

---

## Annexe 4

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

J.M. Morgan  
G.A. Wagner  
R.H. Wickens

22 novembre 1989

---

[Traduction]

LIMITÉ  
SANS CLASSIFICATION

**RAPPORT SUR LES DYNAMIQUES  
DE VOL DU FOKKER F-28  
Mk 1000 DANS SES RELATIONS  
AVEC L'ACCIDENT SURVENU  
À DRYDEN (ONTARIO) EN MARS 1989**

Rédigé par

J.M. Morgan  
Laboratoire de recherche en vol  
Établissement national d'aéronautique

G.A. Wagner  
Air Canada et ACPLA

R.H. Wickens  
Laboratoire d'aérodynamique des basses vitesses  
Établissement national d'aéronautique

OTTAWA  
22 NOVEMBRE 1989

NAE MISC 64

Exemplaire n°

**RAPPORT SUR LES DYNAMIQUES DE VOL  
DU FOKKER F-28 Mk 1000  
DANS SES RELATIONS AVEC L'ACCIDENT  
SURVENU À DRYDEN (ONTARIO) EN MARS 1989**

Rédigé par

J.M. Morgan

Laboratoire de recherche en vol  
Établissement national d'aéronautique

G.A. Wagner

Air Canada et ACPLA

R.H. Wickens

Laboratoire d'aérodynamique des basses vitesses  
Établissement national d'aéronautique

## DÉCLARATION DE PROPRIÉTÉ

**Le présent document, propriété intellectuelle de ses auteurs, est protégé par le régime des droits d'auteur de la Couronne, © 1989. Il peut être librement publié dans son intégralité mais ne peut être ni subdivisé, ni publié ou diffusé en partie sans l'autorisation expresse de l'un des auteurs.**

---

**DYNAMIQUES DE VOL DU F-28  
TABLE DES MATIÈRES**

**SECTION 1 - SYNTHÈSE ET INTRODUCTION GÉNÉRALE**

INTRODUCTION .....	139
AGENCEMENT DU DOCUMENT .....	139
Section 1 .....	139
Section 2 .....	139
Section 3 .....	140
Section 4 .....	140
Section 5 .....	140
Section 6 .....	140
OBJECTIFS .....	140
LE PROCESSUS D'INVESTIGATION .....	140
HYPOTHÈSES .....	141
APPLICATION GÉNÉRALE .....	144

**SECTION 2 - AÉRODYNAMIQUE**

INTRODUCTION .....	146
LA PORTANCE .....	146
LA TRAÎNÉE .....	149
LE FROTTEMENT SUPERFICIEL ET LA COUCHE LIMITE .....	150
CARACTÉRISTIQUES DU DÉCROCHAGE DES SURFACES PORTANTES	
Type I : Décrochage avec décollement au bord de fuite .....	153
Type II : Décrochage avec décollement au bord d'attaque .....	154
Type III : Décrochage des surfaces portantes à profil mince .....	154

CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE DES SURFACES PORTANTES RUGUEUSES .....	155
DÉCROCHAGE DE L'AILE COMPLÈTE .....	155
L'EFFET DE SOL .....	156
LES CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES DU FOKKER F-28 Mk 1000 .....	157
DESCRIPTIONS TECHNIQUES DU FOKKER F-28 Mk 1000 .....	157
DONNÉES AÉRODYNAMIQUES RELATIVES AU FOKKER F-28 Mk 1000 .....	158
DONNÉES D'ESSAI EN SOUFFLERIE DU F-28 .....	158
EFFET DE LA RUGOSITÉ SUR LA TRAÎNÉE DANS UN ÉCOULEMENT ADHÉRENT .....	160
LES CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE DE L'AILE DU F-28 .....	161

SECTION 3 - ÉTUDES ET ANALYSES DE SIMULATION EN TEMPS RÉEL

INTRODUCTION .....	200
SIMULATION DYNAMIQUE DANS LE SIMULATEUR D'ÉTUDE DE FOKKER .....	200
APPROXIMATIONS DU SIMULATEUR POUR LA REPRÉSENTATION DU F-28 Mk 1000 .....	201
Mise à l'échelle du Fokker 100 transformé pour la circonstance en F-28 Mk 1000 .....	201
Conditions de base .....	202
Modélisation de la névase .....	203
Modélisation de la contamination de l'aile .....	203
Panne de réacteur au décollage .....	204
TECHNIQUES DE TRAITEMENT D'UNE SIMULATION DYNAMIQUE	204
Synthèse .....	204
Techniques et méthodes de pilotage .....	205

Techniques de pilotage pendant les décollages sur piste contaminée . . . . .	206
Techniques de pilotage au cours de décollages avec les ailes contaminées . . . . .	206
Techniques de pilotage pendant les décollages avec un moteur en panne . . . . .	207
Résumé de l'expérience de simulation dynamique . . . . .	208

## SECTION 4 - MODÉLISATION EN DIFFÉRÉ

INTRODUCTION . . . . .	210
SOURCE DE DONNÉES . . . . .	210
SYNTHÈSE DE LA SITUATION . . . . .	210
OBJET DE LA MODÉLISATION . . . . .	211
Course au sol . . . . .	211
Rotation . . . . .	212
Après déjaugeage . . . . .	212
MODÉLISATION DU PILOTAGE ET DYNAMIQUES DE L'AVION . .	212
ROTATION . . . . .	212
APRÈS LE DÉJAUAGEAGE . . . . .	214
MODÉLISATION AÉRODYNAMIQUE . . . . .	215
MODÉLISATION AÉRODYNAMIQUE . . . . .	215
Traînée . . . . .	217
Degré de contamination de l'aile . . . . .	217
Panne de réacteur . . . . .	218
LA MATRICE DE MODÉLISATION . . . . .	218
Épaisseur de la névasse . . . . .	218
Rapport de contamination . . . . .	218
Vitesses de rotation . . . . .	218
Cadences de rotation . . . . .	218
PRÉSENTATION DES RÉSULTATS . . . . .	219
ANNEXE A DE LA SECTION 4 - SITUATION DES MODÈLES NUMÉRIQUES . . . . .	233

**SECTION 5 - VALIDATION DE LA MODÉLISATION**

INTRODUCTION ..... 241

DONNÉES DE L'ENREGISTREUR DE DONNÉES DE VOL (FDR) ... 241

    Les relations ..... 241

    Interprétation des enregistrements de FDR ..... 242

    Comparaisons des profils de vitesse ..... 244

    Comparaisons d'accélération et de poussée ..... 245

RÉSUMÉ ..... 245

**SECTION 6 - DÉBAT ET CONCLUSIONS**

SIMULATIONS DYNAMIQUES ..... 254

SIMULATIONS NUMÉRIQUES ..... 255

ANALYSE GÉNÉRALE ..... 255

AUTRES FACTEURS ..... 256

CONCLUSIONS ..... 256

RÉFÉRENCES



## DYNAMIQUES DE VOL DU F-28 SECTION 1

### SYNTHÈSE ET INTRODUCTION GÉNÉRALE

#### INTRODUCTION

En mars 1989, un avion d'Air Ontario, le Fokker F-28 Mk 1000 immatriculé C-FONF, s'est écrasé alors qu'il tentait de décoller de Dryden (Ontario) par mauvaises conditions météorologiques. L'enquête sur l'accident prend la forme d'une instruction judiciaire et, de ce fait, des personnes qui ne font normalement pas partie d'une commission d'enquête sur un accident d'aviation survenu au Canada prêtent leur concours ou participent à cette investigation. Une partie de l'équipe chargée de recueillir des faits a été constituée en sous-comité d'analyse des performances (ou groupe d'orientation sur les performances), avec mission d'enquêter sur le comportement au décollage de l'avion F-28 et sur les effets qu'ont pu avoir sur lui les conditions environnementales qui existaient au moment de l'accident. Le présent document réalise une synthèse de travaux des trois membres de ce sous-comité, qui sont :

J.M. Morgan	Établissement national d'aéronautique
G.A. Wagner	Air Canada et ACPLA
R.H. Wickens	Établissement national d'aéronautique

Ces trois auteurs représentent une somme considérable de connaissances techniques dans diverses disciplines appropriées. M. Wickens est un spécialiste de l'aérodynamique des basses vitesses, M. Wagner un pilote de ligne en activité, par ailleurs ingénieur diplômé en aéronautique et professeur adjoint d'université, tandis que M. Morgan, qui est diplômé en physique et pilote d'essai, possède une expérience considérable des logiciels oeuvrant en temps réel et des techniques de modélisation mathématique.

#### AGENCEMENT DU DOCUMENT

Le présent document a été divisé en sections qui décrivent les diverses particularités des travaux effectués, à savoir :

Section 1. Cette section, qui constitue une introduction générale, fait une brève synthèse des renseignements dont le groupe a pu disposer et des diverses recherches menées à l'appui de l'enquête.

Section 2. Cette section expose en profondeur les principes généraux d'aérodynamique relatifs à la portance et à la traînée, aux effets de la rugosité des surfaces (contamination) sur le comportement d'une surface portante. Elle contient une analyse assez détaillée de l'aile du F-28.

Section 3. Dans la section 3 sont relatées les simulations dynamiques menées avec intervention humaine au cours d'une visite de l'usine Fokker. Un projet de la conclusion qui en a été tirée est exposé.

Section 4. Une modélisation par l'analyse mathématique y est décrite en détail avec spécimens des trajectoires de l'avion F-28 essayant de décoller quand ses surfaces portantes sont contaminées, de même que la piste. Les résultats sont interprétés et les conclusions tirées de la modélisation en différé sont commentées.

Section 5. Cette section traite de la validation des modèles mathématiques décrits dans la section 4.

Section 6. Cette section, qui complète le document par une brève analyse des résultats, propose des conclusions sur les raisons d'ordre technique qui expliquent la trajectoire constatée dans l'accident de Dryden.

### **OBJECTIFS**

Le travail de simulation a consisté à élaborer divers scénarios possibles de reconstitution d'une trajectoire de vol analogue à celle qu'a parcourue aux commandes l'équipage du F-28 Mk 1000 accidenté à Dryden, puis à déterminer un ensemble de conditions qui pourraient expliquer une telle trajectoire. Des analyses aérodynamiques ont été effectuées à l'appui de ces efforts de simulation afin d'affiner les données de base utilisées pour les besoins de l'enquête.

### **LE PROCESSUS D'INVESTIGATION**

Depuis maintenant quelques décennies, les avions civils de transport doivent emporter des enregistreurs de données de vol (FDR) et des enregistreurs phoniques (CVR). Il s'agit de dispositifs qui consignent divers paramètres relatifs à l'état de l'avion, à sa configuration, aux installations motrices et aux activités de l'équipage. Ces dispositifs sont conçus et réalisés de façon à résister, afin de sauvegarder ces paramètres, à des forces d'impact considérables et, dans une certaine mesure, à l'incendie. Quand, récupérés intacts, ces enregistreurs sont utilisables après un accident, la reconstitution d'une trajectoire de vol est habituellement possible avec une grande fidélité et ce genre de reconstitution peut présenter un très gros intérêt pour la détermination des causes possibles ou probables de cet accident.

Dans celui de Dryden, le FDR de l'avion n'a malheureusement pas assez résisté à la violence de l'incendie qui s'est déclaré après l'impact pour que ses données restent lisibles. C'est dire que le groupe ne disposait que des récits des témoins oculaires pour

étayer chacune de ses hypothèses sur le comportement de l'avion avant l'écrasement. Heureusement, ces témoins sont suffisamment nombreux. Il s'agit notamment de rescapés, parmi lesquels plusieurs pilotes de métier, dont les souvenirs se sont révélés très précieux. Notons aussi une remarquable concordance entre les récits des témoins quant à la trajectoire que l'avion a suivie avant l'écrasement, tandis que l'analyse des traces d'impact laissées sur les arbres a amené le personnel du Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA) à faire partiellement la lumière sur la trajectoire de vol immédiatement avant l'impact final.

### **CIRCONSTANCES GÉNÉRALES DE L'ACCIDENT**

D'après les déclarations ou les dépositions des témoins, et compte tenu de l'abattage des arbres au passage de l'avion, quelques conclusions peuvent être tirées jusqu'à preuve du contraire, à savoir que :

L'aile de l'avion était, dans une certaine mesure, contaminée avec de la neige et (ou) de la névasse au début de la course au décollage et l'était encore, au moins partiellement, jusqu'à la rotation.

Les volets de bord de fuite de l'aile étaient braqués à 18 degrés au début de la course au décollage et à 25 degrés, ou à peu près, au point d'impact.

Les réacteurs ont fonctionné normalement pendant toute la tentative de décollage.

La première rotation a eu lieu plutôt après la normale, que l'avion a décollé soit brièvement soit partiellement, qu'il est revenu un instant en ligne de vol, s'est à nouveau cabré et a décollé, mais en restant au ras du sol, à l'extrémité de la piste, ou à proximité de celle-ci. Il est resté au ras du sol (refusant de monter) jusqu'à l'impact.

Il est très probable que la piste était recouverte de neige ou de névasse au moment de cette tentative de décollage.

### **HYPOTHÈSES**

Faute de données numériques sur les faits, la seule façon d'essayer en pareil cas de reconstituer la trajectoire de vol a été de supposer certaines particularités au sujet de l'état mécanique et opérationnel de l'avion, puis de recourir à une simulation mathématique en faisant varier les paramètres qui étaient en rapport possible avec la raison pour laquelle l'avion n'a pas pu voler.

Les trajectoires de vol qui ont résulté de cette démarche ont ensuite été comparées aux récits des témoins et aux analyses de la trajectoire de l'avion effectuées par ailleurs. Ces études en simulateur ont été menées de façon à aboutir aux mêmes genres de résultats numériques et graphiques qu'une analyse des paramètres du FDR aurait permis d'obtenir. Les études en simulateur ont été menées en temps réel, en utilisant à la fois le simulateur d'étude à plate-forme mobile de la société Fokker, en Hollande, et la reconstitution mathématique de la trajectoire de vol d'après les performances de l'avion fournies par le constructeur. Les programmes de simulation différée ont été rédigés et mis au point par les membres du sous-comité d'analyse des performances.

Ces études supposent, d'après les renseignements qui nous ont été fournis par les autres groupes participant à cette enquête :

- o que les groupes motopropulseurs ont fourni une poussée normale pendant tout le décollage (bien que nous envisagions pour ne rien omettre la panne d'un seul groupe motopropulseur).
- o que la structure n'a pas été endommagée avant l'impact.
- o qu'il n'y a eu ni panne ni grippage de freins, ni défaillance de pneumatique, ce qui aurait allongé la course au décollage ou mis l'avion dans l'impossibilité d'atteindre *V<sub>us</sub>* (vitesse de déjaugage).
- o qu'il n'y a pas eu d'avarie des commandes de vol.
- o qu'il n'y a eu aucune sorte d'interaction des commandes de vol.
- o que l'équipage de conduite a recouru à des techniques normales pour piloter l'avion.
- o qu'il n'y a pas eu, en fait de systèmes ou d'instruments, d'avarie telle que l'équipage de conduite se soit trouvé dans l'impossibilité de piloter l'avion avec la précision nécessaire pour le vol aux instruments (par exemple une panne du réchauffage de l'antenne de Pitot, qui aurait privé les pilotes d'une indication de vitesse anémométrique, c'est-à-dire de vitesse par rapport à l'air).
- o qu'il n'y a pas eu, en fait de vent, de situation défavorable qui aurait pu influencer sur les performances de l'avion.

En se basant sur les hypothèses énoncées ci-dessus, ces simulations tentent de reconstituer le profil de vol de l'avion, supposant divers degrés de contamination de l'aile par la neige et (ou) la glace, de même qu'une contamination de la piste par l'eau, la névase et (ou) la neige mouillée. Ces simulations, ainsi que leurs résultats, ne doivent PAS être interprétées, comme définissant ce qui s'est effectivement produit dans le cas de l'avion accidenté. Les éléments de la présente étude devraient plutôt être interprétés comme suit :

*Si l'avion n'a pas été aux prises avec des problèmes techniques ou de mise en oeuvre autres que la contamination des ailes, combinée à un certain degré de contamination de la piste qui a freiné sa course, les résultats de cette simulation peuvent être représentatifs du profil de vol de l'accident de Dryden. En effet, cette simulation avec analyse examine un sous-ensemble (essentiellement les paramètres aérodynamiques et de pilotage) de tous les facteurs qui peuvent avoir un rapport avec cet accident.*

### DÉCOLLAGES AVEC LES AILES CONTAMINÉES

Il existe une longue liste d'accidents d'aviation liés au vol en conditions givrantes. Souvent, pour être plus précis, ces accidents se sont produits dans le cas d'avions qui avaient décollé avec de la glace et (ou) de la neige adhérent à leurs ailes et à d'autres parties de la cellule. Dans ces cas, il s'agissait d'avions qui n'avaient pas été dégivrés avant le décollage ou qui, l'ayant été, ont effectué ce dernier si longtemps après le dégivrage que les ailes s'étaient à nouveau contaminées.

Pour ce qui est de l'avion F-28 Mk 1000, divers éléments ont montré qu'il n'est pas différent des autres appareils de formule analogue; il est sensible à la présence de glace et de neige sur les ailes, particulièrement sur une longueur correspondant à 15 p. 100 de la corde à partir du bord d'attaque. L'expérience du F-28 a montré que la précocité du décollement des filets d'air et du décrochage qui en résulte était une conséquence caractéristique de la présence de glace et de neige sur les ailes. De plus, ce décollement prématuré provoque systématiquement, sur le F-28, un engagement en roulis (enfoncement d'une aile), car il se produit au niveau des panneaux de revêtement extérieurs et l'extrémité d'aile décroche avant la partie intérieure (voir section 2 pour les détails relatifs à cette particularité). Il y a eu, voici quelques années, deux accidents de F-28, l'un en Turquie et l'autre à Hanovre, en Allemagne, dans des conditions qui rappellent à divers égards celles de l'accident de Dryden.

Dans l'accident de Dryden, les témoins font état de contamination des ailes pendant la mise en vitesse, décrivant en outre les particularités du vol de l'avion, pendant la course au décollage, la rotation, le déjaugage et le bref parcours en vol, en des termes qui sont, de façon générale, identiques à ceux des autres récits d'accidents liés à la présence de

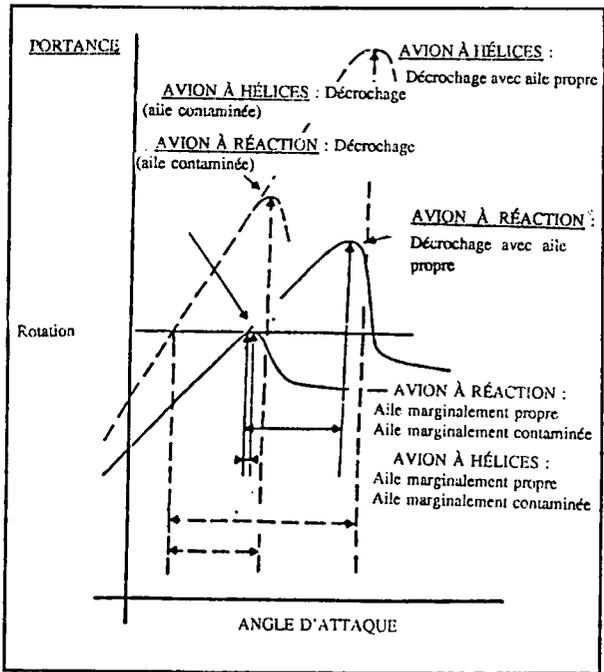
glace et (ou) de neige. Cela est vrai pour les événements qui concernent à la fois le F-28 et les autres avions.

Ces faits, outre le manque de données FDR, ont logiquement abouti à la nécessité de simuler la trajectoire de vol du F-28 Mk 1000 en tenant compte à la fois de quantités importantes de contaminant dont son aile était recouverte et de la contamination, importante aussi de la piste. Le cas de la panne de moteur envisagée dans cette section a été étudié non pas parce que nous avons alors un quelconque indice de panne de l'un des groupes turboréacteurs mais plutôt dans un souci de ne rien négliger.

APPLICATION GÉNÉRALE

INSERT FIGURE 1

Dans la présente étude, nous nous sommes très soigneusement attachés à modéliser le comportement propre au Fokker F-28 en présence de contamination à la fois sur ses gouvernes et sur la piste. Les résultats obtenus ne devraient cependant jamais être interprétés comme indiquant de quelque façon que ce soit que cet avion en particulier comporte en la circonstance plus ou moins de points faibles que tout autre avion de sa classe. Sa sensibilité à la contamination, telle qu'elle a été constatée dans cet exercice, pourrait en bonne logique être considérée comme une particularité de tout avion de cette classe (c'est-à-dire à ailes en flèche et à réaction), beaucoup moins perceptible dans le cas des autres classes d'avion. C'est ce que fait nettement ressortir la figure 1, extraite telle quelle d'une publication [1] de Fokker, en montrant que la contamination a des conséquences beaucoup plus



graves pour un avion à réaction que pour un avion à hélices. Non seulement la courbe de portance, plus plate, et le moindre  $C_{zmax}$  de l'aile en flèche hâtent la dégradation des performances, mais l'avion à réaction n'a pas l'avantage d'exposer une partie relativement importante de sa surface alaire au souffle puissant des hélices, sa seule possibilité de création de portance résultant de son déplacement dans l'air.

## DYNAMIQUES DE VOL DU F-28 SECTION 2

### APERÇU D'AÉRODYNAMIQUE ET ANALYSE DU COMPORTEMENT DE L'AVION PENDANT ET APRÈS LE DÉCROCHAGE

#### INTRODUCTION

Cette section du rapport sur la dynamique de vol expose succinctement des principes d'aérodynamique qui ont trait à la course au décollage et à la montée initiale de l'avion de transport Fokker F-28, ainsi qu'aux conséquences de la contamination de sa voilure dans cette partie du domaine de vol.

Le givrage de la surface portante et des gouvernes n'est traité dans cette analyse que du point de vue des changements que la rugosité apporte aux caractéristiques d'une aile, notamment en fait de décrochage et de modifications de centrage.

#### LA PORTANCE

La portance et la traînée d'une aile classique résultent d'un écoulement laminaire de l'air autour d'une surface portante et de son décollement régulier au bord de fuite. La portance tire son origine de cet écoulement aérodynamique autour d'un profil à courbure tandis que la traînée est la conséquence de la viscosité des fluides et de la charge qui s'exerce de ce fait sur toute l'envergure.

L'écoulement s'accélère à l'extrados et à l'intrados de cette surface portante, en particulier au voisinage du bord de fuite. Les pressions qui s'exercent sur ces deux surfaces sont inférieures à la pression statique ambiante et c'est la différence entre ces valeurs de pression qui, en se faisant sentir sur toute la surface de l'aile, engendre une force de portance nette.

Cette force de portance, qui est le produit de la pression dynamique de l'écoulement, de la surface de l'aile et du coefficient de portance, a pour expression l'égalité suivante :

$$F_z = (\frac{1}{2}\rho V^2) \times (S) \times (C_z) \quad (1)$$

Le coefficient de portance,  $C_z$ , dépend de l'angle d'attaque de l'aile (ou de la surface portante), cet angle d'attaque étant défini comme compris entre la corde de référence du profil de l'aile ou de la surface portante et la direction de l'écoulement. Il existe pour la traînée une égalité analogue, de forme :

$$F_x = (\frac{1}{2}\rho V^2) \times (S) \times (C_x) \quad (2)$$

La portance s'exerce toujours perpendiculairement au sens du vol tandis que la traînée, orientée vers l'arrière, s'exerce en sens inverse du vol. La figure 1 montre les forces qui agissent sur une surface portante lorsque l'écoulement d'air en épouse le profil et, d'autre

part, lorsqu'il s'en détache, ce décollement des filets d'air donnant lieu au décrochage. Dans le cas d'un écoulement d'air qui épouse normalement un profil aérodynamique, la force de portance peut être décomposée. Les composantes qu'elle admet sont d'une part une force normale, c'est-à-dire perpendiculaire à la corde de référence du profil de la surface portante et, d'autre part, une force s'exerçant dans le plan de cette corde de référence, contre le vent. Cette dernière force, appelée dépression de bord d'attaque, tient à ce que la courbure du profil engendre une accélération de l'écoulement autour du bord d'attaque. Il faut absolument que cette dépression de bord d'attaque atteigne sa pleine valeur car elle détermine l'efficacité de la surface portante. Si cette dépression est réduite, ou si elle disparaît complètement (ce qui peut être le cas quand l'aile est en décrochage) la principale force qui s'exerce sur la surface portante est, outre la traînée de frottement, la force normale, dont les composantes sont une portance réduite et une importante traînée (figure 1b).

Les caractéristiques de base d'une surface portante peuvent être modifiées par un changement de la courbure de son profil, ainsi que par des dispositifs hypersustentateurs. La courbure a pour but de modifier la relation entre le coefficient de portance,  $C_z$ , et l'angle d'attaque ( $\alpha$ ), comme l'indique la figure 2. Avec un profil courbe,  $C_z$  à une valeur finie quand  $\alpha$  est nul. Cependant, la pente de la courbe de portance reste inchangée. Les dispositifs hypersustentateurs se présentent sous forme de volets de bord de fuite - qui se déploient en reculant et en se braquant vers le bas et peuvent avoir des formes complexes - et de becs de bord d'attaque, qui se déploient vers l'avant et vers le bas et permettent à l'écoulement de continuer à épouser le bord de fuite sous des angles d'attaque plus importants que ce ne serait autrement le cas.

Le principal but des volets consiste à déplacer la courbe de portance vers le haut d'une valeur qui dépend de leur angle de braquage et de leur géométrie (figure 3a). Le  $C_z$  maximal s'en trouve augmenté mais il est toujours obtenu sous un angle d'attaque du même ordre de grandeur qu'avec une aile sans volet. Le braquage des volets donne également lieu à une notable augmentation de traînée (voir figure 3b).

L'augmentation de portance résultant du braquage des volets se traduit par une recrudescence d'accélération de l'écoulement et par une augmentation de la dépression au bord d'attaque de la surface portante. Pour empêcher le décollement des filets d'air au bord d'attaque, et pour obtenir éventuellement une portance maximale supérieure, la géométrie du bord d'attaque doit être soigneusement étudiée. Ainsi en dimensionne-t-on largement le rayon (comme c'est le cas pour l'aile du F-28), à moins qu'on ne le munisse de becs de bord sécurité. La figure 3a montre l'influence du braquage du dispositif de bord d'attaque sur les caractéristiques de portance d'une aile de base et d'une aile pourvue de volets. Le  $C_{z_{max}}$ , alors sensiblement supérieur, s'obtient sous un angle d'attaque plus important que lorsque ce dispositif est rentré. La traînée augmente aussi

sous l'action de la sortie des becs de sécurité, mais pas autant que du fait de la sortie des volets.

Le moment de tangage d'une surface portante est, lui aussi, affecté par la cambrure du profil et par la sortie des volets. Pendant l'augmentation de l'angle d'attaque, le moment de tangage de la surface portante est à peu près constant jusqu'au décrochage. Après le décrochage, la tendance est à piquer, par rotation en tangage vers le bas. La sortie des volets s'accompagne en tangage d'une augmentation du couple piqueur. Le moment de tangage a pour expression l'égalité suivante :

$$M = (\frac{1}{2}\rho V^2) \times (S) \times (c) \times (C_m) \quad (3)$$

dans laquelle (c) est la longueur caractéristique (c'est-à-dire la longueur de la corde d'une surface portante) et  $C_m$  le coefficient du moment de tangage.

L'exposé qui précède a trait à l'origine de la portance d'un élément d'aile. Plus complexe, la portance de l'aile complète dépend de sa forme en plan, et principalement de son allongement (carré de l'envergure/surface). L'écoulement tourbillonnaire, un phénomène qui constitue une caractéristique fondamentale d'un élément de surface portante, s'étend le long de l'envergure et se détache des extrémités d'ailes en formant des tourbillons d'extrémités d'aile qui s'attardent derrière le bord de fuite de celle-ci. En réalité, le tourbillonnement se produit sur toute l'envergure de l'aile, sous la forme d'une nappe tourbillonnaire qui s'enroule sur les côtés pour se résoudre en tourbillons libres concentrés.

Pour les besoins de l'analyse, l'aile peut être remplacée par un système tourbillonnaire se composant d'un tourbillon lié, qui se déplace avec cette aile, et de tourbillons libres, qui se forment à ses extrémités et s'écoulent derrière le bord de fuite. Une représentation schématique de ce modèle d'écoulement est donnée par la figure (4).

Ce concept simple a permis de comparer toutes les surfaces portantes classiques de façon identique; les principes de l'aérodynamique montrent que l'allongement d'une aile est le paramètre géométrique qui détermine les valeurs de la portance et de la traînée induite. Linéaire dans le domaine de mise en oeuvre de l'aile, la pente de la courbe de portance décroît en raison directe de l'allongement de l'aile. On constate, à la limite supérieure de cette relation, que la pente de la courbe de portance correspond à un allongement infini et il est évident, d'après la figure 4b, qu'un allongement important est favorable au rendement aérodynamique. Réciproquement, un dérèglement de répartition de la charge d'envergure, telle qu'il résulte, par exemple, du braquage des gouvernes au bord de fuite, ou d'un décrochage partiel, correspond à un moindre allongement équivalent, à une moindre portance et à une traînée induite plus importante que dans le cas d'une charge d'envergure non perturbée.

L'ensemble des tourbillons libres que l'aile laisse sur son passage donne lieu à un écoulement induit dont la composante verticale est appelée «déflexion descendante». Communiquée à l'air non perturbé au fur et à mesure que l'aile avance, la force vive de cet écoulement est une fonction directe de la portance. L'énergie de l'ensemble du champ de déflexion vers le bas représente le prix à payer pour la création de la portance. L'écoulement défléchi vers le bas dans la région située immédiatement derrière l'aile joue un rôle important quant à l'efficacité de l'empennage horizontal et à la stabilité longitudinale de l'avion. Dans ces conditions, si l'allongement se modifie, ou si une perturbation locale se produit à la surface de l'aile, la déflexion descendante se modifie, de même que la charge sur l'empennage horizontal, et l'équilibre longitudinal de l'avion est perturbé.

### LA TRAÎNÉE

Les forces de traînée qui s'exercent sur un avion sont de deux sortes : la traînée de pression et la traînée de frottement. La traînée de pression, qui agit parallèlement au sens de déplacement, est la conséquence des forces de pression auxquelles est soumis le fuselage. La traînée de frottement est la somme de toutes les forces tangentielles qui, du fait de la viscosité de l'air, s'exercent dans la même direction.

La traînée de pression admet deux composantes : la traînée induite, dont l'importance dépend de celle de la portance, ainsi que de l'allongement de l'aile; et la traînée de sillage ou traînée de forme, qui dépend du tracé du profil d'aile et de l'épaisseur de la couche limite qui adhère à l'extrados. La traînée de forme tire son origine de l'équilibre des pressions qui, s'exerçant sur les parties avant et arrière d'une surface portante, peuvent être considérées comme une force de poussée dirigée vers l'arrière.

La traînée de forme, ou de sillage, est nulle si l'écoulement s'effectue sans frottement et si la partie externe se referme autour de l'aile (c'est-à-dire s'il n'y a pas décollement des filets d'air). C'est ce qui s'explique par le paradoxe de d'Alembert. Dans un écoulement réel, cependant, où la viscosité résorbe la force vive à côté de la surface de l'aile, la pression qui agit à l'arrière de celle-ci est modifiée, cessant ainsi d'équilibrer la force de pression qui s'exerce à l'avant. Le déséquilibre qui en résulte est une traînée de pression qui dépend du profil de la surface portante. Si le décollement, ou toute autre forme de perturbation, se produit à la partie arrière de cette surface portante, ce déséquilibre prend beaucoup d'ampleur et constitue une augmentation importante de la traînée. La somme de la traînée de forme et de la traînée de frottement constitue la traînée de profil, qui dépend du profil de l'aile, c'est-à-dire de la section droite de celle-ci.

La traînée induite résultant des forces de portance provient de ce que le tourbillonnement se résout en courants d'écoulement. Dans sa forme la plus élémentaire, l'aile peut être considérée comme un corps qui se déplace dans l'air immobile et, dans son sillage,

défléchit sans discontinuer vers le bas une masse d'air de caractère fini. Cette représentation idéale, qui découle de ce qu'on appelle le principe du «tube de courant», conduit à considérer que la traînée de sillage et les écoulements qu'elle suscite sont contenus dans un tube cylindrique immatériel qui, englobant les extrémités d'ailes, contient toute la force vive à laquelle la création de la portance a donné naissance.

De la même façon, le travail effectué par ce tube de courant défléchi, ses écoulements internes et son mouvement vers le bas, crée une traînée qui, dépendant de la portance, est appelée traînée induite.

Une formule simple de la traînée totale est la suivante :

$$C_x = C_{x_0} + C_z^2/\pi(A) \quad (4)$$

$C_{x_0}$  est le coefficient de traînée de frottement visqueux et A est l'allongement réel. La finesse aérodynamique de l'aile, c'est-à-dire le rapport de la portance à la traînée qui en mesure le rendement, dépend de l'allongement réel et de la traînée de profil.

Un paramètre secondaire, quoique important, de la relation entre la portance et la traînée induite, est la répartition de la charge aérodynamique selon l'envergure de l'aile. La traînée induite est minimale quand la répartition de la portance sur l'envergure est de forme elliptique et que le facteur de rendement de l'aile,  $e$ , est égal à l'unité. Toute modification de cette forme, par suite d'un décollement local ou d'un braquage de gouvernes, se traduit par une répartition non optimale des charges, une valeur de  $e$  inférieure à l'unité et une traînée induite plus importante pour la même portance.

### LE FROTTEMENT SUPERFICIEL ET LA COUCHE LIMITE

La viscosité créée par la force de frottement sur l'aile résulte de la dissipation de la force vive du fluide à son passage sur la surface. Ce phénomène concerne seulement une mince couche superficielle dans laquelle se produit un cisaillement considérable. L'effort de cisaillement, ou force de frottement par unité de surface, est le produit du coefficient de viscosité et du gradient de vitesse au voisinage immédiat de cette surface. Ainsi, un gaz de faible viscosité peut produire une importante traînée de frottement sur une paroi lisse. La couche limite, comme on appelle cette mince région, peut être le siège d'un écoulement soit laminaire soit turbulent, et son comportement détermine les limites de l'efficacité et de la stabilité de l'écoulement de l'air dans tout le domaine de vol de l'avion.

Dans la couche limite, l'écoulement d'un fluide sur une surface lisse commencera par être régulier et ordonné (c'est-à-dire laminaire), la vitesse augmentant à partir de zéro pour prendre toute sa valeur à travers la mince couche de la région visqueuse. Cette couche,

dans laquelle se résorbe la force vive, augmente d'épaisseur en s'éloignant du bord d'attaque; la force de frottement, qui dépend du gradient de la vitesse, diminue sur la même distance. La figure 5 montre schématiquement les principales particularités de la couche limite en régimes laminaire et turbulent.

La viscosité est la somme des forces de frottement auxquelles la surface est soumise. L'épaississement de la couche limite laminaire en fonction de la distance s'accompagne d'une perte continue d'énergie cinétique, que dissipe la viscosité. En un certain point, il y aura décollement quand l'énergie cinétique du fluide se sera suffisamment résorbée, ce qui aura lieu plus rapidement si l'écoulement se produit dans un gradient de pression de signe contraire (positif).

Inévitable, le passage de l'écoulement laminaire à l'écoulement turbulent, dans la couche limite naturelle, produit à la fois des effets bénéfiques et des effets pervers. On sait que dans le cas d'une balle de golf alvéolée, un écoulement turbulent retarde la tendance au décollement avec une réduction correspondante de la traînée de forme. La même contestation peut être faite à l'égard d'une surface portante dont la couche limite s'écoule en régime turbulent. Il y a résistance à la tendance au décollement et augmentation du coefficient de portance maximale auquel cette surface portante décroche. L'effet pervers tient à ce qu'en ce qui concerne les forces de viscosité la couche limite turbulente présentera un frottement superficiel plus élevé, donc une traînée plus importante qu'une couche laminaire, même sur une surface lisse.

Le principal critère permettant de déterminer si une couche limite est ou non turbulente est un paramètre qui exprime le rapport entre les forces d'inertie et les forces de frottement d'un fluide. Ce paramètre est le nombre de Reynolds,<sup>1</sup> qui définit la relation entre écoulements sur des corps géométriquement homologues, par exemple l'écoulement de la couche limite de l'aile d'un avion en vraie grandeur ou de sa maquette à échelle réduite. Le nombre de Reynolds détermine aussi, dans les deux cas, le moment où la couche limite passe du régime laminaire au régime turbulent. La recherche a montré que dans le cas d'un fluide s'écoulant sur une surface plane, le passage en régime turbulent se produit à un nombre de Reynolds d'environ un million, ce qui est bien inférieur à la valeur de ce paramètre dans le cas de la plupart des avions de transport au décollage, si bien qu'à moins d'avoir été conçue spécialement pour rester longtemps en régime laminaire, cette surface sera entièrement en régime turbulent sur presque toute sa longueur, et par conséquent dans tout son domaine de vol.

---

<sup>1</sup> Le nombre de Reynolds est défini comme étant :

$$R_0 = (\text{vitesse}) \times (\text{corde}) / (\text{viscosité cinématique})$$

La couche limite turbulente est caractérisée par une mince couche de brassage turbulent et de dissipation. Sous la pellicule turbulente se trouve une mince couche laminaire tangente à la surface, appelée sous-couche laminaire. C'est dans cette sous-couche, où les gradients de vitesse sont élevés, que la traînée de frottement commence à se manifester (figure 5b). Aux nombres de Reynolds d'une surface portante, en vraie grandeur, l'écoulement est turbulent, sauf au voisinage du point d'adhérence au bord d'attaque, où la couche limite est d'abord laminaire. Le passage en régime turbulent se produit cependant sur une courte distance en raison des gradients locaux de pression et de l'état de surface.

Le sous-couche laminaire, à la partie antérieure de la corde de référence, présente une très importante traînée de frottement mais son épaisseur diminue progressivement pour se transformer en région turbulente au fur et à mesure que l'écoulement progresse le long de la corde. L'épaisseur initiale de la sous-couche est importante, en ce qu'elle permet de déterminer si la surface peut ou non être considérée comme aérodynamiquement «lisse» ou «rugueuse». Cette différence revêt un intérêt tout particulier au voisinage du bord d'attaque, où toute protubérance, toute aspérité, fera sentir les effets de sa présence plus en aval : vers l'arrière de la corde, la turbulence redouble d'intensité et s'insère dans la sous-couche, la surface est encore considérée comme «rugueuse» et la perte d'énergie est principalement due à cette turbulence qui en favorise la dissipation.

Parce qu'au bord d'attaque l'écoulement est théoriquement à son point d'arrêt, l'écoulement externe doit ralentir avant de s'immobiliser, ce qui inverse le signe du gradient de pression. Si la rugosité en amont, ou une dissipation turbulente excessive, a résorbé la force vive de la couche limite, celle-ci peut se détacher et le décrochage commence. Ce décollement s'amplifie tandis qu'augmente l'incidence de l'aile, jusqu'à ce que cette dernière soit soumise au phénomène qu'on appelle le décrochage.

Si les éléments de contamination de la surface (têtes de rivets, verglas, etc.) se trouvent dans la sous-couche laminaire, ils n'ont pratiquement aucun effet sur la résistance totale. Mais si les éléments qui provoquent la rugosité dépassent de la sous-couche laminaire, le frottement superficiel et la turbulence augmentent sensiblement. Une augmentation du nombre de Reynolds aggrave cette situation puisque la sous-couche laminaire s'amincit aux nombres de Reynolds élevés. Si la hauteur de rugosité est importante par rapport à la sous-couche laminaire, le frottement superficiel moyen est déterminé par la traînée frontale de ses éléments dont la forme, l'orientation et la répartition deviennent importants. L'augmentation de la turbulence et sa dissipation dans une couche limite agitée aboutissent aussi, à un nombre de Reynolds supérieur au million, à un décollement prématuré de l'écoulement, puis à un décrochage. Aux nombres de Reynolds élevés, presque toute la perte d'énergie est due à la formation d'un sillage; indépendante de la viscosité, la résistance est proportionnelle au carré de la vitesse. La figure 5c montre l'effet du nombre de Reynolds sur le coefficient de traînée en écoulement laminaire et en

écoulement turbulent. Si la surface est rugueuse, la courbe de l'écoulement turbulent accuse une augmentation de la traînée de frottement.

La figure 6a montre la dimension critique de rugosité (en pourcentage de la corde) au-dessous de laquelle il n'y a pas d'augmentation de traînée sur une surface plane. Les valeurs utiles du nombre de Reynolds, dans le cas du F-28, sont également indiquées dans cette figure. Pour une surface rugueuse supérieure à la dimension critique, la figure 6b montre pour divers nombres de Reynolds l'augmentation de traînée sur les ailes et les fuselages.

### CARACTÉRISTIQUES DU DÉCROCHAGE DES SURFACES PORTANTES

Le décollement de la couche limite turbulente est suivi d'un détachement partiel ou complet de l'écoulement sur la surface portante, d'une diminution considérable de portance et d'une augmentation de traînée. Le bord de fuite perd toute son influence sur la puissance de l'écoulement et le tourbillonnement se diffuse en aval, sous forme de sillage turbulent. La répartition de la pression dans le sens de la corde est grandement modifiée, ce qui soumet la surface portante à un moment de tangage qui rompt l'équilibre longitudinal de l'avion. Comme la distribution des pressions sur la surface portante en régime de décrochage n'est plus la même que celle de l'écoulement adhérent, la traînée de forme augmente. La traînée de frottement est indéterminée dans la région où l'écoulement n'adhère plus mais elle est sensible à l'intrados. Dans le cas de l'aile entière, la traînée induite, ou traînée à tourbillonnement, sera moindre dès lors que la portance a diminué.

Il existe essentiellement trois types de décrochage de surface portante (voir la figure B-1) et les caractéristiques de chacun dépendent principalement de la géométrie et du nombre de Reynolds de cette surface portante.

#### Type I : Décrochage avec décollement au bord de fuite

Le décrochage avec décollement (des filets d'air) au bord de fuite est le plus commun - et aussi le plus souhaitable - des types de décrochage dans le cas des surfaces portantes dont l'épaisseur relative est d'au moins 15 p. 100. Aux grands angles d'attaque, l'écoulement extradorsal est caractérisé par un amincissement de la couche limite turbulente, suivi d'un décollement qui commence au bord de fuite et avance progressivement, avec une diminution correspondante de la portance. La portance est maximale quand le décollement atteint la moitié de la longueur de la corde. L'effondrement de portance qui en résulte est progressif, la traînée continue d'augmenter rapidement et le moment de tangage s'amortit en piqué. L'écoulement au bord d'attaque continue d'adhérer et la force de dépression au bord d'attaque se manifeste aux grands angles d'attaque.

**Type II : Décrochage avec décollement au bord d'attaque**

Alors que son épaisseur relative diminue jusqu'à environ moins de 10 p. 100, la surface portante est soumise à un brusque décollement au voisinage du bord d'attaque. Le décollement de la partie laminaire de la couche limite a lieu bien avant que la portance maximale soit atteinte et le passage en régime turbulent se produit dans la couche décollée. L'écoulement se recolle sous forme d'une petite bulle qui adhère à la surface, juste à l'arrière du bord d'attaque. Aux angles d'attaque modérés, la répartition des pressions n'est pas sensiblement modifiée, si bien que la portance, la traînée et le moment caractéristiques de la surface portante ne subissent pas de changements importants.

Tandis que l'angle d'attaque augmente, cependant, la bulle s'agrandit, progressant vers l'arrière jusqu'à ce que la couche turbulente ne puisse plus adhérer de nouveau. L'écoulement se décolle alors sur toute la surface portante, la dépression de bord d'attaque disparaît brusquement et la répartition des pressions le long de la corde reste quasi constante, avec de faibles valeurs négatives. La portance diminue brusquement, sans transition progressive; le moment de tangage en piqué diminue.

**Type III : Décrochage des surfaces portantes à profil mince**

Dans le cas des profils très minces (moins de 6 p. 100 d'épaisseur relative) le décollement et le décrochage consistent principalement en un allongement progressif de la courte bulle extradorsale qui finit par se résorber, ce qui entraîne le décollement des filets d'air sous de modestes angles d'attaque. La pente de la courbe de portance est caractérisée par une diminution graduelle et un décrochage à un faible coefficient de portance maximale, quoique en régression progressive. Le moment de tangage subit un changement négatif important mais progressif. La répartition des pressions présente des valeurs négatives sur toute la longueur de la bulle, tant que celle-ci adhère à la surface. Quand l'écoulement se rompt, la longue bulle se décolle du bord de fuite et une turbulence de sillage se forme à partir du bord d'attaque.

En général, une surface portante de conception moderne ne décroche pas très exactement comme nous venons de le voir dans ces trois cas; on note plutôt des combinaisons de ces différentes caractéristiques de décrochage. Une telle surface peut être sensible à de légères différences de forme ou de nombre de Reynolds, ainsi que, notamment, à la présence de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque et de bord de fuite. À l'égard des nombres de Reynolds propres aux avions de transport de types courants, un bord d'attaque de grand rayon est souhaitable, afin de retarder la disparition de la dépression de bord d'attaque, pour que le décollement se produise au bord de fuite (type I), et pour que la portance maximale ait une valeur élevée. Tandis que le nombre de Reynolds diminue, toutes les surfaces portantes tendent au contraire à décrocher à partir du bord d'attaque (type III). Les constatations faites à la fois en soufflerie et pendant les essais

en vol montrent que le profil de l'aile du F-28 donne lieu à des décrochages qui se situent bien dans les limites propres au type I (décollement au bord de fuite). Ce profil peut donc être considéré comme d'une conception prudente, principalement en raison du grand rayon de courbure de son bord d'attaque.

### CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE DES SURFACES PORTANTES RUGUEUSES

Les précédentes remarques sur le décrochage d'une surface portante valent pour un écoulement sur paroi lisse. Quand la paroi de la surface portante est rendue rugueuse, le passage en régime turbulent se produit plus tôt, la traînée de frottement augmente et l'écoulement se détache prématurément de l'extrados.

L'influence d'un étalement de rugosité sur le décrochage prématuré des surfaces portantes est mise en évidence par les figures 7 et 8, qui proviennent de la Référence [2]. La rugosité a été répartie uniformément sur tout ou partie de la surface portante et le nombre de Reynolds est passé d'environ  $10^5$  à  $10^7$ . Le coefficient de portance maximale est considérablement réduit par la rugosité dans le cas des deux surfaces portantes qui ont été essayées, et le nombre de Reynolds critique correspondant diminue en raison directe de l'augmentation de la rugosité. Les résultats dont fait état la Référence [1] pour les nombres de Reynolds plus élevés, montrent que si une aile est rendue rugueuse sur tout l'extrados, la portance maximale peut accuser jusqu'à 50 p. 100 de perte. La traînée, dans les conditions d'un décrochage prématuré, serait surtout une traînée de forme, de valeur élevée. La hauteur de rugosité, dans ces expériences, a été de 0,01 pouce et de 0,004 pouce sur une aile de la dimension de celle du F-28. La plupart des études des conséquences de la rugosité sur le rendement des surfaces portantes postulent une répartition uniforme de la contamination sur tout l'extrados. Il importe que l'écoulement reste laminaire tout autour du bord d'attaque. Si la contamination de celui-ci disparaît, l'aile retrouve son comportement original en régime non décroché. En revanche, la contamination peut résulter de la présence d'un seul élément de rugosité, ou d'une substance qui, à l'extrados, fait saillie sur toute l'envergure. La traînée d'une telle protubérance dépend largement de la mesure dans laquelle elle recouvre la sous-couche, ainsi que de la netteté de ses bords. La portance maximale en sera réduite et si l'écoulement autour du bord d'attaque est perturbé, le décollement se produira brusquement à partir de ce bord d'attaque. La figure 7b permet de comparer la perte de portance sur une surface uniformément rugueuse à celle qui résulte d'une protubérance extradosale isolée sur toute l'envergure de l'aile.

### DÉCROCHAGE DE L'AILE COMPLÈTE

Les caractéristiques de décrochage de l'aile complète dépendent de la partie qui décroche en premier lieu et de la manière dont le décollement gagne en envergure. Il n'est pas bon

que le décrochage commence à l'extrémité de l'aile car il peut en résulter un violent moment de roulis et une perte de l'efficacité des ailerons.

Si la couche limite est amenée à décrocher d'abord à l'emplanture de l'aile, celle-ci a moins tendance à s'engager en roulis (c'est-à-dire à s'enfoncer) mais la turbulence et la faible valeur de pression totale qui résulte du décollement peuvent se traduire par un tremblement de l'empennage horizontal et un écoulement de mauvaise qualité dans les entrées d'air des réacteurs à double flux montés sur le fuselage. L'organisation des caractéristiques de décrochage sur les ailes du genre d'avions de transport actuellement en service conduit habituellement à précipiter le décollement des filets d'air en un point particulier de l'envergure. Cette solution peut faire appel à divers dispositifs de bord d'attaque, par exemple à des décrochements le long de celui-ci, à des crans, des cloisons ou des «vortilons» (générateurs de tourbillons). Ces dispositifs permettent non seulement de décrocher à un coefficient de portance donné mais aussi de garder une assiette latérale symétrique.

### L'EFFET DE SOL

L'effet de sol est perçu comme un moyen d'amortir la prise de contact de l'avion à l'atterrissage, assorti d'une tendance à «flotter» (on dit aussi «refuser le sol») jusqu'au toucher des roues. L'effet de sol joue en outre un rôle important pendant le décollage, quoique la sensation physique qu'il suscite puisse alors ne pas être aussi perceptible.

Le phénomène de l'effet de sol, qui tire son origine de l'interaction de l'ensemble aile-fuselage avec le sol, se compose en fait de trois différents phénomènes qui influent à la fois sur la portance et sur la traînée. Ils servent habituellement de correctifs aux données de conception et aux caractéristiques de vol.

Le premier effet est dû au volume ou déplacement de l'avion et aux basses pressions que le déplacement de l'avion induit entre lui et la surface sous-jacente. Aspirant l'avion au sol, ces pressions négatives constituent de ce fait une perte réelle de portance.

Le second effet ne se produit que si l'aile se soulève, entraînant une augmentation de portance en fonction de l'angle d'attaque. La sensation éprouvée à l'atterrissage est due à cette augmentation de portance, augmentation dans certains cas neutralisée ou réduite par l'effet de déplacement du volume de l'avion qui vient d'être décrit.

Le troisième effet de sol résulte de l'interaction du sillage de l'aile et du sol. Le résultat le plus important de cet effet tient à ce que la déflexion de l'écoulement d'air vers le haut diminue, si bien que l'angle d'attaque réel est plus faible. Il s'ensuit une importante diminution de la traînée induite, donc un allongement de la fin de la trajectoire de vol avant le toucher des roues.

L'avantage de l'effet de sol pendant le décollage tient à une moindre traînée et à une portance accrue mais cet avantage disparaît vite, dès lors que l'avion monte. À une hauteur correspondant environ à une envergure d'aile au-dessus du sol, ce phénomène a pour l'essentiel cessé de se faire sentir.

