

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE

COLLISION AVEC LE TERRAIN

TELFORD AVIATION INC.
PIPER PA-31-350 CHIEFTAIN N744W
EEL RIVER CROSSING (NOUVEAU-BRUNSWICK)
20 OCTOBRE 1996

RAPPORT NUMÉRO A96H0005

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement 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 événement aéronautique

Collision avec le terrain

Telford Aviation Inc.
Piper PA-31-350 Chieftain N744W
Eel River Crossing (Nouveau-Brunswick)
20 octobre 1996

Rapport numéro A96H0005

Résumé

L'avion (un Piper PA-31-350 Navajo Chieftain ci-après désigné sous le nom de Chieftain), décolle de Port-Menier (Québec) à 11 h 13, heure avancée de l'Atlantique, pour effectuer un vol d'affrètement à destination de Bangor (Maine) aux États-Unis. Il transporte un pilote et sept passagers. Au moment où l'avion approche de Charlo (Nouveau-Brunswick), le pilote signale au centre de contrôle de la circulation aérienne de Moncton qu'un des moteurs de l'avion a des ratés et qu'il s'apprête à effectuer un atterrissage d'urgence à l'aéroport de Charlo. Pendant que le pilote manoeuvre vraisemblablement en vue de l'atterrissage, l'avion s'écrase à trois milles à l'ouest de la piste, dans l'agglomération d'Eel River Crossing. Les huit occupants de l'avion subissent des blessures mortelles au moment de l'impact avec le sol.

Le Bureau a déterminé que le moteur droit avait subi une perte de puissance, et que le pilote n'avait pas maintenu une altitude suffisante ou n'avait pas configuré l'avion de manière à obtenir les performances maximales après la perte de puissance. Le pilote a perdu la maîtrise de l'appareil, probablement au moment où il tentait d'intercepter l'ILS de la piste 13 au cours d'un virage à basse altitude. Facteurs contributifs : la surcharge de l'avion et le manque de formation du pilote aux procédures d'urgence en vol.

This report is also available in English.

Table des matières

1.0	Renseignements de base	1
1.1	Déroulement du vol	1
1.2	Victimes	2
1.3	Dommmages à l'aéronef	2
1.4	Autres dommmages.....	2
1.5	Renseignements sur le personnel.....	3
1.6	Renseignements sur l'aéronef	4
1.7	Renseignements météorologiques	5
1.8	Aides à la navigation	6
1.9	Télécommunications.....	6
1.10	Renseignements sur l'aérodrome.....	7
1.11	Enregistreurs de bord	7
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	7
1.12.1	Observations sur les lieux	7
1.12.2	Examen des hélices.....	8
1.12.3	Examen des moteurs	9
1.12.3.1	Généralités.....	9
1.12.3.2	Examen des bougies d'allumage	9
1.12.3.3	Détermination de la température des gaz d'échappement	10
1.12.3.4	Examen des composants du circuit carburant.....	10
1.12.3.5	Examen des turbocompresseurs	11
1.13	Renseignements médicaux.....	13
1.14	Incendie	13
1.15	Questions relatives à la survie des occupants.....	13
1.16	Essais et recherches.....	13
1.17	Renseignements sur l'organisation et la gestion	13

1.18	Renseignements supplémentaires	15
1.18.1	Formation du pilote	15
1.18.2	Performances de l'avion	15
1.18.3	Trajectoire de vol et tracé au sol	16
2.0	Analyse.....	19
2.1	Introduction	19
2.2	Analyse	19
2.2.1	Introduction	19
2.2.2	Moteur gauche.....	19
2.2.3	Moteur droit	19
2.3	Analyse	20
2.3.1	Formation du pilote.....	20
2.3.2	Assignment du Chieftain pour le voyage.....	20
2.3.3	Mesures prises par le pilote - Masse et centrage	21
2.3.4	Mesures prises par le pilote face à la panne moteur	21
2.3.5	Effet de la surcharge	22
3.0	Conclusions	23
3.1	Faits établis	23
3.2	Causes.....	23
4.0	Mesures de sécurité	25
4.1	Mesures prises	25

4.1.1	Questions relatives à la formation du pilote et à la masse et au centrage	25
	Annexe A - Schémas pertinents	27
	Annexe B - Masse et centrage.....	33
	Annexe C - ILS de la piste 13 de Charlo (Nouveau-Brunswick).....	35
	Annexe D - Liste des rapports pertinents	37
	Annexe E - Sigles et abréviations	39

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Le Chieftain (n° de série 31-7952246) portant l'immatriculation N744W doit prendre un groupe de sept chasseurs à Port-Menier (Québec) pour les ramener à Bangor (Maine). Un Cessna 208 Caravan, doit transporter les bagages et le fret. Les deux avions se rendent à Port Menier, le samedi 19 octobre 1996, après une escale à Gaspé pour passer à la douane canadienne. Pendant l'escale à Gaspé, on refait les pleins du Chieftain.

Le dimanche 20 octobre 1996, le Chieftain, avec à son bord un pilote et sept passagers, décolle de Port-Menier à 11 h 13, heure avancée de l'Atlantique (HAA)¹, pour se rendre à Bangor (Maine) selon un plan de vol établi suivant les règles de vol aux instruments (IFR)². Le plan de vol indique que l'avion doit se rendre directement à Charlo (Nouveau-Brunswick), directement à Houlton (Maine), et directement à Bangor en maintenant une altitude de 6 000 pieds. Le Caravan, qui transporte les bagages et le fret, a décollé une dizaine de minutes plus tôt et doit suivre le même itinéraire prévu au plan de vol à une altitude de 8 000 pieds.

À 11 h 53, le pilote du Chieftain signale au centre de contrôle régional (ACC) de Moncton qu'il se trouve à 30 nm au nord-est de Charlo à 6 000 pieds d'altitude. Il demande l'autorisation de se rendre directement à Bangor. L'autorisation est accordée au pilote à 11 h 54. À partir de la position du pilote, la route directe vers Bangor passe par l'aéroport de Charlo. À 12 h 1, au moment où le Chieftain se trouve à quelque 5 nm à l'est de l'aéroport de Charlo, le pilote informe l'ACC de Moncton qu'un des moteurs de l'avion fonctionne de façon irrégulière et qu'il se dérouté sur Charlo. Dans les minutes précédant cet appel, le pilote du Chieftain avait informé le pilote du Caravan, sur une fréquence air-air non enregistrée, que ses instruments indiquaient une haute température culasse, mais que le moteur fonctionnait normalement. Quelques minutes plus tard, lors d'un deuxième appel, il signalait que le moteur commençait à avoir des ratés. Après avoir reçu l'appel de 12 h 1, le contrôleur de l'ACC de Moncton demande au pilote du Chieftain de contacter la station d'information de vol (FSS) de Charlo. Le pilote demande alors à l'ACC de Moncton de lui fournir des vecteurs radar jusqu'à Charlo, mais l'ACC l'informe que l'ACC n'a pas de contact radar avec son avion.

¹ Les heures sont exprimées en HAA (temps universel coordonné (UTC) moins trois heures), sauf indication contraire.

² Voir l'annexe E pour la signification des sigles et abréviations.

À 12 h 3, le pilote du Chieftain contacte la FSS de Charlo et demande les plus récentes conditions météo pour Charlo. Le pilote reçoit alors le bulletin d'observation météorologique de 12 h qui fait état des conditions suivantes : vents calmes, visibilité de $\frac{3}{4}$ de mille dans le brouillard, ciel couvert à 200 pieds, température de 2 °C, point de rosée à 2 °C, avec une portée visuelle de piste (RVR) de 3 000 pieds. Le pilote demande ensuite quel est l'aéroport le plus proche où règne des conditions de vol à vue (VFR). Le spécialiste de la FSS répond que les aéroports de St-Léonard, à l'ouest de Charlo, et de Chatham, au sud de Charlo, sont tous deux VFR, et que le plus proche est celui de Chatham à 68 nm. Le pilote déclare qu'il va faire un atterrissage d'urgence à Charlo et demande au spécialiste de la FSS des renseignements sur les fréquences et le cap en rapprochement pour une approche ILS (système d'atterrissage aux instruments) vers la piste 13. Le spécialiste lui fournit ces renseignements. Le pilote demande également au pilote du Caravan des renseignements sur les installations de navigation de l'aéroport de Charlo. Un peu plus tard, le pilote du Chieftain signale au pilote du Caravan que son avion est à 1 100 pieds et qu'il ne parvient pas à maintenir son altitude.

À 12 h 9, le spécialiste de la FSS reçoit un appel téléphonique d'un citoyen qui habite à quelque 4 nm au sud-est de l'aéroport, près du radiophare non directionnel (NDB) Lima, et qui déclare avoir entendu un avion survoler sa maison avec ce qui lui a semblé être un moteur qui fonctionnait mal. Le spécialiste de la FSS appelle les services d'urgence municipaux et leur demande de se rendre à l'aéroport parce qu'un avion avec un problème de moteur doit atterrir. À 12 h 11, le spécialiste de la FSS appelle le pilote du Chieftain pour lui demander sa position. Le pilote du Chieftain répond qu'il contourne le radiophare pour intercepter l'ILS. Le spécialiste lui signale que la RVR est maintenant à 6 000 pieds. À 12 h 12, le pilote du Chieftain appelle la FSS de Charlo. Le spécialiste de la FSS répond à l'appel, mais le pilote du Chieftain ne répond pas au spécialiste, ni à aucun autre appel radio du spécialiste, par la suite.

