
Annexe 6

Précipitation verglaçante sur les surfaces portantes

Myron M. Oleskiw, Ph.D.

Le 23 avril 1990

[TRADUCTION]

PRÉCIPITATION VERGLAÇANTE SUR LES SURFACES PORTANTES

RAPPORT PRÉSENTÉ À
LA COMMISSION D'ENQUÊTE
SUR L'ÉCRASEMENT D'UN AVION D'AIR ONTARIO
À DRYDEN (ONTARIO)

PAR
MYRON M. OLESKIW, Ph.D.
CHARGÉ DE RECHERCHES ASSOCIÉ
LABORATOIRE DES BASSES TEMPÉRATURES
DIVISION DU GÉNIE MÉCANIQUE
CONSEIL NATIONAL DE RECHERCHES DU CANADA

LE 23 AVRIL 1990

ILLIMITÉE
NON CLASSIFIÉE

UNLIMITED
UNCLASSIFIED

PRÉCIPITATION VERGLAÇANTE SUR LES SURFACES PORTANTES

FREEZING PRECIPITATION ON LIFTING SURFACES

M.M. Oleskiw, Ph.D.

Permission est accordée aux personnes qui veulent citer de brefs extraits ou reproduire des figures, photos ou tableaux contenus dans ce rapport, pourvu que leur origine soit indiquée. Par souci de courtoisie, l'accord des auteurs doit être obtenu.

Permission is granted to individuals who wish to quote short excerpts and reproce figures, tables or photographs from this report, provided that the souce of such material is fully acknowledged. As a courtesy, the consent of authors of such material should be obtained.

Institut de génie mécanique
Rapport technique

Institute for Mechanical Engineering
Technical Report

1991/09

IME-CRE-TR-003
NCR no. 32124

R. Frederking, Chef/Head
Programme d'ingénierie des régions froides/
Cold Regions Engineering Program

J. Ploeg
Directeur général/
Director General

RÉSUMÉ

La Commission d'enquête sur l'écrasement d'un avion d'air Ontario à Dryden (Ontario) a demandé au Conseil national de recherches Canada d'estimer la quantité et la forme de précipitation qui a adhéré aux ailes du Fokker F-28 au moment de sa malheureuse tentative de décollage.

Puisque les mesures de précipitation à Dryden n'ont pas été prises assez fréquemment pour déterminer la quantité de neige qui a tombé durant l'escale de l'avion à Dryden, une formule empirique, utilisant la visibilité notée par l'observateur météorologique et par un transmissomètre, a été employée pour donner une estimation de 1.38 mm de la chute de neige.

Une analyse thermodynamique de l'influence du roulement au décollage sur la couche de précipitation sur les ailes a indiqué qu'il n'y avait pas eu de changement considérable pendant cet intervalle. Toutefois, la température du carburant dans les réservoirs des ailes de l'avion durant l'escale finale était moins de 0 °C. Par conséquent, la chaleur transmise de la plus basse partie de la couche de précipitation aurait pu geler celle-ci. À cause de ça, quand la plus haute couche de neige s'est envolée durant le roulement au décollage, elle a probablement laissé une couche de givre très rugueuse sur les ailes, avec des effets possiblement sérieux sur le fonctionnement aérodynamique de l'avion.

ABSTRACT

As part of its investigation, the Commission of Inquiry into the Air Ontario Crash at Dryden, Ontario asked the National Research Council to estimate the quantity and form of the precipitation, adhering to the Fokker F-28's wings during its ill-fated take-off attempt.

Since precipitation measurements at Dryden were not taken sufficiently frequently to determine the quantity of precipitation which fell during the aircraft's stopover at Dryden, an empirical formula, utilizing the visibility recorded by the weather observer and by a transmissometer, was used to provide an estimate of 1.38 mm of snowfall.

A thermodynamic analysis of the influence of the take-off roll upon the precipitation layer on the wings indicated that no significant change occurred during this interval. However, the wing tank fuel temperature during the final stopover was calculated to be below 0°C. Therefore, heat removed from the lower part of the precipitation layer could have caused it to freeze. As a result, when the upper snow layer was blown away during the take-off roll, it likely left behind, on the wing, a very rough ice layer with potentially serious effects on the aircraft's aerodynamic performance.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
RÉSUMÉ	i
ABSTRACT	ii
LISTE DES TABLEAUX	iv
LISTE DES SYMBOLES	v
1.0 INTRODUCTION	1
2.0 QUANTITÉ DE PRÉCIPITATION ACCUMULÉE	1
2.1 Précipitation signalée dans les observations météorologiques de surface	1
2.2 Relation du taux de précipitation à la visibilité	3
2.3 Précipitation déduite de la visibilité des observations météorologiques de surface	4
2.4 Précipitation déduite des données du transmissomètre	5
2.5 Estimation de la précipitation pendant l'escale du C-FONF à Dryden	8
3.0 GEL DE LA PRÉCIPITATION ACCUMULÉE	10
3.1 Influences thermodynamiques sur la couche de précipitation accumulée	10
3.2 Termes de l'équation d'équilibre thermique	10
3.3 Évaluation de l'équation de l'équilibre thermique	18
4.0 CONDUCTION DE LA CHALEUR VERS LES RÉSERVOIRS DE CARBURANT DES AILES	21
4.1 Évaluation des températures du carburant dans les réservoirs structuraux pendant l'escale du C-FONF à Dryden	21
4.2 Évaluation du taux de congélation sur la couche de précipitation ..	27
5.0 DISCUSSION ET RÉSUMÉ	32
6.0 BIBLIOGRAPHIE	34

TABLE DES MATIÈRES (Cont)

LISTE DES TABLEAUX		Page
Tableau		
1	Température à Dryden (Ontario) le 10 mars 1989	2
2	Intégration du taux de précipitation calculé en fonction des estimations de la visibilité fournies par l'observateur météorologique au cours de la période qui s'étend du 10 mars 18 h TUC au 11 mars 0 h TUC	6
3	Intégration du taux de précipitation calculé selon l'estimation de visibilité du transmissomètre de Transports Canada pour la période de 6 heures qui s'étend du 10 mars 18 h TUC au 11 mars 0 h TUC	7
4	Intégration du taux de précipitation pendant l'escale à Dryden de C-FONF le 10 mars 1990	9
5	Dérivation de la période requise pour congeler la couche de précipitation sur les ailes de C-FONF à différentes vitesses pendant le roulement au décollage et à deux emplacements le long de l'extrados des ailes	18
6	Température ambiante de l'air et température du camion avitailleur à Dryden (Ontario) les 5 et 6 avril 1989	22
7	Prévision des températures du réservoir de carburant pendant diverses escales d'un Fokker-28 entre Winnipeg et Toronto le 16 avril 1989	25
8	Prévision des températures du réservoir pendant les étapes de vol du Fokker F-28 C-FONF le 10 mars 1989	26
9	Dérivation de la période requise pour congeler la couche de précipitation sur les ailes du C-FONF, compte tenu des divers taux de chute de neige et des estimations de la fraction en eau initiale de la couche	30

TABLE DES MATIÈRES (Cont)

LISTE DES SYMBOLES

Symbole		Unités
a	Constante	K^3
a_{∞}	Vitesse du son dans l'écoulement libre	$m \cdot s^{-1}$
C	Corde aérodynamique moyenne de l'aile	m
C_p	Coefficient de pression	
c_p	Chaleur spécifique à pression courante	$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$
C_s	Concentration de masse des flocons dans l'air	$kg \cdot m^{-3}$
D	Diamètre du cylindre	m
$e_{o^{\circ}C}$	Tension de vapeur de saturation au-dessus de la surface de la couche de précipitation	kPa
e_a	Tension de vapeur de saturation immédiatement à l'extérieur de la couche limite	kPa
h	Coefficient de transfert de chaleur par convection	$W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$
h_c	Coefficient local de transfert de chaleur par convection sur une aile	$W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$
h_D	Coefficient local de transfert de chaleur par convection sur un cylindre	$W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$
I	Flux massique des flocons qui s'accumulent	$kg \cdot m^{-2} \cdot s^{-1}$
k	Constante	
k_a	Conductivité thermique de l'air	$W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
k_f	Conductivité thermique du carburant des réservoirs d'aile	$W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
k_m	Fraction de la couche de précipitation sous forme liquide	$W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
k_p	Conductivité thermique de la couche de précipitation	$W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
k_s	Conductivité thermique de l'aluminium	$W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
L_e	Chaleur latente d'évaporation à 0 °C	$J \cdot kg^{-1}$
L_f	Chaleur latente de fusion	$J \cdot kg^{-1}$
m_1	Masse de liquide 1	kg
m_2	Masse de liquide 2	kg
Nu_C	Nombre de Nusselt de l'aile	
Nu_D	Nombre de Nusselt du cylindre	
p_a	Pression locale de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite	kPa
p_{∞}	Pression statique	kPa
q_a	Flux de chaleur pour refroidir la couche de précipitation au point de congélation	$W \cdot m^{-2}$
q_c	Flux de chaleur dû à la convection	$W \cdot m^{-2}$

TABLE DES MATIÈRES (Cont)
LISTE DES SYMBOLES

Symbole		Unités
q_e	Flux de chaleur dû à l'évaporation ou à la sublimation	$W m^{-2}$
q_r	Flux de chaleur pour congeler la partie de la couche de précipitation qui ne l'est pas déjà	$W m^{-2}$
q_i	Flux de chaleur dû à la conduction dans l'aile de l'aéronef	$W m^{-2}$
q_k	Flux de chaleur libérée par l'énergie cinétique des flocons qui s'accumulent	$W m^{-2}$
q_m	Flux de chaleur libérée pendant la congélation des flocons partiellement fondus qui s'accumulent	$W m^{-2}$
q_s	Flux de chaleur par rayonnement à onde courte et à onde kilométrique	$W m^{-2}$
q_v	Flux de chaleur par frottement de l'air dans la couche limite	$W m^{-2}$
R	Taux de précipitation	mm/h
r	Facteur de récupération d'échauffement visqueux	
Re_C	Nombre de Reynolds de l'aile	
Re_D	Nombre de Reynolds du cylindre	
T	Épaisseur de la couche de neige accumulée	m
T_{fi}	Épaisseur d'un volume donné de carburant aile	m
T_p	Épaisseur de la couche de précipitation	mm
T_s	Épaisseur du revêtement en aluminium de l'aile de l'avion	m
t_a	Température de l'air ambiant immédiatement à l'extérieur de la couche limite	°C
t_f	Température du carburant dans les réservoirs d'aile	°C
t_{fi}	Température du carburant avant le vol	°C
t_{ft}	Température du carburant après le vol en altitude au cours d'une période τ	°C
t_m	Température du mélange des liquides 1 et 2	K
t_p	Température de la couche de précipitation	°C
t_T	Température totale de l'air en altitude	°C
t_w	Température du bulbe humide	°C
t_1	Température du liquide 1	K
t_2	Température du liquide 2	K
V	Visibilité	km
V_a	Vitesse locale de l'air	$m s^{-1}$
V_∞	Vitesse de l'avion	$m s^{-1}$
β	Efficacité de collision totale	
ν_∞	Viscosité cinématique de l'air	$m^2 s^{-1}$

TABLE DES MATIÈRES (Cont)
LISTE DES SYMBOLES

Symbole		Unités
ρ_s	Masse volumique de la neige	kg m^{-3}
ρ_a	Masse volumique de l'air dans l'écoulement libre	kg m^{-3}
σ	Constante de Stefan-Boltzmann	$\text{W m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$
τ	Période nécessaire pour congeler la couche de neige	s
τ_a	Durée de vol en altitude	s

PRÉCIPITATION VERGLAÇANTE SUR LES SURFACES PORTANTES

1.0 INTRODUCTION

Le 20 juin 1989, M. D.J. Langdon, du Bureau canadien d'enquête de la sécurité aérienne (maintenant le Bureau de la sécurité des transports du Canada, BSTC), a fait parvenir une lettre au Laboratoire des basses températures (maintenant Ingénierie des régions froides) du Conseil national de recherches (CNR), demandant de l'aide pour effectuer l'enquête sur l'écrasement, le 10 mars 1989, d'un Fokker F28 Mk1000, immatriculé C-FONF, à Dryden (Ontario). À cette époque, les témoins avaient signalé que de la neige s'était accumulée sur les ailes de l'aéronef pendant l'escale à Dryden et quelques-uns avaient même précisé que la neige semblait s'être transformée en givre pendant le roulement au décollage.

M. Langdon (agissant pour le compte de M. J. Jackson, un conseiller affecté à l'enquête) a demandé que l'on effectue les analyses suivantes :

- une estimation de la masse de neige par unité de surface qui aurait pu s'accumuler sur l'aéronef avant le décollage;
- une analyse qui permettrait de déceler si oui ou non des cristaux de neige mouillée s'étaient amoncelés sur le bord d'attaque de l'aile pendant le décollage;
- une analyse pouvant indiquer si oui ou non la neige accumulée sur l'extrados de l'aile aurait pu se transformer en givre (comme l'indiquaient les témoins) par l'effet du refroidissement adiabatique ou par évaporation entraînée par l'écoulement d'air au-dessus de l'aile.

Dans le présent rapport, les trois parties qui suivent portent sur ces demandes. La partie 2 présente les calculs de la quantité de neige qui a pu s'accumuler sur l'aéronef pendant l'escale à Dryden. Dans la partie 3, on analyse le refroidissement adiabatique et par évaporation sur l'aile et leurs effets sur la précipitation déjà accumulée qui pouvait nuire à l'aile pendant le décollage. Enfin, la partie 4 présente une discussion sur la possibilité de refroidissement de l'extrados par le carburant dans les réservoirs d'ailes et de son effet sur la précipitation en question.

2.0 QUANTITÉ DE PRÉCIPITATION ACCUMULÉE

2.1 Précipitation signalée dans les observations météorologiques de surface

En ce qui a trait au calcul de l'accumulation de précipitation sur l'extrados des ailes de l'aéronef Fokker F-28 pendant son escale à Dryden, les déplacements de l'appareil qui présente un intérêt sont l'arrivée à partir de Thunder Bay (17 h 40 TUC) et le décollage

Tableau 1. Température à Dryden (Ontario) le 10 mars 1989

HEURE (TUC)	TEMPÉRATURE THERMOMÈTRE SEC (°C)	TEMPÉRATURE DU POINT DE ROSÉE (°C)	CONDITIONS ATMOSPHÉRI- QUES	VISIBILITÉ (milles)	ÉQUIVALENT EN EAU DU TAUX DE CHUTE DE NEIGE (mm/h)
17 h	1,0	-4,0	très faible chute de neige en grains	14	0
17 h 07			faible chute de neige en grains	14	0 à 2,5
17 h 23			-	14	0
17 h 42			faible chute de neige	14	0 à 2,5
17 h 48			faible chute de neige	2,5	0 à 2,5
18 h 00	0,7	-3,0	faible chute de neige	2,5	0 à 2,5
18 h 06			chute de neige modérée	0,375	2,6 à 7,5
18 h 11			faible chute de neige	0,75	0 à 2,5
18 h 12	0,3	-2,1	faible chute de neige	0,75	0 à 2,5

de Dryden (18 h 10 TUC). Au cours de cette période, les conditions atmosphériques d'intérêt présentes à l'aéroport de Dryden, telles qu'observées et signalées dans le manuel d'observations météorologiques de surface du service de l'environnement atmosphérique (SEA), correspondent aux données du tableau 1. Dans la colonne 1 figure l'heure consignée d'observation. Dans les colonnes 2 et 3 figurent respectivement les

températures du thermomètre sec et du point de rosée mesurées par l'observateur. Dans la colonne 4 sont indiquées les conditions atmosphériques y compris le type de précipitation et son taux d'accumulation. Dans la colonne 5, la visibilité indiquée est obtenue en estimant la distance de l'objet le plus éloigné de l'observateur. Dans la colonne 6, est indiqué l'équivalent en eau du taux de chute de neige (la quantité d'eau qui serait mesurée si la neige avait fondu). Ce taux est calculé d'après le taux de précipitation de la colonne 4 et en fonction des définitions qui figurent dans le manuel d'observations météorologiques de surface du SEA.

Le manque de précision des variations du taux de chute de neige qui figurent au tableau 1 ne permet pas d'obtenir une estimation raisonnable de l'importance des chutes de neige pendant l'escale du F-28. On peut heureusement calculer l'accumulation des précipitations à partir de données sur la visibilité. Deux sources de ce type de données sont disponibles aux fins d'analyse à l'aéroport de Dryden : les données de l'observateur météorologique inscrites au tableau 1 et les enregistrements provenant d'un transmissomètre de Transports Canada.

2.2 Relation du taux de précipitation à la visibilité

En 1987, Stallabrass a effectué une série d'expériences reliant la concentration des chutes de neige à la visibilité et la concentration des chutes de neige au taux de précipitation. Le coefficient de corrélation propre à la droite de meilleur ajustement qui relie entre elles les deux premières quantités pour tous les types de cristaux de neige, se situait à 94,3 p. 100. Stallabrass a indiqué par ailleurs qu'il s'attendait à une corrélation moins précise entre les deux dernières quantités, et ce en fonction de prévisions préalables faites par d'autres chercheurs. On croyait qu'il s'agissait là d'une fonction reliée à la variabilité considérable de la vitesse limite de chute des cristaux de glace et des flocons de neige, qui est, par exemple, tributaire du fait que ces cristaux et flocons peuvent ou non être chargés de givre blanc ou partiellement fondus. Cette variabilité aurait tendance à modifier le taux de précipitation plus que la concentration massique dans l'air. Malgré ces difficultés, Stallabrass a indiqué que compte tenu de ses calculs, le taux de précipitation R (mm/h équivalent en eau) peut être calculé en fonction de la visibilité V (km) à partir de la relation suivante :

$$V = 0,919 R^{-0,64} \quad (1)$$

à l'aide d'un coefficient de corrélation de 0,91. En inversant cette formule et en inscrivant V en milles, on obtient :

$$R = 0,417 V^{-1,56} ; \quad (2)$$

présentent un intérêt sont l'arrivée à partir de Thunder Bay (17 h 40 TUC) et le décollage et en inscrivant V en pieds, on obtient :

$$R = 2,68 \times 10^5 V^{-1,56} \quad (3)$$

Compte tenu des observations de Stallabrass, les valeurs limites du taux de précipitation mesurées en fonction d'une visibilité donnée correspondaient à une valeur qui se situait environ entre le tiers de la droite de meilleur ajustement prévue et trois fois cette valeur.

Étant donné ce degré de variabilité du taux de précipitation par rapport à la visibilité, on a tenté de comparer deux prévisions de l'accumulation totale de précipitation à Dryden par rapport à l'accumulation observée de précipitation. Deux sources de données sur la visibilité ont été utilisées : les observations météorologiques de surface et les données du transmissomètre. L'accumulation réelle de précipitation a été présumée être celle indiquée par l'observateur météorologique pendant les six heures qui se sont écoulées entre 18 h TUC le 10 mars et 0 h TUC le 11 mars. Malheureusement, on n'a inscrit aucune mesure facultative d'accumulation de précipitation entre les mesures prises pendant ces deux heures obligatoires.

2.3 Précipitation déduite de la visibilité des observations météorologiques de surface

Dans le tableau 2 figure l'estimation de l'équivalent total en eau de l'accumulation de neige à l'aéroport de Dryden, entre le 10 mars à 18 h TUC et le 11 mars à 0 h TUC, calculée d'après les données sur la visibilité inscrites dans le manuel d'observations météorologiques de surface du SEA. Dans la colonne 1 figure l'heure de début d'un intervalle indiquant une visibilité à peu près constante. La colonne 2 illustre la durée des intervalles et la colonne 3 la visibilité. Le taux de précipitation calculé d'après la colonne 3 à l'aide de l'équation 2 figure dans la colonne 4. L'accumulation de la chute de neige durant chaque intervalle (colonne 2 multipliée par colonne 4) figure ensuite dans la colonne 5. La durée totale d'intervalle (3,8 h) ne correspond pas à une durée de 6 h puisqu'à certaines périodes de l'intervalle de 6 h on n'a observé aucune chute de neige. L'équivalent total en eau de l'accumulation de neige équivaut à 1,52 mm. Cela est nettement inférieur à l'équivalent total en eau de l'accumulation de neige consigné dans le manuel d'observations météorologiques de surface qui indique 6 mm. Cet écart fera l'objet d'une discussion plus détaillée dans le texte qui suit.

2.4 Précipitation déduite des données du transmissomètre

Au tableau 3 figurent des données enregistrées par le transmissomètre de Transports Canada et interprétées d'après les résultats fournis par cet appareil qui se trouvait près de la piste sur laquelle l'aéronef C-FONF s'est posé le 10 mars et d'où il a décollé. Le graphique linéaire produit par ce transmissomètre a été analysé par M. B. Sheppard, météorologiste supérieur de la Direction des systèmes d'acquisition des données, Service de l'environnement atmosphérique, Environnement Canada. Son interprétation de ces données a été fournie aux membres de la Commission sous forme de rapport. M. Sheppard a par ailleurs indiqué qu'au cours de certains intervalles, le transmissomètre éteignait son voyant de transmission pendant une courte période pour permettre de calculer le rayonnement solaire ambiant capté. Deux intervalles de ce type ont été consignés pendant la période visée et les deux ont des valeurs d'environ 6 p. 100. Selon M. Sheppard, l'une des interprétations possibles des résultats précédents consisterait à réduire de 6 p. 100 toutes les valeurs provenant du graphique linéaire du transmissomètre.

La colonne 1 du tableau 3 indique l'heure du début d'un intervalle de visibilité à peu près constante (selon l'interprétation du graphique linéaire du transmissomètre). Dans la colonne 2 figure la durée de chaque intervalle. Dans la colonne 3 figure la valeur représentative de transmissivité d'un intervalle selon l'interprétation obtenue du graphique linéaire. Les données de transmissivité de la colonne 4 ont été obtenues à partir des données brutes de la colonne 3 et de la "correction" de 6 p. 100 déjà citée. Dans les colonnes 5 et 6 figurent les données de visibilité obtenues des colonnes 3 et 4. Dans les colonnes 7 et 8 figure l'équivalent en eau du taux de chute de neige calculé d'après les colonnes 5 et 6 à l'aide de l'équation 3. Enfin, dans les colonnes 9 et 10 figure l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée calculé en multipliant la colonne 2 par les colonnes 7 et 8 respectivement.

