



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

Rapport Final

---

Annexes techniques

---

Commissaire  
L'honorable Virgil P. Moshansky

PRIVY COUNCIL OFFICE  
BUREAU DU CONSEIL PRIVÉ  
LIBRARY  
BIBLIOTHÈQUE

ACCESS CODE CODE D'ACCÈS	<del>ADEM</del> ADEM
COPY / ISSUE EXEMPLAIRE / NUMÉRO	C.2

TL553.5  
.C6514  
v.4  
C. 2 aa

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

Le Rapport final comprend 3 volumes : I (Parties Un-Quatre), II (Partie Cinq) et III (Parties Six-Neuf et les annexes générales). On trouvera la table des matières des volumes I, II et III du Rapport final à la fin de ce volume.

Ce volume contient la traduction en français du Rapport que la Commission a originalement écrit en anglais. Cette traduction a été assurée par les services compétents du Bureau de traduction du Secrétariat d'État.



# COMMISSION D'ENQUÊTE SUR L'ÉCRASEMENT D'UN AVION D'AIR ONTARIO À DRYDEN (ONTARIO)

## Rapport Final

---

Annexes techniques

---

Commissaire  
L'honorable Virgil P. Moshansky

© Approvisionnement et Services Canada

**Données de catalogage avant publication (CANADA)**

Commission d'enquête sur l'écrasement d'un avion d'Air Ontario  
à Dryden, Ontario (Canada)

Rapport final : appendices techniques

Publ. aussi en anglais sous le titre :

Final Report, technical appendices.

ISBN 0-660-93587-2

N° de cat. MAS C32-55/4-1992F

I. Aéronautique - Ontario - Accidents - 1989.

I. Moshansky, Virgil P. II. Titre.

TL5523.5.C6514 1992

363.12'492

C92-099563-2

---

# TABLE DES MATIÈRES

---

## PRÉFACE vii

- 1 Accident numéro 825-89-C0048 : Rapport des groupes des structures et d'inspection du lieu de l'accident, Rapport LP38/89 : *Accident: Fokker F28, Mk 1000, Numéro d'immatriculation C-FONF, 10 mars 1989 Bureau canadien de la sécurité aérienne* 1
- 2 Fokker B.V. Amsterdam, Dynamiques Fokker, Rapport numéro L-28-222 : Notes sur les caractéristiques de l'avion quand elles sont modifiées par des dépôts de givre, de glace ou de verglas sur les ailes. 65
- 3 Avion Fokker B.V. Amsterdam, Aérodynamiques Fokker, Rapport numéro V-28-25 : Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes d'un Fokker 100. 75
- 4 Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes d'un Fokker 100 129
- 5 Étude en soufflerie de la dégradation des performances d'un modèle aile-hélice causé par la rugosité sur l'extrados et la modification de forme du bord d'attaque  
*R.H. Wickens et V.D. Nguyen* 259
- 6 Précipitation verglaçante sur les surfaces portantes  
*Myron M. Oleskiw* 285
- 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 sur l'accident d'Air Ontario à Dryden (Ontario)*  
*Robert L. Helmreich* 335

---

# PRÉFACE

---

Des recherches et des analyses indépendantes ont été effectuées par Fokker Aircraft B.V., le constructeur de l'avion Fokker F-28 Mk1000 et par le Bureau canadien de la sécurité aérienne de concert avec Fokker Aircraft B.V. Des recherches et des analyses ont aussi été effectuées par des particuliers experts en aérodynamique, en physique, en météorologie et en psychologie.

Ce volume d'Annexes techniques renferme les rapports que la Commission d'enquête a utilisés lorsqu'elle a analysé les performances du Fokker F-28 Mk1000 immatriculé C-FONF lors de son dernier décollage de l'aéroport municipal de Dryden le 10 mars 1989. Il contient également une analyse liée aux questions d'efficacité humaine entourant l'accident. Voici un bref résumé de chaque rapport reproduit dans le présent volume.

**1 Rapport des groupes des structures et d'inspection du lieu de l'accident, LP 38/89, Accident du Fokker F28, Mk 1000, immatriculé C-FONF, le 10 mars 1989. Accident n° 825-89-C0048, Bureau canadien de la sécurité aérienne**

Le Rapport des groupes des structures et d'inspection du lieu de l'accident a été versé au dossier, en tant que Pièce 844, par M. James W. Hutchinson, chef de l'analyse des Services de l'ingénierie du Bureau canadien de la sécurité aérienne. Il comporte une analyse de la dernière trajectoire de vol de l'avion, une analyse des dégâts causés à l'épave de l'avion par l'incendie, et il traite des questions liées à la résistance à l'impact inhérent à l'accident. Ce rapport a été présenté par M. Hutchinson quand il est venu témoigner devant la présente Commission le 9 avril 1990.

**2 Fokker Aircraft B.V. Amsterdam, Service d'aérodynamique de Fokker, Rapport n° L-28-222, Note sur les caractéristiques de l'avion quand elles sont modifiées par des dépôts de givre, de glace ou de verglas sur les ailes**

Le Rapport n° L-28-222 de Fokker Aircraft en date du 16 décembre 1969 est le résultat d'essais en soufflerie et d'études menés par Fokker Aircraft quant aux effets d'une rugosité semblable à du papier de verre, tant sur les ailes d'un avion à réaction que sur celles d'un appareil à hélices. Le document s'attarde sur la dégradation des caractéristiques de portance et d'accélération au décollage du F-28 lorsque la surface des ailes est rendue rugueuse à cause de contamination pouvant se présenter sous forme de givre, de glace ou de pluie verglaçante. Ce rapport a été versé au dossier en tant que Pièce 532, et il a été présenté par M. Jack van Hengst, analyste chef en aérodynamique, quand il est venu témoigner devant la présente Commission le 1<sup>er</sup> mai 1990.

**3 Fokker Aircraft B.V. Amsterdam, Rapport n° VS-28-25, Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes d'un Fokker 100.**

Le Rapport n° VS-28-25 de Fokker Aircraft est le résultat de vols de simulation accomplis par Fokker Aircraft et des enquêteurs de la Commission à l'aide d'un simulateur de vol de Fokker 100 du bureau d'études de Fokker Aircraft réglé de façon à reproduire au plus près les caractéristiques de vol d'un avion F-28

Mk1000. Il résume les données et les constatations de Fokker qui servent à évaluer les performances au décollage d'un Fokker F-28 Mk1000 en présence de contamination sur les ailes et sur la piste. Ce rapport a été versé au dossier en tant que Pièce 544, et il a été présenté par des témoins experts, MM. Gary Wagner A. et J. Murray Morgan, ainsi que par M. Jack van Hengst, au cours de leur témoignage respectif devant la Commission les 4, 3 et 2 mai 1990.

#### **4 Rapport sur la dynamique de vol du Fokker F-28 Mk 1000 dans ses relations avec l'accident survenu à Dryden (Ontario) en mars 1989**

Les recherches et la préparation de ce rapport sur la dynamique de vol sont l'oeuvre de MM. J. Murray Morgan, de l'Établissement national d'aéronautique du Conseil national de recherches du Canada, Gary A. Wagner, pilote à Air Canada, physicien et ingénieur en aéronautique et Richard H. Wickens, du Conseil national de recherches du Canada. Le but de ce rapport sur la dynamique de vol consistait à mettre au point toute une gamme de scénarios possibles sur la trajectoire de vol de façon à essayer de s'approcher de celle suivie par le C-FONF lors de son dernier vol le 10 mars 1989. Le document renferme une analyse aérodynamique étayant les travaux de simulation et donnant des précisions sur l'analyse et l'enquête consécutives à l'accident. Ce rapport a été présenté par MM. Wickens, Morgan et Wagner quand ils sont venus témoigner à tour de rôle devant la présente Commission le 30 avril ainsi que les 3 et 4 mai 1990.

#### **5 Étude en soufflerie de la dégradation des performances d'un modèle aile-hélice causée par la rugosité répartie sur l'extrados et la modification de forme du bord d'attaque**

Ce rapport sur la dégradation des performances d'une hélice se fonde sur les recherches de MM. Richard H. Wickens et V.D. Nguyen, du Conseil national de recherches du Canada, portant sur les effets de la dégradation des performances d'un avion à hélices à cause de la contamination des ailes. Ce rapport a été présenté par M. Wickens quand il est venu témoigner devant la présente Commission le 30 avril 1990.

#### **6 Précipitations verglaçantes sur les surfaces portantes**

Ce rapport a été préparé par M. Myron M. Oleskiw, du Conseil national de recherches du Canada, afin de déterminer les effets de la neige sur les ailes du C-FONF le 10 mars 1989 et d'évaluer les possibilités de transformation de la neige en glace par le biais de facteurs tels que le refroidissement adiabatique et par évaporation causé par l'écoulement de l'air sur les ailes et les possibilités d'adhérence de la neige sur les ailes à cause du refroidissement de leurs surfaces. Ce rapport a été versé au dossier en tant que Pièce 521, et il a été présenté par M. Oleskiw quand il est venu témoigner devant la présente Commission le 26 avril 1990.

#### **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**

L'analyse des questions liées aux facteurs humains a été préparée par M. Robert L. Helmreich, de l'université du Texas, à partir des preuves et des renseignements obtenus devant la présente Commission et à partir de recherches antérieures menées dans le domaine de l'efficacité humaine au cours d'opérations aériennes. Ce rapport a été versé au dossier en tant que Pièce 1270, et il a été présenté par des experts, savoir MM. Robert L. Helmreich, Charles O. Miller et David Adams, quand ils sont venus témoigner devant la présente Commission les 17, 18, 19 et 20 décembre 1990.

---

# Annexe 1

**Accident n° 825-89-C0048**

**Rapport des groupes des structures et d'inspection du lieu de l'accident LP 38/39**

*Accident: Fokker F28, Mk 1000, N° d'immatriculation C-FONF, 10 mars 1989*

Bureau canadien de la sécurité aérienne

Équipe d'enquête:

J.W. Hutchinson, président du groupe des structures

J.E. Foot, président du groupe d'inspection du lieu de l'accident

---

[TRADUCTION]

Accident n° 825-89-C0048

RAPPORT DES GROUPES DES STRUCTURES  
ET D'INSPECTION DU LIEU DE L'ACCIDENT

LP 38/89

Accident : Fokker F28, Mk 1000  
N° d'immatriculation C-FONF  
10 mars 1989

Président du groupe des structures :

\_\_\_\_\_  
J.W. Hutchison, ing.  
Chef de l'analyse des services de l'ingénierie  
Bureau canadien de la sécurité aérienne

Président du groupe d'inspection  
du lieu de l'accident :

\_\_\_\_\_  
J.E. Foot  
Spécialiste des techniques électromécaniques  
de l'ingénierie  
Bureau canadien de la sécurité aérienne

TABLE DES MATIÈRES

- 1.0 Introduction
- 2.0 Constatations
- 3.0 Séquence de rupture
- 4.0 Trajectoire de l'avion
- 5.0 Résistance à l'impact

FIGURES

- Figure 1 - Schéma trois vues du Fokker F28-Mk 1000 montrant ses dimensions principales.
- Figure 2 - Tracé du schéma de distribution des débris montrant les emplacements relatifs de tous les débris relevés dans les moitiés supérieure et inférieure de la trace et délimitation de la trouée découpée dans les arbres.
- Figure 3 - Vue du Fokker F28, C-FONG montrant l'emplacement du feu tournant anticollision sur le ventre du fuselage (flèche).
- Figure 4 - Comme à la figure 3, vue rapprochée.
- Figure 5 - Photographie de tous les fragments du verre rouge du feu tournant récupérés au voisinage des premiers arbres étêtés après la sortie de la piste 29.
- Figure 6 - Photographie aérienne de la trace de l'épave principale, avec surimpressions montrant la trouée faite dans les arbres, les dommages causés par le feu dans les arbres, la distribution des débris de l'aile gauche et du plan gauche de la gouverne de profondeur et la distribution des débris des trappes des atterrisseurs principaux et avant.
- Figure 7 - Plan du site de Dryden montrant les trois impacts après la sortie de la piste 29 et l'emplacement du lieu de l'accident par rapport à l'aéroport.
- Figure 8 - Schéma du profil de la trajectoire de vol de l'avion montrant les impacts avec les arbres après la sortie de la piste 29 et les altitudes relatives de ces impacts.
- Figure 9 - Maquette des arbres montrant l'assiette de l'avion vu du côté gauche.
- Figure 10 - Maquette des arbres montrant l'assiette de l'avion vu de l'avant.

Figure 11 - Photographie aérienne à l'infrarouge en regardant vers l'arrière le long de la trace de l'épave, en direction de l'aéroport. L'étendue des dommages causés par l'incendie des arbres est représentée par les arbres de couleur plus sombre.

#### ANNEXES

Annexe A - Répertoire des débris (première exploration du terrain)

Annexe B - Répertoire des débris (deuxième exploration du terrain)

Annexe C - Récupération de l'épave et reconstitution de la distribution des débris

Annexe D - Reconstitution par ordinateur de la trajectoire de vol de l'avion

1.0 INTRODUCTION

- 1.1 Le Fokker F28-Mk 1000, immatriculé C-FONF s'est écrasé peu après le décollage, près de l'extrémité de la piste 29 de l'aéroport municipal de Dryden, à Dryden (Ontario). L'accident s'est produit le 10 mars 1989 à 12 h 11 (heure normale du Centre). L'avion s'est écrasé en terrain très boisé, dans un à deux mètres de neige. Il s'agissait d'un vol commercial régulier d'Air Ontario (vol n° 363) allant de Thunder Bay à Winnipeg avec escale à Dryden. Sur les 65 passagers et quatre membres d'équipage qui étaient à bord, 22 ont été mortellement blessés à l'impact et deux autres passagers grièvement blessés sont morts ultérieurement à l'hôpital.
- 1.2 La trajectoire de l'avion a été examinée en trois tronçons. Le premier tronçon partait de l'extrémité de la piste 29 sur une distance de 726 mètres, au cap magnétique 290 degrés. A l'intérieur de ce tronçon, l'avion a heurté la cime de dix-huit arbres, le premier se trouvant à 126 mètres de l'extrémité de la piste. Le deuxième tronçon est identifié comme la moitié supérieure de la trace de l'épave et représente l'avion qui heurte un assez grand nombre d'arbres près du sommet d'une butte et qui commence à descendre dans les arbres en parcourant encore 144 mètres, tout en restant approximativement au même cap 290 degrés. Le troisième tronçon est identifié comme la moitié inférieure de la trace de l'épave et représente l'avion qui s'écrase au sol pour la première fois et qui glisse sur environ 80 mètres pour s'arrêter contre un bouquet d'arbres.
- 1.3 La figure 1 est un schéma trois vues du F28-Mk 1000 qui représente ses dimensions principales.

## 2.0 CONSTATATIONS

- 2.1 L'avion a tout d'abord heurté la cime d'un arbre isolé à 126 mètres de l'extrémité de la piste 29 (293 magnétique), à 3 degrés à gauche de l'axe de la piste. La cime de l'arbre a été fauchée à l'altitude de 413,1 m au-dessus du niveau de la mer (ASL). L'altitude à l'extrémité de la piste 29 est de 413 m ASL.
- 2.2 L'avion a ensuite fauché la cime de 18 arbres sur une distance de 600 m avant de heurter un assez grand nombre d'arbres près du sommet d'une butte. La hauteur de tous les impacts entre le premier arbre et le sommet de la butte est restée relativement constante à 413 ( $\pm$  1,5) m.
- 2.3 L'avion est descendu dans les arbres, faisant une trouée de 224 m de longueur. L'altitude au sommet de la butte était de 404 m et la pente descendait jusqu'à 390 m ASL. L'épave de l'avion était disséminée le long de la trouée découpée dans les arbres. La majeure partie de l'épave s'était finalement immobilisée aux coordonnées 49 degrés 45 minutes 11 secondes de latitude et 92 degrés 46 minutes 8 secondes de longitude (UTM 5520300 N, 516650 E).
- 2.4 Les premiers débris trouvés étaient des fragments du verre rouge du feu tournant anticollision, qui avait été arraché du ventre du fuselage. Ces débris ont été trouvés au voisinage du premier impact avec les arbres après la sortie de la piste 29.
- 2.5 Les débris suivants étaient situés au niveau des principaux impacts avec les arbres et étaient constitués du saumon d'aile gauche, des trappes des atterrisseurs principaux et de fragments du radôme. La majeure partie du fuselage, l'aile droite et l'empennage étaient restés relativement intacts jusqu'à ce que l'avion se soit immobilisé.
- 2.6 Environ 50 m après l'impact avec la zone présentant la plus forte densité d'arbres, un incendie s'est déclaré et a parcouru toute la longueur de la trace de l'épave, pour aboutir à la destruction presque totale du poste de pilotage et de la zone du fuselage située derrière, jusqu'à la cloison étanche arrière. L'empennage et les moteurs présentaient une couche de suie superficielle et étaient restés relativement à l'abri de l'incendie.
- 2.7 Toutes les gouvernes principales, les portes et les trappes ont été retrouvées dans la zone de dispersion de l'épave principale. A l'exception des trappes des atterrisseurs principaux, on a déterminé que les autres portes et trappes étaient fermées et verrouillées avant l'impact.
- 2.8 On a pu déterminer que les atterrisseurs étaient en train de s'escamoter au moment où l'impact principal avec les arbres s'est produit.

- 3 -

- 2.9 La reconstitution de l'épave et l'examen des schémas de rupture ont montré que le tout concordait avec des dommages causés par un impact avec des arbres ou avec le sol.
  
- 2.10 Les premiers indices d'incendie ont été relevés à environ 50 m après le point d'impact de l'avion avec les arbres situés au sommet de la butte, ce qui concordait avec la rupture du réservoir de carburant gauche. Il n'y avait aucun indice d'incendie en vol avant que l'avion n'ait heurté les arbres.

### 3.0 INSPECTION DE L'ÉPAVE ET SÉQUENCE DE RUPTURE

- 3.1 Au cours des explorations du terrain effectuées dans le cadre de l'investigation des lieux, la plupart des débris de l'épave de l'avion ont été repérés, étiquetés, numérotés et jalonnés. La plupart de ces débris ont été identifiés avec l'aide du constructeur et de l'exploitant de l'avion. A l'occasion, lorsqu'un certain nombre de débris ont été retrouvés à proximité immédiate les uns des autres, ils ont été groupés ensemble sous le même numéro d'article et de jalon. La position de chaque jalon a ensuite fait l'objet d'un levé topographique pour être introduite dans un schéma de distribution de l'épave, qui est représenté à la figure 2. Un répertoire des débris de l'épave énumérant les articles qui ont fait l'objet de ce levé topographique figure à l'Annexe A avec une brève description. Une deuxième exploration du terrain a été effectuée en mai 1989 lorsqu'il n'y avait plus de neige sur le sol. Un certain nombre de débris ont alors été trouvés et étiquetés. Les emplacements de ces articles par rapport au lieu de l'accident ont ensuite été reportés sur un quadrillage selon une méthode classique utilisée par la police pour ses investigations. Le répertoire des débris de l'épave qui figure à l'Annexe B identifie l'emplacement avec une brève description de tous les débris trouvés lors de cette deuxième exploration du terrain.
- 3.2 Au cours de cette deuxième phase, de nombreux fragments du verre rouge du feu tournant anticollision ont été trouvés juste au-delà de l'impact avec le premier arbre, à 126 m de l'extrémité de la piste 29. Ce feu est normalement monté sur le ventre de l'avion, au centre du fuselage, juste en arrière des trappes intérieures des atterrisseurs principaux. Les figures 3 et 4 montrent l'emplacement du feu tournant sur le ventre du fuselage d'un autre F28, C-FONG. La figure 5 montre les nombreux fragments du verre rouge brisé qui ont été récupérés au voisinage des premiers impacts avec les arbres. Tous les autres débris retrouvés lors de la deuxième exploration du terrain se situaient dans la partie supérieure ou dans la partie inférieure de la trace de l'épave.
- 3.3 Au moment où il a commencé à heurter un nombre d'arbres suffisamment important près du sommet de la butte, l'avion a subi les premiers dommages structuraux majeurs. Le schéma de distribution des débris (figure 2) représente à l'échelle l'emplacement de tous les principaux débris qui ont été récupérés.
- 3.4 Parmi les premiers articles récupérés près du sommet de la butte, il y avait notamment les trappes extérieures des atterrisseurs principaux gauche et droit, toutes deux essentiellement intactes, et divers fragments des deux trappes intérieures de ces mêmes atterrisseurs, avec les panneaux de visite du train. Les trappes intérieures des atterrisseurs principaux sont normalement fermées quand les atterrisseurs sont complètement rentrés ou complètement sortis. Lorsqu'on commande la rentrée du train après le décollage, les trappes intérieures s'ouvrent en descendant et en se déplaçant vers le centre car elles sont articulées au fuselage

à leur extrémité intérieure. Elles restent ouvertes tant que les atterrisseurs se déplacent entre leurs deux positions de verrouillage. Étant donné l'emplacement de ces trappes près du début de la trace de l'épave, on considère qu'elles étaient ouvertes lorsque l'avion est entré dans les arbres. La nature des dommages causés par l'impact sur les trappes des atterrisseurs principaux confirme que ces trappes étaient déjà ouvertes et qu'elles ne se sont pas trouvées ouvertes brutalement lors de l'impact avec les arbres, etc.

- 3.5 Une étude de la distribution des débris montre que, tandis qu'il se déplaçait au travers des arbres, l'avion a perdu la majeure partie de son aile gauche dans la moitié supérieure de la trace de l'épave, à cause des dommages dus à l'impact avec les arbres. Près du sommet de la butte, sur le côté gauche et près du début de la trace de l'épave, on a trouvé le support du feu de navigation du saumon d'aile gauche et un petit fragment du verre rouge de ce feu. Seule la section d'emplanture de l'aile gauche, à l'intérieur par rapport au destructeur de portance (déporteur) n° 2 était restée fixée à la structure du fuselage après l'immobilisation de l'avion. Les déporteurs sont numérotés de 1 à 5 sur chaque aile, de l'intérieur vers l'extérieur.
- 3.6 Des parties de toutes les gouvernes principales ont été trouvées à l'emplacement situé entre le sommet de la butte et l'endroit où l'avion s'est finalement immobilisé. Le long de la trace de l'épave, on a trouvé des parties du plan gauche de la gouverne de profondeur, les volets intérieur et extérieur de l'aile gauche, ainsi que des fragments des déflecteurs de ces volets et leurs carénages mobiles, l'aileron gauche et son tab compensateur et les déporteurs 3, 4 et 5 de l'aile gauche. Les autres gouvernes, ainsi que la majeure partie de l'aile droite, étaient restées fixées à la structure du fuselage ou à proximité immédiate de l'épave principale. La figure 6 montre une photographie aérienne de la trace de l'épave principale avec des surimpressions montrant la délimitation de la trouée découpée dans les arbres (calque n° 1), la délimitation des dommages causés par l'incendie (calque n° 2), l'emplacement des débris identifiés comme provenant de l'aile gauche ou du plan gauche de la gouverne de profondeur (calque n° 3), et l'emplacement des débris identifiés comme provenant des trappes des atterrisseurs principaux et avant (calque n° 4).
- 3.7 L'épave principale était constituée de trois fragments principaux. Il y avait deux cassures importantes dans le fuselage, l'une juste en arrière de la porte principale des passagers et l'autre dans le fuselage approximativement au niveau de la douzième rangée de sièges. Le premier fragment important se composait de la section arrière, qui faisait face vers l'avant, du côté droit et approximativement dans l'axe de la moitié inférieure de la trace de l'épave. La dérive et les deux moteurs étaient essentiellement intacts. L'aérofrein au complet (trappes, cadre et structure de support) s'était séparé de la queue de l'avion et on l'a retrouvé en position inversée immédiatement derrière l'empennage. La partie droite du

- 6 -

stabilisateur et de la gouverne de profondeur était intacte. Le plan gauche de la gouverne de profondeur s'était séparé du stabilisateur, dont l'extrémité avait été arrachée. La partie principale du fuselage comprise entre les deux grandes cassures était tournée d'environ 130 degrés à gauche par rapport à la section arrière. L'aile droite était restée fixée à la structure du fuselage jusqu'à ce que l'avion s'immobilise et elle s'en est partiellement séparée lors de l'incendie qui s'est déclaré au sol après l'impact. La section du poste de pilotage située en avant de la cassure avait tourné de 90 degrés de plus vers la gauche par rapport à l'orientation du fuselage, de sorte que l'épave principale présentait la forme approximative d'un U.

3.8 La reconstitution et l'examen de l'épave sont présentés en détail à l'Annexe C.

#### 4.0 TRAJECTOIRE DE L'AVION

- 4.1 La trajectoire de vol de l'avion a été reconstituée d'après les indices matériels représentés par les arbres étêtés et l'emplacement de l'épave. Il y avait au total 18 arbres étêtés, en commençant à 126 m de l'extrémité de la piste 29. Des fragments du verre rouge du feu tournant anticollision ont été trouvés à côté du premier arbre. La position et l'altitude des 18 arbres étêtés ont été déterminées lors du levé topographique et consignées sous forme de coordonnées UTM et d'altitudes ASL. Les positions des arbres ont ensuite été reportées sur un plan du site de Dryden (figure 7) et on a déterminé que l'orientation était au cap magnétique 290 degrés en se fondant sur le fait que l'avion avait nécessairement heurté chacun des arbres. L'avion avait maintenu ce cap ou cette route au sol sur 600 m jusqu'à ce qu'il entre en contact avec un grand nombre d'arbres au sommet d'une petite butte. Une vue de profil (figure 8) de la trajectoire de vol montrait que l'altitude des cimes des 18 arbres restait relativement constante à 413 ( $\pm 1,5$ ) m.
- 4.2 L'assiette de l'avion à son passage au travers des 18 arbres avant l'impact principal a été reconstituée à l'aide de maquettes de l'avion et des arbres étêtés construites à l'échelle par ordinateur. L'Annexe D représente l'assiette de l'avion aux divers emplacements le long de la trajectoire de vol. Cette trajectoire a été estimée d'après l'emplacement des premiers débris qui ont été trouvés (verre rouge du feu tournant anticollision) et d'après les positions possibles de l'avion pour avoir heurté les 18 arbres. On a pris pour hypothèse que l'avion n'avait pas évolué en lacet, c'est-à-dire que son cap et sa route par rapport au sol étaient restés essentiellement constants. La précision de l'assiette de l'avion varie avec le nombre d'arbres étêtés à un moment donné quelconque et les assiettes représentées sont considérées comme constituant la meilleure approximation possible.
- 4.3 Pour documenter la voûte des arbres étêtés commençant au sommet de la butte, on a procédé par photographie aérienne après avoir déployé un grand nombre de drapeaux de repérage. Ces drapeaux ont fait l'objet d'un levé topographique, que l'on a incorporé au système initial de coordonnées UTM. L'analyse photogrammétrique des photographies aériennes a permis de déterminer la position de chacun des arbres étêtés en fonction de ses coordonnées UTM et de son altitude ASL. Une maquette à l'échelle (1:72) des arbres étêtés sur les 45 premiers mètres traversant la voûte, a été construite d'après l'information topographique ainsi obtenue pour déterminer l'assiette de l'avion en ce point. Une maquette à l'échelle (1:72) d'un F-28-3000 a été utilisée à cet effet. Il n'y avait pas de modèle 1000 disponible mais la seule différence entre les deux est que le modèle 3000 mesure 1,5 m de plus d'envergure; toutes les autres dimensions sont les mêmes. Les volets ont été construits à l'échelle et collés sur la maquette en position de braquage à 25 degrés. Cette position avait été déterminée d'après

l'examen des vérins à vis des glissières des volets. Des atterrisseurs ont été construits à l'échelle et ajoutés à la maquette en position sortie. On avait déterminé précédemment que les atterrisseurs étaient en train de remonter à ce moment, mais leur position exacte n'avait pas été déterminée.

- 4.4 On a ensuite présenté la maquette de l'avion sur la maquette des arbres étêtés, ce qui a permis de constater que l'avion était incliné à gauche [on a estimé que l'angle compris entre l'axe transversal de l'avion et l'horizontale était de  $7 (+2)$  degrés et augmentait ensuite pour atteindre 15 degrés à 45 m plus loin]. Cette constatation concordait avec les fragments d'aile gauche situés dans cette zone. Il n'y avait pas de trajectoire distincte qui aurait indiqué que les atterrisseurs principaux étaient complètement sortis en ce point. On a déterminé que l'angle de tangage de l'avion (angle compris entre l'axe longitudinal du fuselage et l'horizontale) était d'environ 1 à 3 degrés en piqué. Il semble que cet angle soit resté relativement constant sur les 45 mètres suivants. Les figures 9 et 10 montrent la maquette représentant l'avion au moment où il pénètre dans la voûte des arbres au sommet de la butte.
- 4.5 Au moment où l'avion pénétrait dans les arbres au sommet de la butte, il a commencé à subir d'importants dommages de structure, principalement à l'aile gauche. La largeur de la trouée découpée au travers des arbres était d'environ 20 à 25 m, mais elle a commencé à se rétrécir jusqu'à environ 12 m, ce qui indique que l'avion a continué de s'incliner vers la gauche pour finalement s'écraser au sol principalement sur le côté gauche. Le premier impact au sol se situait à environ 144 m du sommet de la butte. L'avion a alors viré vers la gauche, aile droite basse et il a glissé sur environ 80 m pour finalement s'arrêter contre un bouquet d'arbres.

5.0 RÉSISTANCE A L'IMPACT

5.1 DOMMAGES CAUSÉS PAR L'INCENDIE

Les premiers fragments de l'épave qui présentaient des dommages causés par l'incendie étaient les articles n° 11 - bord d'attaque de la partie extérieure de l'aile, et n° 12 - fragment de la structure extérieure de l'aile gauche contenant un orifice de sortie d'air chaud d'antigivrage et une partie du réservoir de carburant (Annexe A). Ces deux articles ont été trouvés à proximité immédiate l'un de l'autre, sur le côté gauche de la trace de l'épave, à environ 50 m des premiers impacts importants avec les arbres, près du sommet de la butte. Les deux articles présentaient de petites zones superficiellement calcinées et couvertes de suie et se trouvaient à côté des arbres brûlés. Entre ce point et l'épave principale, les autres débris présentaient tous des dommages causés par l'incendie, c'est-à-dire qu'ils étaient calcinés ou couverts de suie. Il y a eu, semble-t-il, au moment où l'aile gauche a commencé à se détacher, une fuite de carburant qui s'est enflammé presque immédiatement. Le point d'inflammation du carburant n'a pas été déterminé mais il peut avoir été provoqué soit par un arc électrique au moment où les câbles passant dans l'aile ont été arrachés, soit par des vapeurs de carburant qui auraient été enflammées par les moteurs. L'incendie s'est alors propagé en suivant la trajectoire de l'avion jusqu'à ce que celui-ci finisse par s'immobiliser. L'incendie consécutif à l'impact s'est limité aux arbres situés au-dessous et à côté de la trace de l'épave, beaucoup d'entre eux présentant des traces de calcination superficielle. La figure 11 est une photographie aérienne à l'infrarouge représentant la trace de l'épave vue en regardant vers l'arrière en direction de l'aéroport. La photographie infrarouge montre clairement les dommages causés aux arbres par l'incendie, qui sont délimités par une zone d'arbres de couleur plus sombre.

Le fuselage, depuis l'intérieur du poste de pilotage jusqu'à la cloison étanche arrière, a été complètement détruit intérieurement par l'incendie consécutif à l'impact. Malgré cette destruction totale, l'incendie semble avoir été plus intense à gauche qu'à droite. Cette conclusion se fonde sur le fait observé qu'une partie du côté droit du fuselage (comportant l'issue de secours située au-dessus de l'aile et neuf autres fenêtres) était encore en place et que le motif de la peinture extérieure, tout en étant calciné, était encore reconnaissable. La surface extérieure du nez de l'avion avait relativement peu souffert de l'incendie. Le plancher du poste de pilotage était complètement détruit par le feu et permettait de voir ce qui restait de l'atterrisseur avant et de la carcasse métallique des pneus. Le côté gauche du tableau de bord était complètement détruit par le feu, tandis que le centre (tableau moteur) et la partie droite étaient relativement intacts bien qu'également brûlés et matériellement endommagés. Les moteurs, la section arrière et l'empennage présentaient des traces superficielles de suie et l'intérieur de la section arrière était en bon état.

Il n'y avait aucun indice d'incendie en vol avant l'impact de l'avion avec les arbres à proximité du sommet de la butte.