L'avion s'est écrasé dans l'agglomération d'Eel River Crossing, à quelque 3 nm à l'ouest de l'aéroport de Charlo. Avant de s'écraser, l'avion a été vu et entendu alors qu'il se dirigeait vers l'ouest, en éloignement de l'aéroport, dans un épais brouillard, à une altitude inférieure à 200 pieds. Des témoins ont déclaré avoir entendu un bruit comme celui d'un moteur qui fonctionne mal. Des témoins ont vu l'avion s'incliner à droite, passer sur le dos et piquer droit vers le sol où il s'est écrasé dans une assiette presque verticale. L'avion a aussitôt pris feu et a été consumé par l'incendie. Le pilote et les sept passagers ont subi des blessures mortelles au moment de l'impact avec le sol.

L'accident s'est produit à 12 h 13, pendant les heures officielles de clarté, par 47° 59' de latitude Nord et 66° 25' de longitude Ouest, à une altitude de 60 pieds-mer.

1.2 *Victimes*

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	1	7	-	8
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/Indemnes	-	-	-	-
Total	1	7	-	8

1.3 *Domages à l'aéronef*

L'avion a été détruit par le choc et par l'incendie qui s'est déclaré après l'écrasement.

1.4 *Autres dommages*

Aucun.

1.5 *Renseignements sur le personnel*

	Commandant de bord
Âge	39 ans
Licence	pilote professionnel (États-Unis)
Date d'expiration du certificat de validation	1 ^{er} décembre 1996
Nombre total d'heures de vol	3 600
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	1 000
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	150
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	75
Nombre d'heures de service avant l'événement	5
Nombre d'heures libres avant la prise de service	15

Le pilote était titulaire d'un certificat de pilote privé de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis depuis novembre 1986, de la qualification de vol aux instruments depuis juillet 1987 et d'un certificat de pilote professionnel de la FAA depuis septembre 1990. De plus, il possédait la qualification multimoteur (sur un Piper PA-31 Navajo) depuis avril 1992. Au moment de l'accident, son certificat de pilote et son certificat médical étaient valides et appropriés pour le type d'opérations. Le dossier du pilote ne comportait aucune mention d'infraction ni de mesure relative à l'application des règlements, et il n'avait jamais eu d'accident, ni été en cause dans un incident auparavant.

Le pilote travaillait comme pilote pour le compte de la Telford Aviation Inc. depuis juillet 1991. Ses compétences étaient à jour comme commandant de bord sur trois types d'avion : le Cessna C-208 Caravan (depuis mars 1993), le Piper PA-31-350 Chieftain (depuis mars 1994), et le Beechcraft BE-99 (depuis février

1996). Il avait terminé sa formation périodique au sol obligatoire sur le Chieftain le 20 mai 1996 et avait fait l'objet d'une vérification de compétence pilote le 27 juin 1996. Tous les éléments couverts avaient été jugés satisfaisants.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Piper Aircraft Corporation
Type et modèle	PA-31-350 Chieftain
Année de construction	1979
Numéro de série	31-7952246
Certificat de navigabilité	Délivré le 12 décembre 1986
Nombre total d'heures de vol cellule	6 041
Type de moteur (nombre)	(gauche) Lycoming TIO-540-J2BD (1) (droit) Lycoming LTIO-540-J2BD (1)
Type d'hélice (nombre)	(gauche) Hartzell HC-E3YR-2AFT/FC8468-6R (1) (droite) Hartzell HC-E3YR-2ALFT/FJC8468-6R (1)
Masse maximale autorisée au décollage	7 000 lb
Type(s) de carburant recommandé(s)	Essence aviation 100/130, 100, 100LL
Type de carburant utilisé	Essence aviation 100LL

Au moment de l'accident, l'avion était enregistré au nom de la firme JPS Corp. de Boston (Massachusetts). Telford Aviation Inc. louait l'appareil de JPS Corp. et l'utilisait pour ses opérations conformément à la Partie 135 des Federal Aviation Regulations (FAR). Telford Aviation Inc. effectuait elle-même la maintenance de l'avion qu'elle facturait ensuite à JPS Corp. L'étude des carnets cellule et des autorisations de travaux de maintenance a révélé que tous les travaux de maintenance périodiques avaient été effectués. Les enquêteurs du BST ont examiné plusieurs autres appareils de la flotte de l'exploitant et ils ont constaté que selon toute apparence ils étaient entretenus selon des normes élevées. Selon l'inspecteur principal de la maintenance (PMI) de la FAA responsable de Telford Aviation Inc., cette compagnie était digne de confiance et elle faisait tout son possible pour que ses appareils soient entretenus conformément à des normes supérieures aux normes minimales exigées par la loi. Les documents disponibles indiquent que l'avion accidenté était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. L'avion ne présentait aucune anomalie connue avant le vol de l'accident.

La plupart des documents transportés dans l'avion ont été détruits dans l'incendie qui s'est déclaré après l'écrasement. Il a été impossible de déterminer si le pilote avait effectué des calculs de masse et centrage pour le vol, ni d'établir la masse exacte de l'avion au moment du décollage de Port-Menier. On a effectué des calculs pour le vol entre Gaspé et Port-Menier (voir l'annexe B) en se servant d'une consommation carburant de 43 gallons à l'heure (gal/h), qui est une valeur proche du débit carburant maximal en vol de croisière. Les poids des passagers ont été établis d'après leurs permis de chasse, leurs dossiers médicaux et leurs fiches de travail; on a également estimé le poids d'une glacière et du sac de vol du pilote. Les calculs faits à l'aide de ces estimations révèlent qu'au moment du décollage de Port-Menier, la masse de l'avion était supérieure de 428 livres à sa masse maximale autorisée de 7 000 livres. Si la consommation réelle de carburant a été inférieure à 43 gal/h, la masse au décollage à Port-Menier aurait été plus élevée. Les calculs pour le vol de

l'accident, en se basant de nouveau sur une consommation de carburant de 43 gal/h, indiquent qu'au moment de l'impact la masse de l'avion dépassait de quelque 68 livres la masse maximale autorisée.

1.7 Renseignements météorologiques

À 10 h 36, soit quelque 40 minutes avant le décollage, le pilote du Caravan a téléphoné à la FSS de Sept-Îles pour obtenir des renseignements météorologiques pour lui-même et pour le pilote du Chieftain, et pour déposer les plans de vol des deux avions. Son appel a été automatiquement transféré à la FSS de Québec. L'exposé météorologique qu'il a obtenu portait surtout sur les conditions dans la région de destination finale du vol, puisqu'un important système météorologique approchait de la région de Bangor en provenance du sud. On l'a informé que les conditions pour la première partie de son vol seraient favorables au vol VFR, puisque les observations des conditions réelles à Gaspé et à Mont-Joli indiquaient que les nuages les plus bas étaient à 23 000 pieds. Le pilote n'a pas demandé les conditions météorologiques pour Charlo; on ne les lui a donc pas données.

Les prévisions de zone pour la région du Nouveau-Brunswick, valables à 9 h et en vigueur au moment de l'accident, étaient les suivantes : plafonds de 100 à 800 pieds, visibilité de ¼ de mille à 2 milles dans le brouillard et dans la brume en formation au-dessus du sol, se dissipant tôt au cours de la période. Les conditions météorologiques réelles étaient conformes aux prévisions de zone. Le ciel était clair sur la plus grande partie de la province, à l'exception du voisinage immédiat de Charlo. Les autres pilotes qui volaient dans la zone ont déclaré que le ciel était clair dans les zones au-dessus du sol, à l'exception de la région autour de l'aéroport de Charlo. Des images prises par satellite montrent que le brouillard s'étendait vers l'intérieur des terres à partir de la baie des Chaleurs et qu'il couvrait l'aéroport de Charlo et la région environnante jusqu'à environ 10 nm à l'intérieur des terres à partir de l'aéroport, qui est situé près de la côte.

Les prévisions d'aérodrome de Charlo, publiées à 7 h 25 et valables de 8 h à 20 h, faisaient état des conditions suivantes : vents variables à 3 noeuds ou moins, visibilité de 1 mille dans la brume, nuages épars à 25 000 pieds; de 11 h à 13 h, visibilité de ¼ de mille dans le brouillard, visibilité verticale de 100 pieds; à partir de 10 h, vents soufflant du 080 degrés magnétique à 5 noeuds, visibilité supérieure à 6 milles, nuages épars à 25 000 pieds; de 10 h à 11 h, visibilité de 2 milles dans la brume, nuages épars à 25 000 pieds.

Les observations météorologiques en surface pour Charlo faisaient état des conditions suivantes :

- 11 h : Ciel obscurci, plafond mesuré à 200 pieds avec ciel couvert; visibilité de ½ mille dans le brouillard; température 0,3 °C; point de rosée 0,3 °C; vents calmes; calage altimétrique de 30,41; RVR de 4 000 pieds pour la piste 13.
- 11 h 40 : Ciel obscurci, plafond mesuré à 200 pieds avec ciel couvert; visibilité de ¾ de mille dans le brouillard; vents calmes; RVR de 5 000 pieds pour la piste 13.
- 12 h : Ciel obscurci, plafond mesuré à 200 pieds avec ciel couvert; visibilité de ¾ de mille dans le brouillard; température 2,2 °C; point de rosée 2,0 °C; vents calmes; calage altimétrique de 30,40; RVR de 3 500 pieds pour la piste 13.
- 12 h 27 : Ciel obscurci, plafond mesuré à 200 pieds avec ciel couvert; visibilité de 1 mille et demi dans le brouillard; vents calmes; calage altimétrique de 30,40.

Le pilote du Caravan a déclaré que le ciel était clair au moment du décollage de Port-Menier, et qu'il a volé hors des nuages en tout temps lorsqu'il a survolé Charlo à 8 000 pieds. L'équipage d'un aéronef qui a quitté Charlo à 11 h 37 a déclaré que la visibilité était de $\frac{3}{4}$ de mille environ, que le plafond était à quelque 200 pieds et que la couche supérieure du brouillard était à une altitude comprise entre 1 500 et 2 000 pieds. Les membres de l'équipage ont également mentionné que le ciel était clair au-dessus du brouillard, qu'il n'y avait à peu près pas de turbulence, et qu'il n'y avait pas de conditions givrantes dans les nuages.