## LES CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES DU FOKKER F-28 Mk 1000

### DESCRIPTION TECHNIQUE DU FOKKER F-28 Mk 1000

Le Fokker F-28 (Mk 1000), un avion de ligne court-courrier biturboréacteur à double flux, est à ailes basses en flèche, avec empennage en T et réacteurs à l'arrière. La version qui fait l'objet de la présente enquête est à 65 sièges. Sa vitesse de croisière maximale est de 455 kt à 23 000 pieds (soit 0,75 de nombre de Mach).

Une description technique complète du Fokker F-28 (Mk 1000) figure dans la Référence [3] en appendice A. On trouvera ci-après certaines des caractéristiques géométriques, de poids et de performances qui présentent de l'intérêt pour la présente enquête. On trouvera à l'appendice A le dispositif général de l'avion.

### TABLEAU I

Envergure de l'aile	77 pi 4½ po
Surface alaire	822 pi <sup>2</sup>
Allongement	7,27
Corde aérodynamique moyenne (CAM)	11,5 pi
Poussée d'un réacteur <sup>2</sup>	9 850 lb
Poids maximal au décollage	65 000 lb
Poids à vide en opérations	35 464 lb
Vitesse maximale en croisière (à 23 000 pi)	455 kt

La vitesse de rotation (ou vitesse de cabrage) du F-28 varie de 100 à 130 kt selon le poids et les conditions atmosphériques.

L'écoulement autour de l'aile se modifie, passant d'un régime hypersustentateur au moment du déjaugeage volets sortis (il s'agit de volets Fowler à fente) à un régime transsonique inférieur en croisière. Les coefficients de portance à la corde moyenne, au poids maximal et aux vitesses mentionnées ci-dessus sont de 1,38 au déjaugeage et de

<sup>2</sup> Conditions de l'atmosphère type de l'OACI, au niveau de la mer.

0,24 en croisière. Le coefficient de portance maximale de l'aile du F-28 est d'environ 2,1. L'aile n'est pas munie de dispositifs de bord d'attaque (becs, volets Krueger, etc.).

Le nombre de Reynolds à la corde moyenne varie de 12 millions au niveau de la mer (déjaugeage à 130 kt) à 29 millions à 23 000 pi (455 kt). En conditions normales d'utilisation, l'écoulement de la couche limite est turbulent sur le principal élément de l'aile.

### **DONNÉES AÉRODYNAMIQUES RELATIVES AU FOKKER F-28 Mk 1000**

Les données aérodynamiques utiles qui ont été obtenues de la société Fokker proviennent de plusieurs sources. Il s'agit :

- 1) Des résultats des essais en soufflerie effectués au laboratoire NLR,<sup>3</sup> qui portent sur la mesure des effets d'une contamination simulée de l'aile par la glace.
- 2) D'un aperçu de l'aérodynamique du décrochage de l'aile, qui intègre les constatations effectuées en vol.
- 3) Des valeurs calculées de la répartition des pressions, du frottement superficiel et de la variation d'épaisseur de la couche limite pour le profil d'aile du F-28.
- 4) D'une base de données officielle ayant servi à réaliser un modèle du simulateur F-28.

### **DONNÉES D'ESSAI EN SOUFFLERIE DU F-28**

La figure 9 montre les résultats des essais en soufflerie sur une maquette complète du Fokker F-28. À la corde aérodynamique moyenne (CAM), le nombre de Reynolds aux essais a été de 2,85 millions, volets braqués à 30 degrés. L'angle d'attaque de la maquette de soufflerie a varié de -2 à +20 degrés. Les essais ont été effectués dans la soufflerie NLR et la maquette a été mise en place sur un socle permettant de modifier l'assiette en tangage.

D'autres données montrent le comportement, sous l'effet de la rugosité, de la section principale de l'aile dont l'extrados a été uniformément passé au carborundum. Cette rugosité simulait en vraie grandeur la présence de dépôts de glace de 1 et 2 mm d'épaisseur uniformément répartis sur la surface extradorsale à raison de un élément par

---

<sup>3</sup> Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium, le Laboratoire national aérospatial des Pays-Bas.

cm<sup>2</sup>. Des essais ont également été effectués avec un élément d'aile nettoyé sur une longueur de corde de 15 p. 100 à partir du bord d'attaque. La figure 9 représente les valeurs de  $C_z$  et de  $C_m$  en fonction de l'angle d'attaque ainsi que de  $C_z$  en fonction de  $C_x$ .

La pente de la portance, dans la partie linéaire de la courbe qui représente celle-ci, est de 0,100. Pour les angles supérieurs à environ 8 degrés, la courbe de portance devient non linéaire en raison de l'épaississement et de la décélération de la couche limite au bord de fuite. La portance maximale s'obtient à 14 degrés pour  $C_z = 2,13$ . Le sommet de la courbe représentative du décrochage est arrondi mais la portance diminue rapidement jusqu'à une valeur de 1,55 tandis que l'aile atteint 16,5 degrés en tangage. La portance continue de diminuer jusqu'à  $C_z = 1,46$  pour 20 degrés d'angle d'attaque.

L'aile présente une hystérésis caractéristique en portance tandis que l'angle d'attaque change de sens. La portance maximale n'est pas obtenue et pour un angle d'attaque de 7,5 degrés et un coefficient de portance de 1,75 les paramètres se lisent dans la partie linéaire du graphe de portance. L'hystérésis est entièrement un phénomène de viscosité qui se produit communément sur les ailes et autres surfaces aérodynamiques. Elle s'accompagne de fluctuations d'écoulement, notamment pendant le recollement de celui-ci au moment du décrochage. Il n'y a pas d'hystérésis quand l'extrados de l'aile est rugueux; le coefficient de portance maximale est alors de 1,6.

Le moment de tangage  $C_m$  est piqueur au quart de la corde aérodynamique moyenne pour des valeurs de portance se situant avant et après le décrochage. Il y a peu d'hystérésis.

La traînée augmente lentement avec la portance jusqu'à la valeur maximale de celle-ci, comme le montre la polaire de portance de la figure 9. La traînée au  $C_{zmax}$  est d'environ trois fois la traînée correspondant aux petites valeurs de portance, ce qui est dû à la traînée induite, ou traînée tourbillonnaire.

Tandis que la portance chute, après décollement des filets d'air, l'augmentation de traînée résulte principalement de la traînée de forme par suite de la modification de répartitions des pressions sur l'aile. L'hystérésis se manifeste également en fait de traînée puisque la répartition des pressions se ressent, elle aussi, du décollement des filets d'air. Comme dans le cas de la courbe de portance, la rugosité réduit l'importance de l'hystérésis.

L'effet de la rugosité sur l'extrados de l'aile est extrêmement important. La portance maximale est atteinte environ 7 degrés plus tôt, sous un angle d'attaque de 7,5 degrés, et sa valeur est alors de 1,6. Aux plus grands angles, la portance diminue jusqu'à  $C_z = 1,4$ , puis reste constante.

Avec la rugosité, le moment de tangage commence à diminuer rapidement au delà de 8,5 degrés, puis il devient très fortement piqueur à la portance maximale.

La traînée, à la portance maximale d'une aile rugueuse, est inférieure à celle d'une aile lisse mais la portance est également moindre : la traînée continue à augmenter rapidement tandis que la portance décroît. Aux angles d'attaque supérieurs à 11 degrés on note, pratiquement sans changement de portance, une rapide augmentation de traînée jusqu'à  $C_x = 0,6$ .

Si toute la surface extradorsale de l'aile est rendue rugueuse, la turbulence de la couche limite qui se forme au bord d'attaque est supérieure à la normale et l'énergie cinétique se transforme en pression à une vitesse plus importante que dans le cas d'une surface lisse. Si les éléments rugueux sont de dimensions suffisantes, ils engendrent une traînée et une turbulence locales. La sous-couche elle-même se résorbe sous l'effet de la turbulence de sillage des éléments rugueux. De ce fait, et aussi parce que l'écoulement est sujet à une pression croissante à l'arrière de la dépression maximale de bord d'attaque, sont réunies les conditions d'un décollement prématuré de la couche limite et d'un décrochage de l'aile.

Inversement, si le bord d'attaque de l'aile est propre sur une longueur correspondant à 15 p. 100 de la corde, la couche limite (et particulièrement la sous-couche laminaire), se développe spontanément. Elle est capable d'obvier à l'inconvénient d'un gradient de pression défavorable sur la moitié arrière de l'aile. Si seule est rugueuse la partie arrière de la surface de l'aile, la virtualité de décollement des filets d'air est modifiée par un affaiblissement du gradient de pression défavorable et le surcroît de turbulence dû à la rugosité joue un rôle plus actif en fait de résistance à la tendance au décollement. La traînée de frottement, cependant, sera plus élevée, principalement à cause de la traînée des éléments rugueux eux-mêmes.

#### EFFET DE LA RUGOSITÉ SUR LA TRAÎNÉE DANS UN ÉCOULEMENT ADHÉRENT

Les éléments rugueux se trouvant sur une surface lisse ont un effet sur la traînée de frottement et si l'écoulement local est encore laminaire la rugosité donne immédiatement lieu à un écoulement turbulent. En supposant que le décollement ne se soit pas produit, les formules de résistance dont fait état la Référence [4] peuvent servir à une estimation théorique de la traînée résultant de la contamination simulée par rugosité. Pour un nombre de Reynolds à la corde de 12 millions et une surface lisse de la même longueur que la corde moyenne du F-28, le coefficient de traînée de frottement total est estimé à 0,0029. Sous l'action d'une rugosité dont les éléments ont une hauteur de 1 mm et 2 mm le coefficient de traînée s'élève respectivement à 0,0065 et 0,0079. Les résultats obtenus en soufflerie par Fokker montrent que, pour des angles d'attaque inférieurs à celui du décrochage, la rugosité engendre une augmentation de traînée d'environ 6 p. 100 sur une maquette de cellule complète par rapport à l'aile en configuration lisse.

Les données d'essai en soufflerie de la maquette du F-28 montrent très nettement les effets de la contamination de l'aile sur les caractéristiques aérodynamiques. Dans la présente enquête, elles ne dépendent cependant pas strictement de la configuration de l'avion puisque le braquage des volets était de 30 degrés sur la maquette contre 18 à 25 degrés, pense-t-on, dans le cas de l'avion réel pendant sa course au décollage. Le nombre de Reynolds était aux essais de  $2,85 \times 10^6$ , contre  $12 \times 10^6$  pour l'avion au décollage. La principale conséquence de ces différences concernera la portance maximale. La courbe de portance jusqu'au  $C_{z_{max}}$  d'un écoulement adhérent, volets braqués à 18 degrés, se trouve dans la base de données de Fokker et l'on peut supposer que les corrections appropriées du nombre de Reynolds ont été apportées. Des renseignements du même ordre sont disponibles en ce qui concerne le  $C_x$  et le  $C_m$  après décrochage; le processus de correction est plus incertain mais y a lieu de supposer que les changements par paliers qui, dans les caractéristiques aérodynamiques, sont dus à la fois au décrochage et à la contamination, peuvent donner lieu à une transformation directe des données de soufflerie en paramètres mémorisés dans la base de données.

### LES CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE DE L'AILE DU F-28

L'aile du Fokker F-28 a 7,27 d'allongement et 16 degrés de flèche au quart de la corde de référence. Le bord d'attaque présente un décrochement à la référence voilure (station d'aile) 4 700 (à 40,7 p. 100 de l'envergure d'une demi-aile), et une cloison à la référence 3 784 (à 32,8 p. 100 de l'envergure d'une demi-aile). La corde aérodynamique moyenne correspondant aux nombres de Reynolds mentionnés se trouve à la référence voilure 4 940 (à 43,8 p. 100 de l'envergure d'une demi-aile). Les résultats des recherches menées par Fokker sur la portance maximale et les caractéristiques aérodynamiques du décrochage de l'aile (essais en soufflerie et en vol) figurent dans la Référence [5].

Un important objectif de conception du F-28 a été la réalisation d'un coefficient élevé de portance maximale et l'obtention de particularités de décrochage satisfaisantes. Les profils d'ailes sont caractérisés par un bord d'attaque de grand rayon visant à élever le coefficient de portance maximale. D'autres améliorations ont été apportées par l'emploi de volets Fowler qui présentent une seule fente au braquage de 18 degrés (pour le décollage) et une double fente aux braquages supérieurs.

Outre des valeurs élevées de  $F_{z_{max}}$ , le constructeur s'est attaché à obtenir des caractéristiques de décrochage se traduisant par un moment de tangage résolument piqueur. Cela évite d'importants changements d'assiette, des valeurs de traînée élevées et d'importantes pertes d'altitude quand l'avion décroche. La courbe du moment de tangage de la figure 9, dans le cas d'une aile propre, montre que cet objectif a été atteint.

Les premiers essais en soufflerie du prototype du F-28 ont été effectués à la fois sur des maquettes en vraie grandeur et sur des maquettes demi-grandeur, à des nombres de

Reynolds respectivement de 3 et de 5 millions. Le décrochage de l'aile a été caractérisé par la rapidité du décollement dans le sens de l'envergure. L'amorce du décrochage en un point particulier de l'aile a été effectuée avec une petite cloison de bord d'attaque. Le décrochage progresse en forme de coin à la fois vers l'extérieur et vers l'intérieur. Les parties extérieures de l'aile décrochent en même temps que l'emplanture, ce qui permet de conserver entièrement la maîtrise en roulis et évite jusqu'à obtention de la portance maximale une distorsion du flux dans les entrées d'air des réacteurs. Les constatations des essais en vol ont confirmé les résultats des essais en soufflerie en ce qui concerne la progression du décrochage et la portance maximale mais ils ont aussi révélé l'existence d'un violent tremblement avant que le décrochage soit total. La figure B-2, qui fait la synthèse des données d'essais en vol et en soufflerie, montre les principales particularités des décrochages et du sillage tourbillonnaire de l'aile du F-28.

Des constatations ont également été faites au cours des essais en vol du F-28, sur les différences entre le décrochage en air libre (en altitude) et dans l'effet de sol. Il a été observé qu'en air libre le décrochage progresse le long de l'aile de la façon déjà décrite, tandis que dans l'effet de sol, roues principales en contact avec la surface, le décollement ne s'est produit que sur les panneaux intérieurs de l'aile (Référence 3) : ses panneaux extérieurs n'ont pas décroché. La portance maximale est restée essentiellement inchangée mais elle a été obtenue sous un angle d'attaque d'environ 4 degrés plus faible qu'en air libre. Ces observations sont en accord avec les résultats des autres recherches menées sur l'effet de sol (Référence [6]). Il n'existe pas d'observations similaires quant aux effets de la proximité du sol sur les caractéristiques d'une aile rendue rugueuse.

La cadence et le mode de progression du décrochage sur une surface d'aile rendue artificiellement rugueuse n'est pas connue avec précision, mais les coefficients mesurés de portance et de traînée fournis par Fokker indiquent une rupture complète de l'écoulement. Puisque toute la surface extradorsale de l'aile de la maquette de soufflerie, y compris le bord d'attaque, a été rendue rugueuse (Cf. recherches de base sur les effets de la rugosité sur la portance (Référence [1])), il est probable que le décollement se produise simultanément sur toute l'envergure. Dans le cas qui nous concerne, les cloisons de bord d'attaque peuvent avoir été moins efficaces en fait de fixation initiale de l'emplacement du décrochage dans le sens de l'envergure, et aussi pour ce qui est de faire en sorte que le décrochage soit symétrique selon l'envergure. Même quand les panneaux extérieurs de l'aile n'ont pas décroché complètement l'efficacité des ailerons peut être défavorablement affectée par la rugosité. Aucune donnée n'a été disponible à ce sujet. La figure B-3 montre le mode de décrochage et le sillage d'une aile contaminée.

### **DONNÉES CALCULÉES POUR UN PROFIL D'AILE DE FOKKER F-28**

Le profil d'aile du Fokker F-28 est un profil NACA à quatre chiffres avec un bord d'attaque épais (à grand rayon). Le nombre de Mach de calcul en croisière à la corde

aérodynamique moyenne est de 0,75 et le nombre de Mach en piqué de 0,83. L'épaisseur du profil à la corde aérodynamique moyenne est de 14 p. 100. L'importance du rayon de bord d'attaque, quoique pénalisante en haut subsonique, permet à l'écoulement d'adhérer sans discontinuer au bord d'attaque, la force de dépression atteignant toute sa valeur quand les volets du bord de fuite sont braqués au décollage et à l'atterrissage. Les graphes de la figure 10 montrent les valeurs maximales et minimales des pressions superficielles, ainsi que les paramètres de la couche limite, pour un angle de braquage des volets de 18 degrés et pour des angles d'attaque de -2 degrés et 5 degrés. La méthode de calcul a fait intervenir les effets de viscosité et utilisé l'algorithme codé VSWAKE.

La dépression maximale au bord d'attaque est sous ces angles d'environ -1,2 pour  $\alpha = -2$  degrés et -5,34 pour  $\alpha = +5$  degrés. Le nombre de Reynolds dans les deux cas est de 15 millions. Les coefficients de portance ont été de 0,6515 et 1,5100 respectivement et le moment était piqueur.

Les calculs font intervenir les valeurs locales du frottement superficiel  $C_f$  et l'épaisseur de déplacement de la couche limite  $\delta^*$ . L'épaisseur de déplacement représente la distance sur laquelle les filets d'air extérieurs ont été éloignés des filets d'air intérieurs par l'action retardatrice de la viscosité. C'est une mesure de la traînée de viscosité.

### LA BASE DE DONNÉES AÉRODYNAMIQUE

Le groupe chargé de l'analyse des performances a pu disposer d'une base de données complètement documentée en fait d'aérodynamique, de stabilité et de pilotage. À l'origine, cette base de données a servi à Fokker à construire son simulateur F-28 à plate-forme mouvante. Elle a été programmée pour tenir compte des valeurs variables du nombre de Reynolds, du nombre de Mach et de l'altitude, de sorte que les données que font intervenir les équations complètes du mouvement restituent dans le simulateur les performances de l'avion réel. L'intérêt de ces données, aux fins de la présente enquête, tient à ce que, normalisées et dignes de foi, elles peuvent servir à reproduire de façon réaliste les conditions de décollage et de montée initiale.

Les données qui nous intéressent au premier chef sont la portance, la traînée et le moment de l'avion, en vol libre comme dans l'effet de sol. Ces données ne comprennent pas le  $C_{zmax}$  au delà du régime d'écoulement après décrochage. Les effets de la contamination de l'aile, indiqués par incréments de changement de portance, semblent avoir été déterminés au cours de l'essai en soufflerie qu'illustre la figure 9, portant sur les hauteurs de rugosité uniformes de 1 et 2 mm. Les corrections par incréments apportées en ce qui concerne les hauteurs de rugosité inférieures à ces valeurs n'étaient pas disponibles sous forme de résultats d'expériences mais des correctifs forfaitaires pourraient être apportés à ces données (figure 14).

L'effet aérodynamique de coussin d'air au sol, qui se fait sentir pendant le décollage et la montée, particulièrement à des coefficients de portance élevée, se manifeste en modifiant l'angle d'attaque nécessaire à l'obtention d'un certain coefficient de portance. Volets sortis, en dessous d'un coefficient de portance d'environ 1,5, la proximité du sol augmente la portance, particulièrement quand le bord de fuite se rapproche du sol. Cela est particulièrement vrai dans le cas des avions à ailes en flèche, quand les extrémités d'ailes s'abaissent vers le sol pendant la rotation. Un phénomène supplémentaire, qui réduit la portance et la traînée induite, résulte d'une diminution de la déflexion de l'aile vers le haut et donc de l'angle d'attaque. Cela est dû à la proximité du sol qui ne permet pas les vitesses verticales.

La base de données du F-28 comprend aussi les effets de l'accumulation de glace sur les bords d'attaque des ailes, de l'empennage horizontal et de la dérive jusqu'à une épaisseur de 2 po. Les graphes de la figure (12) montrent par incréments les changements qui, en fait de portance, de traînée et de moment de tangage, se produiraient en vol dans des conditions givrantes.

Dans le cadre de la présente enquête, ces données peuvent ne pas représenter exactement le genre de contamination uniforme qui a été simulée dans la soufflerie NLR, ni la glace qui a été déposée par la pluie verglaçante ou qui résulte de la transformation de la neige.

## CONCLUSIONS

Les conclusions suivantes s'appuient sur les diverses données aérodynamiques relatives au F-28. Ces données ont été fournies par Fokker au groupe chargé de l'analyse des performances. Elles ne portent pas spécialement sur les circonstances de l'accident de Dryden, pas plus qu'elles ne les expliquent.

Le profil d'aile du F-28 est conçu pour un nombre de Mach en croisière de 0,75 et un coefficient de portance maximale élevé aux basses vitesses. Un rayon de bord d'attaque largement dimensionné réduit à son minimum la probabilité de décollement des filets d'air dans des conditions de portance élevée, favorisant le décrochage à partir du bord de fuite.

Le décrochage de l'aile de base lisse se produit à partir du bord de fuite. Il se propage ensuite vers l'extérieur à partir de l'emplacement de la cloison de bord d'attaque, s'étendant en éventail en direction des extrémités d'ailes et de leurs emplantures. Ces régions sont celles où le décollement se produit en dernier lieu, ce qui permet la maîtrise en roulis et l'alimentation en air des réacteurs qui restent efficaces jusqu'aux angles d'attaque élevés.

En effet de sol, alors que les roues principales sont en contact avec ce dernier, le décrochage se produit 4 degrés plus tôt mais seule la partie intérieure de l'aile décroche effectivement. Le  $F_{zmax}$  est inchangé.

La rugosité artificielle de la surface extradorsale de l'aile d'une maquette de soufflerie a occasionné un décrochage prématuré dans lequel le décollement de la couche limite peut s'être produit tout le long du bord d'attaque. Cette rugosité a été créée par des éléments d'environ 1 à 2 mm sur l'aile en vraie grandeur du F-28, ces éléments étant disposés à raison d'à peu près un par centimètre carré. Volets braqués à 30 degrés, l'aile de la maquette a décroché sous un angle d'attaque inférieur de 7 degrés à celui de l'aile propre. La portance maximale a été de 33 p. 100 inférieure à celle de l'aile propre.

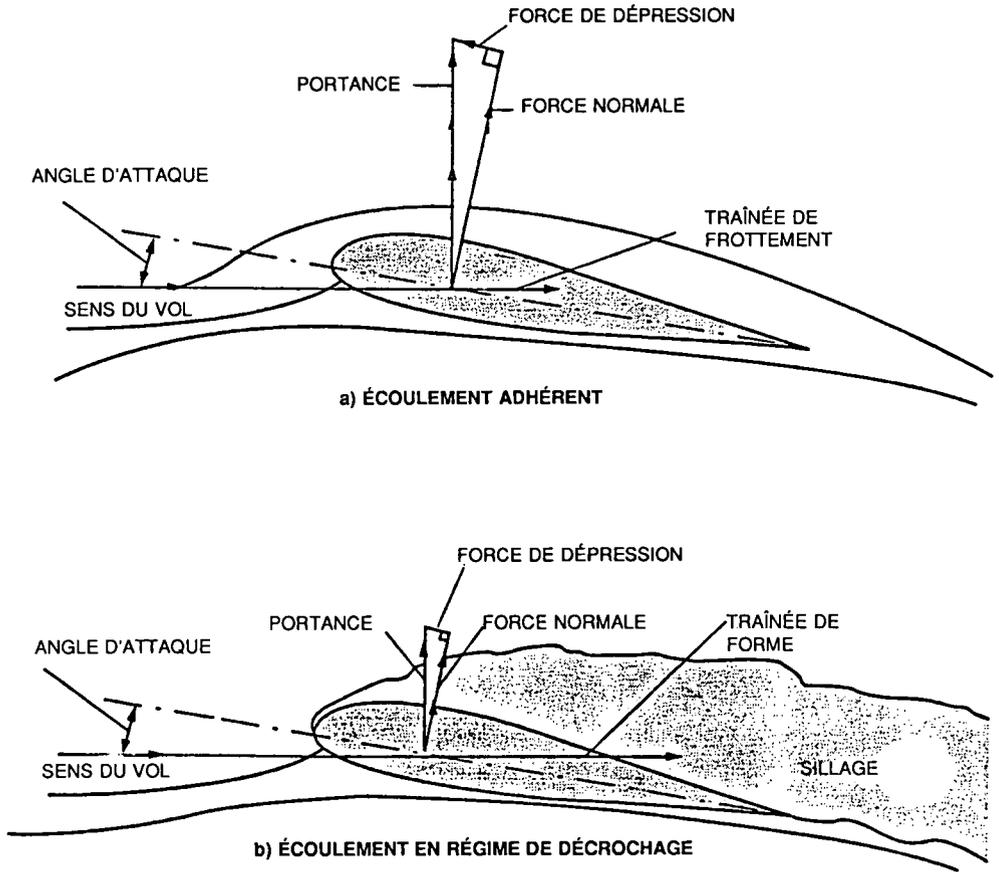
Les recherches menées sur les profils d'ailes aux nombres de Reynolds variant de 100 000 à 10 000 000 montrent que la rugosité n'augmente pas seulement la traînée avant le décrochage mais qu'elle augmente aussi la probabilité d'un décrochage prématuré, surtout si le bord d'attaque est rendu rugueux. Comme le nombre de Reynolds augmente au voisinage des valeurs expérimentées dans le cas de l'aile du F-28 au décollage (il est alors supérieur à 10 000 000), la perte de portance maximale peut être jusqu'à 50 p. 100 supérieure à celle d'une surface propre (Référence [1]).

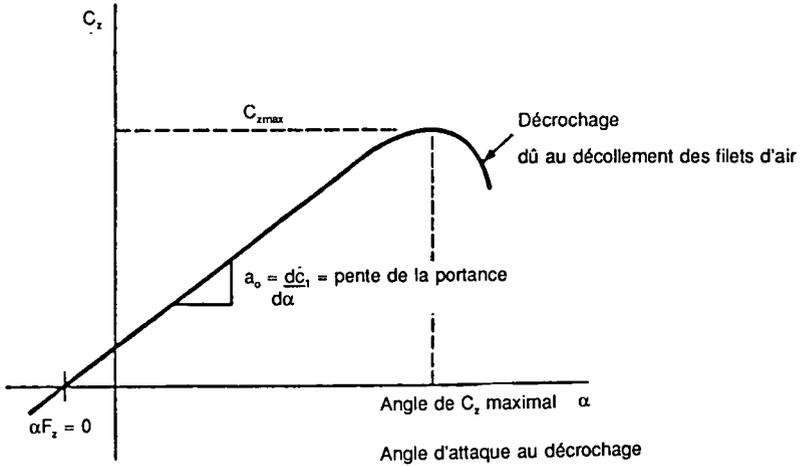
Dans certains cas, un profil est sensible à la dimension des éléments de rugosité; la diminution de portance maximale est moindre pour les très petites hauteurs de rugosité. La plupart des profils d'ailes, cependant, réagissent à la rugosité, quelle qu'en soit l'ampleur, en décrochant prématurément et en accusant une diminution de la portance maximale. La suppression de la rugosité sur le bord d'attaque et le long des 15 p. 100 de la corde à partir de celui-ci restitue au profil des caractéristiques proches de ses caractéristiques d'origine.

**LISTE DES SYMBOLES**

A	Allongement
b	Envergure de l'aile
c	Corde de l'aile
c (CAM)	Corde aérodynamique moyenne
$F_x$	Traînée
e	Facteur de rendement de l'aile
$F_z$	Portance
M	Moment
Re	Nombre de Reynolds ( $Vc/\nu$ )
S	Surface alaire
V	Vitesse du vol
$\alpha$	Angle d'attaque
$\rho$	Densité de l'air
$\nu$	Viscosité cinématique
$C_z$	Coefficient de portance
$C_x$	Coefficient de traînée
$C_m$	Coefficient de moment
$C_p$	Coefficient de pression à la surface de l'aile
$C_f$	Coefficient de frottement de la couche limite
$\delta^*$	Épaisseur de déplacement de la couche limite
SLS	Conditions de l'atmosphère type au niveau de la mer

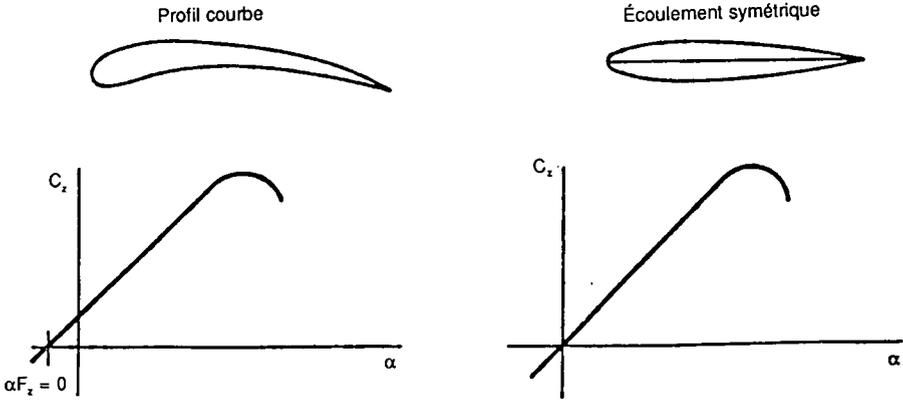
FORCES AÉRODYNAMIQUES S'EXERÇANT SUR UN PROFIL D'AILE





COURBE DE PORTANCE TYPE

a)

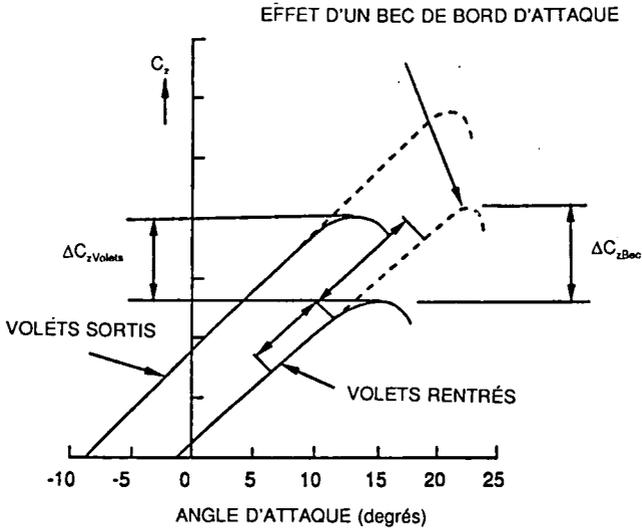


COMPARAISON DES COURBES DE PORTANCE DANS LE CAS D'ÉCOULEMENTS SUR PROFILS COURBES ET SUR PROFILS SYMÉTRIQUES

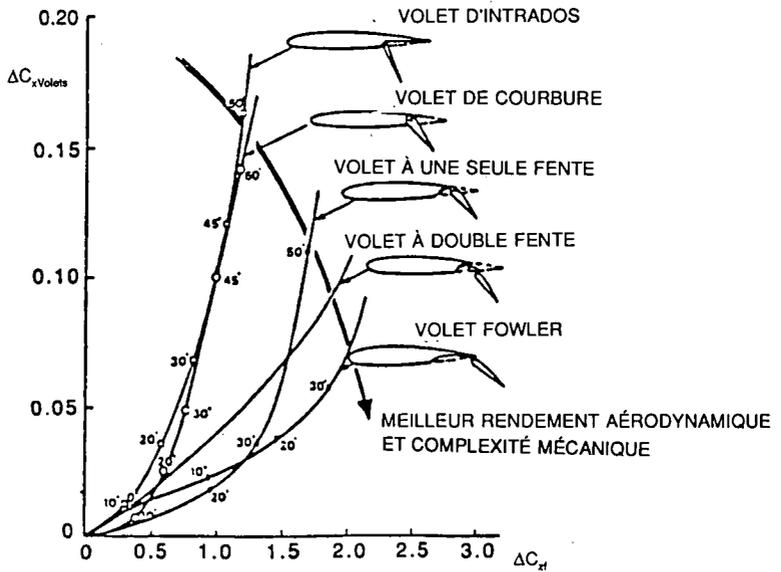
b)

Figure 2 :

CARACTÉRISTIQUES DE PORTANCE ET DE TRAÎNÉE D'UN PROFIL AVEC DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

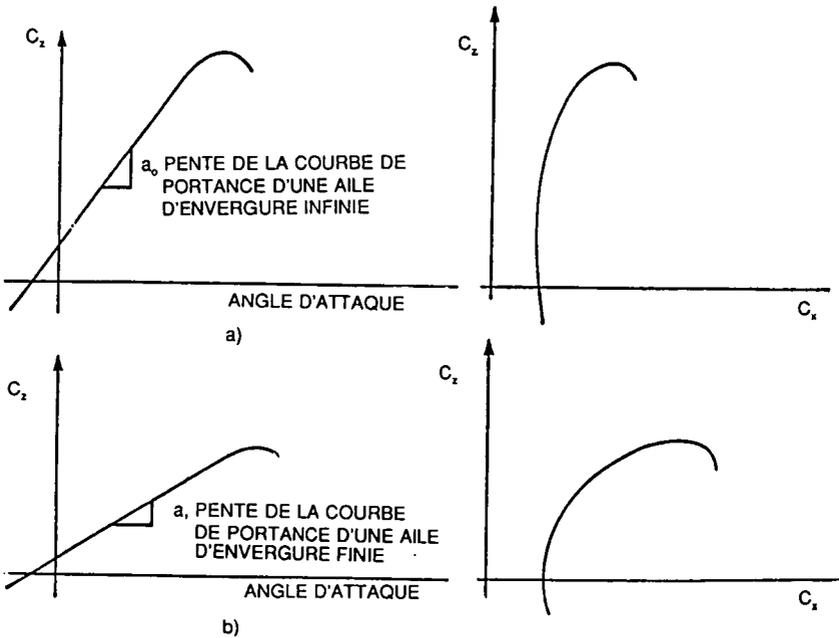
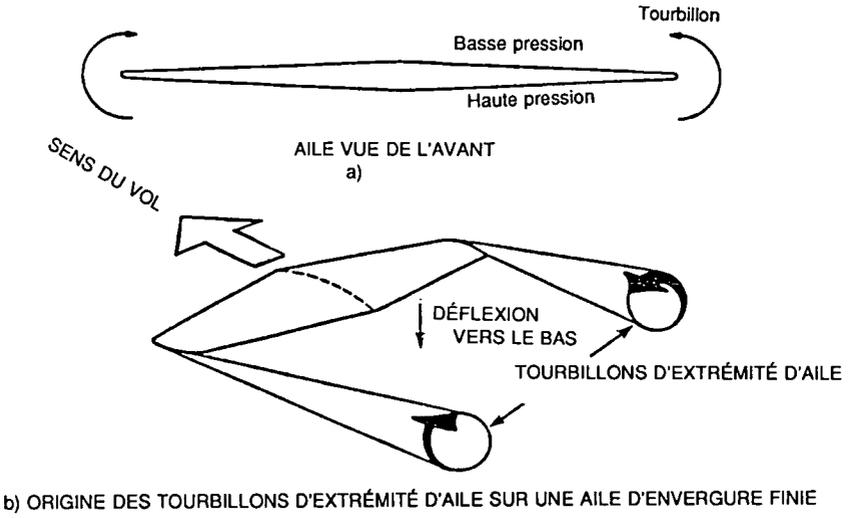


COURBES DE PORTANCE AVEC ET SANS DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS (RÉFÉRENCE 3)



TENDANCES, EN FAIT DE RENDEMENT, DES VOLETS DE BORD DE FUITE (RÉFÉRENCE 3)

Figure 3 :



ALLURES COMPARÉES DES PENTES DES COURBES DE PORTANCE D'UNE AILE D'ENVERGURE INFINIE ET D'UNE AILE D'ENVERGURE FINIE

Figure 4 :

CARACTÉRISTIQUES DE L'ÉCOULEMENT DE LA COUCHE LIMITE

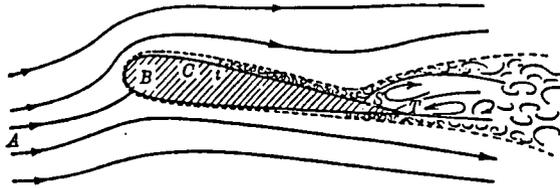
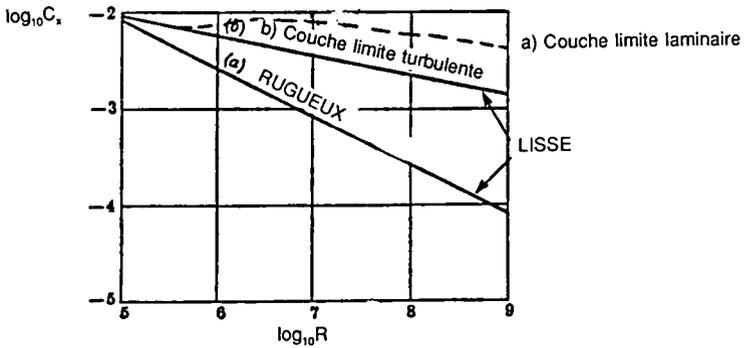
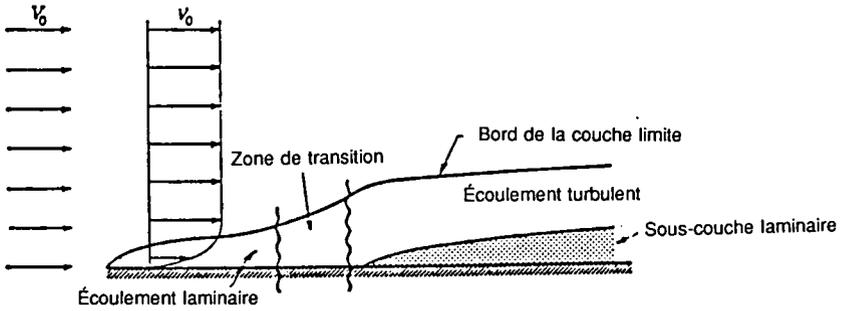


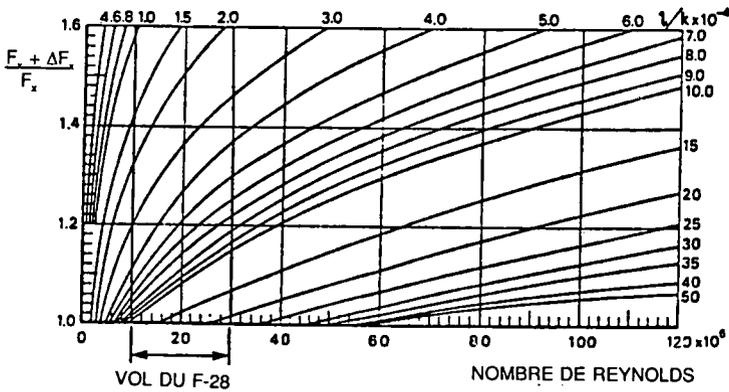
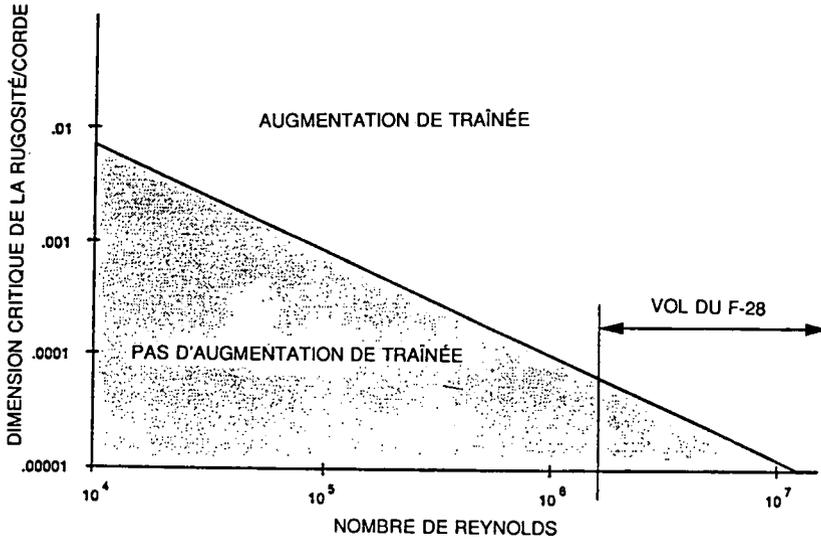
SCHÉMA (hors échelle) MONTRANT LA NATURE D'UN ÉCOULEMENT UNIFORME SUR UNE SURFACE PORTANTE AU MOMENT DU DÉCOLLEMENT PRÈS DU BORD DE FUITE



EFFET D'ÉCHELLE SUR LE COEFFICIENT DE TRAÎNÉE D'UNE SURFACE PLANE EN ÉCOULEMENT UNIFORME AVEC a) UNE COUCHE LIMITE LAMINAIRE ET b) UNE COUCHE LIMITE TURBULENTE SUR TOUTE LA SURFACE

Figure 5 :

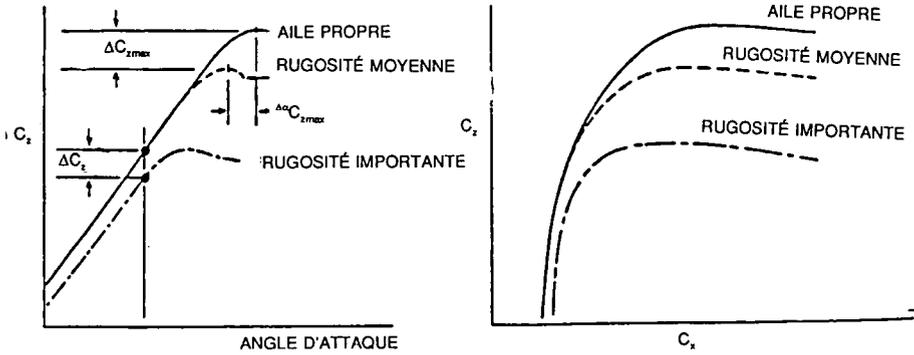
EFFET DE LA RUGOSITÉ SUR LA TRAÎNÉE



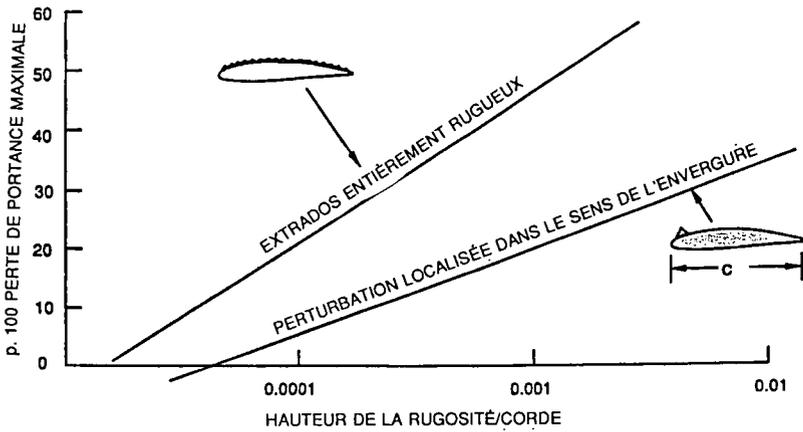
b) TRAÎNÉE D'UNE AILE OU D'UN CORPS DE SURFACE RUGUEUSE (RÉFÉRENCE 3)

Figure 6 :

EFFETS DE LA RUGOSITÉ SUR LES CARACTÉRISTIQUES D'UNE AILE

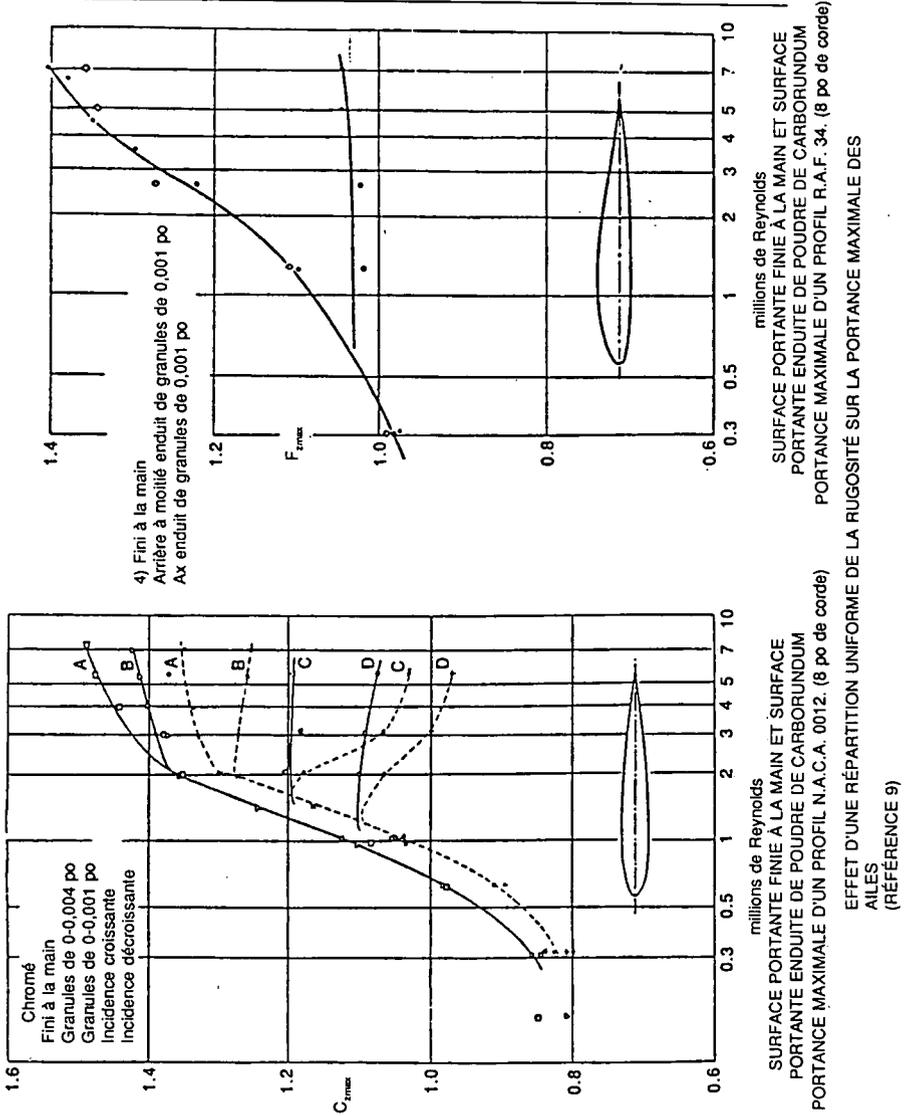


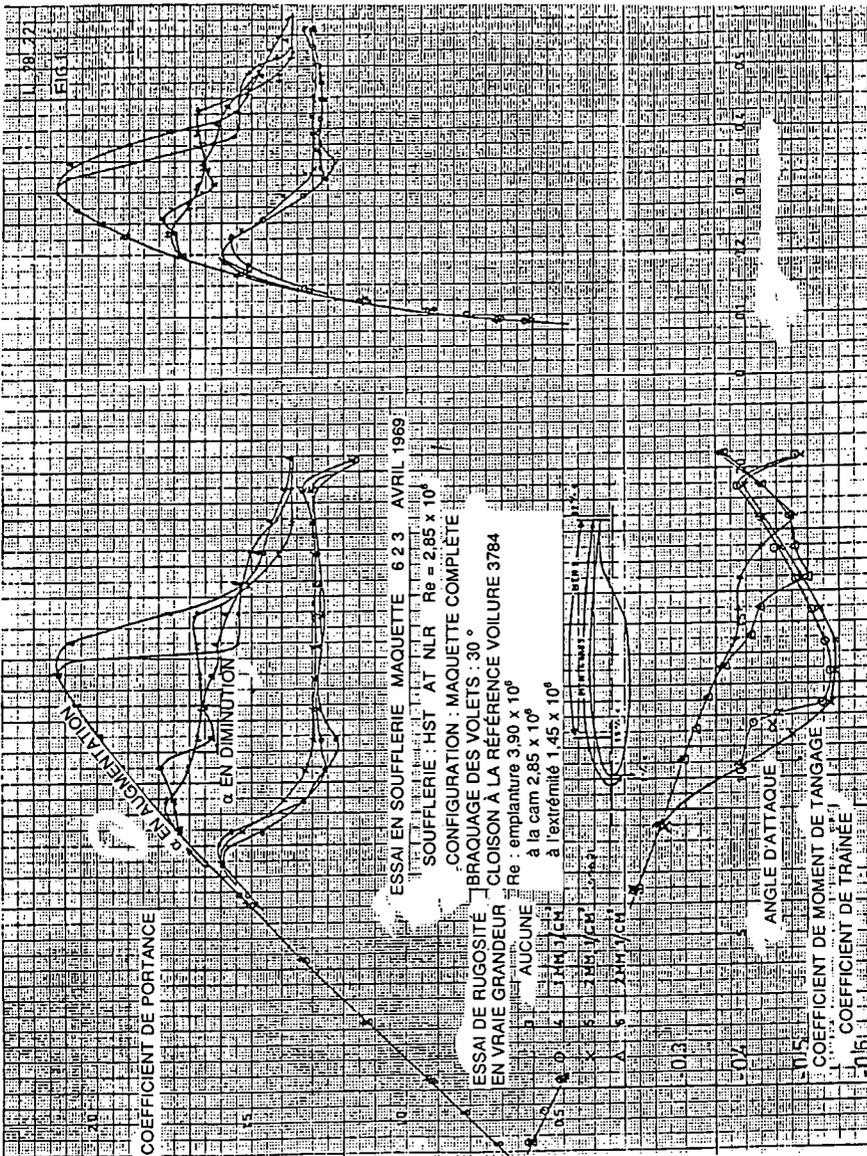
EFFET TYPE D'UNE SURFACE RUGUEUSE AU BORD D'ATTAQUE SUR LES CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES (RÉFÉRENCE 12)



b) EFFET TYPE DE LA RUGOSITÉ RÉPARTIE ET ISOLÉE SUR LA DIMINUTION DE PORTANCE MAXIMALE (RÉFÉRENCE 12)

Figure 7 :





VSWAKE CAS N° 1 FOKKER F-28 Mk 1000 (BRAQUAGE 18 DEGRÉS)