# GUIDE DE L'INGÉNIEUR F28

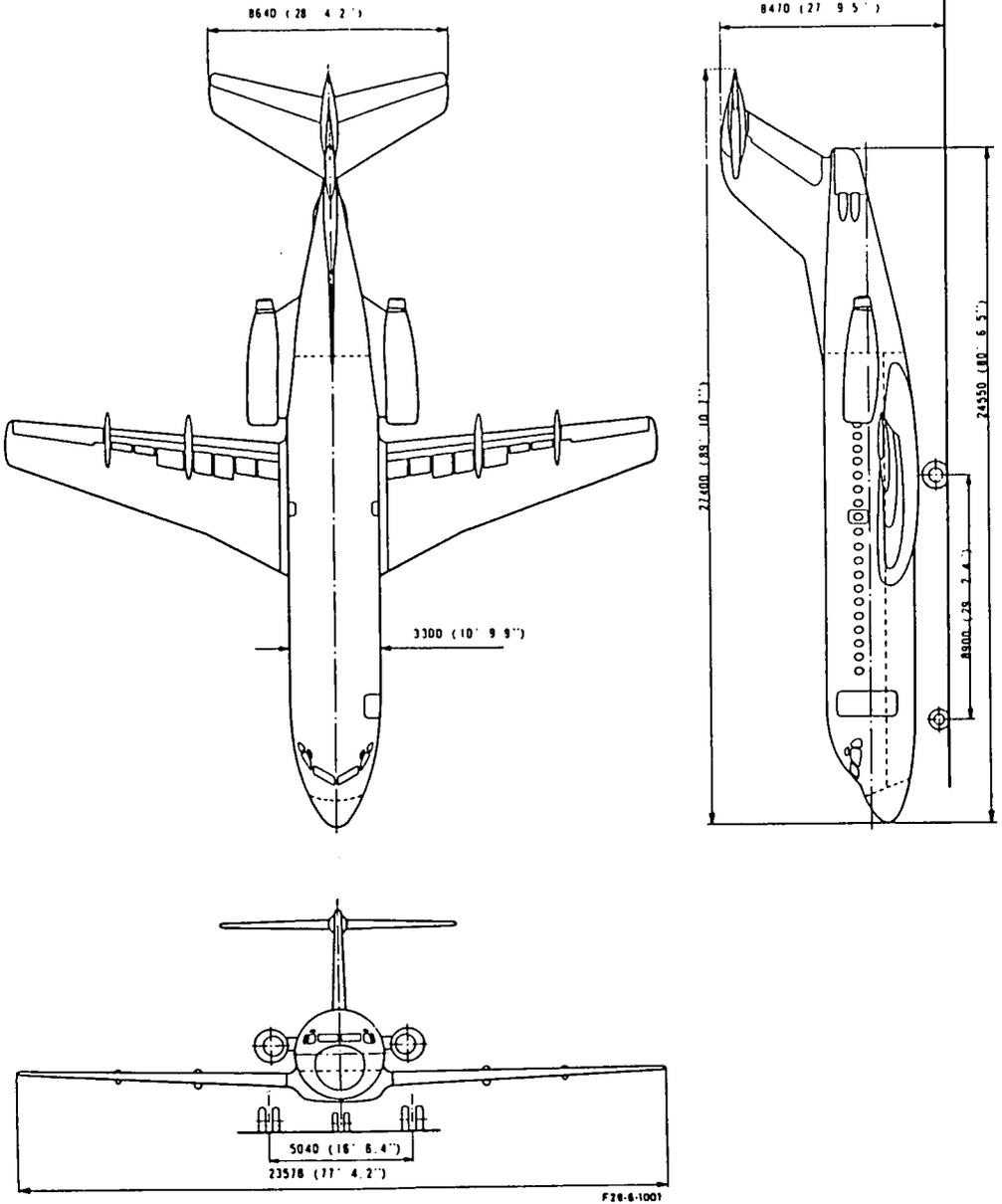


Figure 1 - DISPOSITION GÉNÉRALE

Figure 2

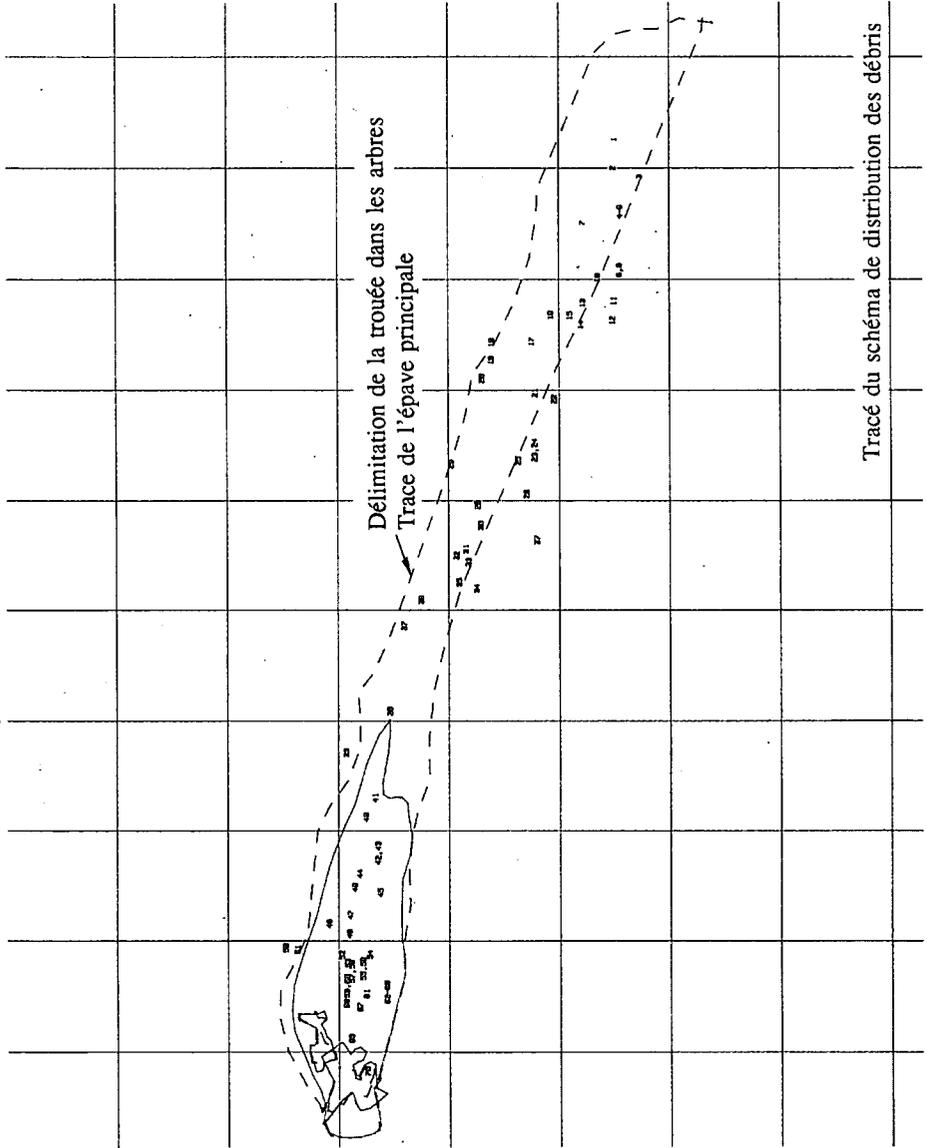
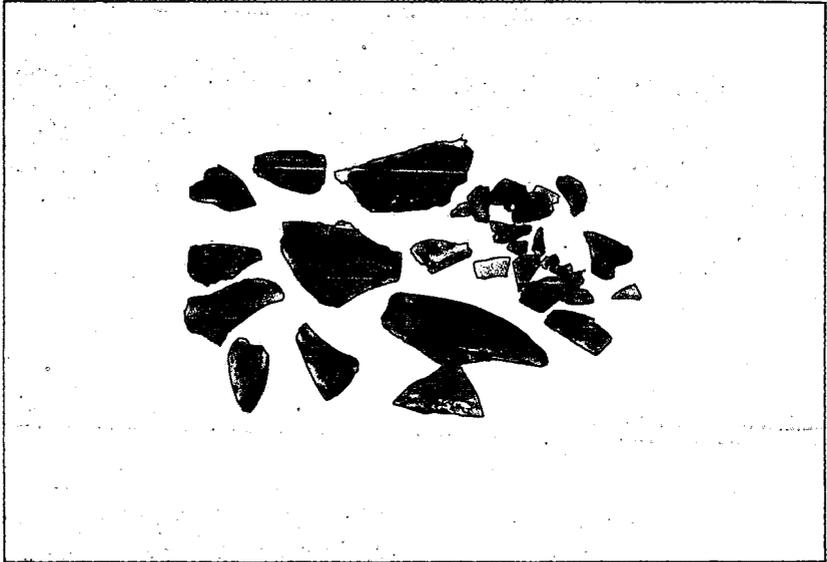




Figure 3 - Vue du Fokker F28, C-FONG, montrant l'emplacement du feu tournant anticollision monté sur le ventre du fuselage (flèche)



Figure 4 - Comme à la figure 3, vue rapprochée



**Figure 5 - Photographie de tous les fragments du verre rouge du feu tournant anticollision récupérés au voisinage des premiers arbres étêtés après la sortie de la piste 29**

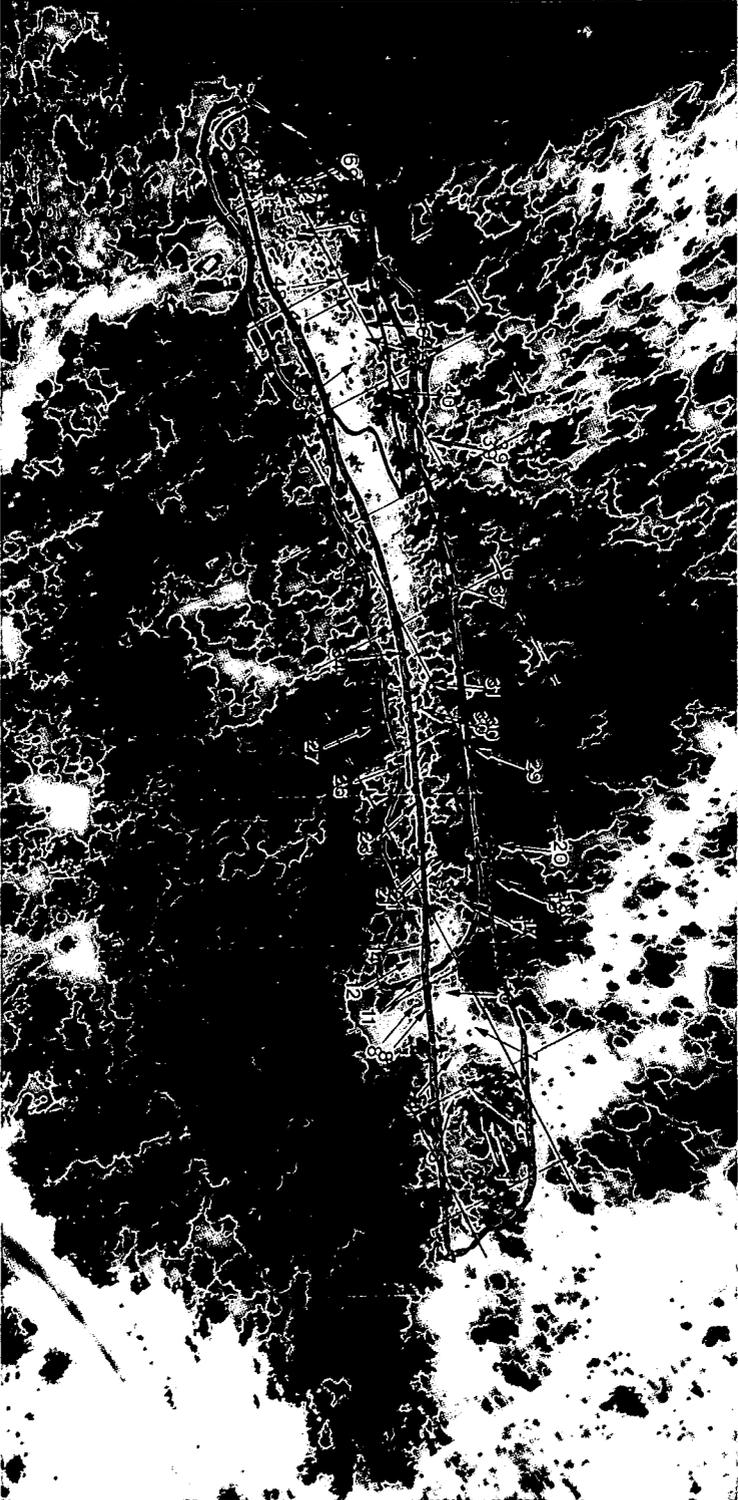


Figure 6

Surimpression - calque n° 1 : Trouée découpée dans les arbres  
Surimpression - calque n° 2 : Dommages causés aux arbres par l'incendie  
Surimpression - calque n° 3 : Aile gauche et plan gauche de la gouverne  
de profondeur  
Surimpression - calque n° 4 : Trappes des atterrisseurs principaux et avant



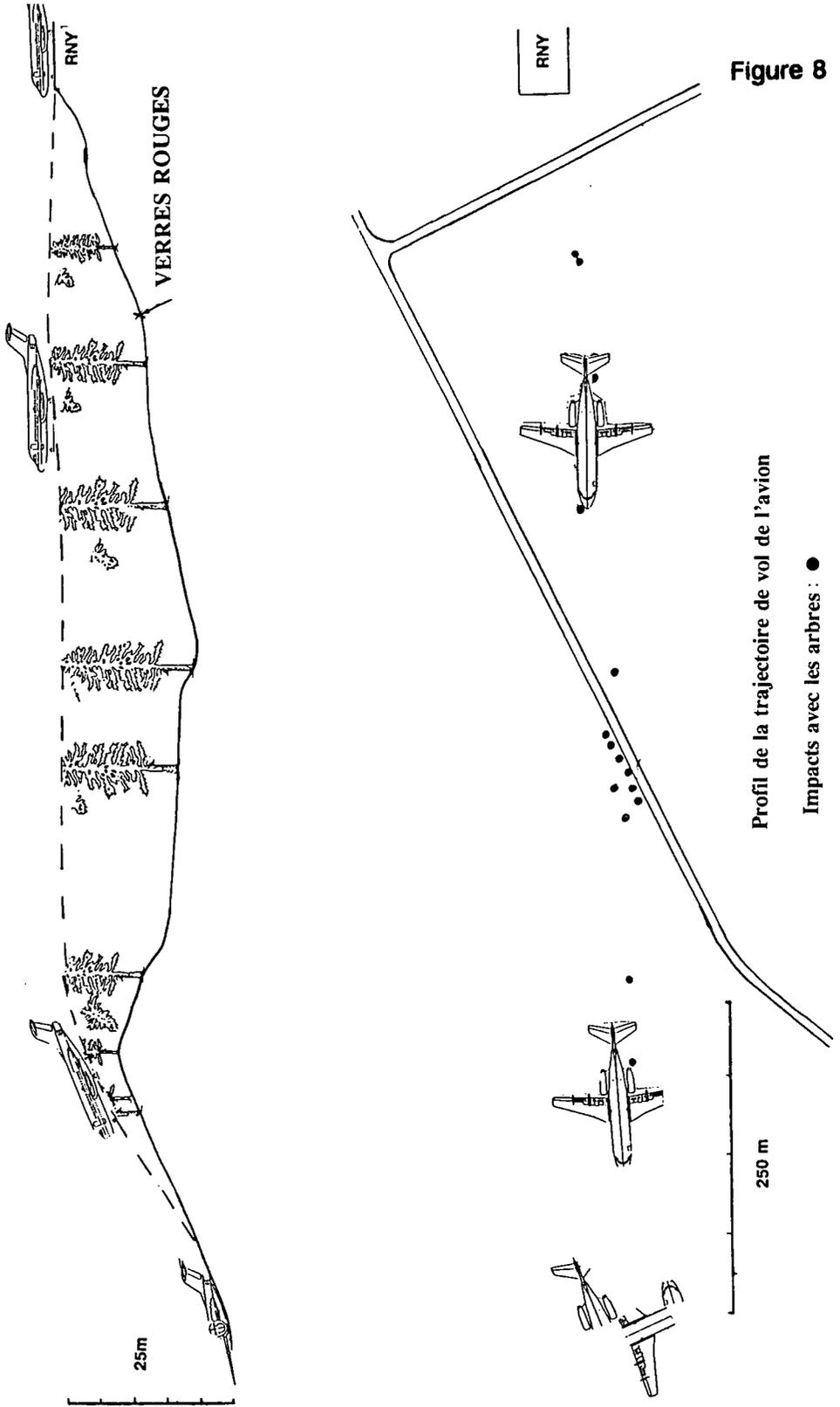


Figure 8

Profil de la trajectoire de vol de l'avion

Impacts avec les arbres : ●

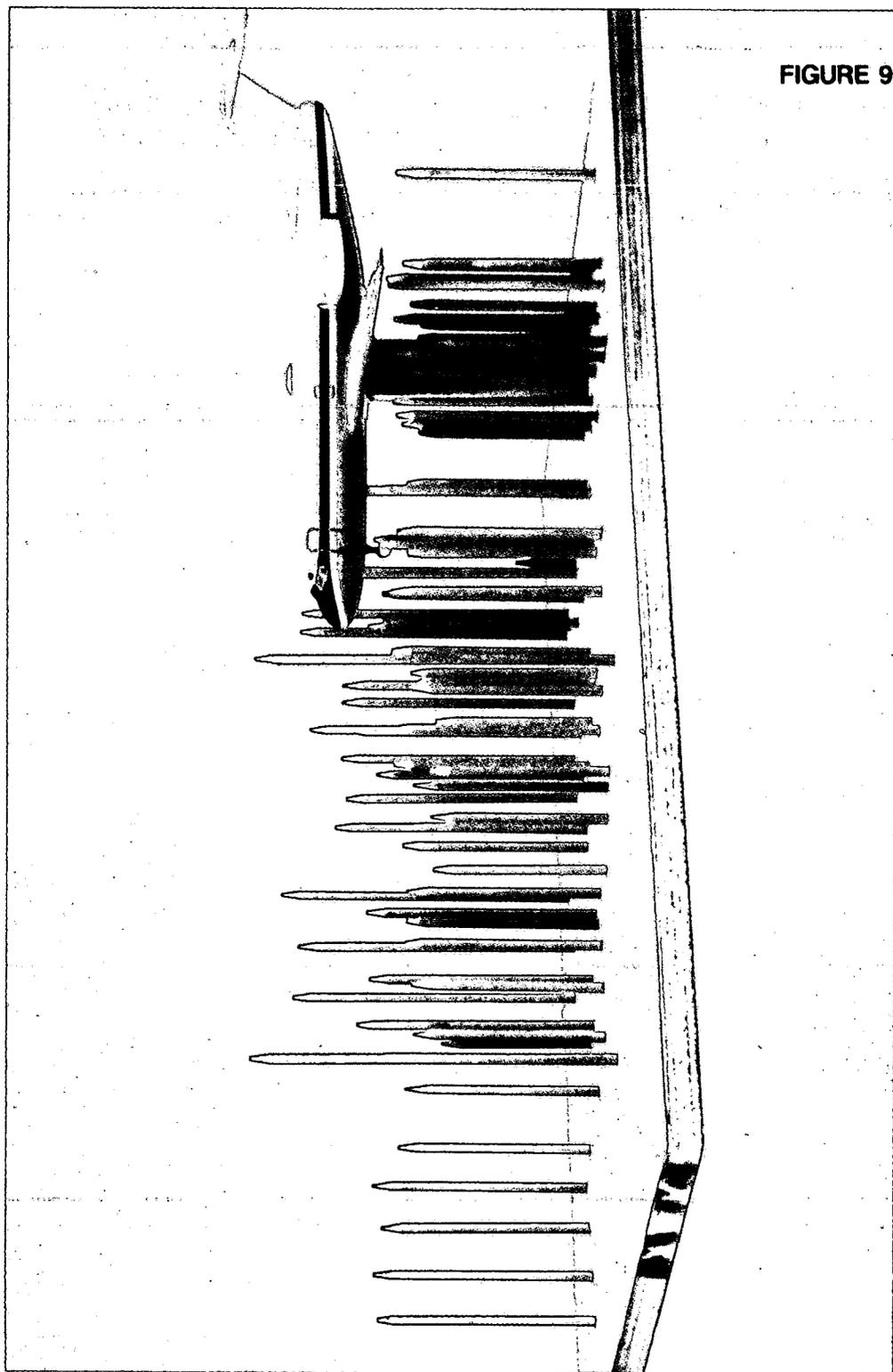


FIGURE 9

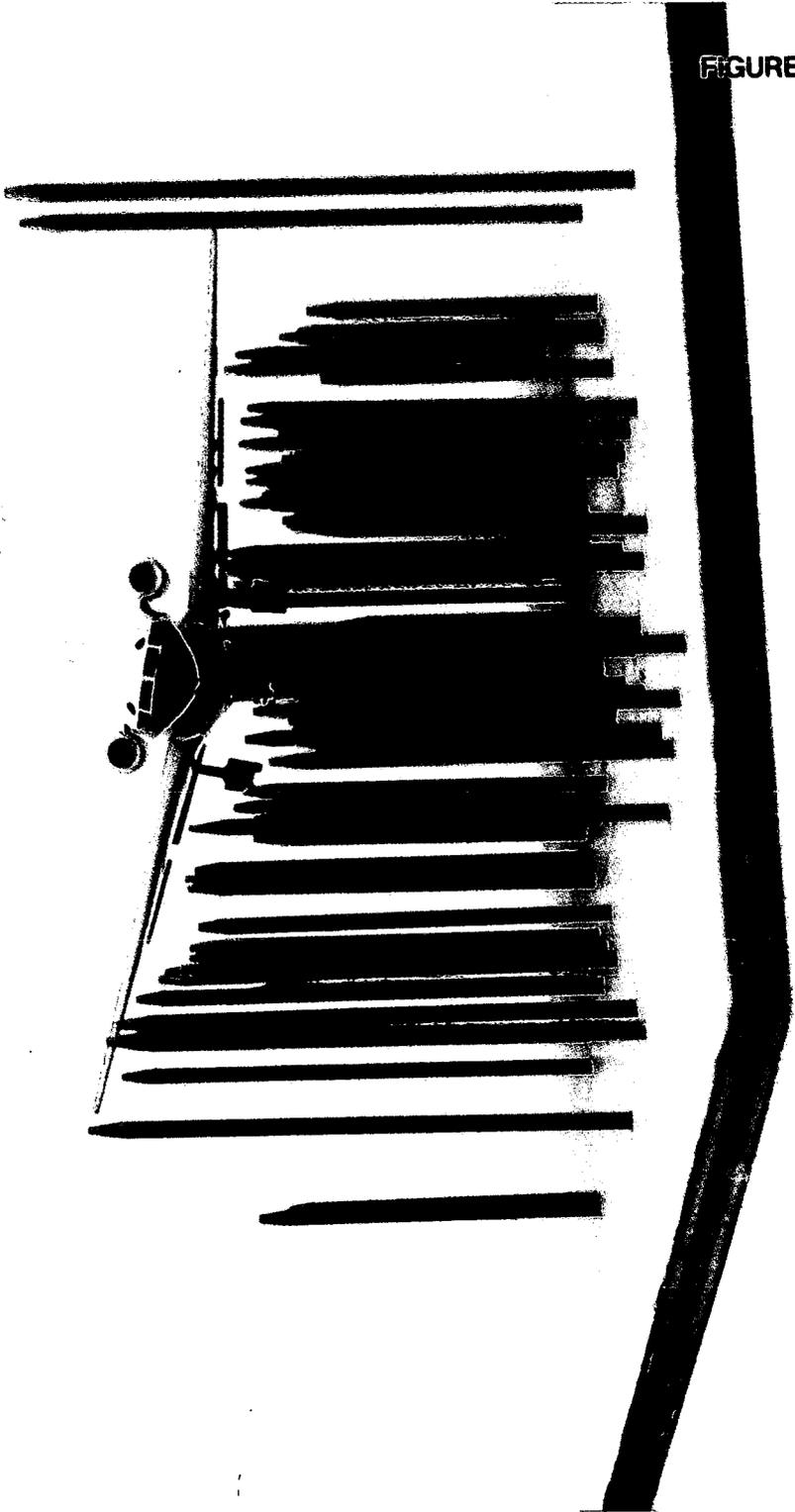
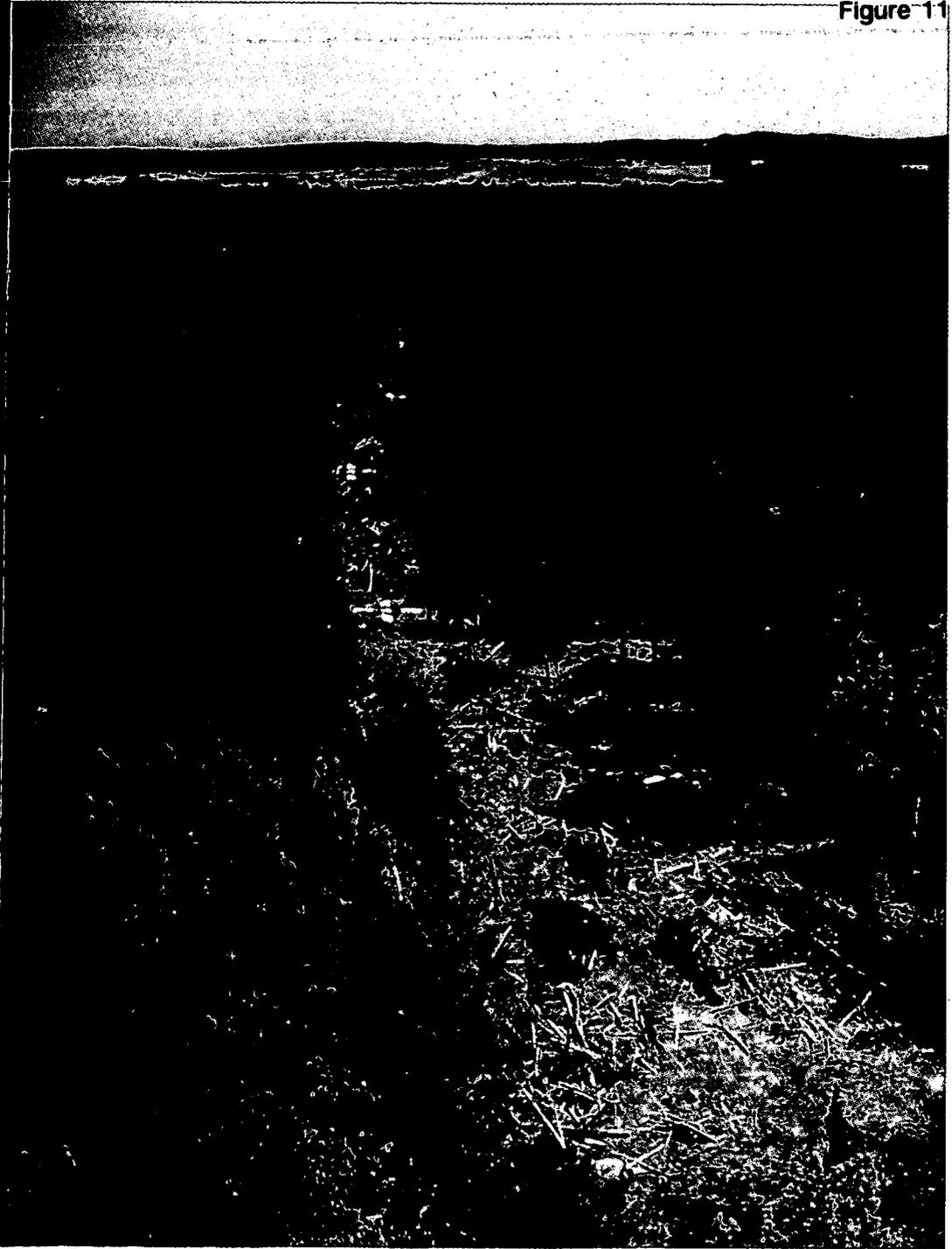


FIGURE 10

Figure 11



Domages causés aux arbres par l'incendie

RÉPERTOIRE DES DÉBRIS

ANNEXE A

<u>ARTICLE N°</u>	<u>DÉSIGNATION</u>
1	A) Trappe intérieure de l'atterrisseur principal droit B) Petit fragment du verre rouge du feu de navigation gauche parmi des branches d'épinette fraîchement brisées C) Antenne de lever de droite ADF
2	A) Trappe extérieure de l'atterrisseur principal droit, A11440-420, n° de série CH 52
3	A) Fragment du bord d'attaque de l'aile gauche, n° de pièce A143124401 B) Support du feu de navigation du saumon d'aile gauche
4	A) Fragment de la structure du saumon d'aile gauche avec mèche du déperditeur d'électricité statique B) Fragment de la gaine d'antigivrage du bord d'attaque
5	A) Fragment du saumon d'aile gauche (bord de fuite)
6	A) Feu rétractable (d'atterrissage ou de roulage) B) Nervures et longrines d'aile
7	A) Porte d'accès intérieure de l'atterrisseur gauche (rouge à l'intérieur) 2 axes de verrouillage en position "sortie"
8	A) Trappe extérieure de l'atterrisseur principal gauche A11440-423 B) Fragment de revêtement d'aile
9	A) Revêtement de l'aile gauche

- A2 -

- 10 A) Structure de la section extérieure de l'aile gauche avec attache d'aileron. Numéro 75F marqué au pochoir sur le panneau. Panneau supérieur présentant une raie noire avec l'inscription "Ne pas Marcher". Panneau d'accès numéroté "1" pour la sonde de quantité de carburant
- 11 A) Structure de la section extérieure de l'aile gauche
- 12 A) Structure de la section extérieure de l'aile gauche numérotée 75E contenant l'articulation de l'aileron extérieur et la sonde magnétométrique p. A2
- 13 A) Fragment de bord d'attaque d'aile A12430-001
- 14 A) Section médiane de l'aileron gauche et tab d'aileron  
B) Clapet à flotteur de ventilation
- 15 A) Lisses d'aile  
B) Fragment de revêtement d'aile  
C) Fragment du radôme
- 16 A) Antenne de communication VHF
- 17 A) Porte d'accès intérieure de l'atterrisseur principal droit  
B) Fragment du radôme
- 18 A) Partie de la trappe intérieure de l'atterrisseur principal gauche
- 19 A) Fragment de la partie supérieure centrale du nez au-dessus du radôme
- 20 A) Extrémité extérieure gauche de l'aileron (n° 83W)

- A3 -

- 21           A) Partie de la trappe intérieure de l'atterrisseur principal gauche  
              B) Cloison de décrochage de l'aile gauche
- 22           A) Fragment de cloison de décrochage  
              B) Lisses d'aile
- 23           A) Fragment de revêtement d'aile - réservoir de carburant
- 24           A) Partie médiane de l'ailette du volet extérieur gauche
- 25           A) Fragment de bord d'attaque d'aile avec gaine de réchauffage  
              B) Fragment du radôme
- 26           A) Partie du revêtement de l'aile gauche avec panneau d'accès numéroté 5.  
              B) Sonde de quantité de carburant
- 27           A) Fragment de revêtement d'aile avec nervure d'extrémité intérieure (réservoir de carburant)
- 28           A) Partie de carénage de glissière de volet (1 de 8)  
              B) Fragment de revêtement d'aile
- 29           A) Trappe droite de l'atterrisseur avant avec le numéro 281, (pour la trappe gauche, voir article n° 305, Annexe B)  
              B) Antenne d'alignement de descente  
              C) Fragments du radôme
- 30           A) Volet extérieur avec déflecteur  
              B) Fragment de revêtement d'intrados  
              C) Partie de la trappe intérieure de l'atterrisseur principal droit
- 31           A) Carénage mobile intérieur arrière de volet gauche  
              B) Fragment de revêtement d'aile

## - A4 -

- 32 A) Phare d'atterrissage  
B) Carénage de glissière de volet
- 33 A) Carénage mobile intérieur avant de volet droit  
B) Fragments de revêtement d'aile
- 34 A) Fragments de revêtement d'aile, zone du réservoir carburant
- 35 A) Carénage de volet  
B) Panneau d'aile, support de bâti en A
- 36 A) Fragment de revêtement d'aile  
B) Porte du bec de remplissage d'huile
- 37 A) Fragment de trappe de l'atterrisseur principal droit, numéro de pièce A11320-4LP, n° de série 5H51  
B) Couvercle de prise d'entraînement  
C) Détecteur de température de la vanne d'admission d'air  
D) Fragment de revêtement d'aile - bouchon de remplissage carburant n° 4  
E) Guignol de revêtement d'aile n° 8056
- 38 A) Fragment de bord de fuite d'aile n° 52B  
B) Phare d'atterrissage
- 39 A) Panneau de carénage mobile de volet - 2 fragments, extérieur et arrière gauche  
B) Petit fragment de la trappe gauche de l'atterrisseur avant, rouge n° 28
- 40 A) Glissière du volet extérieur gauche avec structure du bord de fuite de l'aile et partie intérieure de l'aileron avec son tab compensateur  
B) Bord de fuite du carénage supérieur du volet avec bande abrasive et amortisseur de carénage mobile



- A6 -

- 50 A) Transmetteur et manocontact dans le puits de la roue
- 51 A) Fragment du cône de queue
- 52 A) Capot moteur et verrouillage
- 53 A) Bord d'attaque de l'emplanture d'aile
- 54 A) Fragment de revêtement du fuselage avec support d'antenne
- 55 A) Revêtement inférieur du fuselage n° de pièce A128 30-401
- 56 A) Drain de carburant moteur
- 57 A) Fragment de revêtement d'aile
- 58 A) Guignol de carénage mobile
- 59 A) Revêtement avec numéro 91L
- 60 A) Revêtement du congé de raccordement d'aile avec conduite hydraulique de déporteur
- 61 A) Volet intérieur gauche avec ailette de volet (partie médiane de l'ailette manquante)
- 62 A) Antenne cadre ADF
- 63 A) Sonnerie
- 64 A) Châssis de siège
- 65 A) Convertisseur statique n° de pièce 601698-2
- 66 A) Fragment de plancher de cabine
- 67 A) Fragment de poutre de traversée de fuselage - support moteur n° de pièce 13103003-2
- 68 A) Fragment de capot moteur
- 69 A) Structure de la section intérieure de l'aile gauche avec déporteur n° 3 solidaire
- 70 A) Épave principale

FOKKER F-28, C-FONF  
2° EXPLORATION DU TERRAIN  
INSPECTION DE L'ÉPAVE

ANNEXE B

En mai 1989, après la fonte des neiges, on a procédé à une exploration du terrain avec l'aide de l'équipe de recherches et de sauvetage de la Police provinciale de l'Ontario et de trois membres de l'équipe d'enquête du Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA).

Une ligne de référence a été établie entre l'extrémité de la piste 29 et le bord de la route des balises en passant par le centre du lieu de l'accident, au cap 290° (voir schéma de l'inspection).

Deux pistes d'exploration ont été délimitées, une au nord de la ligne de référence (équipe du nord) et une au sud de cette ligne (équipe du sud). La première exploration a donc été effectuée depuis la route des balises vers l'est jusqu'à la clôture de l'aéroport, avec retour vers l'ouest pour revenir à la route des balises. Chaque piste d'exploration mesurait environ 15 m de largeur, ce qui donnait une largeur totale d'environ 60 m.

Les emplacements des divers articles ont été identifiés par une distance mesurée le long de la ligne de référence depuis le point 0,0 à la lisière de la route des balises et par une distance au nord ou au sud de la ligne de référence. Les articles 200 à 223 sont situés au nord de la ligne de référence et les articles 300 à 322 au sud de cette ligne. Toutes les mesures sont données en mètres après conversion des données obtenues par la méthode de quadrillage standard de la Police provinciale de l'Ontario "tallys and paces", dans laquelle :

63 pas = 1 tally  
10 tallys = 1 kilomètre  
(pas moyen estimé à 1,3 m)

<u>ARTICLE N°</u>	<u>IDENTIFICATION</u>	<u>EMPLACEMENT</u>
200	Robinet d'antidérpage équipé n° 9543466	118, 9 (NORD)
201	Robinet d'antidérpage n° 9542718	134, 14
202	Structure avec barre de verrouillage de porte	140, 13
203	Structure d'aile	166, 7
204	Robinet d'antidérpage (voir article 200)	169, 12
205	Entraînement de la génératrice d'antidérpage de la roue intérieure de l'atterrisseur droit	169, 9
206	Fragment d'articulation de trappe	177, 9
207	Petit fragment de pièce en fonte	177, 4
208	Petit moteur à induction c.a.	192, 9
209	Tube de torsion	211, 12
210	Petit fragment de structure	216, 13
211	Transmetteur de pression n° de pièce 3567645-3701	220, 12
212	Soupape hydraulique	248, 5
213	Petite ferrure	270, 7
214	Accumulateur hydraulique de déporteur	282, 9
215	Moteur à faible inertie	324, 9
216	Transmetteur de jauge carburant n° de pièce 391067-06098	334, 4
217	Fragment de bord de fuite d'aileron (6 po x 6 po)	346, 3
*	Groupe de cimes d'arbres fauchées par l'avion	282, 0

- B3 -

<u>ARTICLE N°</u>	<u>IDENTIFICATION</u>	<u>EMPLACEMENT</u>
218	Fragments du verre rouge (du feu anticollision ventral)	772, 5 785, 5
219	Fragments du verre rouge (du feu anticollision ventral)	841, 9 865, 0
-----PARCOURS DE RETOUR-----		
220	Moteur c.a.	260, 20
221	Panneau de visite 95A	231, 17
222	Cadre de panneau de visite 95D	213, 21
223	Fragment de revêtement d'aile	165, 21
300	Fragment de panneau d'aile (brûlé)	143, 3 (SUD)
301	Fragment de structure d'aile	143, 5
302	Porte de service 21A (en avant du puits de l'atterrisseur avant)	155, 14
303	Moteur c.a. et boîte d'engrenage du phare d'atterrissage (voir n° 220)	158, 6
304	Radar météorologique n° de pièce 2067568-0501	176, 7
305	Partie de la trappe gauche de l'atterrisseur avant	200, 2
306	Tube	222, 0
307	Petite boîte d'engrenage	229, 1
308	Connecteur électrique	235, 6
309	Potentiomètre du phare d'atterrissage	242, 3
310	Transmetteur de jauge carburant 391057-06097	283, 7
311	Petite bague	298, 9
312	Raccord d'alimentation du réservoir de carburant	306, 0

## - B4 -

313	Fragments de verre du phare d'atterrissage	458, 6
314	Fragment de l'antenne ADF	486, 0
315	Fragments du verre rouge (du feu anticollision ventral)	686, 6
316	Fragments du verre rouge (du feu anticollision ventral)	780, 0
317	Fragments du verre rouge (du feu anticollision ventral)	792, 0

## -----PARCOURS DE RETOUR-----

318	Fragment du réservoir de carburant avec bouchon	402, 21
319	Fragment de la structure du moteur	272, 26
320	Raccord de tube	216, 14
321	Servomoteur	185, 18
322	Servomoteur	172, 0
323	Manuel de l'avion	109, 20

RÉCUPÉRATION DE L'ÉPAVE ET RECONSTITUTION  
DE LA DISTRIBUTION DES DÉBRIS

ANNEXE C

A. RÉCUPÉRATION

Une fois l'inspection des lieux terminée, tous les débris dispersés le long de la trace de l'épave ont été récupérés et transportés à l'élingue par hélicoptère jusqu'à un endroit sécuritaire de l'aéroport de Dryden, où ils ont été chargés sur des remorques fermées, placés sous scellés et expédiés par chemin de fer au laboratoire d'ingénierie du Bureau canadien de la sécurité aérienne, à Ottawa. Il fallait procéder à un certain sectionnement des éléments restants de l'épave principale pour pouvoir les transporter par camion. La partie principale du fuselage a été découpée longitudinalement dans la section centrale du plancher. Le plan droit du stabilisateur et celui de la gouverne de profondeur ont été séparés de la dérive, ainsi que la section restante du plan gauche du stabilisateur. Les deux moteurs avaient déjà été séparés de l'avion par le groupe des installations motrices et enlevés du lieu de l'accident.