La durée totale d'intervalle qui figure au bas de la colonne 2 du tableau 3 est essentiellement la même que la quantité comparable qui figure au tableau 2, compte tenu des limites de la résolution d'interprétation du graphique linéaire. Les valeurs se rapportant à l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée inscrites au bas des colonnes 9 et 10 sont quelque peu plus élevées que la valeur de 1,52 mm qui figure au tableau 2. La valeur "corrigée" équivaut à 80 p. 100 de la valeur de 6 mm mesurée pendant l'intervalle par l'observateur météorologique. Cependant, lorsque l'on compare les valeurs de visibilité "corrigée" du tableau 3 à celles indiquées par l'observateur météorologique, il est évident que la soustraction d'un taux de 6 p. 100 de toutes les valeurs de transmissivité "brute" a produit des valeurs de visibilité "corrigées" très inférieures à celles qui ont été indiquées. À titre d'exemple, citons la période qui

Tableau 2. Intégration du taux de précipitation calculé en fonction des estimations de la visibilité fournies par l'observateur météorologique au cours de la période qui s'étend du 10 mars 18 h TUC au 11 mars 0 h TUC.

DÉBUT DE L'INTERVALLE (TUC)	DURÉE DE L'INTERVALLE (h)	VISIBILITÉ (milles)	ÉQUIVALENT EN EAU DU TAUX DE CHUTE DE NEIGE (mm/h)	ÉQUIVALENT EN EAU DE CHUTE DE NEIGE PENDANT INTER- VALLE DE TEMPS (mm/h)
18 h	0,10	2,5	0,10	0,01
18 h 06	0,08	0,375	1,93	0,15
18 h 11	0,52	0,75	0,65	0,34
18 h 42	0,30	2,5	0,10	0,03
19 h	0,35	3,0	0,08	0,03
19 h 21	0,65	5,0	0,03	0,02
20 h 52	0,13	4,0	0,05	0,01
21 h	0,12	2,5	0,10	0,01
21 h 07	0,30	1,5	0,22	0,07
21 h 25	0,37	1,0	0,42	0,16
21 h 47	0,30	0,5	1,23	0,37
22 h 05	0,33	0,75	0,65	0,21
22 h 25	0,25	1,0	0,42	0,11
TOTAUX	3,80			1,52

IME-CRE-TR-003

7

Tableau 3. Intégration du taux de précipitation calculé selon l'estimation de visibilité du transmissomètre de Transports Canada pour la période de 6 heures qui s'étend du 10 mars 18 h TUC au 11 mars 0 h TUC

DÉBUT DE L'INTER-VALLE (TUC)	DURÉE DE L'INTER-VALLE (h)	TRANSMISSIVITÉ (%)		VISIBILITÉ (pi)		ÉQUIVALENT EN EAU DU TAUX DE CHUTE DE NEIGE (mm/h)		ÉQUIVALENT EN EAU DE LA CHUTE DE NEIGE PENDANT L'INTERVALLE DE TEMPS (mm)	
		BRUT	CORR	BRUT	CORR	BRUT	CORR	BRUT	CORR
18 h	0,08	76	70	2600	2050	1,26	1,83	0,10	0,15
18 h 05	0,08	74	68	2400	1900	1,43	2,06	0,11	0,16
18 h 10	0,08	82	76	3700	2600	0,73	1,26	0,06	0,10
18 h 15	0,08	87	81	5000	3500	0,45	0,79	0,04	0,06
18 h 20	0,08	83	77	4000	2800	0,64	1,12	0,05	0,09
18 h 25	0,08	85	79	4500	3000	0,54	1,01	0,04	0,08
18 h 30	0,92	90	84	6000	4200	0,34	0,60	0,31	0,55
19 h 25	0,58	91	85	6000	4200	0,34	0,60	0,20	0,35
20 h 55	0,08	85	79	4500	3000	0,54	1,01	0,04	0,08
21 h	0,08	78	72	2900	2200	1,06	1,64	0,08	0,13
21 h 05	0,08	82	76	3700	2600	0,73	1,26	0,06	0,10
21 h 10	0,17	83	77	4000	2800	0,64	1,12	0,11	0,19
21 h 20	0,08	78	72	2900	2200	1,06	1,64	0,08	0,13
21 h 25	0,33	54	48	2600	2050	1,26	1,83	0,42	0,60
21 h 45	0,08	58	52	1400	1100	3,31	4,83	0,26	0,39
21 h 50	0,08	54	48	1250	1050	3,95	5,19	0,32	0,42
21 h 55	0,08	61	55	1450	1300	3,14	3,72	0,25	0,30
22 h	0,08	67	61	1850	1500	2,14	2,97	0,17	0,24
22 h 05	0,08	68	62	1900	1550	2,06	2,83	0,16	0,23
22 h 10	0,17	83	77	4000	2800	0,64	1,12	0,11	0,19
22 h 20	0,33	88	82	5500	3700	0,39	0,73	0,13	0,24
TOTAUX	3,70							3,10	4,78

correspond à 19 h 15, où l'observateur a consigné des données de visibilité de trois milles (15 840 pi) pour lesquelles la valeur "corrigée" se chiffrait à 4 200 pi. Même si d'évidence cette correction semble appropriée pour des valeurs de transmissivité moins élevées, elle ne doit pas s'appliquer également aux valeurs brutes qui se trouvent aux limites supérieures de transmissivité (dans la gamme de 87 à 100 p. 100). Même les valeurs de transmissivité brutes consignées à cette heure dénotent une visibilité inférieure

(6 000 pi) à celle qu'a consignée l'observateur. Cela peut s'expliquer par les valeurs de transmissivité observée entre 18 h 30 et 20 h TUC (90 ou 91 p. 100) que l'on devrait interpréter comme étant supérieures à 6 000 pi. Par ailleurs, l'équivalent "brut" en eau du taux de chute de neige maximal provenant de l'estimation de visibilité faite par l'observateur pendant cette période se chiffre à 0,10 mm/h. Si le taux indiqué par le transmissomètre était réduit de 0,34 mm/h, l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée pendant la période visée d'une heure et demi serait réduit de 0,51 mm à 0,15 mm. Cela réduirait de 3,10 mm à 2,74 mm l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée pour la période visée de 6 h.

L'analyse précitée nous permet de conclure que si l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée indiqué par l'observateur doit être corrigé pour que l'on obtienne 6 mm pendant la période de 6 h, il faudra multiplier par un facteur de 3,95 la valeur de 1,50 mm obtenue au tableau 2. Si l'équivalent "brut" en eau de la chute de neige accumulée obtenu par le transmissomètre (corrigé pour les périodes où la transmissivité est de 87 à 100 p. 100) est comparé à la quantité observée, il faudra un facteur de correction multiplicatif de 2,19.

2.5 Estimation de la précipitation pendant l'escale du C-FONF à Dryden

Si nous revenons à l'escale de l'aéronef C-FONF à Dryden, nous voyons que le tableau 4 comporte des données obtenues à partir des deux méthodes de calcul ci-dessus. Les colonnes 1 et 2 illustrent de nouveau le début de l'intervalle et sa durée respectivement. Dans la colonne 3 figure la lecture du transmissomètre. Les colonnes 4 et 5 illustrent des données représentatives sur la visibilité au cours de cet intervalle. Les données de la colonne 4 découlent de celles de la colonne 3 et comportent une correction apportée aux valeurs de l'observateur lorsque les lectures du transmissomètre varient de 87 à 100 p. 100. Les données illustrées en colonne 5 sont converties à partir des valeurs provenant du manuel d'observations météorologiques de surface. Dans les colonnes 6 et 7 sont illustrées les données d'équivalent en eau du taux de chute de neige provenant des colonnes 4 et 5. Enfin, les colonnes 8 et 9 illustrent le total de l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée, ces données proviennent des colonnes 2, 6 et 7.

Les totaux obtenus pendant l'intervalle de 0,5 h qui tient compte de l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée, et calculés d'après les données du transmissomètre et les notes de l'observateur se chiffrent à 0,23 mm et 0,14 mm respectivement. Si on multiplie ces deux valeurs par leurs facteurs de correction correspondants (selon les données ci-dessus), on obtient la meilleure estimation de l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée, qui se chiffre entre 0,50 mm et 0,55 mm alors que l'aéronef était au sol. Ces accumulations correspondent à une masse par surface unitaire de 0,5 et 0,55 kg m⁻².

Afin de calculer l'épaisseur probable de cette couche de précipitation, nous devons connaître sa masse volumique. Il est plutôt difficile d'établir une valeur appropriée pour la masse volumique de la couche de précipitation formée par l'accumulation de neige mouillée, étant donné qu'elle peut varier selon les conditions de formation des flocons et aussi en raison de l'équilibre thermique à l'intérieur de la couche même. Nous utiliserons donc ici une simplification adoptée par Makkonen (1989) selon laquelle nous

Tableau 4. Intégration du taux de précipitation pendant l'escale à Dryden de C-FONF le 10 mars 1990

DÉBUT DE L'INTER-VALLE (TUC)	DURÉE DE L'INTER-VALLE (h)	LECTURE DU TRANSMISSO-MÈTRE (%)	VISIBILITÉ (pi)		ÉQUIVALENT EN EAU DU TAUX DE CHUTE DE NEIGE (mm/h)		ÉQUIVALENT EN EAU DE LA CHUTE DE NEIGE PENDANT L'INTERVALLE DE TEMPS (mm)	
			TRANS	OBS	TRANS	OBS	TRANS	OBS
17 h 40	0,083	93	73920	73920	0,01	0,01	0,00	0,00
17 h 45	0,083	91	73920	73920	0,01	0,01	0,00	0,00
17 h 50	0,083	91	13200	13200	0,10	0,10	0,01	0,01
17 h 55	0,083	92	13200	13200	0,10	0,10	0,01	0,01
18 h	0,033	86	4700	13200	0,50	0,10	0,02	0,00
18 h 02	0,033	76	2600	13200	1,26	0,10	0,04	0,00
18 h 04	0,033	68	1900	13200	2,05	0,10	0,07	0,00
18 h 06	0,033	74	2400	1980	1,43	1,93	0,05	0,06
18 h 08	0,033	79	3000	1980	1,01	1,93	0,03	0,06
TOTAUX	0,50						0,23	0,14

indiquerons une valeur moyenne statistique pour la masse volumique de la neige (P_s) de 400 kg m^{-3} . La plus élevée des deux estimations indiquant l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée dénote par conséquent une meilleure valeur se rapportant à l'épaisseur de la couche de précipitation $T_p = 1,38 \text{ mm}$. Étant donné l'incertitude inhérente qui est reliée à l'estimation de la masse volumique de la neige et du taux de précipitation en fonction de la visibilité (surtout lorsque les cristaux et les flocons de neige sont mouillés) il est difficile d'évaluer le seuil de confiance que l'on peut attribuer à cette valeur.

3.0 GEL DE LA PRÉCIPITATION ACCUMULÉE

3.1 Influences thermodynamiques sur la couche de précipitation accumulée

L'état (congelé/liquide) de la précipitation qui s'était accumulée sur les ailes du Fokker F-28 C-FONF à la fin de l'escale et pendant le roulement au décollage à Dryden le 10 mars 1989, peut être évalué au moyen de l'analyse des influences thermodynamiques sur la couche de précipitation.

Pendant que l'aéronef était stationné près du terminal, la couche de précipitation aurait subi les effets des facteurs suivants : la température et l'humidité de l'air environnant; la vitesse du vent ambiant; la quantité et la température de la précipitation persistante; le rayonnement solaire et le rayonnement à fréquence kilométrique; et la conduction thermique vers l'intérieur et l'extérieur de l'aile de l'aéronef. Ces facteurs auraient pu entraîner le gel de la couche, compte tenu de leur valeur relative. D'autres facteurs auraient eu des effets différentiels sur la couche elle-même, soit le taux de conductivité dans l'aile influencé par la structure sous-jacente et les variations de température. Pendant les manoeuvres au sol de l'aéronef vers la piste d'envol, et au début du roulement au décollage, la ventilation entraînée par le flux d'air sur l'extrados de l'aile aurait augmenté.

Afin d'évaluer entièrement l'apport relatif de ces facteurs, il serait nécessaire d'effectuer une modélisation numérique exhaustive des équations différentielles reliées au phénomène. Cependant, compte tenu de l'incertitude inhérente d'évaluation de plusieurs facteurs précités et compte tenu de la variation plutôt lente des facteurs les plus importants, il est possible de simplifier quelque peu le problème. La présente partie traitera de l'équilibre thermique pendant le roulement au décollage de l'aéronef alors que dans la section 4 nous tenterons de calculer le pouvoir calorifique net en circuit ou le refroidissement net en circuit de la couche de précipitation pendant que l'aéronef est à l'arrêt ou en manoeuvre au sol.

3.2 Termes de l'équation d'équilibre thermique

En adoptant, en partie du moins, les méthodes de Makkonen (1984), on peut formuler une équation d'équilibre thermique stable qui peut traduire le processus qui influence la couche de précipitation :

$$q_a + q_f + q_v + q_k + q_m + q_s = q_c + q_e + q_b \quad (4)$$

les flux de chaleur (chaleur par unité de surface et par unité de temps : $J \cdot m^{-2} \cdot S^{-1}$) sont définis comme suit :

- q_a la chaleur qui doit être libérée afin de refroidir la couche de précipitation de la température de l'air ambiant au point de congélation;
- q_f la chaleur qui doit être libérée pour congeler la partie de la couche de précipitation qui ne l'est pas déjà;
- q_v le réchauffement par frottement de l'air dans la couche limite;
- q_k l'énergie cinétique convertie en chaleur pendant la collision des flocons qui s'accumulent;
- q_m la chaleur libérée pendant la congélation des flocons partiellement fondus;
- q_r l'accroissement de la chaleur par le rayonnement à onde courte et à onde kilométrique;
- q_c la chaleur perdue par convection;
- q_e la chaleur perdue par évaporation (sur une surface humide) ou par sublimation (surface gelée);
- q_i la conduction de la chaleur dans l'aile de l'aéronef.

Les termes qui se trouvent à gauche de l'équation 4 représentent des sources de chaleur qui doivent être dissipées s'il doit y avoir congélation complète de la couche de précipitation. Les termes à droite de l'équation représentent des dissipateurs de chaleur en puissance.

Si tous les termes de l'équation 4 sauf q_f sont évalués en fonction d'un ensemble de conditions données et d'un emplacement à la surface de l'aile, et que l'équation est reformulée afin de résoudre le terme q_f , la valeur de q_f doit être substituée dans l'équation 5 afin de calculer le temps τ (S) requis pour que la couche de neige accumulée d'épaisseur T (m) puisse geler :

$$\tau = \frac{L_f \rho_s K_m T}{q_f} \quad (5)$$

où L_f est la chaleur latente de fusion (congélation de l'eau = $3,34 \times 10^5 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$), ρ_s est la masse volumique de la couche de précipitation et K_m est la fraction de la couche de précipitation sous forme liquide.

Il peut être difficile d'introduire une valeur appropriée pour la fraction de la couche de précipitation qui se trouve sous forme liquide au moment de sa formation. Cependant, Makkonen (1989) a été en mesure de dériver un critère qui permet d'établir si oui ou non les flocons de neige sont partiellement fondus pendant leur chute. Pour que les flocons fondent au moment de leur chute, la température de bulbe humide (t_w) doit être supérieure à 0°C . Le relevé météorologique de surface fourni par le SEA indique que t_w se situait à près de $-0,7^\circ\text{C}$ pendant l'escale de C-FONF à Dryden. Cela implique que les flocons

de neige n'ont pas dû fondre pendant leur chute à travers la couche atmosphérique à proximité immédiate du sol. Afin de mieux évaluer l'état physique des flocons au moment de la collision, il serait nécessaire de disposer d'un sondage de température et de point de rosée effectué à l'aéroport de Dryden afin de mieux évaluer la température de bulbe humide en vol. Cependant, un sondage atmosphérique n'est pas effectué régulièrement à Dryden. Comme le sondage estimatif fourni par le SEA était dérivé de sondages réels effectués à des emplacements assez éloignés (le plus près que l'on a pu obtenir) il contient une marge d'erreur incertaine. Les témoins ont indiqué que la neige qui tombait pendant l'escale avait la forme de gros flocons mouillés. Puisque la formation de ces gros flocons est en grande partie influencée par la fonte partielle des cristaux de glace qui les forment, nous devons présumer que ces flocons étaient de fait partiellement fondus au moment de leur collision. Pour les fins de la présente partie, on a attribué à la fraction humide de la neige tombante une valeur de $K_m = 0,1$ pour les besoins des calculs qui suivent. Dans la partie 4 nous verrons une analyse plus poussée de la fraction de précipitation qui était fondue au moment de la collision avec l'aile et de l'effet qu'aurait cette analyse sur les résultats finals.

La discussion précédente de l'influence thermodynamique sur les flocons qui tombent permet de révéler un fait plutôt intéressant et même surprenant. Les flocons peuvent demeurer totalement congelés sous l'influence du refroidissement par convection et par évaporation qu'ils subissent même si la température de l'air est plus élevée que 0°C , à condition que la température du point de rosée soit suffisamment basse (c'est-à-dire que l'air soit suffisamment sec) pour que la température du bulbe humide demeure en dessous de 0°C . Si l'on tient compte des conditions atmosphériques du 10 mars 1989 à 18 h Z à l'aéroport de Dryden, les flocons pouvaient demeurer complètement congelés même si la température de l'air était aussi élevée que $+1,3^\circ\text{C}$. De toute manière, à moins que les flocons ne soient complètement fondus pendant leur chute à travers une couche d'air très chaude, ils peuvent demeurer à 0°C . Par conséquent, nous présumerons que la couche de précipitation formée par la neige sur les ailes de l'aéronef se trouvait d'abord à la température de congélation et que, par conséquent, aucune déperdition de chaleur ne sera nécessaire pour refroidir la couche jusqu'au point de congélation (par exemple, $q_a = 0$).

Le réchauffement par frottement de l'air dans la couche limite sera calculé au moyen de :

$$q_v = \frac{hrV_a^2}{2C_p} \quad (6)$$

où h est le coefficient de transfert de chaleur par convection (voir ci-dessous), r est le facteur de récupération d'échauffement visqueux (soit 0,85 pour une couche limite laminaire ou 0,90 pour une couche limite turbulente), V_a est la vitesse locale de l'air

($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$) à l'extérieur immédiat de la couche limite en un point donné de l'aile, et C_p est la chaleur spécifique de l'air à pression constante ($1004 \text{ J}\cdot\text{K}^{-1}\cdot\text{kg}^{-1}$).

La vitesse locale de l'air V_a en un point donné de l'aile peut être calculée de la façon suivante : d'abord, la pression de l'air local immédiatement à l'extérieur de la couche limite (P_a) est obtenue en remaniant la définition suivante du coefficient de pression (voir, par exemple, Houghton et Brock, 1970) :

$$C_p = \frac{P_a - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} \quad (7)$$

où V_∞ est la vitesse aérodynamique ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$) de l'aéronef, P_∞ est la pression statique et ρ_∞ est la masse volumique de l'air à une certaine distance de l'aile. Pour ρ_∞ on a utilisé une valeur de $1,24 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$. Les valeurs appropriées de C_p pour l'aile du F-28 ont été obtenues de la compagnie Fokker. Ensuite, on calcule la vitesse du son (a_∞) dans l'écoulement libre, de la façon suivante :

$$a_\infty = \sqrt{\frac{1.4 P_\infty}{\rho_\infty}} \quad (8)$$

Enfin, la vitesse locale de l'air V_a peut être calculée de la façon suivante :

$$V_a = \sqrt{5a_\infty^2 - 1 - \left[\left(\frac{P_a}{P_\infty} \right)^{1/3.5} \right] + V_\infty^2} \quad (9)$$

L'énergie cinétique des flocons transférée à la chaleur au moment de leur collision avec la surface de l'aile, se calcule comme suit :

$$q_k = \frac{lV_\infty^2}{2} \quad (10)$$

où l est le flux massique ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$) des flocons qui s'accumulent. On calcule ensuite le flux massique des flocons qui s'accumulent de la façon suivante :

$$l = \beta C_s V_{\infty} \quad (11)$$

où β est l'efficacité d'accumulation locale sur l'aile pour les flocons de neige et C_s est la concentration de masse des flocons dans l'air (kg m^{-3}).

La chaleur libérée par le gel de la partie fondue k_m (évaluée à 0,1) des flocons de neige en collision se calcule ainsi :

$$q_m = l k_m L_f \quad (12)$$

On peut ensuite approcher le rayonnement kilométrique ajouté de la façon suivante :

$$q_r = \sigma a (t_{\infty} - t_{0^\circ\text{C}}) \quad (13)$$

où σ représente la constante de Stefan-Boltzmann ($3,24 \times 10^{-9} \text{ J m}^{-2} \text{ K}^{-4} \text{ S}^{-1}$), $a = 8,1 \times 10^7 \text{ K}^3$ et t_{∞} est la température de l'air dans l'écoulement libre. L'équation 10 a été obtenue en linéarisant l'équation afin de tenir compte de la différence de rayonnement à ondes kilométriques émis par la surface de précipitation et par l'air chargé de flocons de neige. Il est difficile d'évaluer l'effet du rayonnement à ondes courtes (solaire) à la surface de l'aile pendant le roulement au décollage, étant donné l'incertitude quant à l'intensité du rayonnement qui aurait pu pénétrer la précipitation à ce moment. Par conséquent, on pourra présumer que la précipitation était assez importante pour qu'il y ait peu de réchauffement solaire.

La chaleur libérée par convection par l'écoulement d'air sur l'extrados est la suivante :

$$q_c = h(0^\circ\text{C} - t_s) \quad (14)$$

où t_s est la température de l'air ambiant immédiatement à l'extérieur de la couche limite en un point donné de l'aile; on l'obtient de la façon suivante :

$$t_s = t_{\infty} \left(\frac{p_s}{p_{\infty}} \right)^{2,17} \quad (15)$$

La chaleur libérée par évaporation vers l'air plus sec circulant sur l'extrados est :

$$q_e = \frac{h k L_e}{c_p P_a} (e_{0^\circ\text{C}} - e_s) \quad (16)$$

où $k = 0,62$, L_c est la chaleur latente d'évaporation à 0°C ($2,50 \times 10^6 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}$) et $e_{0^\circ\text{C}}$ et e_a sont les tensions de vapeur de saturation qui se trouvent respectivement au-dessus de la surface de la couche de précipitation et au-dessus de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite.