Les personnes habitant près du lieu de l'accident ont déclaré qu'au moment de l'accident, la région était enveloppée d'un épais brouillard.

1.8 Aides à la navigation

L'aéroport de Charlo est desservi par des aides à la navigation qui permettent les approches aux instruments suivantes : une approche ILS vers la piste 13, une approche NDB/DME (équipement de mesure de distance) vers la piste 13, une approche au radiophare d'alignement de piste (LOC) vers la piste 13, une approche NDB A vers la piste 13, une approche à l'axe d'alignement de piste arrière vers la piste 31, et une approche NDB vers la piste 31. L'annexe C présente la carte d'approche ILS vers la piste 13.

Le NDB de Charlo (CL) est situé à 3,9 nm du seuil de la piste 13 dans le prolongement de l'axe de piste, et il sert de repère d'approche finale (FAF) à la piste 13. Le NDB Lima (L), qui est situé à 3,9 nm du seuil de la piste 31 dans le prolongement de l'axe de piste, sert de FAF à la piste 31. Le DME est situé sur le terrain, près du seuil de la piste 13. L'aéroport de Charlo ne possède pas de couverture radar. Toutes les aides à la navigation de l'aéroport de Charlo étaient, semble-t-il, utilisables au moment de l'accident.

Pour la navigation, l'avion était équipé de deux récepteurs VOR/ILS King KNS 80, d'un radiogoniomètre automatique (ADF) King KR87 et d'un système de positionnement mondial (GPS) IImorrow 360A muni d'une afficheuse le limitant à un usage VFR. Il a été impossible d'obtenir des renseignements sur les fréquences de navigation sélectionnées parce que les instruments de navigation ont été détruits dans l'incendie. On a retrouvé dans l'épave un cahier à spirale contenant des procédures d'approche aux instruments qui était ouvert aux pages décrivant les pistes 13 et 31 de Charlo. Les appareils de radionavigation de bord de l'avion ne présentaient aucune anomalie connue au début du vol.

1.9 Télécommunications

Les appareils qui arrivent à l'aéroport de Charlo communiquent avec la FSS de Charlo. Les équipements de télécommunications de la FSS de Charlo étaient utilisables pendant toute la période où l'avion en cause était en approche de l'aéroport. Toutes les transmissions enregistrées de la FSS de Charlo étaient de bonne qualité technique.

Pour les télécommunications, le Chieftain était équipé de deux émetteurs-récepteurs King KX 196. Aucune anomalie n'a été signalée au sujet des équipements de télécommunications de l'avion. Toutes les transmissions enregistrées de l'avion étaient de bonne qualité technique.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport de Charlo possède une seule piste (la 13/31) orientée au 126°/306°. Elle mesure 6 000 pieds de longueur sur 150 pieds de largeur, et sa surface est asphaltée. L'altitude de référence de l'aéroport est de 132 pieds-mer.

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage (CVR); leur présence à bord n'était pas obligatoire.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Observations sur les lieux

Le relief dans la zone de l'accident est plutôt plat. Juste avant l'impact, l'avion volait à basse altitude en direction ouest et il a survolé des maisons situées de part et d'autre d'une route qui traverse l'agglomération d'Eel River Crossing. Immédiatement après avoir survolé les maisons, l'avion est passé sur le dos et a piqué vers le sol où il s'est écrasé dans une assiette presque verticale. Des témoins ont déclaré avoir vu une boule de feu au moment de l'impact. Une fois l'avion immobilisé, le fuselage, vers l'arrière jusqu'à l'empennage, et les ailes, vers l'intérieur à partir des réservoirs de carburant, ont été détruits par l'incendie qui a suivi l'impact.

En heurtant le sol, l'avion a laissé trois marques d'impact principales (une pour chaque moteur et une pour le nez de l'avion) en ligne droite dans l'axe nord/sud. Le momentum de l'avion dans la direction du vol a projeté l'appareil à l'ouest de l'axe d'impact, et il s'est immobilisé à 15 pieds environ des premières marques d'impact, à l'endroit, selon un cap de 110 degrés magnétique.

Le nez et le poste de pilotage de l'avion ont été lourdement endommagés par l'impact, et les bords d'attaque des deux ailes ont été enfoncés jusqu'au longeron. Le fuselage, les ailes et la queue sont demeurés intacts et fixés l'un à l'autre. L'empennage ne s'est ni rompu ni déformé; ce genre de dommages est typique d'un impact vertical à grande vitesse. Au moment de l'impact, le train d'atterrissage, les volets et les volets de capot étaient tous en position rentrée. On a constaté que la gouverne de direction et le compensateur de direction étaient braqués à gauche. Le vérin à vis du compensateur de direction était dans une position qui correspond à une compensation trois-quarts à droite. Un des câbles du compensateur de direction s'est rompu au moment de l'impact. Comme le relâchement d'un câble peut entraîner un déplacement du compensateur de direction, on considère que la position dans laquelle on a retrouvé le compensateur de direction n'est pas une indication fiable de sa position avant l'impact.

1.12.2 Examen des hélices

Le rapport LP 155/96 du Laboratoire technique du BST contient des renseignements détaillés sur l'examen des hélices.

L'hélice droite s'est détachée du moteur au moment de l'impact au niveau de sa bride de fixation, et a été trouvée enfoncée dans le sol à son point d'impact initial. Les trois pales étaient intactes. L'hélice gauche est demeurée fixée au moteur. Le dôme de changement de pas de l'hélice gauche s'est détaché de l'hélice au moment de l'impact, et a été trouvé dans la trace au sol laissée par l'hélice gauche.

On a démonté et examiné les hélices. On n'a découvert aucune anomalie qui aurait pu gêner le fonctionnement normal des hélices. Les hélices n'étaient pas en drapeau au moment de l'impact, et elles portent toutes deux des traces qui permettent de croire que leur moteur respectif produisait de la puissance au moment de l'impact. Les angles de calage de pale des deux hélices étaient dans leur plage normale de fonctionnement au moment de l'impact. L'hélice gauche était dans la plage de 19 à 21 degrés, tandis que l'hélice droite était à 18 degrés environ.

Le tableau suivant, fourni par le fabricant de l'hélice, peut servir à établir la correspondance entre l'angle de calage de pas de l'hélice, sa vitesse de rotation, la vitesse relative de l'avion (KIAS) et la puissance du moteur. Comme le montre le tableau, pour une vitesse relative de l'avion et une vitesse de rotation d'hélice données, les angles de calage de pas plus faibles correspondent à une puissance plus faible. De même, pour une puissance et une vitesse de rotation données, les angles de calage de pas plus faibles correspondent à des vitesses relatives plus faibles. Le fabricant précise toutefois que ces valeurs ne sont que des estimations, et qu'elles reposent sur les meilleures données disponibles. Dans le tableau, pour un régime de 2 400 tr/min, la valeur à la puissance maximale de 100 % n'est pas mentionnée, car on ne peut obtenir la pleine puissance lorsque le moteur ne tourne pas à son plein régime nominal (2 575 tr/min).

ANGLE DE CALAGE DE PAS D'HÉLICE (en degrés)

à 2 575 tr/min

	Puissance (%)	Vitesse indiquée en noeuds (KIAS)		
		90	100	110
<u>120</u>				
	100	17,83	18,46	19,14
19,86				
	90	17,04	17,70	18,41
19,17				
	80	16,20	16,91	17,66
18,46				

ANGLE DE CALAGE DE PAS D'HÉLICE (en degrés)

à 2 400 tr/min

Vitesse indiquée en noeuds (KIAS)

<u>Puissance (%)</u>	90	<u>100</u>	110
90	19,31	21,45	20,69
80	18,37	20,64	19,84

Le Laboratoire technique du BST a procédé à une analyse spectrale des enregistrements de la FSS de Charlo pour étudier les bruits émis par les moteurs et les hélices de l'avion accidenté pendant les communications radio (voir le rapport LP 148/96 du BST). On entend le bruit d'une hélice qui tourne pendant les trois dernières communications radio du Chieftain, surtout pendant les deux dernières communications. Le spectrographe a révélé une vitesse de rotation d'hélice de quelque 2 480 tr/min. Pendant les communications précédentes, on ne peut entendre aucun bruit pouvant fournir des renseignements utiles.

L'importance des dommages dus à l'impact que présente une hélice peut indiquer, de façon relative, la quantité de puissance produite par le moteur à ce moment-là. Lors de l'accident, les pales et les composants de l'hélice gauche ont subi plus de dommages que ceux de l'hélice droite. Le bord d'attaque des pales de l'hélice gauche était beaucoup plus endommagé que celui des pales de l'hélice droite.

1.12.3 Examen des moteurs

1.12.3.1 Généralités

Sous le choc, le moteur droit s'est replié par-dessus l'aile droite, et le turbocompresseur droit s'est séparé du moteur. Le moteur gauche est resté partiellement fixé à l'aile. Les deux moteurs ont été soumis à une chaleur intense dans l'incendie qui a suivi l'impact. Le feu a détruit presque tous les accessoires moteur à l'exception des deux turbocompresseurs et du servomécanisme d'injection carburant gauche. L'examen des moteurs sur place n'a révélé aucun signe extérieur de défaillance mécanique antérieure à l'impact. On a récupéré les deux moteurs pour procéder à un examen plus poussé. L'examen en cours de démontage initial de chaque moteur n'a révélé aucune défaillance ni anomalie mécanique qui auraient pu gêner le fonctionnement normal des moteurs.