La section avant de l'avion, les deux moitiés du fuselage, l'aile droite, la section arrière et les parties sectionnées du stabilisateur ont été enlevées par camion et expédiées à Ottawa par chemin de fer.

B. RECONSTITUTION DE LA DISTRIBUTION DES DÉBRIS

FUSELAGE

Tous les débris de l'épave ont été triés et une reconstitution partielle des éléments principaux a été effectuée. De cette manière, les schémas de rupture et les dommages causés par l'incendie ont pu être examinés et tous les principaux composants du fuselage et des ailes ont pu être identifiés. La section arrière était essentiellement intacte et, bien que complètement détruite par l'incendie qui s'est déclaré après l'impact, la zone du poste de pilotage était à peu près en un seul morceau. La figure C-1 est une photographie d'ensemble qui représente la partie brûlée du fuselage correspondant à la cabine.

AILE GAUCHE

La figure C-2 représente les débris étalés de l'aile gauche. Les glissières centrale et extérieure du volet intérieur gauche ont été récupérées sur la trace de l'épave, mais le vérin à vis correspondant à la glissière centrale n'a pas été récupéré. Les points de montage où le vérin à vis central était fixé à la glissière ont été examinés. La glissière présentait des signes de graves dommages causés par l'impact à côté du point de montage arrière et on a constaté que la ferrure de montage avait cédé sous la surcharge. L'écrou de translation s'était brisé en deux sous la surcharge et le point de montage avant était déformé par l'effort de flexion. Ces défaillances ont permis au vérin à vis de se séparer de la glissière.

- C2 -

La glissière centrale du volet (article n° 43 de l'inspection) a été trouvée près de la partie inférieure de la trace de l'épave, près d'un grand affleurement rocheux. On estime probable que le vérin à vis s'est séparé de la glissière du fait de l'impact au sol en ce point et qu'il a été projeté vers l'avant, se trouvant ainsi enseveli sous la neige et les débris près de l'épave principale. Lors de la récupération de l'épave principale, cette zone a été dégagée jusqu'à la limite de la zone de l'épave et le vérin à vis s'est peut-être trouvé coincé dans les débris à ce moment.

#### AILE DROITE

La figure C-3 représente les débris étalés de l'aile droite. L'aile droite a été retrouvée sur place essentiellement dans sa véritable orientation, sur le côté droit de l'avion au point d'immobilisation. La destruction de l'aile droite a été causée en grande partie par l'incendie qui s'est déclaré au sol après l'écrasement. Toutes les gouvernes principales de l'aile droite ont été identifiées.

#### PORTE PASSAGERS, ISSUES DE SECOURS ET PORTES DE FRET

Il y a une porte passagers principale, située à l'avant gauche de l'avion, et une porte de service et de secours à l'avant droit (voir les figures C-4 et C-5). La porte passagers est articulée à la partie inférieure et elle est tenue fermée par un mécanisme de verrouillage qui comporte deux verrous à crochet à l'intérieur du linteau de la porte, qui s'engagent dans les ferrures de verrouillage de la porte. Cette porte a été retrouvée en place, toujours fixée au fuselage. Les deux verrous à crochet s'étaient séparés du linteau de la porte sous l'effet de l'incendie, mais ils ont été récupérés et on les a trouvés en position verrouillée. La porte de service et de secours est une porte à emboîtement qui est maintenue fermée par quatre axes de verrouillage coniques qui s'engagent dans des trous noyés dans l'ouverture de porte. Cette porte a été retrouvée séparée du fuselage mais on l'a récupérée au voisinage immédiat de l'épave principale. Les quatre axes de verrouillage étaient sortis (en position verrouillée). Ces deux portes ont été endommagées par l'impact et l'incendie.

Il y a deux portes de fret, toutes deux situées sur le côté droit, l'une à la partie inférieure avant et l'autre à la partie inférieure arrière du fuselage (voir les figures C-6 et C-7). Les deux portes de fret sont articulées à la partie inférieure de la structure principale et toutes deux ont été retrouvées encore fixées à leurs articulations. Les portes sont normalement maintenues en position de fermeture par deux verrous à crochet qui s'engagent dans les ferrures de verrouillage du linteau de la porte. Dans le cas de la porte de fret avant, les deux crochets de verrouillage étaient encore sur la porte en position verrouillée, bien que le linteau ait été détruit par l'incendie. La moitié avant de la porte de fret arrière avait été calcinée par l'incendie, ainsi que son linteau. Un crochet de verrouillage était encore fixé à la porte et on l'a trouvé en position verrouillée. L'autre crochet s'était séparé mais on l'a trouvé également en position verrouillée.

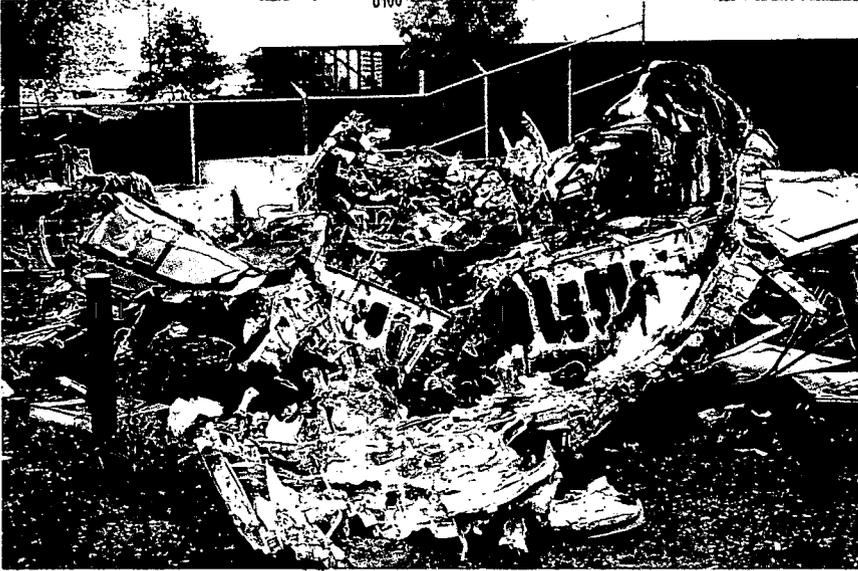
- C3 -

Il y a une fenêtre qui sert d'issue de secours au-dessus de l'aile, de chaque côté de l'avion, au niveau de la rangée de sièges n° 8. Seulement deux petits fragments de ces fenêtres ont été récupérés (figure C-8), et ces deux fragments ont été trouvés dans la zone de l'épave principale. Bien que cela n'ait pas été déterminé avec certitude, il est probable que les deux fragments provenaient de la même fenêtre, celle du côté droit de l'avion. Les restes de la fenêtre de droite et la totalité de la fenêtre de gauche (servant d'issues de secours) ont très probablement été calcinés par l'incendie qui s'est déclaré après l'impact.

#### TRAPPES DES ATERRISSEURS

La plupart des fragments des trappes de l'atterrisseur avant ont été identifiés, ainsi que les trappes des atterrisseurs gauche et droit. Les figures C-9, C-10 et C-11 montrent ces trappes étalées lors de la reconstitution.

Figures C-1, C-2

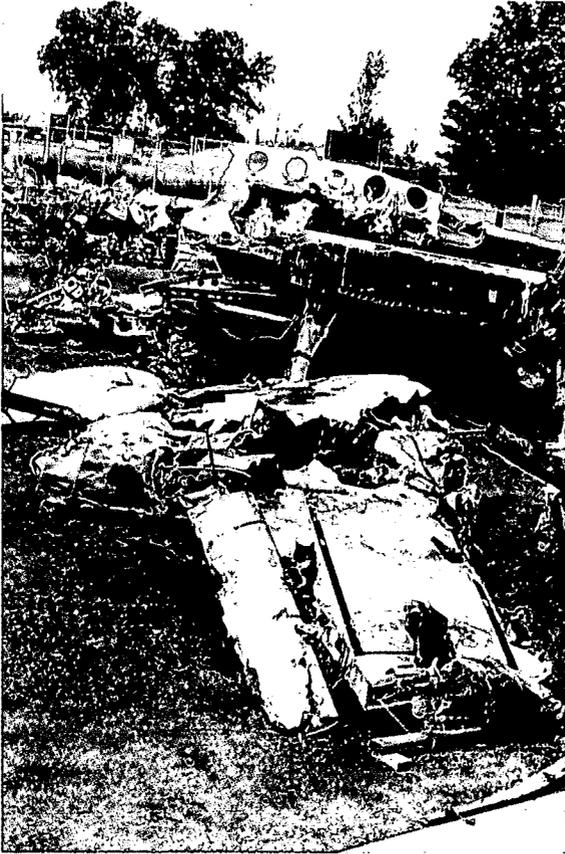


Vue du fuselage depuis l'arrière montrant la zone de la cabine détruite par l'incendie



Débris de l'aile gauche étalés lors de la reconstitution

**Figure C-3**



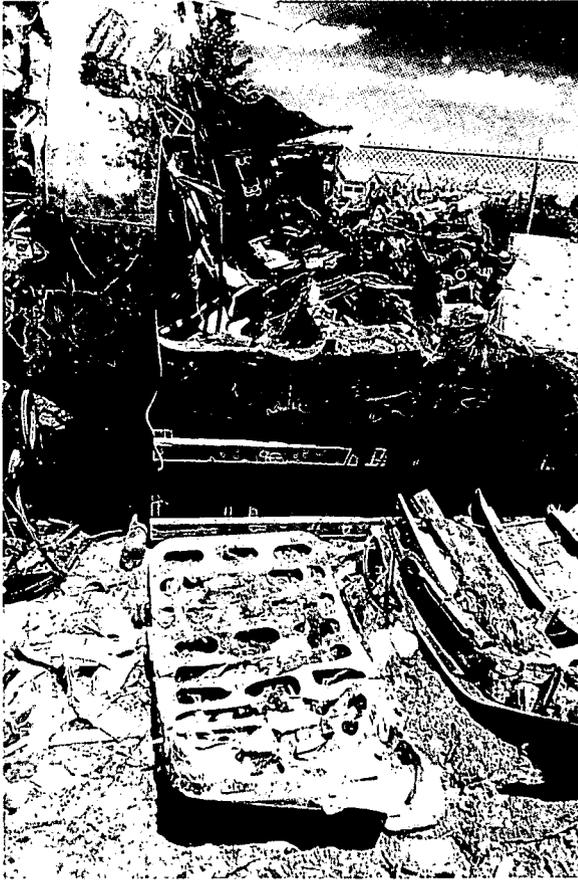
**Débris de l'aile droite étalés lors de la reconstitution**

**Figure C-4**



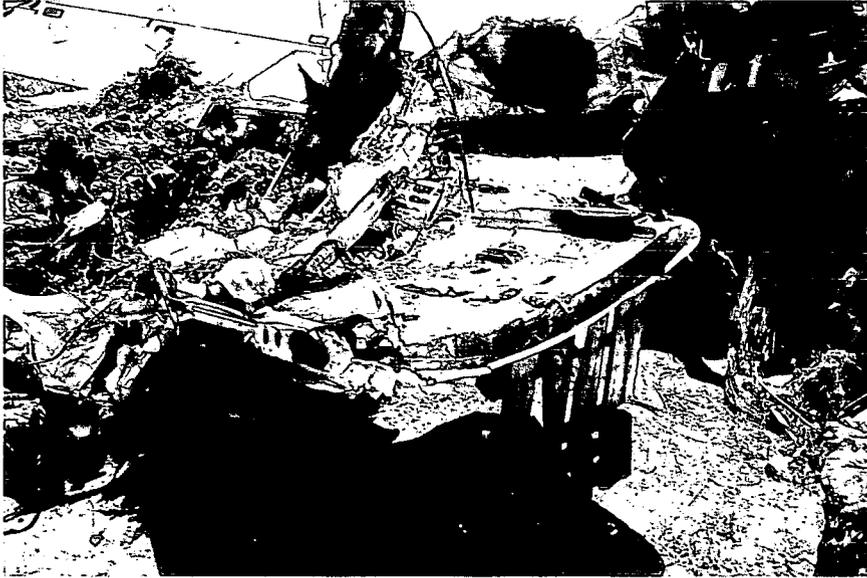
**Porte principale des passagers**

**Figure C-5**

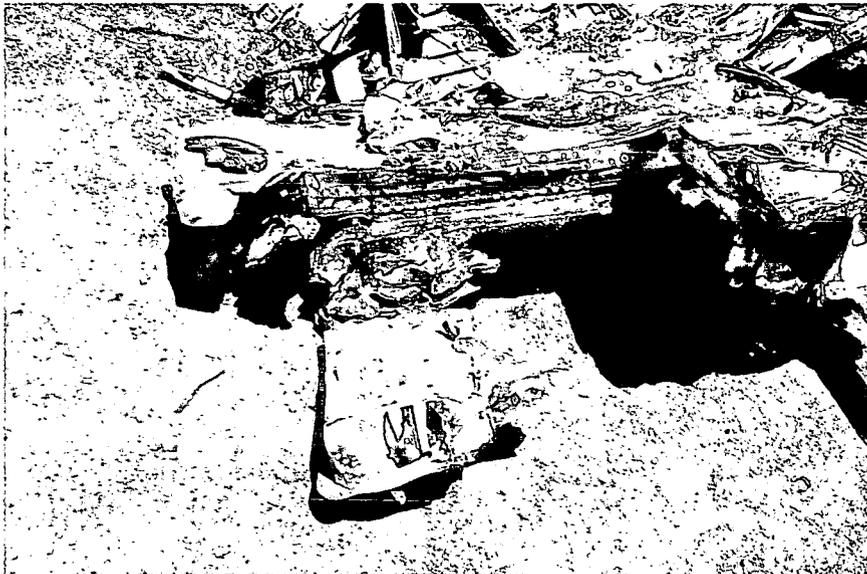


**Porte de service et de secours**

**Figures C-6, C-7**

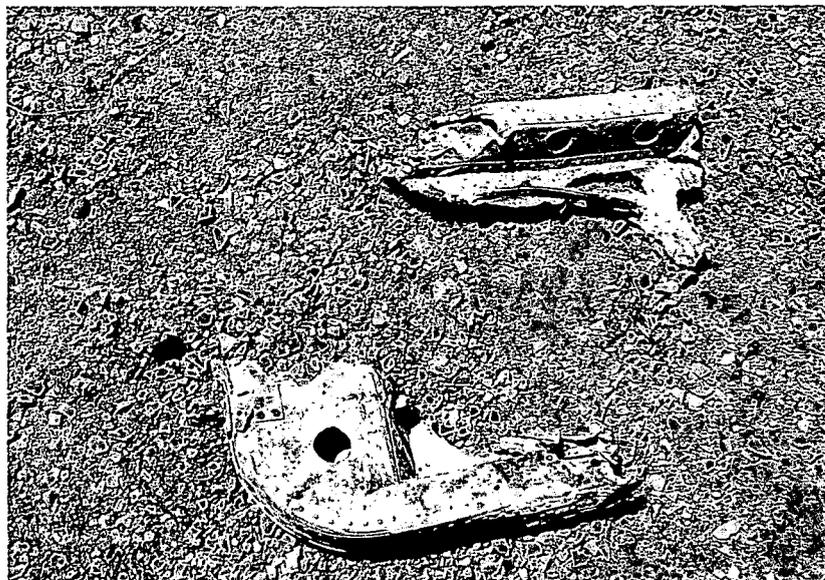


**Porte de fret avant droite**

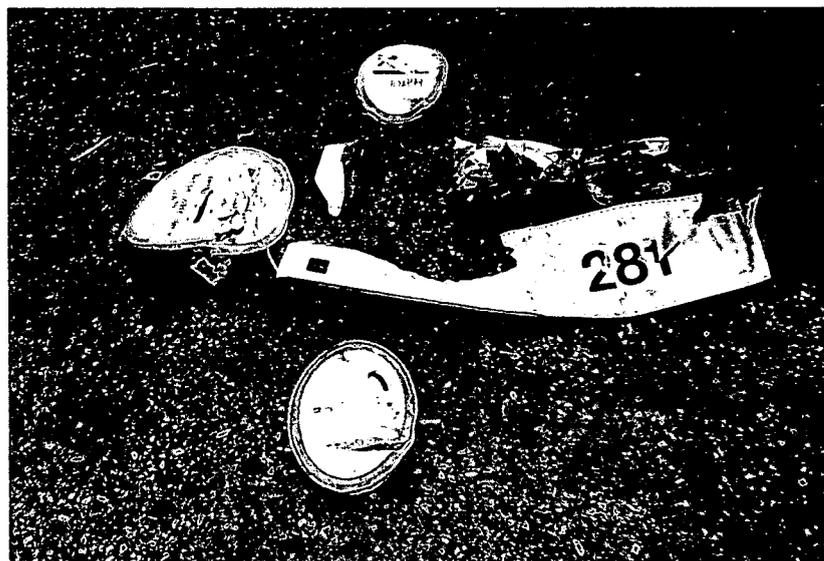


**Porte de fret arrière droite**

Figures C-8, C-9

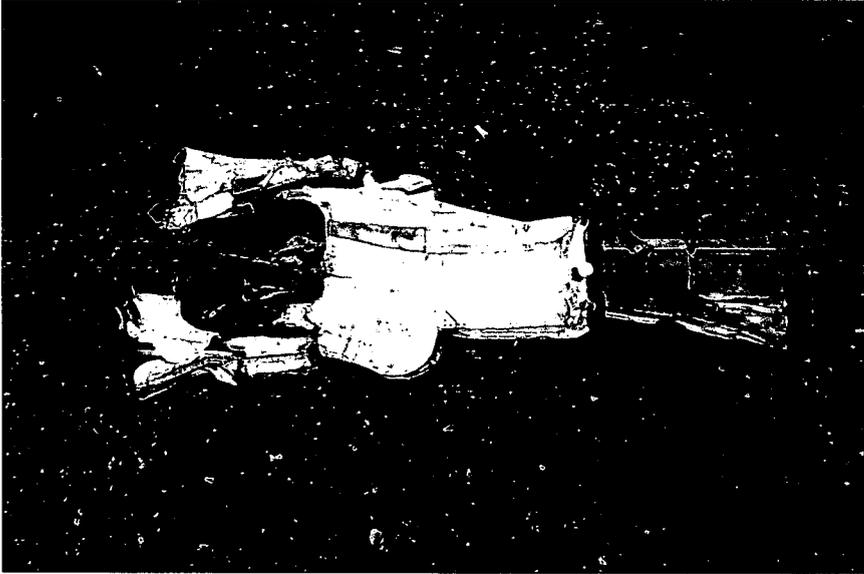


Fenêtre servant d'issue de secours



Trappes de l'atterrisseur avant et portes de service 21A, 23A et 24A

**Figures C-10, C-11**



**Trappe de l'atterrisseur principal gauche**



**Trappe de l'atterrisseur principal droit**

Annexe D

Accident n° 825-89-C0048

RAPPORT DE RECONSTITUTION DE LA TRAJECTOIRE DE VOL

LP 97/89

Accident : Fokker F-28-1000  
n° d'immatriculation C-FONF  
10 mars 1989

Rédigé par :

---

M.R. Poole, ing.  
Surintendant, enregistreurs de vol et systèmes  
informatiques  
Direction de l'ingénierie  
Bureau canadien de la sécurité aérienne

---

R. Hoyle  
Analyste/scientiste en informatique  
Direction de l'ingénierie  
Bureau canadien de la sécurité aérienne

---

L. Landriault  
Gestionnaire des systèmes/technologue  
Direction de l'ingénierie  
Bureau canadien de la sécurité aérienne

1.0 INTRODUCTION

- 1.1 Le vendredi 10 mars 1989, un Fokker F29 (C-FONF) s'est écrasé dans une zone boisée peu après le décollage.
- 1.2 Dans le cadre général de l'enquête, une reconstitution du vol en trois dimensions a été demandée par le coordonnateur technique de la Direction de l'ingénierie pour l'accident de Dryden. La reconstitution du vol associée au présent rapport est enregistrée sur bande vidéo VHS standard (référence LP097/89). La bande vidéo représente quelques échantillons de vues choisis pour démontrer la reconstitution. Il faut se rendre compte que l'on peut réaliser facilement n'importe quelles vues (par exemple celles qui correspondent aux emplacements des témoins).
- 1.3 Normalement, les reconstitutions de ce genre sont basées en grande partie sur les renseignements fournis par les enregistreurs de vol. Comme on ne disposait d'aucune donnée fournie par un enregistreur de vol, la reconstitution a été basée sur une étude des déclarations des témoins, sur les indices matériels des arbres étêtés par l'avion sur sa trajectoire et sur les données antérieures de l'enregistreur pour cet avion particulier (référence LP040/97 - Rapport du groupe des enregistreurs de vol).
- 1.4 Les informations géographiques relatives à la piste et à ses environs ont été mises en modèle selon les coordonnées UTM d'après des cartes et des photographies de l'aéroport municipal de Dryden. Les données relatives aux arbres ont été fournies par le groupe d'inspection du lieu de l'accident de Dryden. La figure 1 montre une vue générale de l'aéroport et des arbres.
- 1.5 La maquette de l'avion F28 a été réalisée d'après des plans d'ingénierie fournis par Fokker.
- 1.6 Il est important de noter que cette reconstitution représente une approximation de la trajectoire de vol et du comportement de l'avion d'après les données restreintes qui étaient disponibles. Les résultats ont une valeur qualitative et ne doivent pas être utilisés aux fins d'une analyse quantitative. Toute conclusion fondée sur cette reconstitution doit être considérée en tenant compte de la manière dont la reconstitution a été produite.

- 2 -

2.0 ENQUÊTE

2.1.0 Hypothèses en vue de la reconstitution

2.1.1 Pour reconstituer la trajectoire de vol estimée, on s'est fondé sur les hypothèses de base suivantes :

- 1 L'avion ne commence pas à cabrer avant d'avoir parcouru 3 400 pieds (voie de circulation alpha) d'après les déclarations des témoins.
- 2 L'avion atteint Vref (vitesse indiquée de 126 noeuds déterminée par le groupe des opérations) alors qu'il a déjà parcouru 3 400 pieds sur la piste (accélération constante) et il continue à Vref pendant le reste du vol.
- 3 La première rotation s'effectue à une vitesse de variation "typique" d'après les données de vol antérieures du C-FONF. L'assiette de cabré est amenée à 13 degrés. Treize degrés représentent l'assiette maximale de cabré que l'avion a pu atteindre (référence : rapport du groupe des performances).
- 4 De 13 degrés de cabré, l'avion est ramené à une assiette arbitraire de 5 degrés. Cette hypothèse répond aux déclarations des témoins qui ont observé deux mouvements de rotation nettement visibles.
- 5 Une deuxième rotation amène l'avion à 11 degrés de cabré (ce qui concorde avec les scénarios du groupe des performances).
- 6 L'avion atteint une altitude de 6 pieds lors de la première rotation et de 10 pieds lors de la seconde. Ces deux altitudes sont totalement arbitraires.
- 7 L'avion n'est soumis à aucun mouvement de lacet ni de dérive d'un bout à l'autre du vol.
- 8 Tous les points de cassure des arbres correspondent au point auquel l'avion les a heurtés. En d'autres termes, les arbres ne se sont pas courbés et ne se sont pas cassés en des points situés plus bas que les points de contact.
- 9 Il n'est pas tenu compte de la séquence de rupture dans le dernier groupe d'arbres.
- 10 Les arbres n'ont pas d'influence sur la trajectoire de vol de l'avion, compte tenu des valeurs relatives de la masse de l'avion et de celle des arbres.

- 3 -

- 11 Les volets ont été réglés à 25 degrés pour assurer la concordance du passage de l'avion au travers des arbres (voir le rapport du groupe des systèmes).
- 12 Il a été présumé que le train d'atterrissage était sorti (voir le rapport du groupe des structures).

- 4 -

2.2.0 Course de décollage

2.2.1 L'accélération constante nécessaire pour amener l'avion à  $V_{ref}$  à 3 400 pieds a été déterminée comme suit :

$$V_{ref} = at$$

$$d = 0,5 at^2$$

$$\text{Donc : } \begin{aligned} 212,5 \text{ pi/s} &= at \\ 0,5 at^2 &= 3\,400 \text{ pi} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 0,5 (212,5)t &= 3\,400 \text{ pi} \\ t &= 32,0 \text{ s} \end{aligned}$$

$$a = 212,5 \text{ pi/s} / 32,0 \text{ s}$$

$$a = 6,64 \text{ pi/s/s} (0,21 \text{ g})$$

2.2.2 Le décollage n° 15 (LP040/89) présentait une accélération moyenne d'environ 0,25 g. Une masse brute plus élevée au décollage et de la neige fondante sur la piste ont pu contribuer à faire baisser le niveau d'accélération à la valeur calculée ci-dessus.

2.3.0 Trajectoire d'étêtage des arbres et détermination de l'assiette

2.3.1 On a commencé par insérer une régression linéaire dans les données x-y d'emplacement des arbres. L'avion a ensuite été placé sur cette trajectoire de régression en des points discrets (figure 2). A chaque emplacement discret, on a essayé de procéder à un ajustement en roulis, en tangage et en altitude. Dans certains cas, il a fallu écarter légèrement l'avion de la régression pour obtenir un bon ajustement. Une fonction lissée a ensuite été ajustée pour répondre aux emplacements précisés, ainsi qu'à la course de décollage. Cette fonction a ensuite été utilisée comme trajectoire de vol. Cette fonction a produit une courbe lisse à partir du moment où l'avion a été considéré comme étant "en vol" lors de la seconde rotation sur le cap déterminé d'après la régression à travers les arbres.

2.3.2 D'une façon générale, les assiettes de roulis étaient plus évidentes que les assiettes de tangage parce que la direction du tangage se confond avec la direction du vol. On a constaté qu'un certain nombre d'ajustements différents étaient possibles, notamment aux premiers contacts avec les arbres, car les arbres étaient alors très peu nombreux. D'une manière générale, les solutions qui présentaient le moins d'écarts d'assiette par rapport au vol en palier ont été choisies pour estimer la trajectoire de vol.

2.3.3 Les assiettes et les altitudes (par rapport à l'altitude moyenne de la piste) pour chacun des huit emplacements ajustés ont été déterminées comme suit (figures 3 à 10) :

Emplacement	Temps	Roulis	Tangage	Altitude
	(secondes)	(degrés)	(degrés)	(pieds)
1 (voir nota)	47,2	6,4	5,5	-1,3
2	48,6	-1,1	5,5	2,0
3	50,0	6,0	5,5	-2,3
4	53,2	6,4	3,1	-5,5
5	56,2	-10,1	-1,0	-10,8
6	56,3	-10,3	-1,3	-10,5
7	56,4	-10,5	-1,3	-11,1
8	56,5	-13,9	-3,6	-10,5

Nota : En ce qui concerne le premier emplacement, il a été signalé que le feu anticollision monté sur le ventre de l'avion avait été fauché par l'un des deux arbres. Étant donné la géométrie de l'avion, il fallait donc que ce dernier soit en assiette d'au moins 5,5 degrés de cabré de manière que l'atterrisseur avant dégage la cime de l'arbre étêté. Si l'avion avait été en palier, par exemple, l'atterrisseur avant aurait fauché l'arbre et celui-ci aurait alors été trop court pour heurter le feu anticollision.

- 6 -

- 2.4.0 Sommaire de la production des données
- 2.4.1 La figure 11 est une représentation graphique des données de vitesse sol, de cap, de roulis, de tangage et d'altitude utilisées dans la reconstitution.
- 2.4.2 Une fois la reconstitution réalisée, les positions, perspectives et orientations "photographiques" que le système informatique peut générer sont infinies. Les orientations types sont des vues d'avion d'escorte, des vues du poste de pilotage et des vues fixes dans l'espace. Comme les emplacements des témoins ont été portés sur le diagramme de la reconstitution, il a été possible de placer l'observateur à un emplacement de témoin pour visionner la séquence. Un dispositif spécial d'insertion a permis à l'opérateur de faire tourner la tête de l'observateur de gauche à droite ou de haut en bas. Cette vue a révélé les dimensions relatives de l'avion, compte tenu des distances en cause. D'une manière générale, les images produites depuis les emplacements des témoins ont démontré qu'il aurait été difficile de voir l'avion étant donné les distances, même dans les meilleures conditions environnementales.
- 2.4.3 Lorsqu'on disposait de données d'ajustement des arbres, celles-ci ont été considérées plus fiables que les renseignements donnés par les témoins. Les données matérielles et la géométrie des circonstances de l'accident de Dryden ne permettent pas beaucoup de souplesse dans la reconstitution. Par exemple, l'avion n'a certainement pas pu prendre beaucoup d'altitude après avoir dégagé l'extrémité de la piste puisqu'il a heurté les premiers arbres et continué sur une trajectoire à peu près plate. De même, les taux de changement d'assiette en roulis et en tangage sont généralement limités par la masse et, par conséquent, l'inertie de l'avion.
- 2.4.4 Les assiettes positives de tangage déterminées d'après les premiers arbres concordent avec le maintien d'une trajectoire relativement plate. Selon toute probabilité, une assiette positive en tangage était nécessaire pour maintenir l'altitude constatée au travers des arbres.

3.0 ÉVALUATION

3.1 La reconstitution du vol représente une description approximative de la trajectoire de vol et des assiettes de l'avion au cours de la séquence de l'accident. La reconstitution est basée sur les indices matériels des impacts sur les arbres, les renseignements fournis par les témoins et les données empiriques antérieures de l'enregistreur de vol.

3.2 Aux fins de cette reconstitution du vol, les renseignements donnés par les témoins ont été considérés comme très subjectifs et qualitatifs. Les indices matériels des impacts sur les arbres ont été considérés comme présentant une bonne fiabilité. Ces données ont fourni de nombreuses assiettes de vol possibles. D'une manière générale, les assiettes choisies ont été celles qui s'écartaient le moins possible du vol en palier. La reconstitution devrait donc être considérée avec prudence. Les conclusions que l'on pourra tirer sur la base de la reconstitution du vol doivent donc être faites en pleine connaissance de la méthode utilisée, des hypothèses et des approximations qui ont servi à l'établir.

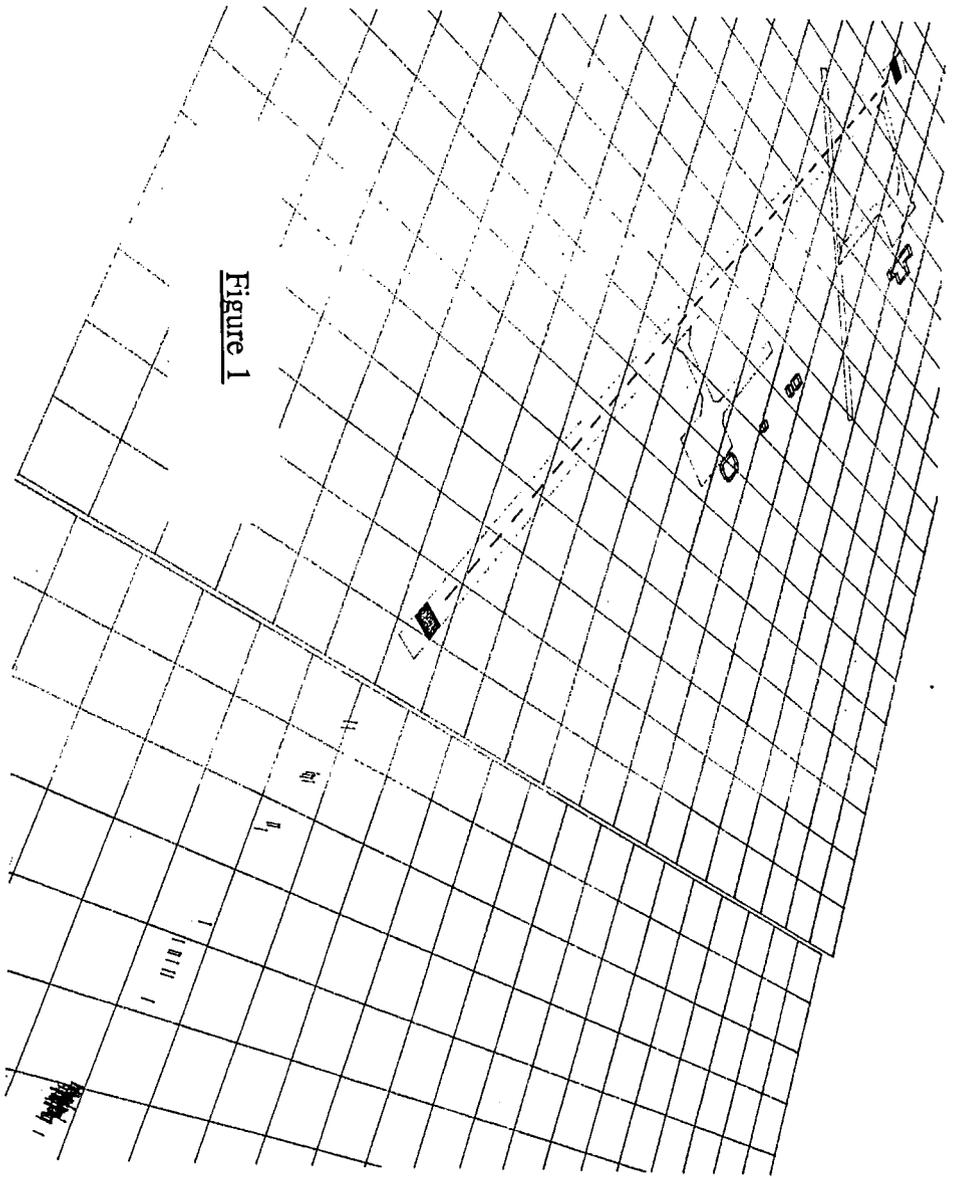


Figure 1

**Vue d'ensemble de l'aéroport et données relatives aux arbres**

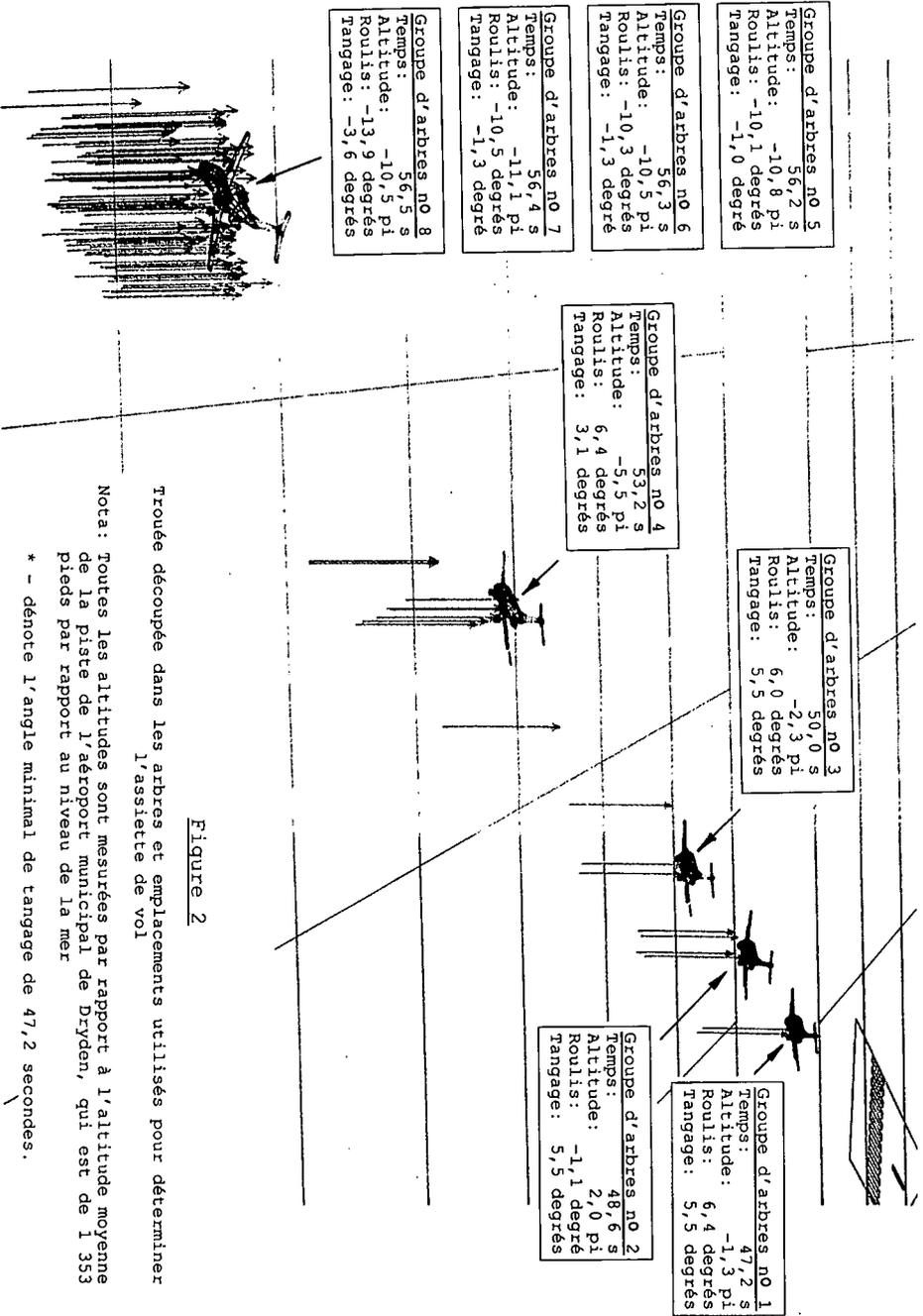


Figure 2

Trouvée découpée dans les arbres et emplacements utilisés pour déterminer l'assiette de voi

Nota: Toutes les altitudes sont mesurées par rapport à l'altitude moyenne de la piste de l'aéroport municipal de Dryden, qui est de 1 353 pieds par rapport au niveau de la mer

\* - dénote l'angle minimal de tangage de 47,2 secondes.

