



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

Perte de maîtrise

Beech B58P Baron C-FKSB
1,8 nm à l'ouest de l'aéroport de
Toronto Island (Ontario)
9 octobre 1993

Rapport numéro A9300343

TRANSPORTATION SAFETY BOARD
OF CANADA
BUREAU DE LA SÉCURITÉ DES
TRANSPORTS DU CANADA
LIBRARY
BIBLIOTHÈQUE

Résumé

Peu après le décollage de l'aéroport de Toronto Island (Ontario), le pilote a signalé qu'il avait une panne moteur et a demandé l'autorisation de revenir à l'aéroport. L'avion s'est abîmé dans les eaux du lac Ontario, à 1,8 mille marin à l'ouest de l'aéroport de Toronto Island. Les quatre occupants de l'avion ont subi des blessures mortelles; l'avion a été détruit lorsqu'il a heurté la surface de l'eau.

Le Bureau a déterminé que l'avion a subi une perte de puissance pendant la montée initiale et que le pilote a perdu la maîtrise de l'avion surchargé alors qu'il tentait de revenir à l'aéroport. La cause de la perte de puissance n'a pas été déterminée; toutefois, les deux moteurs ont tourné à pleine puissance lors des essais.

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	2
1.5.1 Renseignements sur le pilote	3
1.5.2 Renseignements sur le copilote	3
1.6 Renseignements sur l'aéronef	4
1.6.1 Renseignements sur l'entretien de l'aéronef	4
1.6.2 Masse et centrage de l'avion	5
1.6.3 Performances de l'aéronef	5
1.6.4 Équipement de l'aéronef	6
1.7 Renseignements météorologiques	6
1.8 Télécommunications	6
1.9 Renseignements sur l'aérodrome	7
1.10 Enregistreurs de bord	7
1.11 Trajectoire de vol au radar	7
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	8
1.12.1 Structure de l'aéronef	8
1.12.2 Secteur des manettes des gaz	9
1.13 Renseignements médicaux	9
1.14 Incendie	9
1.15 Essais et recherches	10
1.15.1 Moteurs	10
1.15.2 Hélices	10
1.15.3 Instruments et interrupteurs du poste de pilotage	11

2.0	Analyse	13
2.1	Introduction	13
2.2	Perte de puissance	13
2.3	Performances de l'aéronef	13
2.4	Facteurs météorologiques	14
3.0	Conclusions	15
3.1	Faits établis	15
3.2	Causes	15
4.0	Mesures de sécurité	17
5.0	Annexes	
	Annexe A - Données radar de la trajectoire de vol	19
	Annexe B - Liste des rapports pertinents	21
	Annexe C - Sigles et abréviations	23
	Figures	
	Figure 1 - Trajectoire de vol	2

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

À 7 h 35, heure avancée de l'Est (HAE)¹, le pilote, le copilote et deux passagers ont quitté l'aéroport de Toronto Island (Ontario) à bord d'un Beech B58P Baron pour un vol récréatif à destination de Walker's Key, aux Bahamas. L'avion devait faire une escale technique à Wilmington, en Caroline du Nord, pour prendre du carburant.

Le voyage devait avoir lieu un peu plus tôt cette semaine-là, mais il avait été retardé à cause d'un problème avec l'avion après le montage d'un nouveau système de gestion du carburant. Lors du premier vol effectué après le montage du système, le moteur gauche avait eu des ratés et n'avait pas développé la pleine puissance. L'avion avait été retourné à l'atelier d'entretien. La veille de l'accident, une fois l'entretien et les réparations terminés, l'avion avait fait l'objet d'un point fixe qui s'était avéré satisfaisant; ensuite un vol d'essai avait été effectué. Après le vol d'essai, l'avion avait été ravitaillé et garé dans un hangar en vue du départ qui devait avoir lieu tôt le lendemain matin.

À 6 h 30, l'avion a été stationné sur l'aire de trafic. On a vu le pilote charger ses bagages vers 6 h 45. Peu après, le copilote et deux passagers sont arrivés à l'avion avec leurs bagages et un petit chien. Vers 7 h 20, les moteurs de l'avion ont été mis en marche. Après avoir reçu son autorisation de vol aux instruments (IFR)², le pilote a roulé au sol en vue du décollage à 7 h 30. Plusieurs témoins ont vu l'avion partir à 7 h 35 et ont indiqué que le décollage avait semblé normal, les deux moteurs tournant rondement à ce qui avait semblé être la pleine puissance.

Une fois en vol, le pilote a communiqué avec le contrôleur des départs du centre de contrôle régional (ACC) de Toronto et a reçu les instructions de départ, dont il n'a pas accusé réception. Lorsque le contrôleur des départs a répété les instructions de départ, le pilote a répondu qu'il avait une panne moteur et a demandé l'autorisation de revenir immédiatement à l'aéroport. Il n'y a eu aucune autre communication radio en provenance de l'avion. Des témoins ont vu l'avion descendre en piqué avant de percuter la surface de l'eau à 7 h 38, de jour.

Des plongeurs du service de police de Toronto ont repéré l'avion à environ 1,8 mille marin (nm) à l'ouest de l'aéroport, dans le lac Ontario, par 50 pieds de fond, par 43° 37' 37" de latitude Nord et 079° 26' 41" de longitude Ouest³. Il n'y a pas eu de survivant.