ALFA -2,00  
 REYNOLDS 15000014  
 ITER 7

CZT 0,9258  
 CXT 0,0020  
 CMT -0,3047  
 CXDEFT 0,0097

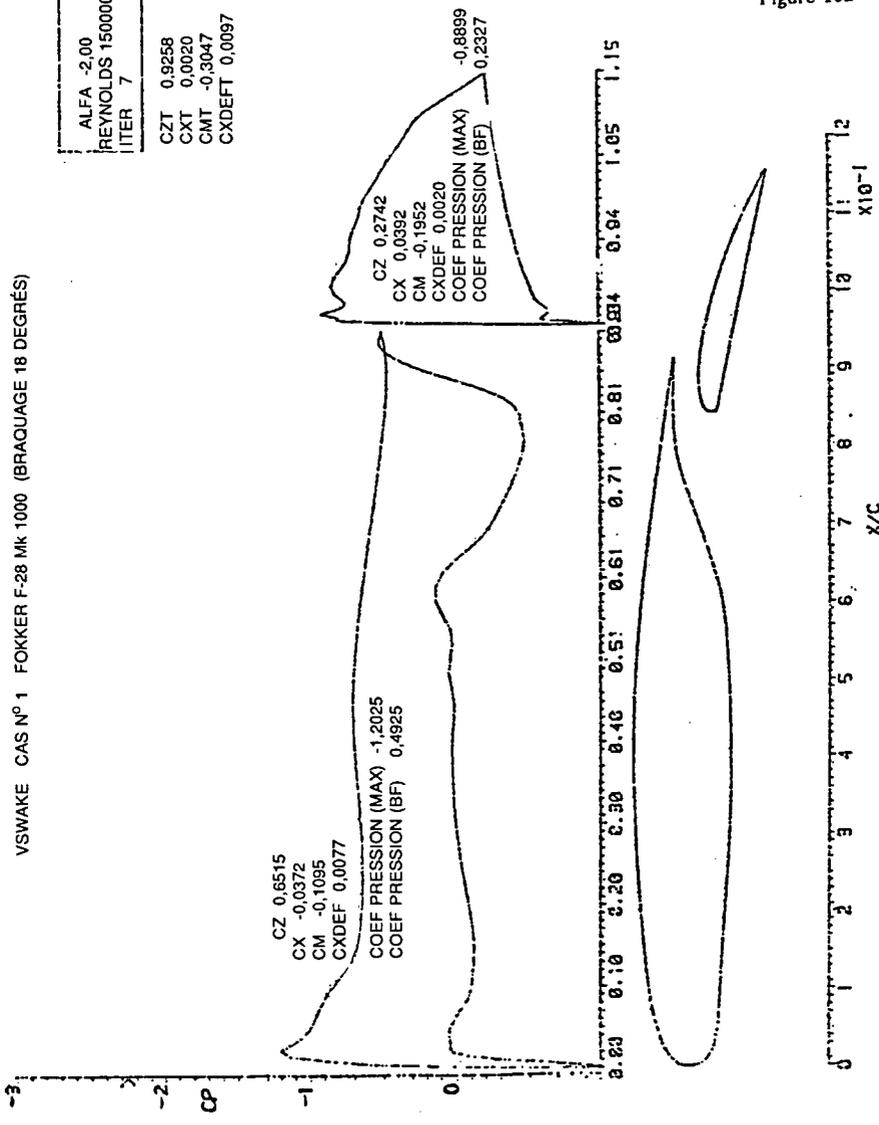


Figure 10a

Section 2 FIGURE 10a Écoulement théorique et valeurs de pression d'un profil d'aile de F-28

VSWAKE CAS N° 1 FOKKER F-28 Mk 1000 (BRAQUAGE 18 DEGRÉS)

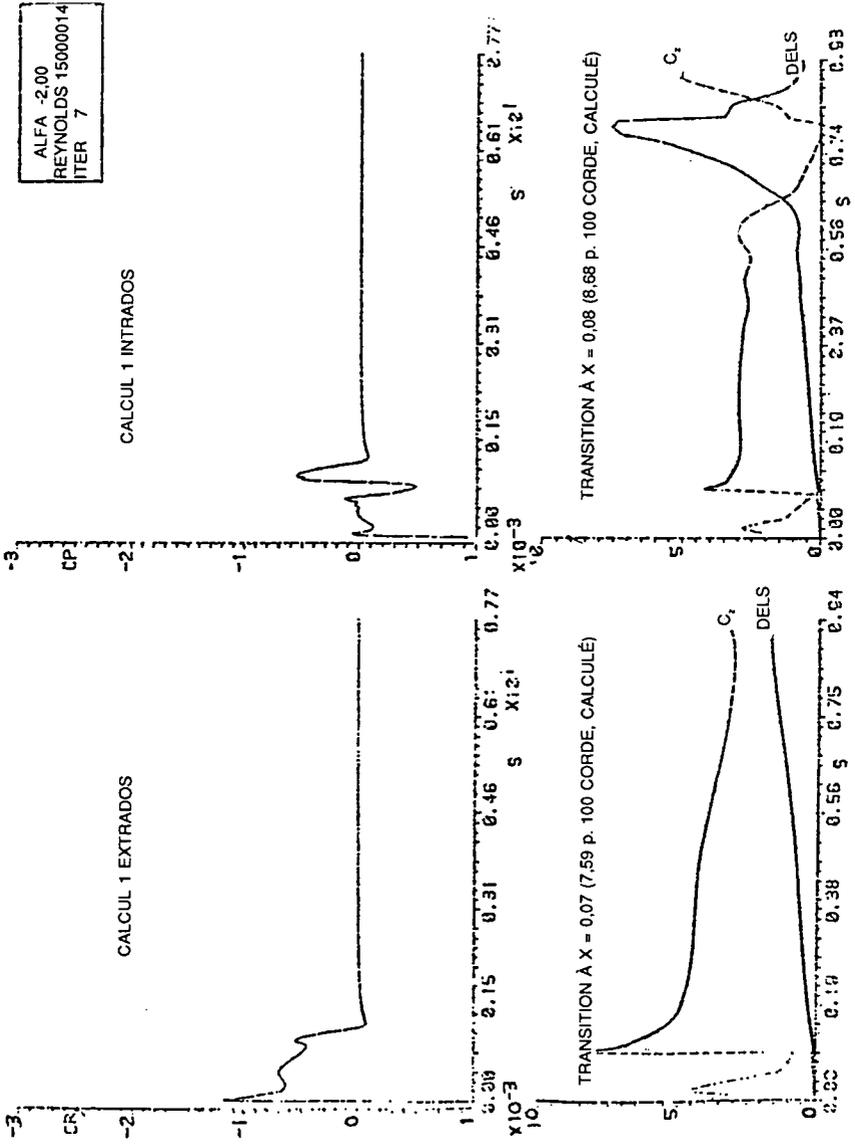


Figure 10b :

VSWAKE CAS N° 1 FOKKER F-28 Mk 1000 (BRAQUAGE 18 DEGRÉS)

ALFA 5,00  
 REYNOLDS 15000014  
 ITER 7  
 CZT 1,8337  
 CXT 0,0054  
 CMT -0,3369  
 CXDEFT 0,0125

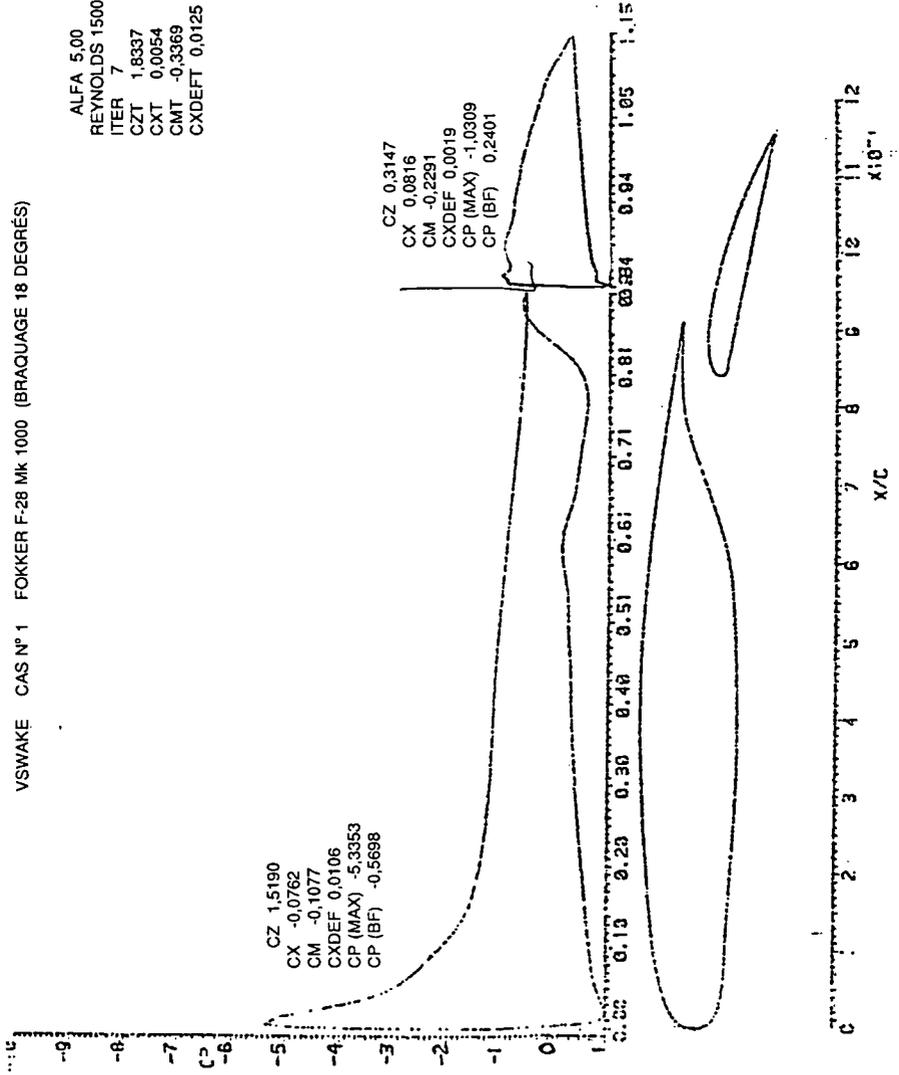


FIGURE 10c

VSWAKE CAS N°1 FOKKER F-28 Mk 1000 (BRAQUAGE 18 DEGRÉS)

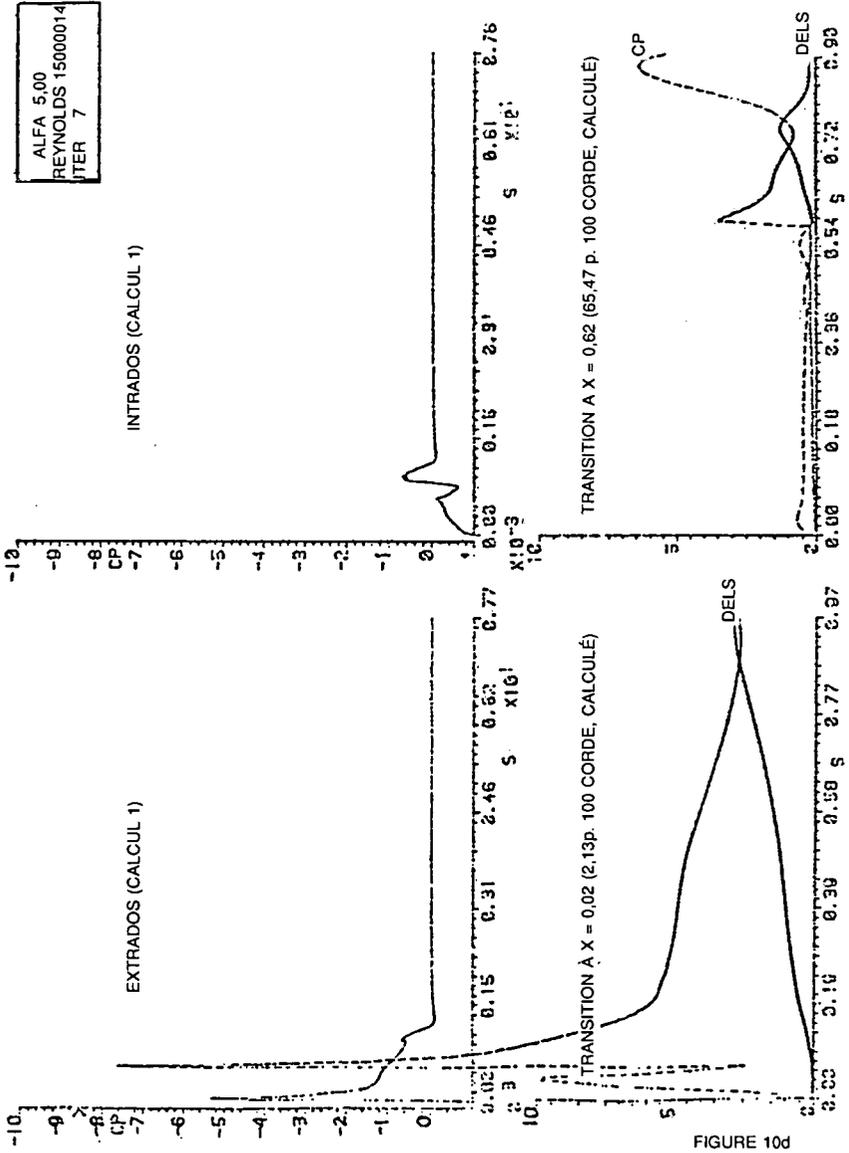


FIGURE 10d

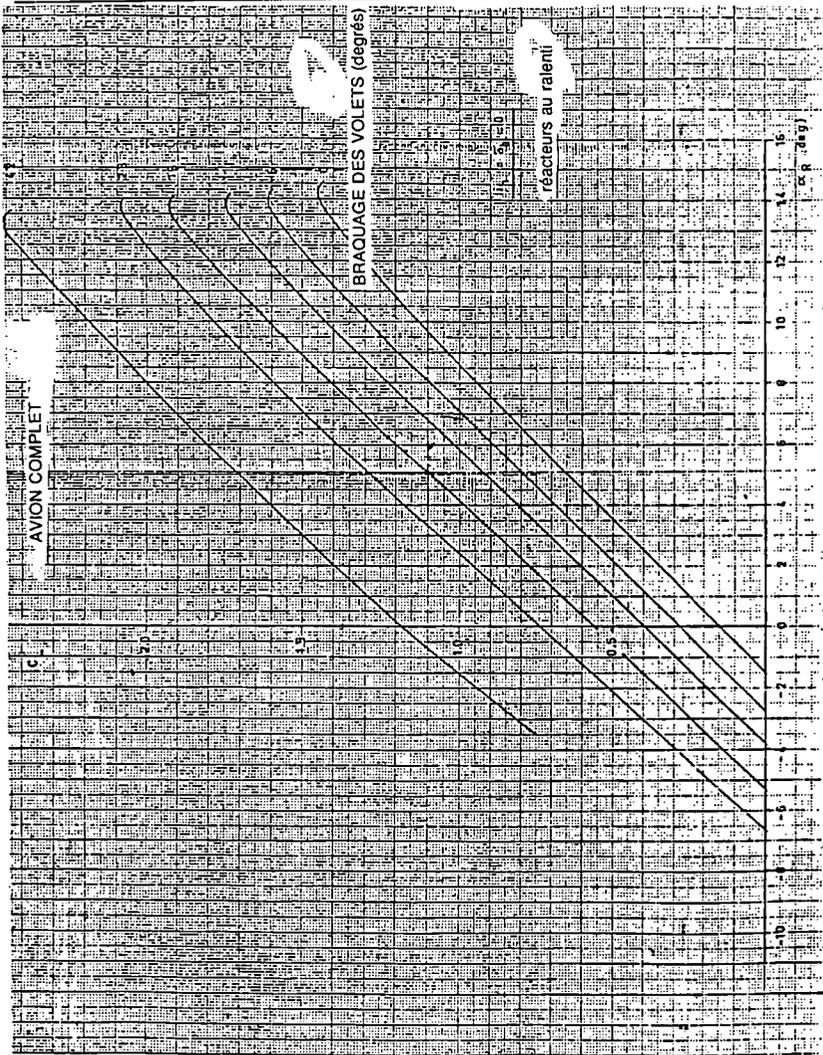


FIGURE 11 COEFFICIENT DE PORTANCE DU F-28 EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE (EN ATMOSPHERE LIBRE)

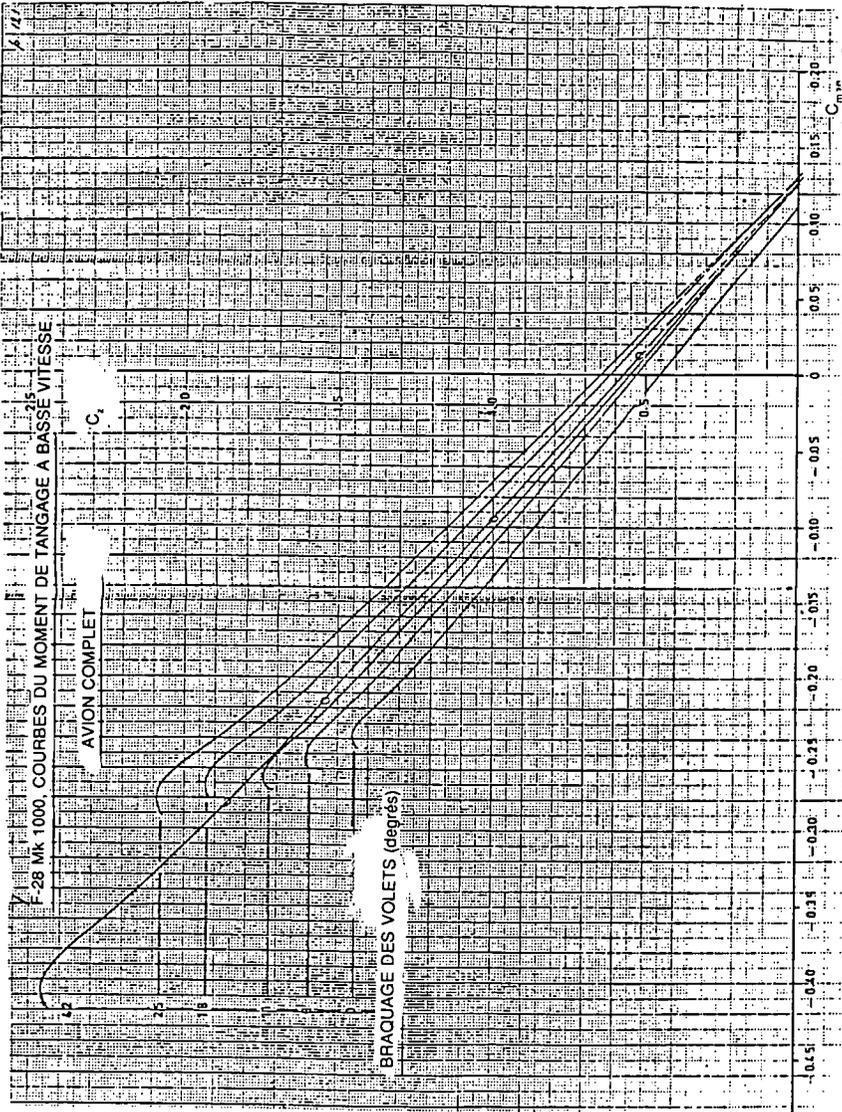
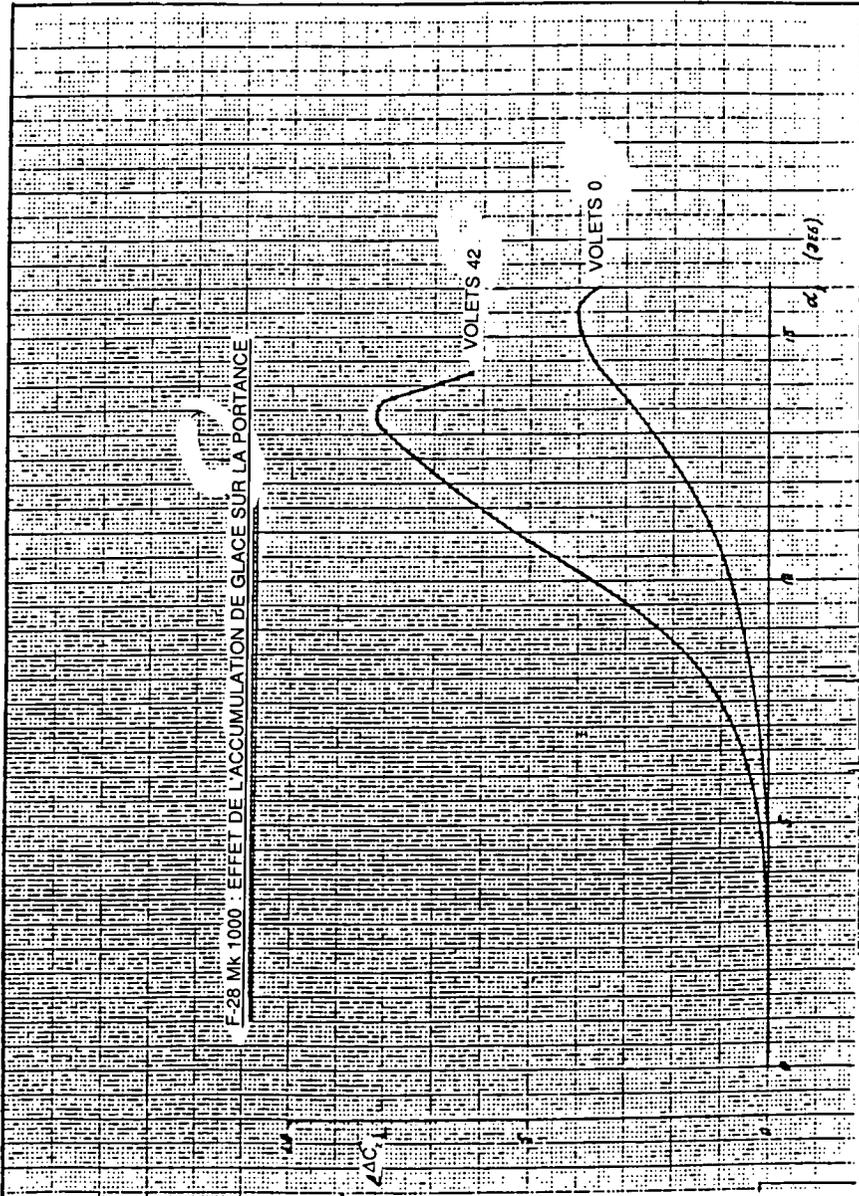
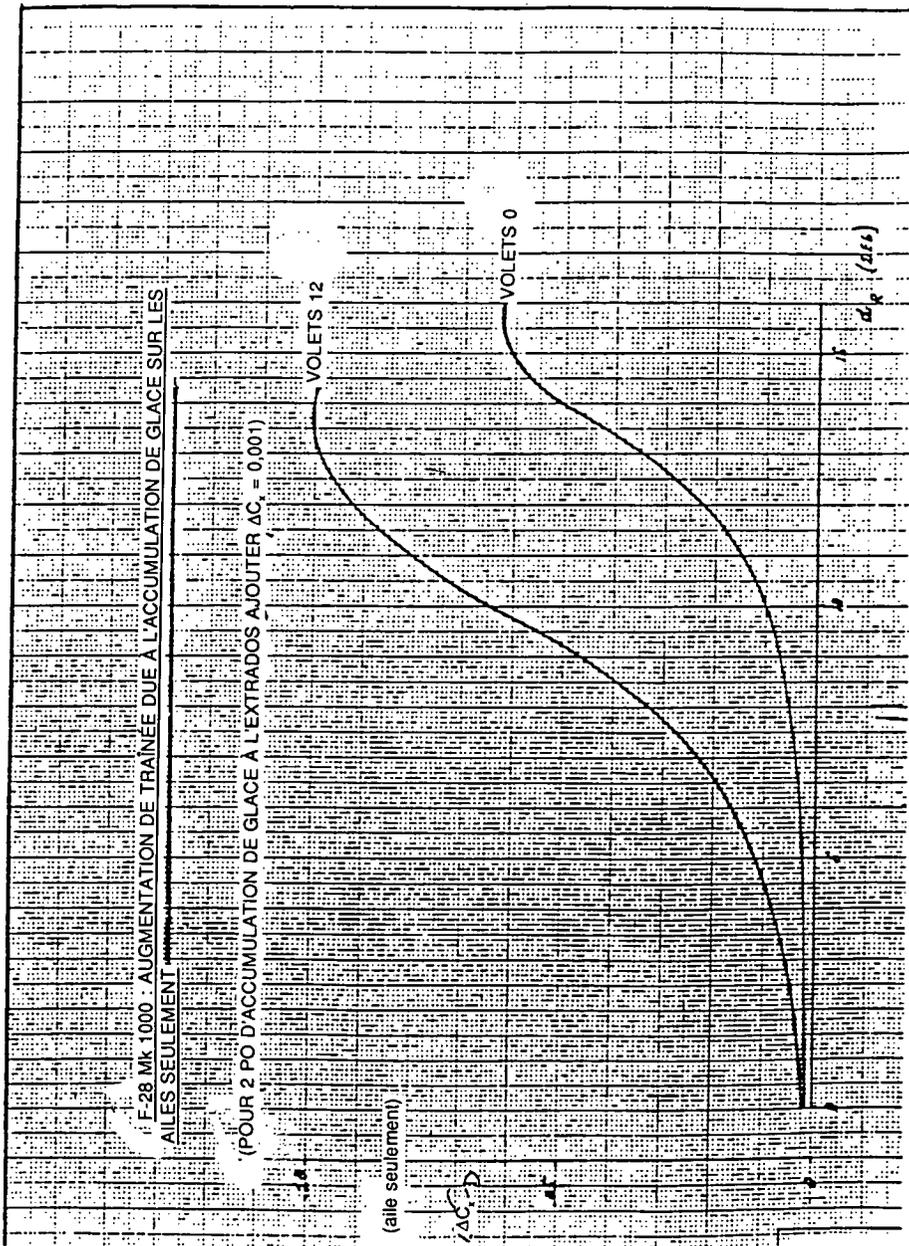


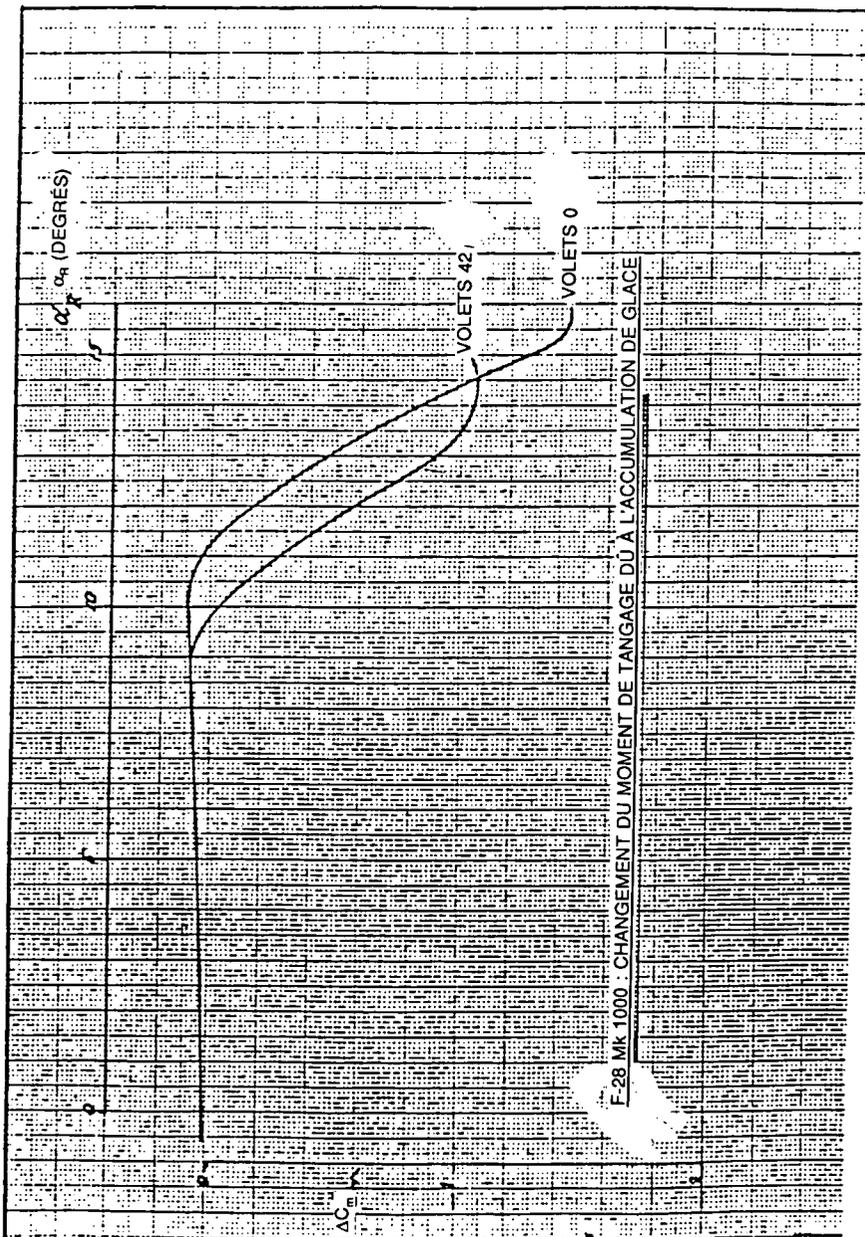
FIGURE 12 COEFFICIENT DE MOMENT DU F-28 EN FONCTION DU COEFFICIENT DE PORTANCE (EN AIR LIBRE)

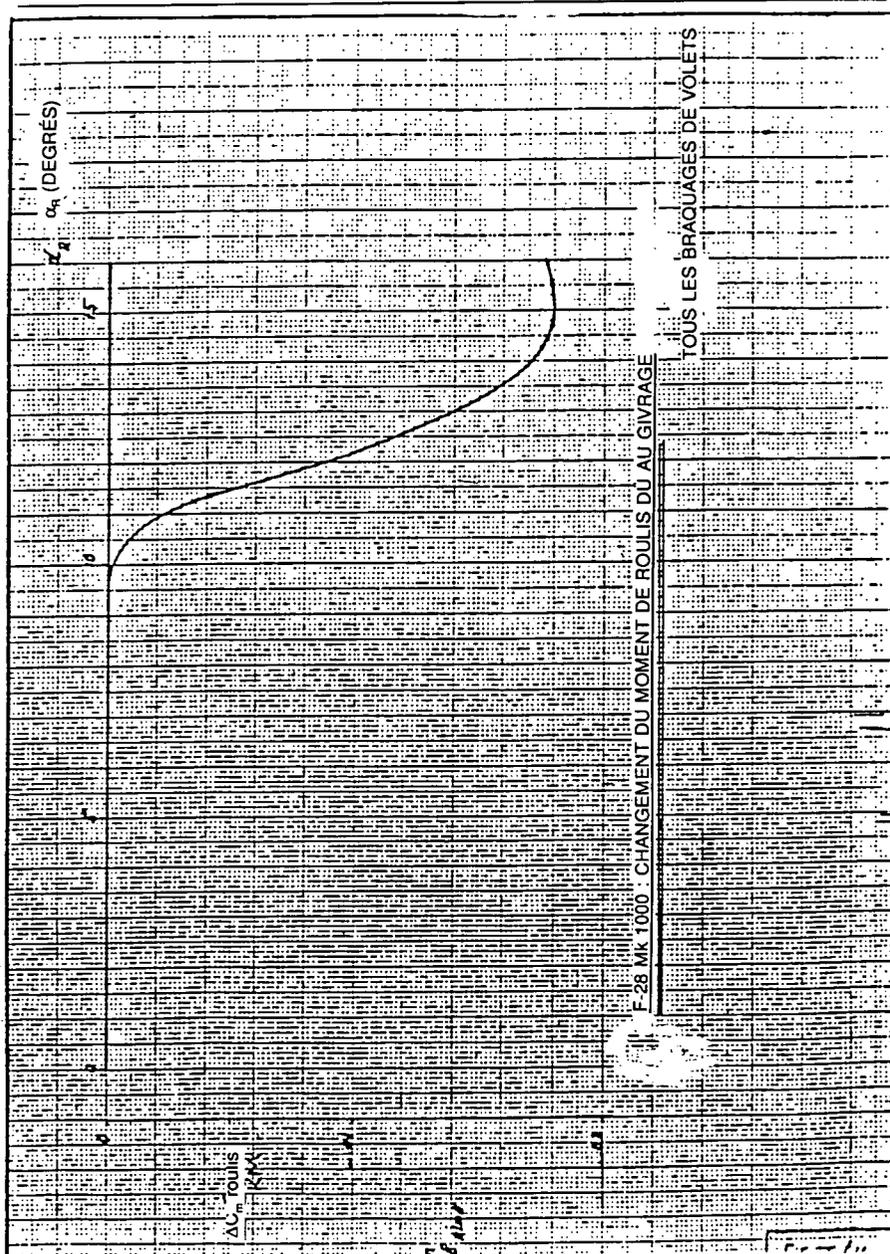
	<b>FOKKER-VFW B.V.</b>	<b>RAPPORT NR.+REPORT NR.</b>																					
	NETHERLANDS AIRCRAFT FACTORIES FOKKER-VFW	<u>1.-28-269</u>																					
		BLAD.PAGE <u>107</u>																					
<u>F-28 Mk 1000</u> <u>Polaires de base de la traînée à basse vitesse (en air libre)</u>																							
<table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="text-align: left; width: 15%;"></th> <th style="text-align: left; width: 55%;">Angle de braquage des volets (en degrés)</th> <th style="text-align: left; width: 30%;">Polaire de traînée</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td style="vertical-align: top;">0</td> <td><math>C_x = 0,0195 + 0,0535 C_z^2</math></td> <td></td> </tr> <tr> <td style="vertical-align: top;">6</td> <td><math>C_x = 0,0270 + 0,0515 C_z^2</math></td> <td></td> </tr> <tr> <td style="vertical-align: top;">11</td> <td><math>C_x = 0,0325 + 0,0486 C_z^2</math></td> <td></td> </tr> <tr> <td style="vertical-align: top;">18</td> <td><math>C_x = 0,0405 + 0,0470 C_z^2</math></td> <td></td> </tr> <tr> <td style="vertical-align: top;">25</td> <td><math>C_x = 0,0600 + 0,0470 C_z^2</math></td> <td></td> </tr> <tr> <td style="vertical-align: top;">42</td> <td><math>C_x = 0,1340 + 0,0400 C_z^2</math></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>				Angle de braquage des volets (en degrés)	Polaire de traînée	0	$C_x = 0,0195 + 0,0535 C_z^2$		6	$C_x = 0,0270 + 0,0515 C_z^2$		11	$C_x = 0,0325 + 0,0486 C_z^2$		18	$C_x = 0,0405 + 0,0470 C_z^2$		25	$C_x = 0,0600 + 0,0470 C_z^2$		42	$C_x = 0,1340 + 0,0400 C_z^2$	
	Angle de braquage des volets (en degrés)	Polaire de traînée																					
0	$C_x = 0,0195 + 0,0535 C_z^2$																						
6	$C_x = 0,0270 + 0,0515 C_z^2$																						
11	$C_x = 0,0325 + 0,0486 C_z^2$																						
18	$C_x = 0,0405 + 0,0470 C_z^2$																						
25	$C_x = 0,0600 + 0,0470 C_z^2$																						
42	$C_x = 0,1340 + 0,0400 C_z^2$																						

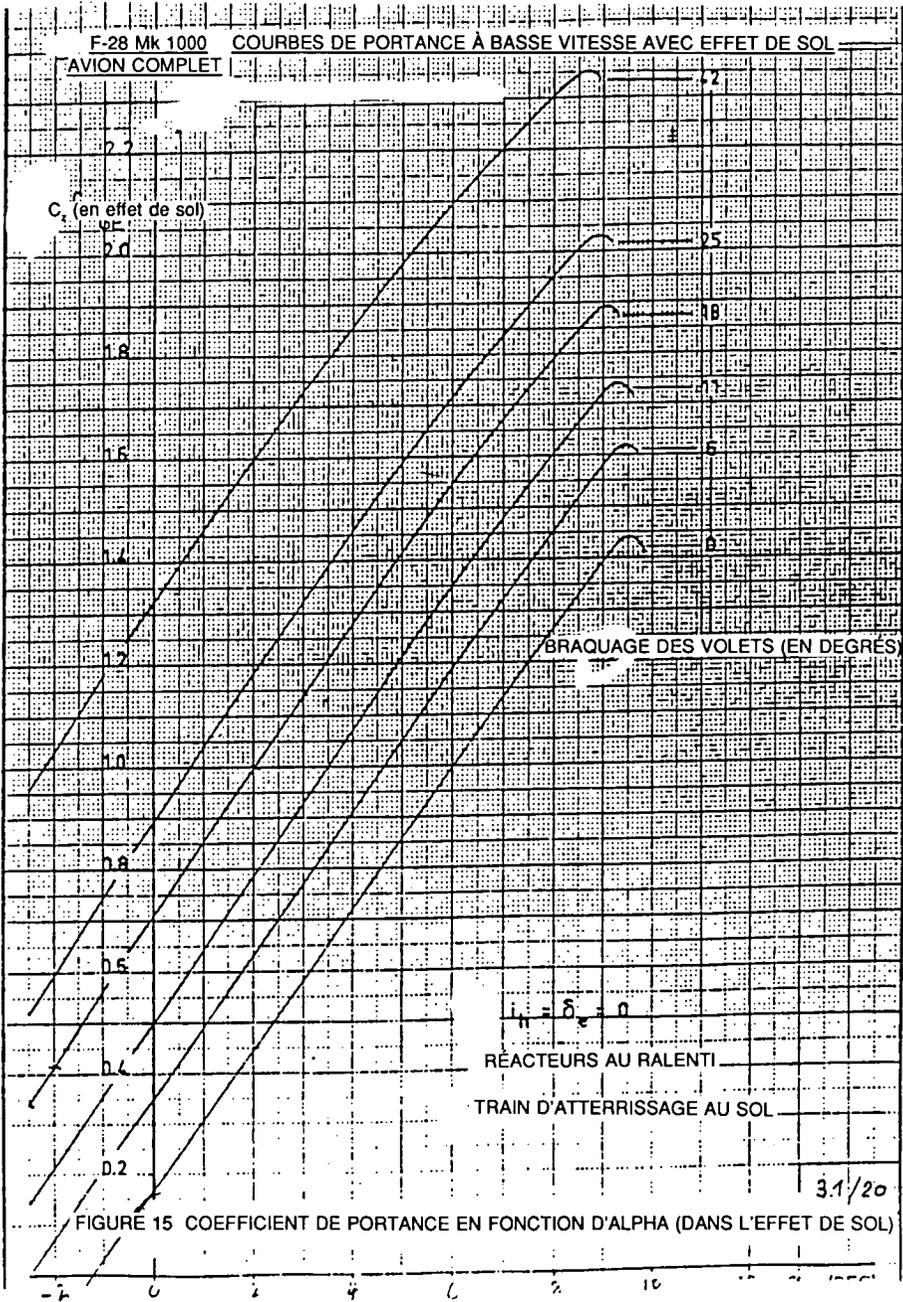
Section 2 FIGURE 13 Polaires de traînée à basse vitesse (en air libre)











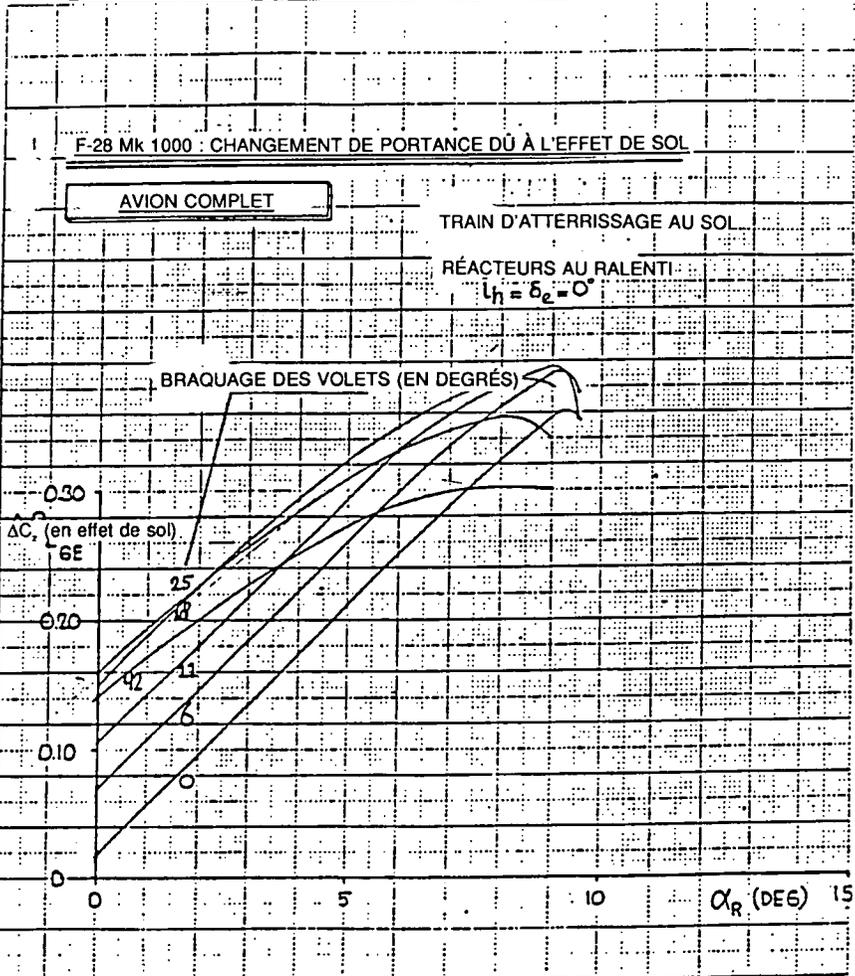


FIGURE 16 CHANGEMENT DE PORTANCE DÙ À L'EFFET DE SOL

3.1/20<sup>A</sup>

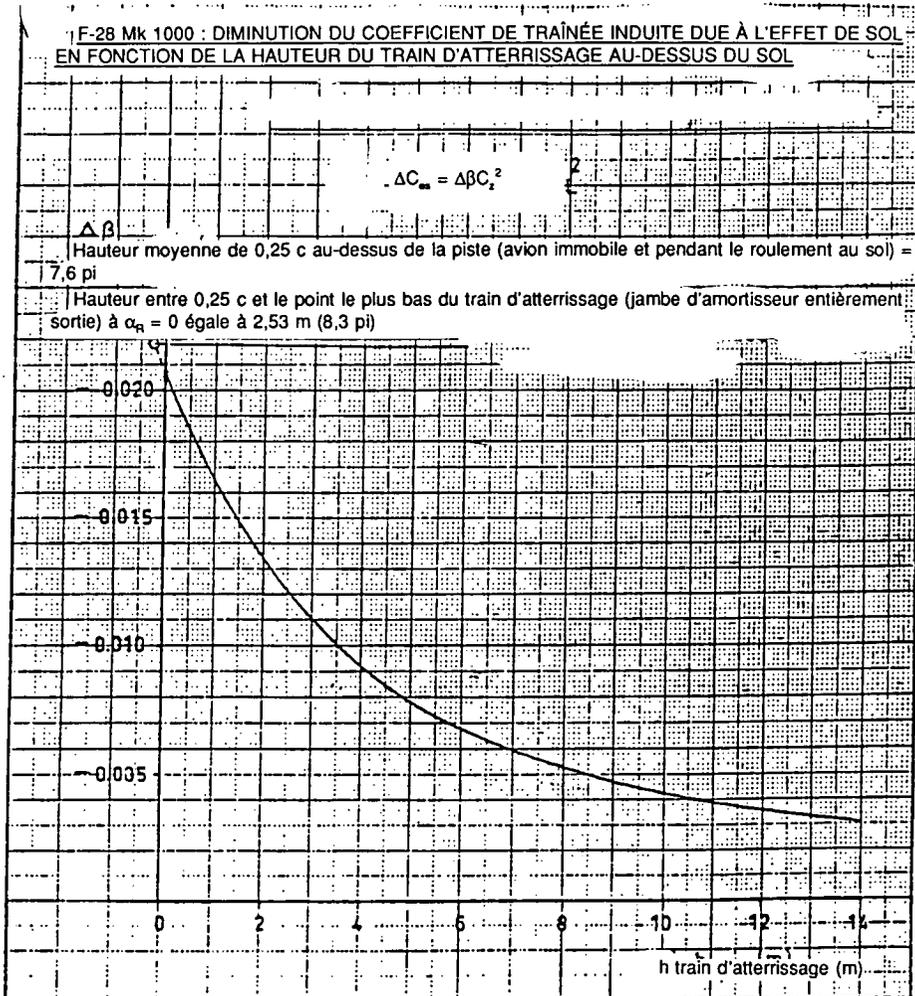
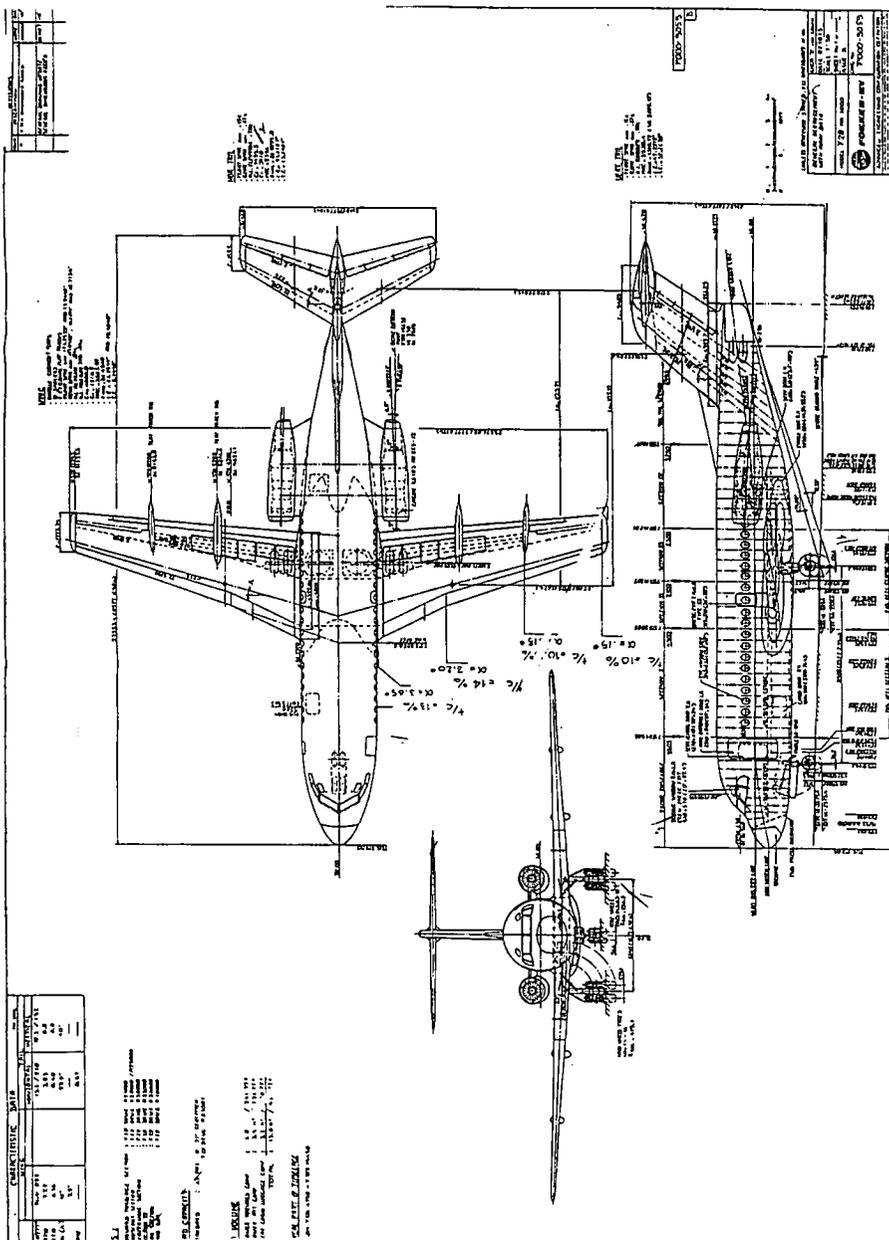


FIGURE 17 CHANGEMENT DE TRAÎNÉE INDUITE DÙ À L'EFFET DE SOL

**ANNEXE A DE LA SECTION 2**

**DÉTAILS TECHNIQUES SUR  
L'AVION FOKKER F-28**

Les 5 pages suivantes sont extraites du Jane's All the World's Aircraft. On n'a pas jugé nécessaire de les traduire.



NO.	DESCRIPTION	UNIT	VALUE
1	WING AREA	m <sup>2</sup>	11.5
2	WING SPAN	m	11.5
3	WING CHORD	m	1.0
4	WING MOUNTING	°	0
5	WING INCIDENCE	°	0
6	WING TAPER	%	100
7	WING CURVATURE	%	0
8	WING STAGNATION POINT	%	0
9	WING LEADING EDGE	%	0
10	WING TRAILING EDGE	%	0

NO.	DESCRIPTION	UNIT	VALUE
1	WING AREA	m <sup>2</sup>	11.5
2	WING SPAN	m	11.5
3	WING CHORD	m	1.0
4	WING MOUNTING	°	0
5	WING INCIDENCE	°	0
6	WING TAPER	%	100
7	WING CURVATURE	%	0
8	WING STAGNATION POINT	%	0
9	WING LEADING EDGE	%	0
10	WING TRAILING EDGE	%	0

1. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 2. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 3. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 4. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 5. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 6. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 7. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 8. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 9. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 10. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.

1. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 2. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 3. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 4. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 5. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 6. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 7. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 8. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 9. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.  
 10. L'AVION EST UN BIPLAN A MOTEUR EN TOUTE POSITION.

NO.	DESCRIPTION	UNIT	VALUE
1	WING AREA	m <sup>2</sup>	11.5
2	WING SPAN	m	11.5
3	WING CHORD	m	1.0
4	WING MOUNTING	°	0
5	WING INCIDENCE	°	0
6	WING TAPER	%	100
7	WING CURVATURE	%	0
8	WING STAGNATION POINT	%	0
9	WING LEADING EDGE	%	0
10	WING TRAILING EDGE	%	0

NO.	DESCRIPTION	UNIT	VALUE
1	WING AREA	m <sup>2</sup>	11.5
2	WING SPAN	m	11.5
3	WING CHORD	m	1.0
4	WING MOUNTING	°	0
5	WING INCIDENCE	°	0
6	WING TAPER	%	100
7	WING CURVATURE	%	0
8	WING STAGNATION POINT	%	0
9	WING LEADING EDGE	%	0
10	WING TRAILING EDGE	%	0

130 REFERENCES: AIRCRAFT - FOKKER-VFW

but a basic layout is available. In this, the cabin is divided into three sections: a conference room with six seats, a rest room with settee and divan, and a lounge with four seats. Toilet, galley, wardrobe, baggage space and seat for attendant in forward fuselage. Second toilet and baggage space at rear.

**ACCOMMODATION (Mk 400 Combiplane):** Principal feature of this version is a large cargo loading door forward of the wings on the port side, with the sill at truck-bed height, and a reinforced cargo floor with tie-down rings. Typical layouts include 40 passengers four abreast at 35.5 in (90 cm) seat pitch, plus 216 cu ft (6.17 m<sup>3</sup>) of cargo space; 28 passengers at same seat pitch in rear of cabin, plus 559 cu ft (16.05 m<sup>3</sup>) cargo space; or all-cargo version with 1,727 cu ft (48.9 m<sup>3</sup>) of cargo space. Alternative layouts for up to 48 passengers.

**ACCOMMODATION (Mk 400M):** Folding canvas seats, with safety harness, along cabin sides for up to 45 paratroops. Toilet and provision for medical supply box or pantry unit at rear. Ambulance version can accommodate 24 USAF-type stretchers, in eight tiers of three, with seats at front and rear for up to nine medical attendants or sitting casualties. All-cargo version has tied-down strips, tie-down fittings, protection plates and hinged hatracks. Despatch door on each side of fuselage at rear for dropping supplies and personnel.