Si nous prenons pour acquis qu'il n'y a aucune conduction de chaleur vers l'intérieur de l'aile de l'aéronef (c'est-à-dire $q_i = 0$), on peut maintenant résoudre l'équation 4 pour des valeurs locales situées à différents points le long de la surface de l'aile pour lesquels les différents termes de l'équation auront des valeurs relatives différentes. Afin d'évaluer la variation de valeur de ces termes pendant le roulement au décollage de l'aéronef, on a choisi trois valeurs de vitesse aérodynamique représentative (10 , 30 et $50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$) pour tenir compte de l'intervalle entre 0 et 130 noeuds (intervalle de vitesse aérodynamique pendant le roulement au décollage). Les points choisis le long de l'extrados de l'aile se trouvent à environ 3 p. 100 de corde et à environ 25 p. 100 de corde. Le premier point doit représenter la partie de l'aile où la valeur négative du coefficient de pression est au maximum (à un angle d'attaque de -2° pendant le roulement au décollage) et le second point est un point type de la surface de l'extrados en contact avec le réservoir souple à carburant à l'intérieur de l'aile.

Reprenons momentanément le calcul du coefficient de transfert de chaleur par convection (déjà cité) :

$$h_c = \frac{k_a Nu_c}{C} \quad (17)$$

où k_a représente la conductivité thermique de l'air ($2,14 \times 10^{-2} \text{ J}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$), C représente la corde aérodynamique moyenne de l'aile ($3,5 \text{ m}$) et Nu_c est le nombre de Nusselt de l'aile qui à son tour se rapporte au Re_c , c'est-à-dire le nombre de Reynolds de l'aile. Cette dernière quantité se calcule comme suit :

$$Re_c = \frac{V_\infty C}{\nu_\infty} \quad (18)$$

où ν_∞ est la viscosité cinématique de l'air (à cette fin on utilise la valeur représentative de $1,34 \times 10^{-5} \text{ m}^2\cdot\text{s}^{-1}$).

Compte tenu des calculs de Pais *et al* (1988), on peut approcher le nombre de Nusselt local pour un profil lisse NACA 0012 (qui serait utilisé pour approcher les

caractéristiques de l'aile du Fokker F-28) par rapport à un nombre de Reynolds variant de $7,6 \times 10^5 \leq Re_c \leq 2,0 \times 10^6$, au moyen de la formule suivante :

$$2,4 \leq \frac{Nu_c}{\sqrt{Re_c}} \leq 4,2 \quad (19)$$

sur les premiers 5 p. 100 de la surface du profil à un angle d'attaque de 0° et au moyen de la formule suivante :

$$2,2 \leq \frac{Nu_c}{\sqrt{Re_c}} \leq 3,4 \quad (20)$$

près du point à 17 p. 100 (on présumera qu'il est également représentatif près du point à 25 p. 100).

Les nombres de Reynolds de l'aile correspondant aux trois vitesses aérodynamiques représentatives choisies précédemment (10 , 30 et $50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$) sont $2,61 \times 10^6$, $7,84 \times 10^6$ et $1,31 \times 10^7$ respectivement. Étant donné que les deux derniers nombres de Reynolds ne correspondent pas à la gamme d'application des équations 19 et 20, on a tenté une fois de plus d'évaluer les valeurs appropriées pour les premiers 5 p. 100 du profil. Afin d'évaluer le coefficient local de transfert de chaleur par convection, on peut représenter les quelques premiers points de pourcentage de la surface avant de l'aile à l'aide de la moitié avant d'un cylindre de diamètre $D = 0,25 \text{ m}$. Par conséquent, le coefficient local de transfert de chaleur par convection sur ce cylindre est le suivant :

$$h_D = \frac{k_s Nu_D}{D} \quad (21)$$

le nombre de Nusselt du cylindre Nu_D se rapportant au nombre de Reynolds du cylindre sera le suivant :

$$Re_D = \frac{V_\infty D}{\nu_\infty} \quad (22)$$

Les valeurs respectives des nombres de Reynolds du cylindre correspondant aux trois vitesses aérodynamiques retenues sont $Re_D = 1,86 \times 10^5$, $5,60 \times 10^5$ et $9,36 \times 10^5$. Žukauskas et Žiugžda (1985) indiquent la relation suivante entre le nombre de Reynolds et le nombre de Nusselt du cylindre se rapportant à l'écoulement sur les parties appropriées du cylindre lisse :

$$0,6 \leq \frac{Nu_D}{\sqrt{Re_D}} \leq 1,0 \quad (23)$$

pour $Re_D = 1,86 \times 10^5$, et

$$1,05 \leq \frac{Nu_D}{\sqrt{Re_D}} \leq 1,4 \quad (24)$$

pour $Re_D = 7,7 \times 10^5$. Pour un cylindre rugueux, les valeurs d'écoulement sont de deux à trois fois plus élevées au moins.

Deux autres quantités doivent être calculées avant d'évaluer l'équation 4. La concentration massique des flocons de neige dans l'air C_s peut être évaluée à partir des données de visibilité énoncées à la partie 2. Au moment du décollage, la visibilité était évaluée à 3 000 pi par le transmissomètre et 1 980 pi par l'observateur du SEA. À l'aide d'une valeur moyenne d'environ 2 500 pi, et de la relation entre la visibilité et la concentration massique indiquées par Stallabrass (1987) :

$$C_s = 0,286 V^{1,286} \quad (25)$$

pour C_s en $g \cdot m^{-3}$ et V en km, nous obtenons une valeur de concentration massique de $C_s = 4,06 \times 10^{-4} kg \cdot m^{-3}$.

L'autre quantité qui doit être évaluée est l'efficacité de collision locale des flocons sur l'aile, β . Il existe très peu de renseignements au sujet de l'efficacité de collision des flocons de neige avec des objets comme les ailes. Cependant, King (1985) a pu démontrer que la trajectoire des flocons de neige près d'un flux aérodynamique perturbé autour d'une aile ou d'un fuselage d'aéronef peut être approchée à l'aide des trajectoires calculées de gouttelettes de dimensions appropriées. Il semble que la relation qui existe entre la dimension des gouttelettes et celle des flocons est reliée à leur vitesse limite dans l'air. Compte tenu que les plus gros flocons faisant l'objet d'une étude de Mellor et

Mellor (1988) avaient une vitesse limite qui approchait $1,3 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, et que les gouttelettes d'eau de diamètre de 300 microns tombent à une vitesse à peu près équivalente, le modèle numérique décrit dans Oleskiw (1982) a été utilisé pour calculer la trajectoire de ces gouttelettes à proximité d'un profil NACA 0012 dans des conditions équivalentes à celles que l'on a pu observer pendant le roulement au décollage de C-FONF. Ces simulations indiquent pour un profil de 3,5 m de corde soumis à un écoulement aérodynamique dont la température est de 0°C et la pression de 97,1 kPa, que l'efficacité de collision à 10, 30 et $50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ serait de 25 p. 100, 31 p. 100 et 32 p. 100 respectivement en un point situé à environ 0,03 C (c'est-à-dire la distance d'environ 3 p. 100 de longueur de cordes vers l'arrière à partir du bord d'attaque). On a de plus déterminé que les gouttelettes, et par le fait même, les flocons de neige, ne toucheraient pas l'aile à un point situé plus loin que 0,19 C. Par conséquent, l'efficacité de collision à 0,25 C équivaut à 0 p. 100.

3.3 Évaluation de l'équation de l'équilibre thermique

Les valeurs dérivées des divers termes des équations 4 et 5 pour chacune des trois vitesses aérodynamiques et chacun des deux points le long de la surface de l'aile sont affichées dans le tableau 5. La colonne 1 classe les rangées par numéro de cas. Les colonnes 2 et 3 illustrent la vitesse aérodynamique (V_∞) et la distance fractionnaire le long de la corde à partir du bord d'attaque. La colonne 4 illustre le coefficient de transfert de chaleur par convection établi dans l'équation 17 (h_c) ou l'équation 21 (h_D). La colonne 5 illustre le flux massique des flocons qui s'accumulent (l), et les colonnes 6, 7 et 8 illustrent la pression de l'air, la vitesse de l'air et la température de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite (p_a , V_a et T_a respectivement). Les termes q_c , q_e , $-q_v$, $-q_k$, $-q_m$ et $-q_s$ (qui contribuent au flux thermique net) sont donnés dans les colonnes 9 à 14. La colonne 15 illustre le flux thermique net (q_f) obtenu par la somme des colonnes 9 à 14 alors que la colonne 16 illustre le temps (τ) requis pour congeler la partie humide de la couche de précipitation.

Si nous commençons par le cas n° 1 ($10 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,03$), le coefficient de transfert de chaleur par convection établi grâce aux équations 17 et 21 est $h_c = 36,7 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{T}^{-1}$ et $h_D = 33,3 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$ respectivement. La correspondance assez serrée qui existe entre ces deux valeurs semble valider la méthode du cylindre qui permet d'imiter le bord d'attaque d'une aile et obtenir les coefficients appropriés de transfert de chaleur par convection. Étant donné que la température de l'air à l'extérieur de la couche limite demeure au-dessus du point de congélation ($0,27^\circ\text{C}$), le transfert de chaleur par convection (q_c) est négatif. Même s'il existe un refroidissement appréciable par évaporation (q_e), *il est en bonne mesure* compensé par la somme de l'échauffement par frottement de la couche limite (q_v) et de la chaleur libérée par la congélation des flocons partiellement fondus qui tombent (q_m). À ce titre, tant l'énergie cinétique libérée par les flocons de neige qui frappent (q_k) que l'accroissement de chaleur due au rayonnement kilométrique (q_s)

Tableau 5. Dérivation de la période requise pour congeler la couche de précipitation sur les ailes de C-FONF à différentes vitesses pendant le roulement au décollage et à deux emplacements le long de l'extrados des ailes.

CAS	COEFFICIENT DE TRANSFERT DE CHALEUR PAR CONVECTION		PROPRIÉTÉS DE L'ÉCOULEMENT AÉRODYNAMIQUE À LA LIMITE EXTÉRIEURE DE LA COUCHE LIMITE		TERMES D'APPORT DE FLUX THERMIQUE UNITÉS ÉQUIVALENTES						FLUX THERMIQUE NET q_n ($W \cdot m^{-2}$)	PÉRIODE NÉCESSAIRE POUR LA CONGÉLATION TOTALE DE LA COUCHE DE PRÉCIPITATION τ (s)			
	V_∞ ($m \cdot s^{-1}$)	X/C	h ($W \cdot m^{-2} \cdot s^{-1}$)	l ($kg \cdot m^{-2} \cdot s^{-1}$)	P_a (kPa)	V_s ($m \cdot s^{-1}$)	T_s (°C)	q_c ($W \cdot m^{-2}$)	q_h ($W \cdot m^{-2}$)	q_m ($W \cdot m^{-2}$)			q_r ($W \cdot m^{-2}$)		
1	10	0,03	35	$1,02 \times 10^3$	96,97	18,9	0,27	-9,45	52,7	-5,3	-0,1	-33,9	-0,1	3,85	4 800
2	30	0,03	88	$3,78 \times 10^3$	96,46	44,5	-0,14	12,3	133,2	-73,9	-1,7	-126,3	-0,1	-56,50	-
3	50	0,03	114	$6,50 \times 10^3$	95,27	74,3	-1,11	126,2	174,8	-282,1	-8,1	-217,1	-0,1	-206,40	-
4	10	0,25	30	0	97,09	13,1	0,37	-11,1	45,2	-2,2	0	0	-0,1	31,80	574
5	30	0,25	52	0	96,74	39,1	0,09	-4,4	78,9	-35,7	0	0	-0,1	31,80	471
6	50	0,25	67	0	96,05	65,3	-0,48	32,1	101,9	-128,4	0	0	-0,1	5,50	316
7	67	0,03	132	$6,80 \times 10^3$	83,21	167,9	-11,4	1499,1	230,8	-1661,7	-15,3	-227,1	-0,1	-174,30	-

contribuent très peu à l'équilibre thermique global. Le résultat net (q_r) est un taux de refroidissement très lent sur ce point du profil.

Dans le cas n° 2 ($30 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,03$), la température locale de l'air baisserait sous le point de congélation, ce qui créerait un refroidissement par convection (q_c). Le taux de refroidissement par évaporation (q_e) augmente également mais est presque entièrement compensé par la chaleur libérée pendant la congélation des flocons qui tombent (q_m). L'autre source de chaleur importante est l'échauffement de la couche limite par frottement. Dans ce cas, le résultat net est un taux d'échauffement uniforme de la couche de précipitation.

Pour ce qui est du cas n° 3 ($50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,03$), la température de l'air à l'extérieur de la couche limite subit un refroidissement adiabatique qui abaisse la température à $-1,11^\circ\text{C}$, ce qui accroît sensiblement le refroidissement par convection (q_c). L'accroissement de la vitesse aérodynamique a également augmenté le taux de refroidissement par évaporation (q_e) illustré dans le cas n° 2. Cependant, l'accroissement important de la charge thermodynamique qu'impose l'échauffement par frottement (q_v) de la couche limite et par l'agglomération de flocons de neige partiellement fondus (q_m) entraîne un important accroissement global de la chaleur. À cette vitesse, on prévoit une augmentation de la température de la couche de précipitation à mesure que le temps s'écoule.

Si nous examinons maintenant un point sur l'aile qui se trouve encore plus éloigné du bord d'attaque (cas n° 4, $10 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,25$), il n'existe aucun flux massique d'accumulation des flocons étant donné que ces derniers ne frappent pas la surface de l'aile à un endroit aussi éloigné du bord d'attaque. Par conséquent, il n'y a pas d'énergie cinétique convertie en chaleur (q_k) ni de chaleur libérée par la congélation des flocons (q_m). Étant donné la vitesse aérodynamique plutôt faible à cet endroit ($13,1 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ par rapport à la valeur d'écoulement libre de $10,0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$) la température immédiatement à l'extérieur de la couche limite demeure au-dessus du point de congélation ($0,37^\circ\text{C}$); par conséquent, le transfert de chaleur par convection (q_c) est négatif. Les autres apports à l'équation de transfert de chaleur sont peu importants et par conséquent le refroidissement net (q_r) est peu important mais positif. Il faut cependant un très long moment pour que la couche en question ne gèle.

En ce qui a trait au cas n° 5 ($30 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,25$) l'effet net qui en découle est assez semblable à celui du cas n° 4. Le refroidissement par évaporation (q_e) et l'échauffement par frottement (q_v) de la couche limite sont plus importants que dans le cas précédent, mais le transfert de chaleur par convection (q_c) demeure négatif étant donné que la température de l'air à l'extérieur de la couche limite demeure immédiatement au-dessus

du point de congélation. Une fois de plus, la période nécessaire pour congeler la couche limite est très longue.

Compte tenu des vitesses plus élevées du cas n° 6 ($50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,25$), la température de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite est encore une fois négative ($-0,48^\circ\text{C}$) il s'ensuit donc un refroidissement par convection (q_c). Ce refroidissement plus le refroidissement par évaporation (q_e) sont à peu près annulés par l'énergie de frottement (q_f) qui s'ajoute à la couche limite. Par conséquent, le résultat net (q_r) est une absence presque totale d'échauffement ou de refroidissement de la couche de précipitation.

Enfin, dans le but d'établir si les conditions de précipitation sur l'aile se modifieraient sensiblement au moment du cabrage de l'aéronef à une vitesse aérodynamique d'environ 130 noeuds, on a effectué d'autres calculs (cas n° 7) en utilisant la distribution du coefficient de pression fournie par Fokker pour un angle d'attaque $\alpha = 5^\circ$ ($67 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et $X/C = 0,03$). La vitesse aérodynamique élevée près du point de pression aérodynamique minimale ($167,9 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ en comparaison de la valeur de l'écoulement libre de $67 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$) a entraîné un refroidissement important de l'écoulement aérodynamique immédiatement à l'extérieur de la couche limite (jusqu'à $-11,4^\circ\text{C}$) et par conséquent un transfert élevé de chaleur par convection (q_c). Cependant, cette valeur élevée est plus que compensée par un apport encore plus élevé de chaleur provenant de l'échauffement par frottement (q_f) de la couche limite. Le taux élevé de refroidissement par évaporation (q_e) a été presque équilibré par la chaleur libérée au moment de la congélation de la partie fondue des flocons de neige qui tombaient (q_m). Par conséquent, le résultat net (q_r) était un échauffement continu de la couche de précipitation en fonction des conditions données.

Les calculs de la présente partie ont permis de démontrer que, compte tenu des hypothèses qui ont été acceptées, il semble que le refroidissement aurait été insuffisant pendant le roulement au décollage du Fokker F-28 à Dryden pour qu'il y ait un effet assez important sur l'état de la couche de précipitation accumulée sur l'extrados de l'aile. En général, le refroidissement adiabatique de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite plus le refroidissement par évaporation produit par l'air ambiant peu saturé sont plus ou moins compensés par l'échauffement par frottement de la couche limite allié à la déperdition de chaleur requise pour congeler les flocons partiellement fondus qui entrent en collision avec l'aile.

Seuls deux types de transferts de chaleur qui revêtent une certaine importance ont été omis de cette analyse. Tout rayonnement solaire qui aurait pu pénétrer la couche de nuages et de précipitation aurait contribué encore plus à l'échauffement de la précipitation accumulée. Cependant, la conduction de la chaleur dans l'aile aurait pu contribuer au

refroidissement de la couche, c'est donc ce phénomène qui sera étudié dans la prochaine partie.

4.0 CONDUCTION DE LA CHALEUR VERS LES RÉSERVOIRS DE CARBURANT DES AILES

Afin d'évaluer l'effet de la conduction de chaleur vers l'aile de l'aéronef à partir d'une couche de précipitation qui s'était accumulée pendant l'escale de C-FONF à Dryden, il faut tenir compte du fait que l'aile du Fokker F-28 est munie de réservoirs structuraux dont le liquide mouille le revêtement de voilure sur la majeure partie de sa longueur. Ces réservoirs se trouvent entre les longerons à environ 12 et 56 p. 100 de corde à partir du bord d'attaque. Afin de calculer le transfert de la chaleur vers la couche de précipitation et à l'extérieur de cette couche, il est essentiel de connaître la température du carburant dans le réservoir avant et après l'avitaillement à Dryden. La température du carburant avant l'avitaillement varierait surtout en fonction de la température du carburant conservé dans les réservoirs au cours de la nuit précédente, du carburant chargé au cours des divers arrêts d'avitaillement pendant la matinée et du refroidissement du carburant en vol à des altitudes où l'air ambiant était nettement plus frais qu'au sol. La température du carburant après avitaillement varierait aussi en fonction de la température du carburant ajouté pendant l'avitaillement à Dryden. Nous débuterons donc la présente partie par le calcul des températures du carburant dans les réservoirs structuraux pendant l'escale à Dryden.

4.1 Évaluation des températures du carburant dans les réservoirs structuraux pendant l'escale du C-FONF à Dryden

Les 5 et 6 avril 1989, M. Garry Cooke, du Bureau de Winnipeg du CTAISB a entrepris l'exécution d'un certain nombre de mesures à Dryden à la demande de M. Dave Rohrer du personnel d'enquête. Ces mesures figurent au tableau 6.

La colonne 1 du tableau 6 illustre la date et l'heure de la prise de température de l'air extérieur et du camion avitailleur, ces températures figurent dans les colonnes 2 et 3 respectivement. La variation de la température de l'air extérieur au cours de la période d'environ 24 h indique le type de variation diurne à laquelle on s'attend. Les données de la colonne 3 indiquent que la température du carburant dans le camion avitailleur subit également des variations diurnes, moins importantes cependant que la température de l'air extérieur. De plus, le cycle diurne de la variation de température semble être retardé d'environ 2 h. Ces deux effets sont prévus étant donné la conductivité peu élevée du carburant et le fait que la température d'un tel volume de carburant varie surtout par conduction à travers le revêtement du réservoir et par convection dans le carburant même

Tableau 6. Température ambiante de l'air et température du camion avitailleur à Dryden (Ontario) les 5 et 6 avril 1989.

DATE ET HEURE (HNC)	TEMPÉRATURE EXTÉRIEURE DE L'AIR (°C)	TEMPÉRATURE DU CAMION AVITAILLEUR (°C)
le 5 avril, 16 h	7,5	3,2
le 5 avril, 19 h	2,0	2,2
le 5 avril, 22 h	-2,0	0,0
le 6 avril, 6 h 15	-8,0	-5,0
le 6 avril, 9 h 15	-3,0	-3,5
le 6 avril, 12 h 15	1,5	-1,5
le 6 avril, 15 h 15	3,0	0,5

et dans l'air extérieur. D'après ces données, on peut poser le principe général que, compte tenu des variations de la température de l'air extérieur semblables à celles qui ont été mesurées au cours de cette expérience, la température du réservoir tôt le matin (lorsque l'air extérieur est à sa température minimale) serait sans doute supérieure de 2° à l'air ambiant, alors que plus tard au cours de la matinée il serait de 2 à 3°C plus froid de l'air ambiant. Pour ces estimations, il est important de préciser à priori qu'aucun rayonnement solaire important ne chauffera davantage le réservoir au cours de cette période de la journée. Puisque, selon les renseignements fournis par M. Dave Rohrer, le carburant est entreposé à Winnipeg et à Thunder Bay dans des réservoirs en surface, nous présumerons que la relation énoncée ci-dessus entre la température de l'air extérieur et la température du carburant peut également s'appliquer au carburant chargé à partir de ces installations.

Ensuite, il faudra évaluer le taux de refroidissement du carburant dans les réservoirs structuraux du Fokker F-28 pendant le vol en altitude. On a à cette fin consulté trois sources de renseignements qui permettront d'effectuer les calculs.