-
- 1 Les heures sont exprimées en HAE (temps universel coordonné [UTC] moins quatre heures) sauf indication contraire.
 - 2 Voir l'annexe C pour la signification des sigles et abréviations.
 - 3 Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et des instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

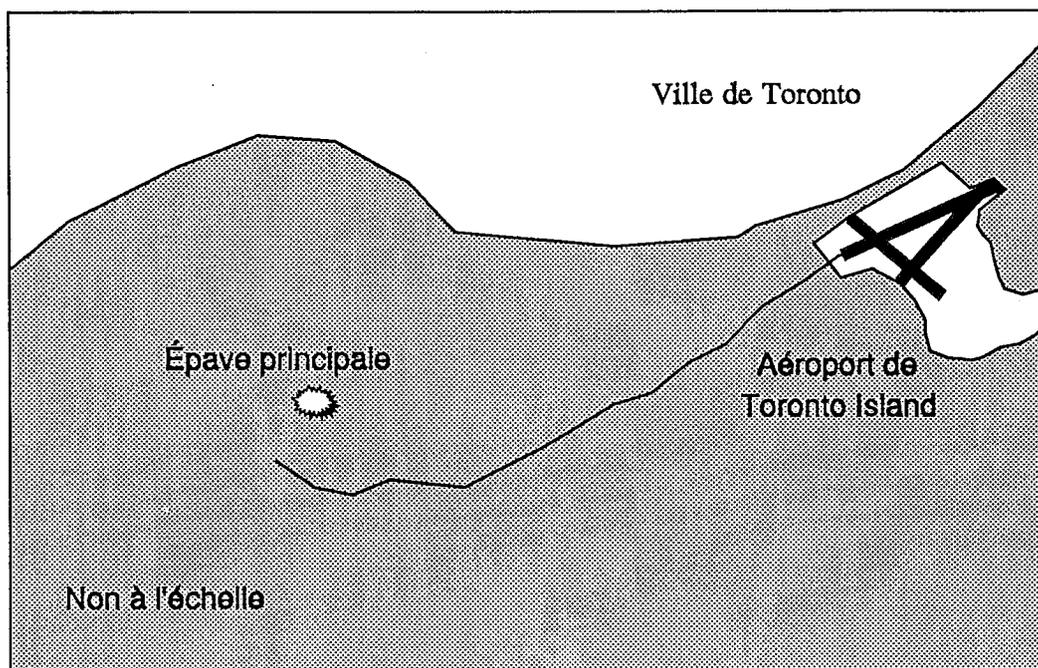


Figure 1 - Trajectoire de vol

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	2	2	-	4
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ indemnes	-	-	-	-
Total	2	2	-	4

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit. Il a heurté la surface de l'eau et a coulé dans le lac Ontario.

1.4 Autres dommages

Aucun.

1.5 Renseignements sur le personnel

	Pilote	Copilote
Âge	46 ans	49 ans
Licence	pilote de ligne	pilote privé
Date d'expiration du certificat de validation	1er mars 1994	1er fév 1994
Nombre d'heures de vol	3 500 h	700 h
Nombre d'heures de vol sur type en cause	50 h	145 h
Nombre d'heures de vol dans les 90 derniers jours	50 h	18 h
Nombre d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	50 h	18 h
Nombre d'heures de service avant l'accident	N/D	N/D
Nombre d'heures libres avant la prise de service	N/D	N/D

Les heures de vol du pilote et du copilote sont des approximations car leurs carnets de vol n'ont pas été retrouvés.

1.5.1 Renseignements sur le pilote

Le pilote avait obtenu sa licence de pilote privé le 2 février 1981, et sa qualification de vol de nuit le 7 août 1981 à Thunder Bay, en Ontario. En 1984, il avait obtenu une annotation d'hydravion et une annotation multimoteurs. À sa première tentative, le 2 mai 1986, le pilote n'avait pas réussi à obtenir la qualification de vol aux instruments lors d'une épreuve en vol. Il avait par la suite réussi son épreuve en vol aux instruments le 27 août 1986 et avait obtenu la qualification de vol aux instruments de classe 1. Le 15 décembre 1987, la qualification de vol aux instruments du pilote avait été renouvelée pour la classe 1, mais pour six mois seulement, parce qu'il avait eu du mal à exécuter les procédures d'approche NDB (radiophare non directionnel) et parce qu'il avait réagi lentement à une simulation de perte de puissance lors d'une approche interrompue.

Le pilote avait obtenu la licence de pilote de ligne le 26 avril 1989. Il avait réussi son épreuve de compétence pilote sur Piper Navajo PA-31 en septembre 1989. Le 28 décembre 1989, il n'avait pas réussi l'épreuve en vol pour le renouvellement de sa qualification de vol aux instruments, parce qu'il avait volé dans la mauvaise direction vers un repère d'approche finale. Un mois plus tard, il avait échoué à la reprise de cette épreuve car il n'avait pas réussi une approche NDB. Lors de la troisième épreuve en vol consécutive pour le renouvellement de sa qualification de

vol aux instruments, le 6 février 1990, il avait réussi à obtenir la qualification aux instruments de classe 1. Il avait conservé sa qualification aux instruments jusqu'au 17 juin 1992, date à laquelle il avait échoué son épreuve en vol de renouvellement parce qu'il avait effectué un virage conventionnel à 1 000 pieds au-dessous de l'altitude minimale. Le 4 août 1992, il avait réussi à renouveler sa qualification aux instruments de classe 1. Il a subi toutes les épreuves en vol aux instruments à bord d'un Piper Twin Comanche PA-30 qui lui appartenait.

Le pilote avait piloté l'avion accidenté pour la première fois le 9 juillet 1993; il avait effectué 40 heures de vol depuis sur cet appareil. Sur ces 40 heures, 11 heures avaient été effectuées avec le copilote. Le pilote connaissait les problèmes de moteur que l'avion avait eus quelques jours auparavant.

Le pilote possédait un certificat médical de classe 1 en état de validité en vertu duquel il devait avoir des verres correcteurs à sa disposition pour piloter.