On a remarqué une différence au niveau de la quantité et de la couleur de la calamine entre les deux moteurs. Les bougies du moteur gauche étaient de couleur gris pâle. Les pistons du moteur gauche ne présentaient que de petites quantités de calamine gris pâle, et le circuit d'échappement du moteur gauche présentait des dépôts de calamine de couleur pâle. La coloration du moteur gauche correspondait à celle d'un moteur qui aurait fonctionné avec un mélange carburant/air pauvre.

Les bougies du moteur droit montraient des dépôts de combustion brun moyen. Les pistons du moteur droit présentaient des quantités normales de calamine de couleur brun moyen. L'intérieur des pipes d'échappement du moteur droit présentait des couleurs allant du gris foncé au noir pâle au noir de suie. La coloration du moteur droit correspondait à celle d'un moteur qui aurait fonctionné avec un mélange carburant/air plus riche.

La coloration observée dans le moteur gauche, même si elle différait de la coloration plus typique observée dans le moteur droit, est néanmoins considérée comme s'inscrivant dans la plage des colorations observées dans les moteurs pouvant fonctionner normalement.

1.12.3.2 Examen des bougies d'allumage

On a jugé que l'usure des bougies du moteur gauche était excessive. Les écartements des électrodes mesuraient de 0,028 à 0,032 pouce, alors qu'ils auraient dû mesurer de 0,016 à 0,022 pouce. Aucune des bougies examinées ne présentait de signes de pré-allumage ou de détonation. On a expédié les bougies au Laboratoire technique du BST pour qu'il procède à des essais et analyses plus poussés (voir le rapport

LP 155/96 du BST). On a ensuite demandé à la firme Champion Aviation Products de Liberty (Caroline du Sud) de faire des essais sur les bougies sous la surveillance du BST.

Les bougies d'allumage du moteur droit ont donné des résultats satisfaisants. Toutes les bougies du moteur gauche ont refusé de produire des étincelles sur le banc d'essai de production; toutefois, elles ont produit des étincelles lors des essais sur le nettoyeur/testeur, qui reproduit plus fidèlement les conditions réelles de fonctionnement.

Le rendement en service des bougies du moteur gauche devait dépendre de l'état et du réglage du moteur. Les essais n'ont pas permis de tirer des conclusions définitives sur le rendement des bougies d'allumage du moteur gauche.

1.12.3.3 Détermination de la température des gaz d'échappement

Le Laboratoire technique du BST a effectué un examen métallurgique des circuits d'échappement des deux moteurs (voir le rapport LP 152/96 du BST). Des échantillons prélevés sur des sections de circuit d'échappement qui ont été écrasées au moment de l'impact ont été comparés à des échantillons écrasés en laboratoire. Cette comparaison a permis d'établir si la température du matériau des pipes d'échappement était supérieure ou inférieure à une plage donnée de températures au moment de l'impact. À partir de ce renseignement, on peut tirer des conclusions sur les conditions de fonctionnement des moteurs au moment de l'impact. L'analyse donne de meilleurs résultats lorsque les échantillons de pipes d'échappement écrasées sont prélevés à proximité des orifices de sortie des cylindres.

Sur les moteurs en cause, les pipes intermédiaires et de turbocompresseur, même si elles sont situées en aval des précédentes, sont généralement plus chaudes que les pipes d'échappement; par conséquent, on a également examiné des échantillons en provenance de ces zones. Lorsque le matériau d'échappement en cause est déformé à des températures inférieures à la plage de 600 à 800 °F, il forme des bandes de glissement que l'on peut détecter à l'examen métallographique. Lorsque ce matériau est déformé à des températures plus élevées que cette plage, il ne forme généralement pas de bandes de glissement.

L'examen métallurgique des sections du circuit d'échappement du moteur gauche laisse croire qu'elles ont été écrasées à une température supérieure à la plage de 600 à 800 °F. L'examen des sections du circuit d'échappement du moteur droit laisse croire qu'elles ont été écrasées à une température inférieure à la plage de 600 à 800 °F. Toutefois, les microsections du turbocompresseur du moteur droit laissent croire que les températures étaient supérieures à cette plage. Comme les résultats pour le moteur droit sont contradictoires, on considère que l'analyse n'est pas concluante en ce qui concerne l'état de ce moteur au moment de l'impact au sol. Il convient de souligner que les résultats de cet examen métallurgique ne peuvent pas être jugés indiscutables, car ils sont basés sur une technique d'enquête expérimentale qui n'est pas encore reconnue.

1.12.3.4 Examen des composants du circuit carburant

La plupart des renseignements tirés de l'examen des robinets carburant et du panneau carburant étaient contradictoires (voir le rapport LP 154/96 du BST). Les déformations subies par la cellule au moment de l'impact ont soumis les câbles de commande allant des robinets carburant aux sélecteurs du panneau carburant à des forces aléatoires qui ont pu repositionner les robinets. De plus, le panneau carburant a reçu un coup par en-dessous au moment de l'impact, ce qui a pu modifier les positions des sélecteurs. Le seul robinet trouvé

dans une position qui correspondait à celle sélectionnée sur le panneau carburant était le sélecteur carburant gauche qui était réglé sur le réservoir extérieur.

Au cours de l'examen des composants du circuit carburant qui ont pu faire l'objet d'essais, on n'a décelé aucune anomalie qui aurait pu gêner le fonctionnement normal du circuit. Il a été impossible de déterminer la configuration des robinets du circuit carburant au moment de l'impact.

1.12.3.5 Examen des turbocompresseurs

Pendant l'examen en cours de démontage des moteurs, on a constaté qu'une aube de la roue de turbine du turbocompresseur du moteur droit était rompue. Les composants récupérés du turbocompresseur droit ont été expédiés au Laboratoire technique du BST pour fins d'examen afin de déterminer le mode et la cause de la rupture de l'aube (voir le rapport LP 156/96 du BST). On a également soumis le turbocompresseur du moteur gauche à l'examen, surtout pour servir de base de comparaison aux types de dommages.

Dans un moteur turbocompressé, les gaz d'échappement sont acheminés vers une roue de turbine qu'ils font tourner à grande vitesse. Un arbre relie la turbine à une soufflante, appelée compresseur, qui est située dans l'entrée d'air du moteur. Ce système permet d'extraire de l'énergie des gaz d'échappement pour fournir de l'air à haute pression dans l'entrée d'air du moteur, ce qui augmente la puissance du moteur, surtout à haute altitude où l'air est moins dense. Le moteur de l'avion accidenté est de type «turbocompressé au sol», ce qui signifie qu'il a besoin du turbocompresseur pour bien fonctionner, même au niveau de la mer. Inversement, un moteur turbocompressé «normalisé» n'a pas besoin du turbocompresseur pour produire sa pleine puissance nominale à basse altitude.

Le système du turbocompresseur est conçu de manière à régulariser automatiquement la quantité de gaz d'échappement acheminée vers la turbine du turbocompresseur. Cela se fait par le positionnement d'une vanne de dérivation d'échappement de type à papillon, appelée «limiteur de pression de suralimentation» qui est située dans le circuit d'échappement, en amont de la turbine. Le limiteur de pression est maintenu en position ouverte par deux ressorts internes et un ressort externe. La pression d'huile du moteur, dirigée vers un actionneur à simple effet, ramène le limiteur vers la position fermée. La force de la pression d'huile dirigée vers l'actionneur est déterminée par deux régulateurs distincts : le régulateur de densité et le régulateur de pression différentielle. Le premier détecte la température et la pression de l'air dans l'entrée d'air moteur. Le second détecte la différence de pression entre celle du collecteur d'alimentation moteur et celle entre le compresseur et le papillon des gaz. Lorsqu'il est complètement ouvert, le limiteur achemine les gaz d'échappement directement dans le tuyau d'échappement, en contournant la turbine. Lorsqu'il est complètement fermé, le limiteur achemine les gaz d'échappement directement vers la turbine et la fait tourner. La plupart du temps, les régulateurs modulent la position du limiteur pour faire tourner la turbine à la vitesse correspondant au réglage de puissance du moteur. Le système est conçu pour fonctionner sans intervention humaine.

On a déterminé que l'une des aubes de la roue de turbine du turbocompresseur du moteur droit s'est détachée à la suite d'une rupture par éclatement. Les ruptures par éclatement surviennent généralement dans des conditions de grandes vitesses de rotation ou d'exposition à une surchauffe, ou dans ces deux conditions. Le Laboratoire technique du BST a vérifié la structure métallurgique de la roue de turbine. L'analyse de la composition chimique du matériau de la roue a confirmé qu'il répondait aux spécifications mentionnées par le fabricant. Le type de dommage et l'analyse métallurgique ont révélé une modification au niveau de la microstructure, pouvant être reliée à des températures anormalement élevées pendant l'usinage, une réparation

ou la vie en service de la pièce. L'analyse n'a pas permis d'établir si ce changement de la microstructure s'était produit récemment et s'il était relié à un événement survenu pendant la vie en service de la pièce ou si le changement existait depuis la fabrication et qu'il n'était devenu critique au point de se rompre, qu'en raison d'un facteur quelconque comme une augmentation de vitesse de la roue de turbine.

La séparation de l'aube a causé un déséquilibre à la suite duquel la turbine est entrée en contact avec son carter, et l'arbre entre la turbine et le compresseur s'est déformé; l'ensemble turbine/compresseur a alors arrêté de tourner. Des marques témoins confirment le contact entre la turbine déséquilibrée en rotation et son carter. L'examen du turbocompresseur droit et, dans certains cas, les comparaisons des dommages subis par les turbocompresseurs droit et gauche, ont révélé plusieurs indices qui viennent appuyer et confirmer que ni la turbine ni le compresseur du turbocompresseur droit ne tournaient au moment de l'accident.