Un document de Walker (1952) indique la température du carburant contenu dans les réservoirs structuraux d'un aéronef Comet de Havilland mesurée en vol à environ 450 m/h et à une température ambiante d'environ -60°C. Au départ, la température du carburant se situe à 15°C et diminue d'abord, pendant l'ascension, à un taux d'environ 20°C·h⁻¹.

M. G.L. Borst de Propulsion Engineering, Renton Division, Boeing Commercial Airplanes a fourni un graphique avec des courbes semblables de variation-temps de la température du carburant contenu dans les réservoirs structuraux en vol d'un Boeing 757-200. Si l'on tient compte d'une différence entre la température initiale du réservoir et la température de l'air extérieur pendant le vol d'environ 50°C, on obtient un taux de variation initial de la température du carburant d'environ 15°C·h⁻¹.

M. R. Jellema, directeur, Navigabilité de la flotte, département de Génie de l'avionneur Fokker, a signalé que le nombre limite de dossiers disponibles au sujet du refroidissement du carburant à bord des F-28 indiquent un taux de refroidissement maximal du carburant dans le réservoir d'environ 15°C·h⁻¹. Il a également fourni la formule suivante utilisant la température totale de l'air en altitude (t_T) et la température initiale du carburant avant décollage (t_{fi}) qui permettent de prévoir la température du carburant (t_{fr}) pendant le vol en altitude au cours d'une période τ_a :

$$t_{fr} = t_T + (t_{fi} - t_T) e^{-\tau_a^{1.2}} \quad (26)$$

Pour une différence de température initiale ($t_{fi} - t_T$) de 50°C, la baisse de température du carburant prévu au moyen de cette équation est d'environ 25°C au cours de la première heure. Étant donné que cette équation semble donner des résultats semblables à ceux que l'on a indiqués ci-dessus, elle sera utilisée pour prévoir le refroidissement du carburant dans les réservoirs structuraux du Fokker F-28.

Au cours d'une expérience effectuée le 14 avril 1989 par MM. Dave Rohrer et Ron Coleman de la CTAISB, les températures des divers paramètres se rapportant aux températures des réservoirs du Fokker F-28 ont été mesurées au cours de diverses escales (Dryden, YHD; Thunder Bay, YQT; Sault Ste. Marie, YAM) au cours d'une envolée de Winnipeg (YWG) à Toronto (YYZ). Afin de vérifier si l'équation 26 est utile pour prédire la température du carburant pendant le vol en altitude, les données tirées de cette expérience figurent au tableau 7.

La colonne 1 du tableau 7 illustre l'endroit et l'heure relative des mesures qui suivent. Les colonnes 2 et 3 illustrent la durée des étapes de vol à l'altitude de croisière et la température au cours de ces étapes. Les colonnes 4 et 5 illustrent la quantité de carburant chargée à bord de l'aéronef et sa température au cours d'une escale donnée (le cas échéant). La colonne 6 illustre la quantité de carburant dans les réservoirs structuraux du

F-28 immédiatement avant le décollage ou au moment de l'atterrissage. La colonne 7 illustre la température du carburant mesurée en prélevant une petite quantité par le robinet de purge de l'aile à proximité immédiate du fuselage. La colonne 8 illustre la température du carburant prévue par l'équation 26 pour chacune des étapes de vol et la "loi des mélanges" (équation 27) après avitaillement. Si deux liquides de masse m_1 et m_2 et de température absolue initiale t_1 et t_2 (K) respectivement sont bien mélangés, la température absolue (K) obtenue par ce mélange peut être déduite par l'équation suivante :

$$t_m = \frac{(t_1 m_1 + t_2 m_2)}{m_1 + m_2} \quad (27)$$

La colonne 9 du tableau 7 illustre la température du carburant dans les réservoirs, déduite à partir de la température de l'intrados de l'aile le plus près du fuselage. Ces données ont été consignées puisqu'il semble important de signaler que les températures mesurées à cet endroit sont en général plus froides que les températures illustrées à la colonne 7. Cela peut signifier que les températures inscrites dans la colonne 7 ne traduisent pas nécessairement la température du carburant dans le réservoir. Cet endroit a surtout été choisi parce que l'intérieur du revêtement de l'aile y est toujours en contact avec le carburant dans les réservoirs. La température à cet endroit variera aussi rapidement en fonction des variations de température du carburant à la suite de l'avitaillement. On a également attribué un facteur de correction de 2°C à la température mesurée du revêtement lorsque la différence significative entre cette température et la température de l'air semblait influencer la précision avec laquelle la température du revêtement à cet endroit indiquait la température du carburant. Enfin, la colonne 10 illustre la température du carburant prévue par l'équation 26 pour chaque étape de vol et l'équation 27 après l'avitaillement. La différence qui existe entre les colonnes 8 et 10 repose sur le fait que les chiffres de la colonne 8 ont été établis après la prise de température dans les réservoirs, alors que dans la colonne 10 la température du carburant dans le réservoir a été déduite de la mesure prise sur l'intrados de l'aile.

Une analyse de données présentées dans le tableau 7 révèle que les températures calculées du carburant inscrites dans les colonnes 8 et 10 correspondent assez bien aux températures mesurées ou estimées dans les colonnes 7 et 9 respectivement. Cela nous permet de croire que les équations 26 et 27 sont tout indiquées pour évaluer la température du carburant dans les réservoirs structuraux du Fokker F-28.

Tableau 8. Prévion des températures dans les réservoirs pendant les étapes de vol du Fokker F-28 C-FONF le 10 mars 1989

ENDROIT ET HEURE (TUC)	VOL		ESCALE		CARBURANT D'AVITAILLEMENT		CARBURANT DANS LES RÉSEROIRS STRUCTURAUX	
	TEMPS (min)	TEMPÉRATURE DE L'AIR (°C)	TEMPÉRATURE (°C)	TEMPÉRATURE (°C)	POIDS (lb)	TEMPÉRATURE (°C)	POIDS (lb)	TEMPÉRATURE (°C)
YWG : avitaillement			0,1		7 100	0		
YWG : 13 h 30 - avant départ			0,1				16 000	0,0
Étape de vol	7	-27						
YHD : 14 h 19 - à l'arrivée			-1,8				12 800	-1,5
Étape de vol	9	-27						
YQT : 15 h 32 - à l'arrivée			-4,2				9 600	-3,3
YQT - avitaillement			-3		6 000	-5		
YQT - après avitaillement							15 600	-4,0
YQT - vidange de carburant			-3		-2 800	-4,0		
YQT : 16 h 55 - avant départ			-2,6				12 800	-4,0
Étape de vol	13	-27						
YHD : 17 h 40 - à l'arrivée			1,0		9 500	-6,4		
YHD : 17 h 45 - avitaillement			1,0		3 500	0		
YHD : 18 h 10 - avant départ			0,4				13 000	-4,7

Voyons maintenant le vol de l'aéronef C-FONF du 10 mars 1989. On trouvera au tableau 8 les données utilisées pour prédire la température du carburant dans les réservoirs structuraux au cours de l'escale à Dryden. La colonne 1 illustre l'emplacement et l'heure approximative des entrées subséquentes. Les colonnes 2 et 3 illustrent la durée et la température des étapes de vol à l'altitude de croisière. La colonne 4 illustre la température de l'air mesurée pendant l'escale. Les colonnes 5 et 6 donnent la quantité et la température estimative du carburant chargé dans les réservoirs de l'aéronef ou vidangé au cours d'une escale donnée (le cas échéant). Ces températures ont été établies en rajustant la température de l'air observée au moyen des relations calculées à partir des données du tableau 6. Enfin, les colonnes 7 et 8 illustrent la quantité et la température du carburant dans les réservoirs structuraux du F-28. Par ailleurs, les estimations de la colonne 8 sont initialisées au moyen des données sur la température prévue du carburant à Winnipeg et sont établies en fonction des calculs subséquents du refroidissement à l'altitude de croisière effectués au moyen de l'équation 26 et par les données sur le mélange au cours de l'avitaillement calculés au moyen de l'équation 27.

La température du carburant d'avitaillement (colonne 4 du tableau 8) à Winnipeg (YWG) est évaluée à 0°C puisque la température de l'air mesurée était stable à environ 0°C pendant la nuit. On a de plus évalué à environ -5°C la température du carburant chargé à Thunder Bay (YQT) et ce, en fonction d'une température minimale de -7,8°C quelques heures auparavant et une température de l'air d'environ -3°C pendant l'avitaillement. Enfin, la température du carburant dans le camion d'avitaillement qui se trouvait à Dryden était d'environ 0°C compte tenu du peu de différence qui existait entre la température minimale mesurée pendant la nuit (-2,3°C) et la température de l'air au moment de l'avitaillement (1,0°C). La dernière colonne du tableau 8 indique que la température prévue du carburant dans les réservoirs structuraux s'est constamment refroidie pendant les étapes de vol après le départ de Winnipeg jusqu'au moment de l'avitaillement à Dryden. En général, on avait évalué que la différence de température entre réservoirs structuraux et l'air extérieur se situerait à environ 1,5°C au cours de toutes les escales avant le dernier arrêt à Dryden. À Dryden, les 3 500 livres de carburant à 0°C qui ont été chargées ont sans doute réchauffé les réservoirs structuraux qui sont passés de la température estimative de -6,4°C avant l'avitaillement à -4,7°C par la suite. Ces deux températures étaient nettement inférieures à la température ambiante de l'air qui variait de 1,0 à 0,4°C.

4.2 Évaluation du taux de congélation sur la couche de précipitation

Comme nous connaissons maintenant la température probable des réservoirs alors que le C-FONF était au sol à Dryden, nous sommes en mesure d'évaluer les termes de flux thermique de l'équation 4 et de calculer le flux thermique net et ensuite, le temps qu'il a fallu pour congeler l'eau qui se trouvait dans la couche de précipitation.

Comme il est indiqué dans la partie 3, puisque la couche de précipitation a été formée de flocons de neige mouillés, elle devait être au point de congélation au moment où elle se formait. Donc, le premier terme de l'équation 4, $q_a = 0$. La vitesse du vent enregistrée par l'observateur du SEA entre 17 h 40 et 18 h 10 TUC variait de 0 à 4 noeuds. À l'aide de cette valeur (égale à environ $2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$), il devient évident, en comparant aux valeurs du tableau 5, que pour des vitesses du vent si peu élevées, les troisième, quatrième et sixième termes de l'équation (q_v , q_k et q_s , respectivement) ont tous une valeur qui approche zéro.

Entre 17 h 40 et 18 h TUC, le taux équivalent en eau de la précipitation calculé à partir des mesures du transmissomètre et "corrigés" au moyen de la procédure de la partie 2, se situait entre $0,02$ et $0,22 \text{ mm}\cdot\text{h}^{-1}$. Entre 18 h et 18 h 10 TUC, il semble que ce taux de précipitation ait varié de $1,1$ à $4,5 \text{ mm}\cdot\text{h}^{-1}$. Ces quatre valeurs équivalent à des flux massiques de $5,6 \times 10^{-6}$, $6,1 \times 10^{-5}$, $3,1 \times 10^{-4}$ et $1,3 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$. À l'aide de l'équation 12, la chaleur libérée au moment de la congélation de ces flocons partiellement fondus (q_m) équivaut donc à $0,2$, $2,0$, $10,4$ et $41,8 \text{ J}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$ respectivement.

Étant donné une vitesse du vent de $2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ et un nombre de Reynolds de l'aile $Re_c = 5,2 \times 10^5$, on peut utiliser l'équation 20 pour calculer le nombre de Nusselt de l'aile ($Nu_c = 1\,950$). Ensuite, au moyen de l'équation 17, on peut calculer la valeur du coefficient du transfert de chaleur par convection ($h_c = 13,4 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{k}^{-1}$). Puisque la température de l'air observée à Dryden se situait à environ $0,7^\circ\text{C}$ au cours des plus fortes chutes de neige, l'équation 14 nous permet d'établir une estimation de la valeur du flux thermique de convection propre à cette vitesse du vent et cette température ($q_c = -9,4 \text{ J}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$).

Par ailleurs, on a indiqué que la température du point de rosée à Dryden à 18 h TUC était de $-3,0^\circ\text{C}$. L'équation 16 nous permet d'obtenir une estimation du flux thermique d'évaporation ($q_e = 25,8 \text{ J}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$).

Enfin, il est possible d'estimer le flux thermique de conduction dans l'aile de l'aéronef au moyen de la relation suivante :

$$q_i = \frac{t_p - t_f}{\frac{T_p}{2K_p} + \frac{T_s}{K_s} + \frac{T_f}{2K_f}} \quad (28)$$

où t_p et t_f sont des températures de la couche de précipitation (0°C) et du carburant dans les réservoirs structuraux ($-4,7^\circ\text{C}$) respectivement. L'épaisseur de la couche de précipitation, du revêtement d'aluminium de l'aile et un volume acceptable de carburant dans les réservoirs sont donnés par les termes T_p , T_s et T_f respectivement. La conductivité

thermique de ces trois couches est représentée par K_p , K_i et K_r respectivement. Dans l'équation 28, on évalue que la conduction a lieu entre les points mitoyens qui se trouvent entre les deux couches extérieures.

Comme nous avons posé le principe que la masse volumique de la couche de précipitation était de $400 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$, l'épaisseur de la couche contiguë de $0,55 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-2}$ de précipitation évaluée à la partie 2 serait $T_p = 1,38 \text{ mm}$ de neige mouillée. La conductivité thermique de la neige est évaluée à $K_p = 0,47 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$. L'épaisseur du revêtement d'aluminium utilisée pour ces calculs est $T_s = 4 \text{ mm}$. Étant donné que la conductivité thermique de l'aluminium, évaluée à $k_s = 138 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ (voir le Aerospace Applied Thermodynamics Manual de la SEA) est à ce point supérieur à celle de la neige ou du carburant, l'évaluation de son épaisseur aura peu d'influence sur la précision du calcul global du flux thermique de conductivité.

Il est par ailleurs nécessaire de s'assurer que la couche de carburant est assez épaisse pour qu'elle puisse absorber la chaleur qui lui serait transférée à partir de la couche de précipitation sans que sa température moyenne ne varie de façon appréciable. Prenons encore une fois pour acquis que 10 p. 100 de la couche de précipitation est constituée d'eau et le reste de neige; la chaleur par unité de surface qui doit être libérée pour congeler l'eau est égale au produit de : la partie fondue de la neige (0,1), la chaleur latente de fusion ($L_f = 3,34 \times 10^5 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}$), et la masse par unité de surface de la couche de précipitation ($0,55 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-2}$). Ce produit est égal à $1,84 \times 10^4 \text{ J}\cdot\text{m}^{-2}$. Ensuite, étant donné que la chaleur spécifique du carburant JP4 est $c_p = 1,93 \times 10^3 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ et que sa densité approximative est de $789 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$, l'épaisseur d'une couche de carburant qui peut être réchauffée de 1°C en absorbant la chaleur provenant de la congélation de la couche de précipitation sera de $T_f = 12 \text{ mm}$. La conductivité thermique du carburant JP4 est évaluée à $k_f = 0,14 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ (voir par exemple, Kays et Crawford, 1980). En plus des couches mentionnées ci-dessus, les réservoirs structuraux du F-28 sont garnis d'une couche de matériau plastifié. Étant donné que cette couche mesure environ 5 mm ou moins et que sa conductivité thermique approche celle du nylon ou du Téflon (les deux ayant la même conductivité que le carburant JP4), elle n'aura qu'un effet marginal sur le flux thermique entre la couche de précipitation et le carburant. Si nous posons maintenant toutes les valeurs appropriées ci-dessus dans l'équation 28, nous obtenons un flux thermique de conduction $q_i = 106 \text{ J}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$.

Tous les termes de flux thermique inscrits ci-dessus peuvent maintenant être utilisés pour résoudre l'absorption ou la perte du flux thermique net par la couche de précipitation. Ces données sont affichées au tableau 9. La colonne 2 de ce tableau indique l'équivalent en eau du taux de chute de neige qui tient compte des intervalles entre 17 h 40 et 18 h TUC et 18 h et 18 h 10 TUC. La colonne 3 illustre la fraction présumée en eau de la couche de précipitation formée par l'accumulation des flocons de neige mouillés. Les

Tableau 9. Dérivation de la période requise pour congeler la couche de précipitation sur les ailes du C-FONF, compte tenu des divers taux de chute de neige et des estimations de la fraction en eau initiale de la couche.

CAS	TAUX DE PRÉCIPITATION R (mm h ⁻¹ équivalent en eau)	FRACTION EN EAU INITIALE DE LA COUCHE K _m	TERMES DE FLUX THERMIQUE CONSTITUANT UN APPORT			FLUX THERMIQUE NET (W·M ⁻²)	PÉRIODE DE CONGÉLATION TOTALE DE LA COUCHE DE PRÉCIPITATION τ (s)	
			(W·M ⁻²)	(W·M ⁻²)	(W·M ⁻²)			
UNITÉS ÉQUIVALENTES								
8	0,02	0,1	-0,2	-9,4	25,8	106	122,20	151
9	0,22	0,1	-2,0	-9,4	25,8	106	120,40	153
10	1,1	0,1	-10,4	-9,4	25,8	106	112,00	165
11	4,5	0,1	-41,8	-9,4	25,8	106	80,60	229
12	2,7	0,1	-25,4	-9,4	25,8	106	97,00	190
13	2,7	0,2	-50,9	-9,4	25,8	53,9	19,40	1 900
14	2,7	0,3	-76,3	-9,4	25,8	26,1	-23,80	-
15	2,7	0,1	-25,4	-9,4	25,8	53,9	44,90	411
16	2,7	0,1	-25,4	-9,4	25,8	36,1	27,10	681

colonnes 4 à 7 énoncent les valeurs des termes de flux thermique qui contribuent au flux thermique net. La colonne 8 énonce le flux thermique net et la colonne 9 le temps prévu pour congeler complètement la fraction en eau de la neige mouillée dans la couche de précipitation.

À mesure que le flux massique des flocons de neige mouillés qui tombent augmente de $5,6 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-2} \text{ s}^{-1}$ à $1,3 \times 10^{-3} \text{ kg m}^{-2} \text{ s}^{-1}$ (cas n° 8 à cas n° 11), la chaleur qui doit être libérée pour congeler la fraction en eau des flocons de neige mouillée augmente également (colonne 3 du tableau 9). Si tous les autres termes de flux thermique demeurent constants pour ces cas, le flux thermique net calculé décroît graduellement. Il en résulte une augmentation du temps requis pour congeler totalement la fraction en eau de la couche de précipitation. Cependant, la période la plus longue requise (cas n° 11, 229 s), est sensiblement plus courte que la période de 600 s entre le début de la chute de neige plus importante (18 h TUC) et l'heure approximative du décollage (18 h 10 TUC). Afin d'assurer un repère de référence pour les autres cas qui suivent, on a effectué un autre ensemble de calculs (cas n° 12). À cette fin, on a choisi l'équivalent en eau du taux de chute de neige comme valeur moyenne ($2,7 \text{ mm} \cdot \text{h}^{-1}$) pendant l'intervalle de 18 h à 18 h 10 TUC. La durée de congélation de la couche est évaluée à 190 s.

Afin d'évaluer la sensibilité que revêt la prévision de la période de congélation de la fraction en eau de la précipitation aux changements dans la fraction en eau prévue des flocons de neige qui tombent, on a effectué deux autres ensembles de calculs (cas n° 13 et 14). Dans le cas n° 13, on a présumé que la masse des flocons de neige était constituée de 20 p. 100 d'eau. Comme il a fallu doubler la déperdition de chaleur requise pour congeler la plus grande fraction d'eau des flocons de neige mouillés, le flux thermique net a diminué de $19,4 \text{ J m}^{-2} \text{ s}^{-1}$ et la période de congélation de la couche de précipitation a augmenté de façon significative à 1 900 s. La fraction en eau de 0,3 (cas n° 14) a donc donné un flux thermique net de $-23,8 \text{ J m}^{-2} \text{ s}^{-1}$. Ces deux cas démontrent que, à mesure qu'augmente la fraction en eau des flocons de neige, il faut non seulement augmenter la chaleur qui doit être libérée pour congeler les flocons en question mais également la chaleur libérée pour congeler la couche de précipitation. La combinaison de ces effets entraîne une augmentation très rapide de la période de congélation de la couche de précipitation, ce qui entraîne à la longue une impossibilité prévue pour le carburant dans les réservoirs structuraux d'absorber suffisamment de chaleur de la couche de précipitation pour lui permettre de geler.

Enfin, pour déceler l'effet sur ces calculs d'un accroissement de l'épaisseur totale de la couche de précipitation, on a répété le cas n° 12 en y insérant des couches d'épaisseur double et triple (cas n° 15 et 16). Dans le premier de ces deux cas, compte tenu de l'accroissement de la chaleur qui doit être transférée aux réservoirs structuraux, il faut augmenter l'épaisseur de la couche de carburant afin de maintenir une petite augmentation

de la température résultant de ce transfert de chaleur. Cela entraîne une diminution d'environ 50 p. 100 du flux thermique de conduction (colonne 7). Par conséquent, le flux thermique net est de $44,9 \text{ J m}^{-2} \text{ s}^{-1}$ et la période de congélation de la couche de précipitation augmente de 190 s à 411 s. Dans les derniers calculs (cas n° 16), l'épaisseur de la couche de carburant qui absorbe la chaleur provenant de la couche de précipitation augmente une fois de plus. Cela réduit encore une fois le flux thermique net, il en résulte une prévision de la période de congélation de la fraction en eau de la couche de précipitation évaluée à 681 s.

À partir de ces cas, nous pouvons conclure que l'accroissement de la fraction en eau présumée des flocons de neige mouillés qui tombent augmente de façon importante la durée de congélation de la couche de précipitation. En fait, si la fraction en eau des flocons était de 0,3, il n'y aurait plus de conduction de chaleur de la couche de précipitation aux réservoirs structuraux et l'eau contenue dans la neige mouillée ne pourrait pas geler. Par ailleurs, si l'on accroît la profondeur de la couche de précipitation d'environ 1,4 à 4,1 mm de neige mouillée, cela augmente sensiblement la période de congélation de la couche de précipitation mais permet à la majeure partie de la couche de geler dans les 600 s pendant la chute de neige plus intense (18 h à 18 h 10 TUC). Une nouvelle augmentation de l'épaisseur de la couche de précipitation ne permettrait qu'à une partie inférieure de la couche de geler, la partie supérieure demeurant en neige mouillée.