1.5.2 Renseignements sur le copilote

Le copilote avait obtenu la licence de pilote privé le 26 novembre 1978. Vers le 6 décembre 1979, il avait déjà obtenu les annotations multimoteurs, vol de nuit et hydravion. Il avait obtenu la qualification de vol aux instruments de classe 2 le 6 mai 1983. Le 17 juin 1992, il avait obtenu la qualification de vol aux instruments de classe 1 après avoir laissé venir à expiration sa qualification de vol aux instruments précédente. Le copilote était copropriétaire de l'avion avec une

compagnie à numéro de l'Ontario. Le copilote possédait un certificat médical de classe 3 ne comportant aucune restriction.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Beech Aircraft Corporation
Type et modèle	58P Baron
Année de construction	1977
Numéro de série	TJ-106
Certificat de navigabilité (Permis de vol)	valide
Nombre d'heures de vol cellule	1 982 h
Type de moteur (nombre)	Teledyne Continental TSIO 520-L (2)
Type d'hélice/ de rotor (nombre)	Hartzell PHC-J3YF-2UF (2)
Masse maximale autorisée au décollage	6 100 lb
Type(s) de carburant recommandé(s)	essence aviation 100 LL, 100-130 et 115-145
Type de carburant utilisé	essence aviation 100 LL

1.6.1 Renseignements sur l'entretien de l'aéronef

L'avion avait été entretenu et inspecté conformément à la réglementation en vigueur; son état mécanique et son état général étaient bons.

L'avion avait subi deux modifications récemment. Il avait subi la première le 11 juin 1993 : des générateurs de tourbillons avaient été montés conformément à l'homologation de type supplémentaire (STC) SA4016NM. À ce moment, l'avion totalisait 1 866,7 heures de vol. La modification avait pour objet de conserver l'écoulement laminaire sur l'extrados des ailes et de la queue afin d'améliorer la manoeuvrabilité et la maîtrise de l'avion à basse vitesse et pour

améliorer les caractéristiques de décrochage de l'avion.

Il avait subi la deuxième modification le 4 octobre 1993 : un système numérique de gestion du carburant Shadin Digiflo-L avait été installé. Une partie de cette modification comprenait le montage d'un transducteur de débit de carburant dans les conduites de carburant de chaque moteur. La deuxième partie de l'installation comprenait un instrument à affichage à diodes électroluminescentes (DEL) indiquant le débit de carburant de chaque moteur. Le système numérique de gestion du carburant Shadin Digiflo-L est conçu pour être couplé à certains modèles de système de positionnement mondial (GPS) et sert à calculer la quantité de carburant nécessaire pour atteindre n'importe quel point de cheminement ou n'importe quelle destination choisie. Le GPS installé dans l'avion n'était pas compatible avec le Digiflo-L et, par conséquent, n'y était pas couplé. Le sélecteur de l'affichage à DEL a été retrouvé sur la position *ENDURANCE* (autonomie).

Lors du premier vol suivant l'installation du système Shadin Digiflo-L, le pilote (pas celui en cause dans l'accident) avait interrompu la course au décollage à cause d'un manque de puissance du moteur gauche. Lorsque le technicien d'entretien d'aéronef (TEA) avait examiné le moteur, il avait constaté deux problèmes : tout d'abord que le moteur avait des ratés, puis que le moteur ne produisait pas la pleine puissance. À cause du premier problème, la magnéto et la rampe d'allumage de gauche du moteur droit avaient été montées sur le moteur

gauche. Une magnéto et une rampe d'allumage neuves avaient été montées sur le moteur droit. Cette mesure avait réglé le problème de ratés du moteur, mais le moteur gauche ne développait toujours pas la pleine puissance.

Les servorégulateurs de carburant Bendix avaient été échangés entre les moteurs. Le moteur gauche ne développait toujours pas la pleine puissance, contrairement au moteur droit. Une vérification de l'écoulement du carburant avait révélé qu'un des injecteurs de carburant du moteur gauche était partiellement bouché. Une fois l'injecteur nettoyé, le moteur gauche avait produit la pleine puissance et avait tourné rondement.

On avait alors découvert que le câble de commande de richesse du moteur droit était usé, et on l'avait remplacé. Une fois tout le travail terminé, et après un point fixe prolongé, l'avion avait effectué un vol d'essai d'environ 30 minutes. Aucune anomalie n'avait été signalée pendant le point fixe ni pendant le vol.

1.6.2 *Masse et centrage de l'avion*

La masse maximale autorisée au décollage et à l'atterrissage de l'avion est de 6 100 livres, et les limites de centrage pour cette masse se situent entre 78,4 et 84,5 pouces derrière le point de référence.

La masse calculée au décollage pour le vol était de 6 445,3 livres pour un centrage situé à environ 80,1 pouces derrière le point de référence. Au moment de l'impact, la masse calculée était de

6 337 livres, et le centrage était sensiblement le même. Au moment du décollage, la masse maximale de l'avion était supérieure de 345,3 livres à la masse autorisée.

1.6.3 *Performances de l'aéronef*

Le manuel de vol de l'avion indique que le réglage de la puissance maximale continue équivaut à une pression au collecteur de 38,0 po Hg et à un régime de 2 700 tr/min. Le réglage de la puissance en montée au régime de croisière normal s'établit à 34,0 po Hg et à 2 400 tr/min. Lorsqu'on appauvrit le mélange, la puissance ne doit pas dépasser le réglage de la puissance maximale en croisière de 33,0 po Hg et de 2 400 tr/min, et il ne faut pas dépasser les 1 650 degrés Fahrenheit, comme l'indique l'indicateur de la température d'entrée de la turbine.

Le manuel de vol précise que la performance en montée pour un départ normal à une vitesse indiquée de 115 noeuds, compte tenu des conditions ambiantes au moment de l'accident et d'une masse au décollage de 6 100 livres, se traduirait par une montée de 1 600 pi/min selon une pente de montée de 11 %. Si un moteur tombe en panne et que le pilote se conforme aux bonnes procédures en cas de panne d'un moteur, le taux de montée baisserait à 230 pi/min pour une pente de montée de 1,50 %. Les deux performances en montée se fondent sur un réglage à la puissance maximale continue, volets et train d'atterrissage rentrés, volet(s) de capot ouvert(s) et sur la mise en drapeau de l'hélice du moteur en panne. Tout écart par rapport à ces

conditions et procédures pourrait diminuer les performances de l'avion.