On a trouvé une mince couche d'huile sur les pièces de l'ensemble turbocompresseur, y compris le support de la roue de turbine, ce qui laisse croire que le carter central a continué à recevoir de l'huile sous pression même après l'arrêt de l'ensemble turbine/compresseur. Lorsque l'arbre ne tourne pas, l'huile peut s'échapper en suivant l'arbre. Des dépôts de plomb trouvés dans le tuyau d'échappement du moteur droit ont été produits par une chaleur supérieure à la normale. Le temps estimé pour la formation de tels dépôts correspond au temps qui s'est écoulé entre le moment où le pilote a signalé pour la première fois un problème de moteur et celui de l'accident.

Le rapport LP 156/96 du Laboratoire technique du BST décrit la séquence d'événements considérée comme étant la plus probable.

Il s'agit de la séquence suivante : l'avion décolle normalement; le vol se poursuit normalement pendant quelque temps en vol de croisière; une défaillance non identifiée survient et provoque des températures anormalement élevées à la roue de turbine du turbocompresseur du moteur droit, ainsi qu'une augmentation de la vitesse de rotation de la roue et de la pression dans le collecteur d'alimentation. La roue subit alors une fracture par éclatement, et une aube de la roue de turbine se détache : le déséquilibre ainsi produit de concert avec la vitesse de rotation élevée aurait amené la turbine à entrer en contact avec le carter; l'arbre se serait tordu et coincé, immobilisant du même coup l'ensemble turbine/compresseur. L'effet du turbocompresseur se serait alors inversé et la pression dans le collecteur d'alimentation aurait chuté brusquement.

La défaillance qu'a tout d'abord subie le turbocompresseur pouvait également causer une augmentation de la température culasse, qui est le premier symptôme signalé par le pilote. L'arrêt subséquent de l'ensemble turbine/compresseur aurait provoqué un enrichissement du mélange carburant/air, ce qui pouvait causer un fonctionnement irrégulier du moteur, le deuxième symptôme décrit par le pilote. Si le pilote a alors réglé la commande de richesse vers la position plein riche, et s'il a ouvert complètement la manette des gaz, le mélange qui en aurait résulté serait devenu si riche qu'il aurait été impossible de maintenir une combustion stable. Le moteur aurait alors fonctionné de façon irrégulière, il aurait eu des ratés et des retours de flamme, et il aurait produit encore moins de puissance.

La séquence d'événements décrite ci-dessus explique les dommages subis par la turbine et la description faite par le pilote des symptômes associés à la perte de puissance; par contre, un scénario qui commencerait par la rupture de la turbine tandis que tous les autres systèmes continueraient de fonctionner normalement ne correspondrait pas aux symptômes signalés par le pilote.

1.13 Renseignements médicaux

Une autopsie a été pratiquée sur le corps du pilote, et le décès a été attribué à de multiples traumatismes graves. Les résultats des analyses toxicologiques ont été négatifs. Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient pu perturber les capacités du pilote.

1.14 Incendie

Rien n'indique qu'il y ait eu un incendie avant l'impact, mais des témoins ont déclaré avoir vu une boule de feu au moment de l'impact. Lorsque l'avion s'est immobilisé, il a été détruit par l'incendie alimenté par le carburant qui a suivi l'impact. Le service d'incendie local avait d'abord été appelé à l'aéroport en vue de l'arrivée de l'avion, mais les véhicules ont été dépêchés par la suite sur les lieux de l'accident, où ils sont arrivés moins de quatre minutes après l'accident. Les pompiers ont éteint l'incendie.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Le choc a été si violent que tous les occupants ont été tués sur le coup. Il a été impossible d'examiner les structures internes, comme les sièges et les ceintures de sécurité, à cause de l'incendie qui s'est déclaré après l'accident. Au moment de l'accident, la FSS de Charlo n'a capté aucun signal de radiobalise de repérage d'urgence (ELT); toutefois, l'équipage d'un avion qui survolait les lieux a capté un signal d'ELT. L'équipage a déclaré à l'ACC de Moncton qu'elle avait capté le signal pendant environ trois minutes.

1.16 Essais et recherches

Sans objet.

1.17 Renseignements sur l'organisation et la gestion

La compagnie Telford Aviation Inc. est basée à Waterville (Maine). Au moment de l'accident, elle exploitait 19 aéronefs de 11 types différents, allant des hélicoptères aux aéronefs à voilure fixe monomoteurs et bimoteurs. La compagnie s'occupait également d'autres activités commerciales reliées à l'aviation, dont d'importants contrats de maintenance et le commerce de détail de produits aéronautiques. Elle a ouvert ses portes en 1982, et elle n'avait jamais déploré d'accident mortel. Elle dispose d'une main-d'oeuvre stable et expérimentée et n'a pas attiré indûment l'attention des organismes de réglementation.

L'avion accidenté était exploité en vertu d'un système de régulation des vols par les pilotes selon lequel la responsabilité finale des décisions reliées aux questions opérationnelles revenait au pilote. Ce système de régulation est autorisé par la loi et est surtout utilisé par les exploitants qui offrent des services d'affrètement. Les aéronefs de la compagnie Telford Aviation Inc. sont choisis pour les vols d'affrètement par les mêmes personnes qui sont chargées de faire les réservations en fonction des demandes des clients. Ces personnes n'ont aucune formation en matière de régulation des vols, et elles ne sont pas tenues de suivre une telle formation. Elles assignent les aéronefs pour des vols donnés en fonction du nombre de passagers, de tout bagage ou fret inhabituel, du nombre de sièges dans l'aéronef, et du rayon d'action opérationnel de l'appareil. Ces personnes n'ont reçu aucune formation spécifique sur les calculs de masse et centrage des aéronefs pas plus que sur les conséquences opérationnelles de la masse et du centrage des appareils.

La compagnie se spécialise entre autres dans le transport de chasseurs et de pêcheurs à destination ou en provenance de l'est du Canada. La compagnie avait transporté le groupe de chasseurs en cause jusqu'à Port-Menier cinq jours avant le vol de l'accident, soit le mardi 15 octobre, à bord d'un Swearingen SA226-AT Merlin IV. Le transfert des chasseurs se fait habituellement d'une manière qui permet à l'avion de passer la nuit à Port-Menier. En raison du temps froid prévu à cette période de l'année, on avait décidé de ne pas utiliser le Merlin IV, car ce dernier pouvait nécessiter une source d'alimentation extérieure pour le démarrage des moteurs. Port-Menier ne disposait pas d'une telle source d'alimentation électrique. En raison de la quantité de bagages et de fret et du nombre de passagers, la compagnie a décidé d'utiliser le Chieftain et le Caravan pour aller chercher le groupe de chasseurs.

La Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis était chargée de la surveillance réglementaire de cette compagnie. La ville de Waterville (Maine) où est basée la compagnie Telford Aviation Inc. relève du bureau de la FAA situé à Portland (Maine). Les inspecteurs de ce bureau ont effectué des inspections régulières officielles et non officielles de cette compagnie (visites prévues et contacts normaux) pour régler des questions administratives courantes. Le niveau de surveillance exercé répondait aux exigences du programme national de travail de la FAA, et la FAA a indiqué que ce niveau répondait aux normes établies pour ce type d'exploitant.

Les inspecteurs de la FAA de Portland ont indiqué que la compagnie Telford Aviation Inc. était un bon exploitant. Cependant, ils avaient le sentiment qu'à titre d'organisme de réglementation leur niveau de surveillance était limité, compte tenu du nombre élevé d'exploitants dont chaque inspecteur est responsable, et du type de règlements qui régissent ce type d'exploitation. Selon les inspecteurs, le niveau de surveillance prévu pour les exploitants assujettis à la Partie 135 se situe au bas de l'échelle, et les règlements qui régissent ce type d'exploitation ne sont pas aussi contraignants ni aussi faciles à faire respecter que ceux, par exemple, qui régissent les transporteurs effectuant des vols réguliers. Les inspecteurs de la FAA de Portland ne savaient pas dans quelle mesure l'exploitant contrôlait la masse et le centrage de ses aéronefs.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Formation du pilote

Devant une situation d'urgence, le pilote doit d'abord se fier à son expérience et à la formation qu'il a reçue pour décider quelles mesures il doit prendre dans les circonstances; ensuite, il doit s'en remettre à ses compétences pour prendre ces mesures. Selon la réglementation actuelle de la Partie 135 des FAR concernant les vols d'affrètement, tout pilote doit subir annuellement un vol de vérification de compétence, au cours duquel il doit notamment démontrer sa compétence dans le pilotage d'un avion sur un seul moteur. Pour ce faire, on simule l'absence de poussée sur l'un des moteurs à des vitesses qui n'avoisinent pas la vitesse minimale de contrôle et à des masses considérablement inférieures à la masse maximale brute. Le dernier contrôle de compétence du pilote avait duré une heure, dont 0,7 heure en vol. Mis à part ces vols de vérification de compétence annuels, le pilote en cause n'avait suivi aucune formation en vol sur le Chieftain après avoir reçu sa formation initiale. Les pilotes ne sont pas tenus de recevoir de la formation périodique en vol.

1.18.2 Performances de l'avion

Le Laboratoire technique du BST a mené une étude sur les performances de montée potentielles sur un seul moteur du type d'avion en cause selon diverses conditions (voir le rapport LP 12/97 du BST). Cette étude a démontré que, à la masse brute calculée, l'avion était en mesure de maintenir un taux de montée positif en se servant de la puissance d'un seul moteur, à condition de respecter les limitations suivantes : maintenir le moteur en marche à la puissance maximale continue, mettre l'hélice du moteur en panne en drapeau, fermer les volets de capot, incliner l'avion de cinq degrés en direction du moteur en marche, et laisser le train et les volets rentrés. Cependant, la quantité de puissance excédentaire que l'on a déterminé être disponible était si faible que tout écart par rapport à ces limitations pouvait placer rapidement l'avion dans une situation où ses performances ne permettraient plus de maintenir l'altitude.