PARTIE 5 - DISCUSSION ET RÉSUMÉ

On évalue à 1,38 mm l'épaisseur de la neige mouillée qui s'est accumulée sur les ailes de l'aéronef C-FONF, pendant l'escale à Dryden le 10 mars 1989. On a pu calculer ce résultat à partir des analyses des données sur la visibilité consignées par l'observateur du SEA à l'aéroport de Dryden et par le transmissomètre situé près de la piste. La relation utilisée pour évaluer le taux de précipitation à partir de la visibilité est une relation empirique et les données qui ont permis de la déduire sont très peu homogènes. La principale incertitude de cette relation réside dans la variation de la vitesse limite des flocons causée par la variation de leurs dimensions et de leur humidité (et par conséquent leur masse volumique). Étant donné que cette relation a été calculée pour une neige normale, il faut s'attendre à ce que des flocons mouillés tombent plus rapidement que la normale. Par conséquent, les flocons s'accumulent plus rapidement au sol que des flocons normaux et par le fait même obstruent la visibilité. Donc, malgré les efforts déployés à la partie 2 pour corriger les données sur la visibilité en fonction de la relation du taux de précipitation, on s'attend à ce que des flocons anormalement mouillés aient pu entraîner une accumulation plus importante de la précipitation qu'il n'avait été prévu ci-dessus.

Les calculs élaborés décrits à la partie 3 nous forcent à conclure que les mécanismes suivants auraient entraîné un refroidissement insuffisant pour congeler la couche de précipitation : refroidissement adiabatique de l'air pendant son accélération au-dessus de l'aile et refroidissement par évaporation entraîné par de l'air plutôt sec près du sol au moment du décollage. En général, le refroidissement adiabatique de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite plus le refroidissement par évaporation entraîné par l'air moins que saturé ont été plus ou moins compensés par l'échauffement par frottement de la couche limite combiné à la déperdition de chaleur requise pour congeler les flocons partiellement fondus qui frappaient l'aile. Les flocons de neige qui frappaient l'aile pendant le roulement au décollage auraient donc touché une couche de précipitation superficielle partiellement mouillée et cet état, combiné au fait que les flocons seraient sans doute également mouillés, permet de conclure qu'une bonne part des flocons se seraient collés sur la zone avant de la couche de précipitation pendant le roulement au décollage.

L'étude du transfert du flux thermique de conduction à partir de la couche de précipitation sur l'aile vers les réservoirs structuraux indique que dans certaines circonstances et en combinaison avec d'autres termes de flux thermique, le refroidissement aurait été suffisant pour congeler complètement la fraction en eau de la couche de précipitation pendant la période de 10 minutes où la chute de neige était plus importante et où l'aéronef se trouvait au sol (18 h à 18 h 10 TUC). La valeur présumée de la fraction en eau des flocons a permis de démontrer qu'elle modifiait sensiblement la période de congélation de la couche de précipitation. Il a également été démontré que l'épaisseur de la couche de précipitation a influé fortement sur la période de congélation. Étant donné que la profondeur de la couche de neige mouillée sur les ailes était sans doute plus élevée que la meilleure estimation de 1,38 mm calculée à partir des données disponibles, il semble probable que la conduction thermique vers les réservoirs aura entraîné la congélation d'une épaisseur inférieure de la couche d'eau dans la couche de neige mouillée, tout en laissant une épaisseur supérieure à l'état partiellement liquide. Étant donné que la masse volumique de la neige mouillée se situait entre celle de la neige sèche ($100 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$) et celle de la glace (près de $920 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$), cette couche était composée d'un réseau de cristaux de glace déformés et coagulés intercalés de poches d'air et d'eau. À mesure que l'eau gelait dans la partie inférieure de cette couche, elle aurait créé une surface très rugueuse entre les parties inférieure et supérieure de la couche de précipitation. Au moment du roulement au décollage de l'aéronef, l'eau excédentaire dans la partie supérieure de la couche de précipitation aurait été évacuée et ainsi aurait entraîné une partie de la glace qui se trouvait dans la partie supérieure de la couche. Cela aurait entraîné la création d'une surface très rugueuse sur les ailes qui aurait eu des conséquences importantes sur le rendement aérodynamique de l'aéronef. Il est par ailleurs intéressant de remarquer que la conductivité thermique du revêtement d'aluminium de l'aéronef est nettement supérieure à celle de la neige mouillée, de l'air ou du carburant

dans les réservoirs structuraux. En conséquence, le revêtement d'aluminium aura retiré la chaleur de la couche de précipitation à un endroit de l'aile encore plus à l'avant que l'emplacement du longeron formant paroi extérieure des réservoirs. Par conséquent, la surface de la couche de précipitation rugueuse hypothétique aurait pu s'étendre vers l'avant jusqu'à la partie de l'aile aérodynamiquement critique.

6.0 - BIBLIOGRAPHIE

- Houghton, E.L. and Brock, A.E. 1970. *Aerodynamics for Engineering Students*. Second Edition. Edward Arnold (Publishers) Ltd., London.
- Kays, W.M. and Crawford, M.E. 1980. *Convective Heat and Mass Transfer*. 2nd Edition. McGraw-Hill Book Company, New York. N.Y.
- King, W.D. 1985. Air Flow and Particle Trajectories around Aircraft Fuselages. Part III: Extensions to Particles of Arbitrary Shape. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology* 2 (4): 539-547.
- Makkonen, L. 1989. Estimation of Wet Snow Accretion on Structures. *Cold Regions Science and Technology* 17: 83-88.
- Mellor, M. and Mellor, A. 1988. Some Characteristics on Falling Snow. *Cold Regions Science and Technology* 15: 201-206.
- Oleskiw, M.M. 1982. A Computer Simulation of Time-Dependent Rime Icing on Airfoils. Ph.D. Thesis, University of Alberta, Edmonton.
- Pais, M.R. Singh, S.N. and Zou, L. 1988. Determination of the Local Heat-Transfer Characteristics on Simulated Smooth Glaze Ice Accretions on a NACA 0012 Airfoil. AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 1988. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C.
- SAE Committee AC-9, Aircraft Environmental Systems, 1969. *SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual*, 2nd Edition. Society of Automotive Engineers, Inc., New York, NY.
- Stallabrass, J.R. 1987. Measurements of the Concentration of Falling Snow. *In Snow Property Measurement Workshop*. Chateau Lake Louise, April, 1985. Edited by P.R. Kry. National Research Council Canada, Ottawa. pp. 389-410.

Zukauskas, A. and Ziugzda, J. 1985. *Heat Transfer of a Cylinder in Crossflow. Translated by R. Bagdonaite. Edited by G.F. Hewitt. Hemisphere Publishing Corporation, Washington, D.C.*

REPORT DOCUMENTATION FORM/FORMULAIRE DE DOCUMENTATION DE RAPPORT

REPORT No./ NO DU RAPPORT		REPORT No./ NO DU RAPPORT		SECURITY CLASSIFICATION/ CLASSIFICATION DE SECURITÉ	
1 IME-CRE-TR-003		2 32124		3 ___ Top Secret/Très secret ___ Secret ___ Confidential/Confidentiel ___ Protected/Protégée <u>XX</u> Unclassified/Non classifiée	
DISTRIBUTION/DIFFUSION ___ Controlled/Contrôlée 4 <u>XX</u> Unlimited/Illimitée					
DECLASSIFICATION: DATE OR REASON/DÉCLASSEMENT: DATE OU RAISON 5					
TITLE, SUBTITLE/TITRE, SOUS-TITRE 6 Freezing Precipitation on Lifting Surfaces					
AUTHOR(S)/AUTEUR(S) 7 M. M. Oleskiw					
SERIES/SÉRIE 8 Technical Report					
CORPORATE AUTHOR/PERFORMING ORGANIZATION/ AUTEUR D'ENTREPRISE/AGENCE D'EXÉCUTION 9 National Research Council of Canada Institute for Mechanical Engineering					
SPONSORING OR PARTICIPATING AGENCY/AGENCE DE SUBVENTION OU PARTICIPATION 10 Commission of Inquiry into the Air Ontario Crash at Dryden, Ontario P.O. Box 687, Adelaide Station, Toronto, ON M5C 2J8					
DATE	FILE/DOSSIER	SPECIAL CODE/ CODE SPÉCIALE	PAGES	FIGURES	REFERENCES
11 1991/09	12 3741-4	13 REA00	14 31(vi)	15 0	16 12
NOTES 17 This report was requested by Mr. D. J. Langdon, Chief, Systems Engineering, Canadian Aviation Safety Board in a letter dated 1989 June 20. The request was made on behalf of Mr. J. Jackson, Investigator in Charge, Commission of Inquiry into the Air Ontario Crash at Dryden, Ontario					
DESCRIPTORS (KEY WORDS)/MOTS-CLÉS 18 ICE, ICING, DEICE, DEICING, ANTIICING, SNOW, ATMOSPHERIC PRECIPITATION					
SUMMARY/SOMMAIRE 19 Please see Abstract.					
ADDRESS/ADRESSE 20 Dr. R.M.W. Frederking, Head Cold Regions Engineering Institute for Mechanical Engineering Montreal Road, Ottawa, K1A 0R6, Canada (613) 993-2439					

Annexe 7

Étude du rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario à Dryden (Ontario): Analyse et recommandations présentées à la Commission d'enquête

Robert L. Helmreich, Ph.D.

12 décembre 1990

[TRADUCTION]

**Étude du rôle des facteurs humains dans l'accident
d'Air Ontario à Dryden (Ontario) :
Analyse et recommandations présentées à la Commission
d'enquête sur l'accident d'Air Ontario à Dryden (Ontario)**

Robert L. Helmreich, Ph.D
Programme de recherches conjoint de la NASA et de l'Université
du Texas intitulé "Aerospace Crew Performance Project"¹

**Austin, Texas
12 décembre 1990**

¹ Les recherches dont les résultats font l'objet du présent rapport, ont été menées en vertu de l'accord de coopération NASA-Ames Research Center NCC2-286 - Enquêteur principal : Robert L. Helmreich. Les opinions qui y sont exprimées sont celles de l'auteur et ne représentent pas la position de la NASA. Toutes les données fournies par les transporteurs aériens sont conservées dans des bases de données protégées et traitées conformément à un accord de stricte confidentialité spécifiant qu'aucune personne physique ou morale ne sera identifiée.

Introduction et vue d'ensemble

A la demande de la *Commission d'enquête sur l'accident d'Air Ontario, à Dryden (Ontario)*, les indices réunis au cours de l'enquête sur les causes de l'accident ont été examinés en fonction des facteurs humains et des problèmes organisationnels. Les pièces examinées comprenaient les rapports du groupe des opérations et du groupe de la performance humaine, des entrevues avec le personnel concerné et des témoignages déposés sous serment devant la Commission. Considéré sous l'angle de la recherche, l'ensemble des faits tend à nous présenter un environnement opérationnel qui a permis qu'un équipage expérimenté en vienne à une décision erronée quant à la sécurité d'un décollage sous la neige, qui s'accumulait et contaminait les ailes de l'avion.

L'absence de preuves directes fournies par des enregistreurs de conversations ou de données de vol semble à première vue de nature à gêner sérieusement l'enquête. En fait, c'est précisément à cause de cette lacune que l'on a procédé à un examen plus poussé de questions plus générales, notamment de facteurs à caractère normatif et organisationnel, qu'on ne l'aurait probablement fait en temps normal. Les leçons que l'on peut tirer d'une enquête aussi approfondie se révéleront sans doute précieuses pour la conduite des opérations aériennes et la formation des équipages.

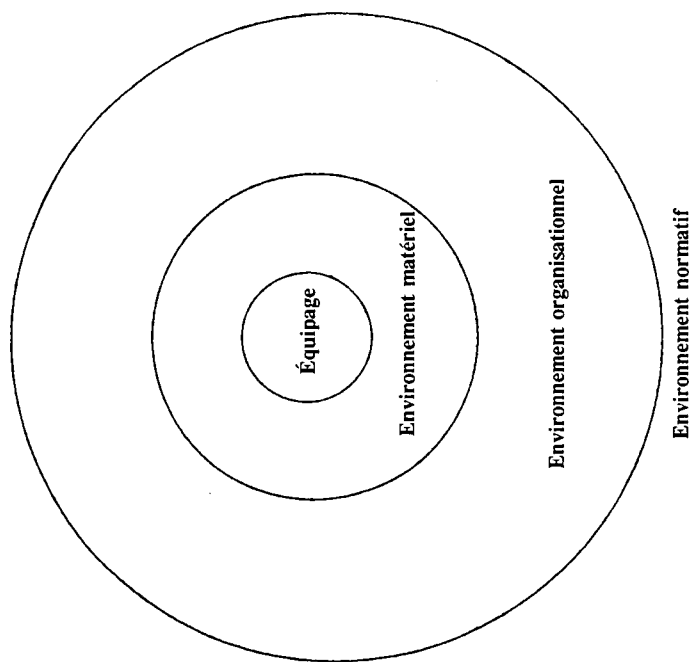
Il serait peut-être utile de décrire dans quel contexte l'auteur a formé ses opinions. Elles font suite à plus de vingt ans de recherches sur les multiples déterminants du comportement et de la performance de l'être humain, réalisées sous l'égide d'organismes comme la National Science Foundation, l'Office of Naval Research, la National Aeronautics and Space Administration et la Federal Aviation Administration. La présente enquête est menée sous les auspices de la NASA et de l'Aerospace Crew Performance Project de l'Université du Texas, dirigé par l'auteur. Ce projet comprend l'étude des facteurs de personnalité relatifs à la sélection des pilotes et des astronautes, la dynamique de groupe, les

caractéristiques des aéronefs, comme l'automatisation, et des questions organisationnelles, comme le développement et l'influence des sous-cultures (Wilhelm, 1990; Helmreich et Wilhelm, 1990; Wilhelm, sous presse).

Un autre élément capital de la recherche consiste à évaluer l'efficacité de la formation selon les principes de la gestion des équipages (*Crew Resource Management*) - (*CRM* : Helmreich, 1991). La formation *CRM* vise à améliorer la coordination de l'équipage, la prise de décision, la prise de conscience de la situation et les communications interpersonnelles. Elle insiste sur l'importance d'utiliser toutes les ressources disponibles, à l'intérieur comme à l'extérieur du poste de pilotage, et sur la constitution d'une équipe efficace à laquelle participe le personnel de cabine. Le concept *CRM* est maintenant très largement répandu et il est intégré à la formation de nombreuses compagnies. Il n'y a pourtant pas longtemps que la recherche empirique a permis de démontrer qu'une telle formation peut influencer sur le comportement des équipages de conduite (Helmreich, Chidester, Foushee, Gregorich et Wilhelm, 1990; Helmreich, Wilhelm, Gregorich et Chidester, 1990).

La présente recherche repose sur le fait que le comportement des équipages de conduite dans une situation donnée est déterminé par un certain nombre de facteurs agissant simultanément. Ces facteurs sont, entre autres : 1) l'environnement normatif - les normes et la supervision de l'exploitation; 2) l'environnement organisationnel - les normes culturelles et comportementales de la société, qui comprennent le moral, les pratiques et les critères, la stabilité et les changements organisationnels, et les ressources disponibles; 3) l'environnement matériel - les conditions météorologiques, les conditions d'exploitation et l'aéronef, notamment son état et ses possibilités; 4) l'environnement de l'équipage - la coordination et les communications interpersonnelles, qui incluent le poste de pilotage, la cabine, le personnel au sol et les caractéristiques individuelles des membres de l'équipage - formation, expérience, motivation, personnalité, attitudes, fatigue et stress engendré tant par la situation opérationnelle immédiate que par les événements significatifs de la vie privée (Foushee et Helmreich, 1988; Helmreich, 1990). La figure 1 représente les environnements dans lesquels se déroulent les

**Figure 1. Environnements de l'équipage de conduite
Facteurs influant sur le comportement**



opérations aériennes. Des événements et des circonstances qui illustrent ces catégories seront examinés dans la mesure où ils concernent l'accident de Dryden et les motifs possibles des mesures prises par l'équipage du vol 363 d'Air Ontario.

Les résultats de la présente analyse tendent à montrer que c'est l'enchaînement de multiples facteurs appartenant à chacune des catégories qui a amené l'équipage à décider de décoller sans décontaminer les ailes. Dans cette hypothèse, aucun des facteurs pris isolément n'aurait pu déclencher le comportement de l'équipage avant et pendant le décollage mais leur combinaison a créé un environnement dans lequel une grave erreur de procédure pouvait se produire. Ce réseau d'influences concourantes, sans cause déterminante unique, justifie que cet accident soit classé comme défaillance de système. La présente analyse va tenter de définir ces influences et leurs incidences réciproques. Elle sera accompagnée d'observations et proposera des contremesures.

Historique du voyage. L'équipage s'était présenté à Winnipeg le lundi 6 mars vers 0630 HNC, pour cinq jours de service de vol sur le Fokker F-28 immatriculé C-FONF, comportant six tronçons par jour et se terminant à 1530 HNC. Le plan de voyage et la constitution des équipages sont indiqués à la figure 2. Le commandant de bord George Morwood avait déjà volé avec les deux agents de bord, mais personne n'avait encore volé avec le premier officier Keith Mills. Après la séquence du lundi 6 mars, le commandant de bord Morwood avait été remplacé le mardi par le commandant de bord Robert Nyman et le mercredi par le commandant de bord Alfred Reichenbacher. Il avait regagné son poste le jeudi 9 mars et le vendredi 10 mars.

Le 10 mars, l'équipage s'est présenté à Winnipeg vers 0640 et a constaté que le groupe auxiliaire de puissance (APU) ne fonctionnait pas. L'avion s'est envolé vers Dryden à 0749 avec environ 10 minutes de retard après avoir attendu d'être dégivré. Il a été retardé de nouveau à Dryden à cause du mauvais temps à Thunder Bay. A Thunder Bay, on a refait le plein de carburant en calculant pour 55 passagers. Toutefois 10 passagers ont été ajoutés, de

Le rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario

5

sorte que l'avion dépassait la masse brute maximale de calcul autorisée pour le décollage. Après discussion sur ce qu'il convenait de faire, on a procédé à une reprise de carburant et on a gardé les passagers supplémentaires. Le vol est parti de Thunder Bay avec 64 minutes de retard et il est arrivé à Dryden à 1130 HNC. A Dryden, l'avion a refait le plein avec un moteur en marche car cet aérodrome ne possède pas de groupe de parc pour le démarrage. Contrairement aux consignes d'Air Ontario qui sont énoncées dans le manuel de bord, les passagers sont restés à bord pendant l'avitaillement.

Pendant l'escale à Dryden, il tombait de la neige qui s'accumulait sur les ailes. A 1200 heures, dans un message à destination de Kenora, le premier officier Mills a déclaré : "...il neige à gros flocons, on dirait que ça va tomber dru". Peu après le début du roulage au sol, un passager a demandé à l'agent de bord Katherine Say à quel moment on avait l'intention de dégivrer l'avion. Les agents de bord n'ont pas fait part à l'équipage de conduite de la préoccupation ainsi manifestée à propos du dégivrage.

Le vol a été retardé d'environ quatre minutes pour laisser atterrir un avion léger. L'autorisation de décoller vers Winnipeg a été donnée à 1207 HNC et, à 1209, le premier officier Mills a signalé par radio que l'avion était prêt à décoller. L'avion a déjaugé mais n'a jamais quitté la zone d'effet de sol et il s'est écrasé dans les arbres à 126 mètres de l'extrémité de la piste. L'avion a été détruit par l'impact et l'incendie. Les deux pilotes, un agent de bord et vingt et un passagers ont été tués. Quarante-quatre passagers et l'autre agent de bord ont survécu à leurs blessures. La figure 3 donne la chronologie des événements du 10 mars.

Figure 2. Détail des vols prévus entre
le 6 et le 10 mars 1989

Ligne Air Ontario - pilotes Morwood
et Mills

<u>Tronçons</u>	<u>Équipage</u>
Winnipeg-Dryden	6 mars - Morwood/Mills
Dryden-Thunder Bay	Say/Hartwick
Thunder Bay-Dryden	7 mars - Nyman/Mills
Dryden-Winnipeg	Say/Hartwick
Winnipeg-Thunder Bay	8 mars - Reichenbacher/Mills
Thunder Bay-Winnipeg	Say/Hartwick
	9 mars - Morwood/Mills
	Say/Hartwick
	10 mars - Morwood/Mills
	Say/Hartwick

Figure 3. Vols Air Ontario 362 et 363
10 mars 1989

<u>Tronçon</u>	<u>Heures</u>	<u>Retard</u>
Winnipeg-Dryden	0749-0819 HNC	13 minutes
Dryden-Thunder Bay	0850-0932 HNC	20 minutes
Thunder Bay-Dryden	1104-1130 HNC	64 minutes
Dryden-accident	1203-(1211) HNC	

I. L'environnement normatif

L'équipage du vol 363 d'Air Ontario était assujéti aux règlements et pratiques de Transports Canada. Plusieurs aspects des règlements en vigueur ont eu indirectement une influence nocive sur l'environnement opérationnel de l'équipage. Ils ont permis que se développe une situation qui, dans ce cas, n'a fourni aucune protection contre des décisions erronées en ce qui concerne l'atterrissage et le décollage à Dryden dans des conditions météorologiques défavorables. Les points ci-après sont mentionnés comme pertinents à l'accident.

I(a). L'absence de lignes directrices claires à l'intention des compagnies et des équipages quant à la nécessité du dégivrage. Le règlement en vigueur au moment de l'accident interdit d'entreprendre un vol "...si la quantité de givre, de neige ou de glace adhérent aux ailes, aux gouvernes ou aux hélices de l'avion risque de compromettre la sécurité du vol". Comme le notait le rapport intérimaire de la *Commission d'enquête sur l'accident d'Air Ontario à Dryden (Ontario)* (1989), "...il n'y a pas actuellement de lignes directrices approuvées par Transports Canada qui pourraient aider les agents d'opérations, les équipages de conduite ou les équipes au sol à porter un jugement rationnel quant à la quantité de contaminant sur les surfaces portantes d'un avion qui est de nature à compromettre la sécurité du vol". En l'absence de lignes directrices, ce sont les opinions purement idiosyncratiques sur la dégradation causée par des quantités différentes de contaminant qui peuvent l'emporter. Il n'y avait pas non plus d'obligation formelle pour la formation de cours sur les effets de la contamination par le givre et des phénomènes connexes comme "l'imprégnation de froid" ni sur les différences de sensibilité des divers types d'aéronefs aux effets du givrage.