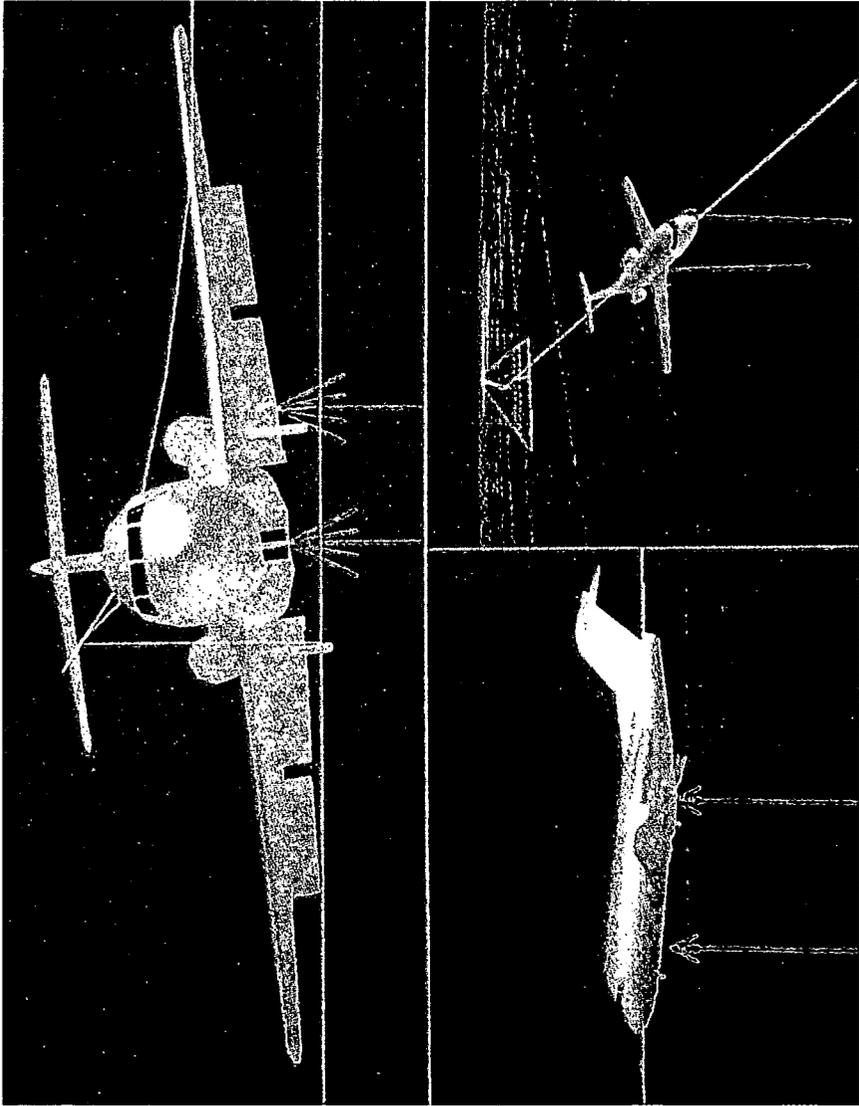
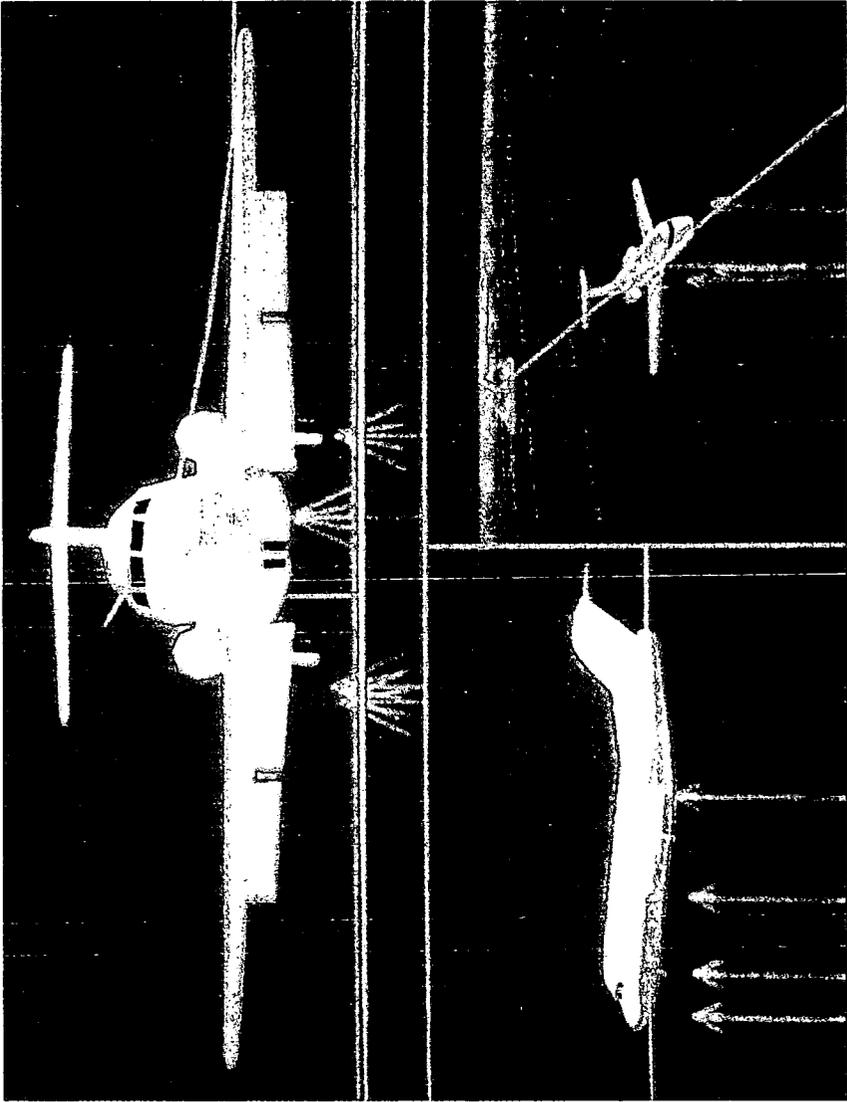


Figure 3 - Ajustement à l'emplacement 1



**Figure 4 - Ajustement à l'emplacement 2**

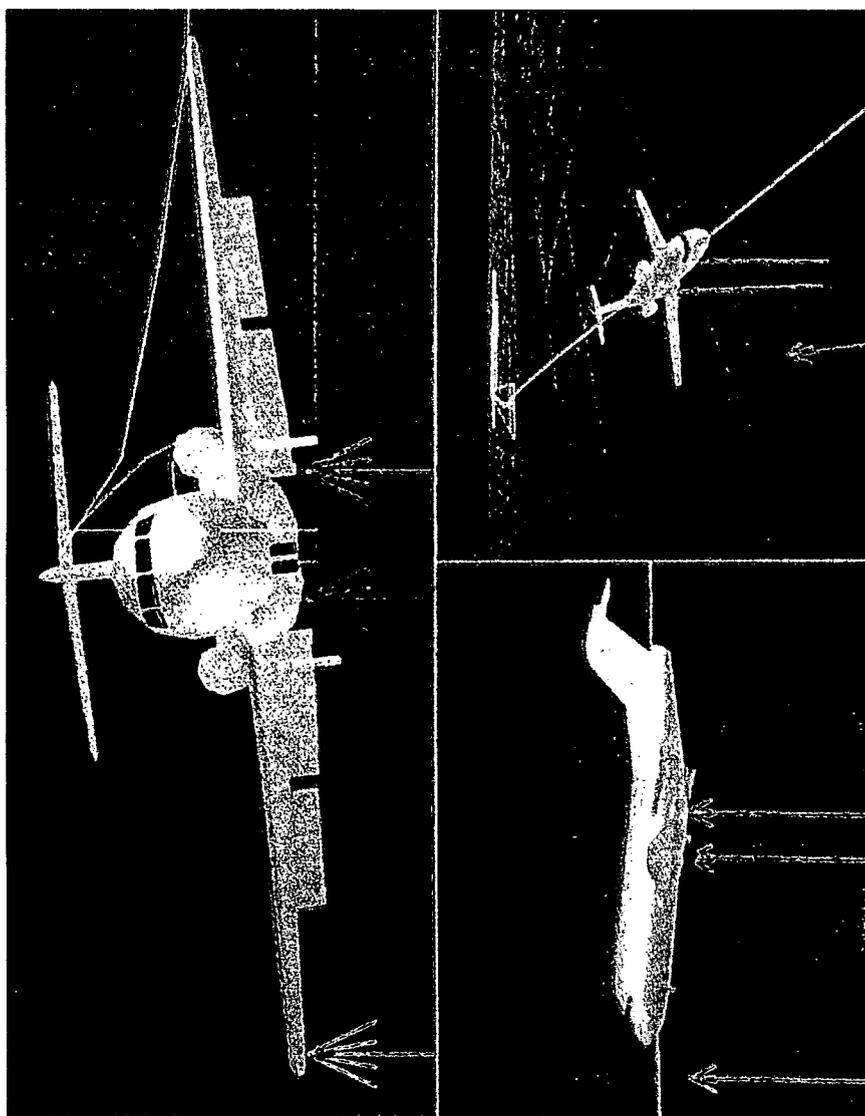


Figure 5 - Ajustement à l'emplacement 3

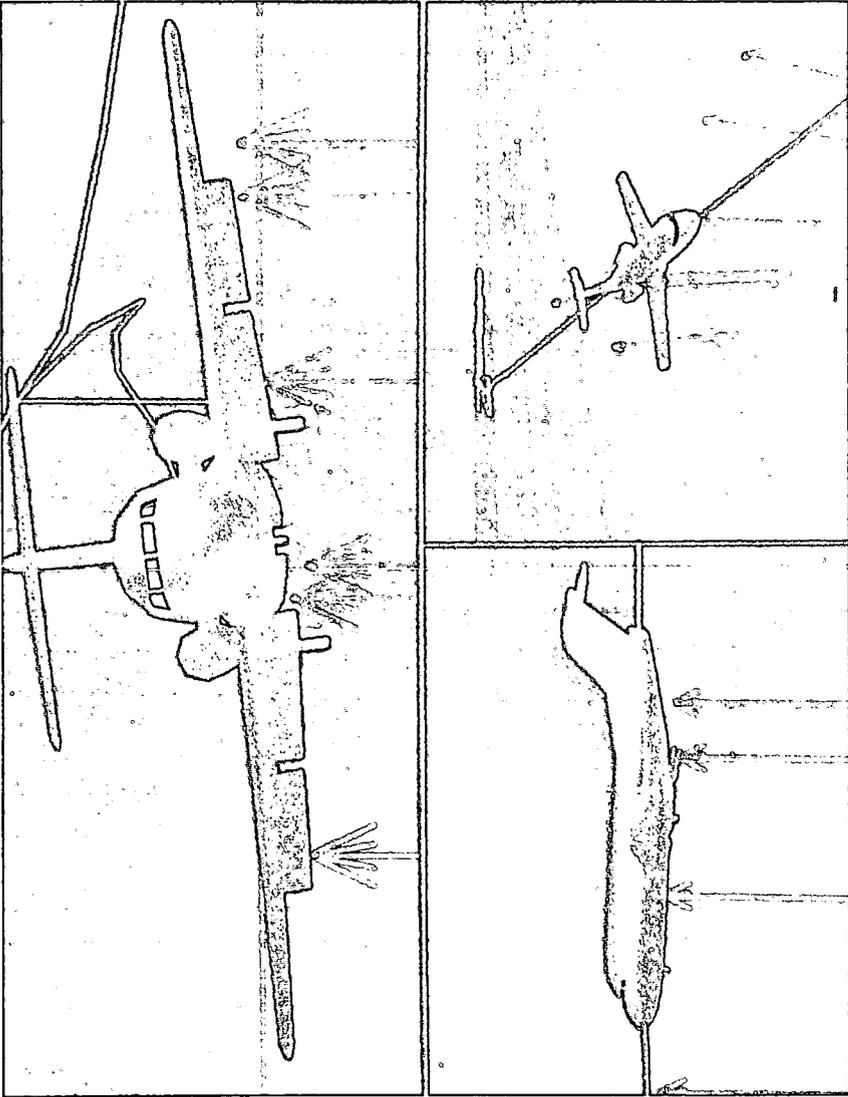


Figure 6 - Ajustement à l'emplacement 4

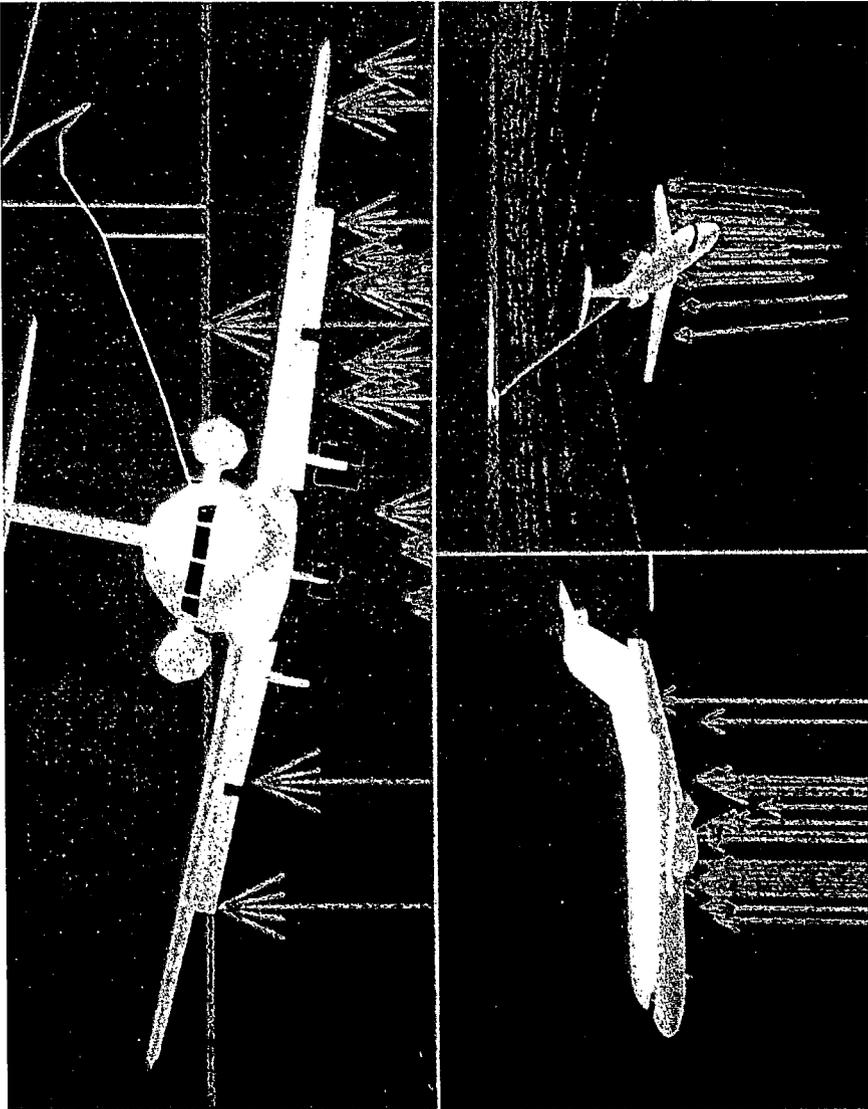


Figure 7 - Ajustement à l'emplacement 5

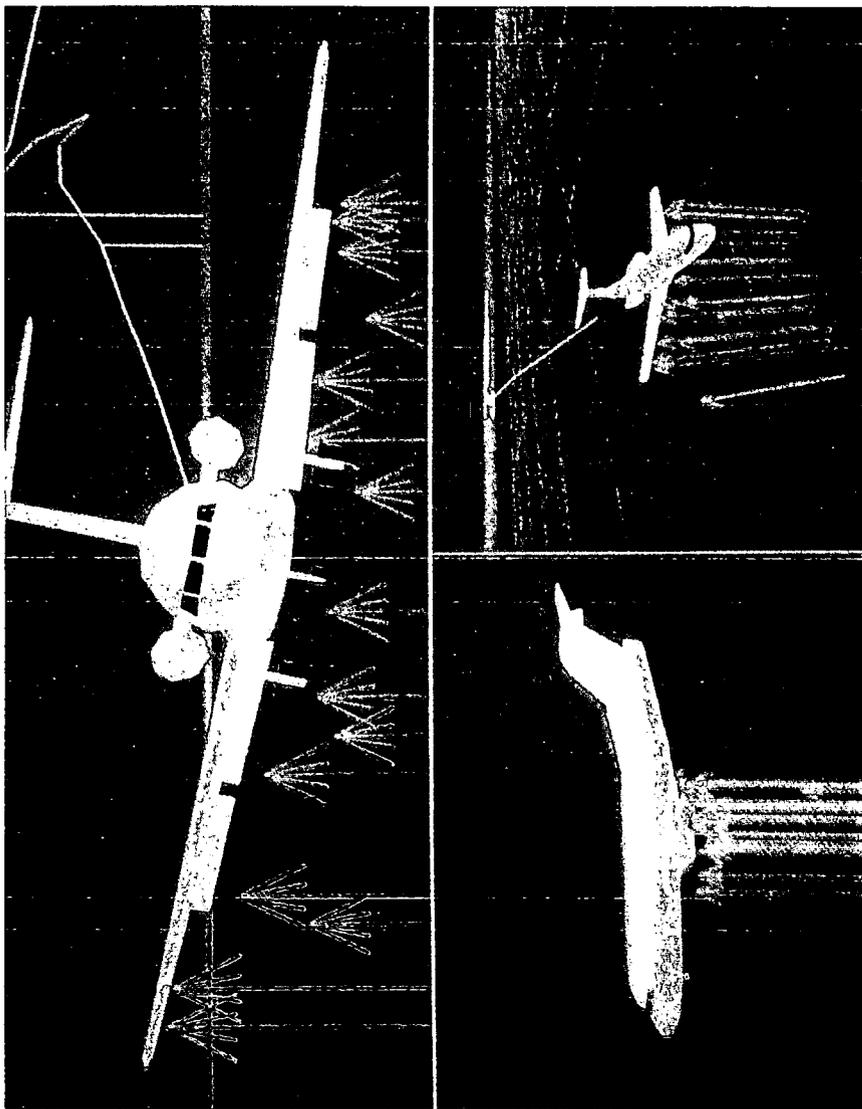


Figure 8 - Ajustement à l'emplacement 6

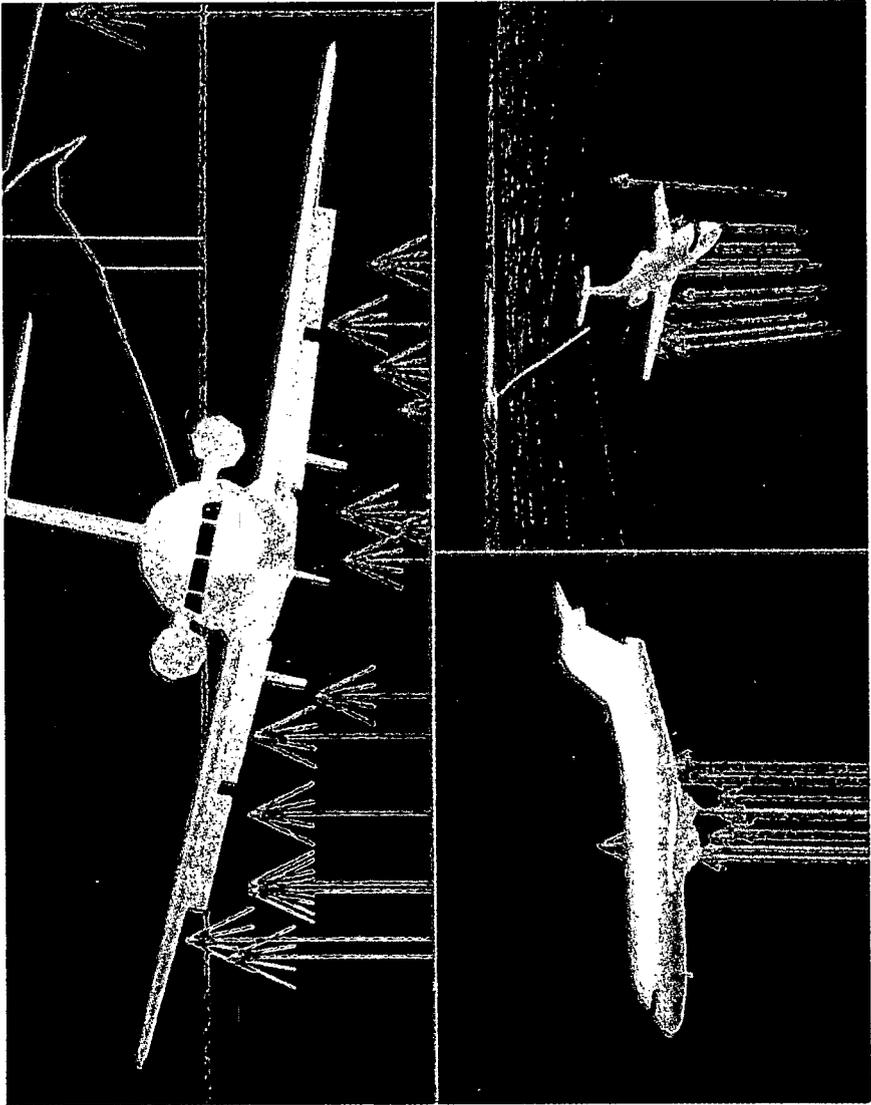


Figure 9 - Ajustement à l'emplacement 7

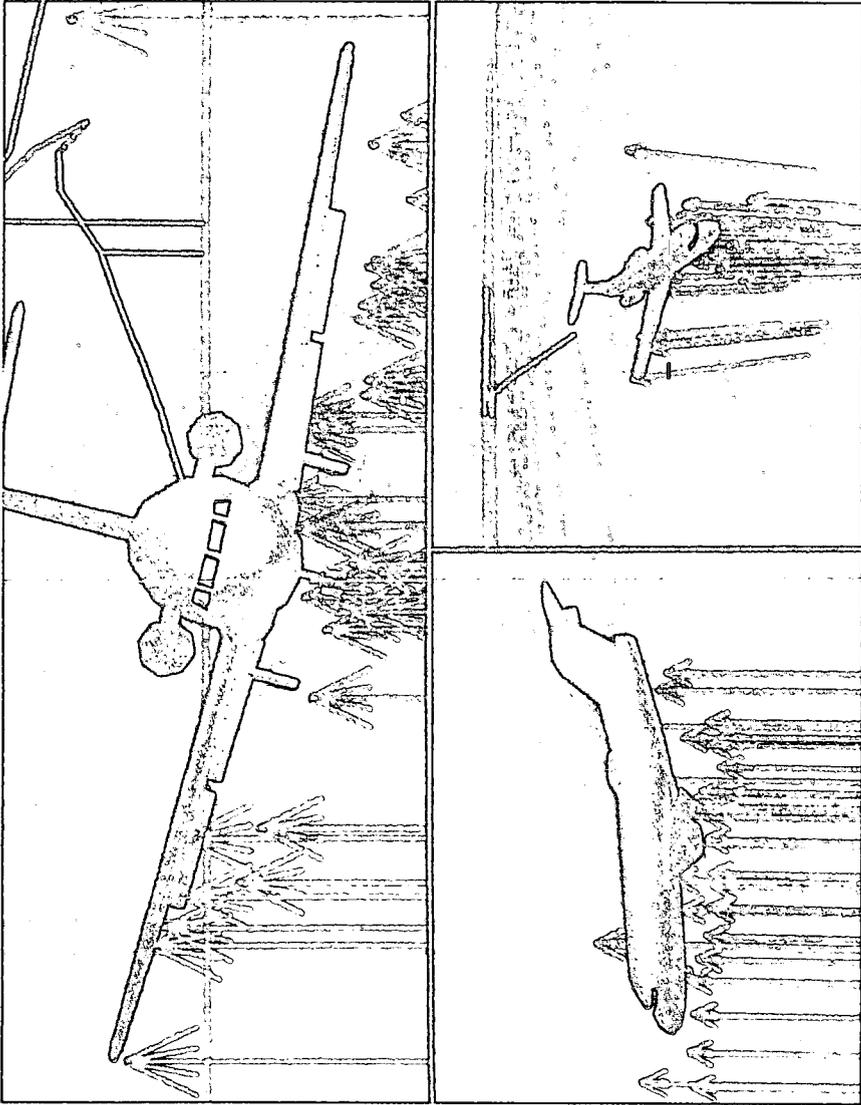


Figure 10 - Ajustement à l'emplacement 8

Valeur estimée de la vitesse, du cap, de l'assiette et de l'altitude du C-FONF en fonction du temps de vol

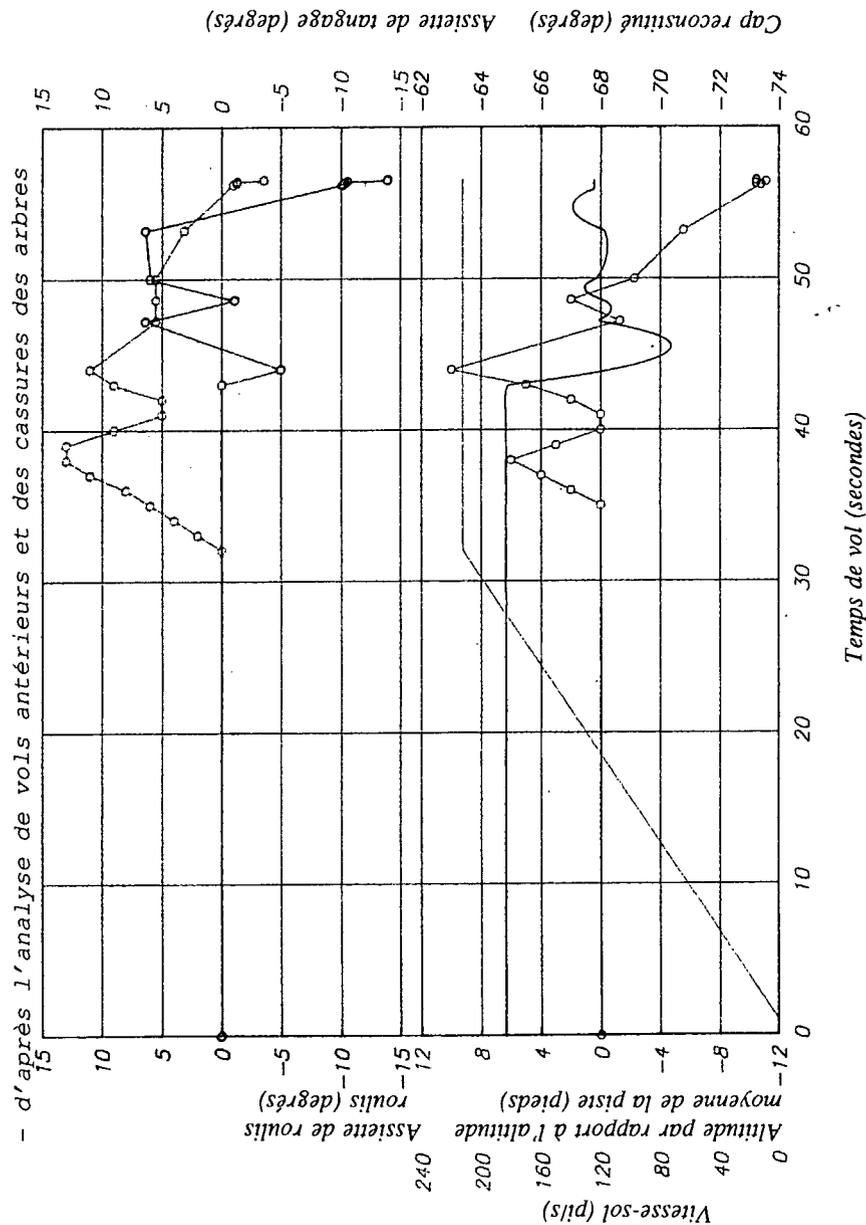


Figure 11

---

## **Annexe 2**

**Avion Fokker B.V. Amsterdam**

**Aérodynamiques Fokker**

**Rapport No. L-28-222**

**Notes sur la caractéristiques de l'avion quand elles  
sont modifiés par des dépôts de givre, de glace ou de  
verglas sur les ailes**

le 16 décembre 1969

---

(TRADUCTION)



N.V. KONINKLIJKE NEDERLANDSE VLIEGTUIGENFABRIEK FOKKER  
 ROYAL NETHERLANDS AIRCRAFT FACTORIES FOKKER  
 SCHIPHOL-ZUID THE NETHERLANDS

RAPPORT → REPORT

Service Service d'aérodynamique  
 Date 16 décembre 1969

Numéro du rapport L-28-222  
 Code de classement RK

Objet Note sur les caractéristiques de l'avion quand elles sont modifiées par des dépôts de givre, de glace ou de verglas sur les ailes.

Sommaire

Préparé par

Vérifié par

Ir. Tj. Schuringa  
 J. H. D. Blom

Approuvé par  
 J. H. D. Blom

Nombre de pages 1 + 7  
 Format A4 - 8  
 A3 -  
 A2 -  
 A1 -

Numéro de réédition Date

Diffusion

Modificatifs Date

Numéro des photos

Numéro des plans



### Introduction

On sait généralement que la corruption par la neige des ailes et de l'empennage des avions en stationnement fait courir un risque pendant le décollage et le vol qui s'ensuit. Il est, par conséquent, considéré comme prudent d'enlever la neige avant le décollage. Par contre, les couches minces de givre, de verglas, etc. sont souvent considérées comme ne nuisant pas aux caractéristiques au décollage.

La présente note traite des couches déposées par les précipitations ci-dessus qui rendent l'extrados de l'aile rugueux comme si c'était du papier de verre. On trouvera, tout d'abord, un exposé général; ensuite, on examinera l'effet de la précipitation sur les caractéristiques au décollage; une conclusion mettra fin à la note.

#### 1. Influence de la rugosité des ailes sur la portance au décollage

On peut apprécier l'effet de la rugosité d'une couche mince sur la surface d'une aile en comparant les caractéristiques de portance de l'aile corrompue à celle de l'aile propre.

La figure 1 représente la relation entre la portance et l'incidence d'une aile propre et donc non corrompue. La valeur de la portance pour sustenter l'avion à la vitesse de décollage,  $V_{LOF}$ , est inférieure à la portance maximale que l'aile est capable de fournir. Cette réserve de portance est garantie par les exigences de navigabilité relatives aux performances qui servent pendant l'homologation de l'avion.

Pendant la course de décollage, l'avion est cabré jusqu'à l'incidence à laquelle la portance est suffisante pour le faire décoller. Dans le cas d'un avion à réaction, la courbe à considérer est celle du bas. La condition de décollage est représentée par le point A, lequel est séparé de l'incidence de décrochage par la marge a qui représente la réserve d'incidence.

Si cette même aile était utilisée sur un avion à hélices ayant la même masse au décollage, la réserve d'incidence serait beaucoup plus grande parce que le souffle des hélices augmente la portance de l'aile. Dans les deux cas, les vitesses  $V_R$ ,  $V_{LOF}$  et  $V_2$  sont basées sur les mêmes conditions d'arrêt des moteurs.

Dans le cas d'un avion à hélices, la courbe à considérer est celle du haut. Le point B indique le décollage, et la marge b représente la réserve d'incidence contre le décrochage.

Sur la figure 2, qui s'appuie sur des essais en soufflerie simulant la rugosité type du givre ou d'une pluie verglaçante légère sur la maquette de soufflerie, on constate une réduction considérable de la portance maximale et de l'angle d'incidence d'une aile corrompue comparativement à l'aile propre de la figure 1.

L'avion à hélices, décollant à la même incidence B, a une réserve contre le décrochage considérablement réduite; la marge b de la figure 1 est réduite à la marge b de la figure 2. La



situation passera inaperçue en vol, du moins si tous les moteurs fonctionnent, puisque le comportement de l'avion est essentiellement le même qu'avec une aile propre. Ce sera d'autant plus vrai que la différence de traînée de l'aile due à la rugosité hypothétique ne sera pas critique dans ces conditions.