Lorsque la vitesse descend sous un certain seuil, le pilote d'un bimoteur qui vole avec une puissance asymétrique risque de perdre la maîtrise en direction de l'avion. À cette vitesse critique, le plein braquage de la direction n'est plus suffisant pour compenser la puissance asymétrique. La perte de maîtrise en vol asymétrique commence généralement par un mouvement de lacet et de roulis graduel en direction du moteur qui produit le moins de puissance. Si aucune mesure corrective n'est prise, le lacet et le roulis s'amplifient jusqu'à entraîner une perte de maîtrise brusque et complète. Avant que la perte de maîtrise ne survienne, on peut reprendre la maîtrise en direction en augmentant, si possible, la puissance du moteur qui en produit le moins, en diminuant la puissance du moteur qui en produit le plus, ou en augmentant la vitesse. Le pilote d'un avion qui vole à basse altitude ne parviendra peut-être pas à réduire la puissance ou à augmenter la vitesse sans heurter le sol. Une perte de maîtrise causée par une puissance asymétrique entraîne généralement un roulis rapide et incontrôlable, qui fait passer l'aéronef sur le dos.

1.18.3 Trajectoire de vol et tracé au sol

Le Laboratoire technique du BST a fait une étude des données radar enregistrées et des communications enregistrées entre l'avion et les organismes de contrôle (voir le rapport LP 148/96 du BST). Dans cette étude, on a notamment tenté de déterminer la trajectoire de vol et le tracé au sol de l'avion. Les sources d'information comprenaient les communications enregistrées, les données radar et les renseignements fournis par les témoins. Pendant une grande partie du vol, l'avion se trouvait à l'extérieur de la couverture radar. On a établi la trajectoire de vol et le tracé au sol les plus probables à l'aide des renseignements disponibles (voir l'annexe A). Ces représentations sont donc basées sur les meilleurs renseignements disponibles et correspondent aux données connues; cependant, on ne peut affirmer qu'elles représentent la trajectoire de vol et le tracé au sol réels de l'avion.

Le radar a suivi l'avion à 6 000 pieds-mer pendant qu'il volait de Port-Menier vers Charlo à une vitesse sol moyenne de 175 noeuds. La comparaison entre les performances théoriques et les performances observées au radar révèle que l'avion fonctionnait normalement pendant la montée et la première partie du vol de croisière. L'appareil est sorti de la couverture radar à quelque 55 nm au nord-est de Charlo. À 11 h 54, à une distance calculée de 26 nm de la radiobalise de Charlo, on a autorisé l'avion à se diriger directement vers Bangor. L'avion devait ainsi modifier légèrement sa trajectoire vers la gauche et devait survoler l'aéroport de Charlo.

Il n'y a pas eu d'autres échos radar enregistrés jusqu'à environ 22 minutes après la perte du contact radar, où l'on a enregistré des données pendant encore 72 secondes. Comme l'avion se trouvait alors dans une zone qui n'est pas normalement couverte par le radar, l'enregistrement de ces données est apparemment attribuable à des conditions atmosphériques exceptionnelles. Les 72 secondes de données supplémentaires commencent lorsque l'appareil se trouve à quelque 3 nm au nord-ouest de l'aéroport de Charlo. Pendant ces 72 secondes, l'avion s'est dirigé vers la radiobalise de Charlo à une vitesse sol moyenne de 130 noeuds, sur un cap de 272 degrés magnétique, et est passé de 1 740 pieds à 1 340 pieds environ.

Comme le pilote n'a ni demandé, ni signalé d'écart par rapport à son altitude et à sa route IFR assignées, on peut supposer que l'avion a poursuivi sa route à 6 000 pieds après la perte de contact radar, et qu'il était encore à 6 000 pieds lorsqu'il a appelé l'ACC de Moncton la première fois pour signaler le problème moteur. La représentation s'appuie également sur la supposition que l'avion a commencé à perdre de l'altitude immédiatement après cet appel, et que la vitesse de descente a été constante à 600 pi/min; cette vitesse de descente, selon la période connue, situe l'appareil à l'altitude connue lorsqu'on a obtenu de nouveau des données radar. Pendant cette période, le pilote s'est informé des conditions météo à Charlo et des aéroports de décollage possibles. Il a également obtenu des renseignements de la FSS de Charlo et du pilote du Caravan au sujet de l'approche IFR vers Charlo. Il semble que l'avion a survolé l'aéroport de Charlo, et qu'il a ensuite effectué un virage à gauche pour faire demi-tour en direction de l'aéroport. Ce virage à gauche et le cap résultant placent l'avion dans la zone où il a été entendu par des témoins à l'est de l'aéroport. Cela correspond également au moment où un témoin a appelé la FSS de Charlo pour signaler qu'il avait entendu un avion dont un moteur fonctionnait mal. L'appareil a ensuite poursuivi sa route en direction nord-est avant d'effectuer un virage à gauche en direction de la radiobalise de Charlo. À ce point, les données radar enregistrées sont de nouveau disponibles, comme le montre la série de «points radar» indiqués à l'annexe A.

Une quantité limitée de données sont disponibles parmi les échos radar enregistrés pendant que l'avion se dirigeait vers la radiobalise de Charlo. Le calcul des données laisse croire que, à 1 740 pieds, la vitesse de descente était d'environ 450 pi/min, et qu'elle est passée à quelque 100 pi/min aux environs de 1 340 pieds. Les derniers échos radar à 1 340 pieds indiquent 19 secondes de vol en palier; cependant, le calcul des données

permet une vitesse de descente de 0 à 310 pi/min. Pendant ce temps, on constate que la vitesse de l'avion passe de 140 noeuds environ à 110 noeuds environ à 1 340 pieds; 110 noeuds est la vitesse optimale de montée sur un seul moteur. Pour le reste de la description, on suppose que l'avion a poursuivi sa route en direction de la radiobalise de Charlo à une vitesse de 110 noeuds, en descendant à une vitesse de 310 pi/min. Si cette hypothèse est exacte, le pilote du Chieftain a appelé le pilote du Caravan, pour déclarer qu'il se trouvait à 1 100 pieds et qu'il ne parvenait pas à maintenir son altitude, juste avant d'atteindre la radiobalise et juste après avoir pénétré dans la partie supérieure de la couche de nuages et de brouillard. Toujours selon cette même hypothèse, le pilote du Chieftain aurait fait l'appel pour déclarer qu'il contournait la radiobalise à une altitude de 800 pieds. Selon ces hypothèses, l'avion se serait alors trouvé à quelque 150 pieds au-dessus du plafond de 200 pieds au moment du dernier appel radio. Comme le scénario suppose un virage en rapprochement vers le LOC, la trajectoire subséquente en éloignement en direction ouest, lorsque l'avion était sous le plafond, laisse croire que l'avion a dû amorcer un virage serré près du moment de la dernière transmission.

2.0 *Analyse*

2.1 *Introduction*

Du point de vue technique, l'analyse examine le problème de moteur qui a été signalé par le pilote et entendu par des témoins ainsi que les renseignements disponibles afin de déterminer la nature du problème. Les aspects opérationnels de l'analyse portent principalement sur les questions reliées à la formation du pilote, au contrôle opérationnel par la compagnie, à la surveillance par l'organisme de réglementation, à la prise de décision du pilote et aux mesures prises par le pilote face à la perte de puissance.

2.2 *Analyse technique*

2.2.1 *Introduction*

La description initiale du problème mécanique, comme l'a signalé le pilote du Chieftain au pilote du Caravan, était que la température culasse de l'un des moteurs était élevée, et quelques minutes plus tard que le moteur fonctionnait de façon irrégulière. Au moment où l'avion survolait la région de Charlo, des témoins ont déclaré avoir entendu un moteur faire des retours de flamme et que le bruit de ce moteur n'était pas celui d'un moteur fonctionnant de façon régulière. Dans ses communications, le pilote indique qu'il doit faire face à une perte importante de puissance de l'un des moteurs. On a soigneusement examiné les deux moteurs afin de déterminer si des défaillances mécaniques ou des conditions d'utilisation pouvaient expliquer une telle perte de puissance.

2.2.2 *Moteur gauche*

Le moteur gauche montrait une possibilité de perte de puissance. Il présentait des signes de mélange carburant/air pauvre et ses bougies d'allumage étaient très usées. Cependant, plusieurs facteurs permettent de croire que le moteur gauche fonctionnait normalement. Les ratés d'allumage causés par des bougies défectueuses entraînent une combustion incomplète, ce qui a pour effet d'abaisser la température culasse au lieu de l'élever. Un mélange carburant/air excessivement pauvre peut entraîner une élévation de la température culasse, et peut causer de la détonation, du pré-allumage et des retours de flamme; cependant, aucun indice matériel ne permet de croire qu'il y a eu de la détonation ou du pré-allumage. Les dommages subis par l'hélice gauche indiquent que le moteur produisait une puissance considérable au moment de l'impact. L'analyse spectrale montre une vitesse de rotation de l'hélice qui, combinée à l'angle de calage de pas au moment de l'impact, indique un moteur produisant presque sa puissance maximale. L'analyse des pipes d'échappement vient également appuyer l'hypothèse d'une production normale de puissance.

