *Flight Recorder Report* (Rapport sur les enregistreurs de bord).

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Annexe C - Sigles et abréviations

ABS	système de freinage automatique
ACARS	système d'échange de données techniques avion-sol en temps réel
ADEPT	contrôle des performances réacteurs à partir des données de bord
AMR	American Airlines Corporation
ASDA	distance accélération arrêt utilisable
BCSA	Bureau canadien de la sécurité aérienne
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CAA	Civil Aviation Authority (Royaume-uni)
C2	puissance MAX
C2B	puissance BLACK
CFR	Code of Federal Regulation (États-Unis)
CVR	enregistreur phonique
DSC	directeur des services à la clientèle
EGT	température tuyère
EOW	masse opérationnelle à vide
FAA	Federal Aviation Administration (États-Unis)
FAR	Federal Aviation Regulations
FDR	enregistreur de données de vol
FPS	système de planification des vols
g	facteur de charge
h	heure(s)
HAP	heure avancée du Pacifique
kt	noeud(s)
JAR	Joint Aviation Requirements (Europe)
LACI	Lignes aériennes Canadien International
LPS	système préliminaire de planification du chargement
MEL	liste des équipements indispensables au vol
mm	millimètre(s)
N1	régime de la soufflante
N2	régime du bloc réacteur
NPRM	avis de proposition de règlement, pour <i>Notice of Proposed Rulemaking</i>
NTSB	National Transportation Safety Board
ONA	Ordonnance(s) sur la navigation aérienne
PC	ordinateur personnel
PTOW	masse au décollage prévue
RAPS	système de récupération, d'analyse et de présentation
SABRE	système d'ordinateurs d'AMR pour ses opérations aériennes
SOP	procédures d'utilisation normalisées
TODA	distance de décollage utilisable
TORA	distance de roulement utilisable au décollage
TPS	système des performances au décollage

V1	vitesse minimale en cas de panne réacteur critique
V2	vitesse de sécurité au décollage
VR	vitesse de cabrage
Z	temps universel coordonné
ZFW	masse sans carburant