Il y avait un système numérique de gestion du carburant Digiflo-L dans le Beechcraft B55 Baron que le pilote avait acheté récemment. Le B55 Baron du pilote était équipé de deux moteurs de 285 HP IO 520-C de Teledyne Continental. Les plus petits moteurs de 285 HP sont alimentés à un débit inférieur à celui des moteurs de 310 HP qui équipaient l'avion accidenté.

1.6.4 Équipement de l'aéronef

L'avion était entièrement équipé pour le vol IFR. Le matériel de navigation additionnel installé dans l'avion comprenait un récepteur GPS Apollo avec carte de données pour l'Amérique du Nord, un appareil de navigation de surface (RNAV) King KN 74, un récepteur de mesure de distance (DME), un radar météorologique Collins WXR-200 et un pilote automatique à deux axes.

1.7 Renseignements météorologiques

L'observation météorologique réelle de 7 h pour l'aéroport de Toronto Island avait été diffusée sur le service automatique d'information de région terminale (ATIS). L'information alpha, dont le pilote avait accusé réception lorsqu'il avait demandé l'autorisation de rouler, faisait état des conditions suivantes : nuages épars à 1 200 pieds, nuages fragmentés à 1 500 pieds, ciel couvert à 2 000 pieds, visibilité supérieure à 15 milles dans des averses de pluie légère, température de huit degrés Celsius, point de rosée de six degrés

Celsius et vent soufflant du 350 degrés magnétique à 10 noeuds avec rafales pouvant atteindre 21 noeuds. Le calage altimétrique était de 29,96 po Hg.

À 8 h, soit environ 22 minutes après l'accident, l'observation météorologique à l'aéroport de Toronto Island était semblable à l'observation horaire précédente, sauf que la couche de nuages qui couvrait le ciel se trouvait alors à 2 500 pieds-mer et que la visibilité avait chuté à quatre milles dans des averses de pluie légère et le brouillard. Le vent avait diminué et soufflait maintenant du 330 degrés magnétique à 9 noeuds avec des rafales pouvant atteindre 18 noeuds. Les observations météorologiques réelles correspondaient aux prévisions météorologiques pour cette région.

1.8 Télécommunications

L'avion avait été autorisé à se rendre à l'aéroport de Wilmington, en Caroline du Nord, en effectuant un départ normalisé aux instruments (SID) «Island Four» et en suivant des vecteurs radar qui lui permettraient d'intercepter la voie aérienne Victor 252 jusqu'au radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence (VOR) Genessee; l'avion devait ensuite se rendre directement à Wilmington. En raison du départ normalisé aux instruments «Island Four» pour la piste 26, l'avion devait monter à 650 pieds-mer sur le cap de piste et effectuer un virage à gauche au cap magnétique de 200 degrés pour obtenir les vecteurs radar de la route assignée pendant la montée au niveau de vol de 2 000 pieds-mer, niveau qu'il devait conserver.

Le pilote a reçu et répété son autorisation IFR avant de rouler pour le départ. À 7 h 34, le pilote a communiqué avec le contrôleur de la tour et l'a avisé qu'il était prêt à se rendre sur la piste 26. Le contrôleur de la tour a coordonné l'autorisation IFR du vol avec le contrôleur des départs de l'ACC de Toronto, puis a autorisé l'avion à décoller en demandant au pilote de communiquer avec le contrôleur des départs sur la fréquence radio appropriée.

L'avion a décollé à 7 h 35, et le pilote a communiqué avec le contrôleur des départs environ une minute et demie plus tard. L'avion a été identifié au radar et autorisé à maintenir 5 000 pieds-mer, puis à se rendre à l'intersection Bulge dès qu'il serait en mesure de le faire. Le pilote n'a pas accusé réception de ce message. Après un deuxième message du contrôleur des départs à 7 h 37, le pilote a indiqué qu'il avait une panne de moteur et il a demandé à revenir immédiatement à l'aéroport. Le contrôleur des départs a acquiescé à la demande et a dit au pilote de communiquer avec le contrôleur de la tour de l'aéroport. Le contrôleur des départs a aussi informé le contrôleur de la tour que l'avion revenait sur un seul moteur.

Le pilote n'a pas précisé quel moteur était tombé en panne ni la nature de la panne, et il n'a pas rétabli la communication avec le contrôleur de la tour ni celui des départs. À 7 h 38, le contrôleur des départs a informé le contrôleur de la tour que tout contact radar avait été perdu avec l'avion à environ deux milles à l'ouest de l'aéroport. Le contrôleur de la tour a informé le

contrôleur des départs que l'avion s'était abîmé dans l'eau à 7 h 38 après que l'accident eut été signalé à la tour par le conducteur du véhicule de secours de l'aéroport Red Two.

1.9 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport de Toronto Island est un aéroport public exploité par la Toronto Harbour Commission. L'altitude de l'aérodrome est de 251 pieds-mer. L'aéroport est situé sur Centre Island, dans le port de Toronto. L'aéroport comprend trois pistes en dur. La plus longue est la 08/26 qui mesure 4 000 pieds de longueur sur 150 pieds de largeur. La baie Humber, située sur la rive nord du lac Ontario, avoisine la limite ouest de l'aéroport et se trouve sous la trajectoire de départ de la piste 26.

1.10 Enregistreurs de bord

L'avion n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur phonique (CVR); la réglementation ne l'exigeait pas.

1.11 Trajectoire de vol au radar

L'avion a été identifié à 7 h 36 par le radar de surveillance aéroportuaire ASR5, situé à l'aéroport international de Toronto. L'avion a été suivi au radar jusqu'à ce que tout contact radar soit perdu à 7 h 37.

Le premier contact radar indiquait que l'avion se trouvait à 700 pieds-mer en montée initiale. L'avion a grimpé à environ 1 000 pi/min jusqu'à une hauteur

de 1 050 pieds-mer, la vitesse sol passant de 96 noeuds à 700 pieds-mer pour finalement atteindre 123 noeuds à 1 050 pieds-mer. Le radar a indiqué que l'avion dérivait au sud du prolongement de l'axe de piste, même si aucun virage important ni changement de cap de l'avion n'a été remarqué.