I(b). L'absence de rigueur dans la réglementation et le contrôle des opérations d'Air Ontario, Inc., à la suite de sa fusion et lors du lancement du service sur avions à réaction F-28. Transports Canada a permis que l'on continue d'exploiter un service de

équipements minimaux ni manuel d'exploitation approuvé spécifiant les consignes d'exploitation normales. En suivant d'un peu plus près le lancement de ce service, on aurait constaté d'autres problèmes opérationnels d'importance, dont un manque de cohérence entre les manuels (c'est-à-dire des manuels différents dans le même poste de pilotage et des contradictions entre les manuels de la cabine et ceux du poste de pilotage) et des difficultés en matière de calcul des devis de masse et centrage. Il aurait été particulièrement important à l'époque de procéder à des observations approfondies de la performance des équipages sur le F-28 pendant les vols de ligne. Des témoins de Transports Canada ont signalé une insuffisance des ressources pour appliquer les règlements de sécurité et pour contrôler les opérations aériennes.

I(c). Une vérification de l'exploitation d'Air Ontario qui avait été différée et dont le champ était incomplet. Les éléments fournis par l'observation de plusieurs fusions de compagnies aériennes aux États-Unis, donnent à penser que ces fusions créent des conditions qui justifient une surveillance accrue dans le domaine de la réglementation. Il y a toujours une dégradation de l'efficacité opérationnelle lorsqu'on réunit des entités disparates et il faut alors redoubler d'effort en matière de contrôle des opérations et de maintien de la conformité à des normes de sécurité suffisantes. On a également observé que, même une fois réglées, les grèves suscitent des problèmes opérationnels importants et perturbent les communications entre les équipages et l'administration. Une vérification nationale d'Air Ontario était prévue pour février 1988. Les questions relatives à la navigabilité, à la sécurité des passagers et aux marchandises dangereuses avaient alors été vérifiées comme prévu, mais celle qui concernait les opérations aériennes avait été reportée à juillet, pour être finalement traitée en novembre 1988. En présence d'une situation comportant à la fois une fusion, une grève et la mise en service d'un nouveau type d'avion, on aurait pensé qu'une vérification vraiment approfondie de l'exploitation s'imposait. Il est à noter que, dans le cadre de la vérification qui a finalement eu lieu, on a omis d'examiner le changement opérationnel le plus significatif, à savoir la mise en place d'un nouveau service sur avions à réaction F-28. Le témoignage du chef vérificateur indique que celui-ci manquait d'expérience, que c'était la première fois qu'il

était à la tête d'une équipe de vérification et qu'il ne disposait que d'un personnel restreint. On est en droit de penser que les dossiers de formation des équipages constituent l'essentiel d'une vérification. Toutefois, compte tenu de l'expérience acquise dans ses recherches, l'auteur est d'avis que l'on peut avancer un autre point de vue, à savoir que c'est le comportement observable des équipages en service qui fournit l'élément essentiel pour comprendre le niveau de sécurité et d'efficacité des opérations aériennes.

I(d). L'absence d'une réglementation stricte concernant la formation et les licences des agents d'opérations et l'absence de règlements régissant l'autorisation de départ et le suivi des vols. Transports Canada n'avait aucune réglementation formelle concernant la formation et les licences des agents d'opérations et permettait qu'un transporteur comme Air Ontario fonctionne avec un système donnant aux pilotes le droit d'autoriser leurs propres vols. Tout en utilisant une méthode conforme à la réglementation, Air Ontario exerçait un contrôle des opérations bien moins rigoureux que sa compagnie mère, Air Canada.

I(e). L'absence de critères précis pour les qualifications et la formation de cadres supérieurs des compagnies aériennes, des pilotes inspecteurs et des inspecteurs des transporteurs aériens. Quand une organisation subit des changements rapides, on assiste souvent à des bouleversements dans les conditions et les pratiques d'exploitation, ainsi qu'à des mouvements accélérés dans les postes de direction. Certes, les compagnies s'efforcent habituellement de maintenir le plus haut niveau possible d'expérience et de compétence mais, sans règles strictes, les compromis sont fréquents. Nous pensons que des lignes directrices plus précises pourraient aider les compagnies à identifier les situations dans lesquelles elles ont besoin d'une expertise extérieure pour améliorer la sécurité et l'efficacité de leur exploitation. En ce qui concerne l'évaluation du personnel, l'étendue et la qualité de l'expérience peuvent servir d'indicateurs pour déterminer si une personne a les qualifications nécessaires pour diriger et évaluer efficacement les opérations. Lorsqu'il s'agit d'exploiter un nouveau service, comme dans le cas du F-28, il peut être difficile, pour ceux qui sont directement impliqués, de se faire une opinion précise à cet égard.

Un des problèmes que pose de façon permanente la normalisation des opérations des transporteurs aériens est que les inspecteurs chargés de contrôler l'observation des règlements et les pilotes inspecteurs qui contrôlent les services aériens des compagnies sont généralement cantonnés à un seul type d'aéronef. Il en résulte que s'il vient à se former des procédures différentes pour différents types de matériel volant, ces différences ne seront pas décelées par une personne qui ne s'occupe que d'un seul élément de l'ensemble. Diverses compagnies aériennes adoptent une politique qui consiste à s'adresser à des évaluateurs pour contrôler la coordination et l'efficacité des équipages sur tous les types de matériel volant, afin de mieux saisir les différences qui existent entre les types et les variantes qui en découlent au plan des méthodes et des habitudes.

II. L'environnement organisationnel

Un certain nombre de facteurs liés à la nature et à l'exploitation d'Air Ontario ont créé un environnement vecteur d'erreurs opérationnelles. Au niveau le plus élevé, Air Canada, bien qu'étant actionnaire majoritaire, a *négligé d'exiger* qu'Air Ontario fonctionne en conformité des normes d'Air Canada et de fournir les ressources nécessaires pour atteindre ces normes. Dans le même ordre d'idées, un certain nombre de décisions et de pratiques d'Air Ontario ont permis que se développent et se perpétuent des méthodes d'exploitation comportant des lacunes significatives au plan de la sécurité. La présente étude n'a pas pour objet de reprocher à quiconque de ne pas être allé au-delà des critères réglementaires. Son propos est d'examiner l'*impact opérationnel* de la structure et des pratiques organisationnelles qui avaient cours à ce moment. On a pu constater que les facteurs en cause ont déjà eu des répercussions sur l'exploitation d'autres transporteurs aériens aux prises avec des contraintes analogues. On notera toutefois que, de l'intérieur des compagnies qui subissent de telles transformations, on risque de ne pas se rendre compte des incidences que la situation peut avoir sur la sécurité.

Le rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario

11

notera toutefois que, de l'intérieur des compagnies qui subissent de telles transformations, on risque de ne pas se rendre compte des incidences que la situation peut avoir sur la sécurité.

II(a). Le manque de soutien opérationnel de la part d'Air Canada. Pendant la période de mise en place du service sur le F-28, Air Canada possédait 75 % des intérêts d'Air Ontario, qui partageait son indicatif de vol ("AC"). Air Canada a une longue expérience de l'exploitation des avions de transport à réaction et maintient des critères stricts pour les autorisations de départ et le suivi des vols. Les ressources de cette compagnie auraient été d'une valeur considérable pour faciliter la transition à la compagnie fusionnée et pour la mise en place du service sur avions à réaction F-28. D'après les témoignages, il y avait des motifs financiers (maintien de l'indépendance des opérations et des échelles de salaires) pour entretenir le cloisonnement entre les deux transporteurs et il n'y avait aucune contrainte réglementaire en matière de partage des ressources et des normes.

II(b). L'effet perturbateur des fusions et des grèves. Les fusions entre transporteurs aériens sont devenues en plus fréquentes ces dernières années. Au cours de notre enquête, des recherches sur les attitudes et le comportement des équipages ont été menées dans diverses compagnies aériennes issues d'une ou de plusieurs fusions. Dans le cadre de ces recherches, on évalue les attitudes des membres d'équipage envers les modes de gestion du poste de pilotage en se servant d'un instrument de sondage, le "*Cockpit Management Attitudes Questionnaire*" (CMAQ) - (Questionnaire sur les attitudes à l'égard du concept de gestion du poste de pilotage) - (Helmreich, 1984; Gregorich, Helmreich et Wilhelm, 1990). Il a été confirmé que ces attitudes permettent de prévoir la performance de l'équipage et elles découlent de recherches qui font ressortir leur contribution à de nombreux accidents et incidents (Helmreich, Foushee, Benson et Russini, 1986). Les résultats obtenus révèlent des différences significatives dans les attitudes adoptées selon l'appartenance antérieure dans le

cas de chaque compagnie étudiée - dans l'un des cas, la fusion remontait à près de dix ans.² Ces résultats indiquent clairement l'existence de sous-cultures persistantes au sein des compagnies. Les résultats mesurés à l'aide du CMAQ sont présentés à l'Annexe I. Notre hypothèse est que, lorsque des facteurs culturels favorisent l'entretien d'attitudes différentes quant à la conduite appropriée des opérations aériennes, l'efficacité de la performance des équipages risque d'être compromise. Dans leur étude sur l'utilisation normale des listes de contrôle chez les transporteurs aériens, Degani et Wiener (1990) avancent que le stress provoqué par une fusion peut amener des équipages à exercer des représailles contre l'administration en ne tenant aucun compte des consignes obligatoires concernant les listes de contrôle. En outre, la pratique qui consiste à combiner les tableaux d'ancienneté des compagnies qui ont fusionné cause souvent des mauvaises relations entre membres d'équipage de provenances différentes. Nous avons constaté que des surnoms désobligeants sont souvent donnés aux membres d'équipage provenant de l'autre compagnie.

De la même façon, nos renseignements montrent que les dissensions entre les employés et l'administration peuvent avoir un effet néfaste sur le moral et l'attitude des membres d'équipage à l'égard de leurs compagnies. Bien qu'aucune preuve ne permette d'affirmer qu'un accident ait jamais résulté directement des effets d'une grève, il ne fait aucun doute que le climat négatif entretenu par des mauvaises relations entre les pilotes et l'administration n'est pas propice à une performance d'équipe efficace. Dans différentes compagnies aériennes, même quelques années après une grève, les relations parmi les pilotes et entre les pilotes et l'administration restaient mauvaises.

Des témoignages recueillis auprès du personnel d'Air Ontario confirment l'existence de sous-cultures différentes entre Austin Airways et Air Ontario, les navigants venant d'Austin Airways étant parfois qualifiés de "pilotes de brousse", chez qui on s'attend à rencontrer des

² Un rapport sur l'incidence des fusions dans des compagnies étudiées sous le couvert de l'anonymat est en préparation et devrait être publié en 1991.

Le rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario

13

habitudes de vol relâchées et très différentes de celles des anciens membres d'équipage d'Air Ontario. Le programme du F-28 était placé sous la direction d'un nombre disproportionné de personnes venues d'Austin Airways, qui ont sans doute été à même d'influencer l'exploitation dans le sens des normes de cette compagnie. La prépondérance du personnel d'Austin Airways dans la direction des opérations aériennes d'Air Ontario a également suscité de la malveillance chez certains anciens pilotes d'Air Ontario. Les problèmes de moral et les mauvaises relations entre membres d'équipage peuvent nuire à l'efficacité du travail d'équipe et à la coordination des équipages.

Nos recherches sur la formation selon le concept de gestion des équipages ont révélé qu'elle peut permettre d'atténuer les différences d'attitude envers la gestion du poste de pilotage, tant entre les différentes sous-cultures qu'entre les différents postes d'équipage. L'administration d'Air Ontario s'était intéressée à ce genre de formation. Le commandant de bord Robert Nyman, Directeur des opérations aériennes, a déclaré que les cours *CRM* disponibles ne semblaient pas correspondre au genre d'exploitation d'Air Ontario. Le chef pilote et le chef pilote instructeur avaient tous deux suivi un cours *CRM* dispensé à Toronto par une grande compagnie aérienne. Ils ont déclaré que ce cours était d'un intérêt limité et qu'il coûtait cher.

II(c). Importants changements de personnel à la suite de la fusion. Entre la fusion des deux transporteurs et la date de l'accident, les changements de personnel ont été nombreux. Une partie de l'entreprise a été vendue et l'effectif combiné a été ramené de huit cents à environ six cents personnes. Deux postes critiques à l'échelon de gestion ont également changé de titulaires, ceux du Vice-Président des opérations aériennes et du Directeur des opérations aériennes. De même, le poste d'agent de sécurité a été pourvu, est devenu vacant par suite de la démission de son titulaire, puis a été pourvu de nouveau. Ce manque de continuité au niveau directorial était de nature à entraver la supervision qui s'imposait dans le domaine opérationnel, notamment pour la mise en service d'un nouveau type d'avion et la normalisation de l'exploitation à la suite de la fusion. Des programmes comme le concept

CRM ne permettent pas de résoudre les problèmes opérationnels qui sont liés à une instabilité administrative et à une direction incohérente.

II(d). Manque d'expérience en matière d'exploitation des avions à réaction. Air Ontario, en tant que compagnie, n'avait aucune expérience en matière d'exploitation des avions de transport à réaction. Au moment de la mise en service du F-28, des efforts ont été faits pour obtenir une expertise extérieure dans le domaine de la gestion et des représentations ont été faites à cette fin auprès de Transports Canada. Finalement, le commandant de bord Claude Castonguay, qui avait une expérience opérationnelle considérable sur avions de transport à réaction (dont le F-28), a été engagé, mais il a démissionné au bout d'un mois. Il a été rappelé six mois plus tard pour donner deux cours d'initiation aux vols de ligne. Dans sa lettre de démission, le commandant de bord Castonguay écrivait : "Malgré mon désir de continuer le travail de mise en place de votre programme F-28, j'en suis venu à la conclusion qu'il m'est impossible de remplir mes fonctions de pilote inspecteur si je ne peux pas avoir le soutien dont j'ai besoin." Par la suite, aucun étranger à la compagnie n'a été engagé à ce poste et Air Ontario a dû s'arranger avec ses propres ressources internes.

II(e). Lacunes dans les pratiques du contrôle d'exploitation coordonné (SOC). Air Ontario avait un système de régulation des vols composé en partie d'un suivi de vol complet et en partie d'un arrangement permettant aux pilotes d'autoriser eux-mêmes leurs propres vols. Bien qu'étant autorisé par les règlements en vigueur de Transports Canada, ce système ne fournissait pas aux équipages un niveau de soutien et de ressources équivalant à celui dont disposaient les équipages de la compagnie mère, Air Canada.

En l'absence de règlements exigeant des dispositions formelles pour la formation et les licences des agents d'opérations, Air Ontario avait principalement recours à la formation en cours d'emploi pour le personnel de régulation des vols. Pour la mise en service des F-28, une brève formation à l'exploitation de ce type d'avion avait été dispensée uniquement aux gestionnaires de service. Au contraire, Air Canada dispense à ses agents d'opérations plus de

Le rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario

15

cours formels et de directives d'exploitation - ce qui comprend des règles interdisant le départ d'un avion dont l'APU ne fonctionne pas pour se poser sur une base comme Dryden qui ne dispose pas de groupe de parc pour le démarrage. Les lacunes du système d'Air Ontario sont confirmées par les erreurs qui ont été relevées dans les autorisations de vol et qui portaient par exemple sur des calculs de charge de carburant établis à partir de paramètres inexacts. De fait, l'autorisation de vol du C-FONF comportait des erreurs le jour de l'accident.

II(f). Absence de procédures et de manuels d'exploitation normalisés pour le F-28. La mise en service s'était effectuée sans manuel d'exploitation spécifique d'Air Ontario pour le F-28. Plusieurs mois après le début du service de passagers, il n'y avait toujours pas non plus de liste d'équipements minimaux approuvée. Il y avait des contradictions entre les manuels fournis à l'équipage de conduite et à l'équipage de cabine. Par exemple, selon le manuel de cabine, il était obligatoire de faire débarquer les passagers pour refaire le plein avec un moteur en fonctionnement, tandis que le manuel du poste de pilotage ne comportait pas de règlement analogue. Les équipages n'avaient pas de directives formelles au plan organisationnel, ni en provenance des ressources disponibles dans le poste de pilotage, ni en provenance du SOC.

II(g). Incohérences et lacunes dans la formation des membres d'équipage sur le F-28. La formation initiale des membres d'équipage sur le F-28, tant pour les cours au sol que pour l'entraînement sur simulateur, était assurée sous contrat par Piedmont Airlines. Piedmont était alors elle-même en train de fusionner avec US Air qui avait décidé de normaliser l'exploitation conjointe en convertissant tout le personnel de Piedmont aux procédures et aux manuels d'US Air. Cette situation devait avoir diverses répercussions sur les équipages d'Air Ontario. La première était que certains avaient été formés avec le manuel F-28 de Piedmont tandis que les suivants avaient travaillé avec le manuel d'US Air. Comme Air Ontario n'avait pas ses propres manuels, les uns étaient revenus avec le manuel de Piedmont et les autres avec le manuel d'US Air. Air Ontario avait déclaré que c'était le manuel de Piedmont qui constituait sa norme, mais cette décision n'avait pas été clairement communiquée aux équipages et aucun effort n'avait été fait pour fournir le même manuel à tout le monde. Air

Ontario ne recevait pas non plus les mises à jour des manuels qu'elle utilisait. Le manuel de vol Fokker se trouvait bien à bord, mais personne n'avait reçu de formation basée sur ce manuel et il y avait des contradictions entre le manuel Fokker et celui de Piedmont, par exemple dans le calcul des corrections en cas de contamination de la piste. Autre répercussion de la fusion de Piedmont, il n'y avait pas assez de temps disponible sur simulateur pour donner une bonne formation aux équipages d'Air Ontario. C'est pourquoi un certain nombre de pilotes avaient été formés sur avion par des pilotes nouvellement qualifiés d'Air Ontario au lieu de l'être sur le simulateur de Piedmont. Il y a consensus dans l'industrie pour dire que même un instructeur chevronné ne peut pas fournir une formation aussi étendue et aussi efficace que le simulateur.

La plupart des membres d'équipage questionnés par l'agent de sécurité après l'accident ont déclaré que les cours d'initiation aux vols de ligne dispensés par Air Ontario étaient "d'assez bonne" qualité. Une des lacunes signalées était qu'on ne définissait pas clairement les tâches du pilote aux commandes et celles de l'autre pilote.

II(h). Direction du programme F-28. Le commandant de bord Joseph Deluce avait été choisi comme directeur de projet et chef pilote sur le F-28 et le Convair 580. Il assumait de nombreuses responsabilités dont celle de pilote de ligne pendant la grève qui avait précédé la livraison des avions et la conduite de la formation et des cours d'initiation aux vols de ligne pour les nouveaux membres d'équipage sur le F-28. Il assurait en même temps les fonctions de chef pilote pour les deux types d'avions. Le commandant de bord Deluce n'avait qu'une expérience opérationnelle limitée sur le F-28 et sur le Convair 580. Généralement, les compagnies choisissent comme chef pilote une personne qui a une assez grande expérience sur le type d'avion dont il s'agit.

Un incident, qui a pu avoir une répercussion significative sur l'attitude des membres d'équipage, s'était produit quand on avait retiré un équipage de F-28 d'un vol de ligne pour qu'il rencontre le chef pilote parce qu'on estimait que cet équipage avait signalé trop de

défectuosités de maintenance sur l'avion. Devant une telle situation, les autres équipages avaient certainement eu l'impression qu'ils n'étaient pas soutenus par leurs chefs s'ils recherchaient des conditions d'exploitation optimales et que tout ce qu'on leur demandait, c'était de voler à tout prix.

II(1). Les habitudes de laisser-aller en usage à Air Ontario. Dans nos recherches sur le comportement des équipages de conduite, nous avons été particulièrement frappés de constater des différences significatives d'un type d'avion à l'autre en ce qui concerne les attitudes envers le concept de gestion du poste de pilotage et l'évaluation du comportement, tant en matière d'exploitation de ligne que d'entraînement type vol de ligne sur simulateur (Helmreich, Chidester, Foushee, Gregorich et Wilhelm, 1990; Helmreich, 1990). Nous avons fait ce genre de constatation même dans des compagnies très soucieuses de normalisation et cela constitue l'un des motifs justifiant la mise en oeuvre d'une formation type CRM pour élaborer des normes et des valeurs communes. Les sous-cultures relâchées tolèrent ou encouragent souvent des pratiques qui s'écartent des politiques organisationnelles ou des normes de réglementation.

Les conditions en présence à Air Ontario pendant la période de mise en service du F-28 semblent avoir suscité le développement d'une sous-culture non conformiste. Parmi ces conditions, la supervision assez laxiste des règlements, les changements de personnel accélérés chez les cadres supérieurs, le système d'autorisation des vols par le pilote lui-même avec un personnel SOC qui connaissait mal le F-28 et qui était généralement inexpérimenté, et l'absence de consignes d'exploitation normalisées clairement précisées et appliquées. La réputation de "pilotes de brousse" accompagnait les anciens pilotes d'Austin Airways qui constituaient un fort pourcentage de personnes chargées de diriger le programme F-28. Diverses pratiques témoignent de divergences dans les procédures. Par exemple, on inscrivait les problèmes ou "ennuis" mécaniques sur une feuille de papier que l'on remettait aux équipages de relève au lieu de les consigner dans le carnet de bord, ce qui permettait ainsi de différer l'opération de maintenance et d'éviter d'interdire l'avion de vol - pratique en

contravention avec les règlements de Transports Canada. On peut citer également la "vérification à quatre-vingts noeuds" qui consistait à regarder le dessus des ailes pendant le décollage pour s'assurer que les contaminants avaient été soufflés avant la rotation, et les atterrissages en surcharge. Nous avons appris que le commandant de bord Deluce, le chef pilote avait déjà été impliqué dans au moins deux incidents ayant fait l'objet de comptes rendus pour avoir décollé sur des surfaces recouvertes de neige ou de glace. Cela laisse entendre que, tout au moins chez les anciens d'Austin Airways, l'usage permettait une certaine latitude aux équipage quant à la décision de décoller sur des surfaces contaminées - pratique qui n'était pas interdite à l'époque par les règlements de Transports Canada. Il est probable que le principe sur lequel on insistait pendant la formation et dans le manuel Fokker du F-28 - ni neige, ni glace, ni givre sur les ailes - n'était guère appliqué par des équipages qui avaient déjà manoeuvré sans encombre (encore que ce soit sur d'autres types d'avions) avec un certain degré de contamination. En outre, les pilotes inspecteurs qui étaient affectés aux F-28 n'avaient d'expérience ni sur ce type d'avion ni dans l'exploitation des avions à réaction et se sentaient peut-être mal placés pour imposer des normes.