2.2.3 *Moteur droit*

De nombreux renseignements laissent croire que le moteur droit a subi une perte de puissance avant l'impact. Le turbocompresseur droit ne tournait pas à l'impact. La séquence d'événements commence par une défaillance non identifiée qui a fait augmenter la vitesse de rotation de la turbine et la température, ce qui peut expliquer les symptômes décrits par le pilote et les témoins. La suralimentation initiale et le mélange carburant/air pauvre peuvent causer une élévation de la température culasse. Le grippage subséquent du

turbocompresseur aurait pour effet d'enrichir le mélange carburant/air, probablement au point où le moteur commencerait à fonctionner de façon irrégulière, ce qui est le symptôme suivant décrit par le pilote. Un turbocompresseur grippé peut également provoquer une baisse importante de pression au niveau du collecteur d'alimentation et une baisse de puissance moteur. Si le pilote a alors ouvert la commande de richesse et la manette des gaz et qu'il les a laissées dans cette position, le mélange carburant/air a pu devenir si riche que toute combustion stable soit devenue impossible. Ce qui expliquerait le fonctionnement irrégulier, les ratés d'allumage et les retours de flamme entendus par les témoins. De tels symptômes sont associés à un moteur qui ne produit pas beaucoup de puissance. Les dommages subis par l'hélice droite laissent croire que le moteur droit produisait moins de puissance à l'impact que le moteur gauche. L'angle de pas de l'hélice et la température plus froide des pipes d'échappement sont d'autres signes que le moteur droit produisait moins de puissance que le moteur gauche au moment de l'impact.

2.3 Analyse opérationnelle

2.3.1 Formation du pilote

Le pilote s'est retrouvé dans une situation qui exigeait un haut niveau de compétence. Il devait manoeuvrer l'avion vers un aéroport qu'il ne connaissait pas dans des conditions atmosphériques aux minimums de l'IFR alors qu'un moteur de l'avion fonctionnait mal et que la masse de l'avion était supérieure à la masse brute autorisée. La charge de travail du pilote devait être très lourde. Il n'avait reçu aucune formation périodique en vol qui aurait pu le préparer à faire face à une telle situation, ni aucune formation périodique pour le préparer à voler à vitesse réduite avec une puissance moteur asymétrique.

2.3.2 Assignment du Chieftain pour le voyage

L'exploitant a choisi le Chieftain pour ce vol d'affrètement parce que l'appareil pouvait transporter sept passagers assis. Rien n'indique qu'on ait tenu compte de la question de masse et centrage. La personne qui a choisi l'avion pour le vol n'assumait aucune responsabilité pour déterminer la masse réelle des passagers, même si les règlements de la FAA stipulent qu'il faut utiliser les masses réelles des passagers. Les masses réelles devaient être disponibles, puisque l'exploitant avait transporté ces mêmes passagers jusqu'à Port-Menier cinq jours avant le vol de l'accident. Si l'on avait tenu compte des masses réelles, on aurait réalisé que, pour ne pas dépasser sa masse brute maximale autorisée, le Chieftain devait transporter seulement 63 gallons de carburant. Cette quantité de carburant aurait été insuffisante pour effectuer un vol sans escale de Port-Menier à Bangor.

Rien n'indique que l'organisme de réglementation possédait un programme de surveillance pour contrôler efficacement l'exploitant en ce qui concerne le respect des limites de masse et centrage pour les vols d'affrètement.

2.3.3 Mesures prises par le pilote - Masse et centrage

Rien n'indique que le pilote ait effectué des calculs de masse et centrage pour le vol de l'accident. S'il l'avait fait, il aurait constaté que l'avion dépasserait la masse brute maximale autorisée au moment du décollage à Port-Menier. Par conséquent, soit que le pilote n'a pas tenu compte de la masse et du centrage lorsqu'il a pris ses décisions, soit qu'il était prêt à prendre le risque de voler en surcharge.

Lorsque le pilote a fait le plein à Gaspé, il est probable qu'il a envisagé la probabilité de conditions météo IFR pour le vol de retour vers Bangor le jour suivant. En faisant le plein, il aurait plus de possibilités d'atteindre un aéroport de dégagement IFR. Sa décision de faire le plein indique qu'il ne se préoccupait pas des problèmes de masse et centrage, puisque même un calcul rapide lui aurait indiqué que pour respecter les limites de masse dans ces conditions, lorsqu'il a fait embarqué les sept passagers à Port-Menier, le poids moyen des passagers devait être inférieur à 150 livres, ce qui n'est pas très réaliste puisqu'il s'agissait de sept hommes adultes.

Il est peu probable que, pendant la préparation du vol, le pilote ait envisagé la possibilité de décharger du carburant afin d'alléger l'avion. Une telle mesure aurait en effet posé des problèmes de logistique, car il n'y avait aucune installation d'avitaillement en carburant à Port-Menier. Il est également peu probable qu'il ait envisagé la possibilité de laisser des passagers sur place. Il ne pouvait pas non plus transférer des passagers dans le Caravan, car ce dernier n'était pas approuvé pour le transport de passagers en conditions IFR. En outre, le Caravan n'était équipé que d'un seul siège passager.

Le pilote avait la responsabilité de s'assurer que l'avion ne dépassait pas la masse brute maximale autorisée; toutefois, en choisissant le Chieftain pour ce vol, l'exploitant plaçait le pilote dans une situation qui demandait d'importantes modifications à la mission originale pour que l'avion puisse voler en respectant ses limites de masse.

2.3.4 Mesures prises par le pilote face à la panne moteur

Lorsque le pilote a signalé pour la première fois à l'ACC de Moncton qu'il avait des ennuis avec un moteur, il se trouvait à 5 nm de l'aéroport de Charlo, et il était tout probablement encore à 6 000 pieds. Les calculs de performances indiquent que l'avion, même en surcharge, devait être en mesure de maintenir un taux de montée positif, si on suivait à la lettre les procédures approuvées. Malgré cela, l'avion a accusé un taux de descente moyen de quelque 600 pieds par minute pendant le déroutement vers Charlo, et il se trouvait beaucoup plus bas que l'altitude minimale de sécurité publiée pour l'approche IFR lorsqu'il est apparu sur l'écran radar (données enregistrées) juste au nord-ouest de l'aéroport.

L'enquête n'a pas permis d'établir les intentions du pilote à propos du taux de descente. On sait par contre que l'avion se déplaçait à une vitesse de quelque 140 noeuds lorsqu'il est entré dans la zone de couverture radar au nord-ouest de l'aéroport. Comme la vitesse optimale de montée du Chieftain sur un seul moteur est de 110 noeuds, la vitesse aux environs de 140 noeuds laisse croire que le pilote ne tentait pas de maintenir son altitude à ce point. Tout porte à croire qu'il n'a pas tenté de maintenir son altitude et qu'il ne s'est pas rendu compte qu'il ne pouvait maintenir son altitude avant d'avoir ralenti l'avion jusqu'à la vitesse optimale de montée à l'approche de la radiobalise. Cela correspond également à l'altitude où une descente continue devait amener l'avion à pénétrer dans les nuages au niveau de la couche supérieure de brouillard. À ce point, le pilote n'avait pas pris de mesures de sécurité pour le moteur en panne et il n'avait pas mis l'hélice en drapeau. La décision du pilote de ne pas couper le moteur et de ne pas mettre l'hélice en drapeau pourrait signifier qu'il pensait que la

poussée restante produite par le moteur qui fonctionne mal serait plus efficace que celle que pourrait fournir un moteur avec une hélice en drapeau.

On entend le bruit d'un moteur tournant à haute vitesse pendant les trois dernières transmissions en provenance de l'avion. On ne peut entendre de bruit de moteur pendant les transmissions précédentes. Cela laisse croire que, pendant que l'avion descendait sous les 1 000 pieds, le pilote a fait tourner le moteur en marche à plein régime. Au même moment, on a déterminé que l'hélice tournait à quelque 2 480 tr/min, ce qui laisse croire que le pilote n'a pas sélectionné le plus petit pas. Ce réglage est nécessaire pour obtenir la puissance maximale.

2.3.5 Effet de la surcharge

On a calculé qu'au moment où l'avion a atteint la région de l'aéroport de Charlo, sa masse était légèrement supérieure à la masse maximale autorisée pour le vol. Cette masse plaçait l'avion un peu à l'extérieur de son domaine d'utilisation, mais, selon les calculs, l'avion pouvait, en théorie, maintenir son altitude. Cependant, la masse élevée de l'appareil laissait très peu de place pour un écart par rapport aux paramètres définis pour le vol sur un seul moteur.

3.0 *Conclusions*

3.1 *Faits établis*

1. Le pilote possédait la licence, la formation et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.
2. Les dossiers de maintenance indiquent que l'avion était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
3. L'organisme de réglementation n'avait pas de programme efficace en place pour surveiller le contrôle de masse et centrage par l'exploitant.
4. Rien n'indique que l'exploitant ait pris en considération la question de masse et centrage avant d'assigner un avion qui ne pouvait effectuer la mission prévue sans dépasser sa masse maximale brute autorisée.
5. Le pilote a entrepris le vol avec un avion dont la masse était supérieure à la masse maximale brute autorisée. La masse supplémentaire a nui aux performances de l'avion après la perte de puissance d'un des moteurs.
6. Le turbocompresseur du moteur droit a grippé pendant le vol de croisière, fort probablement à la suite d'une défaillance qui a soumis la roue de turbine à une augmentation de température ou de vitesse, ou aux deux.
7. Le pilote n'avait pas reçu de formation en vol sur les procédures d'urgence après sa formation initiale sur type, et une telle formation n'était pas obligatoire.
8. Après la perte de puissance, le pilote n'a, semble-t-il, pas tenté de maintenir son altitude avant d'atteindre la partie supérieure de la couche de nuages et de brouillard. De plus, il n'a pas configuré l'avion pour obtenir les performances maximales après la perte de puissance d'un des moteurs.
9. L'avion a poursuivi sa descente jusqu'à une altitude où le contact avec le sol était imminent. L'avion a décroché, et la puissance asymétrique l'a fait passer sur le dos avant de s'écraser dans une assiette de piqué verticale.