À 1 050 pieds-mer, la vitesse sol a commencé à diminuer, passant de 123 à 84 noeuds, en 15 secondes. La montée à raison de 1 000 pi/min a été interrompue lorsque les ailes de l'avion se sont mises temporairement à l'horizontale à 1 200 pieds-mer. Au cours des 11 secondes suivantes, la vitesse sol est demeurée inférieure à 90 noeuds, et la montée à 1 000 pi/min a repris lorsque l'avion est monté à son altitude maximale de 1 500 pieds-mer tout en maintenant une trajectoire de départ relativement constante. Au cours de cette partie de la montée, à environ 1 300 pieds-mer, le pilote a communiqué avec le contrôleur des départs. Le pilote a reçu ses instructions initiales de départ, mais il ne les a pas répétées.

Dès que l'avion a atteint une hauteur de 1 500 pieds-mer, la montée au taux de 1 000 pi/min a cessé, et l'avion s'est mis à descendre, atteignant momentanément un taux de descente de 4 000 pi/min. Au cours de ce segment de vol de neuf secondes, la trajectoire de l'avion indique un virage important au nord-ouest, tandis que la vitesse sol demeurait inférieure à 100 noeuds. L'avion est descendu à 600 pieds-mer avant que le taux de descente cesse, et une montée à raison de 1 000 pi/min a repris brièvement lorsque l'avion a atteint une

hauteur de 900 pieds-mer pendant que la vitesse diminuait à 83 noeuds. En franchissant 800 pieds-mer, le pilote a informé le contrôleur des départs qu'il avait une panne moteur et qu'il voulait revenir immédiatement à l'aéroport. Ce fut la dernière communication de l'avion. Le dernier écho radar a montré l'avion à 900 pieds-mer dans un virage à droite et volant à une vitesse sol inférieure à 100 noeuds.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Structure de l'aéronef

L'avion a heurté la surface de l'eau dans un piqué prononcé, l'aile gauche basse. Le choc a été violent, mais la cabine est demeurée intacte, sauf pour ce qui est de la fenêtre latérale du pilote qui s'est fracassée et pour le plancher du poste de pilotage qui a été enfoncé à l'intérieur. Les autres dommages au fuselage comprenaient la désintégration du nez à l'impact et la déformation vers le haut et la gauche de la structure située derrière le compartiment à bagages du nez. Il n'était pas possible d'ouvrir la porte droite à cause de la déformation. L'arrière de la cabine n'était pas déformé, et on pouvait ouvrir la porte arrière gauche facilement.

La queue s'est rompue vers la gauche immédiatement devant l'empennage. L'empennage lui-même était intact, mais il n'était retenu au fuselage que par les câbles de commande.

Les deux ailes se sont rompues vers l'arrière à l'implanture et les réservoirs de carburant des ailes ont été

endommagés. Les parties intérieures des ailes, y compris les moteurs et les nacelles, n'étaient plus fixées au fuselage que par les câbles de commande des moteurs.

La partie extérieure du bord d'attaque de l'aile gauche était enroulée vers le bas. La partie extérieure de l'aile droite s'était rompue du côté extérieur du moteur droit. Cette partie de l'aile était repliée vers le haut et l'arrière à l'extrémité d'aile.

Il y avait des traces de suie le long du côté gauche du fuselage. Les arêtes brisées du plexiglas de la fenêtre gauche du poste de pilotage étaient boursouflées par la chaleur et avaient fondu légèrement. Il y avait aussi des traces de suie et des cloques de peinture sur l'empennage.

1.12.2 Secteur des manettes des gaz

Les deux sièges avant avaient été comprimés vers le bas, mais ils avaient été déplacés vers le haut à cause de l'enfoncement du plancher à l'intérieur de la cabine.

Les commandes moteurs correspondaient à la configuration standard de Beechcraft pour ce type d'avion. Toutes les manettes de commande des moteurs ont été trouvées complètement repoussées vers l'avant, et elles avaient toutes été pliées vers la droite.

Les commandes des hélices étaient repliées devant les manettes des gaz, qui étaient légèrement pliées derrière les commandes de richesse. Une marque d'impact d'origine inconnue sur le secteur

de commande, entre les commandes gauche et droite des hélices laissait croire que la commande d'hélice était en position de mise en drapeau ou près de celle-ci. Il n'a pas été possible de déterminer si cette marque avait été faite avant ou pendant l'impact. La manette des gaz de gauche se trouvait derrière la commande d'hélice et avait heurté le bouton de commande de l'hélice. La position des commandes moteurs sur le secteur des manettes des gaz n'ont pu fournir aucun renseignement utile ou fiable.

1.13 Renseignements médicaux

Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques ou psychologiques aient pu perturber les capacités du pilote ou du copilote.

1.14 Incendie

Les témoins ont déclaré qu'il n'y avait pas eu d'incendie avant l'impact, mais qu'ils avaient observé un incendie après l'écrasement. Les fenêtres du côté gauche de l'avion présentaient quelques dommages causés par la chaleur, et la peinture des pièces du carénage en plastique de la queue était quelque peu roussie. Les traces de suie autour des rivets indiquent qu'un incendie s'est déclaré après que les ailes et les réservoirs de carburant de l'avion ont été endommagés après que l'avion a piqué dans l'eau et s'y est enfoncé. Le composant le plus gravement brûlé était le pare-soleil de gauche; il flottait sur l'eau quand on l'a retrouvé.