II(j). Problèmes de maintenance sur le F-28. Un certain nombre de problèmes de maintenance ont été rencontrés sur le F-28. Ces problèmes étaient aggravés du fait que le personnel de maintenance n'était pas très familier avec ce type d'avion, en plus d'une pénurie de pièces de rechange. Le carnet de bord de l'avion C-FONF accidenté contenait la liste d'un certain nombre de problèmes qui étaient apparus entre juin et décembre 1988, dont certains en souffrance depuis longtemps. On y relevait notamment des pannes de groupe auxiliaire de puissance (APU) qui remontaient à août et octobre 1988. A plusieurs reprises en 1989, la cabine s'était remplie de fumée avec des passagers à bord.

Le jour de l'accident, le C-FONF avait été autorisé à décoller avec un APU en panne et avec trois autres problèmes de maintenance dont on avait différé la réparation, dont les fonctions de roulis et de lacet du pilote automatique et des indications intermittentes d'une jauge carburant. D'autres anomalies avaient été portées à l'attention de l'équipage de conduite

par le personnel de cabine avant le premier vol du 10 mars, notamment des éclairages de portes de sortie en panne, une faible intensité de l'éclairage de secours du plancher de la cabine, des masques à oxygène manquants et des difficultés de fermeture de la porte principale, à laquelle il manquait une attache.

II(k). Formation des agents de bord. A Air Ontario, les pratiques de formation des agents de bord avaient pour effet de dissuader ces derniers de signaler quoi que ce soit à l'équipage de conduite et de poser des questions d'ordre opérationnel. On leur apprenait que les pilotes étaient parfaitement compétents et qu'il fallait avoir une confiance totale envers l'équipage de conduite. Deux exemples des résultats d'un tel cloisonnement entre la cabine et le poste de pilotage peuvent être constatés le jour de l'accident. Il s'agit de l'avitaillement avec moteur en fonctionnement effectué à Dryden en contravention avec les instructions du manuel de cabine, et le fait que les agents de bord se sont abstenus de faire part aux pilotes de la préoccupation d'un passager au sujet du dégivrage. En opposition avec ce manque de communication, le concept de gestion des équipages enseigne l'importance d'un échange total de renseignements entre le poste de pilotage et la cabine.

III. L'environnement matériel

En ce 10 mars, l'équipage était aux prises avec un certain nombre de facteurs négatifs dans son environnement opérationnel. Parmi ces facteurs, un avion qui présentait des problèmes mécaniques, notamment l'APU qui ne fonctionnait pas, le mauvais temps, qui avait provoqué un premier retard pour dégivrage à Winnipeg, et ensuite un délai d'attente à Dryden à cause de la météo de Thunder Bay. En effet le temps ce jour-là était instable dans toute la région et obligeait à désigner des aérodromes de dégagement plus éloignés que d'habitude, d'où la nécessité d'emporter une quantité accrue de carburant. On avait aussi apporté un changement au manifeste de passagers à Thunder Bay, augmentant la charge de passagers et nécessitant une reprise de carburant pour répondre aux restrictions de masse pour le décollage

et l'atterrissage à Dryden. A Dryden, il n'y avait pas de groupe de parc pour le démarrage et il fallait donc laisser un moteur en marche pendant qu'on refaisait le plein. Enfin, il neigeait pendant l'escale à Dryden.

IV. L'environnement de l'équipage

Un certain nombre des facteurs environnementaux en présence en ce qui concerne l'équipage de l'avion accidenté se sont révélés, dans les recherches menées dans d'autres compagnies, des éléments significatifs de stress qui sont de nature à réduire l'efficacité d'un équipage. Ils comprennent des facteurs de situation entourant l'exploitation et des facteurs caractéristiques de chacun des membres d'équipage.

Facteurs de situation

IV(a). Connaissance insuffisante du type d'avion et lacunes dans la formation des membres de l'équipage. Le commandant de bord Morwood et le premier officier Mills étaient débutants sur le F-28 et ils avaient moins de 100 heures d'expérience en vol sur ce type d'avion. Après avoir terminé l'instruction au sol et sur simulateur à Piedmont, le commandant de bord Morwood avait recommencé à voler sur le Convair 580 et la grève d'Air Ontario avait encore retardé son passage effectif sur le F-28. Le premier officier Mills avait été entraîné sur avion et non sur simulateur. Pour le commandant de bord Morwood, le délai écoulé avant qu'il puisse parfaire son entraînement sur la ligne avait pu nuire initialement à son efficacité. Pour le premier officier Mills, le fait qu'il n'ait pas eu l'occasion de développer son habileté et sa confiance sur simulateur avait pu avoir un effet analogue.

A la suite de plusieurs accidents qui se sont produits récemment aux États-Unis, l'industrie se préoccupe de plus en plus des risques de sécurité que constituent des équipages formés de deux membres qui débutent sur un type d'avion peu après leur cours d'initiation

aux vols de ligne, notamment quand les conditions météorologiques sont mauvaises. L'apprentissage suit de toute évidence une courbe significative pendant qu'un pilote s'habitue à un nouvel appareil, surtout quand il diffère notablement des précédents. L'une des hypothèses de base du concept de l'équipage dans les opérations aériennes est que les membres unissent leur efforts au service d'une gestion sécuritaire et efficace du vol. Quand *les deux* membres en sont encore à se familiariser avec le type d'avion, la marge de sécurité est réduite. Des efforts sont en cours aux États-Unis pour établir des critères d'expérience en exploitation après l'entraînement initial et pour rendre obligatoire la constitution d'équipages en adjoignant un membre récemment qualifié à un membre ayant une bonne expérience sur le type d'avion dont il s'agit.

IV(b). Membres d'équipage provenant de compagnies différentes et n'ayant pas l'habitude de travailler ensemble. Plusieurs autres éléments ont rendu le travail d'équipe du commandant de bord Morwood et du premier officier Mills potentiellement stressant. Ainsi, Morwood venait d'Air Ontario tandis que Mills était un ancien d'Austin Airways. En outre, Morwood et Mills avaient été commandants de bord sur leurs avions précédents. On a déjà remarqué qu'une personne habituée à agir en qualité de pilote commandant de bord fonctionne moins efficacement en tant qu'adjoint. Ces facteurs, combinés à l'absence de consignes d'exploitation normalisées et appliquées (notamment l'omission déjà signalée de préciser, au stade de l'initiation aux vols de ligne sur le F-28 quelles sont les tâches du pilote aux commandes et celles de l'autre pilote) pourraient bien avoir réduit l'efficacité de ces deux pilotes travaillant en *équipe*.

C'était aussi la première fois que les deux hommes travaillaient ensemble et le commandant de bord Morwood avait été déplacé pendant deux jours. Des recherches par simulations expérimentales menées par le centre de recherches NASA-Ames (Foushee, Lauber, Baetge et Acomb, 1986) ont montré que la coordination et l'efficacité d'un équipage augmentent du seul fait de travailler en équipe. Dans le cadre de cette étude, des équipages fatigués (par un voyage de trois jours consécutifs comportant plusieurs tronçons) et des

équipages dispos (qui revenaient de quelques jours de congé) ont fait l'objet d'une simulation expérimentale qui faisait intervenir du mauvais temps et des défaillances mécaniques. Le but de cette étude était d'explorer les effets que la fatigue accumulée en vol peut avoir sur la performance humaine. La découverte la plus surprenante et la plus heureuse a été *que les équipages qui avaient déjà volé ensemble performaient mieux que les équipages constitués pour la première fois, qu'ils soient fatigués ou non!*

IV(c). Les retards et le stress imposé par l'environnement opérationnel. Le premier tronçon du vol du 10 mars avait été retardé parce qu'il fallait dégivrer l'avion à Winnipeg. Comme nous l'avons vu, le C-FONF avait également des problèmes mécaniques majeurs (APU) et d'autres mineurs. Dans une communication radio, le commandant Morwood avait déclaré : "...tout le reste a marché de travers aujourd'hui." Après le premier tronçon, il y avait eu un autre retard à cause du mauvais temps à Thunder Bay. Arrivé à Thunder Bay, des passagers supplémentaires avaient été transférés d'un vol annulé et embarqués après l'avitaillement, ce qui avait nécessité une reprise de carburant pour répondre aux critères de masse et retardé le départ de plus d'une heure. À l'arrivée à Dryden, il avait fallu refaire le plein avec un moteur en marche parce qu'il n'y avait pas de groupe de parc pour le démarrage. En même temps, il neigeait. Ayant moins de 100 heures sur ce type d'avion, le commandant de bord avait besoin d'une RVR plus grande que s'il avait été plus expérimenté. Il était (ou aurait dû être) préoccupé par le fait que la visibilité allait devenir insuffisante pour ses besoins avant le départ. Le vol avait déjà du retard et un certain nombre de passagers avaient des horaires de correspondance serrés à Winnipeg. Enfin, un dernier retard d'environ quatre minutes venait s'ajouter aux autres pour attendre l'arrivée d'un Cessna 150 qui éprouvait des difficultés à cause du mauvais temps.

Facteurs personnels

IV(d). Le commandant de bord George Morwood. Le commandant de bord George Morwood avait 52 ans et totalisait plus de 24 000 heures de vol. Il avait acquis la totalité de

son expérience opérationnelle dans des compagnies canadiennes. Il avait travaillé pour le prédécesseur d'Air Ontario et avait été pilote inspecteur et chef pilote sur le Convair 580 pour Air Ontario. Il avait suivi la formation F-28 à Piedmont Airlines en janvier et février 1988, mais il n'avait commencé les vols de ligne sur le F-28 qu'en décembre de la même année. Au moment de l'accident, il avait 81 heures de vol sur cet avion. Son expérience sur avions à réaction comprenait environ 600 heures sur le Gulfstream G-2.

D'après son dossier et les déclarations de ses pairs, Morwood avait une aptitude supérieure à la moyenne. Il avait démontré son souci des questions de sécurité à ses précédents postes de responsabilité et il était conscient des effets du givrage, notamment lorsqu'il est provoqué par des différences de température entre le carburant et l'air ambiant. D'après son dossier, il avait retardé et annulé des vols à cause du givrage. Nous avons appris que, probablement à cause de sa longue expérience de pilote inspecteur et de chef pilote, le commandant de bord Morwood avait l'habitude de se comporter "en instructeur" quand il volait. En théorie, cette attitude pouvait être vexante pour un membre d'équipage plus jeune mais très expérimenté comme le premier officier Mills qui avait de nombreuses heures de vol comme pilote commandant de bord.

On nous a dit que Morwood était très pointilleux sur les horaires et qu'il se préoccupait beaucoup de ses passagers. Le 10 mars, il y avait un certain nombre de passagers qui devaient prendre des vols de correspondance à Winnipeg. En outre, Morwood avait prévu un voyage personnel juste après ce dernier tronçon de vol. Ces facteurs pourraient avoir stimulé son désir de terminer le vol sans autre délai.

IV(e). Le premier officier Keith Mills. Keith Mills avait 35 ans et totalisait plus 10 000 heures de vol. Il avait commencé à voler pour Austin Airways comme copilote sur le DHC6 en 1979 et il était devenu commandant de bord sur le Hawker-Siddely HS748 en février 1988. Il avait terminé son instruction au sol sur le F-28 en janvier 1989 et son

entraînement sur avion à Air Ontario. Au moment de l'accident, il avait 65 heures de vol sur le F-28 et environ 3 500 heures sur avion à réaction Cessna Citation.

Mills avait déjà éprouvé quelques difficultés de coordination "manche et palonnier" mais il satisfaisait à tous les critères réglementaires de compétence. Le fait de ne pas avoir été entraîné sur simulateur F-28, associé à la longue expérience de Morwood et à sa réputation de "perpétuel instructeur" pourraient avoir rendu Mills quelque peu réticent à agir selon les concepts de gestion optimale du poste de pilotage et à faire des suggestions au commandant de bord Morwood. Mills avait également prévu un voyage personnel à la fin de ce dernier tronçon de vol.

V. La situation le 10 mars

L'examen des environnements normatif et organisationnel dans lesquels fonctionnait cet équipage donne l'image d'un réseau de facteurs qui ont contribué à saper son efficacité et à augmenter le stress des opérations en vol. Aucun de ces facteurs pris isolément n'est vraisemblablement de nature à *provoquer* un accident - ce que confirme le fait que le F-28 avait volé sans incident ni accident pendant des mois avant le 10 mars. Toutefois, quand ces facteurs se sont combinés aux conditions particulières de l'environnement matériel (APU en panne, manque d'équipement à Dryden, conditions météorologiques, incitations à décoller, etc.), la marge de sécurité s'est nettement amenuisée. Les facteurs en présence dans l'environnement de l'équipage, comme le fait que les membres n'étaient pas habitués à travailler ensemble et connaissaient mal l'avion, ont sans aucun doute aggravé la situation.

V(a). Facteurs de stress environnementaux. Quand l'on considère les actes de l'équipage le 10 mars, les facteurs environnementaux qui peuvent avoir paru stressants doivent être examinés. Le stress psychologique peut contribuer à réduire l'efficacité de tous et de chacun, en particulier dans le domaine des communications et de la coordination interpersonnelles, et

Le rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario

25

dans celui de la prise de décisions. Parmi les classes pertinentes de facteurs de stress, on note la contrainte des horaires et la frustration résultant de ressources inappropriées et de conditions d'exploitation sous-optimales. Le commandant de bord Morwood et le premier officier Mills ont été confrontés toute la journée à un certain nombre de ces conditions. Il serait utile, pour mieux comprendre la situation à Dryden, d'en faire un résumé.

1. Quand l'avion a été pris en charge à Winnipeg, on a constaté que l'APU ne fonctionnait pas. Comme nous l'avons déjà signalé, trois autres problèmes de maintenance avaient été différés et d'autres problèmes dans la cabine avaient été signalés par les agents de bord.
2. Le temps incertain qu'il faisait dans toute la région a provoqué un premier retard en obligeant à dégivrer, et entraîné l'adoption d'un aérodrome de décollage plus éloigné, ce qui nécessitait l'emport de carburant supplémentaire.
3. A Dryden, il a fallu prévoir de faire le plein en laissant un moteur en marche. Cet élément peut avoir constitué un sujet supplémentaire de préoccupation parce que la compagnie avait pour politique (et c'était aussi une consigne énoncée dans la publication Fokker sur l'exploitation par temps froid) de ne jamais dégivrer un avion avec les moteurs en marche. Toutefois, il n'est pas sûr que le commandant de bord Morwood ait reçu un mémorandum de la compagnie sur les consignes de dégivrage du F-28.
4. L'autorisation de vol donnée par le SOC était manifestement erronée. Les déclarations des pilotes interrogés comme témoins montrent leur peu de confiance envers le travail du SOC. Cet élément peut avoir constitué ce jour-là un sujet de frustration ou de préoccupation pour l'équipage, qui avait reçu l'autorisation de départ sans directives explicites pour l'APU en panne dans des conditions météorologiques défavorables.

5. Les deux membres de l'équipage de conduite avaient chacun moins de 100 heures de vol sur le F-28. Au stress découlant d'une connaissance insuffisante de l'avion s'ajoutaient des limites de visibilité plus restrictives à cause du peu d'expérience du commandant de bord Morwood sur ce type d'avion. Ces éléments peuvent avoir amplifié ses préoccupations au sujet de l'atterrissage et du décollage aux escales par mauvais temps.

6. Le vol a été retardé à sa première escale à Dryden parce que les conditions météorologiques à Thunder Bay étaient inférieures aux limites d'atterrissage.

7. Il y a eu beaucoup de confusion au sujet de l'embarquement de passagers supplémentaires à Thunder Bay et de la nécessité d'une reprise de carburant pour répondre aux critères de masse. L'équipage a dû communiquer avec le SOC par l'intermédiaire d'un relais radio passant par Air Canada parce qu'il n'y avait pas de communications directes depuis le poste de pilotage. Cette situation a augmenté de plus d'une heure le retard du vol au départ de Thunder Bay.

8. Les camions d'incendie nécessaires pour l'avitaillement avec moteur en marche n'étaient pas en place quand l'avion est arrivé à Dryden. Ce facteur a encore ajouté au retard qui s'accumulait et à la frustration probable de l'équipage devant toutes les perturbations de la journée.

9. La date de l'accident correspondait au début du congé scolaire de mars. Il y avait plusieurs passagers qui devaient prendre des vols de correspondance. L'équipage a manifesté son inquiétude à ce sujet dans ses communications radio.

10. Au moment où l'avion atterrissait à Dryden, il a commencé à neiger et la précipitation a pris de l'ampleur pendant l'escale. La visibilité signalée était supérieure

aux minimums, mais la visibilité réelle a peut-être été égale ou inférieure aux minimums du commandant de bord au moment du décollage.

Bien qu'aucun de ces éléments pris isolément puisse être considéré comme un facteur de stress extrême, leur association constitue un environnement opérationnel très éprouvant.

Avec le recul, il paraît vraisemblable que le changement de l'une quelconque d'un certain nombre de ces conditions aurait pu fournir la marge de sécurité supplémentaire dont on avait besoin. Par exemple, un système d'autorisation des vols réglementé et dirigé plus strictement aurait probablement empêché l'atterrissage à Dryden et au retour de Thunder Bay. Un programme efficace de formation selon le concept de gestion des équipages aurait pu susciter un examen de la situation opérationnelle par les deux pilotes et aboutir à une évaluation critique de la décision de décoller sans dégivrer. De même, une formation qui aurait incité les membres du personnel de cabine à partager leurs préoccupations opérationnelles avec l'équipage de conduite, et qui aurait incité les pilotes à les écouter aurait également pu susciter une réflexion plus approfondie sur les conséquences de l'accumulation de contaminants sur l'avion.

Les questions que nous avons abordées dans les paragraphes précédents sont empiriquement considérées comme ayant eu une influence significative sur le comportement de l'équipage de conduite, mais on ne peut pas, à partir des renseignements disponibles, les jauger une à une pour savoir si elles ont eu une influence déterminante sur l'issue du vol 363. En l'absence d'indices fournis par l'enregistreur de conversations du poste de pilotage, on ne peut pas non plus préciser par quel processus on en est arrivé à la décision de décoller à Dryden. Toutefois, on peut envisager un scénario vraisemblable des actes de l'équipage en s'inspirant des quatre ensembles de facteurs déterminants du comportement de l'équipage que nous avons décrits précédemment. Rappelons qu'il s'agit d'une reconstitution après les faits qui peut être erronée en tout ou en partie.

VI. Scénario de la prise de décision à Dryden

Avec le recul, la décision de continuer sur Dryden au retour de Thunder Bay avec un APU en panne était discutable mais compréhensible. La première escale à Dryden s'était déroulée sans encombre malgré un retard entraîné par les conditions météorologiques à Thunder Bay. Les prévisions pour la région indiquaient un risque de précipitation givrante, mais les conditions étaient VFR à l'approche de Dryden. En faisant cette escale, on causait le minimum de perturbation aux passagers. Cependant, une fois à Dryden, le temps et la situation opérationnelle se sont dégradés. De plus, l'équipage avait passé une journée de vol que l'on doit qualifier de stressante à cause des problèmes mécaniques du C-FONF, de l'accumulation des retards, du changement de la charge de passagers qui avait entraîné un nouveau retard et de l'inexpérience relative de l'équipage de conduite sur F-28. Quand il était au sol à Dryden, l'équipage se trouvait aux prises avec les problèmes suivants :

1. Les implications d'un avitaillement en carburant avec un moteur en marche.
2. Les pressions pour amener les passagers à Winnipeg afin qu'ils puissent prendre leurs vols de correspondance.
3. Les inconvénients de laisser les passagers coincés à Dryden où les services matériels sont très restreints.
4. Les problèmes de logistique que pose le dégivrage avec un APU en panne et sans groupe de parc pour le démarrage au sol.
5. L'obligation de faire venir un groupe de parc pour le démarrage s'il fallait éteindre les deux moteurs et le long retard qui en résulterait.

6. La neige qui tombait pendant l'escale provoquant la contamination de l'avion et de la piste et dégradant la visibilité au point qu'elle risquait d'être inférieure aux minimums pour le commandant de bord.
7. Les conséquences de la contamination sur l'avion.
8. Les conséquences de la contamination sur la piste (sans oublier la contradiction sur le sujet entre les manuels Fokker et Piedmont).
9. Le retard supplémentaire dû à l'arrivée du Cessna 150.
10. Les projets de voyages personnels qui auraient été contrariés par un long retard à Dryden.

Parmi les effets du stress psychologique (y compris celui des horaires à respecter), on note l'incapacité de traiter des sources multiples d'information aussi efficacement que dans des situations plus calmes. Comme nous l'avons vu plus haut, on peut avancer l'idée que l'équipage, et plus particulièrement le commandant Morwood, en tant que pilote commandant de bord, était soumis à un stress considérable quand l'avion a fait escale à Dryden la seconde fois. On peut aussi présumer que les normes d'exploitation d'Air Ontario et l'absence d'entraînement formel et d'appui de la compagnie à l'égard des concepts de coordination au sein des équipages tendaient à mettre cet *équipage* dans l'impossibilité de se livrer à une évaluation plus rigoureuse de la situation opérationnelle.