3.2 *Causes*

Le moteur droit a subi une perte de puissance, et le pilote n'a pas maintenu une altitude suffisante ou n'a pas configuré l'avion de manière à obtenir les performances maximales après la perte de puissance. Le pilote a perdu la maîtrise de l'appareil, probablement au moment où il tentait d'intercepter l'ILS de la piste 13 au cours d'un virage à basse altitude. Facteurs contributifs : la surcharge de l'avion et le manque de formation du pilote aux procédures d'urgence en vol.

4.0 *Mesures de sécurité*

4.1 *Mesures prises*

4.1.1 *Questions relatives à la formation du pilote et à la masse et au centrage*

Comme c'est le cas pour d'autres accidents survenus au Canada mettant en cause des aéronefs immatriculés aux États-Unis, le BST a entretenu des rapports avec le National Transportation Safety Board (NTSB) des États-Unis tout au long de l'enquête. Le BST a envoyé au NTSB un exemplaire du rapport d'enquête final sur l'accident et a souligné ses inquiétudes concernant la formation du pilote et les questions de masse et centrage pour que des mesures appropriées soient prises.

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 30 septembre 1997 par le Bureau qui est composé du Président Benoît Bouchard et des membres Maurice Harquail, Charles H. Simpson et W.A. Tadros.

Annexe A - Schémas pertinents

Les figures présentées dans la présente annexe proviennent du rapport technique LP 148/96 :

- Figure 1 Résumé des données radar avec l'itinéraire pour Bangor
- Figure 2 Non utilisée
- Figure 3 Tracé sol estimé (avec les transmissions choisies)
- Figure 4 Trajectoire de vol estimée (avec les transmissions choisies)
- Figure 5 Profil estimé des dernières secondes du vol

Annexe B - Masse et centrage

CALCULS DE MASSE ET CENTRAGE
A96H0005 EEL RIVER CROSSING
20 OCTOBRE 1996
TELFORD AVIATION INC.
PA-31-350 CHIEFTAIN N744W n° de série 31-7952246

Masse et centrage pour le vol de l'accident

	Masse (lb)	C.G.	Moment
Avion de base	4 964	124,2	616 771,5
Siège du pilote et du passager avant	407	95,00	38 665,0
Sièges 3 et 4	440	137	60 280,0
Sièges 5 et 6	380	195	74 100,0
Siège 7	215	229	49 235,0
Siège 8	170	242	41 140,0
Sac de vol du pilote	20	19	380,0
Glacière	20	195	3 900,0
Total sans carburant	6 616		884 471,5
Carburant au décollage	406*	126,8	51 480,8
	406*	148,0	60 088,0
Masse totale au décollage	7 428	134,09	996 040,3
Carburant utilisé entre le décollage et l'impact	180*	126,8	22 824,0
	180*	148,0	26 640,0
Masse à l'impact	7 068	133,92	946 576,3

* Dans ces calculs, le carburant est divisé également entre les réservoirs intérieurs et extérieurs. La répartition réelle du carburant entre les réservoirs n'a pas été établie pour le vol de l'accident.

MASSE MAXIMALE SUR L'AIRE DE TRAFIC - 7 045 lb

MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE - 7 000 lb

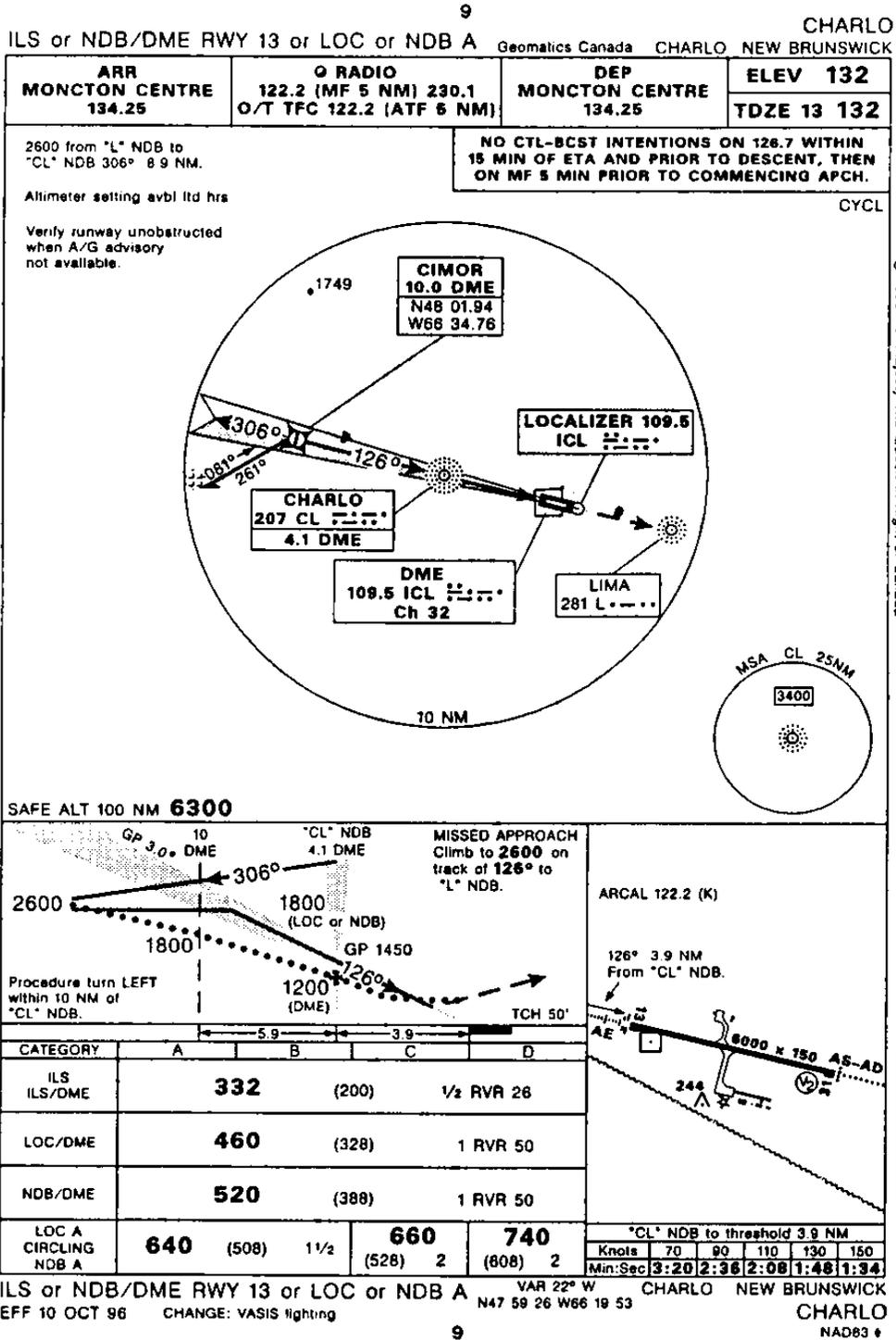
Limite de centrage avant - 126,0 po

Limite de centrage arrière - 135,0 po

Masse et centrage modifiés le 19 juillet 1996, N744W PA-31-350 n° de série 7952246

Nouvelle masse à vide : 4 964

Centrage nouvelle masse à vide : 124,2
Masse maximale au décollage : 7 000 lb
NOUVELLE CHARGE UTILE : 2 036 lb



Annexe C - ILS de la piste 13 de Charlo (Nouveau-Brunswick)

Nota : Extrait du *Canada Air Pilot*. Ce document n'existe pas en français.

Annexe D - Liste des rapports pertinents

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

- LP 148/96 - *Flight Simulation/Reconstruction*
(Simulation/reconstitution du vol);
- LP 152/96 - *Exhaust Temperature Determination*
(Analyse visant à déterminer la température des gaz d'échappement);
- LP 154/96 - *Fuel Components Examination*
(Examen des composants du circuit carburant);
- LP 155/96 - *Components Examination*
(Examen des composants);
- LP 156/96 - *Turbo-Charger Examination*
(Examen du turbocompresseur);
- LP 12/97 - *Climb Performance Analysis*
(Analyse des performances de montée);
- LP 30/97 - *Aircraft Performance Issues*
(Questions relatives aux performances de l'avion).

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

Annexe E - Sigles et abréviations

ACC	centre de contrôle régional
ADF	radiogoniomètre automatique
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
C.G.	centre de gravité
CVR	enregistreur de la parole dans le poste de pilotage
DME	équipement de mesure de distance
ELT	radiobalise de repérage d'urgence
FAA	Federal Aviation Administration
FAF	repère d'approche finale
FAR	Federal Aviation Regulations
FDR	enregistreur de données de vol
FSS	station d'information de vol
g	facteur de charge
gal/h	gallons à l'heure
GPS	système de positionnement mondial
HAA	heure avancée de l'Atlantique
h	heure(s)
IFR	règles de vol aux instruments
ILS	système d'atterrissage aux instruments
KIAS	vitesse indiquée en noeuds
lb	livre(s)
LL	basse teneur en plomb
LOC	radiophare d'alignement de piste
NDB	radiophare non directionnel
nm	mille(s) marin(s)
NTSB	National Transportation Safety Board
pi/min	pieds par minute
PMI	inspecteur principal de la maintenance
RVR	portée visuelle de piste
tr/min	tours par minute
UTC	temps universel coordonné
VFR	règles de vol à vue
VOR	radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence
'	minute (s)
”	seconde(s)
°	degré(s)
°C	degrés Celsius
°F	degrés Fahrenheit