**ACCOMMODATION (Mk 500):** Main cabin has standard seating for 52 passengers four abreast at 35.25 in (89.5 cm) seat pitch; alternative layouts enable up to 56 passengers to be carried at 23.5 in (59.7 cm) pitch.

**SYSTEMS:** Pressurization and air-conditioning system utilizes two Rotolux-type engine-driven blowers. Choke heating and air-to-air heat exchanger; optional bootstrap cooling system. Pressure differential 4.16 lb/sq in (0.29 kg/cm<sup>2</sup>) in Mk 400, 500 and 600; 5.3 lb/sq in (0.39 kg/cm<sup>2</sup>) in Mk 500. No hydraulic system. Pneumatic system, pressure 3,400 lb/sq in (239 kg/cm<sup>2</sup>), for landing gear retraction, nosewheel steering and brake. Emergency pneumatic circuit for landing gear extension and brake. Primary 28V electrical system supplied by two 375A 28V DC engine-driven generators. Secondary system supplied via two 115V 400Hz AC constant-frequency inverters. Variable-frequency AC power supply, from 120/208V 10kVA engine-driven alternators, for anti-icing and heating. Two 24V 40Ah nickel-cadmium batteries. 39.4 cu ft (1.12 m<sup>3</sup>) oxygen system for pilots.

**ELECTRONICS AND EQUIPMENT:** Standard provisions for VHF and HF transceivers. VHF navigation system (including glide-slope). ADF, ILS, marker beacon, dual gyrovac compass system and intercom system. Provision for weather radar, autopilot, etc.

**DIMENSIONS, EXTERNAL:**  
 Wing span 95 ft 2 in (29.00 m)  
 Wing chord at root 11 ft 4 in (3.45 m)  
 Wing chord at tip 4 ft 7 in (1.40 m)  
 Wing sweep (quarter-chord) 12°  
 Length overall: except Mk 600 77 ft 3 1/2 in (23.56 m)  
 Mk 600 82 ft 2 1/2 in (25.06 m)  
 Fuselage: Max width 8 ft 10 1/2 in (2.70 m)  
 Max height 9 ft 11 in (2.99 m)  
 Height overall, standard landing gear: except Mk 600 27 ft 11 in (8.50 m)  
 Mk 600 28 ft 11 in (8.91 m)  
 Height overall, rough-field landing gear: except Mk 600 28 ft 2 in (8.60 m)  
 Mk 600 28 ft 0 in (8.70 m)  
 Tailplane span 23 ft 0 in (7.00 m)  
 Wheel track (ft) shock struts: 23 ft 7 1/2 in (7.20 m)  
 Wheelbase: except Mk 600 28 ft 8 in (8.74 m)  
 Mk 600 31 ft 1 1/2 in (9.74 m)  
 Propeller diameter: 11 ft 6 in (3.50 m)  
 Propeller ground clearance: standard landing gear: except Mk 600 3 ft 1 in (0.94 m)  
 Mk 600 3 ft 3 in (0.99 m)  
 rough-field landing gear: except Mk 600 3 ft 4 in (1.02 m)  
 Passenger door (aft, port): Height 6 ft 5 in (1.95 m)  
 Width 2 ft 6 in (0.74 m)  
 Height to sill 4 ft 0 in (1.22 m)  
 Service/emergency door (aft, stbd): Height 3 ft 8 in (1.12 m)  
 Width 2 ft 5 in (0.74 m)  
 Height to sill 3 ft 3 in (0.99 m)  
 Standard cargo door (Mk 200 only): Height 3 ft 11 in (1.10 m)  
 Width 2 ft 5 in (0.74 m)  
 Height to sill 3 ft 3 in (0.99 m)  
 Large cargo door (Mks 400, 500 and 600): Height 6 ft 10 in (1.78 m)  
 Width 7 ft 7 1/2 in (2.32 m)  
 Height to sill: except Mk 600 3 ft 3 in (0.99 m)  
 Mk 600 3 ft 4 in (1.03 m)  
 Despatch doors (Mk 400M only, aft, port and stbd, each): Height 6 ft 6 in (1.98 m)

Width 3 ft 11 in (1.19 m)  
 Height to sill 4 ft 0 in (1.22 m)  
**DIMENSIONS, INTERNAL:**  
 Cabin, excl flight deck: Length: except Mk 600 47 ft 6 in (14.46 m)  
 Mk 600 52 ft 4 in (15.96 m)  
 Max width 8 ft 4 1/2 in (2.55 m)  
 Max height 6 ft 7 1/2 in (2.02 m)  
 Volume: except Mk 600 2,130 cu ft (60.5 m<sup>3</sup>)  
 Mk 600 2,300 cu ft (65.8 m<sup>3</sup>)  
 Freight hold ( fwd) max: Mk 200 169 cu ft (4.78 m<sup>3</sup>)  
 Mks 400, 600, 600 107 cu ft (3.05 m<sup>3</sup>)  
 Freight hold (aft) max: all versions 100 cu ft (2.83 m<sup>3</sup>)  
**AREAS:**  
 Wings, gross 763.5 sq ft (70.0 m<sup>2</sup>)  
 Alleron (total) 37.80 sq ft (3.51 m<sup>2</sup>)  
 Trailing-edge flaps (total) 120.00 sq ft (11.22 m<sup>2</sup>)  
 Vertical tail surfaces (total) 153 sq ft (14.20 m<sup>2</sup>)  
 Horizontal tail surfaces (total) 172 sq ft (16.00 m<sup>2</sup>)

**WEIGHTS AND LOADINGS:**  
 Manufacturer's weight, empty: Mk 200, 44 seats 22,436 lb (10,177 kg)  
 Mk 400, 40 seats 22,200 lb (10,584 kg)  
 Mk 400M, all-cargo 23,300 lb (10,590 kg)  
 Mk 500, 52-50 seats 23,578 lb (10,695 kg)  
 Mk 600M 24,325 lb (11,034 kg)  
 Mk 600, 44 seats 22,786 lb (10,330 kg)  
 Operating weight, empty: Mk 200, 44 seats 24,612 lb (11,164 kg)  
 Mk 400, 40 seats 24,875 lb (11,283 kg)  
 Mk 400M, all-cargo 25,947 lb (11,882 kg)  
 Mk 400M, medical evacuation 24,890 lb (11,286 kg)  
 Mk 400M, paratrooper 24,326 lb (11,030 kg)  
 Mk 500, 52-50 seats 25,015 lb (11,765 kg)  
 Mk 500M, all-cargo 24,912 lb (11,300 kg)  
 Mk 500M, medical evacuation 20,023 lb (9,180 kg)  
 Mk 600M, paratrooper 25,332 lb (11,491 kg)  
 Mk 600, 44 seats 24,092 lb (11,223 kg)  
 Max payload (weight limited): Mk 200, 44 seats 12,888 lb (5,840 kg)  
 Mk 400, 40 seats 12,025 lb (5,727 kg)  
 Mk 400M, all-cargo 14,988 lb (6,148 kg)  
 Mk 400M, medical evacuation 12,612 lb (5,721 kg)  
 Mk 400M, paratrooper 12,104 lb (5,971 kg)  
 Mk 600, 52-50 seats 12,685 lb (5,102 kg)  
 Mk 600M, all-cargo 14,988 lb (6,147 kg)  
 Mk 600M, medical evacuation 12,477 lb (5,113 kg)  
 Mk 600M, paratrooper 14,108 lb (6,427 kg)  
 Mk-600, 44 seats 12,538 lb (5,687 kg)  
 Max T-O weight: all versions 45,000 lb (20,410 kg)  
 Mk landing weight: Mk 200, 400, 400M and 600 41,000 lb (18,600 kg)  
 Mk 600 and 600M 42,000 lb (19,050 kg)  
 Mk zero-fuel weight: Mk 200, 400, 400M and 600 37,600 lb (17,010 kg)  
 Mk 600 and 600M 39,600 lb (17,900 kg)  
 Max wing loading: all versions 69.7 lb/sq ft (291.5 kg/m<sup>2</sup>)  
 max power loading: all versions 10.5 lb/whp (4.76 kg/shp)  
**PERFORMANCE (at weights indicated):**  
 Normal cruising speed at 20,000 ft (6,100 m) and AUW of 38,000 lb (17,237 kg): all versions 259 knots (298 mph; 490 km/h)  
 Rate of climb at S/L, AUW of 40,000 lb (18,143 kg): all civil versions 1,450 ft (441 m)/min  
 both military versions 1,020 ft (494 m)/min  
 Service ceiling at AUW of 38,000 lb (17,237 kg): all civil versions 22,500 ft (6,900 m)  
 both military versions 30,000 ft (9,145 m)

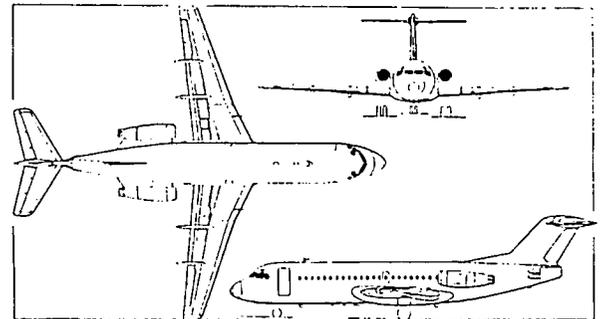
Service ceiling, one engine out, at AUW of 38,000 lb (17,237 kg): all civil versions 11,700 ft (3,565 m)  
 both military versions 13,300 ft (4,055 m)  
 Range: ICAO at max T-O weight, standard landing gear 16  
 Required T-O field length (ICAO-PAMC) at AUW of 40,000 lb (18,143 kg), all civil versions: S/L, ISA +15°C 3,250 ft (991 m)  
 S/L, ISA +15°C 3,600 ft (1,095 m)  
 S/L, ISA (914 m), ISA 3,030 ft (1,213 m)  
 Required T-O field length (military) at AUW of 40,000 lb (18,143 kg), both military versions: S/L, ISA 2,310 ft (704 m)  
 S/L, ISA +15°C 2,510 ft (765 m)  
 3,000 ft (914 m), ISA 2,760 ft (838 m)  
 Required landing field length (ICAO-PAMC) at AUW of 37,600 lb (17,010 kg), all civil versions: S/L 3,100 ft (933 m)  
 3,000 ft (914 m) 3,390 ft (1,033 m)  
 Required landing field length (military) at AUW of 37,600 lb (17,010 kg), both military versions: S/L 1,000 ft (307 m)  
 3,000 ft (914 m) 2,840 ft (862 m)  
 Range (ISA, zero wind conditions) with F4K 121.445 reserves for diversion, 30 min hold at 10,000 ft (3,050 m) and 10% flight fuel: Mks 200 and 600, 44 passengers 1,920 nm (1,917 miles; 1,920 km)  
 Mk 400, 40 passengers 1,925 nm (1,203 miles; 1,935 km)  
 Mk 600, 52 passengers 935 nm (1,082 miles; 1,741 km)  
 Military transport range (ISA, zero wind conditions) at max T-O weight, reserves for 30 min hold at S/L and 5% initial fuel: Mks 400M and 600M, all-cargo, max standard fuel 1,195 nm (1,376 miles; 2,213 km)  
 Mks 400M and 600M, all-cargo, max possible fuel 2,370 nm (2,727 miles; 4,380 km)  
 Military combat radius, conditions as above: Mks 400M and 600M, all-cargo, max standard fuel 625 nm (719 miles; 1,158 km)  
 Mks 400M and 600M, all-cargo, max possible fuel 1,230 nm (1,418 miles; 2,278 km)  
 Max endurance at 20,000 ft (6,100 m): Mk 400M, max standard fuel 7 hr 25 min  
 Mk 400M, max possible fuel 12 hr 47 min  
 Mk 600M, max standard fuel 7 hr 14 min  
 Mk 600M, max possible fuel 12 hr 26 min

**OPERATIONAL NOISE CHARACTERISTICS (FAI Pt 36):**  
 T-O noise level 89 EPNdB  
 Approach noise level 90 EPNdB  
 Sidelobe noise level 92.5 EPNdB

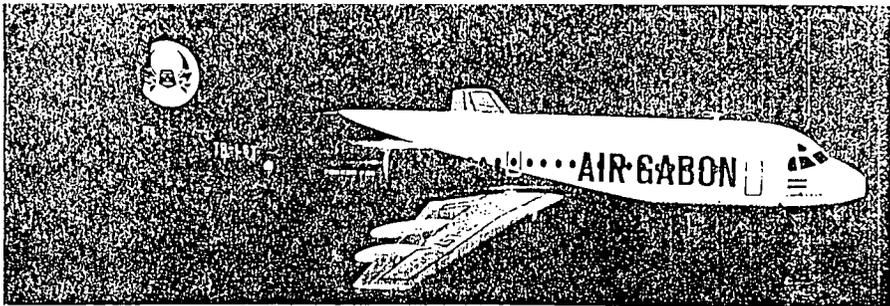
**FOKKER-VFW F28 FELLOWSHIP**  
 Announced in April 1982, the F28 Fellowship twin-turboprop short-haul transport was developed in collaboration with other European aircraft manufacturers and with the financial support of the Netherlands government. One half of the Dutch share of the development cost was supplied through the Netherlands Aircraft Development Board, the other half through a loan guaranteed by the government.

Under agreements signed in the Summer of 1984, production is undertaken by Fokker-VFW in association with MBH and VFW-Fokker in Germany and Short Bros and Harland in the UK. Fokker-VFW is responsible for the front fuselage, to a point just aft of the flight deck, the centre fuselage and wing-root fairings. MBH builds the fuselage, from the wing trailing-edge to the rear pressure bulkhead, and the engine nacelles and support struts. VFW-Fokker is responsible for the rear fuselage and tail unit, and for the cylindrical fuselage section between the wing leading-edge and flight deck. Shorts are responsible for the wings (including the slat-actuator wings for the Mks 6000 and 6000M), and other components, including the main-wheel and nosewheel doors.

First flight of the first prototype F28 (PH-JHC)



Fokker-VFW F28 Fellowship Mk 6000 twin-turboprop short-range airliner (Pilot Press)



Fokker-VFW F28 Fellowship Mk 2000 short-haul transport, in the insignia of Air Gabon

was made on 9 May 1967, and the second prototype, PH-WEV, flew on 3 August 1967. The third F28 (PH-MOL) flew for the first time on 20 October 1967 and was brought up to production standard in the early Summer of 1968. The Dutch RLD granted a C of A to the F28 on 24 February 1969, and the first delivery (of the fourth aircraft, to LTU) was made on the same day. The aircraft received FAA Type Approval on 24 March 1969 and German certification on 30 March 1969. RLD certification for operation from unpaved runways was granted in mid-1972. The Mk 1000 was granted FAA-approved noise certification on 31 December 1971.

A total of 107 Fellowships (85 Mk 1000, 7 Mk 1000C, 10 Mk 2000 and 5 Mk 4000) had been ordered by 3 June 1975, as follows:

Mk 1000/1000C	
Aerolineas Argentinas	3
Aeroflot	3
Air Gabon (1 Mk 1000V1P, 1 Mk 1000C)	2
Air Nauru	2
Ancut Transport Industries (Airlines of NSNV and MacRobertson-Miller)	6
Anglopan Air Force (Mk 1000C)	6
Argentine government	1
Australian Dept of Transport (Air)	3
Aviation (Germany)	3
Braniff (Norway)	5
Colombian Air Force	1
Congo (Brazzaville)	1
Eastex (USA)	1
Fairchild Industries	2
Garda Indonesian Airways	18
Germanair	4
Iberia	3
Itavia (Italy)	3
Ivory Coast (1 Mk 1000, 1 Mk 1000C)	2
Linsjely (Sweden)	3
LTU (Germany)	4
Mainair government	2
Martinair-Holland	1
Netherlands government	1
Nigeria Airways	2
Nigerian government	1
Pelta/Portamina	2
Peruvian government	1
THY (Turkey)	6
Togo government	1
Touraine Air Transport	1
Trenair (Canada)	2
Mk 2000	
Air Iatlon	2
Ghana Airways	2
Nigeria Airways	6
Mk 4000	
Embudoesh	5

Six versions have been announced, as follows: **Mk 1000.** Initial version, in production and service, with seating for up to 65 passengers. First F28 commercial service was flown by Braathens on 28 March 1969. Available optionally, for all-cargo or mixed passenger/cargo operations, with large freight door at front on port side, aft of passenger door, in which form it is designated Mk 1000C.

**Mk 2000.** Similar to Mk 1000 except for lengthened fuselage, permitting an increase in accommodation for up to 79 passengers in all-tourist layout. F28 first prototype modified to Mk 2000 standard and flown for first time on 28 April 1971. Dutch certification awarded on 30 August 1972. In production and service.

**Mk 3000.** See Aildenda. **Mk 4000.** High-density version, announced in early 1975, to seat up to 85 passengers at 28 in (74 cm) pitch. Airframe basically that of Mk 6000, except for omission of leading-edge slats; uprated Spey Mk 55-15H is retained as power plant. Intended for use over stage lengths of about 800 nm (1,025 miles; 1,650 km), using a T-10 field length of 6,740 ft (1,750 m). Two additional overwing emergency exits (making a total of four). Design criteria, due to be

finalized by April 1975, include a max T-O weight of 70,900 lb (32,200 kg), max landing weight of 63,935 lb (29,000 kg) and max zero-fuel weight of 57,540 lb (26,100 kg).

**Mk 5000.** Similar to Mk 1000 except for slatted, long-span wings and improved Spey engines. Prototype, modified from F28 first prototype (previously used for Mk 2000 certification flying) and fitted with modified wings from the second prototype, made its first flight on 27 September 1973. Certification expected by mid-1975.

**Mk 6000.** Similar to Mk 2000 except for slatted, long-span wings and improved Spey engines. Prototype, modified from F28 first prototype (previously used for Mk 2000 certification flying) and fitted with modified wings from the second prototype, made its first flight on 27 September 1973. Certification expected by mid-1975.

The following details apply generally to all versions, except where a specific model is indicated:

**Type:** Twin-turboprop short-range airliner. **Wings:** Cantilever, low-mid-wing monoplane. Wing section NACA 0009-X 40Y series with camber varying along span. Thickness/ chord ratio up to 14% on inner wing, 10% at tip. Dihedral 2° 30'. Sweepback at quarter-chord 10°. Single-cell, two-spar light alloy tension-box structure, comprising centre-section, integral with fuselage, and two outer wings. Fair-efake construction. Lower skin made of three planks. Taper-rolled top skin. Forged ribs in centre-section, built-up ribs in outer panels. Double-skin leading-edge with ducts for hot-air de-icing. Irreversible hydraulically-operated ailerons. Emergency manual operation of ailerons, through tabs. Hydraulically-operated Fowler double-slotted flaps over 70% of each half-span with electrical emergency extension. Five-section hydraulically-operated lift dumpers in front of flaps on each wing. Trim tab in each aileron. Mks 5000 and 6000 have extended-span wings with full-span hydraulically-operated leading-edge slats. **Fuselage:** Circular-section semi-monocoque light alloy fail-safe structure, made up of skin panels with Redux-bonded Z-stringers. Bonded doubler plates at door and window cut-outs. Quickly-detachable sandwich (metal and grain balsa) floor panels. Hydraulically-operated pant airbrakes form aft end of fuselage.

**Tail Unit:** Cantilever light alloy structure, with hydraulically-actuated variable-incidence T tailplane. Electrical emergency actuation of tailplane. Hydraulically-actuated elevators. Hydraulically-operated rudder with duplicated actuators and emergency manual operation. Honeycomb sandwich skin panels used continuously, in conjunction with multiple spars. Double-skin leading-edges for hot-air de-icing.

**Landing Gear:** Retractable tricycle type of Dowty-Rotol main gear, with twin wheels on each unit. Hydraulic retraction, nosewheels forward, main units inward into fuselage. Oleo-pneumatic shock absorbers. Good-year wheels, tyres and electronically-controlled braking system. Steerable nosewheel. Main-wheel tyres size 30 x 13, 18-ply rating, pressure 100 lb/qa (17.0 kg/cm<sup>2</sup>) on Mk 1000, 102 lb/qa (17.4 kg/cm<sup>2</sup>) on Mk 2000, 110 lb/qa (17.7 kg/cm<sup>2</sup>) on Mks 6000 and 6000. Nosewheel tyre size 24 x 8.5, 10-ply rating, pressure 85 lb/qa (15.9 kg/cm<sup>2</sup>) on Mk 1000, 78 lb/qa (15.6 kg/cm<sup>2</sup>) on Mk 2000, 80 lb/qa (16.0 kg/cm<sup>2</sup>) on Mk 5000 and 75 lb/qa (15.3 kg/cm<sup>2</sup>) on Mk 6000. Low-pressure tyres optional on all units.

**Power Plant:** (Mks 1000 and 2000): Two Rolls-Royce RB.183-2 Spey Mk 855-15 turbofan engines with blade-cooling (each 9,850 hp; 4,408 kw), mounted in pod on each side of rear fuselage. No water injection or thrust reversers. Thermal anti-icing for air intakes. For Mks 6000 and 6000, a Mk 655-15H version of the Spey engine is under development. This will retain the existing nominal thrust rating of the Mk 855-15, but at ambient temperatures up to

28°C, and will be fitted with a five-chute silencing nozzle. Integral fuel tank in each outer wing panel with total usable capacity of 2,143 Imp gallons (9,740 litres) on Mks 1000/2000; 2,130 Imp gallons (9,682 litres) on Mks 6000/6000. Optional seven bladder-type tank units in wing centre-section with total usable capacity of 726 Imp gallons (3,300 litres). Single refuelling point under starboard wing, near root.

**Accommodation:** Crew of two side by side on flight deck, with jump-seat for third crew member. Electrically-heated windscreen. Pantry/baggage space immediately aft of flight deck on starboard side, followed by entrance lobby with hydraulically-operated airstair door on port side, service and emergency door on starboard side, and seat for stewardess. On Mks 1000 and 2000, an optional spread-opening cargo door, to permit all-cargo or all-passenger operation, can be added aft of the passenger airstair door. Additional emergency door on each side of main cabin, over wing. Main cabin layout of Mks 1000/3000 can be varied to accommodate 55, 60 or 65 passengers five abreast at 37, 32/33 or 31 in (94, 81/84 or 79 cm) seat pitch respectively. In Mks 2000/6000, layout can be varied to accommodate 70 passengers at 31 in (79 cm) seat pitch. Aft of cabin are a wardrobe (port), baggage compartment (port) and toilet compartment (starboard). Underfloor cargo compartments fore and aft of wing, with single door on starboard side of forward hold, with one door on rear hold of each version.

**Systems:** AllResearch air-conditioning system, using engine bleed air. Max pressure differential 7.45 lb/qa in (0.42 kg/cm<sup>2</sup>). Two independent hydraulic systems, pressure 3,000 lb/qa in (210 kg/cm<sup>2</sup>). Primary system for flight controls, landing gear, nosewheel steering and brakes, secondary system for duplication of certain essential flight controls. Flying control hydraulic components supplied by Jerry Hydraulics. All-AC electrical system utilizes two 20kVA Westinghouse engine-driven generators to supply three-phase constant-frequency 115/200V 400Hz power. One 20Ah battery for starting APU and for emergency power. AllResearch GTP 38-4A APU, mounted aft of rear pressure bulkhead, for engine starting, ground air-conditioning and ground electrical power, and to drive a third AC generator for standby use on essential services in flight.

**ELECTRONICS AND EQUIPMENT:** Standard equipment include VHF transceivers, VHF navigation system (with glidepath), DME, marker beacon, weather radar, ADF, ATC transponder, dual compass system, interphone and public address systems, Smith SET9 autopilot, Collins FD 108 flight director, flight guidance caution system, flight data recorder and voice recorder. Thermal bleed air system for wing leading-edges (flaps on Mks 5000/6000), tailplane leading-edge and engine air intakes. Stick pusher system on Mks 6000/6000. Optional equipment to customer's requirements, including equipment for operation in Cat. 2 weather minima.

**DIMENSIONS, EXTERNAL:**

Wing span:	
1000, 2000	77 ft 4 in (23.53 m)
6000, 6000	82 ft 3 in (25.07 m)
Wing chord at root:	
all versions	15 ft 0 in (4.50 m)
Wing chord at tip:	
1000, 2000	5 ft 9 in (1.77 m)
Wing aspect ratio:	
1000, 2000	7.27
Length overall:	
1000, 2000	83 ft 10 in (27.40 m)
2000, 6000	97 ft 1 in (29.61 m)
Length of fuselage:	
1000, 6000	80 ft 6 in (24.53 m)
2000, 6000	87 ft 9 in (26.76 m)

DESCRIPTION OF THE AIRCRAFT—FOKKER-VFW/AEROSPACE

Fuselage: Max width	10 ft 10 in (3.30 m)
Height overall	27 ft 0 in (8.17 m)
Tailplane span	23 ft 4 in (8.64 m)
Wheel track (cf/ of shock strut)	16 ft 0 in (5.04 m)
Wheelbase:	
1000, 3000	29 ft 2 in (8.90 m)
2000, 6000	33 ft 11 in (10.35 m)
Passenger door (fwd, port):	
Height	6 ft 4 in (1.93 m)
Width	2 ft 10 in (0.88 m)
Servicing/emergency door (fwd, aft):	
Height	4 ft 2 in (1.27 m)
Width	2 ft 0 in (0.61 m)
Emergency exits (centre, each):	
Height	3 ft 0 in (0.91 m)
Width	1 ft 3 in (0.51 m)
Freight hold doors (each):	
Height (fwd, each)	2 ft 11 in (0.90 m)
Height (aft)	2 ft 7 in (0.80 m)
Width (fwd, each)	3 ft 1 in (0.93 m)
Width (aft)	2 ft 11 in (0.89 m)
Height to sill (fwd, each)	4 ft 10 in (1.47 m)
Height to sill (aft)	5 ft 2 in (1.59 m)
Baggage door (rear, port, optional):	
Height	1 ft 11 in (0.60 m)
Width	1 ft 6 in (0.51 m)
Optional cargo door (fwd, port):	
Height	6 ft 1 in (1.87 m)
Width	8 ft 2 in (2.49 m)
Height to sill	7 ft 4 in (2.24 m)

<b>DIMENSIONS, INTERNAL:</b>	
Cabin, excl flight deck:	
Length:	
1000, 3000	43 ft 0 in (13.10 m)
2000, 6000	50 ft 3 in (15.31 m)
Max length of seating area:	
1000, 3000	35 ft 2 in (10.74 m)
2000, 6000	42 ft 6 in (12.95 m)
Max width	10 ft 2 in (3.10 m)
Max height	6 ft 7 in (2.02 m)
Floor areas:	
1000, 3000	413.3 sq ft (38.4 m <sup>2</sup> )
2000, 6000	482.2 sq ft (44.8 m <sup>2</sup> )
Volumes:	
1000, 3000	2,525 cu ft (71.5 m <sup>3</sup> )
2000, 6000	2,931 cu ft (83.0 m <sup>3</sup> )
Freight hold (underfloor, fwd):	
1000, 3000	245 cu ft (6.90 m <sup>3</sup> )
2000, 6000	308 cu ft (8.70 m <sup>3</sup> )
Freight hold (underfloor, rear):	
1000, 3000	135 cu ft (3.80 m <sup>3</sup> )
2000, 6000	169 cu ft (4.80 m <sup>3</sup> )
Baggage hold (aft of cabin), max	80 cu ft (2.265 m <sup>3</sup> )

<b>AREAS:</b>	
Wings, gross:	
1000, 2000	822 sq ft (76.40 m <sup>2</sup> )
3000, 6000	820 sq ft (76.07 m <sup>2</sup> )
Ailerons (total)	28.74 sq ft (2.67 m <sup>2</sup> )
Trailing-edge flaps (total)	150.7 sq ft (14.00 m <sup>2</sup> )
Fuselage airbrakes (total)	28.97 sq ft (2.67 m <sup>2</sup> )
Fins (incl dorsal fin)	132.4 sq ft (12.30 m <sup>2</sup> )
Rudder	24.76 sq ft (2.30 m <sup>2</sup> )
Tailplane	209.9 sq ft (19.50 m <sup>2</sup> )
Elevators (total)	41.33 sq ft (3.84 m <sup>2</sup> )

<b>WEIGHTS AND LOADINGS:</b>	
Manufacturer's weight empty:	
1000, 65 seats	21,954 lb (14,492 kg)
1000U	21,954 lb (14,492 kg)
2000, 70 seats	32,929 lb (14,936 kg)
3000, 65 seats	33,501 lb (15,198 kg)
6000, 70 seats	34,477 lb (15,639 kg)
Operating weight empty:	
1000, 65 seats	35,464 lb (16,084 kg)
1000U	35,853 lb (16,263 kg)
2000, 70 seats	36,725 lb (16,699 kg)
3000, 65 seats	37,014 lb (16,799 kg)
6000, 70 seats	38,315 lb (17,333 kg)
Max weight-limited payload:	
1000	19,030 lb (8,636 kg)
1000U	18,947 lb (8,587 kg)
2000	17,705 lb (8,030 kg)
3000	17,448 lb (7,930 kg)
6000	17,655 lb (8,007 kg)



Two of three F28 Fellowship Mk 1000 twin-turboprop airliners ordered by Aerolíneas Argentinas in early 1978

Max T.O weight:	1000, 2000	65,000 lb (29,485 kg)	8000, low-pressure tyres	21
	3000, 6000	70,800 lb (32,116 kg)	6000, standard tyres	24
Max zero-fuel weight:	1000, 2000, 3000	64,000 lb (24,720 kg)	6000, low-pressure tyres	20
	6000	60,000 lb (25,400 kg)	FAIR T.O field length at max T.O weight (1000, 2000):	
Max landing weight:	1000, 2000	69,000 lb (20,700 kg)	S/L, ISA + 10°C	5,490 ft (1,673 m)
	6000, 6000	64,000 lb (29,030 kg)	S/L, ISA + 15°C	5,820 ft (1,774 m)
Max wing loading:	1000, 2000	79.1 lb/sq ft (386 kg/m <sup>2</sup> )	2,000 ft (610 m)	6,160 ft (1,878 m)
	6000, 6000	83.3 lb/sq ft (406 kg/m <sup>2</sup> )	3,000 ft (915 m)	5,970 ft (1,820 m)
Max cabin floor loading:	all passenger versions	75 lb/sq ft (360 kg/m <sup>2</sup> )	3,000 ft (915 m)	6,320 ft (1,920 m)
	1000, 3000, with large cargo door	125 lb/sq ft (610 kg/m <sup>2</sup> )	FAIR T.O field length at max T.O weight (6000, 6000):	
Max power loading:	1000, 2000	3.3 lb/ft at (3.3 kg/ft at)	S/L	5,800 ft (1,768 m)
	6000, 6000	3.0 lb/ft at (3.0 kg/ft at)	S/L, ISA + 10°C	6,040 ft (1,843 m)
Performance (ISA, except where indicated):			S/L, ISA + 15°C	6,160 ft (1,880 m)
Max never-exceed speed (all versions)		290 knots (449 mph; 723 km/h) EAS	2,000 ft (610 m)	6,120 ft (1,865 m)
or Mach 0.83			3,000 ft (915 m)	6,530 ft (1,990 m)
Max permissible operating speed (all versions)		330 knots (480 mph; 811 km/h) EAS	FAIR landing field length at max landing weight (1000, 2000):	
or Mach 0.76			S/L	3,510 ft (1,079 m)
Max cruising speed at 23,000 ft (7,000 m) (all versions)		456 knots (823 mph; 842 km/h) TAS	6,000 ft (1,825 m)	4,010 ft (1,222 m)
Econ cruising speed at 30,000 ft (9,150 m), AUV of 60,000 lb (26,760 kg):			FAIR landing field length at max landing weight (6000, 6000):	
1000, 2000		362 knots (416 mph; 670 km/h) TAS	S/L	3,120 ft (951 m)
2000, 6000		360 knots (421 mph; 678 km/h) TAS	6,000 ft (1,825 m)	3,527 ft (1,075 m)
Threshold speed at max landing weight:			Range, high-speed schedule, FAIR 121.654 reserves:	
1000, 2000		110 knots (127 mph; 204 km/h) EAS	1000, 65 passengers	1,020 nm (1,174 miles; 1,889 km)
6000, 6000		110 knots (127 mph; 204 km/h) EAS	2000, 70 passengers	1,210 nm (1,392 miles; 2,140 km)
Max cruising altitude:		35,000 ft (10,676 m)	*6000, 65 passengers	1,210 nm (1,392 miles; 2,140 km)
all versions			6000, 70 passengers	900 nm (1,036 miles; 1,667 km)
Min ground turning radius:			Range, long-range schedule, FAIR 121.654 reserves:	
1000, 3000		31 ft 6 in (9.60 m)	1000, 65 passengers	1,130 nm (1,300 miles; 2,033 km)
2000, 6000		35 ft 0 in (10.60 m)	2000, 70 passengers	700 nm (806 miles; 1,230 km)
Runway LCN at max T.O weight (hard runway):			*5000, 65 passengers	1,400 nm (1,611 miles; 2,593 km)
1000, standard tyres		20.5	6000, 70 passengers	1,030 nm (1,185 miles; 1,908 km)
1000, low-pressure tyres		22	*With wing centre-section tanks	
2000, standard tyres		27	<b>OPERATIONAL NOISE CHARACTERISTICS (FAIR Pt 36):</b>	
2000, low-pressure tyres		22.6	T.O noise level:	
6000, standard tyres		31	1000, 2000	90 EPNdB
6000, low-pressure tyres		27	6000, 6000 (estimated)	88 EPNdB
6000, standard tyres		28	Approach noise level:	
6000, low-pressure tyres		28	1000	101.2 EPNdB
6000, low-pressure tyres		28	2000	101.8 EPNdB
Runway LCN at max T.O weight (flexible runway):			6000, 6000 (estimated)	97.5 EPNdB
1000, standard tyres		21	Stipulative noise level:	
1000, standard tyres		21.5	1000, 2000	99.5 EPNdB
6000, standard tyres		25	6000, 6000 (estimated)	97 EPNdB

F-28 FLIGHT DYNAMICS Section 2 - Aerodynamics

<p>Fuselage: Max width 10 ft 10 in (3-30 m)                  Height overall 27 ft 9 1/2 in (8-47 m)                  Tailplane span 23 ft 4 1/2 in (8-04 m)                  Wheel track (c/f) of shock struts 10 ft 6 in (5-04 m)</p> <p>Wheelsbase:                  1000, 5000 29 ft 2 1/2 in (8-90 m)                  2000, 6000 33 ft 1 1/2 in (10-35 m)</p> <p>Passenger door (fwd, port):                  Height 6 ft 4 in (1-93 m)                  Width 2 ft 10 in (0-80 m)                  Service/emergency door (fwd, starboard):                  Height 4 ft 2 in (1-27 m)                  Width 2 ft 0 in (0-61 m)                  Emergency exits (centre, each):                  Height 3 ft 0 in (0-91 m)                  Width 1 ft 8 in (0-51 m)</p> <p>Freight hold doors (each):                  Height (fwd, each) 2 ft 11 1/2 in (0-90 m)                  Height (aft) 2 ft 7 1/4 in (0-60 m)                  Width (fwd, each) 3 ft 1 1/2 in (0-95 m)                  Width (aft) 2 ft 11 in (0-89 m)                  Height to sill (fwd, each) 4 ft 10 in (1-47 m)                  Height to sill (aft) 5 ft 2 1/2 in (1-59 m)</p> <p>Baggage door (rear, port, optional):                  Height 1 ft 11 1/2 in (0-60 m)                  Width 1 ft 8 in (0-51 m)</p> <p>Optional cargo door (fwd, port):                  Height 6 ft 1 1/2 in (1-87 m)                  Width 8 ft 2 in (2-49 m)                  Height to sill 7 ft 4 1/2 in (2-24 m)</p> <p>Dimensions, INTERNAL:                  Cabin, excl flight deck:                  Length:                  1000, 5000 43 ft 0 in (13-10 m)                  2000, 6000 49 ft 3 in (15-31 m)                  Max length of seating area:                  1000, 5000 35 ft 2 1/2 in (10-74 m)                  2000, 6000 42 ft 8 1/2 in (12-95 m)                  Max width 10 ft 2 in (3-10 m)                  Max height 6 ft 7 1/2 in (2-02 m)                  Floor area:                  1000, 5000 413-3 sq ft (38-4 m<sup>2</sup>)                  2000, 6000 482-2 sq ft (44-8 m<sup>2</sup>)                  Volume:                  1000, 5000 2,525 cu ft (71-5 m<sup>3</sup>)                  2000, 6000 2,931 cu ft (83-0 m<sup>3</sup>)                  Freight hold (underfloor, fwd):                  1000, 5000 245 cu ft (6-90 m<sup>3</sup>)                  2000, 6000 308 cu ft (8-70 m<sup>3</sup>)                  Freight hold (underfloor, rear):                  1000, 5000 135 cu ft (3-80 m<sup>3</sup>)                  2000, 6000 169 cu ft (4-80 m<sup>3</sup>)                  Baggage hold (aft of cabin), max 80 cu ft (2-265 m<sup>3</sup>)</p>	<p>Max T.O weight:                  1000, 2000 65,000 lb (29,485 kg)                  5000, 6000 70,800 lb (32,115 kg)                  Max zero-fuel weight:                  1000, 2000, 5000 64,600 lb (24,720 kg)                  50,000 lb (25,400 kg)                  Max landing weight:                  1000, 2000 59,000 lb (26,760 kg)                  6000, 6000 64,000 lb (29,030 kg)                  Max wing loading:                  1000, 2000 70-1 lb/sq ft (386 kg/m<sup>2</sup>)                  5000, 6000 83-3 lb/sq ft (406 kg/m<sup>2</sup>)                  Max cabin floor loading:                  all passenger versions 75 lb/sq ft (360 kg/m<sup>2</sup>)                  1000, 5000, with large cargo door 125 lb/sq ft (610 kg/m<sup>2</sup>)                  Max power loading:                  1000, 2000 3-3 lb/lb at (3-3 kg/kg at)                  6000, 6000 3-6 lb/lb at (3-6 kg/kg at)</p> <p>PERFORMANCE (ISA, except where indicated):                  Max never-exceed speed (all versions) 300 knots (449 mph; 723 km/h) EAS                  or Mach 0-83                  Max permissible operating speed (all versions) 300 knots (380 mph; 611 km/h) EAS                  or Mach 0-75                  Max cruising speed at 23,000 ft (7,000 m) (all versions) 455 knots (523 mph; 843 km/h) TAS                  Econ cruising speed at 30,000 ft (9,150 m), AUV of 50,000 lb (22,700 kg):                  1000, 2000 342 knots (416 mph; 670 km/h) TAS                  5000, 6000 380 knots (421 mph; 678 km/h) TAS                  Threshold speed at max landing weight:                  1000, 2000 110 knots (127 mph; 220 km/h) EAS                  5000, 6000 110 knots (127 mph; 204 km/h) EAS                  Max cruising altitude:                  all versions 35,000 ft (10,673 m)                  Min ground turning radius:                  1000, 5000 31 ft 6 in (9-60 m)                  2000, 6000 35 ft 9 in (10-90 m)</p> <p>Runway LCN at max T.O weight (hard runway):                  1000, standard tyres 20-5                  1000, low-pressure tyres 22                  2000, standard tyres 27                  2000, low-pressure tyres 22-6                  5000, standard tyres 31                  6000, low-pressure tyres 27                  6000, standard tyres 30                  6000, low-pressure tyres 20                  Runway LCN at max T.O weight (flexible runway):                  1000, standard tyres 21                  2000, standard tyres 21-5                  5000, standard tyres 25                  5000, low-pressure tyres 21                  6000, standard tyres 24                  6000, low-pressure tyres 20</p> <p>FAR T.O field length at max T.O weight (1000, 2000):                  S/L 5,400 ft (1,673 m)                  S/L, ISA + 10°C 5,920 ft (1,774 m)                  S/L, ISA + 15°C 6,100 ft (1,858 m)                  2,000 ft (610 m) 5,970 ft (1,820 m)                  3,000 ft (915 m) 6,320 ft (1,926 m)                  FAR T.O field length at max T.O weight (5000, 6000):                  S/L 5,800 ft (1,768 m)                  S/L, ISA + 10°C 6,040 ft (1,843 m)                  S/L, ISA + 15°C 6,168 ft (1,880 m)                  2,000 ft (610 m) 6,120 ft (1,865 m)                  3,000 ft (915 m) 6,530 ft (1,990 m)                  FAR landing field length at max landing weight (1000, 2000):                  S/L 3,540 ft (1,079 m)                  5,000 ft (1,525 m) 4,010 ft (1,222 m)                  FAR landing field length at max landing weight (5000, 6000):                  S/L 3,120 ft (951 m)                  5,000 ft (1,525 m) 3,527 ft (1,075 m)</p>	<p>Range, high-speed schedule, FAR 121.654 reserves:                  1000, 65 passengers 1,020 nm (1,174 miles; 1,889 km)                  2000, 70 passengers 830 nm (725 miles; 1,167 km)                  *5000, 65 passengers 1,210 nm (1,392 miles; 2,240 km)                  6000, 79 passengers 900 nm (1,030 miles; 1,667 km)                  Range, long-range schedule, FAR 121.654 reserves:                  1000, 65 passengers 1,400 nm (1,300 miles; 2,093 km)                  2000, 70 passengers 700 nm (806 miles; 1,296 km)                  *5000, 65 passengers 1,130 nm (1,011 miles; 2,503 km)                  6000, 79 passengers 1,020 nm (1,185 miles; 1,908 km)                  *With wing centre-section tanks</p> <p>OPERATIONAL NOISE CHARACTERISTICS (FAR Pt 36):                  T-O noise level:                  1000, 2000 90 EPNdB                  6000, 6000 (estimated) 88 EPNdB                  Approach noise level:                  1000 101-2 EPNdB                  2000 101-8 EPNdB                  5000, 6000 (estimated) 97-5 EPNdB                  Sideline noise level:                  1000, 2000 99-5 EPNdB                  5000, 6000 (estimated) 97 EPNdB</p>
--	--	---

**ANNEXE B DE LA SECTION 2**

**ILLUSTRATIONS DES TYPES DE DÉCROCHAGE ET  
DE L'ÉCOULEMENT TOURBILLONNAIRE AUTOUR D'UNE AILE**

**TYPE I - DÉCROCHAGE AVEC DÉCOLLEMENT AU BORD DE FUITE**

RUPTURE PROGRESSIVE DE L'ÉCOULEMENT LAMINAIRE À UN  $C_{zmax}$  ÉLEVÉ



**TYPE II - DÉCROCHAGE AVEC DÉCOLLEMENT AU BORD D'ATTAQUE**

RUPTURE BRUSQUE DE L'ÉCOULEMENT LAMINAIRE À UN  $C_{zmax}$  ÉLEVÉ

BULLE DE BORD D'ATTAQUE



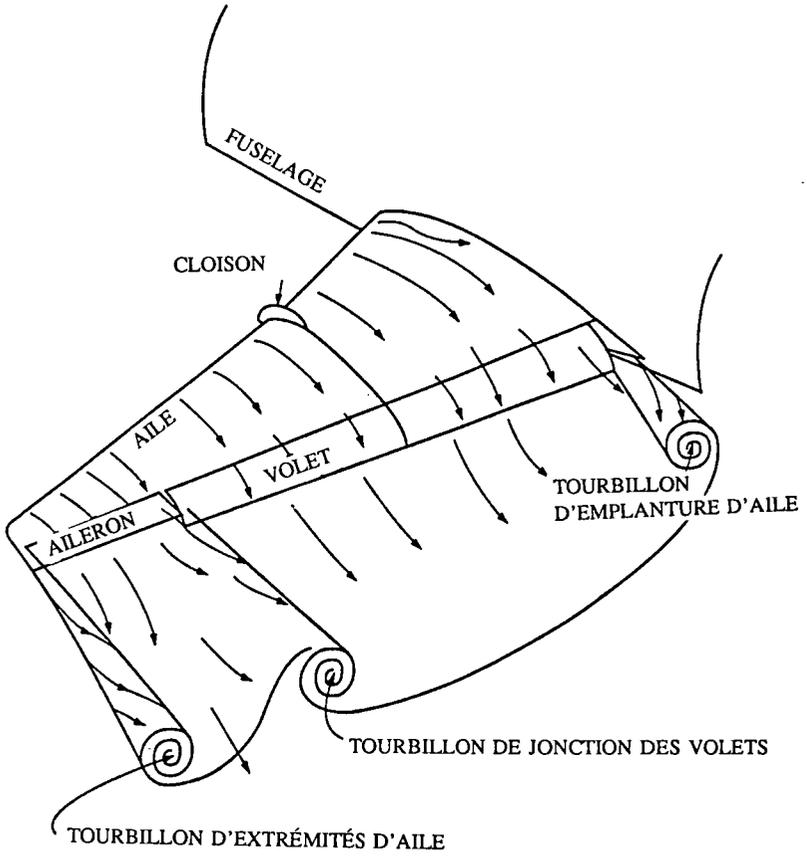
**TYPE III - DÉCROCHAGE D'UN PROFIL MINCE**

RUPTURE PROGRESSIVE DE L'ÉCOULEMENT À UN  $C_{zmax}$  FAIBLE

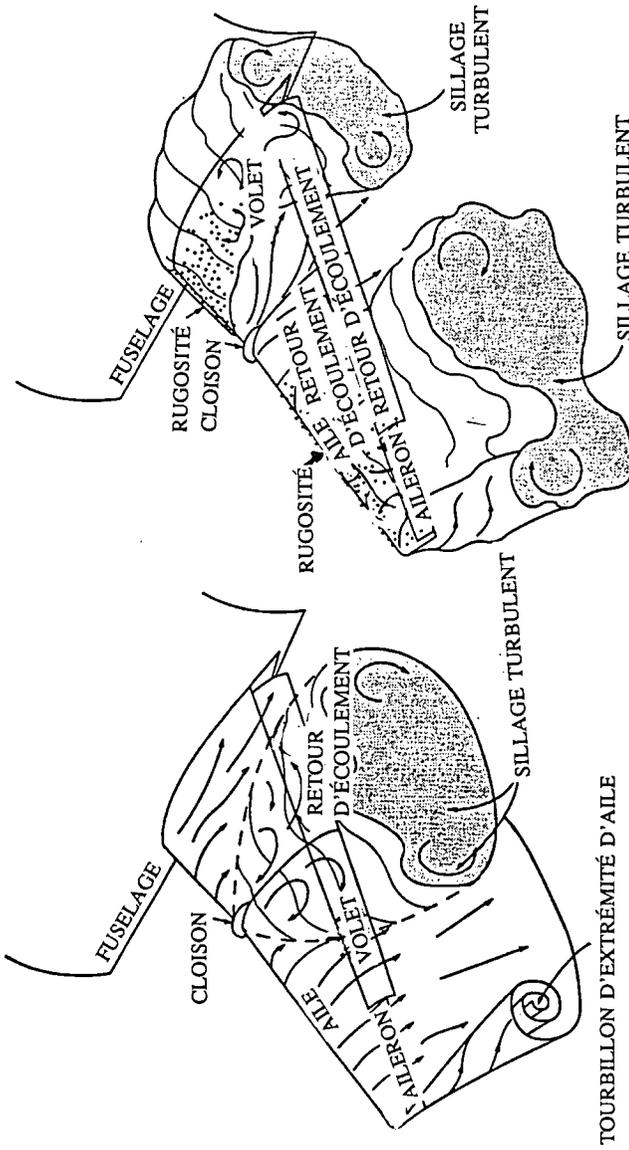
LONGUE BULLE



**CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE DES PROFILS D'AILES**



ÉCOULEMENT NORMAL ET SILLAGE D'UNE AILE PROPRE



DÉCOCHAGE ET SILLAGE TURBULENT

D'UNE AILE PROPRE

PARTIES DE L'AILE OÙ L'ÉCOULEMENT SE DÉCOLLE DES PANNEAUX  
EXTÉRIEURS ET DE L'EMPLANTURE (AILE CONTAMINÉE)

SCHEMA DES TOURBILLONS ET DES SILLAGES TURBULENTS  
CARACTÉRISTIQUES D'UNE AILE PARTIELLEMENT DÉCROCHÉE

**DYNAMIQUES DE VOL DU F-28**  
**SECTION 3**  
**ÉTUDES ET ANALYSES DE SIMULATION EN TEMPS RÉEL**

**INTRODUCTION**

Comme on a pu le lire dans l'introduction, la destruction de la bande de l'enregistreur de données de vol signifie dans le cas de cet accident qu'il n'y a pas de données numériques pouvant servir de base à une quelconque analyse de la trajectoire de l'avion en un point quelconque de la tentative de décollage : les seuls indices dont ont disposé les enquêteurs ont été les récits des divers témoins. C'est dire que la simulation, qu'elle soit analytique ou en temps réel, a été, avec «l'homme dans la boucle», le seul outil disponible pour aider le groupe chargé de l'analyse des performances à étudier les circonstances de l'accident de Dryden. Deux formes de simulation ont été utilisées. Une visite du groupe à l'usine du constructeur, à Amsterdam (Pays-Bas) a été l'occasion d'utiliser le simulateur d'étude à plate-forme mouvante de cette société, tandis qu'une importante modélisation mathématique (simulation analytique) était effectuée pour vérifier et valider les constatations faites à l'avionnerie Fokker. La présente section décrit et commente les résultats des simulations dynamiques.

**SIMULATION DYNAMIQUE DANS LE SIMULATEUR D'ÉTUDE DE FOKKER**

Au moment où ces simulations dynamiques ont été effectuées dans le simulateur<sup>4</sup> technique de Fokker, celui-ci était programmé en Fokker F-100, un dérivé quelque peu agrandi du F-28, avec des différences appréciables quant à l'aérodynamique. Cet avion est un nouveau Fokker et le F-28 n'est plus construit. Comme le temps manquait pour reprogrammer le simulateur d'étude avec les données du F-28, il a été décidé de l'utiliser tel quel, en reconstituant au mieux les caractéristiques du F-28 par un choix des valeurs poussée/poids telles que le comportement de l'appareil serait semblable à celui du F-28. Monoplace, ce simulateur d'étude aux commandes de vol normales est équipé de tous les instruments électroniques de vol au poste commandant de bord, ainsi que de tous les instruments de contrôle des réacteurs. Il est en outre pourvu d'un système visuel reproduisant des scènes de nuit sur la piste.

Le modèle mathématique utilisé pour le F-100 dans ce simulateur d'étude intègre les particularités de comportement de l'avion à divers degrés de givrage des ailes. De plus, le modèle étudié au sol pouvait admettre divers niveaux de contamination de la piste par la névasse, de façon à simuler les conditions de roulage. Une simulation dynamique de divers niveaux de contamination des ailes et de la piste a été décidée. Les données tirées

---

<sup>4</sup> Une simulation d'étude, qui comporte un grand nombre de détails techniques, est souvent utilisée par les concepteurs d'avions comme outil de mise au point et de recherche.

de ces simulations ont permis de représenter graphiquement et numériquement les profils de vol et les changements de comportement que l'avion aurait expérimentés.

### **APPROXIMATIONS DU SIMULATEUR POUR LA REPRÉSENTATION DU F-28 Mk 1000**

#### **Mise à l'échelle du Fokker 100 transformé pour la circonstance en F-28 Mk 1000**

Le but de la simulation dynamique consistait à obtenir des profils de vols qui, dans diverses conditions, auraient été ceux d'un F-28 Mk 1000. À cet effet, il a fallu choisir soigneusement un certain nombre de paramètres.