L'avion à réaction, par contre, sera en situation de décrochage quand il sera cabré jusqu'à l'incidence du point A et au-delà. Par conséquent, il aura un comportement bien différent de celui qu'il aurait lors d'un décollage normal.

## 2. Caractéristiques au décollage

La figure 3 montre de façon plus détaillée les effets de la rugosité de type "papier de verre" sur les caractéristiques au décollage. Les courbes de portance en fonction de l'incidence et de la traînée aérodynamique dérivent d'essais en soufflerie et en vol du F-28. Les essais en soufflerie montrent que les avions à réaction comparables sont pénalisés de la même manière en portance et en traînée.

Quand l'avion est cabré à  $V_R$ , l'angle d'incidence de la cellule ne dépasse pas normalement 8 degrés environ, ce qui laisse une réserve de 3 degrés avant le déclenchement du vibreur de manche et environ 5,5 degrés avant que la portance maximale soit atteinte. Cette dernière valeur correspond à un vol hors de la proximité du sol. Quand, par contre, l'extrados de l'aile présente une rugosité de type "papier de verre", la probabilité du décrochage de l'aile à l'incidence maximale normale de 8 degrés est plutôt élevée; elle est passablement liée au genre et à l'importance de la rugosité du givre.

Le décrochage qui se produit dans ces conditions est particulièrement dangereux parce que les bonnes caractéristiques de décrochage inhérentes à l'aile propre sont perdues. Le décrochage asymétrique provoqué par la rugosité est accompagné d'un mouvement de roulis non maîtrisable, et le cabrage légèrement exagéré de l'avion entraîne une augmentation extrême de la traînée. Cette dernière condition a de grandes chances de se produire à proximité du sol quand l'avion ne semble pas vouloir gagner de la hauteur comme d'habitude.

Les deux effets sont représentés à la figure 3.

L'aile du F-28 est conçue en vue d'une progression lente du décollement des filets d'air en direction du bout d'aile quand l'incidence augmente, ce qui assure une maîtrise parfaite en roulis pendant toute la durée d'un essai de décrochage. L'aile non corrompue présente un début de décollement local à l'incidence du vibreur de manche, soit 11 degrés, la portance maximale est atteinte à un angle d'incidence de 13 à 14 degrés, et le décollement n'a aucun effet sur la maîtrise en roulis tant que l'incidence n'a pas atteint 20 degrés.

À proximité du sol, les roues principales touchant tout juste le sol, l'angle d'incidence maximal qui a pu être essayé, sans que la queue touche la piste, a été de 15 degrés.



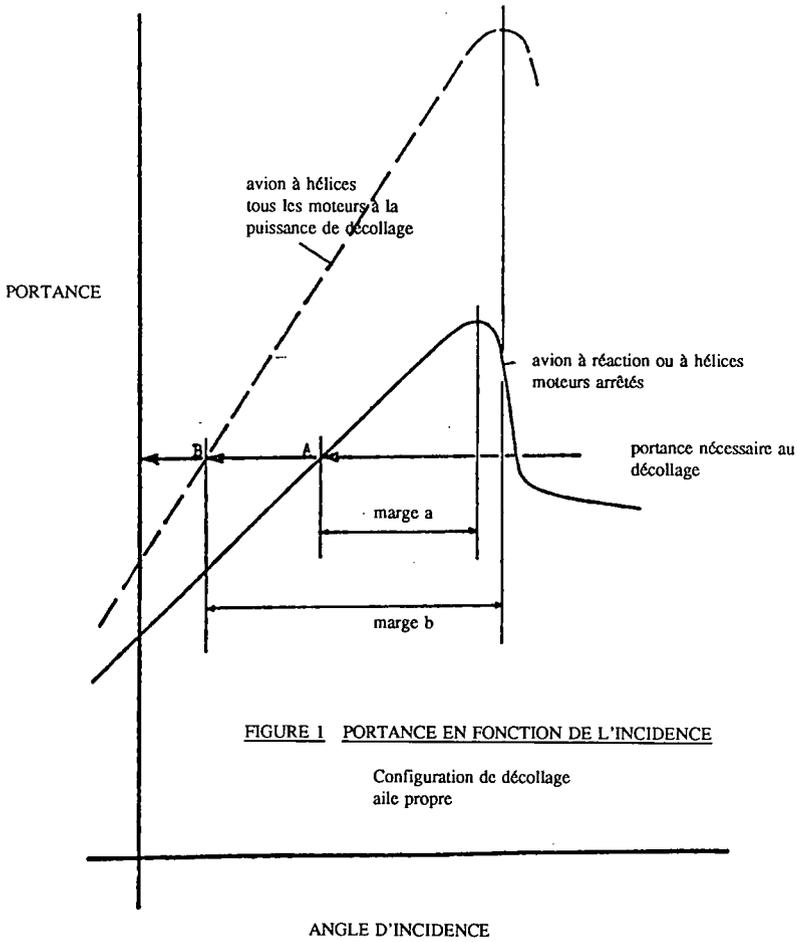
À cet angle, le décollement des filets d'air était encore limité à la région située à l'intérieur de la cassure du bord d'attaque de l'aile, et la maîtrise en roulis était parfaitement conservée.

Quand l'extrados de l'aile est rugueux en raison de la présence de givre, les caractéristiques de progression lente du décollement en direction du bout d'aile disparaissent, et un roulis non maîtrisable peut déjà apparaître à une incidence de 10 degrés comme le montre le graphique de gauche de la figure 3. Le graphique de droite montre les effets de la rugosité sur la traînée. La traînée de l'aile propre est telle que l'avion est capable de monter à l'angle de montée exigé, à la vitesse  $V_2$ , sur un seul moteur. Si l'aile est corrompue, la traînée risque, par contre, d'être doublée parce que le décrochage se produit à un angle d'incidence seulement à peine supérieur à celui du déclenchement du vibreur de manche. Il s'ensuit que l'accélération en souffre même si tous les moteurs donnent la puissance de décollage.

#### Conclusion

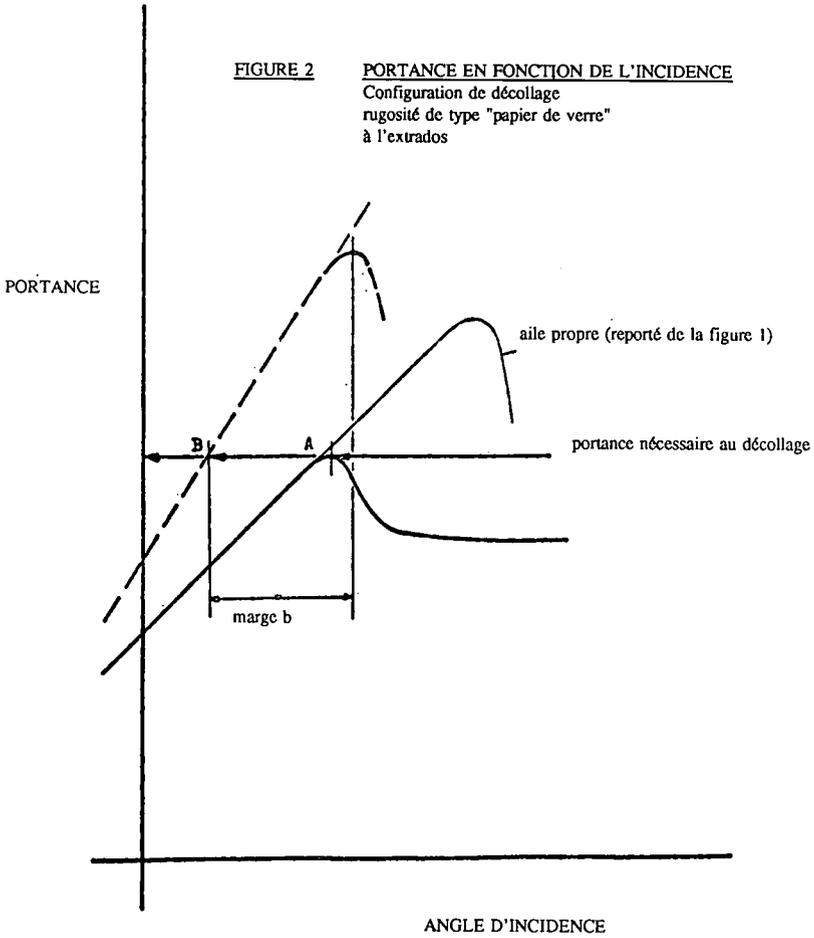
Dans l'intérêt de la sécurité des vols, il est très courant d'enlever complètement des ailes et de l'empennage les couches relativement épaisses de neige et de glace.

De même, il faut éliminer complètement, avant le décollage, la rugosité de type "papier de verre" causée par les dépôts minces dus au givre ou à une légère pluie verglaçante, surtout dans le cas des avions à réaction.





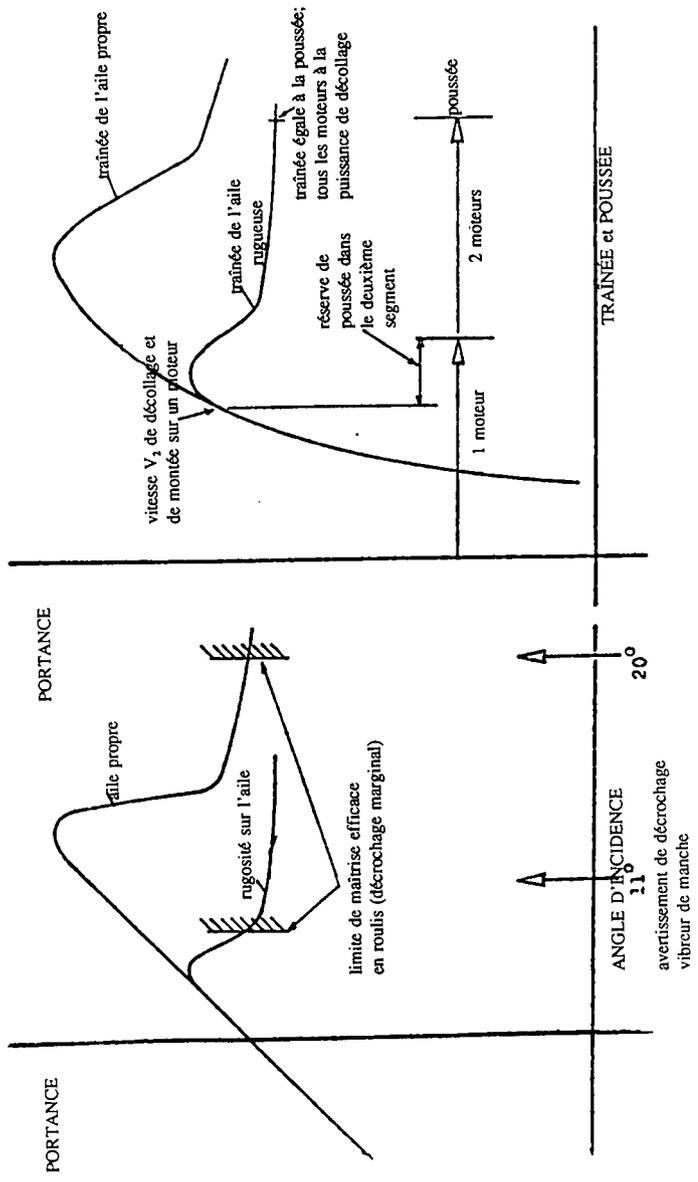
**FIGURE 2** PORTANCE EN FONCTION DE L'INCIDENCE  
Configuration de décollage  
rugosité de type "papier de verre"  
à l'extrados





N.V. KONINKLIJKE NEDERLANDSE Vliegtuigenfabriek FOKKER  
 ROYAL NETHERLANDS AIRCRAFT FACTORIES FOKKER

FIGURE 3 FOKKER F-28 EFFET DE LA RUGOSITÉ DE TYPE "PAPIER DE VERRE" SUR LE DÉCOLLAGE ET LA MONTÉE



---

## Annexe 3

Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les aires d'un Fokker 100

---



REPORT  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

date de sortie : août 1989 - édition n° 2

classe de protection	Diffusion restreinte	rapport n°	VS-28-25
usine/service	Schiphol/EDAA	bon de travail n°	22192
diffusion contrôlée			
ED100	M. den Hertog	titre: Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes d'un Fokker 100.	
EQFA	M. Jellema		
EDVP	M. de Boer		
EDAA	M. van Hengst		
ELTS			
CASB (BCSA)	via EQFA		
		pièces jointes :	

sommaire :

Des simulations ont été effectuées sur le simulateur de vol du bureau d'études de Fokker, à l'intérieur duquel le Fokker 100 a été modélisé.  
Des conditions d'essai ont été choisies afin de représenter les performances au décollage du F-28 Mk 1000 au moment de l'accident de Dryden (Ontario), le 10 mars 1989.  
L'étude a porté sur un ensemble complet de conditions de neige fondante sur la piste et de givrage des ailes.

Édition n° 2 : ajout des résultats d'essai pour 25° de volets.

préparé par/service	vérifié par/service	date de sortie originale
B.J. Warrink/EDAA/SB	N. v.d. Bovenkamp/EDAA/SB	juin 1989
approuvé par/service	approuvé divers	
J. v. Hengst/EDAA	R. Jellema/EQFA	

page 1 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



**R E P O R T**  
**Fokker Aircraft B.V. Amsterdam**  
**The Netherlands**

date de sortie : août 1989 - édition n° 2

-----  
 classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
 -----

Page	date	édition	LISTE DE CONTRÔLE DES PAGES		
			Préparé par	Vérifié par	Approuvé par
1	août 89	2	B.J. Warrink	N. v.d. Bovenkamp	J. van Hengst
2	-	2	-	-	-
3	-	2	-	-	-
4	-	2	-	-	-
5	-	2	-	-	-
6	juin 89	1	-	-	-
7	-	1	-	-	-
8	-	1	-	-	-
9	août 89	2	-	-	-
10-37	juin 89	1	-	-	-
38-49	août 89	2	-	-	-
50-51	juin 89	1	-	-	-
52	août 89	2	-	-	-

-----  
 page 2 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



REPORT  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

date de sortie : août 1989 - édition n° 2

-----  
classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
-----

### Introduction

Au cours de la semaine du 5 au 9 juin 1989, une délégation des autorités canadiennes d'enquête sur les accidents a effectué une visite chez Fokker, à Schiphol, pour discuter de l'accident d'un F-28 Mk 1000 près de l'aérodrome de Dryden, le 10 mars 1989. La discussion, qui a porté sur les performances et le comportement en vol, s'est faite avec :

M. D. Langdon	BCSA
M. G. Wagner	université Concordia (conseiller de l'ACPLA auprès du Commissaire)
M. M. Morgan	EAN
M. D. Wickens	EAN

Aucun calcul ni modèle de simulation du F-28 Mk 1000 n'était disponible. Pour étudier l'effet de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes, on a donc recouru au modèle de simulation Fokker 100. L'emploi de ce modèle au lieu du F-28 Mk 1000 peut être ainsi justifié :

- la masse au décollage choisie (87 000 lb) donnait des vitesses de décollage identiques à celles du Mk 1000 à la masse de l'accident de Dryden (63 500 lb);
- le réglage de poussée choisi donnait le même rapport poussée-poids et donc la même distance de décollage et les mêmes performances de montée;
- le centrage choisi (30 % de la CAM) donnait la même réponse en tangage au cabrage qu'un Mk 1000 centré à 22 % de la CAM;
- la simulation des effets de la glace et du sol est bien meilleure dans le modèle aérodynamique Fokker 100 que dans l'ancien F-28 Mk 1000 (n.b. : le modèle aérodynamique Fokker 100 est certifié conforme à la norme de phase 2 par la FAA);
- les angles d'attaque du Fokker 100 qui correspondent à l'avertissement de décrochage et au décrochage sont proches de ceux du F-28 Mk 1000 (18° de volets, aile propre), étant respectivement de 11° et 13,5° sur le F-28 Mk 1000 contre 13° et 15,5° sur le Fokker 100.

En raison de différences dans la finesse, etc., la représentation du F-28 Mk 1000 par le Fokker 100 n'est évidemment pas parfaite, mais elle est considérée comme assez proche pour une évaluation qualitative.

-----  
page 3 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



date de sortie : août 1989 - édition n° 2

-----  
classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
-----

À la demande des autorités canadiennes d'enquête, Fokker a étudié, en août 1989, les performances au décollage avec 25° de volets.

Le présent rapport expose les résultats des simulations, ceux-ci étant destinés à étayer l'enquête sur la cause de l'accident de Dryden.

#### Modèle de simulation

Le modèle aérodynamique utilisé pour les simulations est conforme à la référence n° 2.

La glace sur les ailes est simulée par une modification des coefficients de portance, de traînée et de moment de tangage. L'importance de la modification a été déterminée en soufflerie, une corne de glace d'un pouce d'épaisseur ayant été simulée sur le bord d'attaque. Grâce à des essais faits sur différentes formes de glace et à la documentation existant sur le sujet, on sait que les effets constatés sont également valables pour du givre blanc et de la neige gelée sur la région du bord d'attaque. Des calculs dans lesquels les conditions d'équilibre statique sont déterminées ont permis d'évaluer l'effet d'un pouce de glace (en effet de sol) sur la portance. L'angle de la trajectoire de vol et le braquage du gouvernail de profondeur ont été évalués. Voir les figures 1, 2 et 3.

Dans la simulation, l'effet de la glace sur l'aile a pu être modifié linéairement entre 0 et 1 pouce.

La neige fondante sur la piste a été simulée par l'introduction d'un coefficient de frottement de roulement (jusqu'à  $\mu = 0,15$ ) dans le modèle de roulement. La valeur de ce coefficient dépend de la profondeur d'eau équivalente et de la vitesse de roulement, ainsi que le montre la référence n° 3. L'épaisseur de la neige fondante a été représentée dans la simulation par une profondeur d'eau équivalente qui a varié entre 0 et 0,5 pouce.

#### Essais au simulateur

Trois séries de sessions ont eu lieu sur le simulateur du bureau d'études, deux conduites par M. G. Wagner et la troisième par M. J. Hofstra (pilote d'essai de Fokker).

-----  
page 4 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



R E P O R T  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

date de sortie : août 1989 - édition n° 2

-----  
classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
-----

1. 7 juin. Recherches préliminaires sur l'effet de la neige fondante et de la glace. Décollages en ISA, au niveau de la mer, 18° de volets.  
Voir au tableau 1 les conditions et les distances de décollage.
2. 8 juin. Recherches détaillées au moyen de 20 décollages à Zürich, altitude 1 500 pieds, 0 °C, 18° de volets.  
Voir le tableau 2 et les figures 4 à 22.
3. 1<sup>er</sup> août. Recherches détaillées au moyen de 12 décollages à Zürich, altitude 1 500 pieds, 0 °C, 25° de volets.  
Voir le tableau 3 et les figures 23 à 34.

#### Paramètres

Les courbes présentent les paramètres suivants :

Paramètre	Unité	Désignation
ALPHA	degré	Angle d'attaque
V <sub>c</sub>	noeud	Vitesse corrigée
BP	degré	Braquage de la gouverne de profondeur
HRADIO	mètre	Hauteur radio; égale à zéro dans le cas du train d'atterrissage allongé et d'une pente longitudinale nulle. Au décollage, HRADIO = 0,7 m en raison de l'assiette cabrée.
THÊTA	degré	Angle de pente longitudinale
DISTX	mètre	Distance sur la piste. DISTX = 0 au début de la course de décollage.

#### Observations découlant des essais

1. La distance de décollage sans neige fondante ni glace a été à peu près bien reproduite grâce au choix de la masse et de la poussée (à une altitude d'aérodrome de 1 500 pieds et à 0 °C) :

		Manuel de vol F-28 Mk 1000	Simulation Fokker 100	Volets
Dist. décoll.	m	1 400	1 455	18
	pi	4 600	4 770	
	m	1 350	1 340	25
	pi	4 430	4 400	

-----

page 5 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



REPORT  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

date de sortie : août 1989 - édition n° 2

-----  
classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
-----

2. L'accroissement de la distance de décollage (de l'arrêt à 35 pieds d'altitude) concorde bien avec celle du manuel de vol (sans glace sur les ailes, 18° de volets seulement).

Prof. de la neige fond. po de prof. d'eau équiv.	Manuel de vol F-28 Mk 1000 pi	Simulation Fokker 100 pi
0	0	0
0,15	350	
0,2	520	440
0,25	650	850
0,5	1 770	1 490

3. L'effet de la glace sur les ailes est considérable (voir les figures 35, 36 et 37). Au-delà d'une certaine épaisseur de glace, la baisse de performances est si importante que l'avion ne peut plus monter et reste en effet de sol (30 m).
4. Un arrêt de moteur à  $V_1$  est catastrophique quand il s'ajoute à de la neige fondante sur la piste et à de la glace sur le bord d'attaque des ailes.
5. L'altitude de l'aérodrome (1 500 pi comparativement au niveau de la mer) a accru la sensibilité à la présence de glace sur les ailes. Comparer les figures 35 et 36.

#### Références

- Rapport Fokker L-28-269, édition n° 5.  
Données de simulateur de vol pour l'avion Fokker F-28 Mk 0100.  
E. Obert/Dept. CB-AP/avril 1973.
- Rapport Fokker L-28-336, édition n° 8.3.  
Données aérodynamiques du Fokker 100.  
EDAA/SB/oct. 1988.
- Manuel de vol de l'avion Fokker F-28 Mk 1000, section 2.11.5  
"Décollage de pistes couvertes de neige fondante".

-----  
page 6 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



**R E P O R T**  
**Fokker Aircraft B.V. Amsterdam**  
**The Netherlands**

date de sortie : août 1989 - édition n° 2

-----  
 classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
 -----

Tableau 1

Distances de décollage des simulations du 7 juin

Fokker 100, 18° de volets, masse = 87 000 lb, centrage = 30 %, EPR = 1,62, ISA-niveau mer, V<sub>1</sub> = 124 noeuds, V<sub>2</sub> = 128 noeuds (voir page 2)

Essai	Neige fondante pouces de profondeur d'eau équivalente	Glace	Cabrage	Course au décollage m	Distance de décollage (franchissement d'un obstacle de 35 pi) m
1	.5	0	Normal	1290	1480
2	0	0	"	970	1180
3	.5	0	Déjaugeage de la roue avant	1280	1460
4	.5	0	"	1230	1450
5	0	.25	Normal	950	1180
6	0	.50	"	970	1260
7	0	.75	"	960	1640
8	0	1.00	"	980/2380	2690
9	.5	.75	"	1290	1920
10	.5	1.00	"	1330/4860	5300

-----  
 page 7 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



**R E P O R T**  
**Fokker Aircraft B.V. Amsterdam**  
**The Netherlands**

date de sortie : août 1989 édition n° 2

-----  
 classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
 -----

Tableau 2

Distances de décollage des simulations du 8 juin

Fokker 100, 18° de volets, centrage = 30 %, EPR = 1,62, 1 500 pi, 0 °C, V<sub>1</sub> = 124 noeuds, V<sub>2</sub> = 128 noeuds (voir page 2)

Essai	Figure	Masse lb	Neige fondante pouces de profondeur d'eau équivalente	Glace	Observations	Course au décollage m	Distance de décollage (franchissement d'un obstacle de 35 pi) m
1	4	87 000	0	0		1265	1455
2	5	87 000	.25	0		1500	1715
3	6	87 000	.2	0		1395	1590
4	7	87 000	.5	0		1730	1910
5	8	87 000	.2	.5		1430	1730
6	9	87 000	.15	.5		1380	1705
7	10	87 000	.15	.6		1410	1870
8	11	87 000	.15	.7		1575	2090
9	12	87 000	.15	.75		1585	2255
10	13	87 000	.15	.75		1545	2285
11	14	87 000	.15	.75	Cabrage lent	1555	1850
12	15	87 000	.15	.8		1830	2410
13	16	89 000*	.15	.75		1665	2410
14	-	89 000	.15	.8			
15	17	89 000	.15	.8		2260	4490
16	18	89 000	.15	.825		1935	accident
17	19	89 000	.15	.8		2745	accident
18	20	89 000	.15	.4	Arrêt de moteur à V <sub>1</sub>	1680	accident
19	21	89 000	.15	.25	Arrêt de moteur à V <sub>1</sub>	1545	accident
20	22	89 000	.15	.1	Arrêt de moteur à V <sub>1</sub>	1540	accident

\* Pour simuler l'accroissement de masse causé par la neige et la glace sur les ailes et le fuselage.

-----  
 page 8 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



REPORT  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

date de sortie : août 1989 édition n° 2

-----  
classe de protection Diffusion restreinte | rapport n° VS-28-25  
-----

Tableau 3

Distances de décollage des simulations du 1<sup>er</sup> août

Fokker 100, 25° de volets, centrage = 30 %, EPR = 1,62, 1 500 pi, 0 °C, V<sub>1</sub> = 120 noeuds, V<sub>2</sub> = 128 noeuds

Essai	Figure	Masse lb	Neige fondante pouces de profondeur d'eau équivalente	Glace	Observations	Course au décollage m	Distance de décollage m
1	23	83 900	0	0		1165	1340
2	24	83 900	.15	.5		1300	1545
3	25	83 900	.15	.6		1285	1580
4	26	83 900	.15	.7		1290	1695
5	27	83 900	.15	.75		1270	2360
6	28	83 900	.15	.8		1250	3210
7	29	83 900	.15	.9	Pas de décollage	1270	-
8	30	85 900*	.15	.5		1270	1580
9	31	85 900	.15	.6		1285	1716
10	32	85 900	.15	.7		1300	2015
11	33	85 900	.15	.75		1300	ACCIDENT
12	34	85 900	.15	.8		1300	ACCIDENT

\* Pour simuler l'accroissement de masse causé par la neige et la glace sur les ailes et le fuselage.

page 9 sur ? pages

Tous droits réservés. La reproduction ou la divulgation à des tiers de la totalité ou de parties de ce document est interdite, sauf avec l'autorisation écrite expresse de Fokker Aircraft B.V.



R E P O R T  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

date de sortie : août 1989 édition n° 2

classe de protection

DIFFUSION RESTREINTE

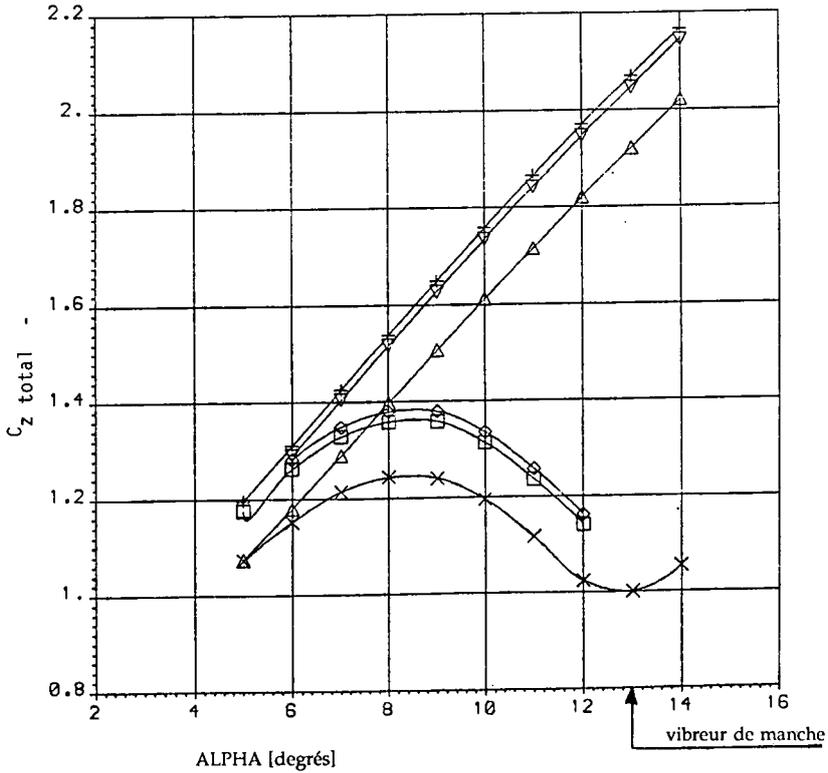
rapport n°

VS-28-25

DÉCOLLAGE AVEC DE LA GLACE

FOKKER 100  
M = 39 500 kg  
POUSSÉE DE DÉCOLLAGE  
18° DE VOILETS

	GLACE SUR LES AILES	EFFET DE SOL
△	NON	NON
▽	NON	OUI, H = 1M
+	NON	OUI, H = 0
×	OUI	NON
□	OUI	OUI, H = 1M
◇	OUI	OUI, H = 0



tracé par : WARRINK  
date : 7 JUIN 89



REPORT  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

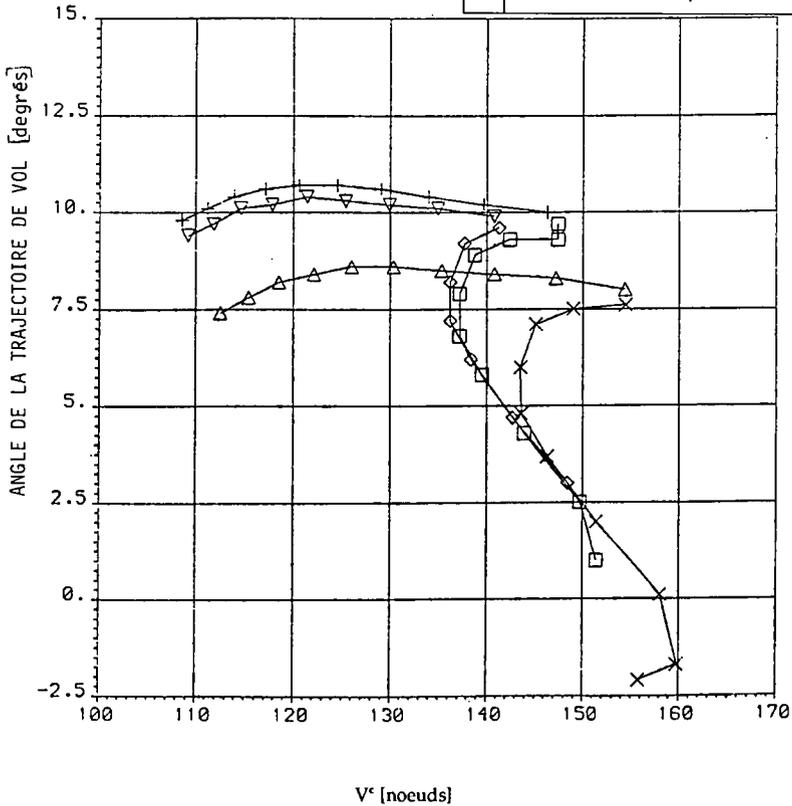
date de sortie : août 1989 édition n° 2

classe de protection DIFFUSION RESTREINTE	rapport n° VS-28-25
--	------------------------

DÉCOLLAGE AVEC DE LA GLACE

FOKKER 100  
M = 39 500 kg  
POUSSÉE DE DÉCOLLAGE  
18° DE VOILETS

	GLACE SUR LES AILES	EFFET DE SOL
△	NON	NON
▽	NON	OUI, H = 1M
+	NON	OUI, H = 0
x	OUI	NON
□	OUI	OUI, H = 1M
◇	OUI	OUI, H = 0



tracé par : WARRINK  
date : 7 JUIN 89



R R P O R T  
Fokker Aircraft B.V. Amsterdam  
The Netherlands

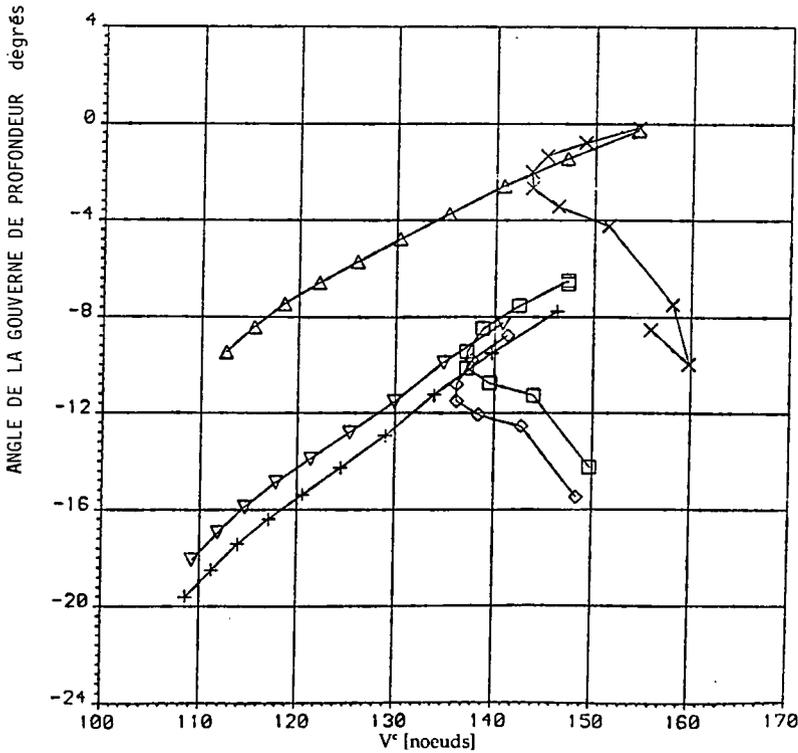
date de sortie : août 1989 édition n° 2

classe de protection	rapport n°
DIFFUSION RESTREINTE	VS-28-25

DÉCOLLAGE AVEC DE LA GLACE

FOKKER 100  
M = 39 500 kg  
POUSSÉE DE DÉCOLLAGE  
18° DE VOILETS

	GLACE SUR LES AILES	EFFET DE SOL
△	NON	NON
▽	NON	OUI, H = 1M
+	NON	OUI, H = 0
x	OUI	NON
□	OUI	OUI, H = 1M
◇	OUI	OUI, H = 0

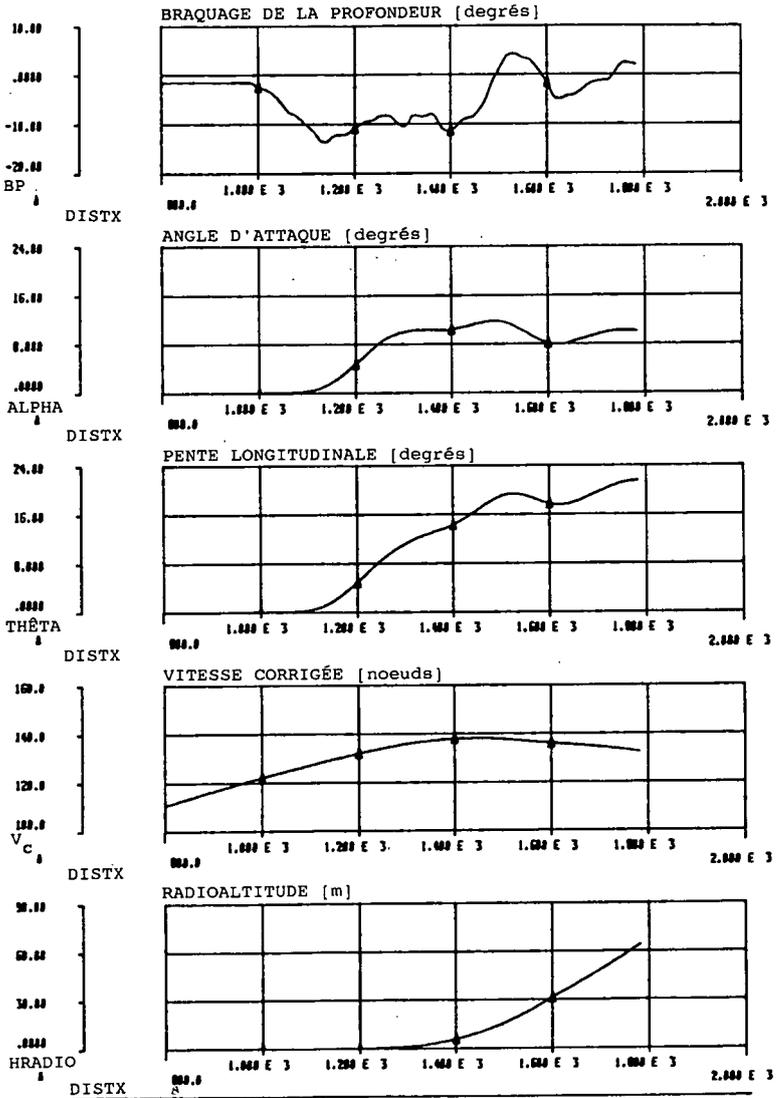


tracé par : WARRINK  
date : 7 JUIN 89



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n°. VS-28-2.