1.15 Essais et recherches

1.15.1 Moteurs

Les deux moteurs ont été sortis du lac Ontario et examinés. L'examen initial des moteurs n'a révélé aucun signe d'obstruction de l'écoulement aérodynamique avant l'impact qui aurait pu nuire à la combustion et à la puissance fournie. Il n'y avait aucun signe que l'un ou l'autre des filtres à air étaient colmatés. Les portes tertiaires, qui alimentent suffisamment en air le côté admission des turbocompresseurs de suralimentation, étaient en bon état de fonctionnement. Les deux turbocompresseurs tournaient librement sans frottement. La plupart des tubes d'admission des deux moteurs avaient été endommagés pendant l'impact, mais le circuit d'admission ne présentait aucune défectuosité ni anomalie avant l'impact. Les circuits d'allumage des moteurs, comprenant quatre magnétos (deux par moteur), des rampes d'allumage et des bougies, ont fait l'objet d'une inspection visuelle et on a jugé que leur état mécanique était bon. On a alors décidé de tester les deux moteurs à l'usine de fabrication de Teledyne Continental Motors, à Mobile, en Alabama.

Les dommages causés par l'accident ont été réparés, c'est-à-dire qu'on a remplacé les carters d'huile, les chapeaux de culasse, les tubes d'admission, les pipes d'échappement et la soudure du flasque d'hélice du moteur gauche. Les deux moteurs ont ensuite été montés sur un banc d'essai et testés. Les essais des moteurs ont été menés sans qu'on fasse des modifications ou des réparations à l'un ou l'autre des circuits carburant, des

circuits d'allumage ou des transmissions mécaniques, lesquels ont été testés dans l'état dans lequel ils ont été récupérés.

Dans la chambre d'essai, les deux moteurs ont tourné sans problème à la pleine puissance. Pendant les essais, le moteur gauche a eu des ratés, qui ont été attribués à de l'humidité dans la magnéto et à des dommages à la rampe d'allumage causés par l'impact.

1.15.2 Hélices

L'avion est équipé de deux hélices tripales Hartzell, à vitesse constante et à mise en drapeau complète. La valeur du calage à la référence 30 pouces est comprise entre 15.3 degrés (petit pas) et 84.0 degrés (grand pas), qui correspond à la position de mise en drapeau.

Le flasque d'hélice du moteur gauche s'est rompu à l'impact, et l'hélice gauche s'est séparée du moteur. Malgré les recherches dans l'eau à plusieurs reprises, l'hélice gauche n'a pas été retrouvée.

L'hélice droite a été démontée et examinée. Les trois pales de l'hélice étaient tordues en direction du petit pas. Des marques d'impact sur les trois plaques de précharge des pales d'hélice indiquaient que les angles de calage des pales à l'impact étaient de 18, 18 et 19 degrés respectivement. Ces angles de calage correspondent à un réglage de la puissance pour un décollage ou une montée, mais on peut aussi les retrouver sur une hélice à vitesse constante lorsque la puissance moteur est réduite sans qu'il y ait

réduction analogue de la vitesse de rotation de l'hélice.

1.15.3 Instruments et interrupteurs du poste de pilotage

L'examen des instruments moteurs et des instruments de pilotage a révélé les lectures suivantes au moment de l'impact :

Tachymètre - moteur gauche -
2 680 tr/min
Tachymètre - moteur droit -
2 450 tr/min
(ligne rouge à 2 700 tr/min)

Pression au collecteur - moteur
gauche - 29 po Hg
Pression au collecteur - moteur
droit - aucune indication (ligne
rouge à 38 po Hg)

L'indicateur d'assiette affichait un piqué de 32 à 34 degrés avec une inclinaison latérale de 20 à 30 degrés à gauche.

L'indicateur de carburant Digiflo indiquait que 25,9 gallons impériaux de carburant avaient été utilisés et qu'il restait 168 gallons impériaux de carburant au moment de l'accident. Il n'a pas été possible d'obtenir une indication des débits de carburant à partir des moteurs. Le sélecteur des volets a été retrouvé sur la position sortie, et l'indicateur de position des volets affichait un braquage de 15 degrés. L'examen de l'actionneur de sortie des volets d'aile a révélé qu'aucun volet n'était sorti. La poignée du train d'atterrissage était en position train rentré, et le moteur du train d'atterrissage était en bout de course en position train rentré,

comme l'était le train d'atterrissage lui-même.

Les sélecteurs de carburant situés sur le plancher du poste de pilotage entre les deux sièges avant se trouvaient tous deux sur la position d'intercommunication. Les deux distributeurs de carburant dans les ailes se trouvaient en position fermée ou complètement vissée. Les deux interrupteurs des pompes d'appoint de carburant étaient sur *ON*. Le circuit carburant de l'avion a été endommagé au cours de l'impact; toutefois, des échantillons du carburant qui a été trouvé dans les conduites d'alimentation et dans les composants du circuit carburant ont été prélevés et analysés. On a jugé que le carburant analysé était propre et qu'il s'agissait d'essence aviation 100 LL, soit l'essence qui convenait à l'avion.

Les interrupteurs de l'alternateur, l'interrupteur de la batterie et l'interrupteur du phare droit du train d'atterrissage ont été retrouvés sur la position *ON*. Les deux sélecteurs rotatifs de magnéto ont été retrouvés sur la position *BOTH*. L'ampèremètre gauche affichait 0.4; il n'y avait aucune indication évidente sur l'ampèremètre droit.

2.0 Analyse

2.1 Introduction

L'enquête a révélé que le pilote et le copilote possédaient les licences et les qualifications nécessaires au vol et que l'avion était en bon état de service.

2.2 Perte de puissance

Compte tenu des récents antécédents d'entretien de l'avion, on a inspecté les moteurs et procédé à des essais pour déterminer ce qui aurait pu avoir causé une perte de puissance partielle ou totale sur un des moteurs ou les deux. Les essais des moteurs ont révélé que ces derniers étaient en mesure de produire la pleine puissance, même s'ils ont été testés dans l'état où ils ont été repêchés. Selon l'inspection des moteurs et leurs performances lors des essais, il n'a pas été possible de déterminer ni de reproduire la cause de la perte de puissance partielle ou totale d'un ou des deux moteurs.