Un poids a été choisi pour le F-100 de façon que les vitesses de décrochage et autres vitesses de référence ( $V_1$ ,  $V_R$  et  $V_2$ ) soient les mêmes que celles du F-28 au poids de 63 500 lb. Les vitesses de rotation et de déjaugeage ( $V_2$ ) sont ainsi les mêmes et cela permet de faire des comparaisons de roulement au décollage sur pistes sèche et contaminée avec le pourcentage de poussée voulu. De plus, l'utilisation des mêmes vitesses s'est traduite par l'obtention pour l'aile d'un nombre de Reynolds (un rapport sans dimension, utilisé en aérodynamique, de la dynamique des forces visqueuses) du même ordre de grandeur au moment de la rotation. De cette façon, les caractéristiques aérodynamiques de l'aile devaient simuler aussi fidèlement que possible celles du F-28 dans les mêmes conditions.

Le poids ainsi choisi, il a fallu adopter une puissance inférieure à celle du décollage à pleine poussée d'un F-100, si bien que le rapport poussée-poids a été du même ordre de grandeur que celui du F-28 de l'accident. Les rapports poussée-poids concordaient à vitesse nulle. Les ingénieurs de Fokker ont déclaré que la diminution de poussée au régime du réacteur du F-100 était comparable à celle du réacteur du F-28. Ainsi, l'accélération du modèle de simulation dynamique aurait été la même que celle du F-28.

Les profils de traînée aérodynamique de l'avion étaient assez similaires pour que les données de la simulation dynamique aient été jugées représentatives puisque :

- o La traînée aérodynamique n'est pas devenue un facteur important tant qu'une vitesse d'environ 80 noeuds n'a pas été atteinte pendant la course au décollage.
- o Les caractéristiques exactes du contaminant givrant modélisé étaient inconnues mais l'ajustement au niveau de contamination devrait compenser les faibles différences des profils de traînée.

Il est évident que l'utilisation de l'aile du F-100 aux fins d'une étude de givrage pour laquelle le profil de l'aile revêt du point de vue des résultats une importance primordiale a mérité réflexion. L'aile du Fokker F-100 a le même profil à caisson que celle du F-28, mais la partie de ce profil qui précède le longeron avant a été redessinée. La forme en plan de l'aile a été modifiée et les extrémités d'aile allongées et redessinées. Les volets de bord de fuite ont une courbure différente pour modifier la répartition de la charge alaire.

Les différences de caractéristiques d'un profil d'aile peuvent avoir certaines conséquences pour les besoins de cette étude, mais l'importance et la nature des effets d'une forte contamination par la glace ou le givre ne semblent pas étroitement liées au profil de l'aile dans cette classe d'avions de transport à réaction. (Voir section 1 - Aérodynamique)

L'emplacement du centre de gravité du F-100 a été fixé à 30 p. 100 de la corde aérodynamique moyenne afin que cet avion ait la même réaction aux commandes, pendant la rotation (cabrage), que le F-28 centré à 22 p. 100, ce qui était le cas lors du décollage de Dryden.

Le F-28 de l'accident de Dryden avait décollé au poids d'environ 63 500 lb, plus le poids de la neige et de la glace qui s'étaient accumulées. Cet avion était soumis au décollage à une poussée statique totale de 19 700 lb, en supposant que les réacteurs aient fonctionné normalement. Le rapport poussée/poids était égal à 0,30 fois cette poussée totale au décollage. Le F-100 de la simulation pesait 87 000 lb et une poussée de 26 100 lb a été affichée afin que le rapport poussée/poids soit égal à 0,30. Le poids du F-100 a été choisi de façon que les vitesses de décrochage des ailes propres soient les mêmes dans les deux cas, c'est-à-dire de 107 noeuds. Dans ces deux cas, le braquage des volets a été de 18 degrés.

### **Conditions de base**

Les conditions de base de la simulation dynamique postulaient les ailes propres et la piste sèche. Les décollages ont été effectués dans ces conditions et le point de rotation (de cabrage) a été vérifié d'après les récits des témoins de l'accident afin de valider, grosso modo, la modélisation du vol du F-28.

La corrélation des résultats de la simulation aux conditions de base a, de façon générale, bien intégré les caractéristiques du F-28. De plus, ces essais aux conditions de base ont donné au pilote chargé de la simulation le temps de prendre le simulateur en mains et de pouvoir ainsi recourir à des techniques de rotation et de pilotage homogènes, valables pour tous les décollages.

### Modélisation de la névasse

L'épaisseur de névasse du modèle a fait l'objet de variations afin de déterminer le niveau de névasse nécessaire pour allonger la course au décollage d'une distance correspondant à celle dont les témoins ont fait état.

Cette variation s'est effectuée par petits paliers de 0 à 0,45 pouce. La distance supplémentaire de décollage a été notée dans chaque cas et la profondeur de névasse de 0,15 pouce choisie comme valeur de base pour la simulation. Cette épaisseur de névasse a donné lieu à une augmentation de la distance de décollage d'environ 500 pieds, ce qui est du même ordre de grandeur que l'excès de longueur de course au décollage signalé par les témoins de l'accident de Dryden. Il conviendrait cependant de noter qu'il existe une cause supplémentaire à la longueur de roulement au décollage, à savoir la glace des ailes, qui a obligé à cabrer davantage pour déjauger. Il a été tenu compte de cet élément lors d'une phase ultérieure de la simulation.

### Modélisation de la contamination de l'aile

La contamination de l'aile a été modélisée au moyen d'une simulation, réalisée par Fokker, d'une épaisseur irrégulière de glace et de neige sur toute l'aile. Le facteur de contamination pouvait varier de 0 à 1. Il convient cependant de bien noter que ce facteur ne correspond pas à l'épaisseur de contamination, même si les tracés fournis par Fokker lui attribuent cette particularité. La raison en est qu'à profondeur égale les substances de caractéristiques diverses confèrent à l'aile qu'elles contaminent un comportement très différent. Autrement dit, une couche très fine d'un contaminant très grossier peut donner lieu à une dégradation de performances bien plus importante qu'une épaisse couche d'un contaminant très régulier, qui épouse le contour de l'aile. Nous ne saurions trop insister sur le fait que *la FORME et l'EMPLACEMENT du contaminant comptent beaucoup plus que son épaisseur en fait de rendement d'une aile.*

Ainsi définirait-on plus judicieusement le facteur de contamination en disant qu'à partir d'une valeur de celui-ci supérieure à environ 0,8, l'avion ne s'envolerait pas de la piste aux vitesses et dans les conditions de l'essai. C'est pourquoi nous avons étudié divers degrés de contamination entre 0,5 et 0,80, ce qui a donné lieu à des profils de vol qui correspondaient de façon générale à celui de l'avion accidenté.

Les courses au décollage qui correspondaient le mieux au profil décrit par les témoins de Dryden ont été réalisées avec une épaisseur de névasse de 0,15 pouce et un facteur de contamination d'environ 0,8.

La description de Fokker, en fait de simulation de la glace sur une aile, est tirée de la page 3 de Warrink[7].

*La glace d'une aile est simulée en tant que cause de changement du coefficient de portance, de traînée et de moment de tangage. L'importance en a été déterminée en soufflerie, où un cornet de glace d'un pouce d'épaisseur au bord d'attaque a été simulé. Les essais menés avec différentes formes de glace nous montrent, tout comme ce qui a été écrit à ce sujet, que les effets sont les mêmes dans la région du bord d'attaque, avec du givre opaque ou de la névase gelée. Grâce à des calculs de détermination des conditions d'équilibre statique, les conséquences d'une épaisseur d'un pouce de glace (dans l'effet de sol) sur la portance, l'angle de trajectoire de vol et le braquage de la gouverne de profondeur ont été évaluées. Voir les figures 1, 2 et 3. Cette simulation a permis de faire varier linéairement, de 0 à 1, l'effet de la glace sur l'aile.*

### **Panne de réacteur au décollage**

Quelques décollages ont été effectués alors qu'un réacteur venait de tomber en panne juste après la rotation (cabrage précédant l'envol). Quelle que soit le degré de contamination de l'avion, la tenue d'axe (maîtrise de la direction) n'a pas posé de problème. Cependant, le niveau de contamination auquel l'avion est encore capable de quitter le sol et de monter avait été sensiblement réduit. Des décollages ont été réussis avec un facteur de contamination inférieur à 0,5 et ce niveau correspondait aux performances minimales de mise en oeuvre. Il conviendrait de noter que la relation entre le degré de contamination et l'épaisseur de contamination n'est pas du tout linéaire, de sorte que ces résultats ne devraient pas être interprétés comme signifiant que l'avion est capable d'empporter la moitié de la charge contaminante avec un réacteur en panne.

Cependant, il est apparu clairement que la diminution de poussée au moment de la rotation a gravement réduit la marge des qualités de vol disponibles et, de ce fait, les possibilités de réussite d'un décollage avec un contaminant quelconque.

## **TECHNIQUES DE TRAITEMENT D'UNE SIMULATION DYNAMIQUE**

### **Synthèse**

L'hypothèse de base, pendant l'exercice de simulation, a été que les pilotes de l'avion accidenté auraient cru que cet avion était capable de voler et auraient, par conséquent, recouru aux techniques de pilotage normales. C'est pourquoi pour les «simulations de Dryden», aucune procédure ou technique particulière n'a été employée en vue de la recherche d'un meilleur profil de vol. Des expériences spéciales, conduites avec des techniques qui l'étaient aussi, n'ont laissé aucun doute sur le fait qu'en cas de contamination la technique de pilotage a une influence considérable sur le profil de vol.

Cette constatation a été confirmée ultérieurement par la modélisation numérique en différé.

La technique de pilotage, aux fins de cet exercice, comprend ce qui suit :

- o Choix de la vitesse de rotation. Un pilote optant pour un incrément de vitesse supérieur à  $V_r$ , avant la rotation, aurait une plus grande probabilité de réussite du décollage. L'inverse est également vrai.
- o Utilisation d'une cadence de rotation plus lente. Un pilote optant pour une cadence de rotation plus lente aurait aussi une plus grande probabilité de réussite du décollage.
- o Rotation partielle. Un pilote effectuant la rotation en prenant l'assiette de déjaugeage habituelle, et en la maintenant plutôt qu'en continuant à cabrer, aurait aussi eu une plus grande probabilité de réussite du décollage.

Il importe de noter que les remarques ci-dessus ne devraient pas être interprétées comme des recommandations de pilotage par mauvais temps. La raison en est qu'il existe dans tout décollage beaucoup d'autres éléments dont il s'agit de réaliser l'équilibre par des compromis auxquels ces techniques peuvent être contraires. Tout ce qui compte dans ce cas présent est la question particulière de savoir si, dans les conditions choisies aux vitesses envisagées, cet avion aurait pu voler.

Afin de préserver l'homogénéité du pilotage, les simulations dynamiques ont toutes été effectuées par M. Wagner, à l'heure actuelle copilote de B-767 à Air Canada. Le pilotage du simulateur était contrôlé par M. Morgan, un pilote d'essai de l'Établissement national d'aéronautique. Les techniques de pilotage employées au cours des différentes phases de simulation ont, pendant l'exercice, été examinées par les deux pilotes pour essayer de faire en sorte que des procédures logiques soient utilisées en toutes circonstances.

### Techniques et méthodes de pilotage

Chaque course au décollage a commencé au seuil de la piste, la puissance envisagée pour le décollage étant déjà affichée à vitesse nulle. Freins désserrés, la course au décollage commençait. Aucun vent n'a été simulé puisque dans l'accident de Dryden le vent était effectivement nul.

L'avion était accéléré jusqu'à la vitesse de rotation, une très légère pression étant exercée sur le volant de commande pour assurer une bonne tenue d'axe par l'orientation des roues avant. La vitesse de rotation atteinte, la manoeuvre débutait par une traction sur le volant

permettant de cabrer à une cadence d'environ 3 degrés par seconde. L'assiette obtenue en fin de rotation a été limitée à 18 degrés, soit un peu plus que celle du F-28 mais judicieuse pour le Fokker 100.

Après avoir quitté le sol, l'avion était accéléré jusqu'à la vitesse de référence  $V_2$ , augmentée d'un incrément dépendant de la configuration et des conditions de l'essai. Le vol prenait fin à une altitude d'environ 400 pieds au-dessus de celle de l'aéroport, ou lorsque l'avion s'écrasait à l'issue d'une tentative de décollage infructueuse. Certains décollages ont aussi pris fin après un vol prolongé au ras du terrain, dans l'effet de sol, sans que la montée initiale ait réussi.

À l'occasion de chaque vol, toutes les données étaient enregistrées par l'ordinateur de simulation.

#### **Techniques de pilotage pendant les décollages sur piste contaminée**

Dans le cas des décollages sur piste contaminée, des actions normales ont été exercées sur le volant de commande, sauf à l'occasion de quelques vols pour lesquels l'avion a été cabré d'environ 2 à 3 degrés à environ 80 noeuds afin de dégager la roue avant de la névasse. Il s'agit d'une procédure mentionnée dans le manuel du F-28 et qui a été mise à l'épreuve au cours de ces essais pour déterminer les conséquences que cette technique pourrait dans ce cas avoir eu sur le décollage.

Les données des essais ayant été analysées, il a été constaté que le fait de soulever la roue avant pour réduire le freinage occasionné par la névasse avait sur la distance de décollage un effet mesurable mais plutôt faible. La différence a été de l'ordre de 100 pieds.

#### **Techniques de pilotage au cours de décollages avec les ailes contaminées**

Dans le cas des décollages avec les ailes contaminées, les forces exercées sur le volant de commande ont été normales, mais la cadence de rotation qui en a résulté a été quelque peu plus lente qu'avec l'aile propre. C'est parce que la contamination a eu pour effet d'augmenter le couple piqueur de l'aile, le moment cabreur de la gouverne de profondeur diminuant de ce fait pour causer la rotation.

Le degré de contamination étant augmenté, de nombreux décollages ont été effectués avec déclenchement du vibreur de manche<sup>5</sup> dès le déjaugage, ou juste après celui-ci. Ce déclenchement était dû aux angles d'attaque sensiblement plus importants qu'il fallait prendre dans ces cas. Il a été jugé que la technique de pilotage normale consisterait à essayer de réduire l'angle d'attaque pour empêcher le vibreur de manche de fonctionner, et des sollicitations à piquer ont par conséquent été exercées sur le manche de commande. Cependant, un essai a été effectué pour maintenir l'assiette juste à la limite du déclenchement du vibreur de manche. Ceci parce que l'on croit que la plupart des pilotes, du fait de leur formation théorique et de la formation qu'ils reçoivent actuellement en fait de manoeuvres destinées à échapper au cisaillement du vent s'attendraient à obtenir une portance proche de la portance maximale disponible au moment où le vibreur de manche commence à faire sentir son action.

Il conviendrait de noter que dans les cas d'une contamination importante de l'aile, celle-ci peut avoir largement dépassé l'angle d'attaque de décrochage au moment où le vibreur de manche entre en fonctionnement. Par principe, le vibreur de manche réagit à l'angle d'attaque maximal normalement prévu dans le cas de l'aile propre. Le système avertisseur de décrochage ne mesure pas, en réalité, le décrochage ni le décollement de l'écoulement de l'aile. Il réagit plutôt en inférant un décrochage du comportement connu de l'aile, étant programmé pour intervenir à un angle d'attaque géométrique donné, basé sur cette connaissance.

Ainsi, le pilote a effectué de nombreuses simulations avec les ailes contaminées alors que le vibreur de manche fonctionnait ou était sur le point de fonctionner. Ce pilote a fait tout son possible pour essayer de maintenir l'avion à la limite du fonctionnement du vibreur de manche. C'est la raison pour laquelle on remarque une notable oscillation en tangage sur les enregistrements de ces vols.

### **Techniques de pilotage pendant les décollages avec un moteur en panne**

La technique normale de pilotage en tangage de l'avion a été utilisée pour les décollages avec un moteur en panne. Dans ces cas, un réacteur a été éteint juste à  $V_r$  et une action appropriée au palonnier a été exercée par le pilote afin que l'avion reste en ligne droite. Une légère action en gauchissement a été nécessaire pour corriger toute amorce de tendance à l'engagement en roulis de l'avion par suite de la rotation résiduelle de lacet qu'engendrait la panne de moteur. Les caractéristiques de montée initiale de l'avion avec

---

<sup>5</sup> Le «vibreur de manche» est un dispositif avertisseur qui agit le manche du pilote si l'aile atteint un angle d'attaque prédéterminé. Dans des conditions normales de fonctionnement, ce dispositif prévient de l'imminence d'un décrochage et son intervention sert généralement à indiquer la limite de portance utilisable à respecter par souci de prudence.

le réacteur en panne ont été classiques, à ceci près que, comme on l'a indiqué, seule une charge limitée de contaminants sur l'aile pouvait être emportée dans ces cas.

### Résumé de l'expérience de simulation dynamique

Les données de simulation dynamique sont présentées dans le rapport de Fokker VS-28-25, numéro d'ordre 22192. Ce rapport résume le travail effectué avec le simulateur Fokker entre le 7 juin et le 8 juin 1989.

L'effet de l'épaisseur variable de névasse sur la piste s'est principalement traduit par une augmentation de la course au décollage. Certains effets supplémentaires ont été perçus comme liés à l'aptitude de l'avion à accélérer après la rotation quand une aile est très contaminée. Cependant, les effets de la névasse ne se sont traduits, de façon générale, que par l'augmentation de la course au décollage.

La contamination de l'aile a eu pour conséquence l'altération du rendement de l'aile, l'ampleur de cette altération étant une fonction non linéaire de l'importance de la contamination.

Quelques effets principaux ont été notés au cours de cette simulation.

1. Comme le degré de contamination de l'aile augmentait à partir de zéro, l'avion a immédiatement accusé une diminution des performances de montée.
2. Aux degrés modérés de contamination, le vibreur de manche est entré en action peu après le déjaugage, après quoi le profil de ce vol a été comparé à celui de la simulation dans laquelle le pilote s'efforçait de maintenir l'avion juste à la limite de déclenchement du vibreur de manche, à 13 degrés d'angle d'attaque. Il conviendrait de faire remarquer que pour l'aile contaminée, cet angle d'attaque était, dans la plupart des cas, atteint après le décrochage. La montée initiale dans l'effet de sol est devenue impossible dans de nombreux cas.
3. Au niveau critique de contamination de l'aile, entre 0,75 et 0,825, l'avion n'a pas pu être déjaugé et il refusait parfois de voler. Cependant, tandis qu'il était en montée initiale dans l'effet de sol, la dégradation du rendement aérodynamique s'est traduite par un enfoncement et l'avion a retouché le sol, puis s'est écrasé après l'extrémité de piste.
4. En résumé, il fallait, au fur et à mesure que le degré de contamination augmentait, augmenter l'assiette en tangage et la vitesse anémométrique (pas la vitesse de rotation) afin d'obtenir une portance suffisante pour arracher l'avion au sol. De plus, comme l'angle d'attaque au décrochage diminuait tandis que la

contamination augmentait, le déjaugage avait lieu plus près du véritable angle d'attaque de décrochage. Finalement, le déjaugage se produisait après le décrochage (de l'aile contaminée), sinon l'avion décrochait peu après s'être déjaugé, alors qu'il commençait sa montée dans l'effet de sol. Il a été impossible, en ayant recours aux techniques normales, de réussir un vol avec un degré de contamination des ailes se situant entre 0,7 et 0,825. Les profils de vol, à ces degrés de contamination, ont été d'une façon générale, proches du profil qui est représentatif de l'accident de Dryden. (Figures 17 à 19 du rapport de Fokker)

5. Dans les cas de la panne volontaire d'un réacteur, l'avion n'était plus pilotable, même à un degré de contamination modéré. L'augmentation de traînée due à la contamination est si importante que la poussée d'un seul groupe turboréacteur est insuffisante pour emporter ne serait-ce qu'une quantité modérée de glace. Cela tient à ce que les grands angles d'attaque nécessaires pour engendrer une portance suffisante avec des ailes contaminées produisent des valeurs de traînée beaucoup plus élevées. La traînée après décrochage est aussi extrêmement élevée. Il n'y a pas d'autre façon de faire voler l'avion ainsi contaminé qu'avec assez de poussée pour accélérer jusqu'à obtention d'une vitesse suffisamment élevée. Cependant, le niveau de poussée avec un réacteur est insuffisant pour permettre cet accélération.

## DYNAMIQUES DU VOL DU F-28 SECTION 4

### MODÉLISATION EN DIFFÉRÉ INTRODUCTION

À la suite d'une visite chez le constructeur de l'avion où des simulations avec pilote aux commandes ont été effectuées (section 2), une modélisation du F-28 au décollage a été effectuée en différé pour examiner à la fois les performances au décollage et les effets de la contamination sur la piste et la surface portante. L'objet des simulations numériques a été de confirmer les constatations faites aux établissements Fokker en utilisant une simulation technique modifiée du Fokker 100, un avion de conception presque identique. Le présent rapport fait le point des méthodes utilisées, avec leurs approximations et leurs extrapolations, et il expose des exemples de situations correspondant aux résultats de modélisation. Deux modèles ont été élaborés simultanément, l'un par Wagner à Montréal et l'autre par Morgan à Ottawa. Leurs résultats ont été périodiquement vérifiés l'un par rapport à l'autre et lorsque des différences ont été constatées l'origine en a été décelée et soit corrigée, soit, s'il s'agissait d'une erreur de conception ou d'algorithme, modifiée après consultation.

*Un objet secondaire, mais important, de la présente section consiste à rendre plausible les principes théoriques techniques ayant servi à modéliser le décollage du F-28. À cet effet, le langage utilisé est, parfois, tout à fait technique et l'on a largement recours aux mathématiques descriptives. L'auteur s'en excuse auprès du lecteur mais il lui a semblé impératif que les travaux ayant abouti aux conclusions présentées ici puissent être examinés de près par ses pairs.*

### SOURCES DE DONNÉES

Trois sources primaires et une source secondaire de données ont été utilisées pour réaliser la simulation en différé. Les données aérodynamiques et de performances ont été tirées de la banque de données de simulation du F-28 fournie par la Société Fokker Aircraft[8] ainsi que d'une étude en soufflerie menée par Fokker sur les caractéristiques de portance et de traînée du F-28 quand les surfaces portantes sont rendues rugueuses par la présence de corps étrangers. Pour la modélisation cognitive du pilotage, de la rotation à la partie du vol qui suit immédiatement le déjaugeage, les données de vol ont été tirées des paramètres recueillis au cours de 21 décollages effectués précédemment par l'avion accidenté à Dryden (le C-FONF). Ces paramètres ont été fournis par le Laboratoire technique du BCSA. La contamination de la piste a été modélisée au moyen d'informations utilisées par la NASA[9] et le Royal Aeronautical Establishment du Royaume-Uni[10].

### SYNTHÈSE DE LA SITUATION

Le Fokker F-28 C-FONF s'est écrasé sur un terrain boisé à environ 750 mètres de l'extrémité de la piste de Dryden, immédiatement après une tentative de décollage.

Il a heurté des arbres à une hauteur d'environ un mètre au-dessus de celle de la piste, puis il a sur son passage sectionné des arbres sur une distance supplémentaire de 240 mètres avant de s'immobiliser. L'enregistreur de données de vol (FDR) a été endommagé par l'incendie au point qu'aucune donnée n'a pu être récupérée et les récits des témoins oculaires constituent la seule source de renseignements disponible au sujet de la trajectoire de l'avion pendant la course au décollage et avant l'écrasement. Une tendance généralement constatée, dans les récits des témoins donne à penser qu'au cours de la tentative de décollage les ailes de l'avion étaient au moins partiellement contaminées par la névasse ou par la glace et d'autres renseignements suggèrent que la piste était, dans une certaine mesure, elle-même contaminée par la névasse ou la neige mouillée au moment de l'accident. Les détails généralement fournis par les récits des témoins, de même que l'absence de trace au sol entre l'extrémité de piste et le premier point d'impact, porte à croire que les événements se sont déroulés à peu près comme suit :

L'avion, volets braqués à 18 degrés, a entamé sa course au décollage à partir d'une position normale sur la piste. Il a obtenu sa vitesse de rotation un peu plus en aval que la normale, puis commencé cette rotation. Pendant la première rotation, l'avion s'est brièvement arraché au sol, à moins qu'il ait simplement allégé ses amortisseurs et s'est ensuite reposé sur la piste réduisant quelque peu son angle de cabrage. À la suite d'une seconde rotation, très proche de l'extrémité de la piste, l'avion a quitté le sol mais est resté au ras de celui-ci jusqu'à ce qu'il heurte les arbres. L'enquête technique qui a fait suite à l'accident a montré qu'à un certain moment pendant la tentative de décollage le braquage des volets se situait entre 18 et 25 degrés et qu'au moment de l'impact le train d'atterrissage était en position intermédiaire (ni complètement sorti ni complètement rentré).

Aux fins de la modélisation, les explications qui précèdent ont été appelées «scénario de Dryden».

### OBJET DE LA MODÉLISATION

Puisqu'il est clair que l'avion n'a pas gagné suffisamment d'altitude, la tâche de modélisation a été grandement simplifiée. Il a été tenu compte du changement de braquage des volets après la première rotation, tandis que la modification du coefficient de traînée générale due au mouvement de rentrée du train a été si faible qu'on l'a négligée. Le décollage a été traité comme une opération à trois phases, à savoir la course au sol, la rotation et l'après-déjaugage qui sont définis comme suit :

**a. Course au sol.** Il s'agit de la phase qui, commençant au début du décollage, l'avion immobile au seuil de piste, se poursuit jusqu'au point où le pilote a

commencé la rotation pour prendre l'assiette de décollage envisagée. L'intervention du pilote, à ce moment, n'est pas importante : avec les avions de cette classe, elle consiste habituellement à maintenir une pression sur la commande de profondeur pour faire en sorte que la roue avant soit bien en contact avec la piste et assure une bonne tenue d'axe au moyen du volant d'orientation du train avant.

**b. Rotation.** Cette phase commence à la fin de la course au sol, l'avion étant alors cabré afin que l'aile engendre assez de portance pour qu'il quitte le sol et commence à voler. Si cette technique peut différer quelque peu d'un type d'avion à un autre, il reste que la rotation s'effectue habituellement de manière à prendre une assiette prédéterminée à une cadence donnée, l'avion se mettant généralement à voler au moment où l'assiette recherchée est atteinte, ou peu après. À ce moment, la technique de pilotage compte beaucoup pour que l'aile ait le meilleur rendement possible. La cadence de tangage utilisée, de même que la précision avec laquelle l'assiette recherchée est obtenue, peuvent l'une et l'autre influencer sur l'obtention des performances optimales de l'aile.

**c. Après-déjaugeage.** Il s'agit de la phase se situant entre le moment où l'avion a complètement décollé, après la rotation, et le moment où, selon le cas, il entame la montée initiale dans l'effet de sol ou s'enfonce et retouche le sol. L'élaboration du modèle numérique a mis en évidence le fait que la technique de pilotage était d'une importance capitale pendant cette phase de vol.

L'avion a été continuellement modélisé pendant ces trois phases mais le modèle cognitif rudimentaire de pilotage se modifie pour réagir aux particularités d'une phase.

### MODÉLISATION DU PILOTAGE ET DYNAMIQUES DE L'AVION

L'expérience, au cours de l'élaboration du modèle, a vite montré que les résultats des simulations dépendaient, probablement d'une façon cruciale, de la technique de pilotage, ce qui a corroboré les constatations faites pendant les simulations dynamiques. Il a, de plus, été jugé souhaitable d'explorer d'autres stratégies de pilotage dans le cas de surfaces portantes gravement contaminées. Pour ces raisons, un modèle cognitif rudimentaire de pilotage a été élaboré. De la sorte, la modélisation des caractéristiques compensatoires ou physiologiques du pilote n'a pas été tentée mais des dispositions ont été prises pour divers comportements du pilote, chacune se traduisant par une cadence de rotation en tangage commandée. Le résultat de cette partie de la simulation a été envoyé dans un filtre passe-bas simple de première ordre, avec un point de reprise à 1,5 radian/seconde, grosso modo représentatif de la réaction en tangage qu'on peut attendre d'un avion de cette classe aux vitesses de décollage typiques.

Le comportement des pilotes a été modélisé au cours de deux phases de décollage, la rotation et le régime qui suit immédiatement le déjaugeage, comme on l'indique ci-dessous.

## ROTATION

Pour ce qui est de la rotation, quatre comportements représentatifs ont été envisagés, à savoir :

**a. Rotation normale.** Une étude de la chronologie de 21 décollages fournie par le BCSA a montré que la rotation «normale» ou habituelle était une rotation assez rapide, de l'ordre de 10 degrés d'assiette en tangage, suivie peu après (environ 1,5 seconde) d'une autre rotation pour atteindre 13 à 15 degrés. Le dernier incrément de l'assiette en tangage semble être «en boucle ouverte» car dans un nombre remarquable de décollages enregistrés il s'accompagnait d'une légère diminution transitoire de vitesse anémométrique. Cette procédure a été prise comme modèle initial. Les données de décollage disponibles ont montré une cadence moyenne de tangage pendant la première partie de la rotation, de 3,81 degrés par seconde avec un écart type de 0,76 degré par seconde, la valeur maximale notée étant de 5,1 degrés par seconde et le minimum de 2,9. La valeur moyenne a servi dans le modèle de limite commandée de cadence en tangage.

**b. Rotation lente.** La manoeuvre de rotation se déroule dans ce cas exactement comme dans la description du paragraphe a., à ceci près que la limite commandée de cadence en tangage a été fixée à 1,9 degré par seconde, soit la moitié de la valeur nominale.

**c. Rotation excessive.** Ce déroulement de la manoeuvre découle d'une réaction typique de pilote, quand l'avion refuse contre toute attente de quitter le sol après la rotation normale à 10 degrés d'assiette de tangage. Après un léger retard (1,5 seconde) l'avion est encore sollicité en cabrage jusqu'à 12 degrés. Dans des circonstances normales, autrement dit avec un avion non contaminé, ce refus de vol à l'assiette normale pourrait se produire si, par exemple, le poids de l'avion avait été sous-estimé, ou si une erreur s'était produite dans le circuit anémométrique. Dans ce cas, un incrément d'assiette *pourrait* engendrer une portance suffisante pour permettre l'envol. Dans le cas du F-28 non contaminé, l'aile serait encore porteuse à un  $C_z$  inférieur au maximum et l'augmentation de traînée due au complément de rotation serait faible.

**d. Le «scénario de Dryden».** Les récits de témoins oculaires s'accordent généralement sur le fait que l'avion de Dryden a effectué une rotation à deux reprises mais l'incertitude règne quant au fait qu'il ait ou non quitté

temporairement le sol après la première rotation. Plusieurs témoins, parmi les passagers, ont remarqué un dernier surcroît de puissance peu après que l'avion ait quitté le sol près de l'extrémité de piste. Un scénario de base correspondant à cette concordance des témoignages figure en pages 1 et 2. Pour les besoins de la modélisation, la séquence dynamique met en scène un avion dont le pilote «rend la main» après la rotation initiale, soit à une cadence fixe soit jusqu'à une assiette arbitraire. Le complément de braquage des volets jusqu'à 25 degrés a été modélisé en supposant que l'équipage ait choisi ce braquage après avoir constaté l'impossibilité d'un envol franc après la première rotation : la sortie des volets a été modélisée à raison de 1 degré par seconde avec interpolation linéaire de la portance et de la traînée entre 18 et 25 degrés. Alors que cet ensemble de mouvements correspond à ceux qu'on prête à l'avion et qu'il est, pour un pilote expérimenté, plausible dans ces circonstances, *on ne saurait trop insister sur le fait qu'il s'agit de conjectures basées, faute de connaissances factuelles, sur une interprétation fondée mais spéculative des descriptions des témoins.*

#### APRÈS LE DÉJAUGEAGE

Pour l'après-déjaugage, trois possibilités de pilotage sont proposées, à savoir :

**a. Incrément d'assiette en tangage.** Cette solution est issue d'une étude des chronologies de décollages précédemment effectués à bord de l'avion qui s'est écrasé, ce qui donne à penser qu'une augmentation d'assiette en tangage immédiatement après le déjàugage, est habituelle. Que cette procédure le soit ou non, ou que le pilote s'efforce alors d'afficher la vitesse voulue est un fait incertain. Dans la plupart des cas examinés, la vitesse anémométrique est invariante pendant cette manoeuvre, mais dans plusieurs cas une régression a été remarquée pendant la rotation secondaire. L'incrément d'assiette en tangage de 3 degrés est encore basé sur une étude des données mentionnée ci-dessus. Cette procédure suit de près la procédure homologuée dont fait état le manuel de vol de Fokker pour le F-28.

**b. Vitesse anémométrique constante.** Ce cas est proche d'une procédure fréquemment utilisée dans le cas des avions de cette classe, dont le pilote, s'efforce pendant la montée initiale de maintenir la vitesse à laquelle il a quitté le sol, augmentée d'un certain incrément, les 10 noeuds utilisés dans la modélisation étant une valeur typique.

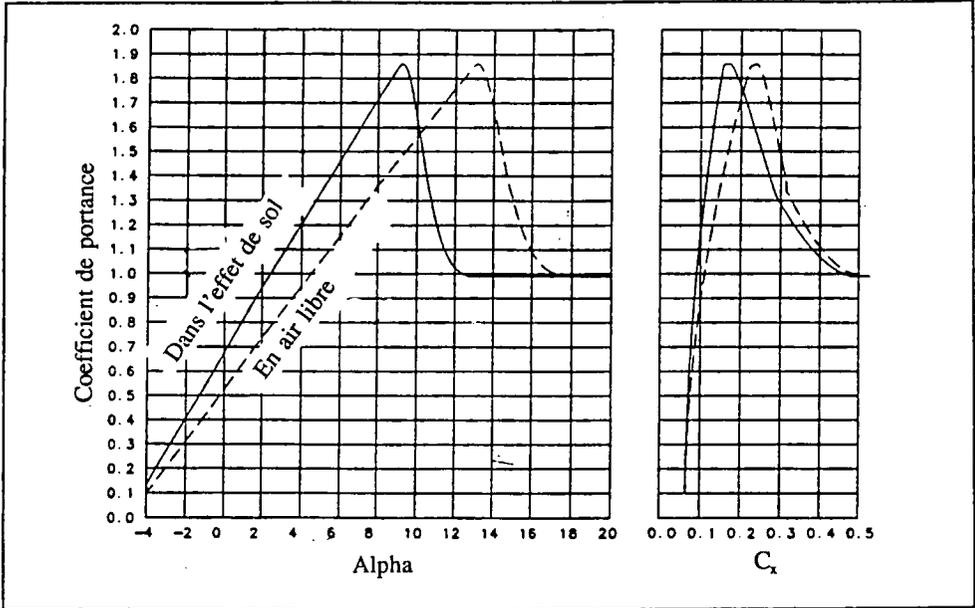


Figure 2 :  $C_z$  et  $C_x$  d'une aile propre

c. **Angle d'attaque constant.** Bien que n'étant pas dans le répertoire normal du pilote, puisque les informations nécessaires ne se trouvent généralement pas dans le poste de pilotage, ce mode opératoire représente probablement la façon la plus efficace de placer l'avion en montée initiale. Il ne figure ici que pour les comparaisons de limites de performances et n'est pas destinée à évoquer le comportement réel d'un pilote.

## MODÉLISATION AÉRODYNAMIQUE

Puisque, du fait même de sa nature, cette enquête devait essentiellement porter sur le comportement de l'avion pendant le décrochage et après celui-ci, une attention particulière a été portée à la modélisation satisfaisante des caractéristiques de l'avion dans cette région de son domaine de vol. Il a fallu aussi modéliser l'effet de sol avec une certaine précision et en inférer une estimation raisonnée des effets à la fois sur la portance et sur la traînée d'une aile contaminée. Le modèle a été élaboré au moyen de données tirées de la Référence 1 et aussi des expériences en soufflerie de Fokker. La méthode de détermination des caractéristiques d'une aile propre en effet de sol et hors de celui-ci a d'abord consisté à recourir aux techniques d'adaptation des graphes, ce qui a permis d'obtenir la courbe  $C_z/\alpha$  d'une aile hors effet de sol avec 18 degrés de volets, puis de

mettre cette courbe en mémoire avec non pas l'angle d'attaque de référence mais un angle d'attaque effectif basé sur la hauteur de l'avion et une courbe d'interpolation de l'effet de sol figurant dans la Référence 1. La courbe pour des angles inférieurs à 13 degrés a été tirée directement de la Référence 1 tandis que la généralisation des rapports résulte de l'interpolation des données de soufflerie : la courbe garde son allure mais perd de l'ampleur dans le cas des volets à 18 degrés de braquage. Les courbes résultantes de l'aile contaminée se trouvent dans la figure 1. Pour la modélisation de la sortie des volets jusqu'à 25 degrés, un incrément simple, lui aussi basé sur les données de la Référence 1, a été utilisé.

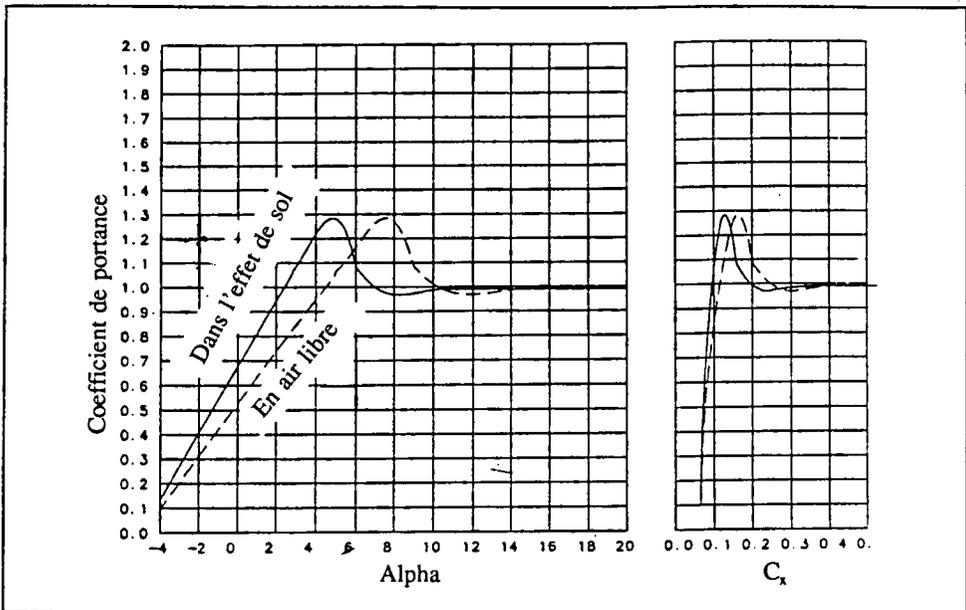


Figure 3 :  $C_z$  et  $C_x$  d'une aile contaminée

La courbe de l'aile contaminée a été tirée de trois sources : la courbe de l'aile propre pour de très faibles angles d'attaque, un tracé de la perte de portance due au givre blanc tel qu'il est indiqué dans la Référence 1, et les données de soufflerie. Les mêmes techniques que celles qui ont été décrites ci-dessus ont été utilisées. Les dernières courbes utilisées sont celles de la figure 2. S'il peut paraître se présenter comme un ensemble de données plutôt sporadiques pour modéliser un régime critique aux fins de cette étude, ce travail a le mérite d'être basé sur les faits et de s'appliquer spécifiquement à l'aile du F-28. De plus, il s'appuie sur une importante assise théorique quant à l'allure

des courbes utilisées, et même quant à leur ampleur, particulièrement à la suite des travaux de Jones et Williams[11] et de Cebeci[12]. Des renseignements supplémentaires, tirés à la fois des essais en soufflerie et des essais en vol, sont à mettre au crédit de Zierten et Hill[13]. Bien que les travaux dont il est ici question aient renvoyé aux avions à dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque, la tendance générale et les données spécifiques relatives au déclenchement de vibreur de manche ont été utilisées.

### Trainée

Un premier examen des données disponibles sur le F-28 a montré que la trainée serait d'une importance essentielle dans ces simulations. Dès lors que, même contaminée, l'aile engendre un  $C_z$  de valeur raisonnable, l'avion s'accélère jusqu'à une vitesse suffisamment élevée pour pouvoir voler. Ce résultat ne sera cependant pas obtenu si la trainée devient si forte que les réacteurs ne produisent pas une poussée suffisante pour permettre à l'avion de gagner de la vitesse après la rotation. Pour que le décollage réussisse, il faut encore que l'avion accélère après avoir quitté le sol, afin de compenser la diminution de  $C_z$  à un angle d'attaque donné tandis qu'il sort en montant de l'effet de sol. Les estimations de la courbe de trainée ont, elles aussi été tirées d'une combinaison de données provenant les unes de la base de données de Fokker et les autres de la soufflerie de cette société. Les effets de la contamination de l'aile ont la même origine. Les figures 1 et 2 montrent aussi les tracés de la polaire de trainée utilisée dans la simulation, ainsi que leurs rapports avec  $C_z$  et  $\alpha$ .

### Degré de contamination de l'aile

Puisqu'il est impossible de déterminer la forme exacte de la contamination de l'aile dans le cas de l'accident de Dryden, on a considéré que l'aile était ou non contaminée au-delà de l'état critique. Cette démarche binaire aboutit à la forte probabilité d'une contamination critique. Elle a été préconisée par Jones[14] il y a 53 ans, et largement corroborée par Abbott et Von Doenhoff[15] ainsi que par Hoerner[16]. Il y a cependant divers degrés de contamination, une partie de l'aile pouvant être contaminée et l'autre pas. C'est ce que soutiennent certains témoins. Cela étant, le coefficient de contamination utilisé dans la simulation ne fait qu'interpoler les capacités de portance de l'aile de façon proportionnelle entre l'état de propreté et celui de contamination. Cette manière d'envisager le problème aboutit à une courbe  $C_z/\alpha$  comportant deux maximums distincts pour ces conditions intermédiaires de contamination qui peuvent ou non se produire en réalité. Du moins montre-t-elle effectivement une diminution des possibilités de rendement proportionnée aux résultats exposés par Walters[17] et dans les travaux précédemment cités de Cebeci ou de Zierten et Hill : ceci est considéré comme donnant une idée suffisante et réaliste de la dégradation de rendement due à la contamination de l'aile.

### Panne de réacteur

Le modèle de Wagner tient compte d'une possibilité de panne de réacteur pendant la tentative de décollage, ce qui est envisagé par souci de ne rien négliger, *et non parce qu'il existe un doute quelconque sur le bon fonctionnement des groupes turboréacteurs dans le cas de cet accident*. Alors que tous les récits des témoins s'accordent à admettre qu'il y a eu une augmentation de puissance peu avant le dernier déjaugage, très peu font état d'une réduction de puissance pendant le décollage. Le pilote de métier qui était assis au droit de l'entrée d'air n'en a pas signalée. La panne de réacteur a été modélisée par réduction instantanée de la poussée à la moitié de sa valeur nominale, assortie d'une augmentation de traînée correspondant à la résistance de l'air dynamique du réacteur en panne et au braquage de la gouverne de direction nécessaire pour garder la maîtrise en direction.

### LA MATRICE DE MODÉLISATION

Une fois que la modélisation a été réalisée et validée (section 5), une matrice des cas à reproduire a été déterminée empiriquement. Dans tous les cas, la configuration de référence a été celle d'un avion au poids de 63 500 lb, produisant toute sa poussée nominale, avec 18 degrés de volets et une  $V_r$  de 122,5 kt. La rotation nominale s'est effectuée à une cadence initiale en tangage de 3 degrés par seconde en vue d'une assiette recherchée de 10 degrés, suivie d'une autre rotation à la cadence de 1 degré par seconde pour atteindre une assiette en tangage de 13 degrés après déjaugage, c'est-à-dire conforme à la procédure préconisée par Fokker. Après quoi, trois paramètres ont été modifiés comme présentant pour cette étude un intérêt primordial : l'épaisseur de la névase, le pourcentage de contamination de l'aile contaminée et la valeur de  $V_r$ . Ces essais ont été effectués en utilisant à la fois la technique nominale de rotation décrite ci-dessus et le «scénario de Dryden» précédemment décrit en entier. Les cadences de rotation nominale (3 degrés par seconde) et réduite (2 degrés par seconde) ont été utilisées pour la rotation initiale. L'ensemble des conditions de l'essai était le suivant :

- a. **Épaisseur de la névase.** 0, 0,1, 0,2, 0,3 et 0,4 pouces.
- b. **Rapport de contamination.** De 0 et 50 à 100 p. 100, par paliers de 1 p. 100. Quand ce rapport donnait des résultats ambigus, des limites étaient définies par l'exécution d'essais spéciaux avec un rapport plus fin.
- c. **Vitesses de rotation.** 117,5, 122,5 (valeur nominale) et 127,5 kt.
- d. **Cadences de rotation.** 3 et 2 degrés par seconde.

## PRÉSENTATION DES RÉSULTATS

Les premiers tracés des figures 4 à 6 visent à faire la lumière sur certains des effets de la contamination, précédemment décrite, des surfaces portantes et de la piste. La figure 4 montre l'effet de la névasse sur la piste et celui de la contamination de l'aile sur les distances de décollage, à la fois jusqu'au point de rotation et jusqu'à celui de déjaugeage. On peut voir que si la présence de la névasse modifie sensiblement la distance nécessaire pour atteindre  $V_r$ , la contamination de l'aile a très peu d'effet, presque tous les tracés des distances parcourues avant rotation se superposant. Tel n'est assurément pas le cas pour la distance parcourue au déjaugeage. Comme le degré de contamination des ailes augmente, la distance supplémentaire à parcourir avant de pouvoir quitter le sol augmente très rapidement par suite de l'augmentation marquée de la traînée produite aux grands angles d'attaque par l'aile contaminée. Cette caractéristique est le propre d'une situation dans laquelle toutes les conséquences d'une perte de rendement ne peuvent se mesurer qu'au moment où l'avion effectue sa rotation; avant celle-ci, la diminution d'accélération est peu supérieure à ce qui pourrait être attribué à une couche de névasse. La figure 5 sert à en indiquer les raisons. Elle montre qu'au fur et à mesure de l'augmentation du degré de contamination, même en l'absence de névasse, la distance que l'avion doit parcourir entre  $V_r$  et le point de déjaugeage n'augmente que lentement jusqu'à l'arrivée à un «coude» remarquable (numériquement, juste au-dessus de 0,6 fois le rapport de contamination). L'avion se trouve alors au  $C_{zmax}$  de l'aile contaminée, voire au delà, sous son angle de rotation de 10 degrés et il lui faut engendrer la portance nécessaire par augmentation de vitesse et non pas de  $C_z$ . Avec les faibles valeurs d'accélération possibles une fois que la traînée augmente du fait de la contamination de l'aile, une distance excessive doit avoir été parcourue pour atteindre ce résultat. Un effet secondaire peut être constaté dans la même figure en examinant le tracé de  $\Theta$  (assiette de l'avion). Tout d'abord, des augmentations modérées de  $\Theta$  au moment du déjaugeage sont suffisantes pour compenser la perte de  $C_z$  due à la contamination, mais un point est atteint, à environ 0,58 fois le taux de contamination, où la cadence d'augmentation de  $\Theta$  s'accélère de façon remarquable. Ceci est en rapport avec la diminution des possibilités de création de portance de l'aile qui a été signalée précédemment (voir figure 2).

Les deux tracés suivants de cette section sont au point crucial de cette enquête. Ils montrent qu'il est possible de définir en fait de combinaisons de la hauteur de névasse et du facteur de contamination deux conditions limites qui peuvent aboutir chacune à des résultats catastrophiques lors d'une tentative de décollage. Par *condition limite* on entend ici un rapport constant entre le degré de contamination et la hauteur de névasse sur la piste, rapport qui fait qu'un décollage est réussi ou non, comme le montre la figure 3.

Dans les deux figures 6 et 7, plusieurs limites sont indiquées pour diverses valeurs de  $V$ , et de cadence de rotation; elles devraient être interprétées isolement selon la figure 3.

La figure 6 montre une limite valant pour une situation dans laquelle l'avion refusera tout simplement de quitter le sol sur la distance disponible et dépassera l'extrémité de la piste. Elle montre aussi que toute diminution de la vitesse de rotation aura une conséquence défavorable sur les performances possibles. À des degrés un peu moindres

des deux facteurs, une autre limite a été constatée, qui définit une situation dans laquelle l'avion s'enlèverait bien de la piste mais refuserait de monter hors de l'effet de sol et retoucherait celui-ci (figure 7). Cette limite existait pour tous les cas de vitesse de rotation et de cadence de rotation; elle est mentionnée pour indiquer les effets que la variation des divers paramètres de pilotage de l'avion ont sur son emplacement. Quand cette condition a été satisfaite, il a été possible, en procédant à de subtils changements de la technique de pilotage supposée après le premier déjaugage (par exemple en fait de cadence de tangage ou de réaction du vibreur de manche) de faire en sorte que le modèle vole sur des distances considérables à très basse altitude. Pour ce faire, le pilote devait cependant aller aux limites des possibilités humaines.

Le dernier ensemble de figures de la présente section sert à illustrer les effets et les phénomènes précédemment observés dans le cours de ce texte. La figure 8a, b et c donne une première idée des effets généraux d'une augmentation du facteur de contamination. La vitesse de rotation était ici de 122,5 kt et l'épaisseur de la névasse de 0,25 po. À 65 p. 100 de contamination, l'avion s'éloigne en volant normalement, à 68 p. 100 il s'enfonce après le déjaugage initial, en raison à la fois de la perte de portance avec la hauteur et de la réaction du pilote au vibreur de manche, mais ensuite il s'éloigne en montant. À noter que l'échelle du tracé de la hauteur atteinte montre qu'après 6 500 pieds de parcours (500 pieds après l'extrémité de la piste) l'avion n'est encore qu'à 10 pieds. En 7c, la contamination étant alors fixée à 69 p. 100, l'avion retouche la piste puis il en franchit l'extrémité. La série de la figure 9a, b et c montre qu'une fine gradation du niveau de contamination crée de subtiles différences dans les réactions de l'avion. Cette série de tracés porte sur une couche de névasse beaucoup moins épaisse (0,10 po) et sur une vitesse de rotation de 127,5 kt, avec incrément. La figure 9a montre qu'avec une contamination de 82,3 p. 100 l'avion s'éloigne en volant malgré deux déclenchements du vibreur de manche, alors qu'avec 82,4 p. 100 de contamination l'avion

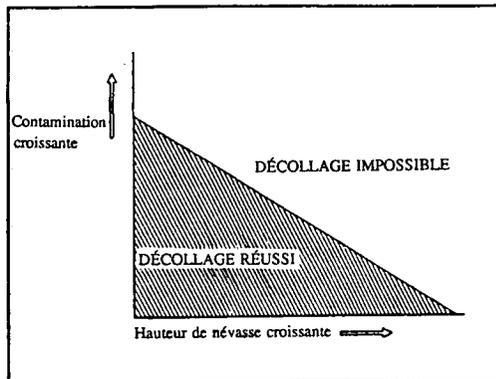


Figure 3 : Un tracé des conditions limites

---

ne dépasse jamais 5 pi, et finit par retoucher la surface environ 1 100 pi après l'extrémité de la piste. Avec un supplément de contamination de 0,1 p. 100 le résultat est un bond sur courte distance et un dépassement de piste. Finalement, la figure 10a et b montre la remarquable sensibilité, précédemment notée, au comportement supposé du pilote. La seule différence entre ces deux essais est que l'angle de remise en ligne de vol après rotation, à la suite du premier bond, est de deux degrés inférieur en 9b à ce qu'il est en 9a, la dernière technique aboutissant à un second déjaugeage avec montée initiale en dépit d'un degré de contamination très élevé.