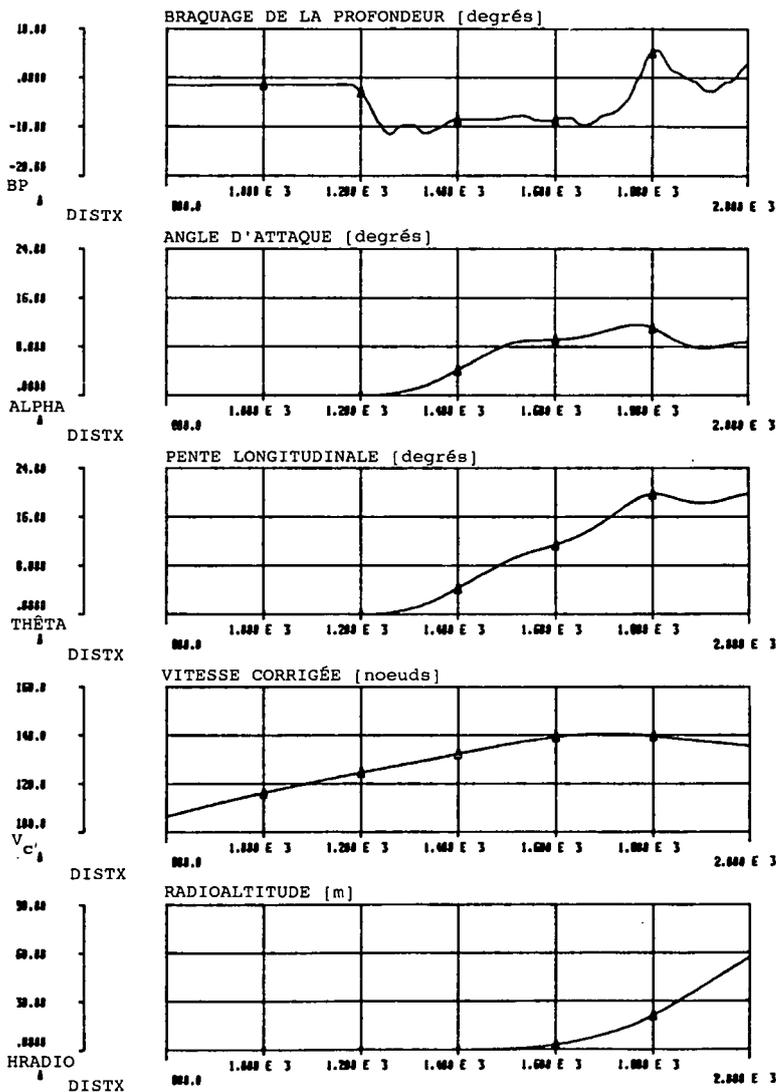
Fokker 100 / TAY 620 Condition 1, glace = 0 Neige fondante = 0 -





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

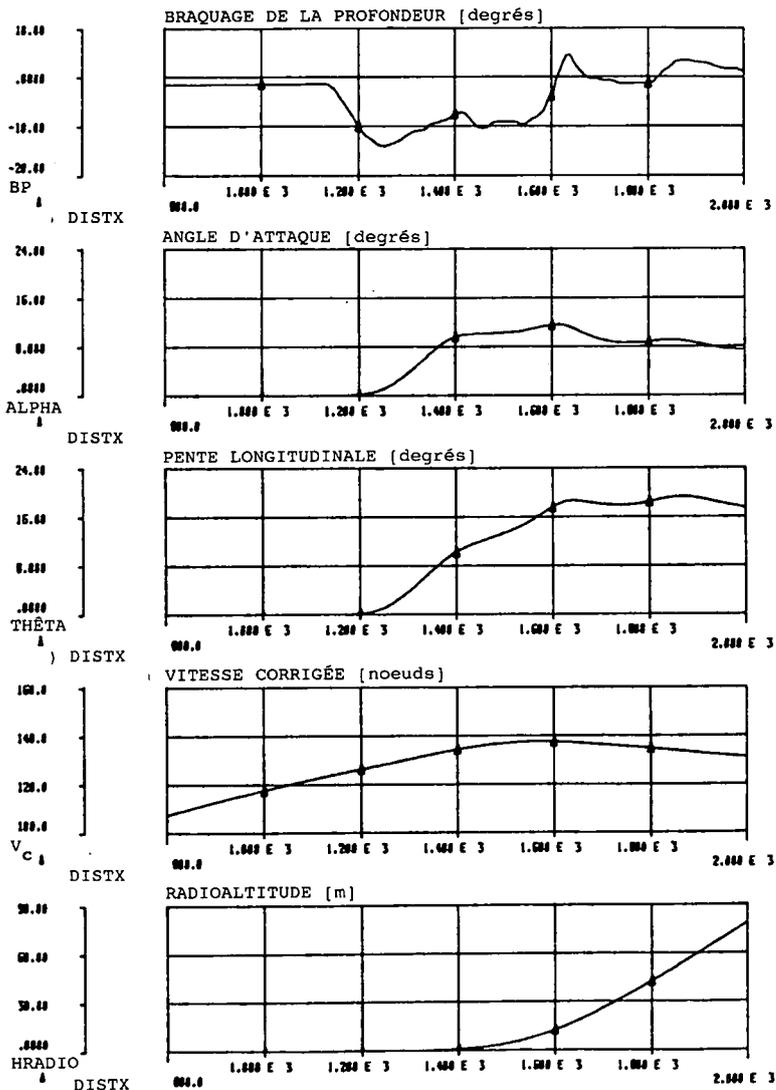
Fokker 100 / TAY 620 Condition 2, glace = 0 Neige fondante = 0,25





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

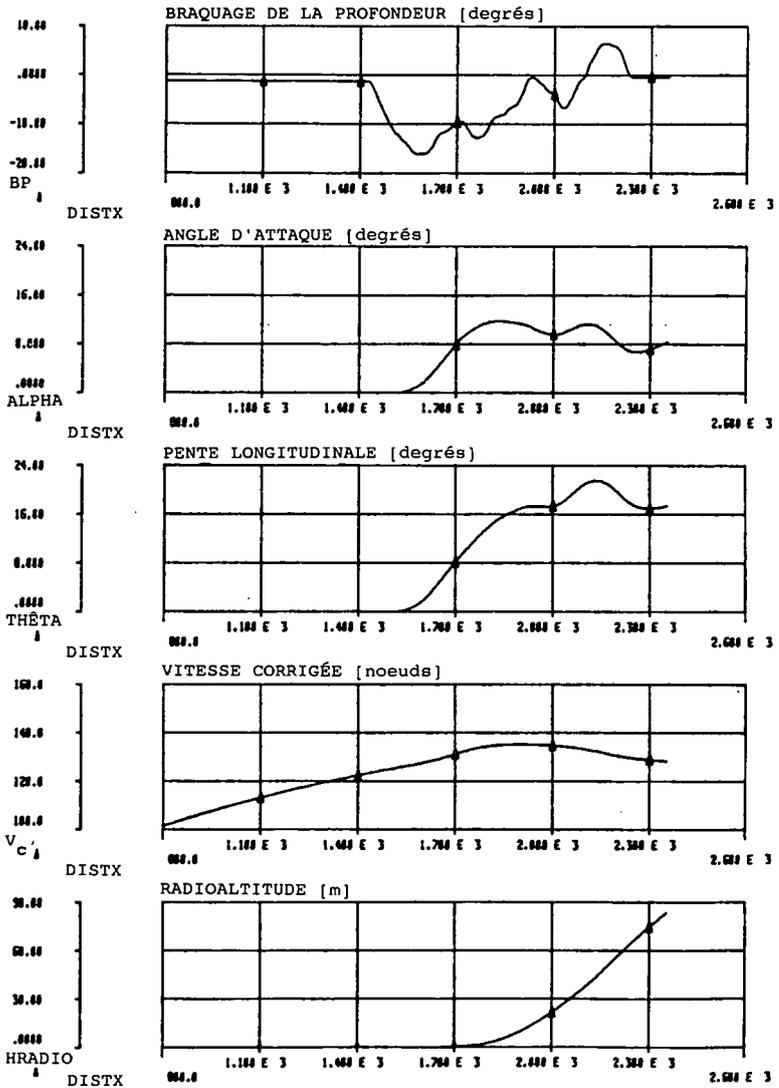
Fokker 100 / TAY 620 Condition 3, glace = 0 Neige fondante = 0,2





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

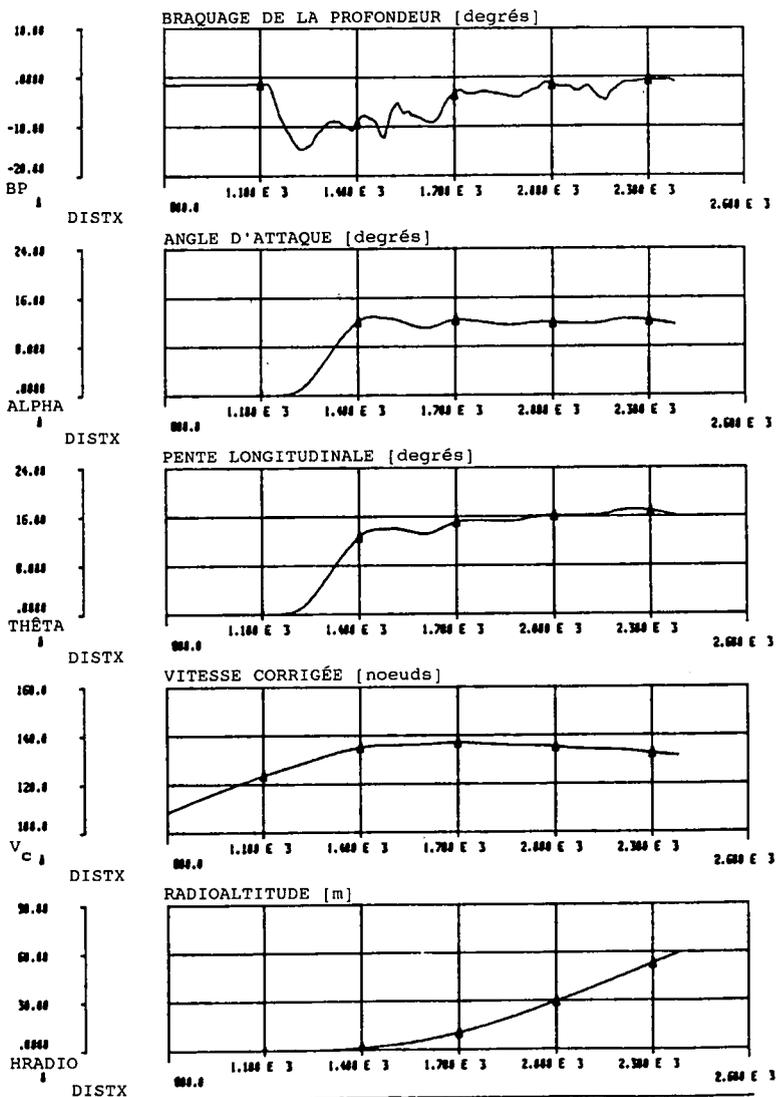
Fokker 100 / TAY 620 Condition 4, glace = 0 Neige fondante = 0,5





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Fokker 100 / TAY 620 Condition 6, glace = 0.5 Neige fondante = 0,15

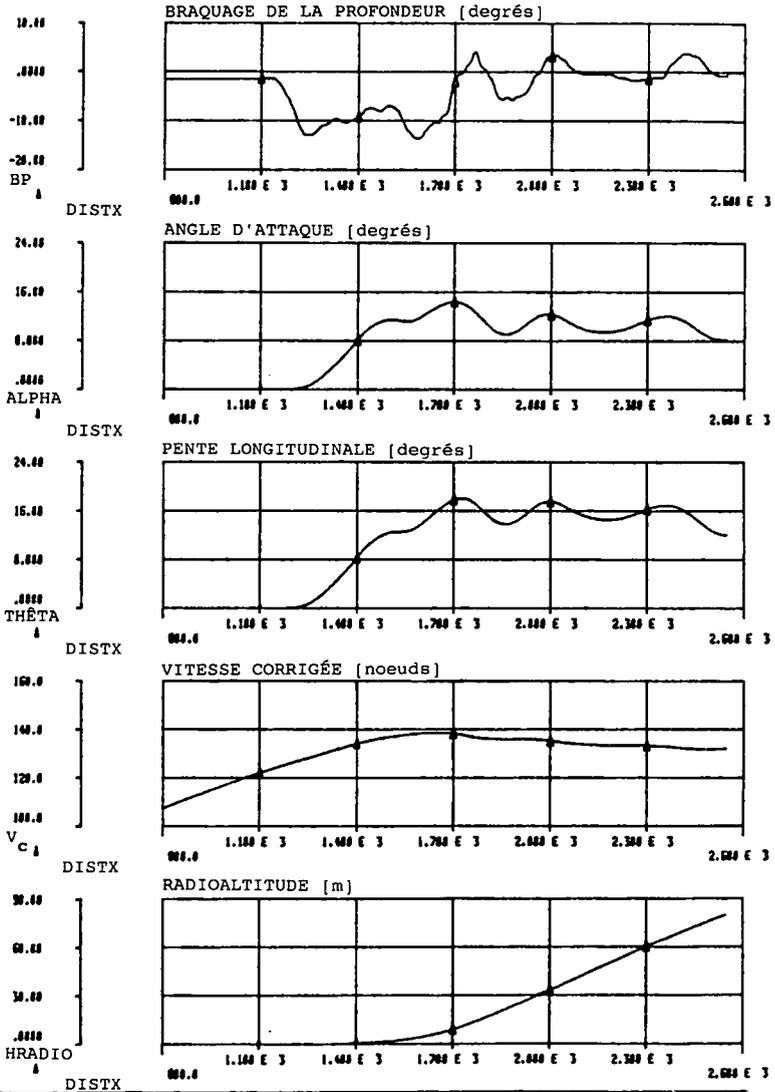


All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

1) Fokker 100 / TAY 620 Condition 5, glace = 0.5 Neige fondante = 0,2

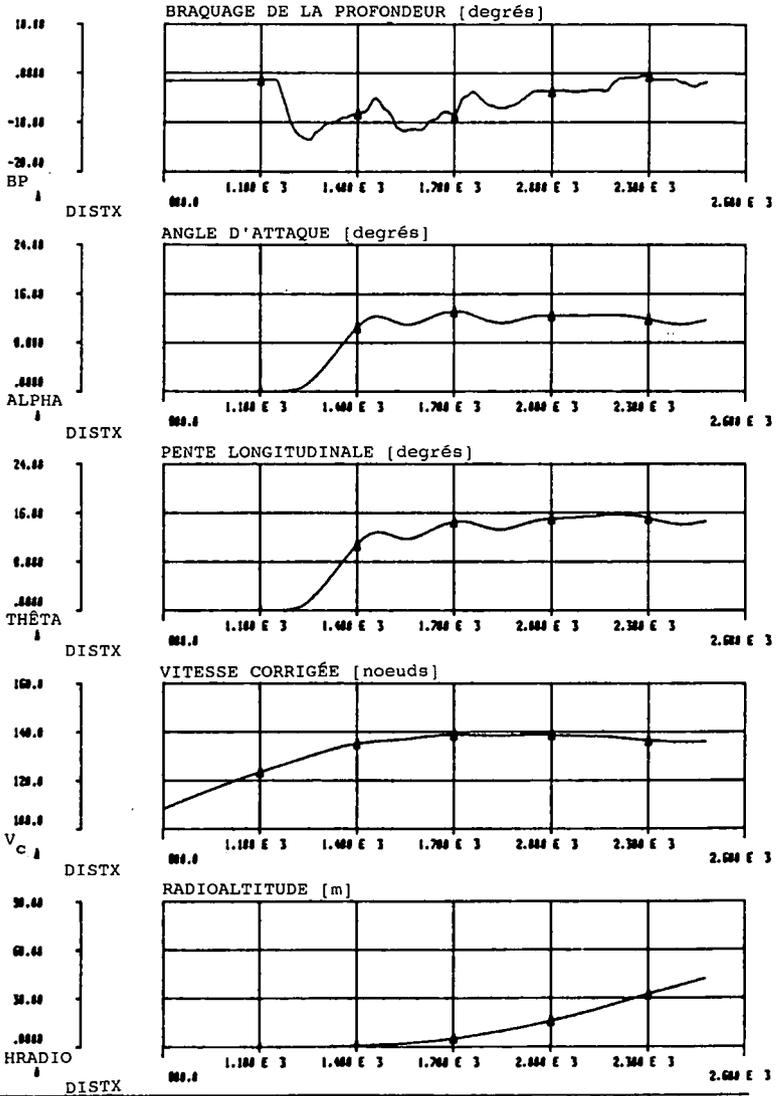


All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

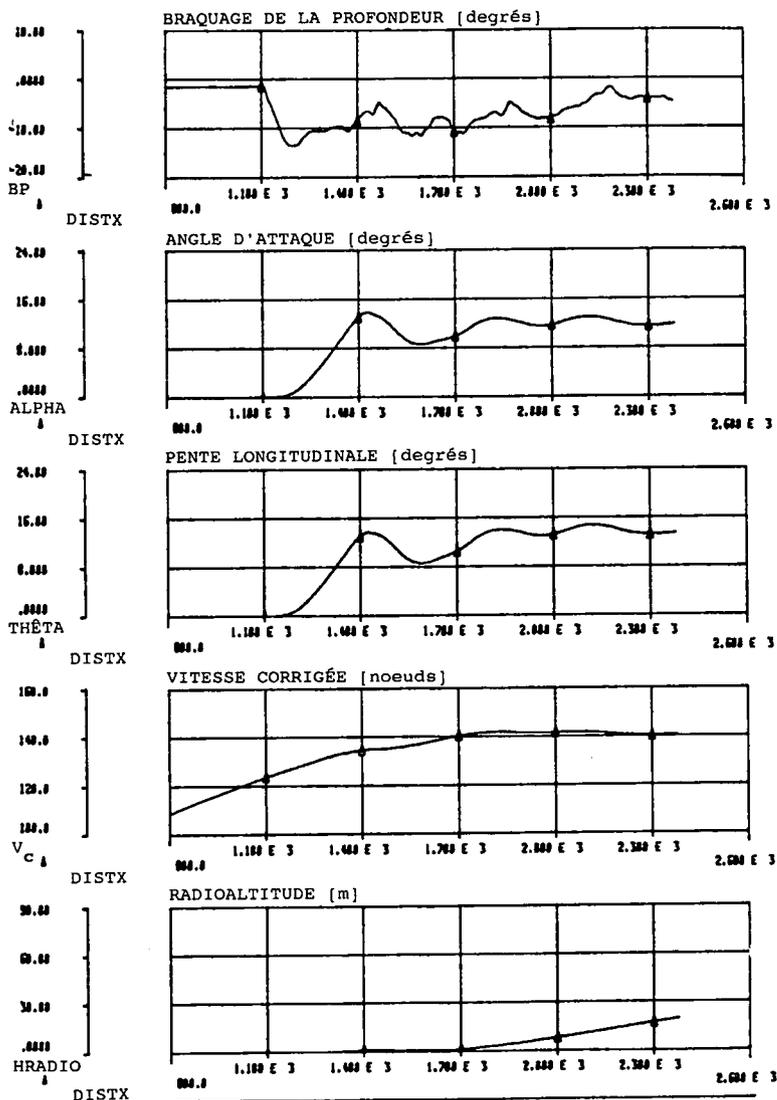
Fokker 100 / TAY 620 Condition 7, glace = 0,6 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

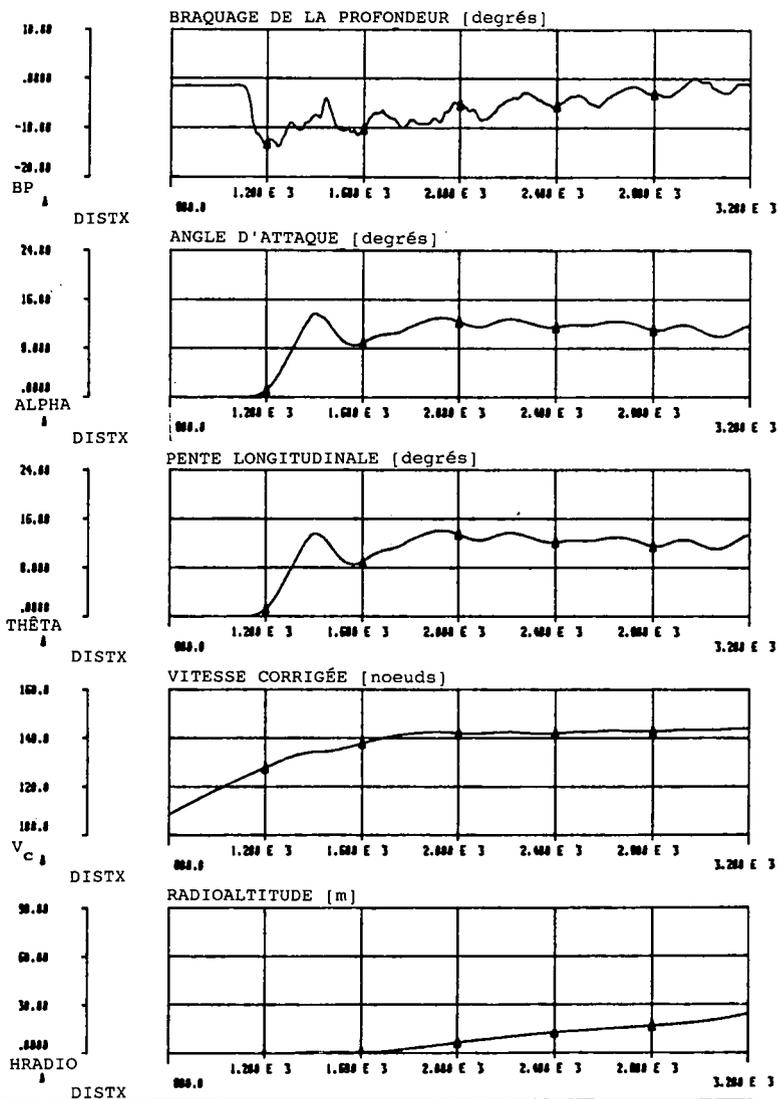
Fokker 100 / TAY 620 Condition 8, glace = 0,7 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

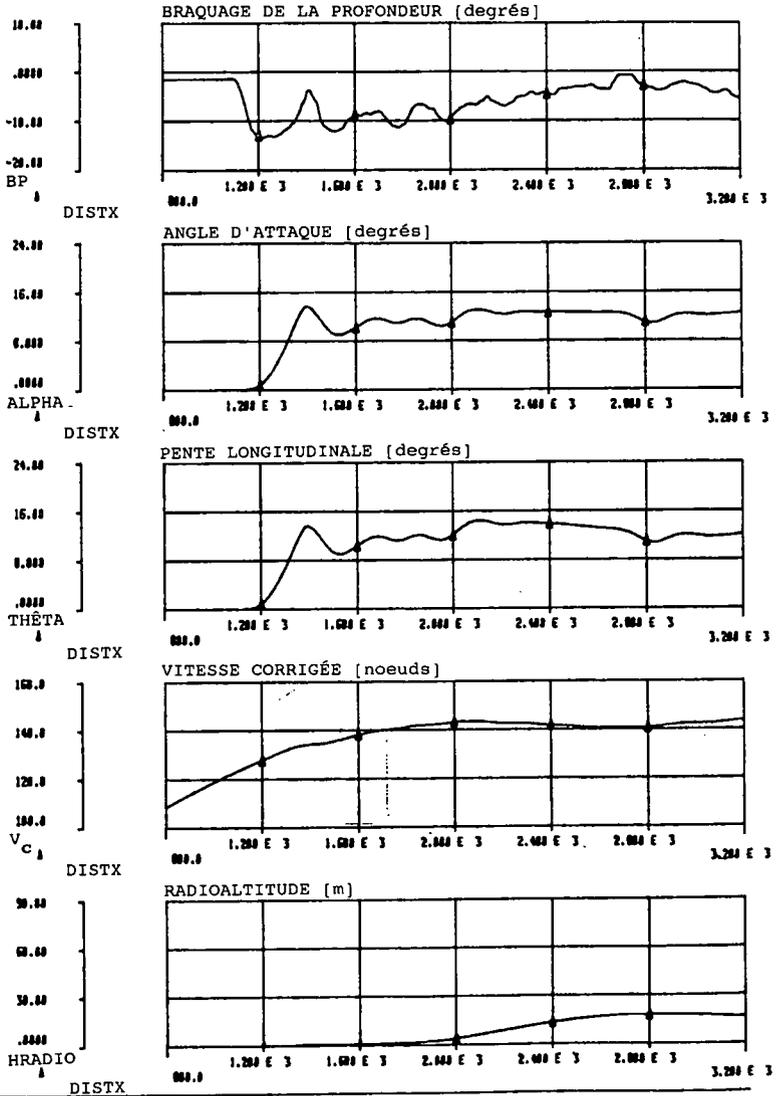
Fokker 100 / TAY 620 Condition 9, glace = 0,75 Neige fondante = 0,15





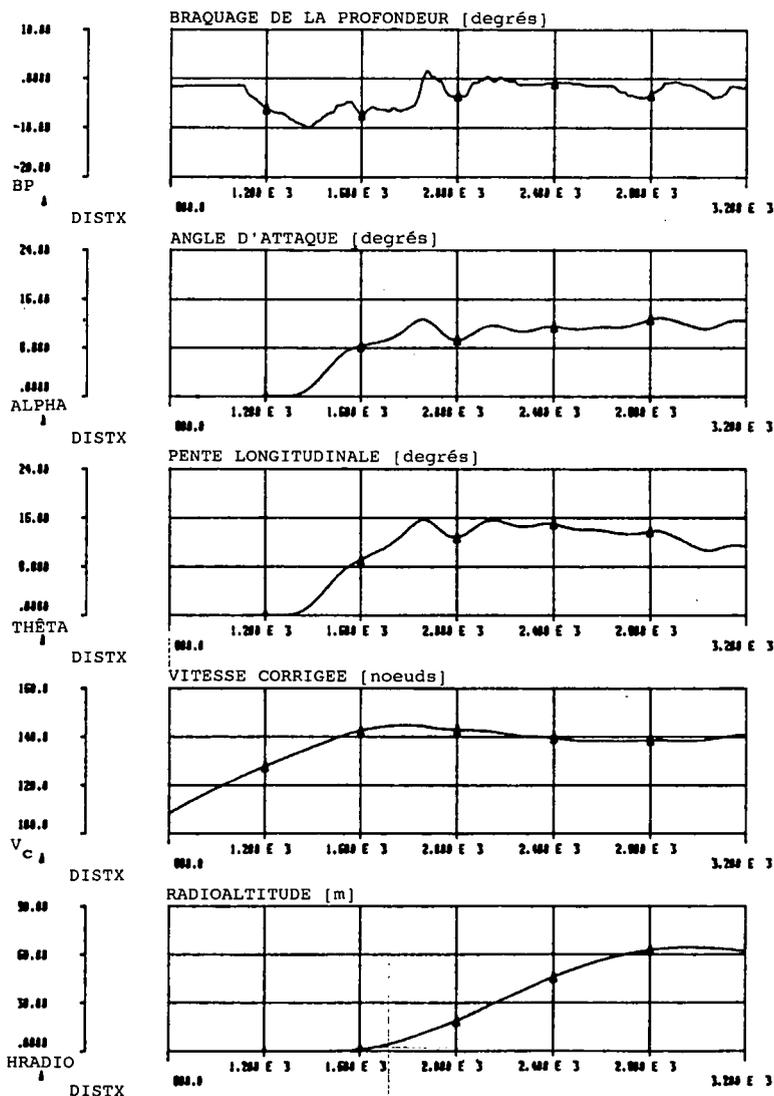
Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Fokker 100 / TAY 620 Condition 10, glace = 0,75 Neige fondante = 0,15



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Fokker 100 / TAY 620 Condition 11, glace = 0.75 Neige fondante = 0,15

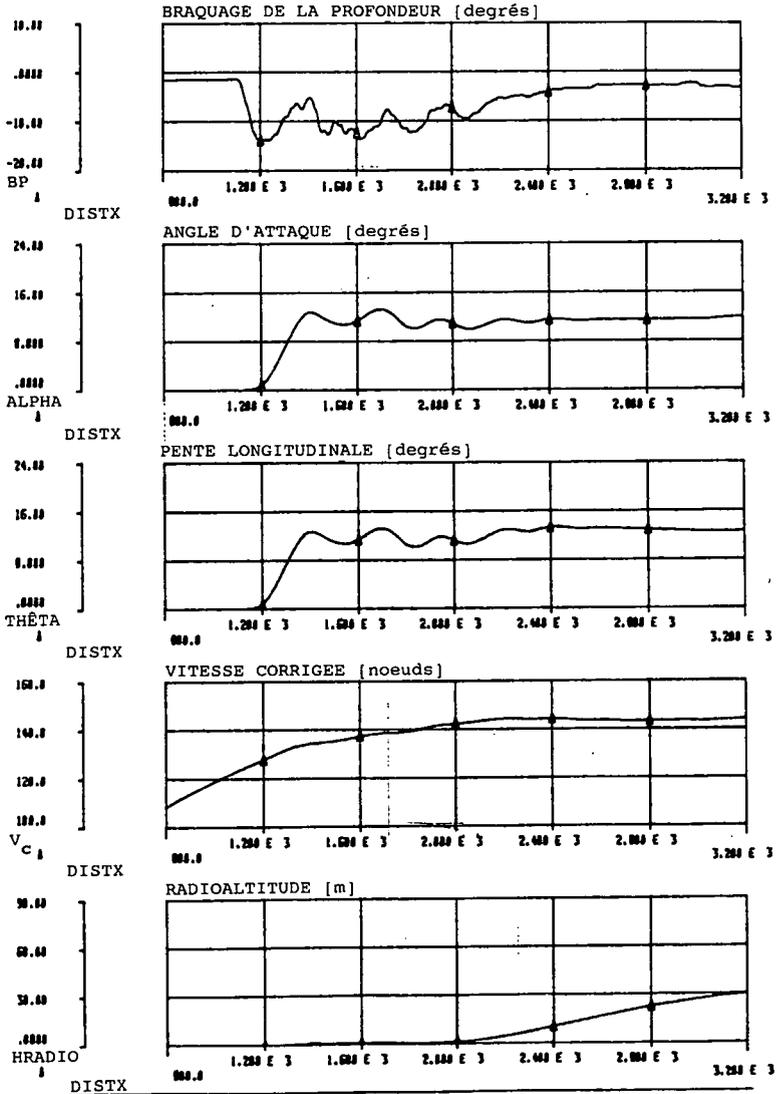


All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

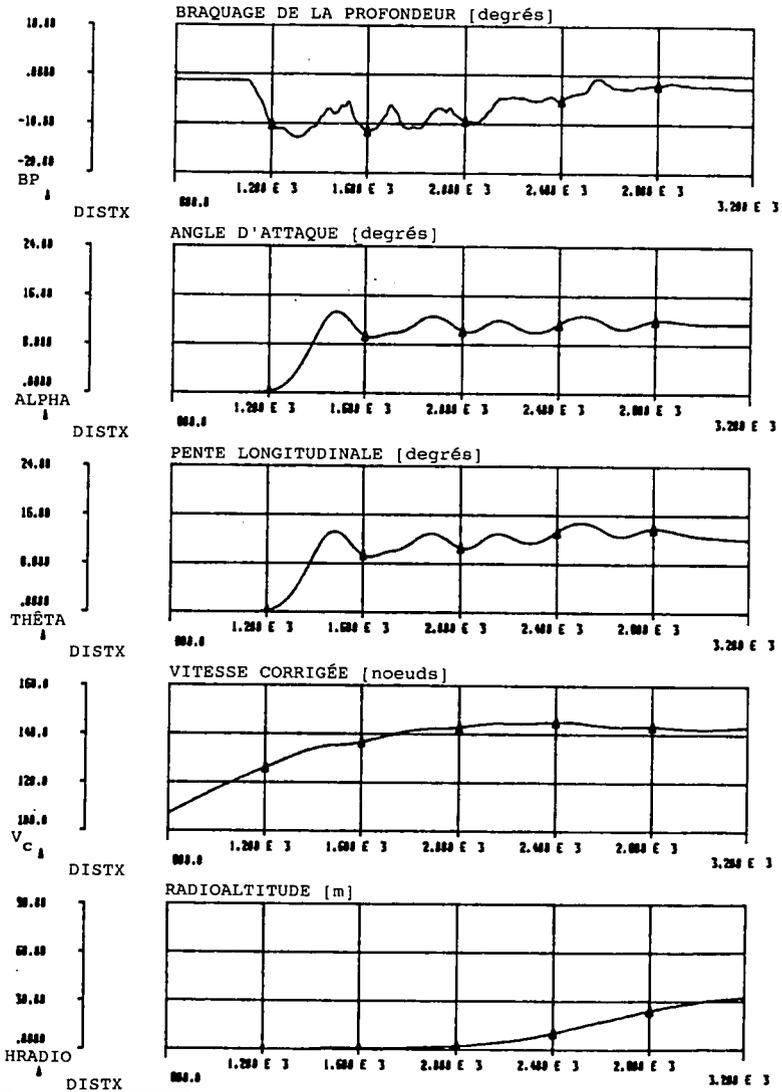
Fokker 100 / TAY 620 Condition 12, glace = 0,8 Neige fondante = 0,15