L'examen du flasque moteur de l'hélice gauche, de l'hélice droite et des instruments moteurs disponibles dans le poste de pilotage a indiqué qu'aucune des hélices n'était en drapeau au moment de l'impact et que le moteur gauche produisait de la puissance au moins partiellement. La marque d'impact sur le tachymètre du moteur droit indiquait que l'hélice droite tournait à 2 450 tr/min au moment de l'impact.

Il est fort probable que la perte de puissance subie par l'avion accidenté ne

soit pas attribuable à une défectuosité mécanique des moteurs.

2.3 Performances de l'aéronef

Bien qu'on n'ait pu déterminer la nature ni la source de la perte de puissance subie par l'avion accidenté, l'examen des données radar a révélé des éléments importants sur les performances de l'avion.

Les données radar ont indiqué que la montée initiale s'était déroulée normalement jusqu'à 1 050 pieds-mer, hauteur à laquelle la vitesse sol a diminué, ce qui pourrait être survenu si le pilote est passé à la puissance de montée. Comme le taux de montée de l'avion était constant à 1 000 pi/min, la vitesse aurait diminué à la suite de la diminution de puissance.

L'avion est revenu momentanément à l'horizontale à 1 200 pieds-mer. Lorsque le pilote a fait son premier appel au contrôleur des départs en franchissant 1 300 pieds-mer, il n'a pas mentionné qu'il avait des problèmes de moteur. Par conséquent, il est peu probable que les ailes de l'avion se soient mises à l'horizontale momentanément à 1 200 pieds-mer à cause de la panne moteur ou de la perte de puissance.

Comme le pilote avait eu de la difficulté auparavant à voler aux instruments, il a pu trouver avantageux d'utiliser le pilote automatique pendant cette phase du vol parce qu'il était très occupé. Il est possible que les ailes de l'avion soient revenues à l'horizontale momentanément à cause du branchement du pilote automatique si ce dernier était réglé pour le vol à l'horizontale. Si le

pilote a alors manipulé le volant de compensation pour une montée, cela pourrait expliquer pourquoi il est monté de 1 200 pieds-mer à 1 500 pieds-mer selon un taux de montée constant de 1 000 pi/min alors que la vitesse demeurait basse. En étant branché, le pilote automatique aurait permis au pilote d'appeler le contrôleur des départs, de terminer ses vérifications après décollage et de régler la puissance.

Si le pilote et le copilote avaient appauvri le mélange au moyen du nouveau système de gestion du carburant Digiflo-L pendant cette partie de la montée, une perte de puissance aurait pu se produire par inadvertance. Si les mélanges avaient été réduits à un débit de carburant convenant aux petits moteurs de 285 HP de l'avion dont le pilote était propriétaire et qu'il connaissait, alors, compte tenu du plus grand débit nécessaire aux moteurs de 310 HP de l'avion accidenté, il est possible qu'un des moteurs ou les deux ait subi une perte de puissance partielle ou totale. Si cela a été le cas, et que le pilote automatique était branché, le pilote a pu être distrait par l'ennui moteur et n'a peut-être pas remarqué que la vitesse diminuait. Les données radar ont indiqué qu'à 1 500 pieds-mer l'avion est descendu rapidement sans que la vitesse sol n'augmente; il se peut que l'avion surchargé ait alors décroché.

L'avion est descendu à 600 pieds-mer avant que le taux de descente ne cesse, puis une montée à un taux de 1 000 pi/min a été rétablie brièvement comme l'avion atteignait une hauteur de 900 pieds-mer et que la vitesse sol

diminuait à 83 noeuds. En franchissant 800 pieds-mer, le pilote a informé le contrôleur des départs qu'il avait une panne de moteur et qu'il voulait revenir immédiatement à l'aéroport. Ce fut la dernière communication de l'avion. Le dernier écho radar a montré que l'avion était à 900 pieds-mer dans un virage à droite. L'avion surchargé a fort probablement décroché une deuxième fois, et l'altitude était insuffisante pour permettre au pilote d'effectuer une sortie de décrochage alors que l'avion descendait en piqué prononcé, ingouvernable, dans le lac Ontario.

2.4 Facteurs météorologiques

La couche de nuages la plus basse près de l'aéroport au moment de l'accident était une couche de nuages épars à 1 450 pieds-mer. La couche de nuages suivante se trouvait à 1 750 pieds-mer. Puisque l'avion est monté à 1 500 pieds-mer, il est possible que l'avion ait pénétré dans les nuages. La visibilité qui prévalait alors était réduite à quatre milles dans le brouillard. Ces conditions météorologiques auraient pu nuire au pilote au point de l'empêcher de reprendre la maîtrise de l'avion. L'absence d'horizon visible peut faire perdre le sens de l'orientation, d'autant plus que le pilote de l'avion accidenté n'était pas habile à voler aux instruments.

3.0 Conclusions

3.1 Faits établis

1. La masse de l'avion au décollage était supérieure de 345,3 livres à la masse maximale autorisée, et au moment de l'accident, l'avion évoluait à l'extérieur du domaine de masse et centrage approuvé.
2. Le pilote et le copilote possédaient les licences et les qualifications nécessaires au vol.
3. L'avion avait été entretenu conformément aux procédures approuvées et à la réglementation en vigueur.
4. L'avion a subi une perte de puissance pendant la montée initiale. L'importance et la nature de la perte de puissance n'ont pas été déterminées; toutefois, la perte de puissance peut avoir été causée par un des pilotes.
5. Le pilote a perdu la maîtrise de l'avion surchargé à 1 500 pieds-mer, dans les nuages, et est descendu à 600 pieds-mer avant de reprendre la maîtrise de l'appareil. Il y a eu une deuxième perte de maîtrise à 900 pieds-mer.

6. Le pilote n'était pas habile à voler aux instruments, et il est possible qu'en raison des conditions météorologiques qui prévalaient au moment de l'accident, il ait eu beaucoup de difficultés à redresser l'avion.