*Les résultats présentés ici, notamment les deux ensembles de conditions limites, donnent à penser qu'il existe une combinaison d'épaisseurs de névase et de degrés de contamination de l'aile pouvant faire aboutir des trajectoires d'avion du genre décrit par les témoins à un accident comme celui de Dryden.*

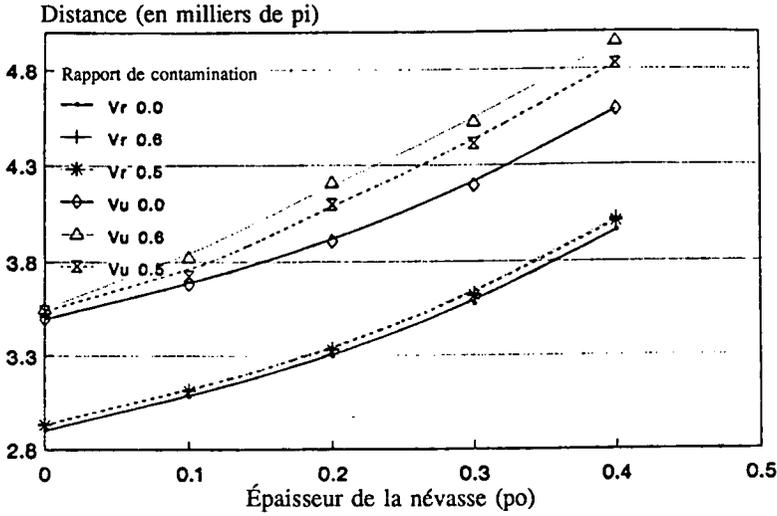


Figure 4 Effet de la contamination et de la névase sur la distance nécessaire pour atteindre  $V_r$  et  $V_u$ .

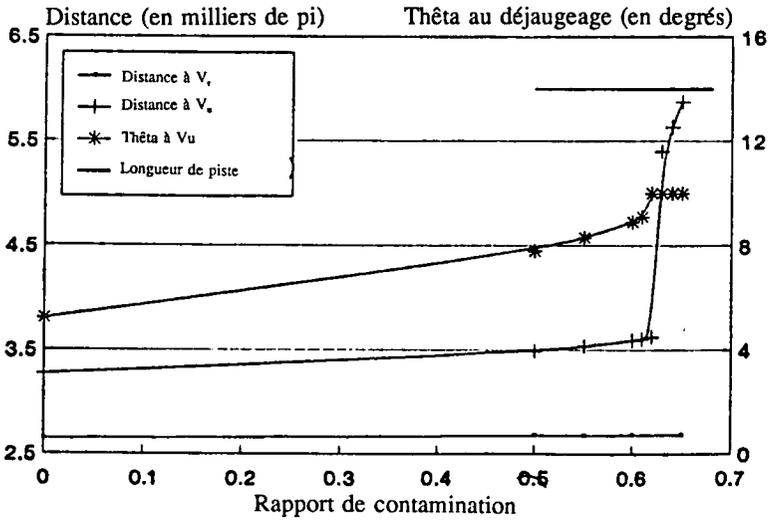


Figure 5 Effet de la contamination de l'aile sur la distance nécessaire pour atteindre  $V_r$  et  $V_u$  avec représentation de l'effet de «coude» à l'angle limitatif de cabrage du fuselage

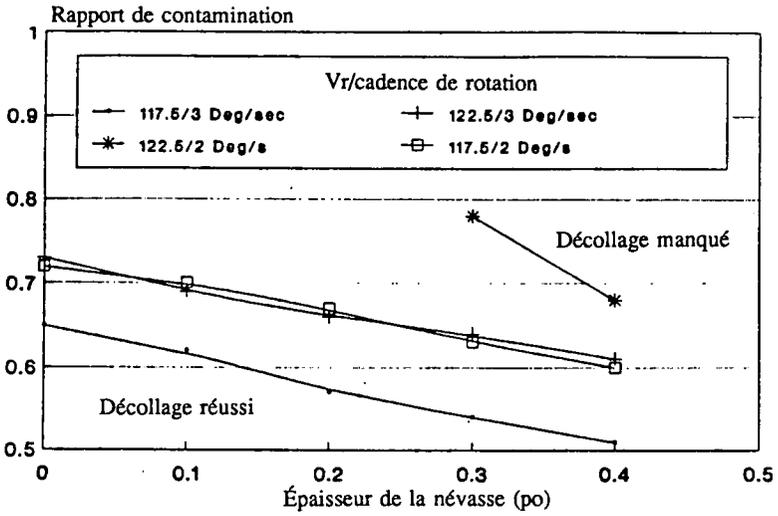


Figure 6 Divers tracés de limites des diverses valeurs de V, et de cadence de rotation pour le cas d'un dépassement de piste

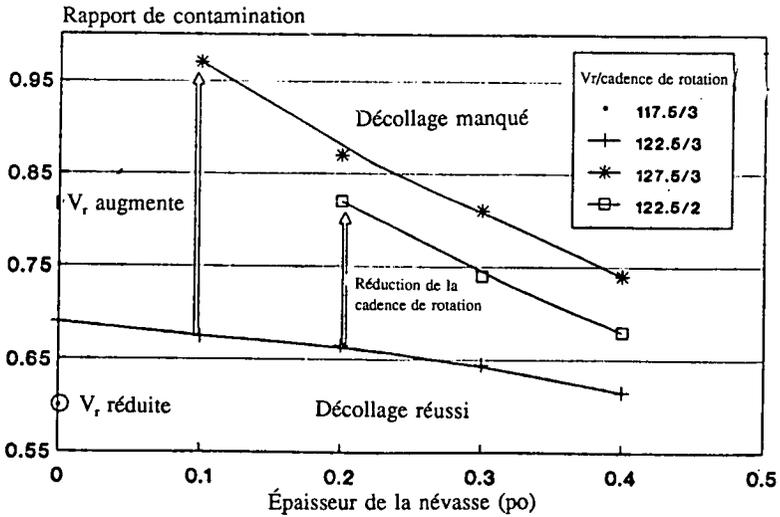
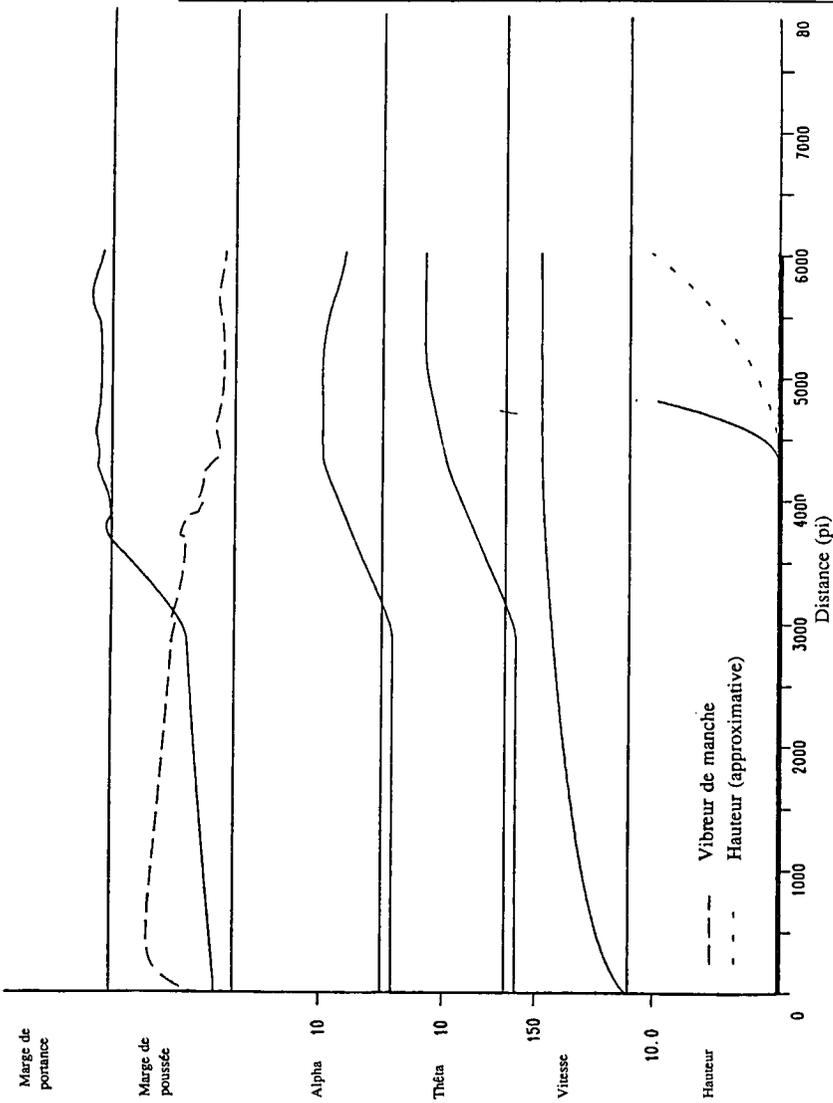
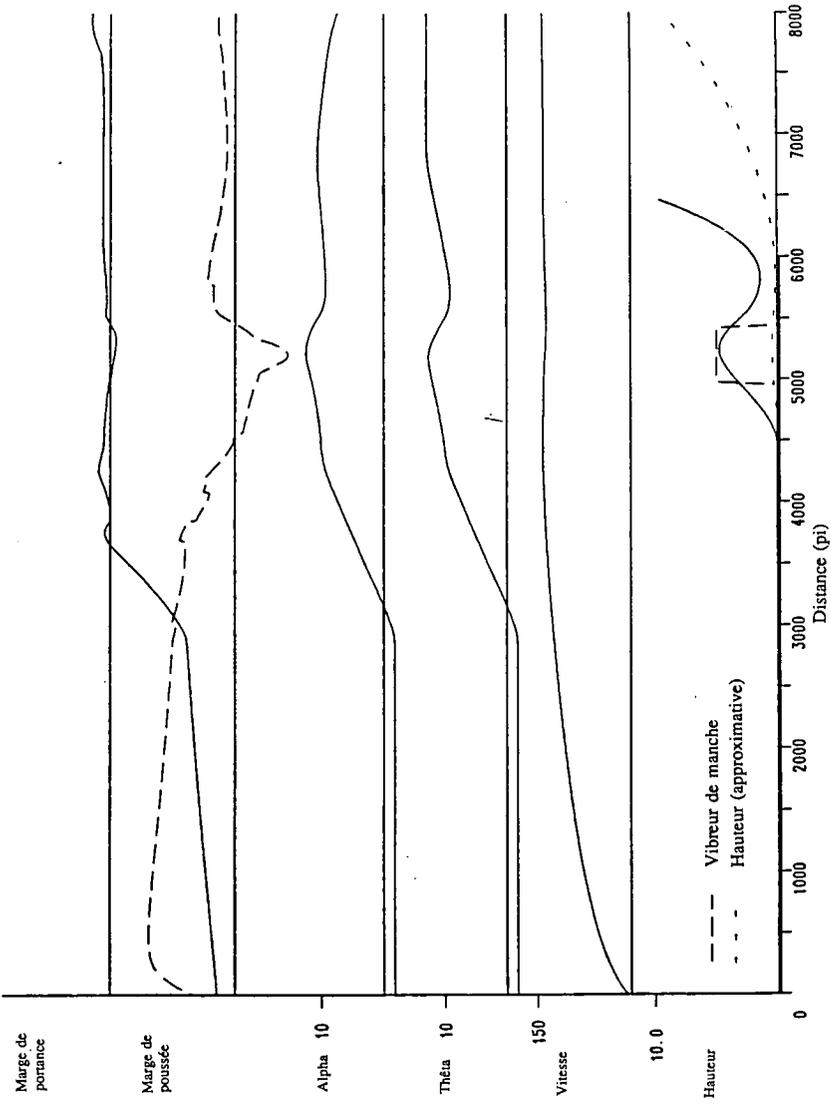


Figure 7 Divers tracés de limites pour le cas de rebond



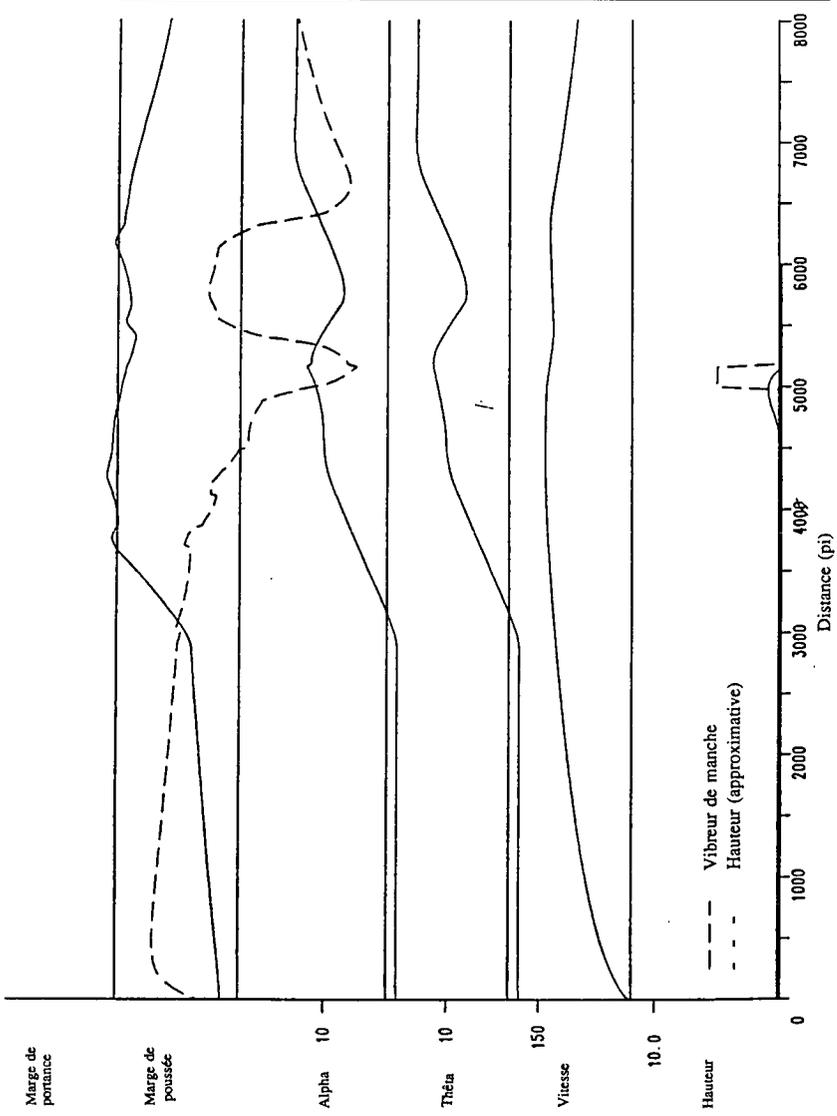
Simulation de décollage du F-28 Poids 64 227 Épaisseur de la névase (po) 0,25 p. 100 de contamination 65

Figure 8a Décollage réussi



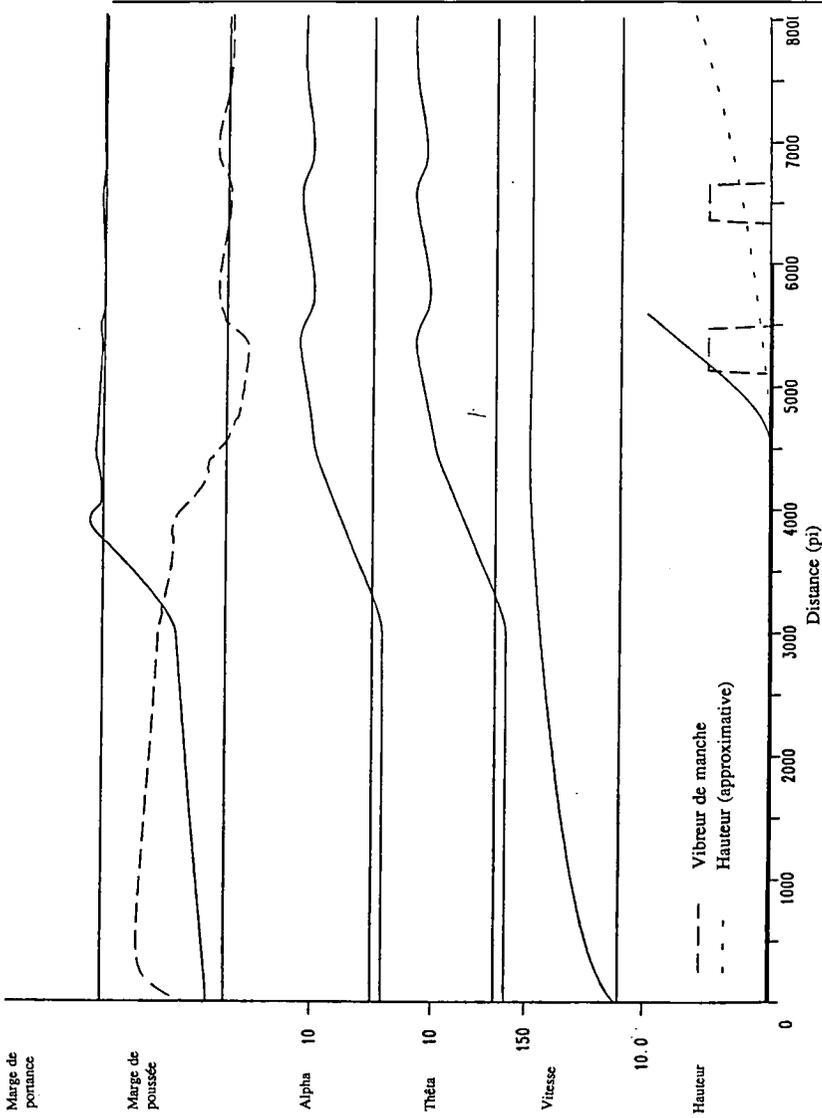
Simulation de décollage du F-28 Poids 64 260 Épaisseur de la névase (po) 0,25 p. 100 de contamination 68

Figure 8b Décollage de justesse



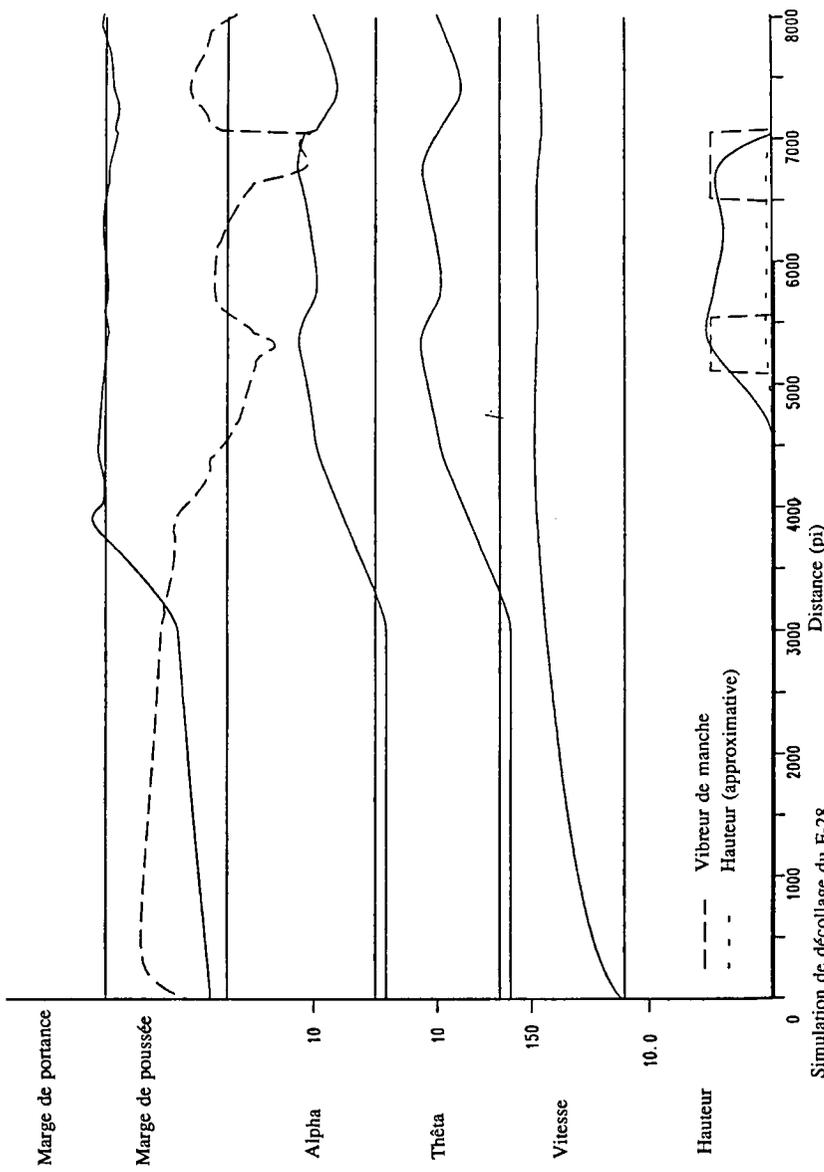
Simulation de décollage du F-28 Poids 64 271 Épaisseur de la névase (po) 0,25 P. 100 de contamination 69

Figure 8c Décollage manqué



Simulation de décollage du F-28 Poids 64 420 Épaisseur de la névase (po) 0,10 p. 100 de contamination 82.3

Figure 9a Décollage réussi à 82.3 p. 100 de contamination



Simulation de décollage du F-28

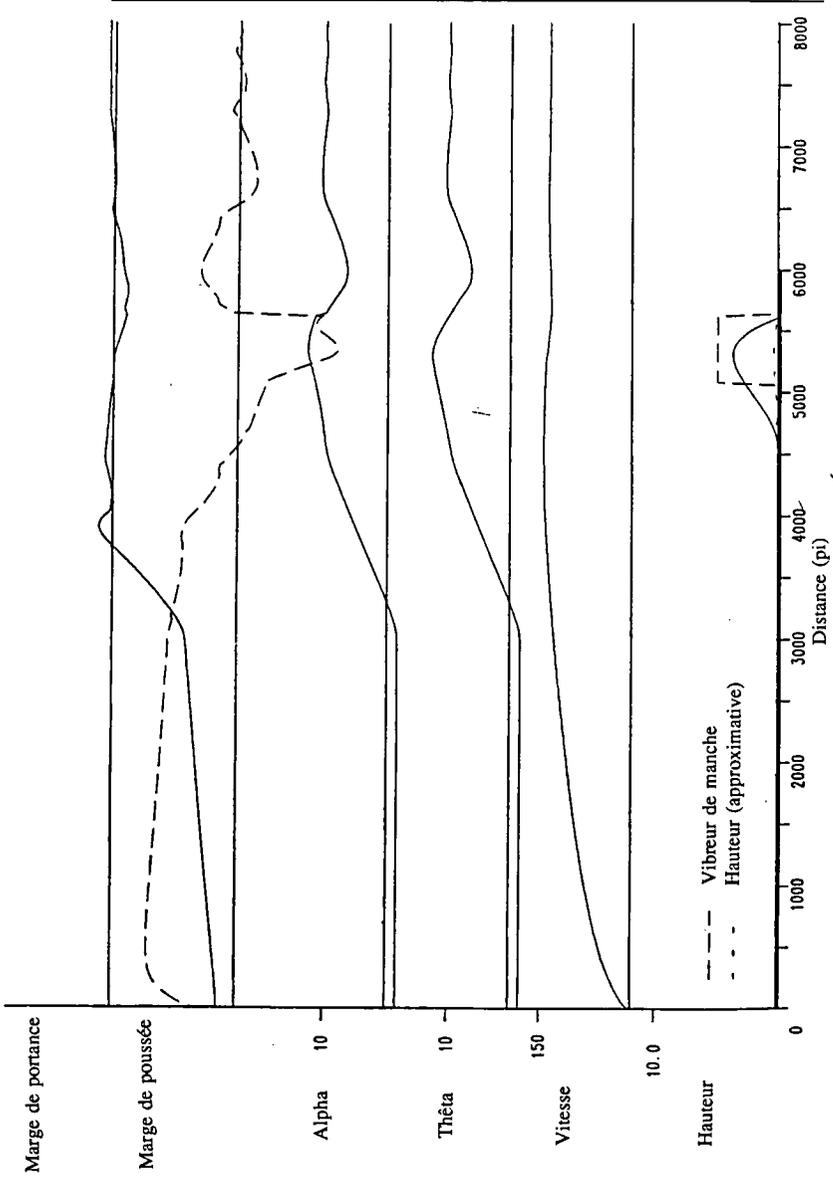
Poids 64 421

Épaisseur de la névase (po) 0,10

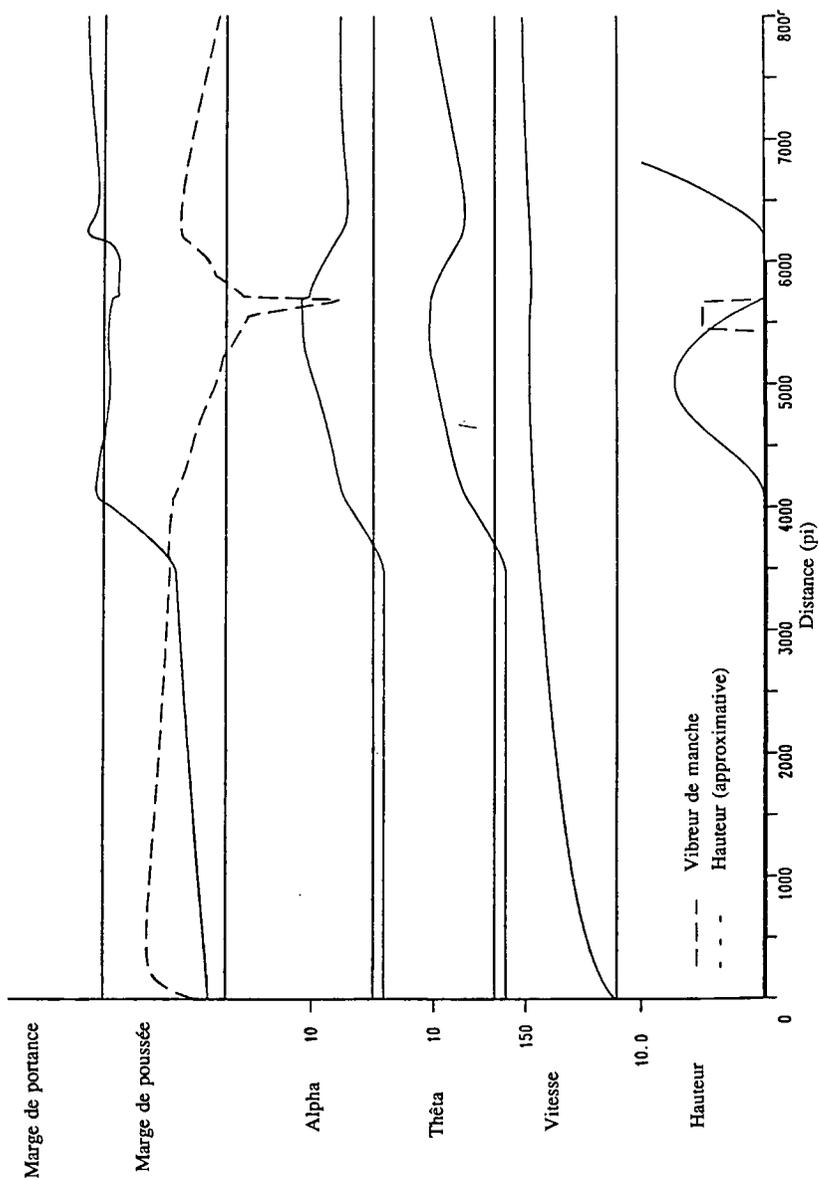
p. 100 de contamination 82,4

Figure 9b Décollage manqué à 82,4 p. 100 de contamination (technique de pilotage identique)

L'avion a parcouru 2 400 pieds au ras du sol avant de s'écraser



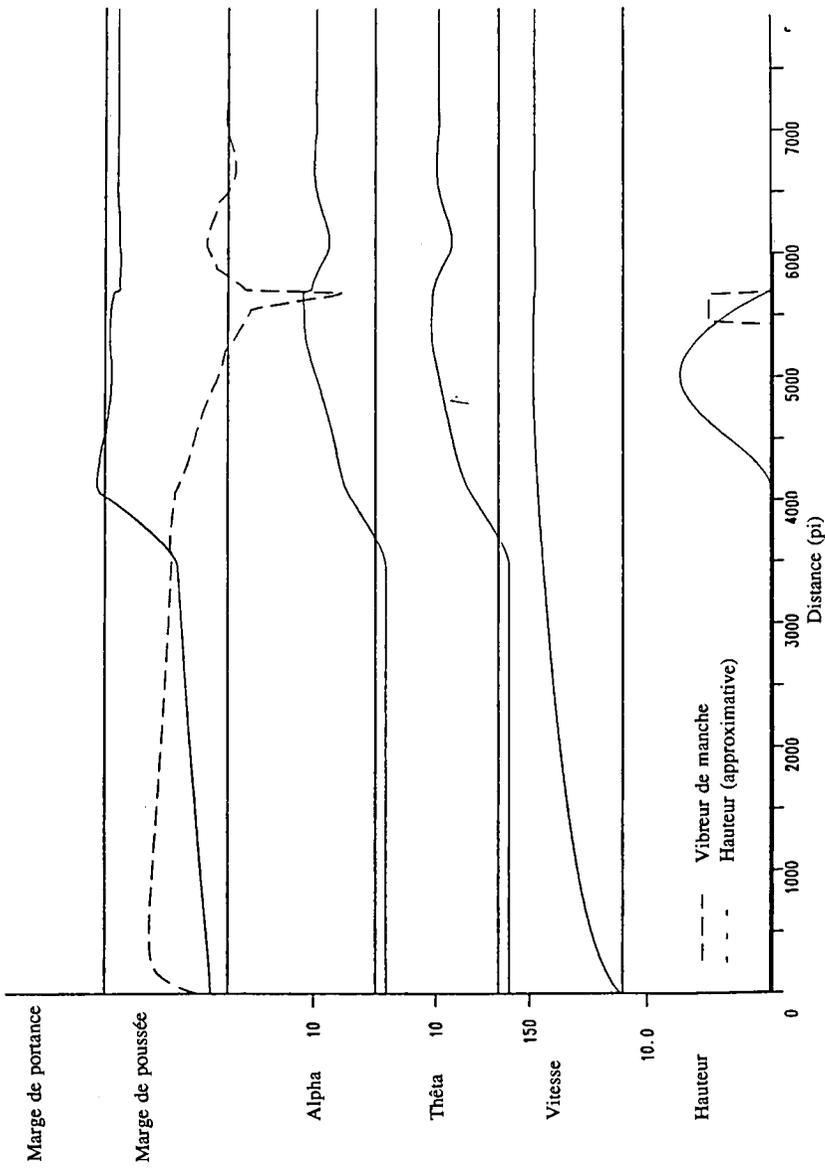
Simulation de décrochage du F-28  
 Poids 64 422  
 Figure 9c Avec 82,5 p. 100 de contamination, le décrochage s'est réduit à un bond sur courte distance, puis à un dépassement de l'extrémité de piste



Épaisseur de la névasse (po) 0,10  
p. 100 de contamination 97,0

Simulation de décollage du F-28  
Poids 64 584

Figure 10a Deuxième déjaugeage après un bond



Épaisseur de la névasse (po) 0,10  
p. 100 de contamination 97

Simulation de décollage du F-28

Poids 64 584

Figure 10b Un léger changement de technique provoque un dépassement d'extrémité de piste



**ANNEXE A DE LA SECTION 4  
SITUATIONS DES MODÈLES NUMÉRIQUES**

**TABLE DES SYMBOLES**

$C_z$	coefficient de portance, avion complet, 18 ° de volets
$C_{zc}$	comme ci-dessus, mais avec l'aile complètement contaminée
$C_{zw}$	$C_z$ effectif d'une aile témoin contaminée
$C_x$	coefficient de traînée d'une aile propre
$\delta C_x$	incrément de $C_x$ dû à la contamination de l'aile
$C_{xw}$	$C_x$ effectif d'une aile témoin contaminée
$c$	facteur de contamination de l'aile (0 à 1)
$d$	épaisseur de contamination de la piste (po)
$F_x$	traînée (force exprimée en lb)
$e$	constante de Neper
$h$	hauteur (pi)
$K_{es}$	paramètre d'interpolation de l'effet de sol
$F_z$	portance (force exprimée en lb)
$m$	poids (lb)
$q_a$	pression dynamique de l'atmosphère ( $\frac{1}{2}\rho V^2$ lb pi <sup>2</sup> )
$q_s$	pression dynamique de la névasse (lb pi <sup>2</sup> )
$q$	cadence de tangage (degrés par seconde)
$s$	laplacien
$t$	temps
$t_0$	temps de référence
$T$	poussée du réacteur (lb force)
$u$	vitesse sur l'axe des X
$V$	vitesse totale (pi/sec)
$V_r$	vitesse de rotation calculée
$W$	poids (force exprimée en lb)
$\delta W$	augmentation de poids due à la contamination
$w$	vitesse sur l'axe des Z
$w$	largeur des pneumatiques
$\alpha$	angle d'attaque (par rapport au fuselage), en degrés
$A$	angle de trajectoire de vol (en degrés)
$\delta$	pression statique des pneumatiques
$\epsilon$	erreur
$\Theta$	assiette en tangage (en degrés)
$\rho$	densité de l'air

## Indices

a	aérodynamique
b	fuselage
c	commandé
e	effectif
n	cycle itératif
max	valeur maximale
train principal	relatif au train principal
train avant	relatif à la roue avant
ref	valeur de référence au moment du déjaugage
s	névasse
T	vrai
tot	total
0	valeur de référence (en contexte)

### AJUSTEMENT DE POIDS POUR LA CONTAMINATION

(Il suppose une répartition uniforme d'un contaminant d'une densité de 0,85 sur la partie contaminée de toutes les surfaces horizontales jusqu'à une épaisseur de 0,3 po. La contamination du fuselage n'est pas envisagée.)

$$\delta W = 1117c$$

$$W = W + \delta W$$

### COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES

#### Obtenir $C_z$ et $C_x$ dans les conditions dont il s'agit

Nota : Les coefficients  $C_z$  et  $C_x$  sont déterminés au moyen de courbes provenant de la base de données de simulation de Fokker pour un cas de vol avec 18 ° de volets hors effet de sol (HES). Les courbes relatives à l'effet de sol sont calculées en déterminant  $\alpha_e$  (alpha effectif) d'après le déplacement du  $C_{z_{max}}$  dans l'effet de sol et hors effet de sol et en notant que le  $C_{z_0}$  est à 5,3 degrés pour le F-28,  $\alpha_e$  étant fonction du paramètre d'interpolation de l'effet de sol. Ainsi :

$$K_{es} = e^{-0,11h} \text{ (approximation du paramètre de Fokker)}$$

$$\alpha_e = (\alpha + 5,3)(1 + 0,27K_{es}) - 5,3 \quad | \quad \alpha_e \leq 19,9 \text{ (limite arbitraire)}$$

#### Calculer $C_z$

$$1,1 \quad \alpha_e < 13$$

$$C_z = 0,52508 + 0,10672\alpha_e - 0,0003387\alpha_e^2$$

$$1,2 \quad 13,0 \leq \alpha_e < 15$$

$$C_z = -235,18 + 50,024\alpha_e - 3,4957\alpha_e^2 + 0,08097\alpha_e^3$$

$$1,3 \quad \alpha_e \geq 15$$

$$C_z = 60,6598 - 9,7969\alpha_e + 0,535888\alpha_e^2 - 0,0097648\alpha_e^3$$

$$1,4 \quad \alpha_e > 17,5$$

$$C_z = 0,99$$

Dans le cas d'une aile entièrement contaminée, un paramètre  $C_{zc}$  est calculé de façon que :

$$2,1 \alpha_e < 5$$

$$C_{zc} = C_z$$

$$2,2 \ 5,0 \leq \alpha_e < 9$$

$$C_{zc} = 3,8156 - 1,5516\alpha_e + 0,27697\alpha_e^2$$

$$2,3 \ 9,0 \leq \alpha_e < 15$$

$$C_{zc} = 5,5399 - 1,0486\alpha_e + 0,079142\alpha_e^2 - 0,0019817\alpha_e^3$$

$$2,4 \ \alpha_e \geq 15,0$$

$$C_{zc} = 0,99$$

Par sommation de ces deux coefficients :

$$C_{zw} = C_z - c(C_z - C_{zc})$$

Pour évaluer  $C_{xw}$  la méthode de calcul de  $C_x$  est la suivante :

$$3,1 \ \alpha_e \leq 13,0$$

$$C_x = 0,0405 + 0,0235 + (0,04760 - 0,2K_{za})C_{zw}^2$$

$$3,2 \ 13,0 < \alpha_e \leq 14,9$$

$$C_x = 0,46097 - 0,072393\alpha_e + 0,0042269\alpha_e^2$$

$$3,3 \ \alpha_e > 14,9$$

$$C_x = -3,5630 + 0,42198\alpha_e - 0,01086\alpha_e^2$$

Dans le cas de l'aile contaminée, une valeur de  $\delta C_x$  est calculée d'après la table et par interpolation linéaire et la valeur

$$C_{xw} = C_x + c\delta C_x$$

est évalué

**FORCES DE LA DYNAMIQUE DES FLUIDES**

$$F_z = C_{zw} q_a S$$

$$F_{xa} = C_{xw} q_a S$$

$$F_{xw} = 0,2(F_z - W)$$

$$\text{si } h > 0,0 \quad F_{xw} = 0$$

Calculer la traînée due à la névase

$$F_{xs} = C_{xs} q_a df(w)$$

$$f(w) = 2w\sqrt{[(\delta + d)/w - ((\delta + d)/w)^2]}$$

$$\delta_{\text{train avant}} = 2,1(W - F_z)/W$$

$$\delta_{\text{train principal}} = 2,4(P - F_z)/P$$

$$F_{xS\text{tot}} = 4F_{xS \text{ train principal}} + 2 F_{xS \text{ train avant}}$$

$$\text{si } \Theta > \Theta_0 + 1$$

$$F_{xS\text{tot}} = 4F_{xS \text{ train principal}}$$

Trainée totale

$$F_{xtot} = F_{xa} + F_{xw} + F_{xs}$$

Poussée des réacteurs

$$T = 19592 - 17,75(V_T/1,69)$$

**MODÉLISATION DU PILOTAGE**

COURSE AU SOL

$$q_b = q_c = 0,0$$

$$\Theta_0 = -2,0$$

ROTATION (commence quand  $V_T > V_r$ )

Normale

$$\Theta_c = 10,0$$

$$\varepsilon_\Theta = \Theta_c - \Theta$$

$$q_c = \varepsilon_\Theta \mid 3,81 \geq q_c$$

Lente

$$q_c = \varepsilon_\Theta \mid 1,9 \geq q_c$$

La rotation est excessive

Si  $(\Theta \geq 10,0), (q_c = 0,0) \ t_0 = t$

La rotation est normale

si  $(t - t_0) \geq 1,5 \ \Theta_c = 12,0$

APRÈS LE DÉJAUGEAGE

si  $(h_n > 0,0), (h_{n-1} = 0,0)$

$$\alpha_{ref} = \alpha$$

$$V_{ref} = V_T$$

Alpha constant

$$\varepsilon_\Theta = \alpha_{ref} - \alpha$$

$$q_c = \varepsilon_\Theta$$

Normal (incrément Thêta)

$$\Theta_c = 13,0$$

$$q_c = \Theta_c - \Theta$$

Vitesse constante

$$\epsilon_\Theta = V_v - V_{ref}$$

$$q_c = 0,5\epsilon_\Theta$$

### RÉACTION AU VIBREUR DE MANCHE

La réaction au vibreur de manche suppose un retard de 0,8 seconde après déclenchement (en supposant un temps de reconnaissance de 0,5 seconde et 0,3 seconde de retard neuromusculaire), mais de 0,4 seconde seulement avant la fin, en supposant un temps de reconnaissance de 0,1 seconde pour un pilote alerté.

si  $\alpha \geq 11,4$  ssk VRAI

si  $(ssk_n = \text{VRAI}) \cdot (ssk_{n,9} = \text{VRAI})$   $q_c = -2,0$

si  $(ssk_{n,5} = \text{FAUX})$   $q_c = \dot{q}_c$

DANS TOUS LES CAS (On ne laisse pas l'avion décélérer sans intervention du pilote)

si  $(V_{i(n)} < V_{i(n-1)}) \cdot (q_c > 0,0)$   $q_c = -0,5$

### ÉQUATIONS DE LA ROTATION

$$q_b = 1,5$$

$$\overline{q_c} = \overline{(s + 1,5)}$$

$$\Theta = \int q_c dt + \Theta_0$$

$$\lambda = \text{tg}^{-1}(h/\dot{\lambda})$$

$$\alpha = \Theta - \lambda$$

### ÉQUATIONS DE CINÉMATIQUE (AXES DE FUSELAGE)

$$m = W/32,18$$

$$\dot{u} = (T + F_z \sin(\alpha) - F_x \cos(\alpha) - W \sin(\Theta))/m - qv$$

$$\dot{w} = (F_z \cos(\alpha) + F_x \sin(\alpha) - W \cos(\Theta)) / m + q u$$

$$u = \int \dot{u} dt$$

$$w = \int \dot{w} dt$$

$$V_T = \sqrt{(u^2 + w^2)}$$

$$\dot{x} = u \cos(\Theta) + w \sin(\Theta)$$

$$d = \int \dot{x} dt$$

$$\dot{z} = w \cos(\Theta) - u \sin(\Theta)$$

$$\dot{h} = -\dot{z}$$

$$h = \int \dot{h} dt$$

Nota : dans tous les cas

$\int x dt$  est approché comme  $\Sigma(x_{(n-1)} + x_{(n)}) / 2 \delta t$

où  $\delta = 0,1$  seconde

## DYNAMIQUE DE VOL DU F-28 SECTION 5

### VALIDATION DE LA MODÉLISATION DU FOKKER F-28

#### INTRODUCTION

Dans le cadre de l'enquête menée sur l'accident du Fokker F-28 C-FONF à l'aéroport de Dryden, un modèle informatique différé a été construit pour déterminer les effets de la contamination de l'avion et de la piste sur les performances de cet avion au décollage. Le modèle a été réalisé d'après une base de données de simulation fournie par les constructeurs. Au même moment, les enregistrements réels du FDR (enregistreur de données de vol) de ce même avion étaient disponibles pour 21 décollages qu'il avait effectués pendant le mois de février 1989 (l'accident s'est produit en mars).

Puisque le FDR a été détruit dans l'accident et qu'il n'y a, de ce fait, aucune donnée numérique disponible sur la trajectoire de l'avion avant l'impact, il a paru d'une importance essentielle que le modèle utilisé pour l'enquête soit validé aussi rigoureusement que possible. À cette fin, les enregistrements existants de FDR ont été analysés et comparés aux résultats de modélisation dans les mêmes conditions. Après un léger ajustement du modèle, la concordance était généralement très serrée; c'est ce qui est décrit en détail dans la section suivante.

#### DONNÉES DE L'ENREGISTREUR DE DONNÉES DE VOL

Pour en utiliser les données existantes afin de valider la simulation, il a d'abord fallu confirmer la cohérence intrinsèque des enregistrements du FDR, puis acquérir le sens de leur qualité ou de leur précision. Quatre des paramètres FDR ont été d'un intérêt primordial dans la détermination du comportement de l'avion sur la piste. Ce sont :

- La vitesse indiquée  $V_i$  [kt]
- La poussée [exprimée en pourcentage (p. 100)]
- L'assiette en tangage ( $\Theta$ ) [définie en degrés]
- L'accélération longitudinale ( $A_x$ ) [en nombre de 'g']

Pour chaque décollage, le poids de l'avion, l'altitude topographique de l'aéroport, la température ambiante et le vent du moment étaient connus.

#### Les relations

Les relations entre les paramètres ci-dessus peuvent être tout à fait complexes si on laisse l'avion se comporter à sa guise selon tous ses degrés de liberté, si bien que pour simplifier le processus d'analyse cet exercice ne porte que sur la course au décollage jusqu'à la rotation, celle-ci non comprise. Dans ces conditions, la liberté des mouvements de rotation de l'avion en tangage, en roulis et en lacet est effectivement limitée, ce qui facilite les

termes à comparer. Dans ces conditions, les relations peuvent être exprimées comme suit :

$$\ddot{x} = (A_x - \sin(\Theta))g \quad (1)$$

$$V = \int \ddot{x} dt \quad (2)$$

$$V_i = V\sqrt{\sigma} + V_w \quad (3)$$

$$V = (V_i - V_w)/\sqrt{\sigma} \quad (4)$$

$$\ddot{x} = T_{net}/poids \quad (5)$$

$$T_{net} = \text{poussée} - \text{traînée} \quad (6)$$

Dans ces relations,  $\ddot{x}$  est l'accélération le long de la piste, 'g' l'accélération de la gravité,  $V_i$  la vitesse équivalente (étroitement liée à la vitesse indiquée mais différente de celle-ci),  $V$  est la vitesse vraie de l'inertie par rapport à la Terre,  $V_w$  la composante de vitesse parallèle à l'axe longitudinal, positive pour un vent debout,  $\sigma$  la densité relative de l'air et  $T_{net}$ , la poussée nette. Ces équations se recourent suffisamment pour permettre une récurrence justifiant la validation. Il est tenu pour acceptable que l'équation (1) soit une approximation et se lise dans sa forme complète

$$\ddot{x}/g = (A_x - \sin(\Theta)) \cdot \cos(\Theta) - (A_x + \cos(\Theta)\cos(\Phi)) \cdot \sin(\Theta)$$

(où  $A_x$  est l'accélération verticale de l'axe de l'avion et  $\Phi$  l'angle d'inclinaison) l'amplitude limitée de  $\Theta$  quand l'avion est sur la piste (de -2 à 0,5 degrés) en rendant le second terme si petit et  $\cos(\Theta)$  étant si proche de l'unité que cette approximation se justifie pour la simplicité du raisonnement.

### Interprétation des enregistrements de FDR

Le paramètre du FDR le plus difficile à traiter a été celui de la poussée, qui était exprimé en pourcentage mais pour lequel nous n'avions a priori aucune relation avec la poussée produite par les réacteurs. Comme pendant les décollages normaux la poussée était affichée lentement (la durée d'affichage allant parfois jusqu'à 10 secondes), il était extrêmement important, non seulement de comprendre la relation entre le paramètre enregistré et la poussée réelle, mais de rendre le modèle capable d'accepter les mêmes conditions d'affichage de la poussée que l'avion à l'occasion de chaque décollage. Il a aussi été noté que le paramètre poussée atteignait différentes valeurs maximales pour chaque décollage.

Pour obtenir une relation entre le paramètre poussée et la poussée effective, il a été admis par hypothèse que chaque décollage était effectuée avec la poussée normale de décollage, c'est-à-dire 19 500 lb force. L'examen des imprimantes de FDR a révélé les valeurs maximales d'accélération (en utilisant l'équation (1) pour calculer  $\ddot{x}$ ), la valeur de  $V_i$  à ce point a été estimée au moyen des équations (2) et (3) et la traînée totale de l'avion estimée par l'égalité

$$\text{Traînée} = F_x q S + (\text{poids} - \text{portance}) \mu$$

Dans cette égalité,  $C_x$  le coefficient de traînée, provient de la base de données de Fokker,  $(q)$  est la pression dynamique à  $V_i$ ,  $(S)$  la surface alaire de référence et  $\mu$  le coefficient hypothétique de frottement pendant que l'avion roule. Ainsi a-t-on pu recourir aux équations (5) et (6) pour estimer une valeur de poussée en ce point. La valeur de  $V_i$  a également servi à calculer la décroissance de poussée due à la vitesse (environ 17 lb par noeud) qui a été appliquée à la poussée de modélisation obtenue au même point. Puisque le point d'accélération maximale était toujours obtenu à de très faibles vitesses, telles que la traînée aérodynamique était toujours faible (de l'ordre de 150 lb, pour une poussée normale des réacteurs de 19 500 lb), la sensibilité de cette procédure aux erreurs est très faible dans le modèle aérodynamique. Les différences entre les valeurs de poussée du FDR et celles du modèle pourraient donc être tenues par hypothèse comme éclipsées par d'autres facteurs (rendement non nominal des réacteurs de l'avion, estimations erronées de  $\mu$ , différences dans les valeurs enregistrées d' $A_x$  ou de  $\Theta$  ou inexactitude de l'hypothèse de départ selon laquelle toute la puissance nominale a été utilisée). En fait, la concordance a généralement été tout à fait satisfaisante et une correction mineure de  $\mu$ , qui est passé de 0,02 à 0,022,<sup>6</sup> a été suffisante pour l'obtenir avec une dispersion raisonnable.

Cette méthode ayant permis d'acquérir une certaine confiance dans les enregistrements de FDR, la même technique a alors servi à calculer la poussée réelle entre le début d'enfoncement des manettes et l'obtention de la valeur maximale de ce paramètre pour divers cas de décollage choisis parmi l'ensemble complet. Le critère de choix a été qu'une étude de la vitesse (une fois que la sonde anémométrique s'est mise à fonctionner tout à fait normalement) devrait révéler un effet du vent aussi faible que possible, ce qui limite les erreurs dans l'application des équations (3) et (4) par suite de l'indétermination des variations de  $V_w$ . Les données résultantes ont montré une corrélation linéaire remarquablement bonne entre la poussée et le paramètre poussée, l'analyse de régression aboutissant à la relation :

<sup>6</sup> Très pauvre, la documentation sur le frottement au roulage a donné des généralités telles que « $\mu$  peut varier de 0,02 sur une piste ou un pont d'envol à 0,05 sur un champs gazonné bien tenu», si bien que cette correction n'est en aucune façon excessive.

$$T = T_{\max}(-0,55464 + 1,56045T_{\text{rel}})$$

Dans cette relation,  $T_{\max}$  est la poussée nominale complète et  $T_{\text{rel}}$  le rapport entre la valeur du paramètre de poussée enregistré et sa valeur maximale pour le décollage dont il s'agit. Cette valeur de poussée (T) a servi aux validations restantes.

### Comparaisons des profils de vitesse

Puisque l'exercice de modélisation avait exclusivement pour but d'examiner les effets de la contamination à la fois sur la course au décollage et sur le comportement du F-28 après son déjaugage, il est apparu que le dernier stade de validation du modèle devait consister en une comparaison complète des profils de vitesse du FDR et de ceux du modèle. Cependant, il a d'abord fallu effectuer un dernier contrôle de la modélisation par comparaison de la vitesse indiquée du modèle à celle du FDR pour diverses valeurs de poids et de vent. Deux petits tracés, ceux des figures 1 et 2, montrent la vitesse indiquée du FDR et les intégrations d'accélération longitudinale corrigée, ainsi que la valeur de vitesse indiquée du modèle. Ceci permet de constater qu'un appariement très serré a été réalisé et il conviendrait de noter que le modèle sur lequel ce travail est basé ne s'est écarté en aucune façon des données fournies par le constructeur, tandis que la poussée modélisée était celle d'un réacteur standard. La concordance extrêmement serrée qui a été constatée suffit à justifier la confiance qui s'attache aux dernières comparaisons effectuées.