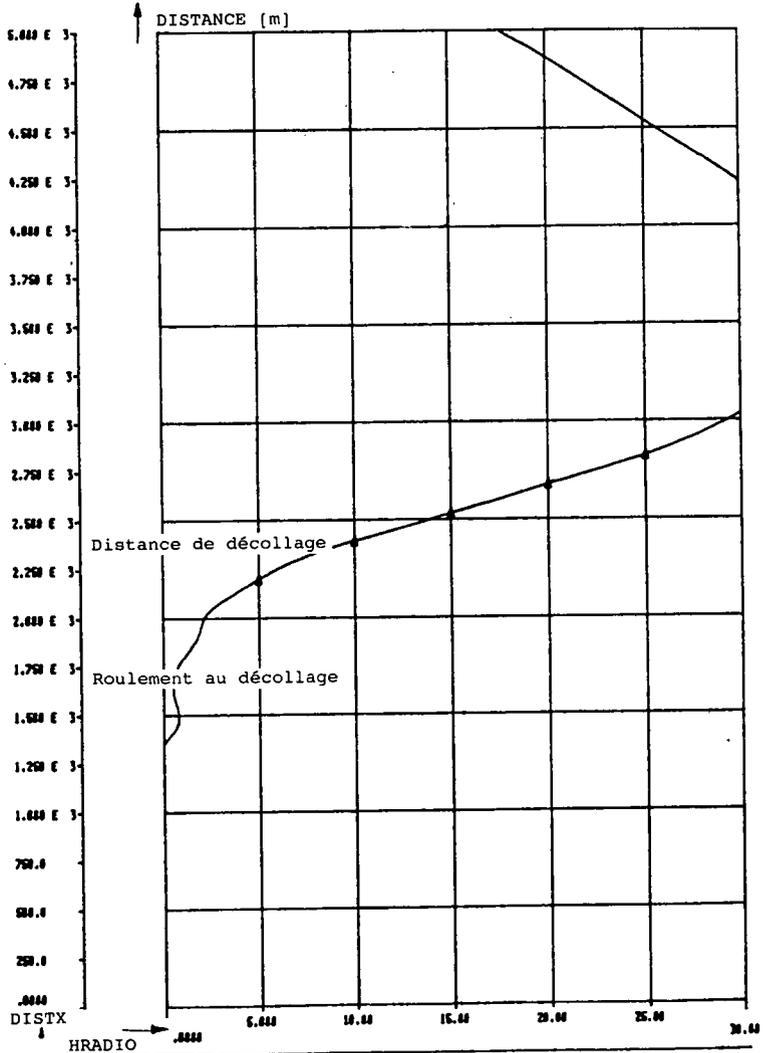
Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Fokker 100 / TAY 620 Condition 13, glace = 0,75 Neige fondante = 0,15



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

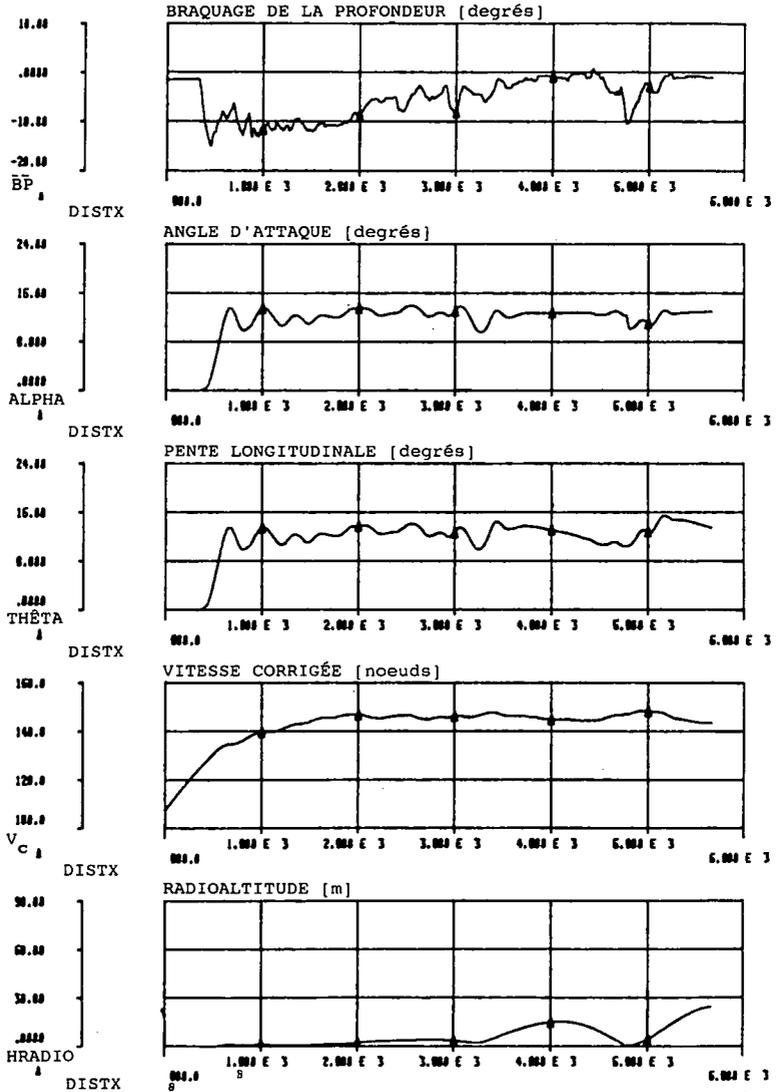
Fokker 100 / TAY 620 Condition 13, glace = 0,75 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

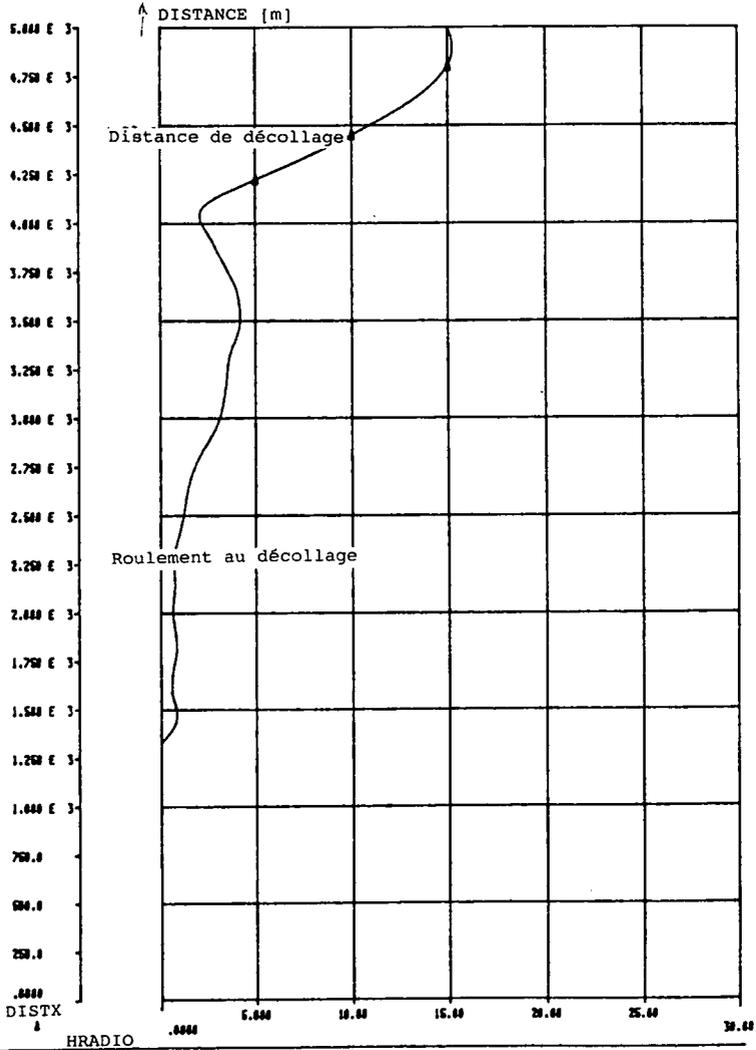
Fokker 100 / TAY 620 Condition 15, glace = 0,8 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

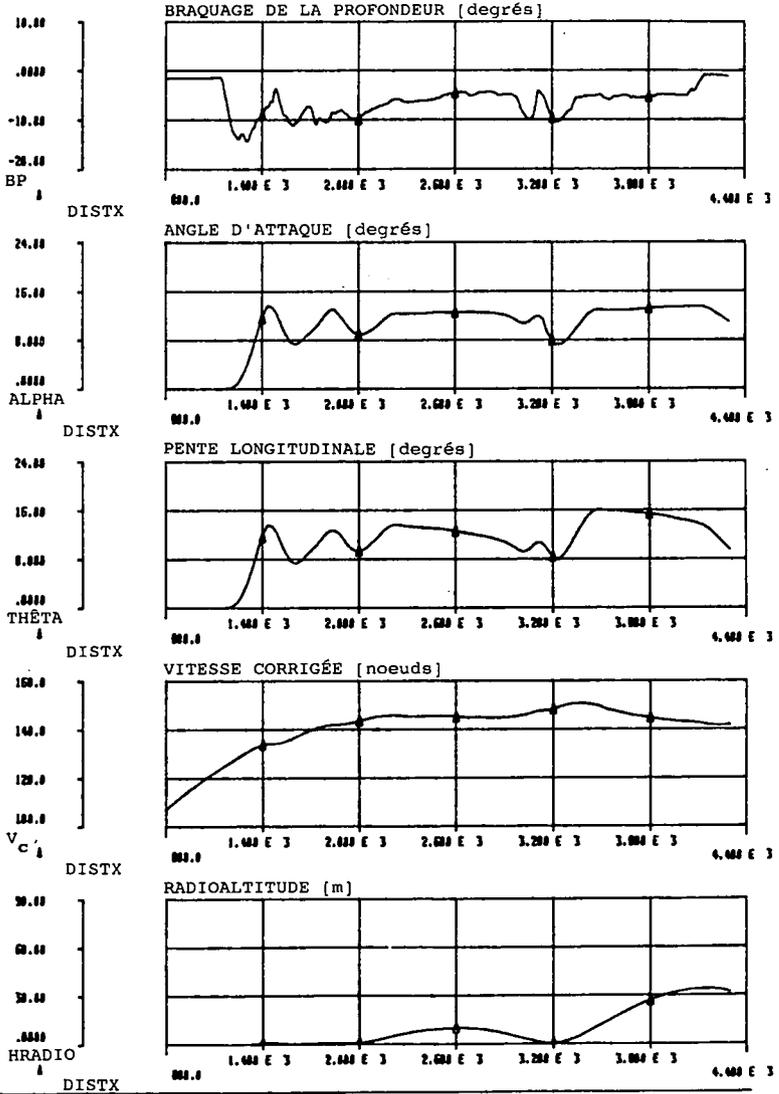
Fokker 100 / TAY 620 Condition 15, glace = 0,8 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Fokker 100 / TAY 620 Condition 16, glace = 0,825 Neige fondante = 0,15

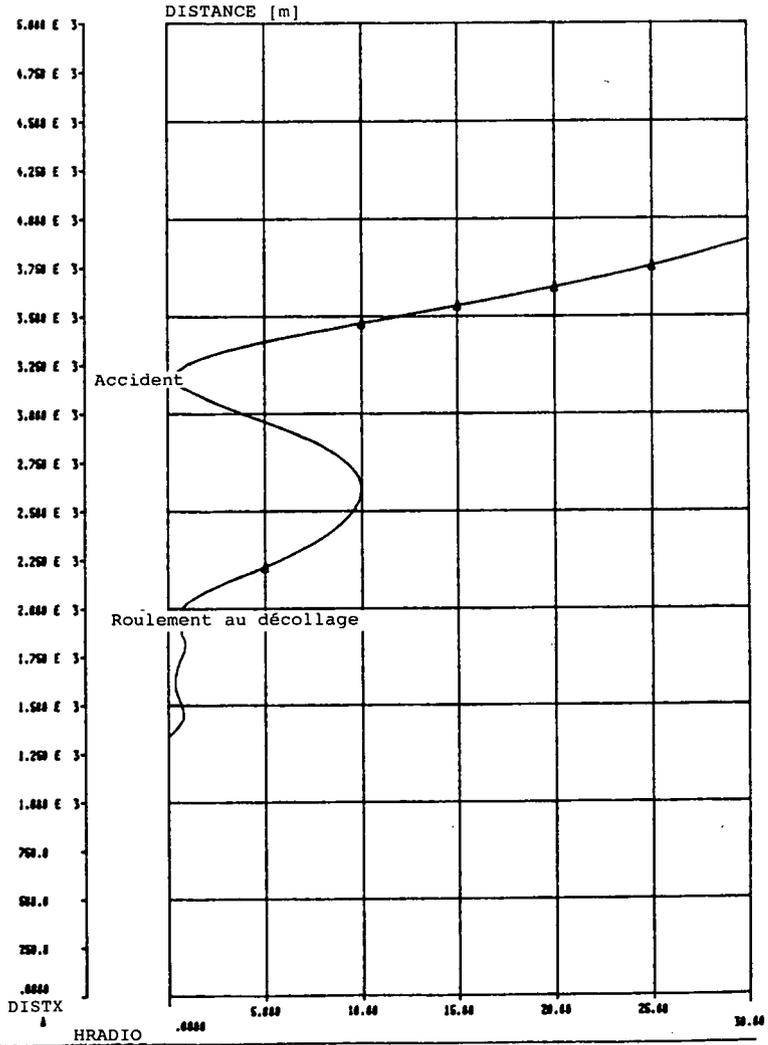


All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and separate written permission of Fokker Aircraft B.V.



Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

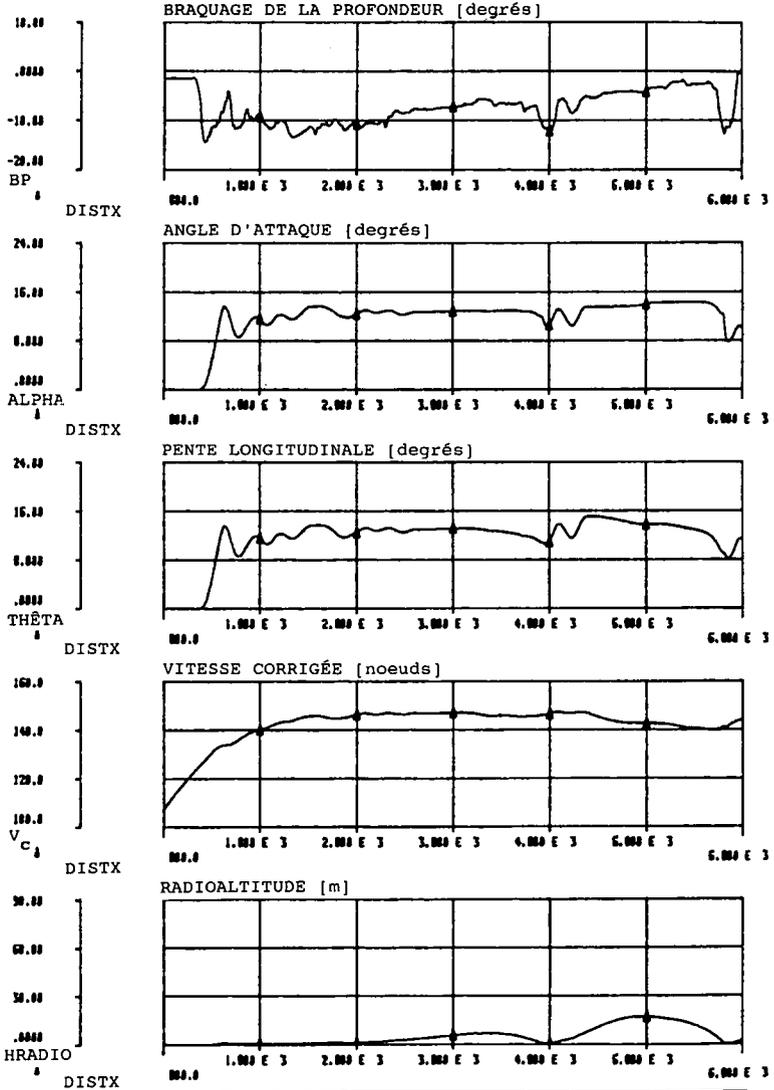
Fokker 100 / TAY 620 Condition 16, glace = 0,825 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

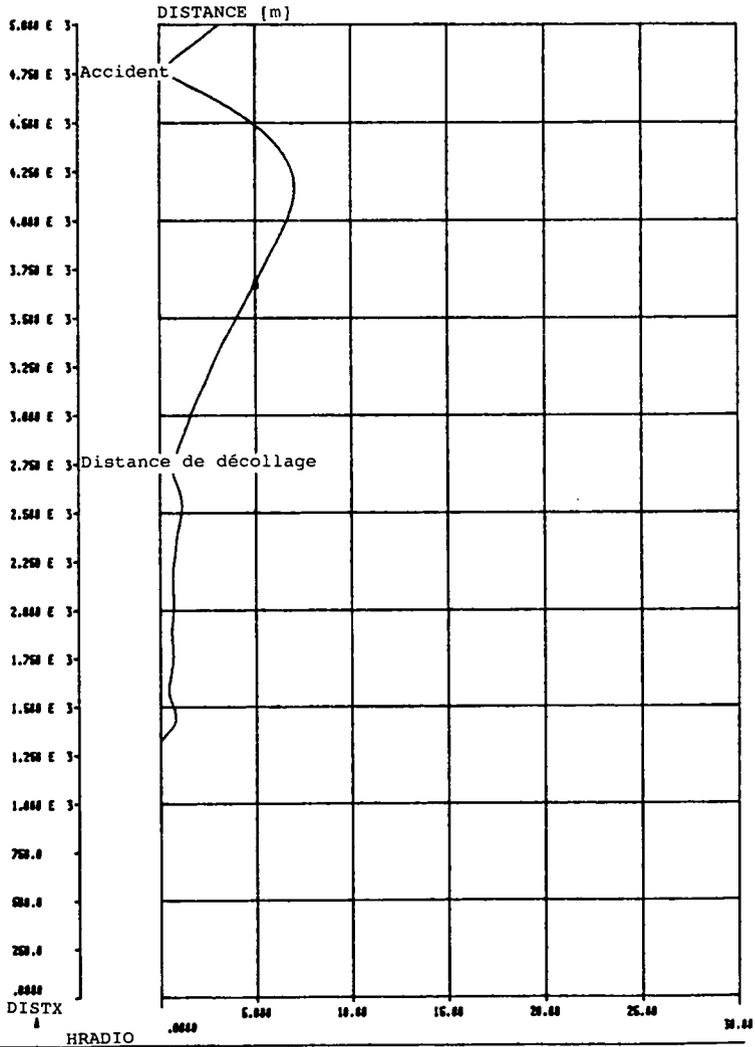
Fokker 100 / TAY 620 Condition 17, glace = 0,8 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

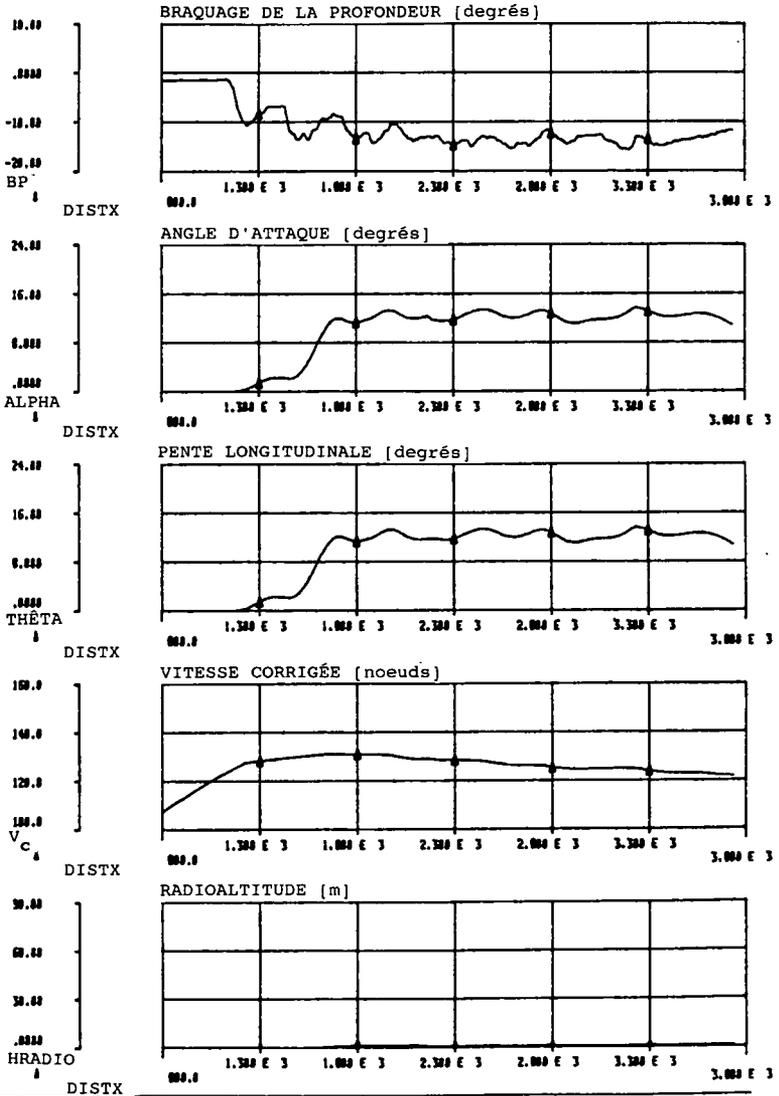
Fokker 100 / TAY 620 Condition 17, glace = 0,8 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

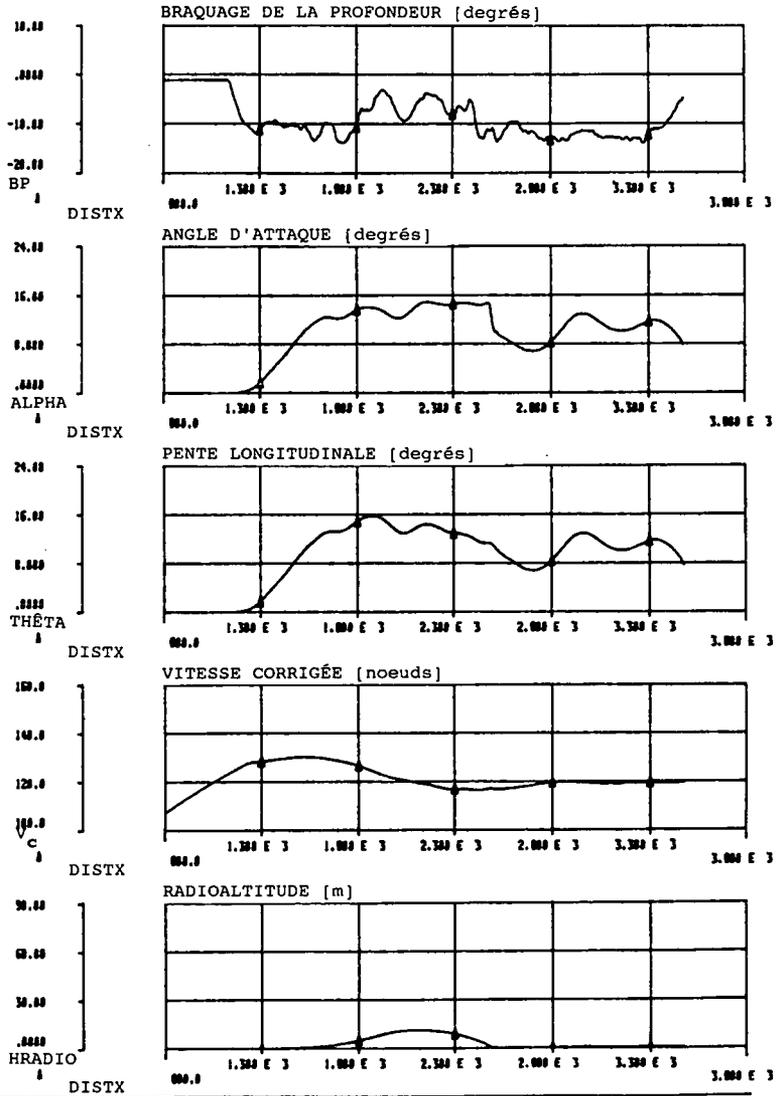
Fokker 100 / TAY 620 Condition 18, glace = 0,4 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

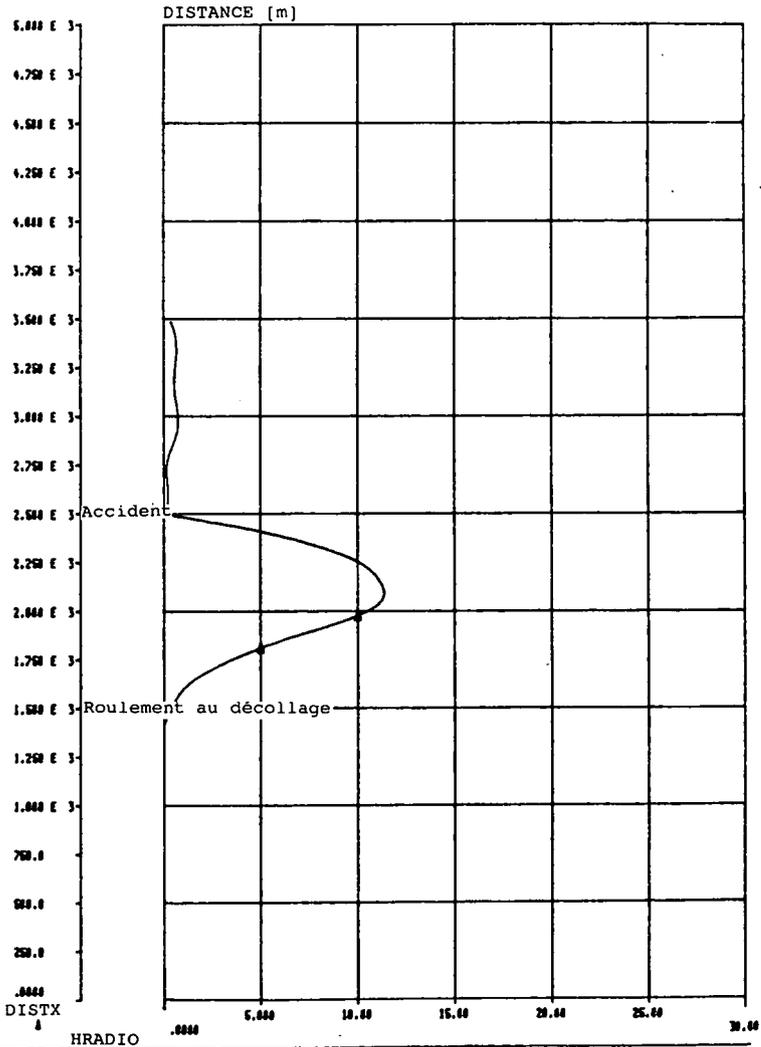
Fokker 100 / TAY 620 Condition 19, glace = 0,25 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

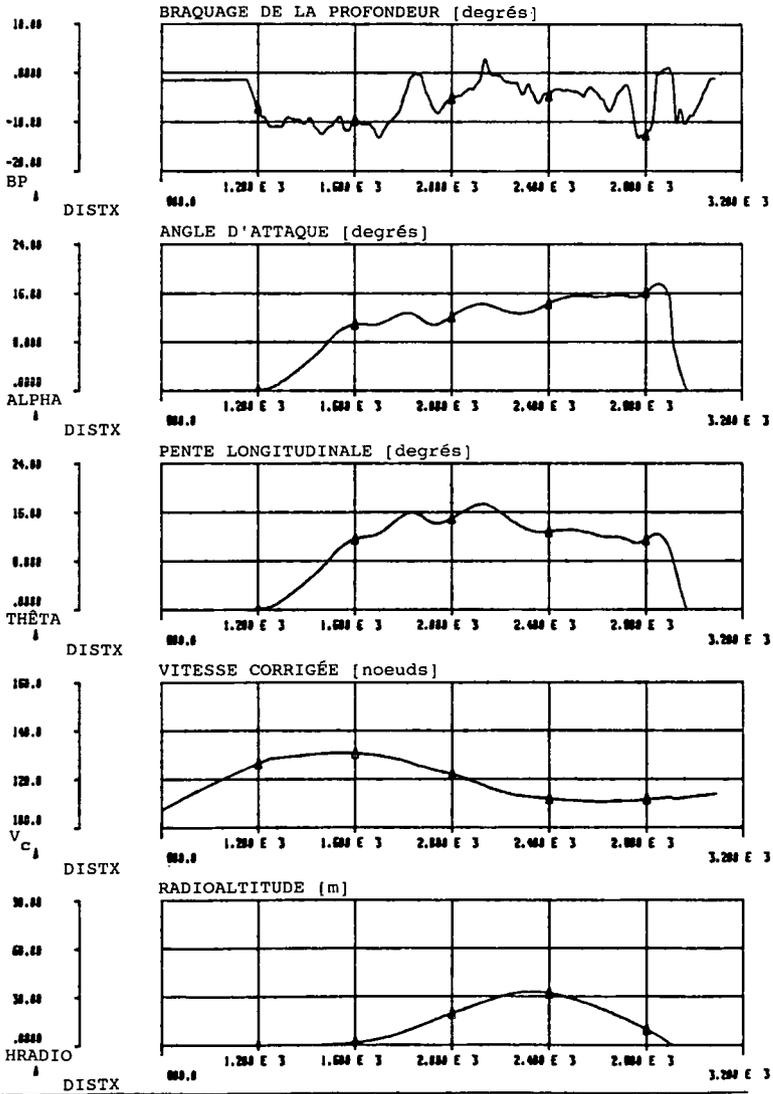
Fokker 100 / TAY 620 Condition 19, glace = 0,25 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

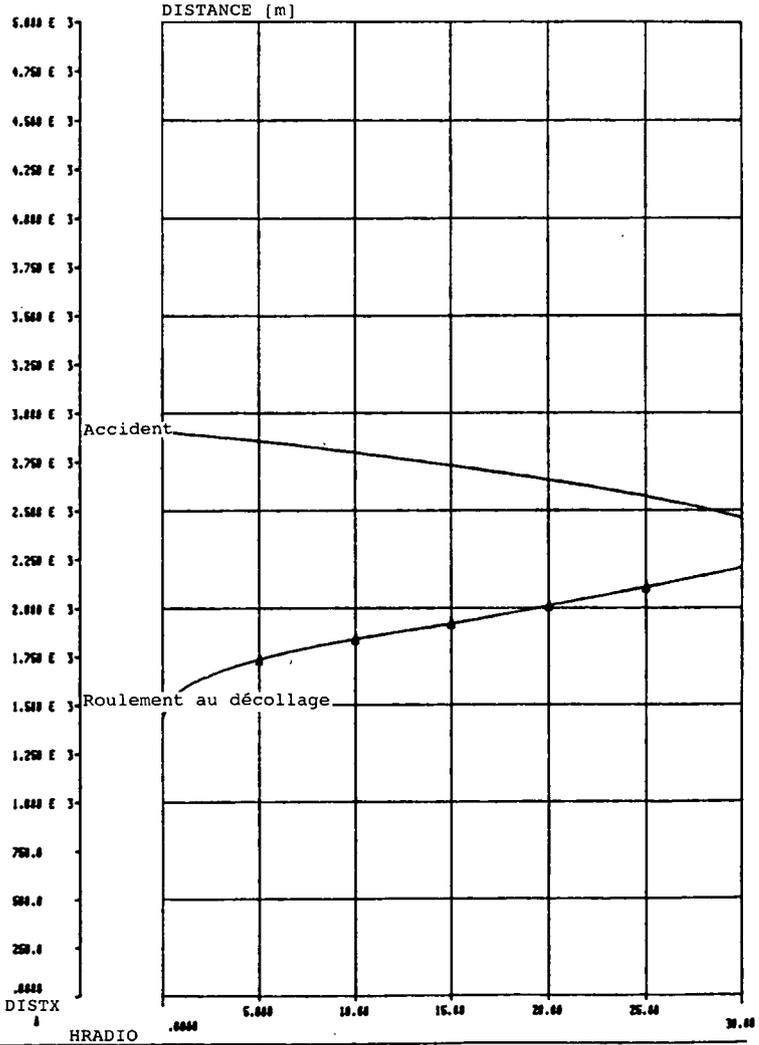
Fokker 100 / TAY 620 Condition 20, glace = 0,1 Neige fondante = 0,15





Fokker RAPPORT date de sortie : juin 1989 édition n° 1  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Fokker 100 / TAY 620 Condition 20, glace = 0,1 Neige fondante = 0,15





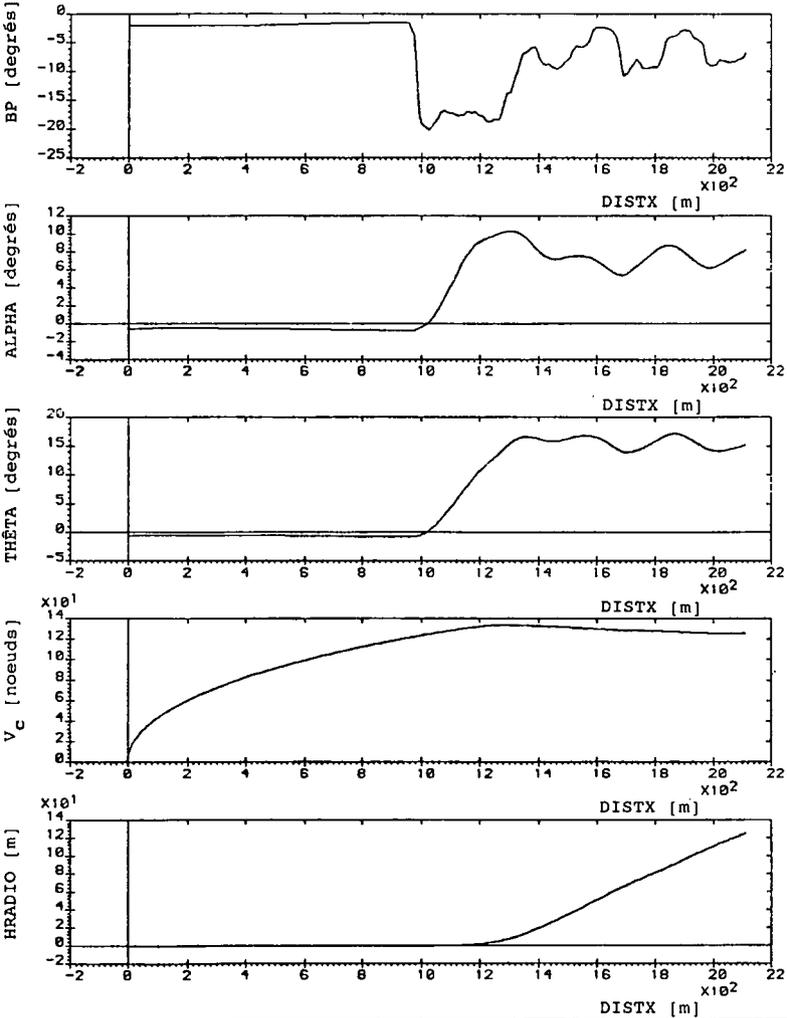
Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Edition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.1A1 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0

NEIGE FONDANTE=0





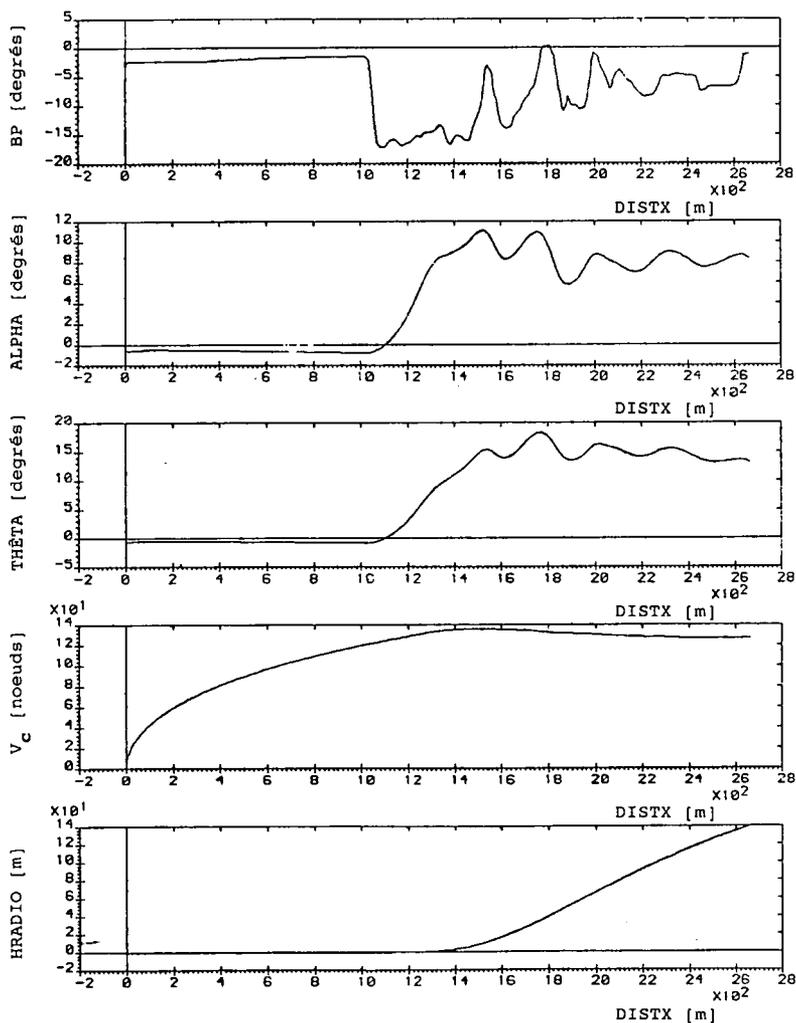
Fokker RAPPORT date de sortie : ao t 1989 Edition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.2A2 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,5