7. L'avion a heurté la surface de l'eau dans un piqué prononcé, l'aile gauche basse.

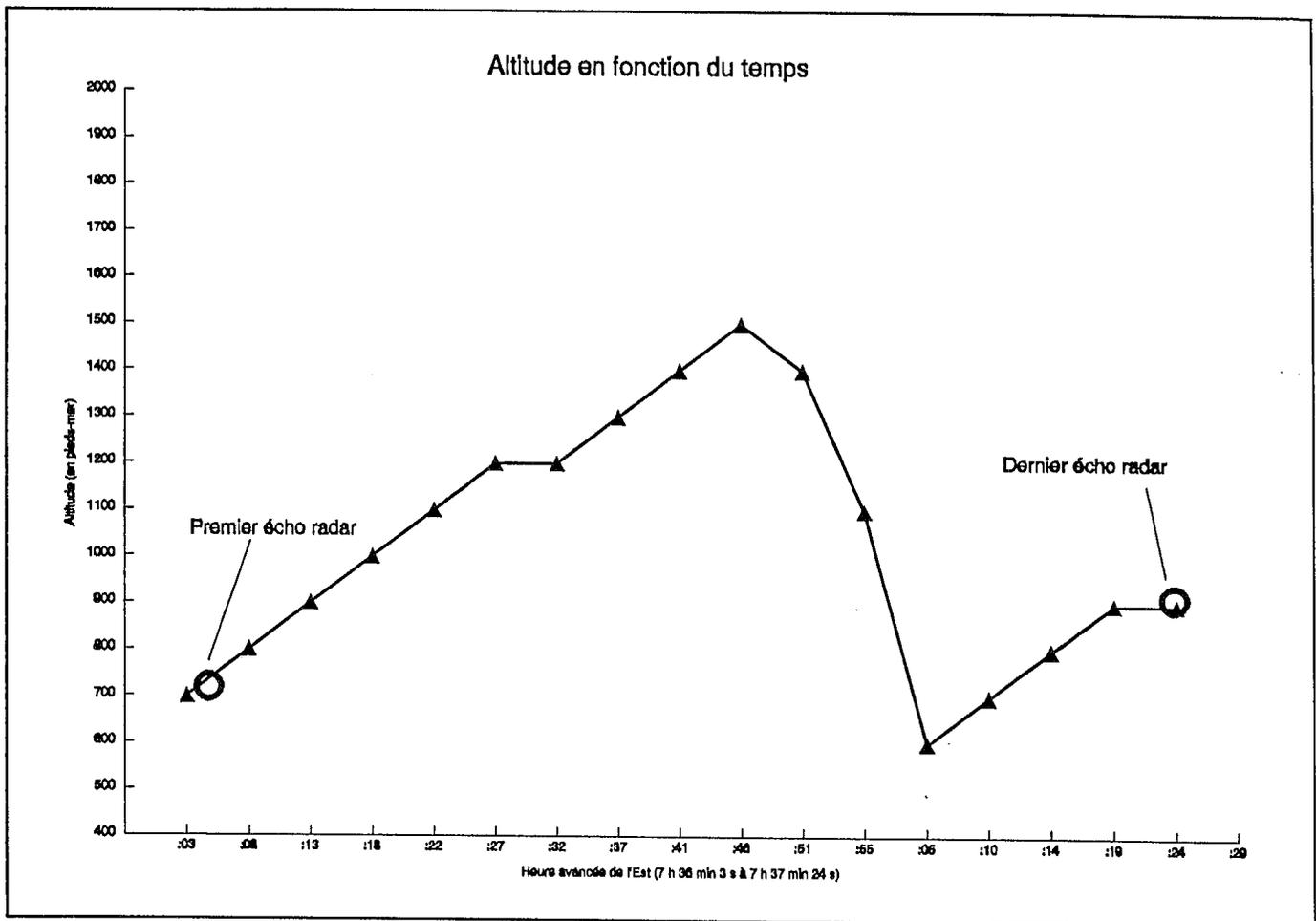
3.2 Causes

L'avion a subi une perte de puissance pendant la montée initiale et le pilote a perdu la maîtrise de l'avion surchargé alors qu'il tentait de revenir à l'aéroport. La cause de la perte de puissance n'a pas été déterminée; toutefois, les deux moteurs ont tourné à pleine puissance lors des essais.

4.0 Mesures de sécurité

Le Bureau n'a, jusqu'ici, recommandé aucune mesure de sécurité.

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 13 juin 1995 par le Bureau, qui est composé du Président John W. Stants, et des membres Zita Brunet et Hugh MacNeil.

Annexe A - Données radar de la trajectoire de vol

Annexe B - Liste des rapports pertinents

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

LP 138/93 - *Fuel Sample Analysis* (Analyse d'un échantillon de carburant);

LP 141/93 - *Instrument Analysis* (Analyse des instruments);

LP 152/93 - *Temperature Analysis - Exhaust Stack Material* (Analyse thermique - matériau des pipes d'échappement);

LP 5/94 - *Fuel Screen Contamination* (Contamination des filtres à carburant);

LP 61/94 - *Fuel Flow Indicator* (Indicateur de débit carburant).

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

Annexe C - Sigles et abréviations

ACC	centre de contrôle régional
ATIS	service automatique d'information de région terminale
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CVR	enregistreur phonique
DEL	diodes électroluminescentes
DME	équipement de mesure de distance
FDR	enregistreur de données de vol
HAE	heure avancée de l'Est
GPS	système de positionnement mondial
h	heure(s)
HP	horse power
IFR	règles de vol aux instruments
lb	livre(s)
N/D	non déterminé
NDB	radiophare non directionnel
nm	mille(s) marin(s)
pi/min	pied(s) par minute
po Hg	pouces de mercure
RNAV	appareil de navigation de surface
SID	départ normalisé aux instruments
STC	homologation de type supplémentaire
TEA	technicien d'entretien d'aéronef
tr/min	tours par minute
UTC	temps universel coordonné
VOR	radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence
°	degré(s)
'	minute(s)
"	seconde(s)
100 LL	indice d'octane 100, à basse teneur en plomb