Les figures 3, 4, 5 et 6 montrent que les corrélations sont complètes entre la vitesse indiquée du FDR, les accélérations intégrées du FDR et les résultats obtenus par la modélisation. On peut constater que le tracé de vitesse propre s'écarte considérablement de la linéarité au-dessous de 100 kt mais que dans tous les cas les trois paramètres aboutissent finalement au même résultat. La figure 6 est d'un intérêt considérable. Ce cas de décollage a été signalé comme s'étant déroulé par vent nul, quoique les courbes ne se superposent pas, comme on peut le constater d'après les figures 6, 10 et 15; les deux tracés de vitesse, de poussée et d'accélération s'écartaient en fonction de l'augmentation de durée. Ceci indiquait une erreur dans un rapport quelconque de vitesse plutôt que dans l'estimation de la poussée. L'hypothèse d'un décollage sur la lancée a permis d'obtenir dans ce cas des courbes qui coïncident très bien avec les tracés des figures 6 (symbole en losange), 11 et 15 (symbole carré plein). L'hypothèse d'un décollage sur la lancée est séduisante du point de vue de l'analyse car elle aboutit exactement à un résultat souhaité : supprimer la discordance liée à la vitesse entre le FDR et le modèle, puisqu'elle sert simplement à déplacer la vitesse de l'inertie sur la courbe de temps sans en changer l'allure, tandis qu'elle modifie la pente de  $V^2$  en fonction du temps, comme le montre la figure 16.

### **Comparaisons d'accélération et de poussée**

Les figures 12 à 15, relatives à l'accélération, et 7 à 11 relatives aux estimations de poussée, montrent aussi que les concordances sont probablement aussi serrées qu'on peut raisonnablement l'espérer en utilisant des données de ce genre.

### **RÉSUMÉ**

Les tracés fournis dans ce document suffisent à montrer qu'il existe une concordance très serrée entre les performances enregistrées du C-FONF et celles du modèle mathématique réalisé. Ceci étant, l'auteur est très confiant que les résultats de la modélisation représenteront honnêtement et avec précision le comportement de base de l'avion dont il s'agit dans son état normal.

1) Décollage n° 12,  $V_i + 1/s(A_x)$   
vent nul net

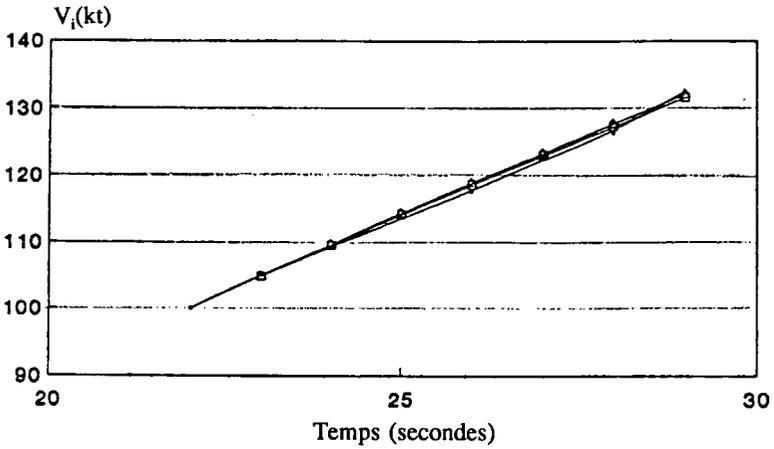


Figure 1 Vitesse propre,  $A_x$  FDR et corrélation du modèle

Décollage n° 13,  $V_i + 1/s(A_x)$   
vent net : 2 kt (arrière)

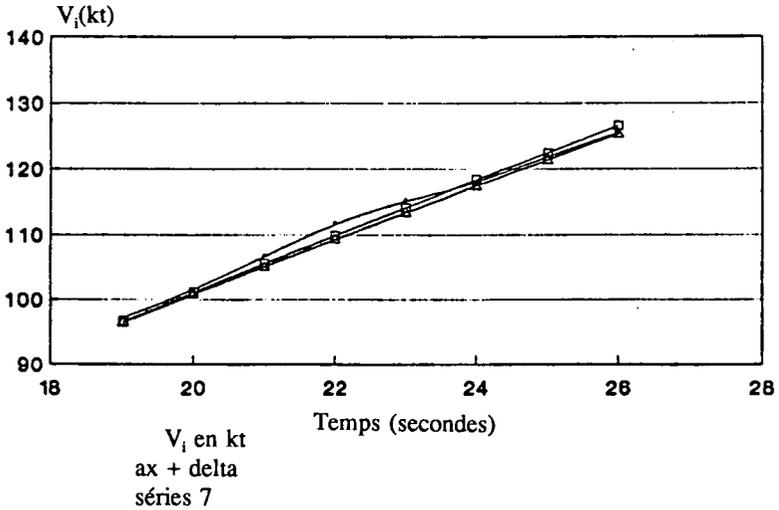


Figure 2 Vitesse anémométrique,  $A_x$  FDR et corrélation du modèle

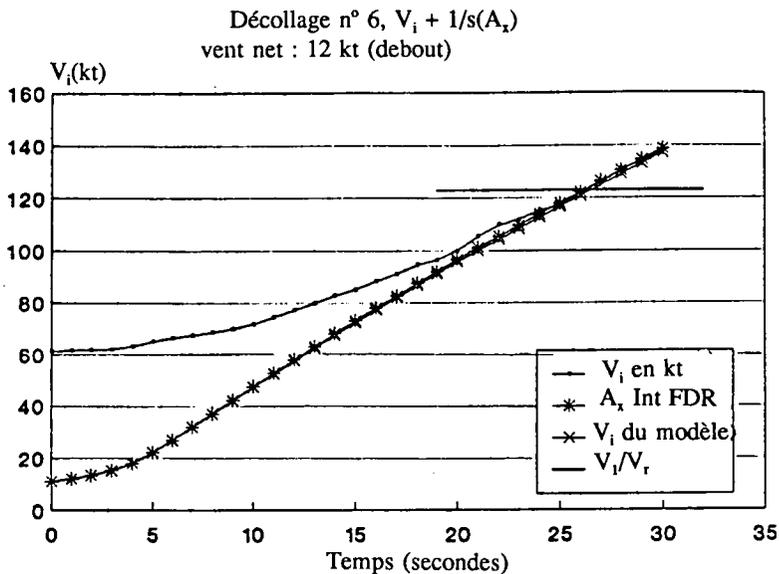


Figure 3 Comparaison des vitesses entre FDR et modèle

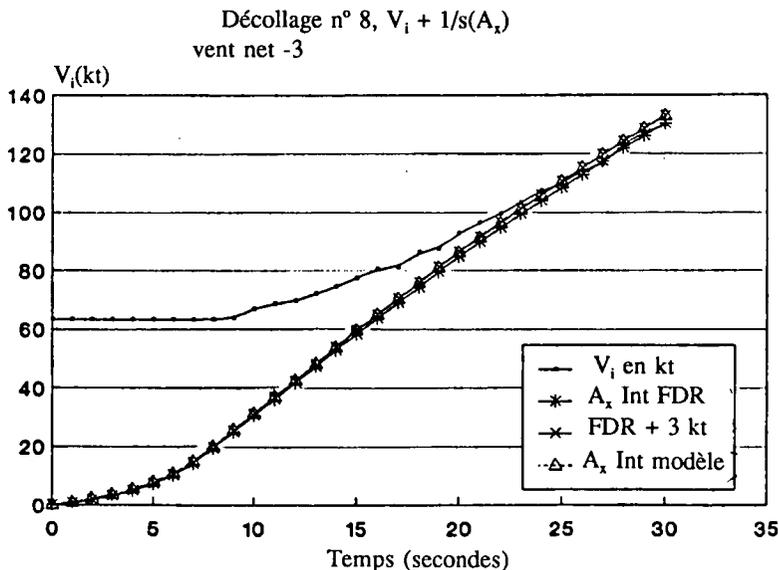


Figure 4 Comparaison des vitesses entre FDR et modèle

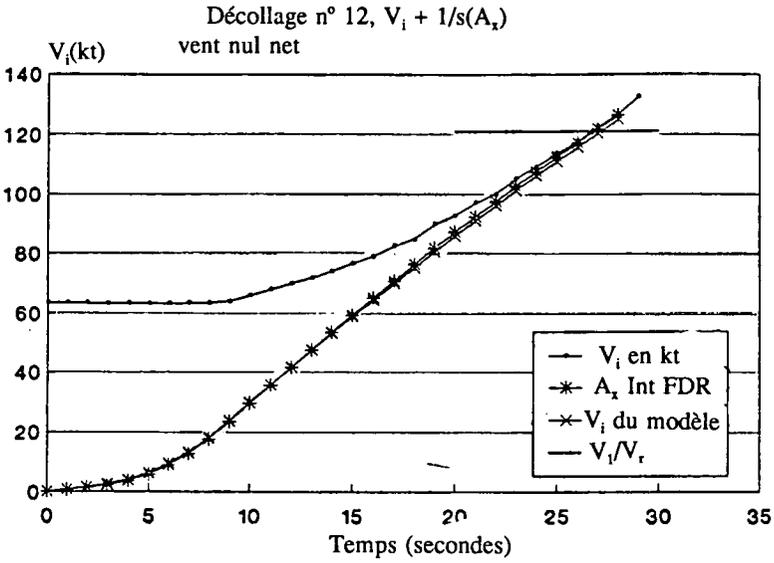


Figure 5 Comparaison des vitesses entre FDR et modèle

1) Décollage n° 13, analyse de la  $V_i$   
vent net nul

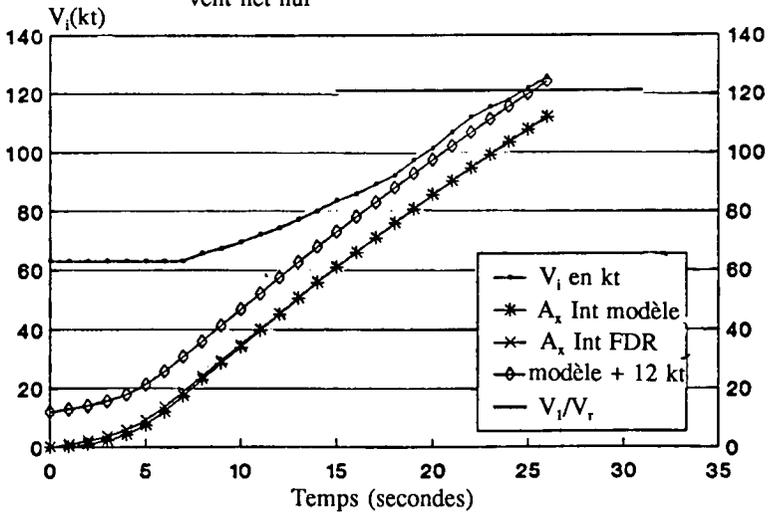


Figure 6 Comparaison des vitesses entre FDR et modèle

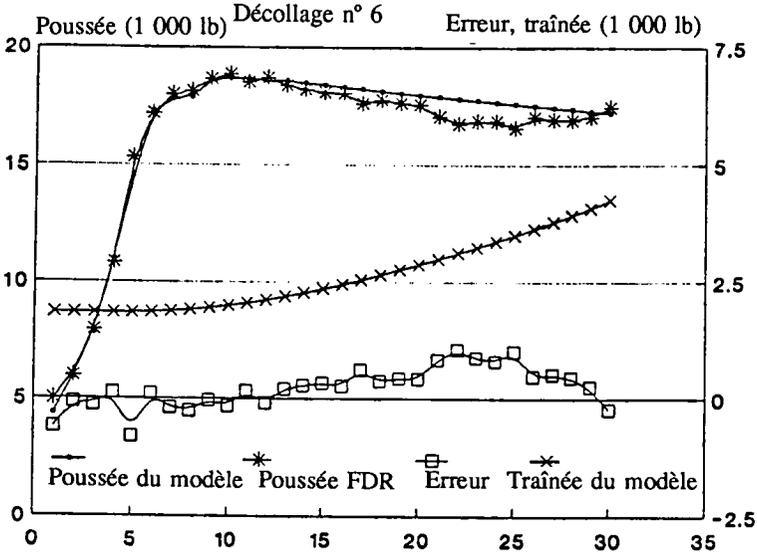


Figure 7 Comparaisons de poussée entre FDR et modèle

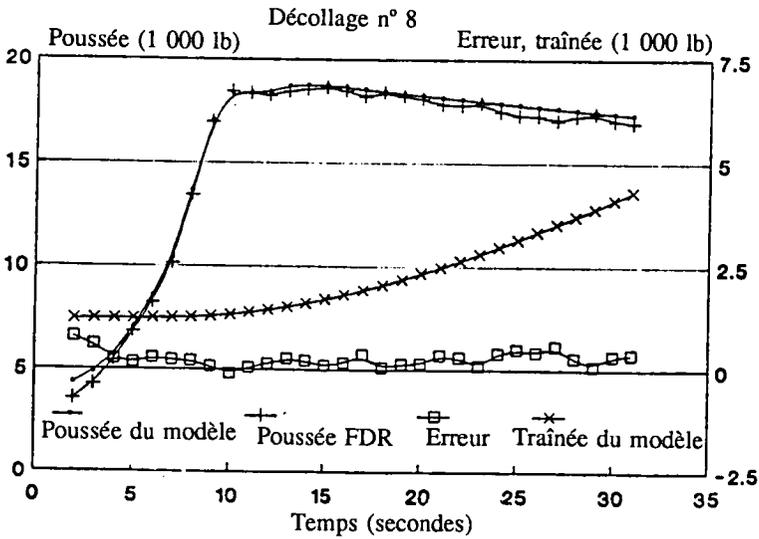


Figure 8 Comparaisons de poussée entre FDR et modèle

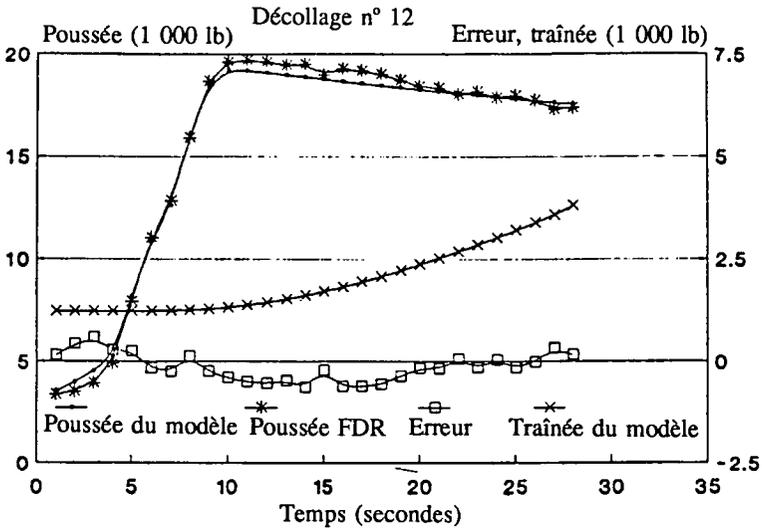


Figure 9 Comparaisons de poussée entre FDR et modèle

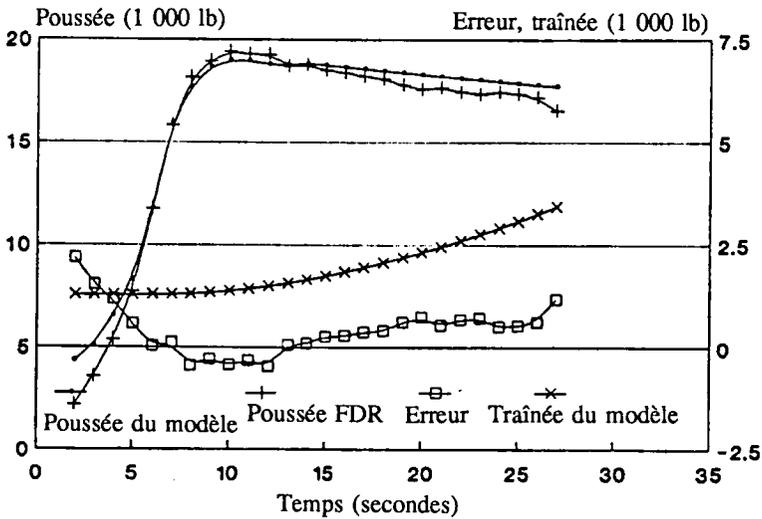


Figure 10 Poussées FDR et modèle, décollage n° 13, départ arrêté

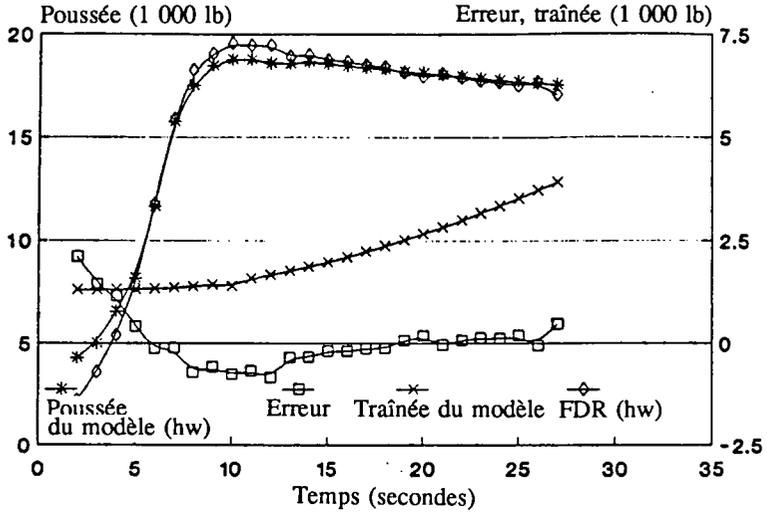


Figure 11 Poussées entre FDR et modèle, décollage n° 13, sur la lancée

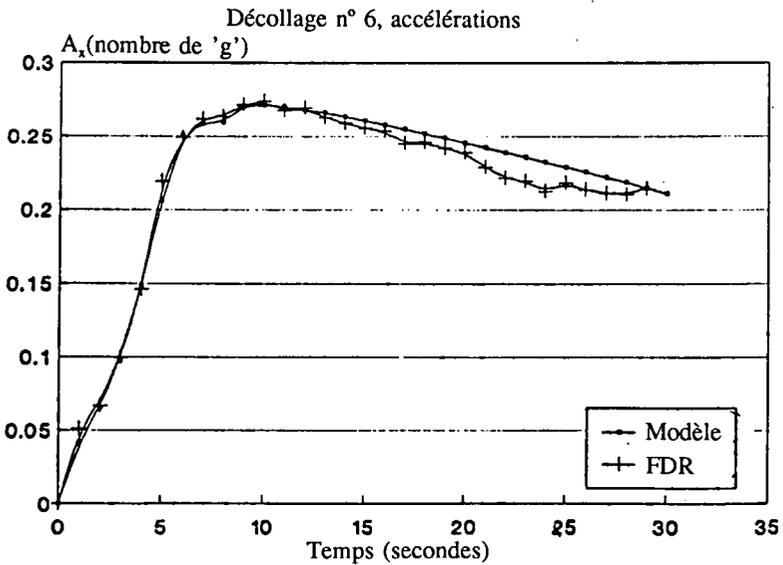


Figure 12 Comparaisons de l'accélération entre FDR et modèle

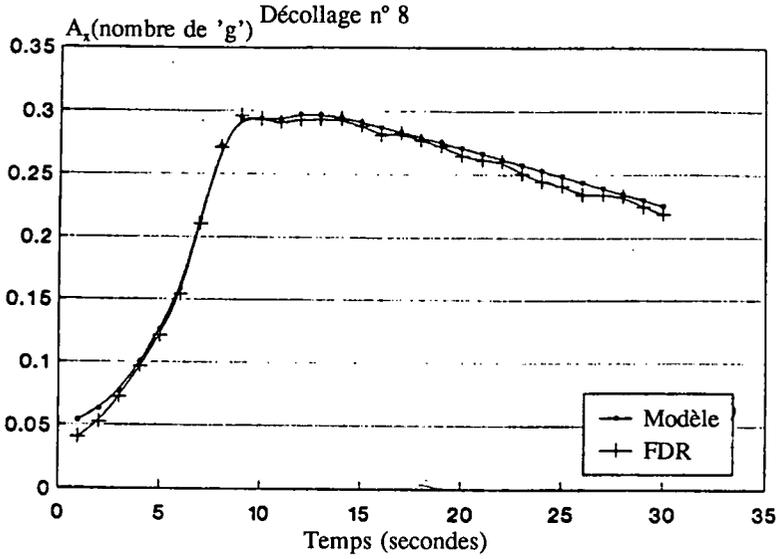


Figure 13 Comparaisons de l'accélération entre FDR et modèle

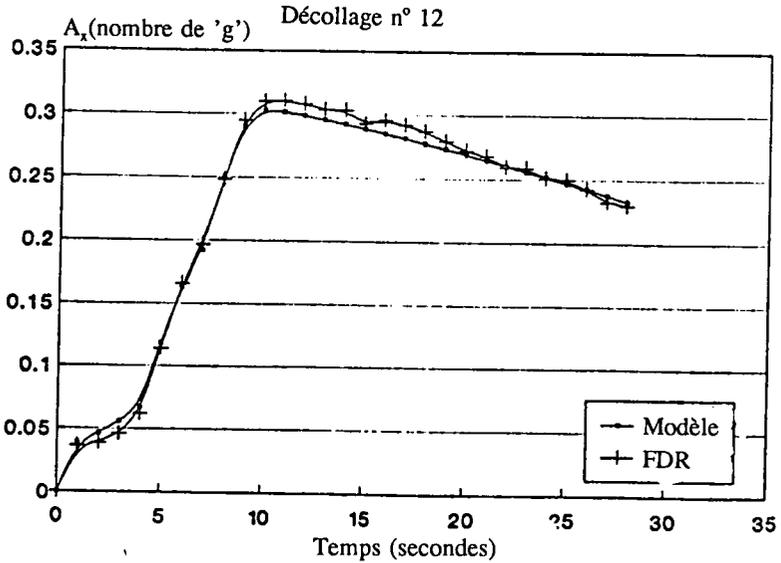


Figure 14 Comparaisons de l'accélération entre FDR et modèle

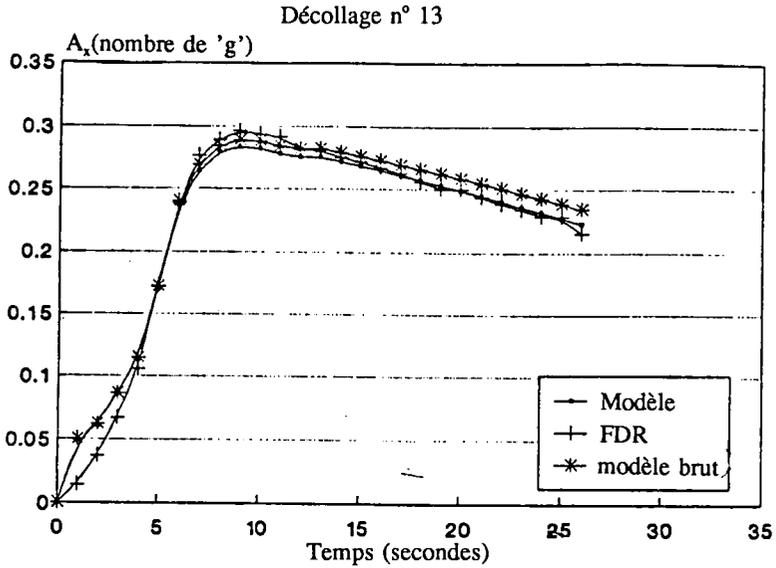


Figure 15 Comparaisons de l'accélération entre FDR et modèle  
Modèle brut et modèle avec hypothèse de décollage sur la lancée

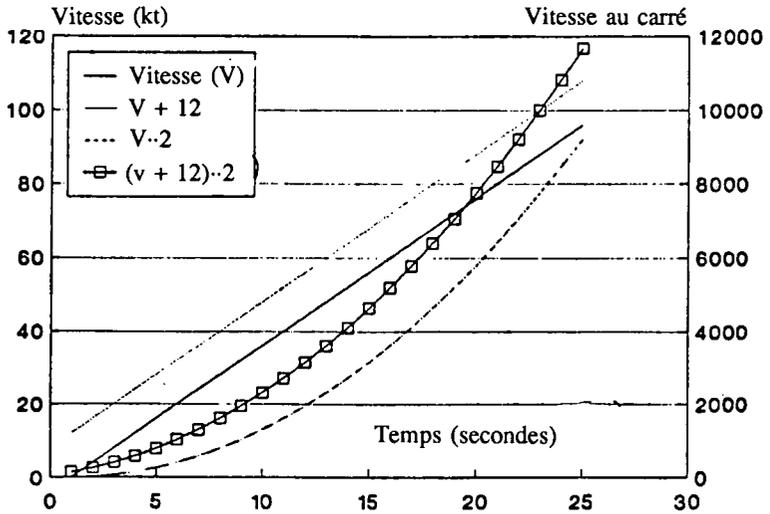


Figure 16 Effets du décollage sur la lancée

## DYNAMIQUES DE VOL DU F-28 SECTION 6

### DÉBAT ET CONCLUSIONS

#### SIMULATIONS DYNAMIQUES

Les simulations dynamiques ont démontré que l'augmentation de la course au décollage et le court segment de vol pourrait avoir été le résultat des conditions testées dans ces simulations.

Une augmentation de la course au décollage de l'ordre de 500 à 700 pieds sera la conséquence d'une accumulation sur la piste de décollage, d'environ 0,15 pouces de névasse dans le cas de l'avion F-28 Mk 1000 mis en oeuvre dans ces conditions. Il en résultera une augmentation du temps nécessaire pour effectuer la rotation, l'avion étant plus cabré au déjaugage.

Le segment correspondant au parcours effectué en vol est plus difficile à définir avec netteté, la trajectoire de vol étant elle-même mal définie, et parce que nous n'avons pas la moindre connaissance de la manière dont le pilote comptait s'y prendre alors qu'il tentait d'exécuter le décollage. Cependant, les récits des témoins montrent que le parcours effectué en vol l'a été à une altitude absolue limitée à moins d'une envergure d'aile, ce qui donne à penser que l'avion n'a jamais monté au-dessus de l'effet de sol. La trajectoire horizontale est matérialisée par la présence des arbres sectionnés et l'emplacement de l'épave. D'après ces données, les simulations avec des degrés modérés de contamination de l'aile ont abouti aux segments de vol qui, d'une façon générale, correspondaient aux descriptions que les témoins ont faites de la trajectoire de Dryden.

Il est probablement significatif que pendant ces essais avec la contamination des ailes de modérée à élevée, le vibreur de manche n'ait cessé de fonctionner. Dès qu'il se manifeste, cet avertissement déclenche habituellement une réaction conditionnée par l'entraînement de la part du pilote qui a appris à se servir de cette indication comme moyen d'approcher de la portance maximale quand il y a lieu de le faire. Avec la dégradation des performances de l'aile par la rugosité, ce dispositif peut induire en erreur s'il est utilisé au cours d'une tentative d'optimisation de la portance puisque lors du déclenchement du vibreur de manche l'aile peut avoir déjà dépassé le  $C_2$  maximal possible en cas de contamination. Il conviendrait aussi de noter que l'utilisation du déclenchement du vibreur de manche comme indication des possibilités de portance maximale doit être essentiellement une procédure à *court terme*, car même avec l'aile propre cette méthode ne permet pas de tirer parti de la finesse optimale de l'avion et n'est donc pas préconisée.

au cours d'une montée prolongée. Cependant, un pilote n'a généralement<sup>7</sup> pas d'autres indications à sa disposition et l'on peut seulement s'attendre de lui qu'il réagisse comme il a été entraîné à le faire.

### SIMULATIONS NUMÉRIQUES

Les simulations numériques décrites en détail dans la section 4 ont très largement corroboré des constatations faites dans le simulateur Fokker. Ceci montre qu'il est possible de considérer la simulation comme un moyen de reconstituer assez fidèlement le comportement prévu d'un F-28 en vol réel.

De plus, la modélisation en différé a complété les exercices de simulations dynamiques en ce qu'elle a permis aux enquêteurs d'étudier de façon très réaliste un grand nombre de cas, dans un laps de temps relativement court. En particulier, elle a permis de définir deux cas limites dangereux de tentatives de décollage avec des ailes contaminées, qui auraient l'un et l'autre abouti à une catastrophe. Plus précisément, la région située entre les limites représente une large gamme de situations dans lesquelles la névase et la contamination des ailes auraient pu donner lieu à une trajectoire du genre de celle dont les témoins de l'accident de Dryden ont fait état.

Les résultats des simulations numériques permettent généralement de constater que plus la vitesse de rotation est élevée et plus la cadence de rotation est lente, plus grande est la probabilité qu'une tentative de décollage soit couronnée de succès. Cette constatation est exactement ce qu'on attendrait d'une évaluation technique des conséquences de la contamination des caractéristiques de l'avion. Le conseil donné dans le manuel du F-28 corrobore cette constatation.

### ANALYSE GÉNÉRALE

Cette déclaration soulève immédiatement au sujet de cet accident deux questions qui méritent d'être commentées ici dans la mesure où elles ont trait à une tentative de décollage dans les conditions dont il s'agit. Il n'est pas du tout probable que le pilote de ligne moyen possède les connaissances théoriques suffisantes pour être à même d'évaluer en détail les effets de ces genres de contamination sur le comportement de son avion. En réalité, il n'est pas possible de procéder à ce genre d'évaluation sous l'inspiration du moment quand on est déjà dans le poste de pilotage. La seconde question concerne la connaissance qu'avait le pilote de l'état extérieur de son avion dans ces genres de

---

<sup>7</sup> À noter cependant que contrairement à la plupart des actuels avions de transport, le Fokker F-28 est équipé d'un indicateur d'angle d'attaque.

condition. Encore une fois, cette connaissance dépend d'une certaine façon des dimensions et de la forme des avions de cette classe. Tout bien considéré, il est soit très difficile, soit impossible pour l'équipage, une fois bouclé au siège en vue du décollage, de procéder à un examen direct de l'aile. Dans le F-28, environ 50 p. 100 de celle-ci peut être vue obliquement de la fenêtre du poste de pilotage, en faisant un effort spécial, alors qu'en ouvrant cette fenêtre et en se penchant à l'extérieur cette aile peut être vue toute entière. Les systèmes automatiques de détection de givrage qui existent actuellement sont conçus pour détecter et annoncer une accumulation de glace en vol plutôt qu'une accumulation au sol causée par les précipitations ou la formation de givre : les effets des deux sortes de givrage de cellule sont tout à fait différents.

### AUTRES FACTEURS

#### Détérioration de la peinture du bord d'attaque de l'aile

Selon certains rapports, la peinture du bord d'attaque de l'aile du F-28 accidenté présentait des stries et d'autres indices d'une détérioration notable. L'épaisseur de la peinture du bord d'attaque de l'avion a été mesurée : elle a 0,016 pouces et se compose de 3 ou 4 couches. Cette question a été portée à l'attention du groupe de Fokker chargé de l'aérodynamique. Ce groupe a déclaré que si l'état défectueux de la peinture n'améliorait sans aucun doute pas le rendement de l'aile, son effet sur le coefficient de portance maximale et sur l'angle d'attaque au décrochage n'a pas été considéré comme tirant à conséquence.

La question se pose de savoir si la détérioration de la peinture du bord d'attaque aurait pu contribuer dans une mesure quelconque à faire adhérer à l'aile un contaminant quelconque. À ce jour, aucune réponse formelle ne peut être donnée à cet égard.

### CONCLUSIONS

Il est difficile, quand on rédige un rapport de cette nature, de se préoccuper suffisamment de la sémantique ou de l'étymologie des termes employés. Ainsi en va-t-il souvent pour qui oeuvre dans une discipline particulière, où un mot commun reçoit un sens précis ou particulier plus limitatif que dans la langue ordinaire. Nous avons employé plusieurs fois le mot «cause» et des expressions telles «la cause de l'accident». Il importe de se rappeler que nous employons ce mot dans un sens très technique, pour indiquer une suite d'événements qui donneraient ou pourraient donner lieu à une trajectoire de vol semblable à celle dont il est question dans le cas de Dryden. La «cause» à laquelle nous faisons allusion définit un ensemble de conditions matérielles ou techniques qui aboutissent à un résultat direct et prévisible (c'est-à-dire que nous décrivons une relation causale). Ces conditions ne sont pas en elles-mêmes, au sens commun du terme, la cause de l'accident,

mais simplement l'aboutissement d'une tentative faite par un pilote de décoller dans un avion très contaminé.

*Il faut se rappeler que les conclusions du rapport de ce sous-groupe exposent les causes possibles de la trajectoire de vol de l'accident de Dryden. Il importe absolument de se rappeler que les hypothèses énumérées au début de ce rapport doivent être clairement gardées à l'esprit dans l'analyse finale de cet accident. Le présent rapport ne traite que de ce qui touche à l'aérodynamique et au pilotage de l'avion dans le cas de cet accident et postule qu'il n'y a eu AUCUN autre facteur qui pourrait avoir été en rapport avec l'accident. Il n'est pas douteux que de graves pannes des circuits de l'avion, ou d'autres facteurs qui ne sont pas mentionnés dans ce rapport et qui ne sont pas envisagés dans cette simulation, pourraient aussi avoir donné lieu à un profil de vol aboutissant à un accident, soit seuls soit en s'ajoutant à ce qui est connu de la contamination de l'aile.*

Avec ces mises en garde à l'esprit, nous sommes prêts à déclarer que :

1. Les trajectoires dont les témoins ont fait état, de même que le «scénario de Dryden» basé sur leurs récits, sont matériellement possibles d'un point de vue technique.
2. Le rendement aérodynamique du F-28 de l'accident de Dryden a incontestablement été détérioré par la contamination des ailes dont ont parlé les témoins se trouvant à bord de l'avion. Cette conclusion est basée sur la connaissance de la sensibilité des surfaces portantes de l'avion à la contamination et sur notre analyse du degré de la contamination des ailes d'après les témoignages. Le travail effectué par Fokker dans sa soufflerie, les connaissances générales de l'aérodynamique de l'avion et les analyses des autres accidents de F-28 et d'avions comparables corroborent manifestement la conclusion selon laquelle la contamination des ailes a détérioré la portance et augmenté la traînée de l'avion accidenté.
3. L'augmentation de la distance parcourue au sol jusqu'au point de déjaugeage signalé aurait pu être due aux facteurs suivants, considérés isolément ou ensemble :
  - a) petites accumulations de névasse sur la piste
  - b) choix d'une vitesse de rotation supérieure à la normale
4. Un autre facteur ayant contribué à l'augmentation de la distance parcourue au sol avant le déjaugeage a été la vitesse la plus élevée et (ou) l'assiette en tangage plus cabrée qu'il fallait avoir pour déjauger du fait de la contamination de l'aile.

Ceci aurait augmenté la longueur de la course au décollage jusqu'au point de déjaugeage, toutes choses égales par ailleurs. Ceci était dû au temps supplémentaire nécessaire pour atteindre la vitesse voulue et (ou) pour cabrer l'avion jusqu'à ce qu'il atteigne une assiette de déjaugeage plus importante. Dans le cas du F-28 de Dryden, à la vitesse de déjaugeage, de l'ordre de 130 noeuds, chaque seconde supplémentaire pendant la rotation augmentait la course au sol d'environ 200 pieds.

5. L'état de détérioration de la peinture du bord d'attaque de l'aile n'a probablement pas eu d'influence directe sur les caractéristiques aérodynamiques de l'avion. Cependant, l'effet de la peinture détériorée ou les caractéristiques d'adhérence des contaminants sur le bord d'attaque sont inconnus mais pourraient avoir constitué le cas échéant un facteur d'importance mineure sur la quantité de contaminants qui est resté sur l'aile.

6. La simulation et le travail analytique effectués par ce groupe ont défini un ensemble de conditions, en fait de niveaux de contamination de l'aile et de la piste, qui, seules, pourraient avoir donné lieu au profil de l'accident.

7. Sans les données FDR et CVR, sans les pilotes eux-mêmes, et sans une description mathématique des niveaux de contamination de l'aile et de la piste, on ne peut PAS avancer de façon formelle que la contamination de l'aile ou de la piste ont seuls, causé l'écrasement de l'avion.

---

## **Annexe 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  
V.D. Nguyen

Avril 1991

---

(TRADUCTION)

**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  
Laboratoire d'aérodynamique appliquée  
Institut de recherche aérospatiale  
Conseil national de recherches du Canada  
Ottawa, Canada K1A 0R6

Avril 1991

**RÉSUMÉ**

Un essai en soufflerie a permis d'évaluer les effets de la rugosité répartie sur l'extrados et de la formation de givre sur le bord d'attaque d'un modèle aile-hélice à moteur.

Dans le cas du modèle non propulsé, il a été conclu que la rugosité réduisait la pente de portance et la portance maximale dite de l'ordre de 30 à 50 p. 100, compte tenu du calibre des particules rugueuses et du nombre de Reynolds. Le bord d'attaque est particulièrement sensible à de telles perturbations, cependant, la diminution de la rugosité sur une petite partie de la partie avant permettait de rendre à l'aile une bonne part de sa performance d'origine.

Avec le fonctionnement du moteur et l'accroissement de la pression dynamique du souffle d'hélice, il y a augmentation de la pente de portance et de la portance maximale; cependant, cet avantage est annulé si la surface de l'aile devient rugueuse. En soustrayant les réactions d'hélice, on a conclu que le souffle d'hélice était responsable de la moitié de l'augmentation de la portance et entraînait une réduction de la traînée sur la surface lisse. Il y a cependant annulation de la réduction de traînée lorsque l'aile devient rugueuse, ce qui indique que la dégradation de performance de l'aile causée par la rugosité est sensiblement supérieure en présence d'un souffle d'hélice, en comparaison d'une aile non propulsée.

L'accumulation de givre sur le bord d'attaque entraîne d'importantes pertes de portance de même nature et augmente la traînée de forme, quoiqu'une comparaison des deux types de contamination démontre que le givre accumulé sur le bord d'attaque entraîne une réduction moindre de la pente de portance avant qu'il y ait décollement aérodynamique. Pour les deux types de contamination, le nombre de Reynolds revêt une importance certaine et permet de mettre l'accent sur la nécessité d'effectuer des essais à une échelle proche de la pleine grandeur.

**Liste des symboles**

$C_L$	Coefficient de portance	$\frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w}$
$C_D$	Coefficient de traînée	$\frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w}$

$C_m$	Coefficient de moment	$\frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_w c}$
$c$	Corde de l'aile	
$S_w$	Surface alaire	
$C_{Tp}$	Coefficient de traction d'hélice	$\frac{T_p}{\rho N^2 D^4}$
$C_{Np}$	Coefficient d'effort normal d'hélice	$\frac{N_p}{\rho N^2 D^4}$
$C_{mp}$	Coefficient du moment de tangage d'hélice	$\frac{M_p}{\rho N^2 D^5}$
$C_c$	Coefficient d'effort de corde	$\frac{C_c}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_w}$
$C_{Do}$	Coefficient de traînée parasite (non propulsé)	
$C_{L\alpha}, C_{D\alpha}, C_{m\alpha}$	Coefficients de l'aile sans réaction d'hélice	
$C_s$	Coefficient d'aspiration du bord d'attaque	
$D$	Diamètre de l'hélice	
$N$	Vitesse de rotation d'hélice (RPS)	
$J$	Rapport d'avance d'hélice	$\frac{V}{ND}$
$k$	Dimension des particules de rugosité	

## INTRODUCTION

Récemment, les accidents d'avion causés par de mauvaises conditions atmosphériques comme la pluie verglaçante ou la neige ont attiré l'attention sur la dégradation des surfaces aérodynamiques. L'un des plus récents accidents impliquant un aéronef à réaction Fokker F-28, mk 1000, et qui a fait l'objet d'une commission d'enquête au Canada, a surtout mis en évidence la dégradation des surfaces en question causée par la contamination des ailes par le givre et la neige. Les renseignements contenus dans le présent document, proviennent en partie de

l'enquête effectuée pour la Commission d'enquête sur l'écrasement d'un avion d'Air Ontario à Dryden (Ontario) le 10 mars 1989. (Référence 10). L'étude des effets de la rugosité uniforme sur les profils alaires démontre clairement qu'il y a décrochage prématuré, que la perte de portance maximale peut s'élever à 50 p. 100 (compte tenu du nombre de Reynolds) et que la traînée de forme atteint de très hauts niveaux à des angles d'attaque inférieurs à l'angle de décrochage normal pour une aile lisse.

L'effet de la rugosité d'extrados sur de vrais aéronefs est cependant moins bien connu; il existe un bon nombre d'accidents d'aéronefs antérieurs reliés à l'envol dans des conditions verglaçantes ainsi que plusieurs accidents récents, y compris l'accident de l'aéronef F-28 d'Air Ontario, impliquant des aéronefs à ailes en flèche, qui ont permis de mettre ce problème en évidence. Ces situations ont permis d'observer que le décollement aérodynamique rapide et le décrochage étaient en général causés par la contamination des ailes par le givre et la neige. La rupture d'écoulement s'accompagnait non seulement d'une perte de portance et d'une augmentation de la traînée, mais également du fléchissement de l'aile occasionné par la séparation aérodynamique sur le panneau extérieur et par le calage des bouts d'aile qui survient avant le calage de l'aile médiane. Les données expérimentales provenant d'essais simulés sur la contamination de l'extrados des ailes en flèche d'un aéronef-navette type ont confirmé les soupçons suscités par l'expérience en vol et ont également démontré qu'il se produisait une importante modification de compensation sur l'aéronef lui-même.

La figure (1a) du document (1) illustre, pour divers profils bidimensionnels, la perte de portance maximale et la réduction de l'angle d'attaque nécessaire pour obtenir la portance maximale, qui résultent d'une contamination simulée par la gelée blanche. Il se produit également d'importantes augmentations de la traînée qui sont également attribuables à la traînée de forme après séparation et décrochage. Le document (2) fait également état d'essais en soufflerie effectués antérieurement et portant sur les effets que peut avoir la rugosité de l'extrados sur la portance maximale des profils conventionnels. Les données indiquent que la perte de portance maximale est en relation critique avec le nombre de Reynolds ainsi qu'avec la dimension des particules de rugosité. Par exemple, pour un nombre de Reynolds supérieur à 10 millions (normal pendant le décollage) la perte de portance maximale avoisine 50 p. 100 de la valeur du profil lisse. En comparaison, pour des nombres de Reynolds normaux se rapportant aux essais en soufflerie à basse vitesse, la perte de portance maximale est de beaucoup inférieure, ce qui met en évidence le danger d'effectuer des essais de contamination d'une aile ailleurs que sur l'aéronef lui-même. Il existe peu ou pas de données correspondantes se rapportant aux profils supercritiques modernes.

La traînée de l'aile augmente également en fonction de la rugosité de la surface. C'est là une conséquence de l'accroissement du frottement sur le revêtement en présence d'un écoulement non décollé, mais cela est surtout dû à l'accroissement de la traînée de forme après séparation prématurée. Si les particules de rugosité dépassent de la sous-couche laminaire qui se trouve sous la couche limite turbulente de l'écoulement attaché, il résulte un frottement accru sur le revêtement et par conséquent un accroissement de la turbulence. L'augmentation du nombre de Reynolds aggrave cet effet et accroît la possibilité de séparation surtout à proximité de la partie avant, étant donné que la sous-couche devient plus mince. Cela pourrait sans doute expliquer les plus grandes pertes de portance maximale qui ont lieu lorsque le nombre de Reynolds est élevé.

Si l'épaisseur de la rugosité est importante par rapport à la sous-couche laminaire (comme cela est possible en cas de pluie verglaçante ou d'accumulation de givre) la traînée frontale des particules détermine la force tangentielle moyenne; alors leur forme, leur orientation et leur distribution prennent de l'importance; par conséquent, l'accroissement de la turbulence et la

dispersion dans la couche limite plus haute entraîneront une séparation de l'écoulement et un décrochage prématurés.

Les aéronefs à hélice dont le souffle d'hélice passe sur l'extrados, semblent moins sensibles aux effets de contamination de l'extrados, en comparaison des aéronefs types à ailes en flèche. Cela s'explique en partie par les effets de la flèche qui réduisent la pente de portance de l'aile, comparé à une aile droite ainsi qu'aux effets du souffle d'hélice qui augmentent la charge à l'envergure, accroissent la pente de portance de l'aile et retardent la séparation d'écoulement lorsque l'angle d'attaque est prononcé. Par conséquent, l'angle de cabrage au décollage d'un aéronef à hélice avec ailes droites sera sans doute moins prononcé que dans le cas d'un aéronef à ailes en flèche équivalentes qui ne bénéficie pas de l'action du souffle d'hélice; dans ce cas, il se peut qu'il n'y ait pas de décrochage prématuré.

Nonobstant cette comparaison apparemment bénéfique, l'aéronef à hélice peut subir d'importantes pertes de portance et un accroissement prononcé de la traînée s'il y a séparation prématurée d'écoulement lorsque l'extrados est contaminé. La figure 1b du document (1) se rapportant au modèle de soufflerie de l'aéronef à turbopropulseur Fokker F-27, indique cependant que l'on peut s'attendre à des pertes moins importantes de la portance maximale dans le cas d'une aile contaminée, comparée aux résultats d'essais des profils illustrés à la figure (1a). Il en résulte une réduction correspondante de l'angle d'attaque critique qui est peu importante et peut être positive dans certains cas; on l'attribue aussi à une modification importante de la configuration aile-souffle d'hélice au décrochage. On ne sait pas dans quelle mesure le souffle d'hélice peut demeurer attaché à la surface de l'aile mais il peut influencer la configuration globale au décrochage même lorsque le givre rend cette surface rugueuse.

Compte tenu de la nature inconnue des interactions complexes qui existent entre la couche limite de l'aile, le souffle d'hélice et la rugosité, et compte tenu également du manque de données expérimentales, on a décidé d'utiliser le modèle demi-aile et hélice illustré au document (3) afin d'obtenir certaines données préliminaires sur les effets de la rugosité d'extrados en présence d'un souffle d'hélice et sur les effets de la modification du bord d'attaque par les formes courantes d'accumulation de givre en vol. Ces données auront une utilité limitée pour la conception des aéronefs ou le calcul des performances, la configuration du modèle ne correspondant pas à la disposition des éléments d'un aéronef à hélice actuel; par ailleurs, le nombre de Reynolds était peu élevé ( $Re = 1,3$  million).

## MODÈLE

La disposition générale du modèle à demi-aile rectangulaire sans flèche est illustrée à la figure 2. L'aile, de profil NACA 4415, n'était pas fléchée et comportait un volet ordinaire à 30 p. 100 de corde qui se prolongeait le long de la demi-aile. L'allongement géométrique était de 4,85. Un fuseau-moteur renfermant un moteur à induction refroidi à eau de 20 hp était monté sous la voilure à environ une longueur de corde au-dessus du plancher. L'hélice à quatre pales se trouvait une distance égale à 70 p. 100 de corde à l'avant du bord d'attaque et comportait un mécanisme de réglage du pas. Cette hélice de deux pieds était du même modèle que celles qui avaient été utilisées au cours des enquêtes indiquées dans les documents (3) et (4). Les rapports pertinents font aussi état des caractéristiques pleinement aérodynamiques de l'hélice isolée ainsi que des effets d'interférence du modèle d'aile. La géométrie connexe de l'hélice est la suivante :

Hélice

Diamètre	2,0 pi
Nombre de pales	4
Coefficient de plénitude	0,127
Section de pale à 0,75R	série 65 (conception CI = 0,7)

L'ensemble du modèle, figures (2a) et (2b), a été monté sur la balance de soufflerie à l'emplacement équivalent à 30 p. 100 de corde. Le moteur d'hélice était maintenu dans un fuseau-moteur fin mais ne disposait pas d'une balance de poussée ni d'une balance d'effort normal distinctes. La balance de soufflerie pouvait ainsi mesurer les effets combinés des réactions de l'aile et de l'hélice.

**MÉTHODE EXPÉRIMENTALE**

L'aile était inclinée selon un angle d'attaque variant de 6 à 26 degrés. On n'a pu réaliser un décrochage complet ni une rupture d'écoulement à l'aide de ce modèle, sans doute à cause des effets de l'allongement géométrique peu élevé, du nombre de Reynolds et de la configuration demi-modèle. On a cependant pu obtenir une portance maximale qui a servi à comparer les effets de la rugosité. La portance, la traînée et le moment de tangage ont été mesurés sur la balance de soufflerie. Le moment de tangage a été mesuré à un emplacement situé à environ 30 p. 100 de corde. Les efforts mesurés comprennent la réaction d'hélice qui se compose de la poussée, de l'effort normal et du moment de tangage. Le nombre de Reynolds mesuré pendant l'essai était de 1,3 million (2,3 millions pour l'aile sans moteur).

La poussée statique d'hélice a été mesurée sans vent sur la balance de soufflerie. Dans les conditions d'essai souhaitées on a pu modifier la poussée en réglant le pas de l'hélice à une valeur qui correspondait à peu près au coefficient de poussée au décollage d'un aéronef à turbopropulseur type. Avec vent, et sous pression dynamique de 25 lb/pi<sup>2</sup>, et en fonction d'un régime d'hélice de 3 000 t/min, le coefficient de traction  $C_{T_p}$  a été évalué à partir des données du document (5) à 0,115. La traction d'hélice et l'effort normal se modifient en fonction de l'incidence; la variation de ces quantités, utilisées dans une autre partie du présent rapport a également été calculée à partir des données du document (5).

**RUGOSITÉ SIMULÉE**

La rugosité a été imitée grâce à des particules de carborundum réparties uniformément sur diverses parties de la corde. On a utilisé des particules de trois calibres différents : soit 150 (0,0041 po), 80 (0,0083 po) et 46 (0,0165 po). Ces calibres correspondent à des rugosités moyennes d'environ 0,03 po, 0,06 po et 0,11 po respectivement sur une aile d'aéronef grandeur normale ayant une corde de 10 pi. Les rapports hauteur de rugosité/corde pour cet essai étaient de 0,000227, 0,000461 et 0,000916 respectivement. De plus, un papier de verre commercial à gros grains (particules de calibre 50) a été fixé à la surface de l'aile. La hauteur de rugosité et la concentration de ce papier étaient jugées sensiblement supérieures aux particules de calibre normal appliquées à la main.

À l'origine, les particules ont été appliquées sur l'extrados à partir de la région de stagnation du bord d'attaque jusqu'à l'axe de charnière des volets. Cependant, comme on a découvert que seule la partie avant de la corde était sensible aux changements, la majeure partie de l'essai a été exécutée en tenant compte uniquement des premiers 25 à 30 p. 100 de corde avec rugosité et les résultats qui figurent dans le présent rapport portent sur une couverture de 30 p. 100. La densité d'application ne variait pas et n'a pas été calculée précisément.