Il se pose plusieurs questions capitales au sujet de la décision de décoller. L'une est de savoir si l'équipage se rendait compte des conséquences que l'accumulation de neige pouvait avoir sur la sécurité. Comme nous l'avons dit, le commandant de bord Morwood avait montré précédemment qu'il était conscient des risques de givrage et qu'il s'en préoccupait. Il avait retardé le premier vol de la journée pour faire dégivrer. Dans son

témoignage, un représentant de Transports Canada a relaté un incident au cours duquel le commandant de bord Morwood avait insisté pour ramener le Convair 580 au poste de stationnement pour procéder au dégivrage, alors que l'inspecteur avait observé que la neige semblait sèche et que le souffle des hélices la chassait des ailes. De plus, une lettre en date de 1983, dans laquelle l'administration d'Air Ontario confirmait l'autorité du commandant de bord de dégivrer lorsque les circonstances l'exigent, a été retrouvée dans le sac de vol de Morwood sur les lieux de l'accident.

La deuxième question consiste à savoir si l'équipage se rendait compte de l'accumulation de neige sur les ailes à Dryden. Pendant l'escale, le commandant de bord s'est rendu à l'aérogare en bras de chemise et il a sûrement remarqué qu'il neigeait. Au même moment, au cours d'une conversation avec le SOC, il a dit à M^{me} Mary Ward que le temps "se gâtait" à Dryden. L'équipage de conduite pouvait également observer les ailes depuis le poste de pilotage et des passagers avertis ont témoigné que la neige qui s'y accumulait était bien visible. Il semble inconcevable que l'équipage ait pu ne pas savoir qu'il y avait de la neige sur les ailes. Le fait que Morwood se soit informé auprès du chef d'escale de Dryden au sujet des installations de dégivrage semble également confirmer qu'il était au courant de la situation.

Malgré ses connaissances en matière de givrage et tout en sachant que probablement la neige était en train de s'accumuler sur les ailes, il paraît très vraisemblable que le commandant de bord Morwood ait pesé le pour et le contre sur tous les points énumérés ci-dessus et qu'il en ait conclu que la meilleure solution était de décoller le plus tôt possible. Plusieurs éléments ont pu influencer sa décision. L'un d'eux est qu'en raison des multiples facteurs de stress que comportait la situation et de son désir de mener le voyage à son terme, il ait accordé moins de poids aux risques qu'aux avantages que présentait l'idée de partir avant que le temps se dégrade encore plus. L'ambiguïté des règlements sur le givrage a également pu influencer sa décision. Bien qu'on ait noté que, dans les cours de Piedmont Airlines, on insistait sur le principe de ne jamais décoller avec des contaminants sur les ailes, il a peut-être

eu l'impression que cet aspect n'était pas aussi important sur le F-28 que sur d'autres types d'avions, compte tenu de sa vitesse de rotation plus élevée et du fait que, pendant la course de décollage, le souffle pouvait chasser la neige accumulée.

Le rôle joué par le premier officier Mills dans cette décision est évidemment incertain. Toutefois, si l'on considère son expérience et son statut, il est peu probable qu'il ait été beaucoup mis à contribution par le commandant de bord Morwood.

Il y a probablement eu fausse interprétation de la nature de la contamination en ce qui concerne "l'imprégnation de froid", phénomène par lequel certaines parties de l'avion se trouvent à une température inférieure à la température ambiante à la suite d'une descente depuis des altitudes où l'air est plus froid ou du fait d'un transfert de chaleur vers des zones contenant du carburant plus froid que la température ambiante. Les pilotes interrogés par l'auteur se sont montrés principalement préoccupés par le transfert de chaleur à haute altitude et moins conscients du phénomène qui se produit au sol quand il y a du carburant froid dans les réservoirs d'ailes. Le manuel de Piedmont, qui était utilisé par Air Ontario, traite du phénomène dans une section relative à l'exploitation par temps froid. On y lit :

"Si les réservoirs contiennent une quantité suffisante de carburant à des températures inférieures au zéro, ce qui peut se produire à la suite d'un vol prolongé à des températures ambiantes très basses, l'eau de condensation ou la pluie peut geler sur l'extrados des ailes pendant l'escale et former une couche uniforme de glace qui est à peine visible.

Pendant le décollage, cette glace peut se détacher et, au moment de la rotation, pénétrer dans le moteur et provoquer le décrochage du compresseur et/ou endommager le moteur." (Manuel F-28 de Piedmont, pièce n° 307 3A-24-1)

Il est très possible que l'on ait été convaincu que la neige allait être soufflée, car elle tombait à gros flocons et il n'y avait pas d'accumulation sur le tarmac autour de l'avion. La possibilité qu'une couche de glace irrégulière provoquée par l'imprégnation de froid recouvre les ailes jusqu'au bord d'attaque n'a probablement été envisagée ni par Morwood ni par Mills.

Il ne faut pas exclure la pression psychologique exercée par le désir de mener le voyage jusqu'à destination, ce qu'on pourrait appeler "l'obsession du retour au bercail". Le commandant de bord Morwood était manifestement préoccupé par les passagers en vacances qui devaient prendre des vols de correspondance à Winnipeg. Lui-même et Mills avaient également prévu de partir en voyage dès la fin de ce vol. Si le vol avait été annulé à Dryden, il aurait fallu faire venir par avion un groupe de parc pour le démarrage, ce qui aurait entraîné un très long retard et réduit à néant les projets de l'équipage et des passagers. Une fois au sol à Dryden, les conséquences d'un long retard ont sans doute eu une influence subtile sur la prise de décision.

Une dernière chance de réévaluer la situation a probablement été manquée lorsque le vol a été retardé une fois de plus pour l'atterrissage du Cessna 150. A ce moment toutefois, le stress et la frustration accumulés ce jour-là avaient probablement diminué l'efficacité de l'équipage et sa capacité de prendre des décisions.

Il est certain que le pilote commandant de bord avait, en cette qualité, la responsabilité de décider de l'atterrissage et du décollage à Dryden, mais il semble tout aussi évident que le système aéronautique lui a fait faux bond au moment critique en ne lui fournissant ni une gestion efficace ni des lignes directrices ou des consignes qui auraient pu l'aider à prendre de telles décisions.

Dans la section suivante, des observations sont présentées et des mesures correctives proposées dans l'espoir qu'elles offriront de meilleures ressources aux équipages futurs qui, confrontés à des situations stressantes, essaieront d'évaluer les multiples éléments d'information pour choisir entre des solutions de rechange peu engageantes.

VII. Observations

On trouvera ci-après des mesures correctives qui pourraient être prises pour améliorer la sécurité et l'efficacité du système. Il a été noté que la première recommandation présentée par la Commission à Transports Canada visait à éliminer l'ambiguïté des règlements relatifs à la contamination des ailes et que cette recommandation a reçu un accueil favorable.

VII(a). Surveillance des opérations des transporteurs aériens. Il serait très utile d'établir des lignes directrices pour la gestion des transporteurs aériens en définissant les qualifications nécessaires pour exécuter un travail efficace. Un ensemble analogue de normes pourrait être établi à l'intention des inspecteurs des transporteurs aériens et des autres intervenants de la surveillance des opérations des compagnies aériennes. Les conditions requises pour les inspecteurs et les pilotes inspecteurs pourraient comprendre une formation pour l'évaluation des facteurs humains dans les opérations aériennes.

La formation en vue de la conduite des vérifications à l'intérieur des compagnies aériennes et les critères de qualification des vérificateurs pourraient être renforcés. Par exemple, les vérifications devraient être plus particulièrement axées sur l'observation des vols de ligne pour évaluer à la fois les facteurs humains et la compétence technique.

Des critères plus stricts pour la régulation des vols et la formation des agents d'opérations devraient être élaborés pour l'ensemble de l'exploitation des compagnies aériennes.

VII(b). Consignes d'exploitation en hiver. Les consignes d'exploitation en hiver devraient faire l'objet d'un stage annuel de formation et de révision. On devrait y aborder non seulement les sujets généraux relatifs au givrage, à l'imprégnation de froid et aux procédures de dégivrage, mais également des renseignements particuliers à chaque type d'avion, selon les besoins.

VII(c). Des normes communes pour les grandes compagnies aériennes et leurs filiales.

Les transporteurs qui utilisent le même indicatif de compagnie devraient maintenir les mêmes normes de formation, de régulation et de performance. Ce principe s'impose probablement avant tout pour assurer l'efficacité de la formation et du soutien administratif chez les petits transporteurs qui desservent des escales secondaires où les installations et les services sont moins développés. Les pilotes des transporteurs régionaux ont souvent moins d'expérience et sont moins bien entraînés. Les ressources dont disposent les grands transporteurs pourraient être très avantageuses pour la sécurité et l'efficacité de ces transporteurs régionaux et pourraient leur permettre d'atteindre des niveaux de formation qui demeureront hors de leur portée s'ils restent livrés à eux-mêmes.

VII(d). Des cours formels selon les concepts de gestion des équipages pour tous les navigants.

L'expérience acquise aux États-Unis et dans plusieurs autres pays a démontré l'importance de la formation selon les concepts *CRM*. Les États-Unis ont encouragé cette formation en publiant une circulaire consultative (*Advisory Circular*) et une nouvelle "Special Federal Aviation Regulation", appelée *Advanced Qualification Program*, la rend obligatoire pour l'exploitation. On travaille actuellement aux États-Unis à un nouveau règlement qui rendra obligatoire la formation *CRM* pour tous les transporteurs aériens qui opèrent en vertu des Parties 121 et 135 des *Federal Aviation Regulations*. Une copie de la *CRM Advisory Circular* et un projet de révision proposé par l'auteur, en sa qualité de membre d'un comité de l'Air Transport Association, figurent aux Annexes II et II-A. Une hypothèse de la circulaire consultative, qui s'appuie sur des recherches empiriques, est qu'une expérience isolée de formation selon les concepts *CRM* ne suffit pas pour susciter des modifications à long terme de la coordination et de la performance des équipages. Une telle formation doit s'accompagner de possibilités d'appliquer ces concepts et d'être encouragé à les utiliser. Les pilotes inspecteurs et les instructeurs ont été identifiés comme intervenants critiques dans cette entreprise et ils devraient être formés à l'évaluation et au renforcement des facteurs humains, ce qui élargirait leur rôle traditionnel (Helmreich, Chidester, Foushee, Gregorich et Wilhelm, 1989). Ce type d'évaluation et de renforcement peut et doit exister à la fois pendant

l'instruction au sol et lors des vérifications de compétence en ligne et il devrait reposer sur des exemples parfaitement compréhensibles de performances efficaces et inefficaces, appelés *modèles comportementaux* (behavioural markers) de la performance des équipages. Des exemples et un formulaire d'évaluation de la performance des équipages (la *liste de contrôle CRM/LOS*) figurent en annexe. III. On pense de plus en plus généralement qu'on peut étendre cette formation au personnel de cabine et à d'autres catégories de personnel d'exploitation. On peut supposer que, si les deux agents de bord et l'équipage de conduite avaient suivi une formation CRM et assimilé ses concepts, il y aurait eu un échange d'informations qui aurait empêché le décollage.

VII(e). Une formation et une évaluation axées sur l'équipage. Il est de tradition dans l'aviation de s'intéresser avant tout à l'efficacité individuelle et technique, et la formation comme l'évaluation ont toujours gravité autour de la performance du pilote. Or, les données relatives aux accidents et incidents tendent à montrer que les points de CRM qui ont été isolés dans ces accidents et incidents concernent des *équipages* qui n'ont pas su travailler efficacement en *équipes*. Beaucoup de compagnies aériennes et d'unités militaires ont réagi à cela en orientant davantage la formation et le contrôle de la performance au niveau de l'équipage. Dans le contrôle des vols de ligne, on considère à cette fin la performance de l'équipage comme un tout pour l'évaluation et le compte rendu de vol (par exemple en utilisant la *liste de contrôle CRM/LOS* comme gabarit d'évaluation).

Une autre approche de plus en plus répandue (et obligatoire aux États-Unis pour les transporteurs dont l'exploitation sera assujettie à l'*Advanced Qualification Program*) consiste à utiliser l'*entraînement type vol de ligne (LOFT)*, qui comporte l'entraînement d'équipages entiers sur simulateur dans des conditions d'exploitation réalistes comprenant les autorisations de vol, les communications avec le contrôle de la circulation aérienne et la confrontation avec divers problèmes opérationnels, notamment des urgences en vol. Le succès de cet entraînement est notamment que les équipages *ne risquent rien* et qu'ils peuvent expérimenter

divers comportements et diverses approches sans risquer de perdre leurs licences. Les événements peuvent se dérouler sans l'intervention de l'instructeur et ils sont généralement enregistrés sur ruban magnétoscopique pour être visionnés et analysés. A ses débuts, le *LOFT* nécessitait l'accès à des simulateurs haute fidélité, ce qui rendait ce genre de formation inaccessible à de nombreuses compagnies, notamment les compagnies régionales et de troisième niveau. Depuis peu, toutefois, de nouvelles recherches et études théoriques (Franz, Prince, Salas et Law, 1990; Helmreich, Kello, Chidester, Wilhelm et Gregorich, 1990; Helmreich, Wilhelm et Gregorich, 1988) tendent à montrer que des simulateurs et des équipements d'entraînement basse fidélité peuvent fournir d'excellents milieux pour l'entraînement à la coordination des équipages et devraient mettre cette technique à la portée de presque toutes les compagnies.

VII(f). L'implantation d'un bureau de sécurité chez tous les transporteurs aériens.

Outre le contrôle obligatoire des transporteurs aériens, un bureau de sécurité indépendant peut jouer un rôle important dans la détermination des menaces potentielles à la sécurité. Un agent de sécurité en liaison directe avec la haute direction est bien placé pour entreprendre des mesures correctives quand on découvre que la sécurité est menacée. En plus d'une formation aux techniques d'investigation, une formation abordant les facteurs humains, la gestion des bases de données et l'analyse seraient également très souhaitables pour les agents de sécurité et leur personnel.

Bibliographie

- Degani, A., & Wiener, E.L. (1990). *Human factors of flight-deck checklists: The normal checklist* (NASA contract report 177549). Moffett Field, CA; NASA Ames Research Center.

- Foushee, H.C., & Helmreich, R.L. (1988). Group interactions and flightcrew performance. In E. Wiener & J. Nagel (Eds.), *Human factors in modern aviation*, (pp. 189-227). New York: Academic Press.
- Foushee, J.C., Lauber, J.L., Baetge, N.M., & Acomb, D.B. (1986) *Crew factors inflight operations III: The operational significance of exposure to short-haul air transport operations*. Moffett Field, CA, U.S.: NADA-Ames Research Center, TM 88322.
- Franz, T.M., Prince, C., Salas, E., & Law, J.R. (1990). Low fidelity flight simulation: Applications for aircrew coordination training. in press.
- Gregorich, S.E., Helmreich, R.L., & Wilhelm, J.A. (1990). The structure of Cockpit Management Attitudes. *Journal of Applied Psychology*, 75, 682-690.
- Helmreich, R.L. (1984). Cockpit management attitudes. *Human Factors*, 26, 583-589.
- Helmreich, R.L. (1990). *Studying flightcrew interaction: The intersection of basic and applied research*. Talk presented at the dedication of the NASA-Ames Research Center Human Performance Research Laboratory. Moffett Field, Ca.
- Helmreich, R.L. (1991). The long and short term impact of Crew Resource Management training (pp. 81-83) In *Proceedings of the AIAA/NASA/FAA/IHFS Conference: Challenges in Aviation Human Factors: The National Plan*. Vienna, VA.
- Helmreich, R.L., Chidester, T.R., Foushee, H.C., Gregorich, S.E., & Wilhelm, J.A. (1989). *Critical issues in implementing and reinforcing Cockpit Resource Management Training*. Austin, NASA/UT Technical Report 89-5.

- Helmreich, R.L., Chidester, T.R., Foushee, H.C., Gregorich, S.E. & Wilhelm, J.A. (1990, May). How effective is Cockpit Resource Management Training? Issues in evaluating the impact of programs to enhance crew coordination. *Flight Safety Digest*, 1-17. Arlington, VA: Flight Safety Foundation.
- Helmreich, R.L., Foushee, H.C., Benson, R., & Russini, W. (1986) Cockpit resource management: Exploring the attitude-performance linkage. *Aviation, Space and Environmental Medicine*, 1998-1200.
- Helmreich, R.L., Kello, J.E., Chidester, T.R., Wilhelm, J.A. & Gregorich, S.E. (1990) Maximizing the operational impact of Line Oriented Flight Training (LOFT): lessons from initial observations. NASA/UT Technical Report 90-1.
- Helmreich, R.L. & Wilhelm, J.A. (1990). Determinants of flightcrew behavior. In *Proceedings of the International Civil Aviation Organization Human Factors Seminars (A-276 - A-286)*. Leningrad, USSR.
- Helmreich, R.L., Wilhelm, J.A. & Gregorich, S.E. (1988) Notes on the concept of LOFT: An agenda for research. NASA/The University of Texas at Austin Technical Report 88-1.
- Helmreich, R.L., Wilhelm, J.A., Gregorich, S.E., & Chidester, T.R. (1990) Preliminary results from the evaluation of Cockpit Resource Management Training: Performance ratings of flightcrews. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*, 61, 576-579.

RAPPORT FINAL

TABLE DES MATIÈRES

VOLUME I

PREMIÈRE PARTIE: INTRODUCTION

Chapitre 1: Introduction

DEUXIÈME PARTIE: Les faits se rapportant à l'écrasement du vol 1363

Chapitre 2: Vols 1362 and 1363 d'Air Ontario

Chapitre 3: L'aéroport municipal de Dryden et installations d'Air Ontario

Chapitre 4: Renseignements météorologiques

Chapitre 5: Événements et circonstances qui se sont produits à l'aéroport municipal de Dryden avant le décollage

Chapitre 6: Circonstances entourant le décollage et l'écrasement du vol 1363

Chapitre 7: Écrasement et interventions

Chapitre 8: Intervention de la région de Dryden

TROISIÈME PARTIE: Services de sauvetage et de lutte contre les incendies

Chapitre 9: Services de sauvetage et de lutte contre les incendies de l'aéroport municipal de Dryden

QUATRIÈME PARTIE: Processus de l'enquête sur l'avion et analyse

Chapitre 10: Enquête technique

Chapitre 11: Les possibilités de survie dans l'écrasement d'un aéronef

Chapitre 12: Performances et dynamique de vol du Fokker F-28, Mk1000

VOLUME II

CINQUIÈME PARTIE: Le transporteur aérien – Air Ontario Inc.

Chapitre 13: Historique de la compagnie

Chapitre 14: Air Ontario Inc. - la direction

Chapitre 15: Le programme F-28: La planification

Chapitre 16: Le programme F-28: Le Groupe auxiliaire de bord, la Liste d'équipement minimal et le dilemme auquel a été confronté l'équipage du vol 1363

Chapitre 17: Le programme F-28: Absence de groupe de démarrage au sol à Dryden

Chapitre 18: Le programme F-28: Pièces de rechange

Chapitre 19: Le programme F-28: Les manuels d'exploitation

Chapitre 20: Le programme F-28: Formation aux opérations aériennes

Chapitre 21: Le programme F-28: Pratiques opérationnelles – avitaillement moteur en marche et conditions de dégivrage des avions au sol

Chapitre 22: Le programme F-28: Bretelles de sécurité d'agent de bord

Chapitre 23: Le contrôle d'exploitation

Chapitre 24: La sécurité des vols

Chapitre 25: Performance de la direction

Chapitre 26: Le rôle d'Air Canada: Rapports société mère/filiale

VOLUME III

SIXIÈME PARTIE:	Transports Canada
Chapitre 27:	Organisation
Chapitre 28:	État dans lequel se trouvait Transports Canada au début des années 1980
Chapitre 29:	Dérèglementation économique et réduction du déficit
Chapitre 30:	Les répercussions de la dérèglementation et de la réduction des effectifs sur la sécurité aérienne
Chapitre 31:	Le processus d'allocation des ressources: Réglementation aérienne
Chapitre 32:	Le programme de vérification de Transports Canada
Chapitre 33:	Vérification d'Air Ontario Inc. en 1988
Chapitre 34:	Règles d'exploitation et législation
Chapitre 35:	Pilote inspecteur agréé (CCP)
Chapitre 36:	La sous-traitance etc.
Chapitre 37:	La gestion de la sécurité et l'organisation de Transports Canada

SEPTIÈME PARTIE:	Facteurs humains
Chapitre 38:	Renseignements sur l'équipage
Chapitre 39:	Coordination entre membre de l'équipage et communication par les passagers de préoccupations liées à la sécurité
Chapitre 40:	Performance humaine: Analyse des systèmes

HUITIÈME PARTIE:	Questions légales et autres portées à l'attention de la Commission
Chapitre 41:	Le processus d'enquête sur les accidents d'aviation au Canada
Chapitre 42:	Question de la confidentialité des rapports de pilote portant sur les incidents et les faits aéronautiques
Chapitre 43:	Objection à la production de documents fondée sur des renseignements confidentiels du Conseil privé de la Reine, Article 39 de la <i>Loi sur la preuve au Canada</i> , L.R.C. (1985), Chapitre C-5
Chapitre 44:	La <i>Loi sur les enquêtes</i> , L.R.C. 1985, Chapitre I-13, Article 13

NEUVIÈME PARTIE: Ensemble des Recommandations

ANNEXES GÉNÉRALES

A	Décret
B	Avocats et représentants des parties ayant été autorisées à participer
C	Parties ayant reçu un statut de participant à part entière, un droit de participation limité, un statut de participant spécial et un statut d'observateur
D	Liste des témoins qui ont comparu devant la Commission
E	Calendrier de l'enquête
F	Lettre du Coroner en chef de l'Ontario, 15 juillet 1991
G	Ordre chronologique des événements survenus pendant l'escale à l'aéroport municipal de Dryden et sur le lieu de l'écrasement le 10 mars 1989
H	Résumé des décès et des blessures des survivants
I	Procès-verbal des séances de compte rendu, Ville de Dryden, les 13 et 16 mars 1989
J	Circulaire consultative 120-51 - Formation en gestion du poste de pilotage, datée 1 ^{er} décembre 1989 du U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration
K	Réponse de Transports Canada aux recommandations sur la sécurité aéronautique, Commission d'enquête Dryden, Deuxième rapport provisoire
L	Lettre d'avis envoyée par le Conseil juridique aux parties concernant la <i>Loi sur les enquêtes</i> , L.R.S. 1985, Chapitre I-13, Section 13
M	Décisions