NEIGE FONDANTE=0,15





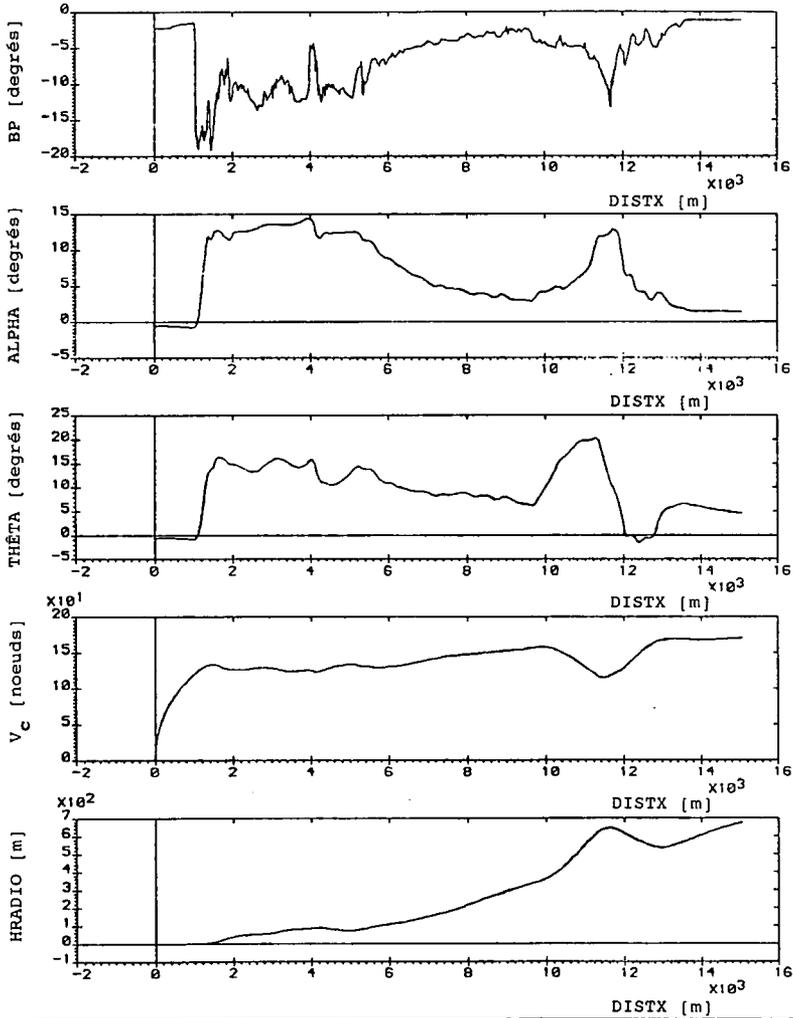
Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.3A1 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,6

NEIGE FONDANTE=0,15





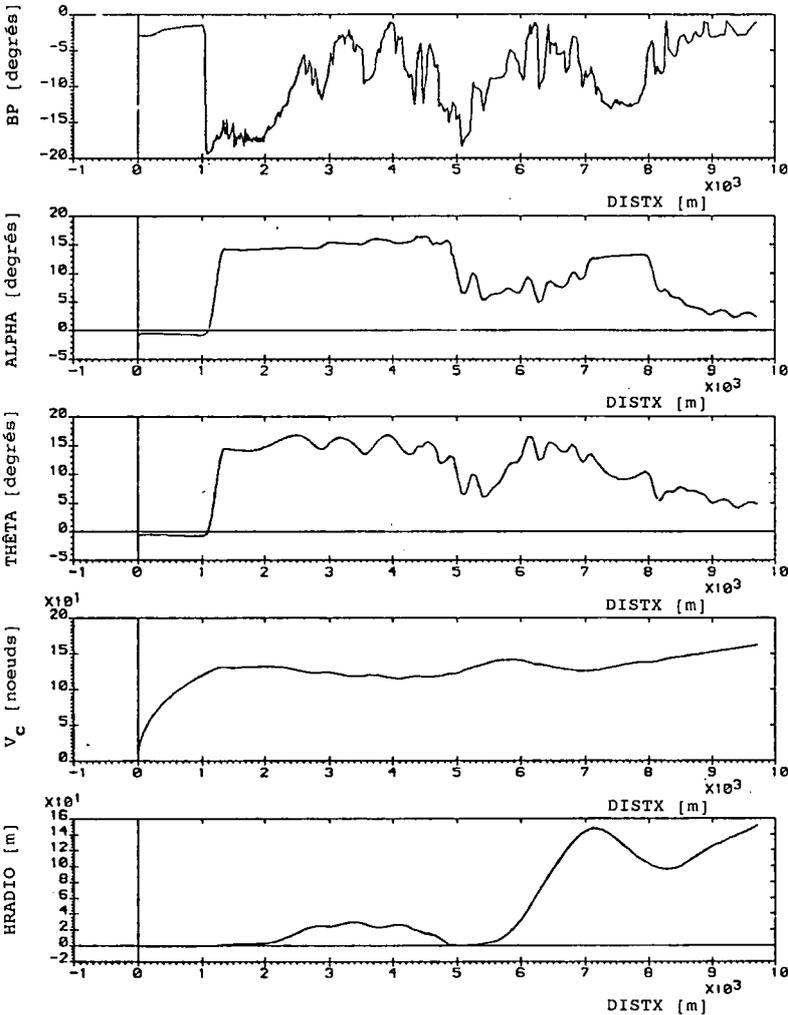
Fokker . RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.3A3 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,75

NEIGE FONDANTE=0,15





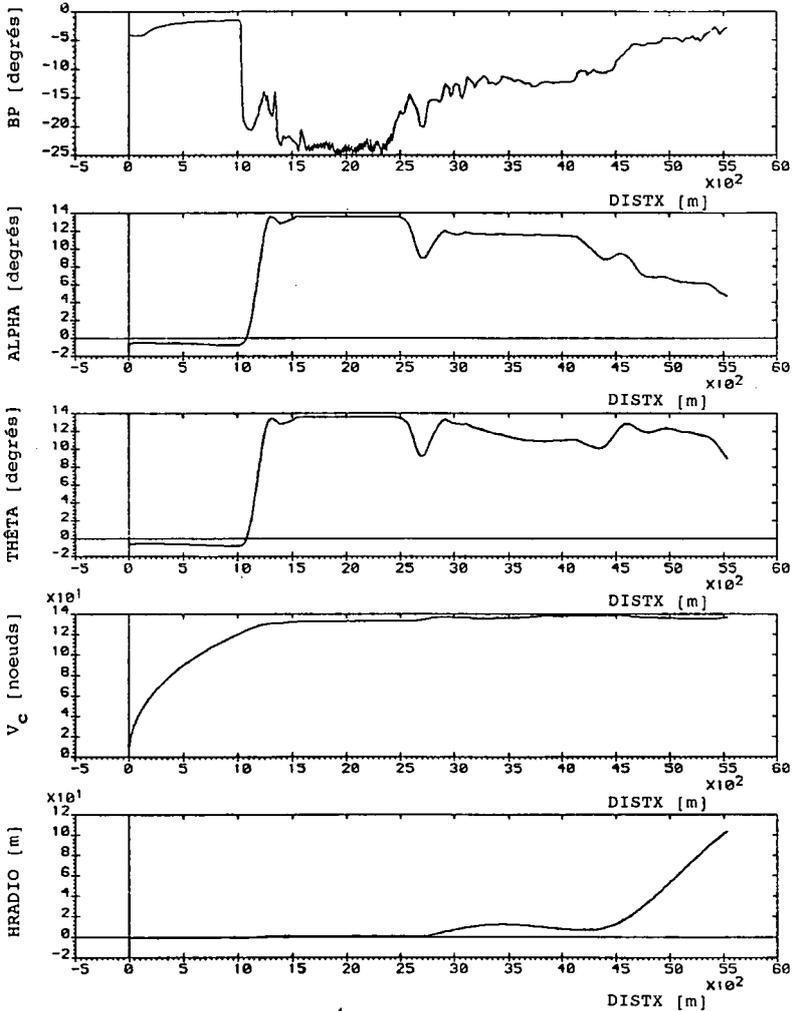
Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.3A7 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,8

NEIGE FONDANTE=0,15





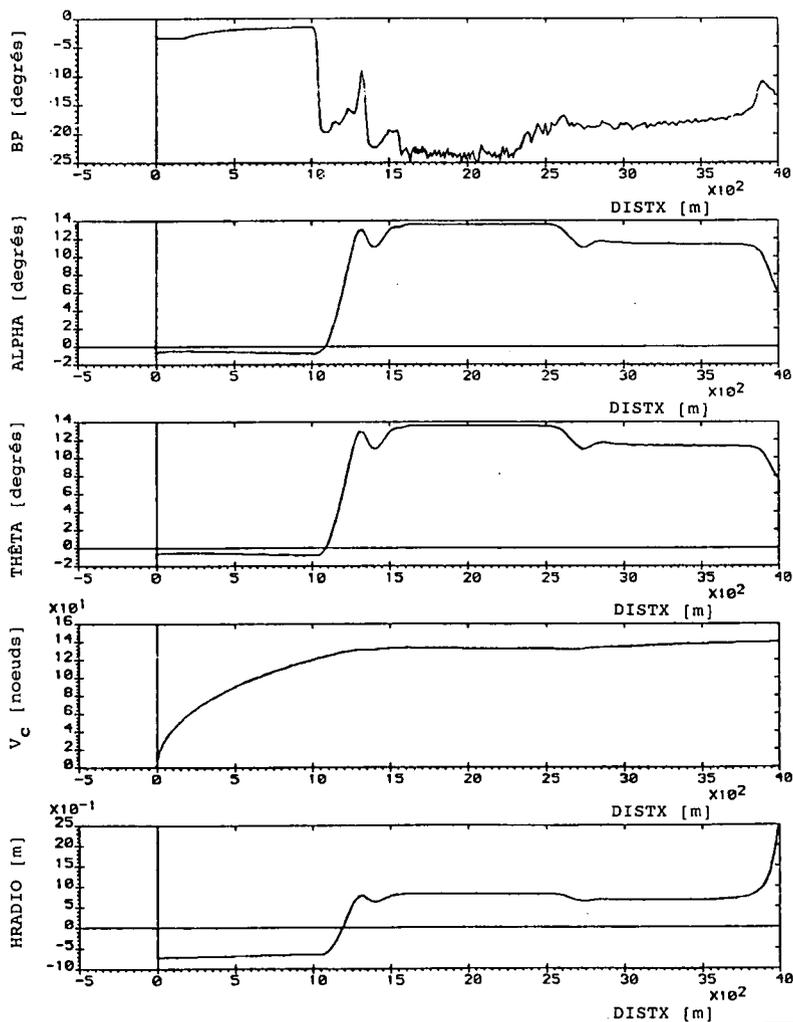
Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.3A5 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,9

NEIGE FONDANTE=0,15





REPORT  
Fokker B.V.  
Amsterdam  
Holland

Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Edition n° 2  
classée de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

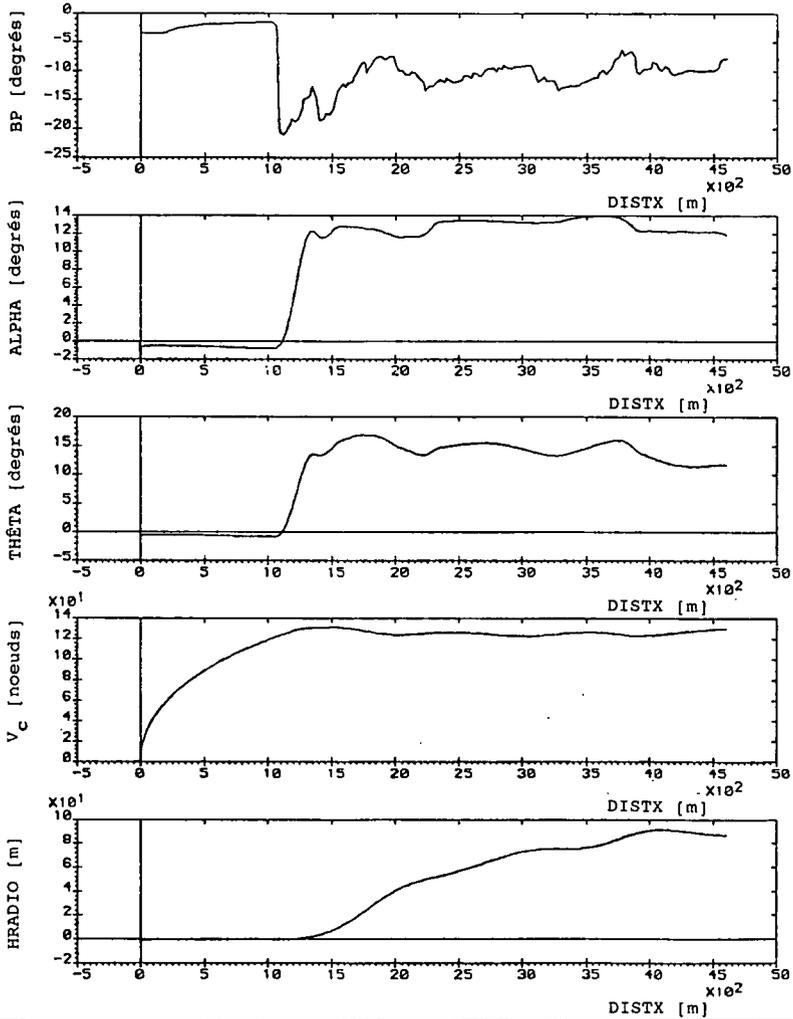
Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.4A2 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,5

NEIGE FONDANTE=0,15

ACCROISSEMENT DE MASSE DE 900 KG EN RAISON DE GLACE SUR L'AVION





Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

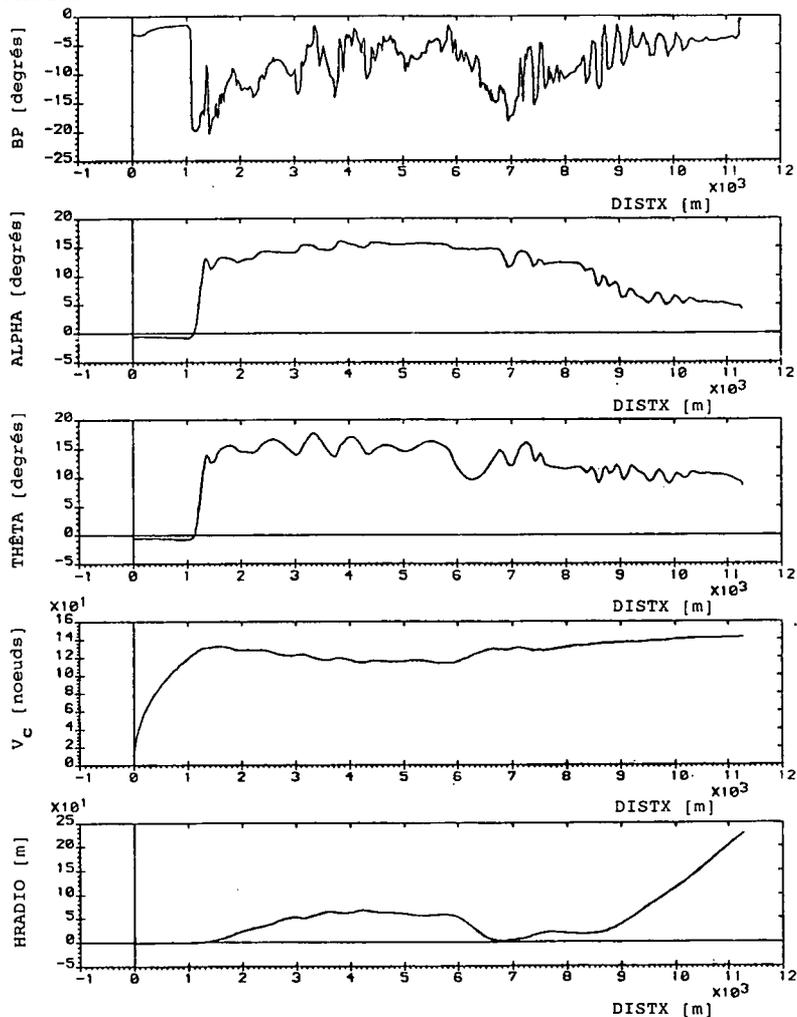
Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.4A3 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,6

NEIGE FONDANTE=0,15

ACCROISSEMENT DE MASSE DE 900 KG EN RAISON DE GLACE SUR L'AVION





Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

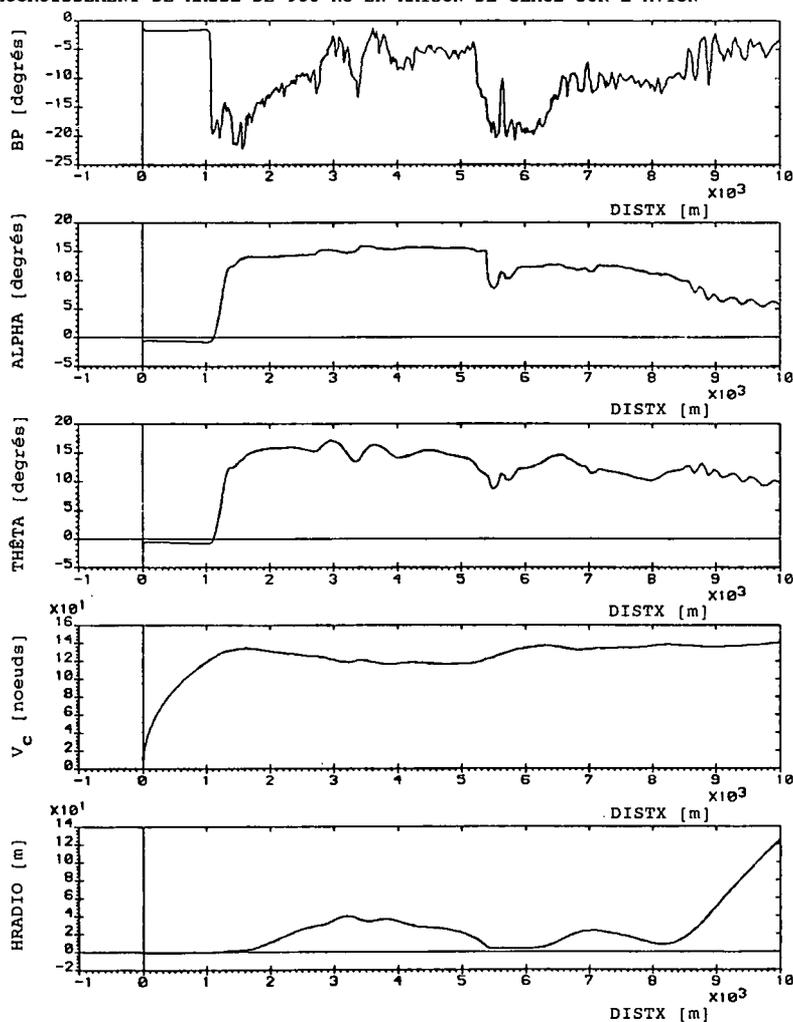
1) Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.4A4 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,7

NEIGE FONDANTE=0,15

ACCROISSEMENT DE MASSE DE 900 KG EN RAISON DE GLACE SUR L'AVION

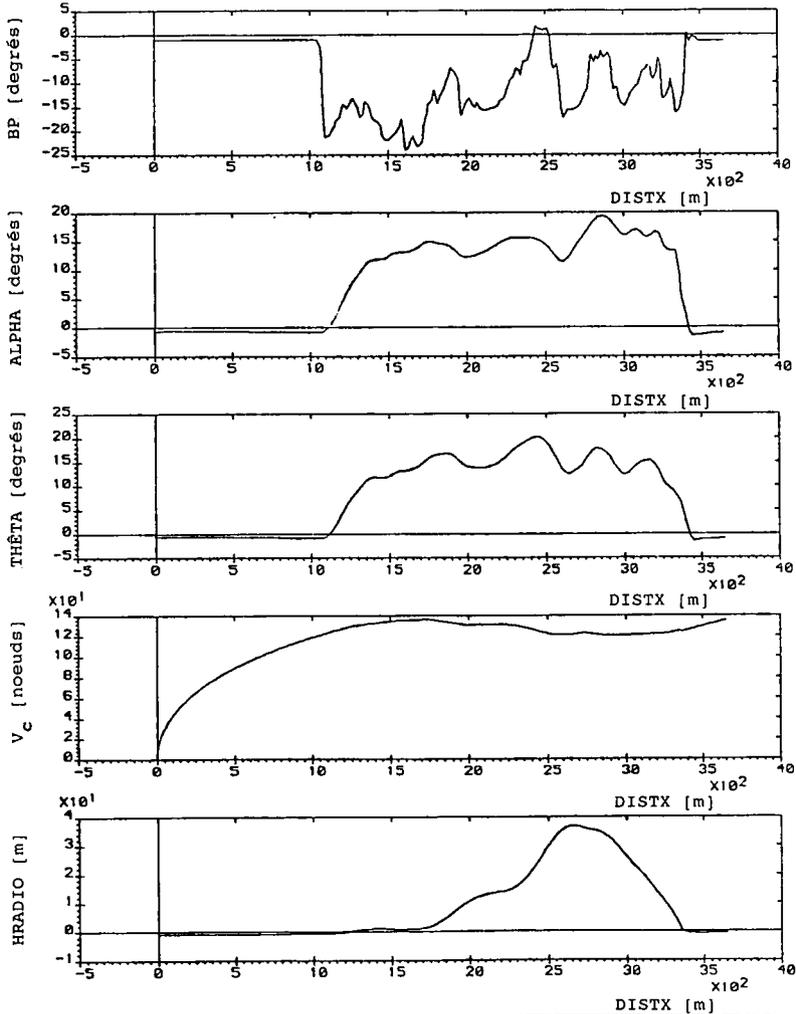




Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.4A5 Date : 1-8-89  
 FOKKER 100 / TAY620  
 GLACE=0,75  
 NEIGE FONDANTE=0,15

ACCROISSEMENT DE MASSE DE 900 KG EN RAISON DE GLACE SUR L'AVION





Fokker RAPPORT date de sortie : août 1989 Édition n° 2  
 classe de protection DIFFUSION RESTREINTE rapport n° VS-28-25

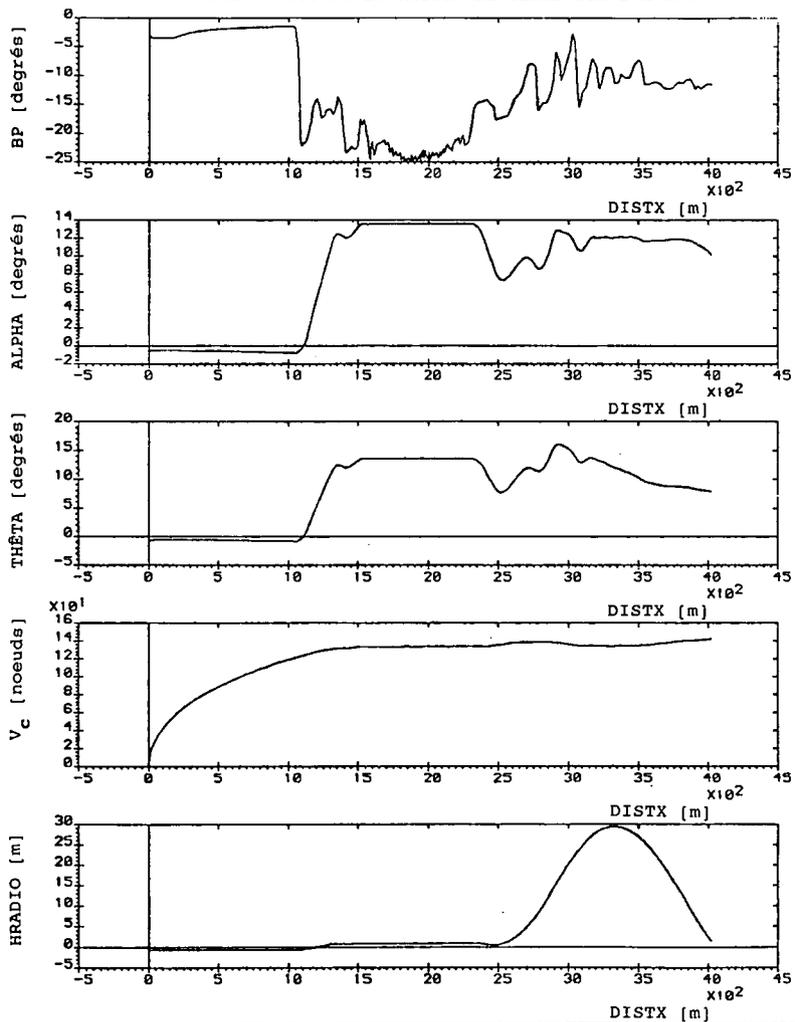
1) Numéro : 100A4.02 TAY620 Class. : DMP.NEIGE FONDANTE.4A6 Date : 1-8-1989

FOKKER 100 / TAY620

GLACE=0,8

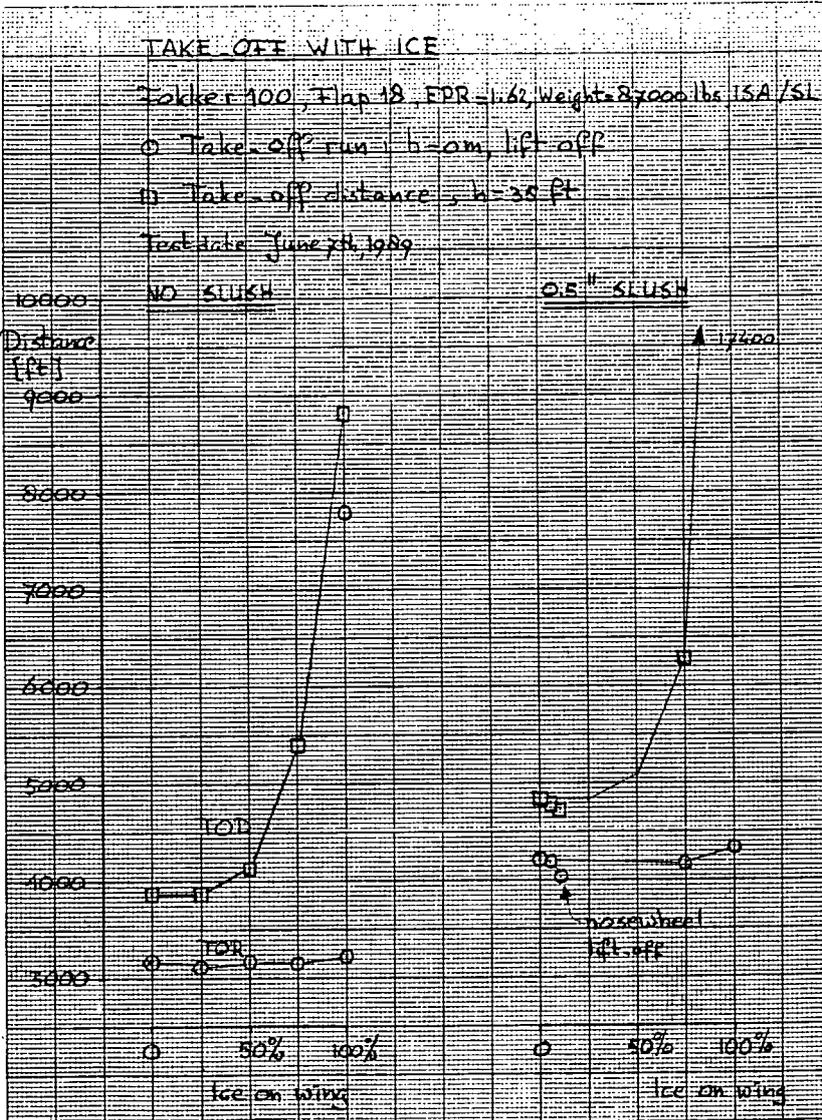
NEIGE FONDANTE=0,15

ACCROISSEMENT DE MASSE DE 900 KG EN RAISON DE GLACE SUR L'AVION





REPORT

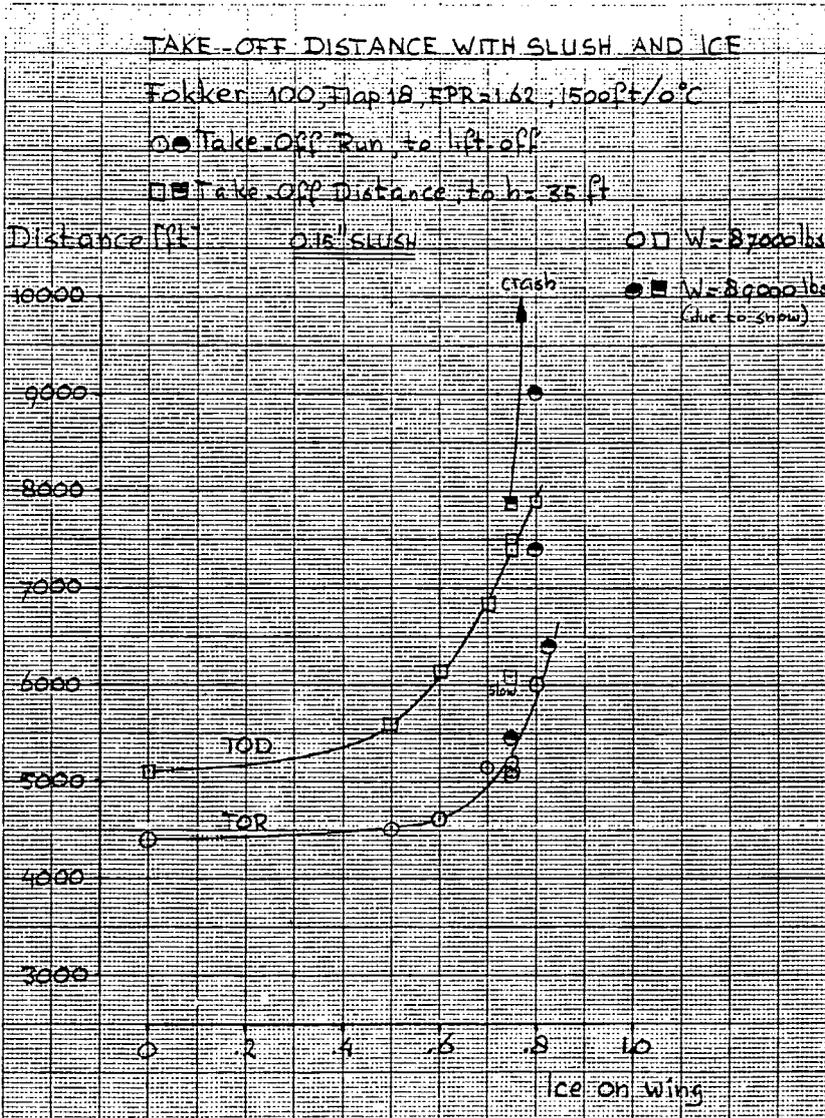


form 0715 05-88 12 01

All rights reserved. Disclosure to third parties of this document or any part thereof or the use of any information contained therein for purposes other than those intended hereby is prohibited. It is not permitted to copy, reproduce or disseminate this document or its contents without the prior written permission of the manufacturer. Temperature: 14°C (57°F) Humidity: 65%



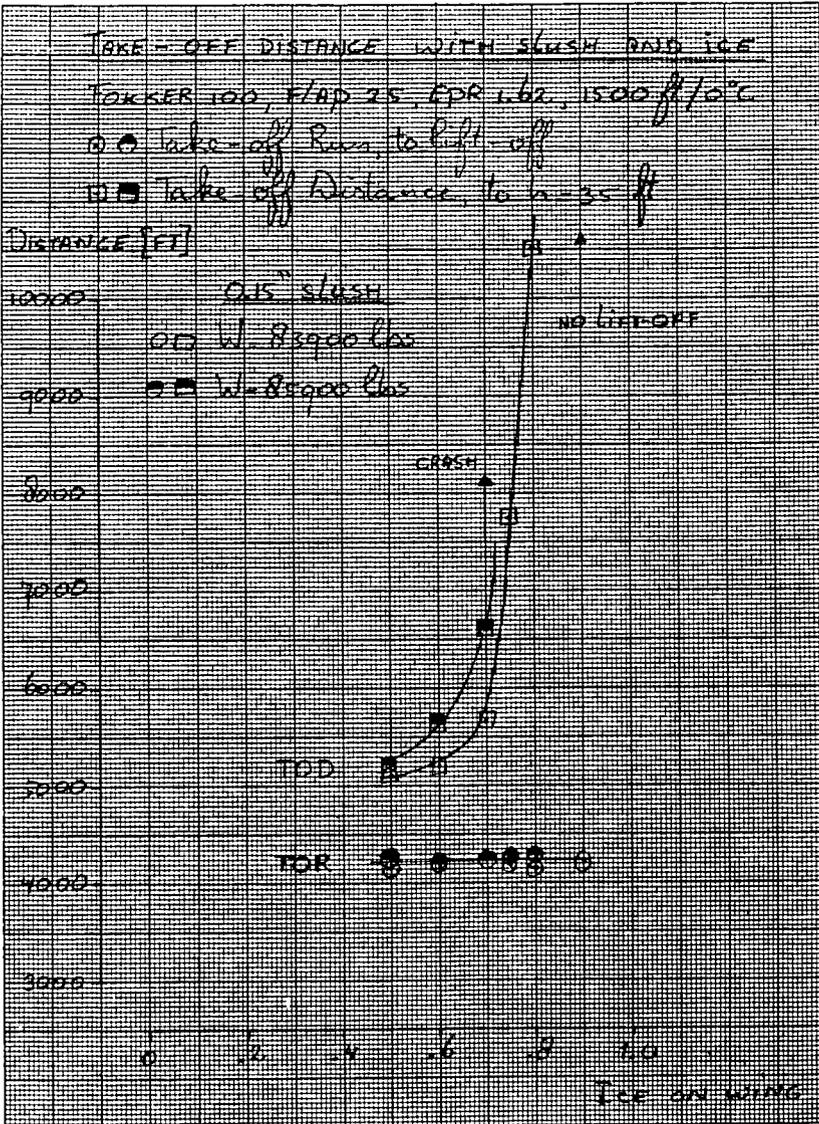
REPORT



All rights reserved. Disclosure to the parties of this document is subject to the terms of the contract. Any use, reproduction or transmission of this document is prohibited without the express written consent of the manufacturer.



REPORT



1000 7/15/80 SJS:um

All rights reserved. Disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than provided for by this document, is not permitted, except with the prior and express written permission of the NV Koninklijke Nederlandse Vliegtuigenfabriek Fokker

FIGURE 37