En plus de la rugosité répartie, des formes représentant l'accumulation de gelée blanche et de givre ont été fixées au bord d'attaque. Les formes ressemblaient à celles du document (6) et sont illustrées à la figure (2c).

## **PRÉSENTATION DES RÉSULTATS**

### **Aile non propulsée**

Les données portant sur l'aile non propulsée énoncent les effets de divers calibres de particules (46, 80 et 150) déposées sur l'extrados et d'un papier de verre à gros grains fixé aussi à l'extrados. La répartition le long de la corde correspond à environ 30 p. 100. On a aussi effectué des essais à l'aide d'un nombre de Reynolds plus élevés (2,3 millions) mais uniquement pour l'aile non propulsée.

La figure 3 illustre le comportement de  $C_l$ ,  $C_d$  et  $C_m$  dans le cas d'une aile non propulsée lisse et contaminée par les particules de calibres normaux et pour un nombre de Reynolds de 1,3 million, et par un papier de verre à gros grains pour un nombre de Reynolds de 2,3 millions. Le principal effet de la contamination de l'aile est d'entraîner la réduction de la pente de portance et de la portance maximale de l'ordre de 20 à 25 p. 100 pour un nombre de Reynolds de  $1,3 \times 10^6$ , et des pertes plus élevées pour des nombres de Reynolds également plus élevés. L'angle d'attaque à portance maximale (lisse) est de 20 degrés, cet angle se réduit à environ 15 degrés quand l'extrados est contaminé.

La traînée augmente également à des angles d'attaque inférieurs au décrochage et d'importantes augmentations de la traînée de forme ont lieu au moment de la séparation d'écoulement. En général ces pertes, surtout à portance maximale, augmentent à mesure qu'augmente la grosseur des particules, les pertes maximales ayant lieu quand le papier de verre est fixé à l'aile (figure 3a). La portance diminue à mesure que le nombre de Reynolds augmente, comme l'indique le document (2) et cela se produit également au cours du présent essai. L'effet de la rugosité sur le moment de tangage était peu important pour des angles d'attaque inférieurs au décrochage, il semble qu'il y ait un léger déplacement en cabré du  $C_m$  par rapport à la courbe  $\alpha$ , et son ampleur augmente légèrement à mesure qu'augmente la grosseur des particules. L'utilisation du papier de verre rugueux avec un nombre de Reynolds élevé augmente légèrement le cabrage du nez.

Les paramètres les plus importants semblent être le calibre des particules de rugosité et le nombre de Reynolds, cependant, on a observé que lorsqu'une petite partie (15 p. 100) du bord d'attaque est nettoyée, la portance et la traînée de l'aile reprennent une valeur proche de la valeur de performance lisse, cependant, le moment n'est pas complètement rétabli.

### **Aile propulsée**

Avec les pales installées et réglées à un angle permettant une poussée au décollage, on a fait fonctionner l'hélice avec vent debout et un rapport d'avancement de 1,4. Ce rapport était beaucoup plus élevé qu'un rapport d'avancement type au décollage, cependant, c'était là la seule façon d'obtenir un coefficient de traction élevé étant donné les limites de tension et de température du moteur. Comme il a été indiqué précédemment, les efforts d'hélice n'ont pas été mesurés séparément, mais tant la poussée que l'effort normal ont été déduits à partir des données distinctes sur l'hélice inscrites dans les documents (3) et (5) afin d'effectuer des analyses plus poussées de ces résultats.

La figure (4) illustre les effets de la poussée d'hélice sur la portance, la traînée et le moment de tangage sur une aile lisse non propulsée en fonction d'un nombre de Reynolds de 1,3 million. Un essai avec un nombre de Reynolds plus élevé n'a pas été possible pour l'aile propulsée, étant donné les limites du moteur. L'utilisation du moteur et l'interaction du souffle d'hélice qui en résulte ont entraîné un accroissement d'environ 25 p. 100 tant de la pente de portance que de la portance maximale et l'angle de décrochage a augmenté d'environ 4 degrés. La polaire de traînée est déportée d'une valeur qui correspond à l'effort de poussée plus la poussée sur le bord d'attaque produite par une aspiration accrue. L'équivalent de traînée de la traction d'hélice estimative a une valeur d'environ 0,085 qui, lorsqu'elle est soustraite de l'effort total de l'aile à la portance zéro, semble produire une traînée ou une poussée d'aile négative. Cet effet, connu sous le nom d'«effet Squire», a déjà été cité (document 7) et est attribuable aux efforts du tourbillon d'écoulement dans le souffle d'hélice.

Le moment de tangage dans la figure (4c) démontre un accroissement de la tendance au cabrage attribuable aux effets de l'hélice et de l'écoulement du souffle d'hélice. La pente de la courbe du moment de tangage par rapport à  $\alpha$  augmente en fonction de l'augmentation de la puissance, et au-delà de la portance maximale il y a un important déplacement en piqué du moment de tangage. Ce changement important est attribuable surtout à l'effort normal d'hélice qui agit autour du centre de rotation de la voilure (figure 2).

#### Effets de la rugosité - aile propulsée

Lorsque l'on rend l'extrados de l'aile rugueux, il semble qu'il y ait perte de la pente de portance et de la portance maximale d'environ 25 à 35 p. 100 compte tenu de la dimension des particules (figure 5)). En réalité, on perd les avantages de la portance paripropulsion qui résultent de l'action du souffle d'hélice. La traînée augmente également à cause de la séparation prématurée d'écoulement; il y a de plus augmentation de la traînée parasite à portance zéro entraînée par la rugosité et un accroissement de la pression dynamique dans le souffle d'hélice. L'effet de la rugosité sur le moment de tangage de l'aile est peu élevé si les angles d'attaque sont inférieurs au décrochage ( $\alpha < 10^\circ$ ) mais le moment a une plus forte tendance vers le piqué à mesure qu'augmente la grosseur des particules de rugosité.

La fixation du papier de verre rugueux détériore davantage la performance de l'aile propulsée lorsque le nombre de Reynolds est de 1,3 million. La portance maximale diminue quelque peu, tout comme la pente de portance, bien que l'angle de décrochage n'est pas bien défini. La traînée augmente également lorsque la portance s'approche de zéro mais le moment de tangage ne change pas de façon significative quoique la tendance vers le piqué se poursuit.

On a comparé les polaires de traînée de l'aile avec et sans moteur afin de démontrer les effets relatifs à la rugosité (figure 6). Les graphiques démontrent clairement que la rugosité, surtout lorsqu'elle atteint des proportions équivalentes au papier de verre, à un effet beaucoup plus marqué sur la traînée de l'aile propulsée que sur l'aile non propulsée en écoulement uniforme. Les courbes de portance démontrent un degré de dégradation des performances à peu près équivalent entre l'aile propulsée et l'aile non propulsée. Le changement du moment de tangage semble moins accentué lorsque l'aile est propulsée et s'accompagne d'une augmentation de la pente ( $C_m$  par rapport à  $\alpha$ ) et d'un léger déplacement en cabré.

Afin de simuler l'action de nettoyage du souffle d'hélice, une partie de la rugosité a été enlevée près de l'emplacement d'hélice. Cela a entraîné une légère amélioration de la performance.

### Caractéristiques aile-souffle d'hélice

Afin de distinguer les forces qui se rapportent à l'hélice de celles qui se rapportent à l'ensemble de l'aile, et pour comparer les caractéristiques d'une aile non propulsée à celle d'une aile baignée par un souffle d'hélice, les données pertinentes isolées ont été évaluées à partir du document (5) et de la (figure 7) et ont été retirées des données d'équilibre de soufflerie, comme suit :

$$C_{L_s} = C_{L_n} - (2/J^2) (D^2/S_w) [C_{T_p} \sin \alpha + C_{M_p} \cos \alpha] \quad (1)$$

$$C_{D_s} = C_{D_n} - (2/J^2) (D^2/S_w) [C_{T_p} \cos \alpha + C_{M_p} \sin \alpha] \quad (2)$$

$$C_{M_s} = C_{M_n} - (2/J^2) (D^2/S_w) [C_{T_p} (\frac{\bar{x}}{C}) + C_{T_p} (\frac{\bar{y}}{C}) + C_{M_p} (\frac{D}{C})] \quad (3)$$

On n'a tenté aucune correction des données d'hélice pour tenir compte de l'obstruction géométrique et de la déflexion vers le haut de l'aile; on constate cependant que les commentaires du document (8) et les données expérimentales du document (4) semblent indiquer qu'il s'agit là d'influences ayant une incidence peu élevée.

Les caractéristiques de l'aile lisse propulsée sans réaction d'hélice sont illustrées à la figure (8). La courbe de portance est illustrée entre les courbes lisses à l'aile propulsée et à l'aile non propulsée, ce qui indique que l'action du souffle d'hélice fournit à la portance maximale et à la pente de portance environ la moitié de l'accroissement de la portance en propulsion.

La polaire de traînée, (figure 8) présente une diminution appréciable de traînée à cause de l'effet d'écoulement du souffle d'hélice surtout aux valeurs inférieures de  $C_L$  ( $< 0,4$ ). À portance près de zéro l'aile produit en fait une poussée. Cela est attribuable à l'effet de tourbillon du souffle d'hélice (document 7), l'aile servant de redresseur d'écoulement. Il faut accepter un tel résultat avec quelques réserves, étant donné qu'aucune mesure directe de la poussée d'hélice ou de l'effort normal d'hélice n'était disponible.

Il semble que le moment de tangage tend vers le piqué lorsque l'effort d'hélice est annulé puisque ni la poussée ni l'effort normal n'apportent quoi que ce soit (figure 8c). Il semble évident que l'action du souffle d'hélice produit une pente moins accentuée du  $C_m$  par rapport à la courbe  $\alpha$  et un moment en piqué plus accentué, en comparaison d'une aile non propulsée. Le document 4 donne une explication partielle de cette modification, que l'on attribue à des modifications de la distribution de pression le long de la corde sur l'endroit de l'aile où circule le souffle d'hélice.

### Action du souffle d'hélice - rugosité

La perte de rendement causée par la rugosité répartie, dans le cas de l'interaction aile-souffle d'hélice, semble plus importante que la perte de rendement d'une aile non propulsée en écoulement uniforme régulier. Cela peut résulter du coefficient de traction élevé relié à l'essai et de l'augmentation subséquente de la pression localisée sur l'aile. À la figure (9), on peut observer la portance, la traînée et le moment reliés à l'aile non propulsée et à l'aile plongée dans le souffle d'hélice. Cette figure présente également une zone limite ombrée qui indique la variation de traînée causée par l'augmentation de la rugosité dans chacun des cas présentés. Les zones ombrées dans les deux graphiques représentent la perte maximale occasionnée par

la rugosité répartie reliée à des grains de diverses grosseurs, y compris l'application du papier de verre grossier. La traînée négative produite sur l'aile à une portance approchant zéro (figure 9b) est à toute fin pratique annulée par la contamination de la partie avant et de l'extrados de l'aile. Par contre, l'aile non propulsée subit une perte de traînée légèrement inférieure en présence de rugosité. Face à un coefficient de portance  $C_L$  d'environ 0,36, la traînée est nulle sur l'aile propulsée lisse. Pour des valeurs de portance plus élevées, la traînée augmente rapidement et, à la longue, dépasse celle de l'aile non propulsée puisque l'effort de poussée le long de l'écoulement s'annule et que la portance est réduite d'un montant égal à l'effort normal de l'hélice. L'accroissement de la rugosité dans ces deux cas augmente également la traînée, surtout avant le décrochage.

En général, l'hélice fournit un effort instable au moment de tangage (c'est-à-dire en cabré). Par conséquent, l'annulation des efforts d'hélice rend le  $C_m$  plus négatif et diminue la pente du  $C_m$  par rapport à la courbe  $\alpha$ . En comparaison d'une aile lisse, l'aile rugueuse subit des modifications moins importantes au moment de tangage (figure 9). L'action du souffle d'hélice sur l'aile lisse produit une courbe de moment de tangage ( $C_m$ s par rapport à  $\alpha$ ) légèrement plus stable comparée à celle de l'aile non propulsée. L'application de la rugosité dans ces deux cas entraîne une perte de stabilité illustrée par les courbes de moment de tangage.

#### Accumulation de givre sur le bord d'attaque

En plus de ceux que l'on a effectués sur l'extrados de l'aile enduit d'une surface rugueuse uniforme, d'autres essais ont été effectués sur un bord d'attaque modifié pour imiter l'accumulation de givre blanc et de verglas (figure 2). Les données de la figure (10) se rapportant à l'aile non propulsée indiquent que des modifications aussi substantielles du profil du bord d'attaque entraînent des pertes de portance maximale de l'ordre de 30 à 50 p. 100. Par ailleurs, il faut tenir compte du nombre de Reynolds et à ce titre on obtient une réduction de la portance maximale de 15 à 20 p. 100 lorsque ce nombre augmente à 2,3 millions. Ces modifications du bord d'attaque produisent également d'importants changements du moment de tangage, surtout lorsque le nombre de Reynolds est élevé.

Dans le cas de l'aile propulsée, la pente de portance et la portance maximale augmentent mais la performance de l'aile est nettement en-deçà de la normale et les polaires de traînée indiquent une traînée élevée pour tous les coefficients de portance. La figure (11) illustre une comparaison entre la contamination uniforme et une accumulation sur le bord d'attaque de givre blanc épais, pour les polaires de traînée et les moments de tangage de l'aile propulsée givrée. Le givrage du bord d'attaque entraîne une réduction moins importante de la pente de portance avant décrochage mais les pertes de portance sont plus sérieuses après.

La figure (11d) illustre l'action du souffle d'hélice sur la portance de l'aile et sur la traînée pour une accumulation moyenne et importante de givre blanc sur le bord d'attaque. Comme c'est le cas pour la rugosité répartie, la contamination du bord d'attaque par le givre annule nettement les avantages du tourbillon d'écoulement qui provient du souffle d'hélice.

#### Effort de corde et aspiration du bord d'attaque

Le rendement réel d'un profil ou d'une aile dépend de la production de pressions négatives le long du bord d'attaque et la création d'une force d'aspiration qui permet d'orienter normalement la force aérodynamique par rapport au vent relatif. Le calcul du coefficient d'effort de corde  $C_c$  et du coefficient d'aspiration du bord d'attaque  $C_s$  permet d'établir le degré d'efficacité de la portance.

On peut calculer  $C_c$  et  $C_l$  à partir de données expérimentales, selon les modalités suivantes :

$$C_c = C_D \cos \alpha - C_l \sin \alpha \quad (4)$$

et pour les angles aigus

$$C_l = C_{D0} - C_c \quad (5)$$

On peut également calculer  $C_c$  et  $C_D$  à partir du rapport polaire/trainée parabolique (document 9). La figure 12a illustre le rapport qui existe entre le coefficient  $C_D$  d'une aile non propulsée et l'effort de corde  $C_c$ , et les effets de rugosité répartie sur ces deux paramètres. Il semble que la rugosité ait un effet plus intense sur la trainée que sur l'effort de corde.

Les valeurs correspondantes du coefficient d'aspiration du bord d'attaque dans le cas d'une aile non propulsée démontrent également les effets de la contamination. Sous le point de décrochage, la contamination du bord d'attaque ne diminue pas de façon importante le  $C_l$  mais ce dernier diminue soudainement lorsque la portance maximale est atteinte.

La figure (12c) illustre l'effort de corde par rapport au coefficient de portance dans le cas d'une aile propulsée comportant du givre et de la rugosité sur le bord d'attaque, mais dont les efforts d'hélice ont été annulés. L'accumulation du givre tend à diminuer l'effort du bord d'attaque pour des valeurs inférieures de  $C_l$ , mais la rugosité répartie semble avoir un effet plus marqué lorsque le coefficient de portance est plus élevée.

## CONCLUSIONS

(1) Le principal effet de la rugosité répartie sur l'extrados d'une aile non propulsée consiste à réduire la pente de portance et la portance maximale de 30 à 50 p. 100, compte tenu de l'ampleur de la rugosité, du nombre de Reynolds et dans une moindre mesure de la superficie de la rugosité.

(2) L'ampleur de la perte de portance maximale augmente en fonction du calibre des particules et aussi en fonction du nombre de Reynolds; les essais sur les ailes rugueuses devraient être effectués en fonction du nombre de Reynolds le plus élevé possible.

(3) La rugosité augmente la trainée parasite à portance zéro et entraîne un décrochage prématuré qui produit un important accroissement de la trainée de forme.

(4) Le bord d'attaque est un endroit particulièrement sensible à la rugosité répartie, peu importe la dimension des particules; il s'ensuit une augmentation sensible de la trainée et une réduction correspondante de l'aspiration du bord d'attaque à des angles d'attaque en-deçà du décrochage. Au contraire, l'annulation de la rugosité sur une petite partie du bord d'attaque amène des performances presque égales à celles d'une aile lisse.

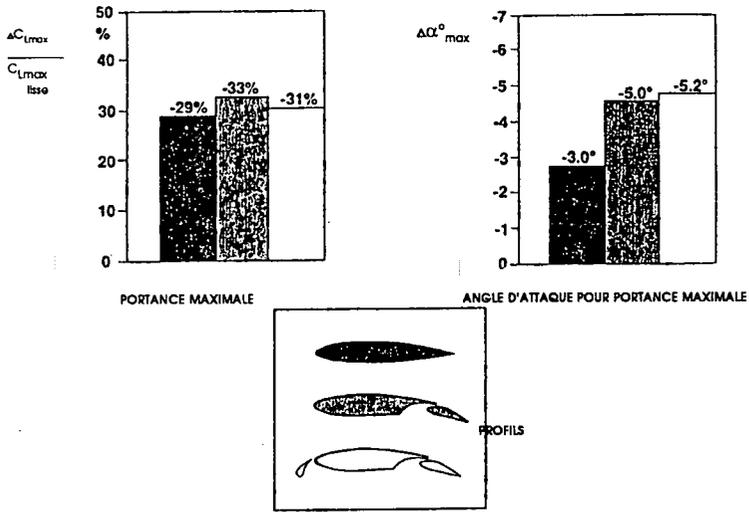
(5) Si l'aile est propulsée et lisse, l'action du souffle d'hélice augmente la pente de portance et la portance maximale de 25 p. 100, pour des coefficients de poussée appropriés aux conditions de décollage. Si l'aile est rugueuse, la portance maximale diminue d'un taux de plus de 25 p. 100, ce qui entraîne un rendement de portance quelque peu en-deçà de celui d'une aile non propulsée mais lisse. Cela peut être important en cas de panne de moteur, l'aile contaminée subira une perte accrue de portance maximale.

(6) On a tenté d'isoler l'action du souffle d'hélice sur l'aile en soustrayant l'effort d'hélice estimé. En comparant la performance d'une aile propulsée à celle d'une aile non propulsée, on a observé que la rugosité produisait des pertes légèrement supérieures sur l'aile soumise au souffle d'hélice.

(7) La perte de portance engendrée par l'accumulation de givre blanc ou de verglas sur le bord d'attaque d'une aile peut atteindre 50 p. 100 même si l'aile est propulsée, et est sensible au nombre de Reynolds. La diminution de portance maximale est supérieure en présence de givre blanc épais que lorsqu'il y a rugosité répartie sur l'aile.

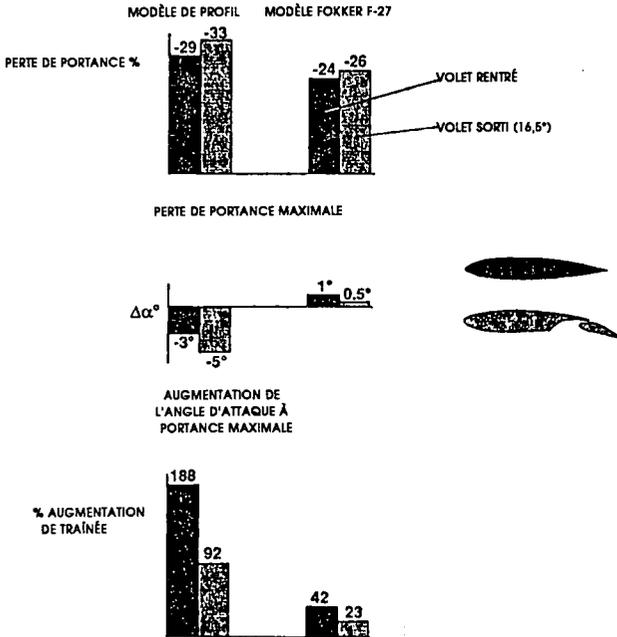
#### RÉFÉRENCES

1. Wing Tips - Fokker product support division, #14, December 1989.
2. Jones, R., Williams, D.H. - The effect of Surface Roughness on the Characteristics of Airfoils. REA R&M 1708, Feb. 1936.
3. Nishimura, Y. - An Experimental Investigation by Force and Surface Pressure Measurements on a Wing Immersed in a Propeller Slipstream. Part I: Force and Moment Measurements. NRC-CR-501, March 1968.
4. Nishimura, Y. - Surface Pressure Measurements Part II, NRC LR-525, June 1969.
5. Wickens, R.H. - Aerodynamic Force and Moment Characteristics of a Four-Bladed Propeller Yawed through 120 Degrees. NRC-LR-454. May 1966.
6. Olson, W., Shaw, R., Newton, J. - The Shapes and the Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil, NASA TM 83556, 1984.
7. Squire, H.B., Chester, W. - Calculation of the Effect of Slipstream on Lift and Drag. ARC R&M 2368, 1950.
8. Durand, Vol II. Aerodynamic Theory.
9. Schlichting, H., Truckenbrodt, E. - Aerodynamics of the Airplane - McGraw-Hill 1979.
10. Morgan, J.M., Wagner, G.A., Wickens, R.H. - A Report of the Flight Dynamics of the Fokker F-28 mk 1000 as they pertain to the accident at Dryden, Ontario, March 1989. NRC/NAE misc. 64.



DIMINUTION DE LA PORTANCE MAXIMALE PRODUITE PAR LA RUGOSITÉ SUR L'AILE ET RÉDUCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR OBTENIR LA PORTANCE MAXIMALE (DOCUMENT 1)

FIGURE 1



AUGMENTATION DE LA TRAÎNÉE À LA MONTÉE AU DÉCOLLAGE

COMPARAISON DES PERTES DE PORTANCE ET DE L'AUGMENTATION DE LA TRAÎNÉE POUR LES MODÈLES DE PROFILS ET LES MODÈLES HÉLICE/SOUFFLE D'HÉLICE

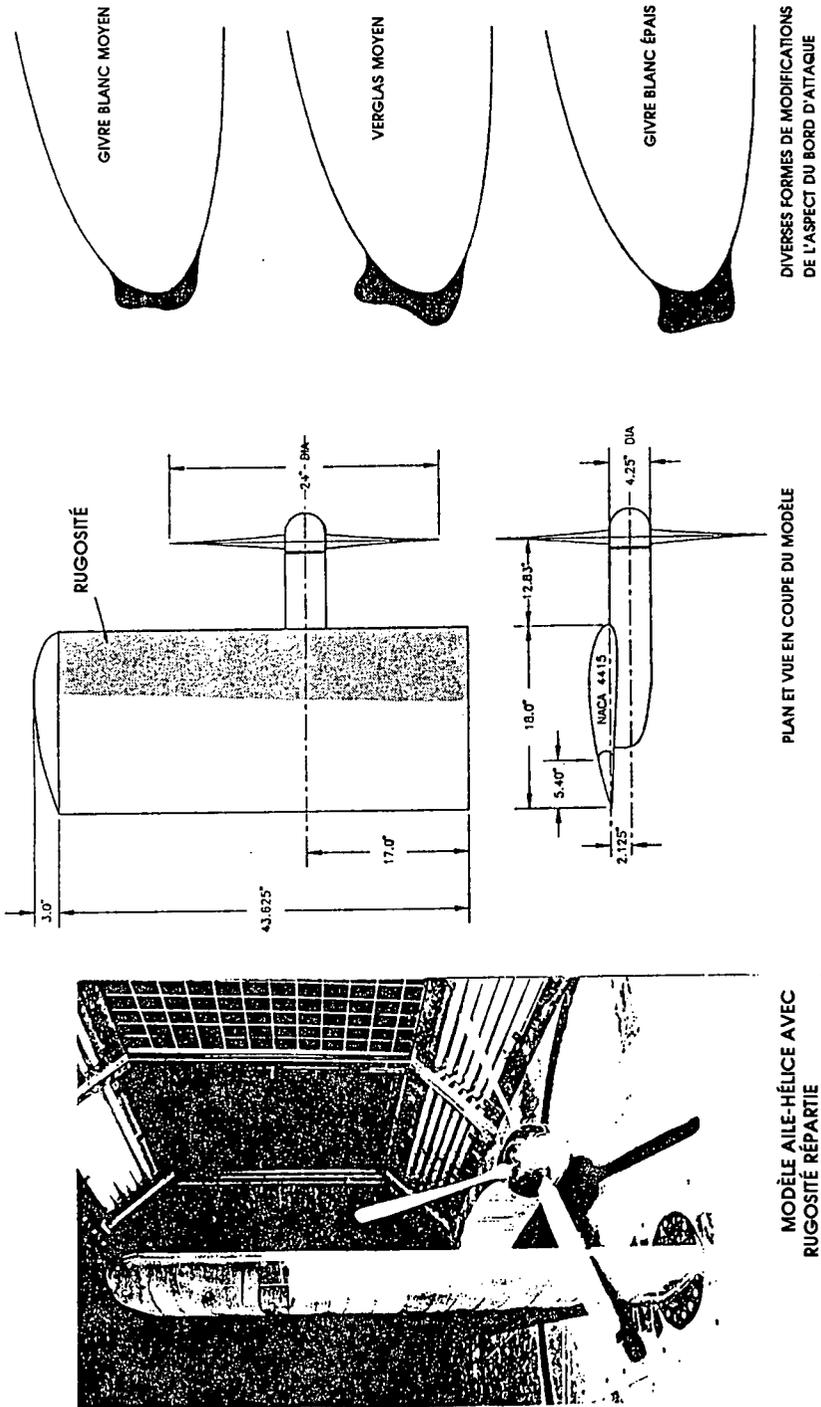


FIGURE 2

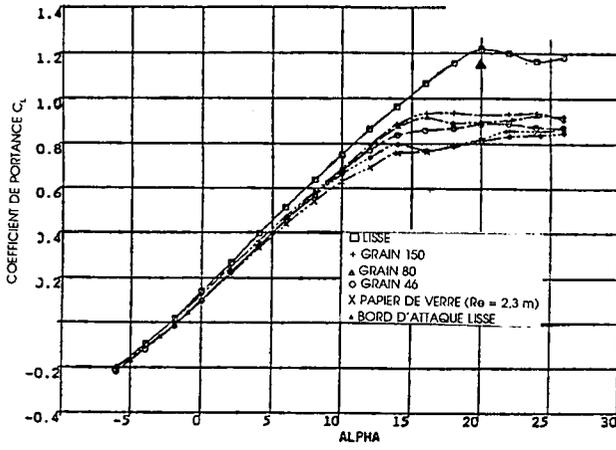
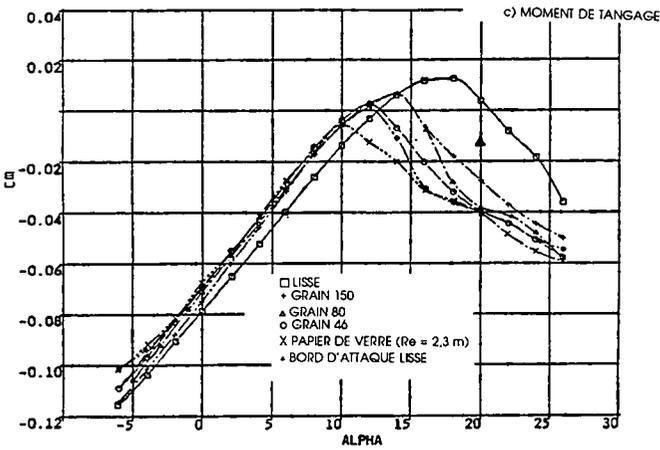
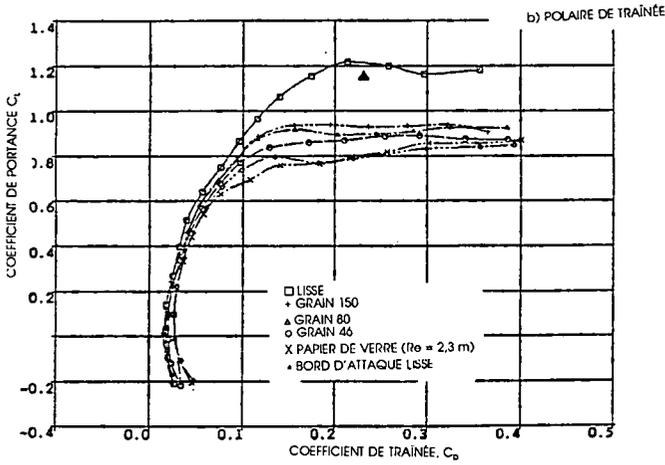


FIGURE 3



EFFETS DE LA RUGOSITÉ UNIFORME SUR LA PERFORMANCE D'UNE AILE NON PROPULSÉE,  $Re = 1,3 m$ , SURFACE COUVERTE 30 %

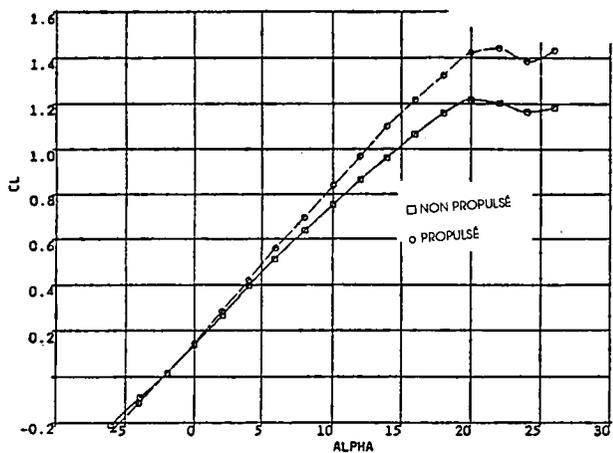
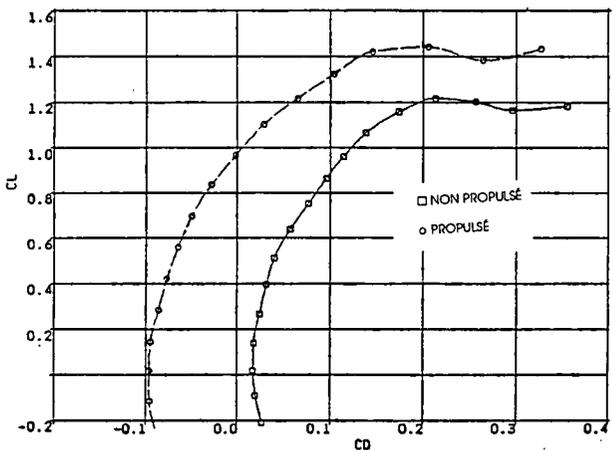
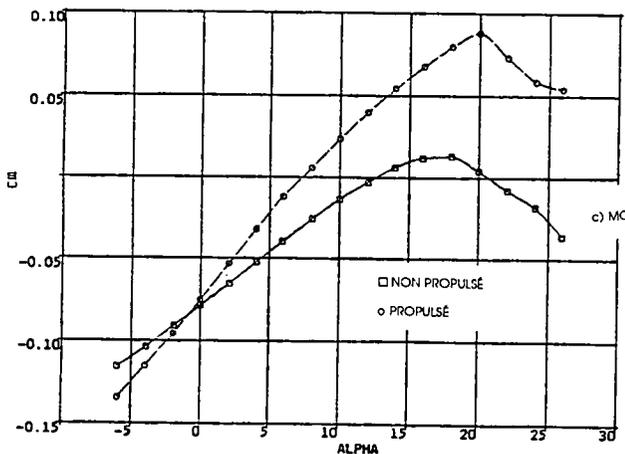


FIGURE 4

a) PORTANCE



b) TRAÎNÉE



c) MOMENT DE TANGAGE

COMPARAISON DE L'AILE LIÈGE PROPULSÉE ET NON PROPULSÉE,  $C_{lp} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 m$

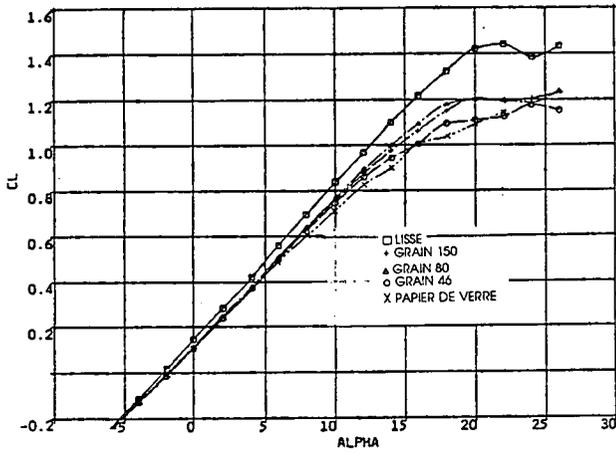
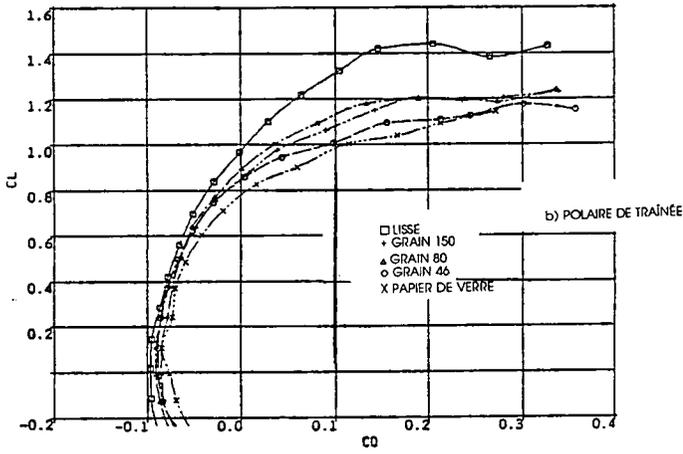
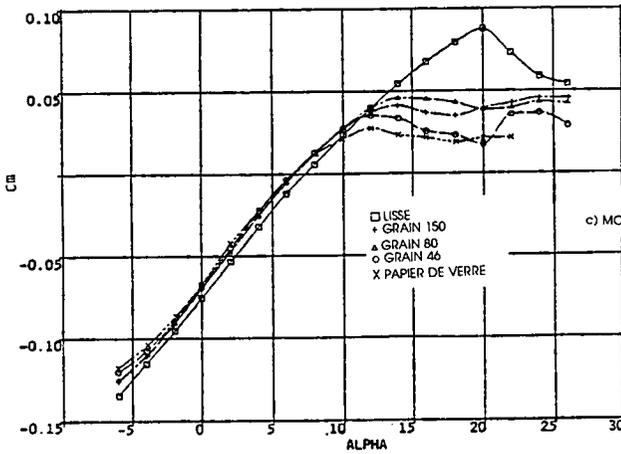


FIGURE 5

a) PORTANCE



b) POLAIRE DE TRAÎNÉE



c) MOMENT DE TANGAGE

EFFET DE LA RUGOSITÉ UNIFORME SUR LA PERFORMANCE D'UNE AILE PROPULSÉE,  $C_p = 0,115$ ,  $Re = 1,3 M$

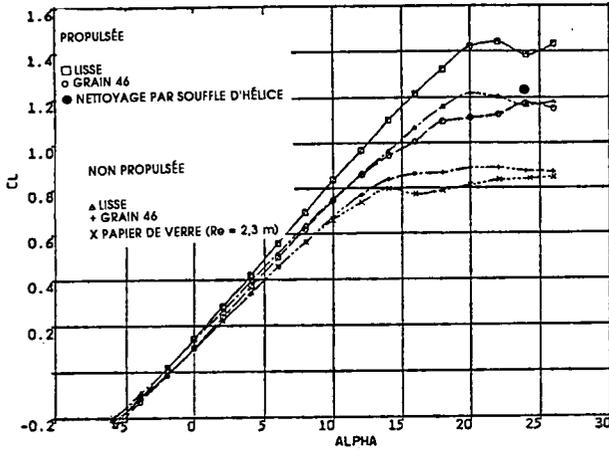
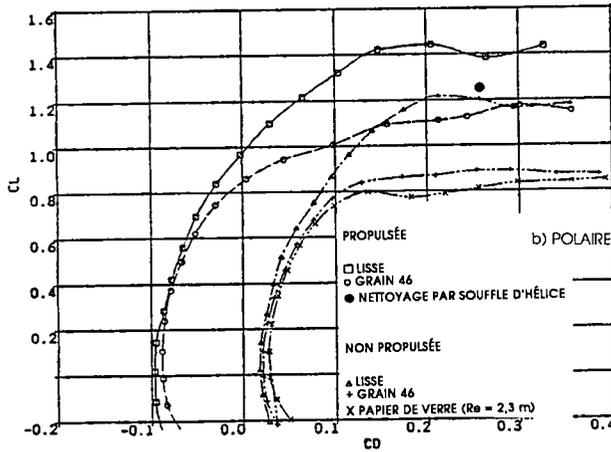
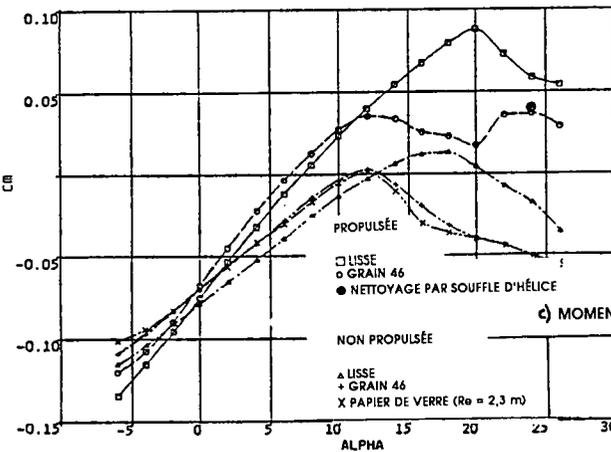


FIGURE 6

a) PORTANCE



b) POLAIRE DE TRAÎNÉE



c) MOMENT DE TANGAGE

COMPARAISON DE L'EFFET DE LA RUGOSITÉ UNIFORME SUR UNE AILE PROPULSÉE PAR RAPPORT À UNE AILE NON PROPULSÉE, GRAIN 46, SURFACE COUVERTE 30 %,  $C_{ip} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \times 10^5$

POUSSÉE D'HÉLICE, EFFORT NORMAL ET MOMENT DE TANGAGE  
(DOCUMENT)

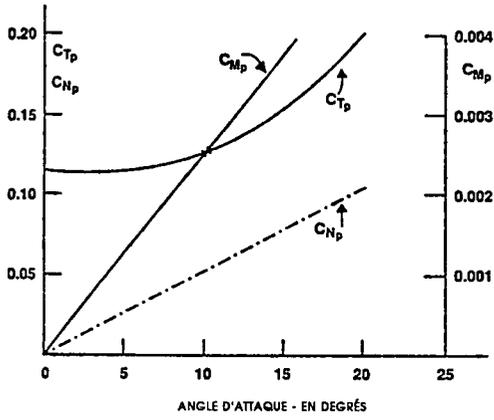
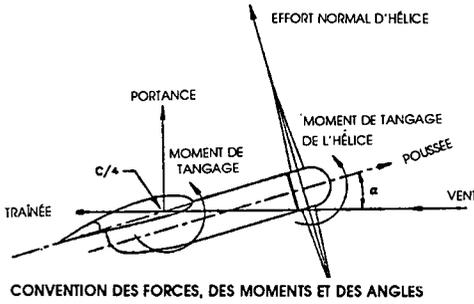


FIGURE 7



CONVENTION DES FORCES, DES MOMENTS ET DES ANGLES

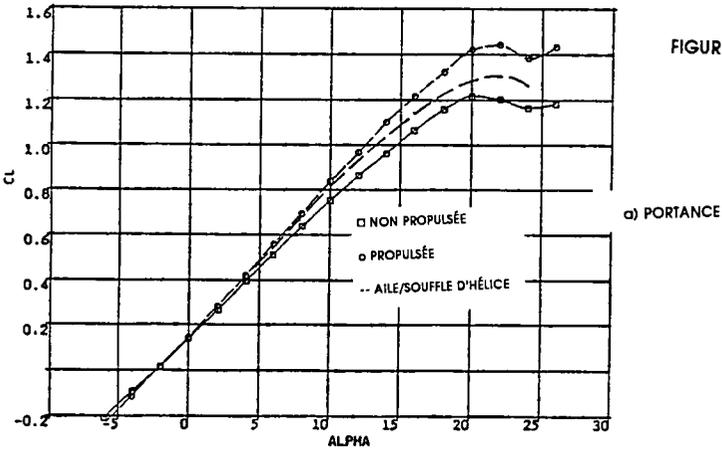


FIGURE 8

a) PORTANCE

ANNULATION DES RÉACTIONS D'HÉLICE AVEC AILE LISSE  
ET PROPULSÉE,  $C_{T_p} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \text{ m}$

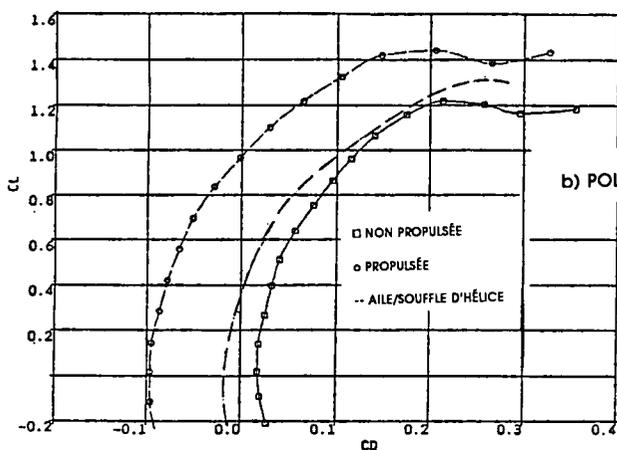
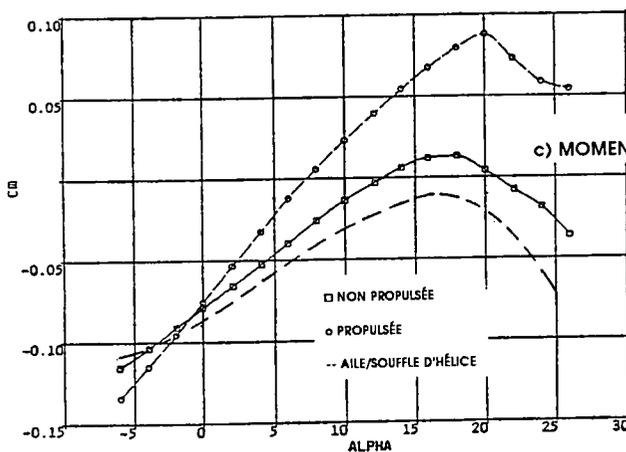


FIGURE 8

b) POLAIRE DE TRAÎNÉE



c) MOMENT DE TANGAGE

ANNULATION DES RÉACTIONS D'HÉLICE AVEC AILE LISSE ET PROPULSÉE,  $C_{tp} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \text{ m}$

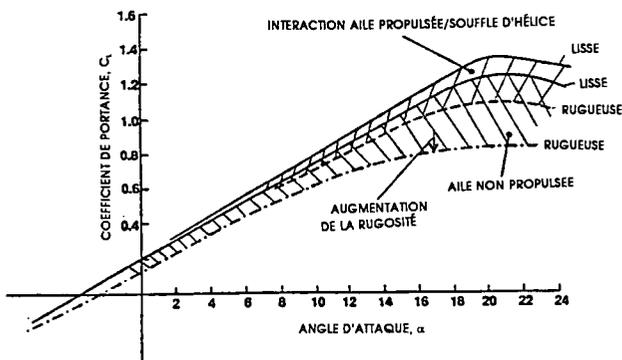


FIGURE 9

COMPARAISON DE LA PERTE DE PORTANCE ENTRAÎNÉE PAR LA RUGOSITÉ RÉPARTIE SUR UNE AILE NON PROPULSÉE ET SUR UNE AILE PROPULSÉE AVEC RÉACTION D'HÉLICE ANNULÉE.  $C_{tp} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \times 10^6$

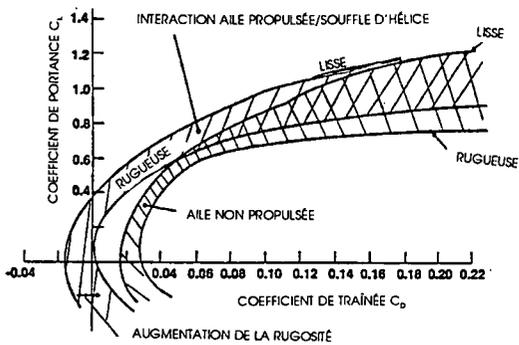


FIGURE 9

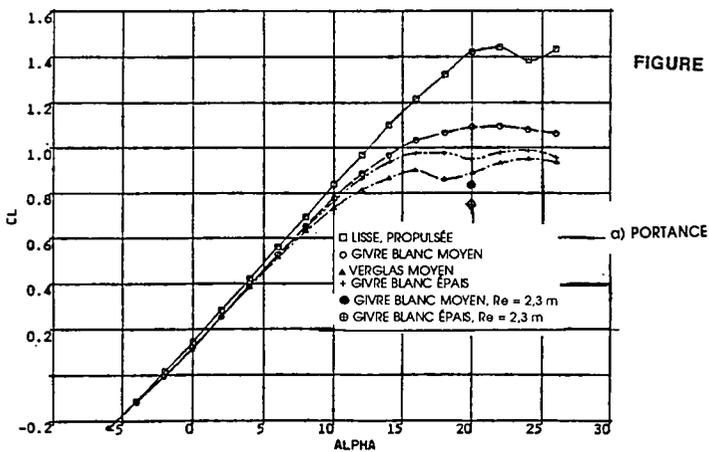
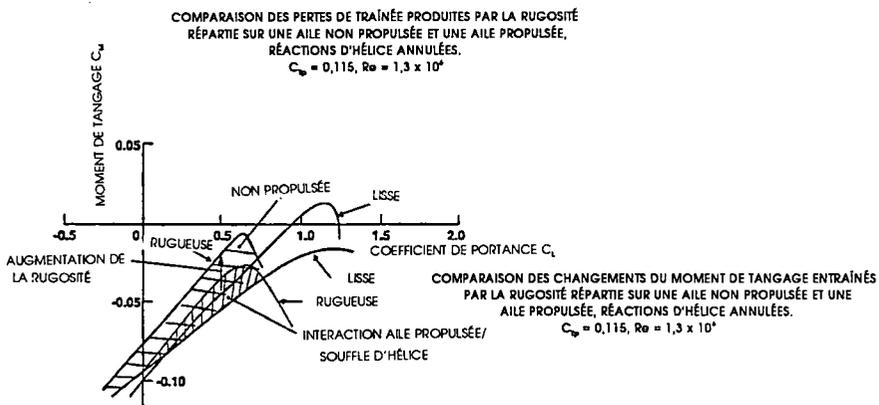


FIGURE 10

EFFET DU GIVRE DU BORD D'ATTAQUE SUR LA PERFORMANCE D'UNE AILE PROPULSÉE,  
 $C_{Lp} = 0,115, Re = 1,3 \text{ m}$

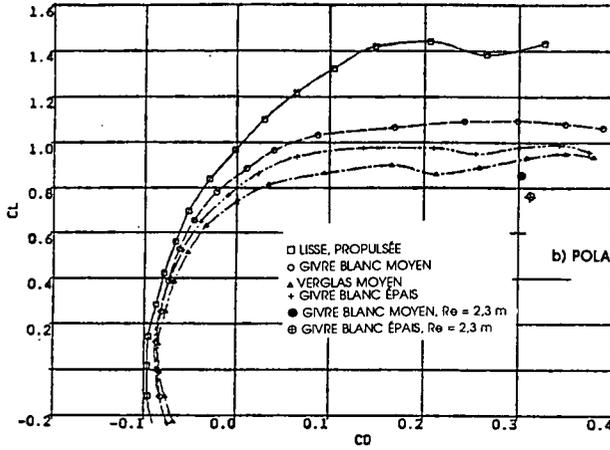
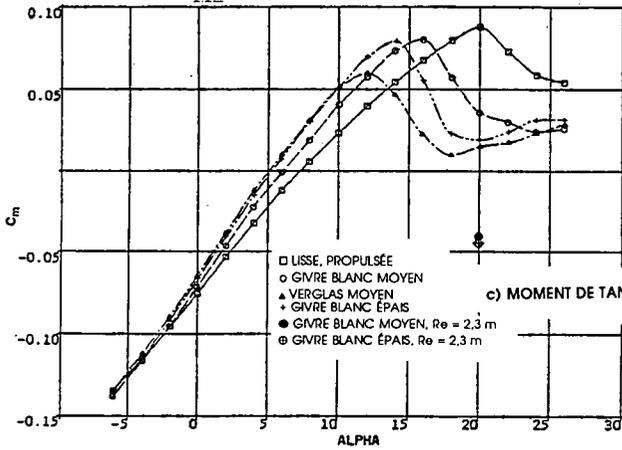
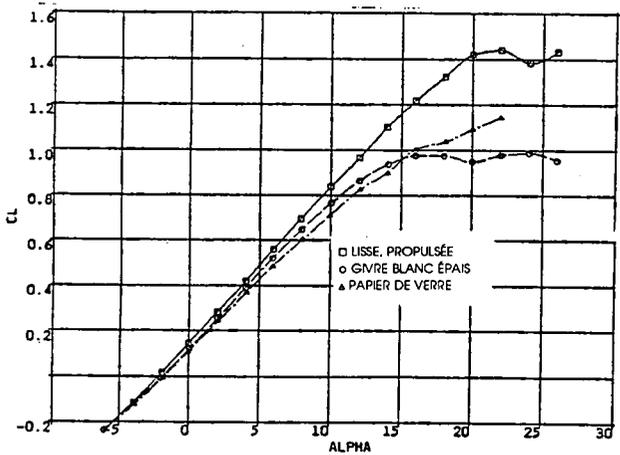


FIGURE 10

COMPARAISON DU GIVRE DU BORD D'ATTAQUE ET DE LA RUGOSITÉ UNIFORME.  
 $C_{lp} = 0,115, Re = 1,3 m$



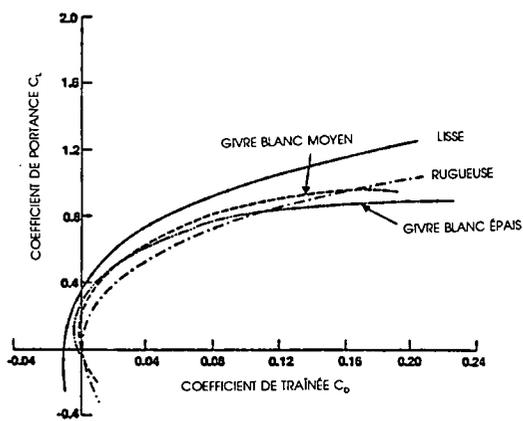
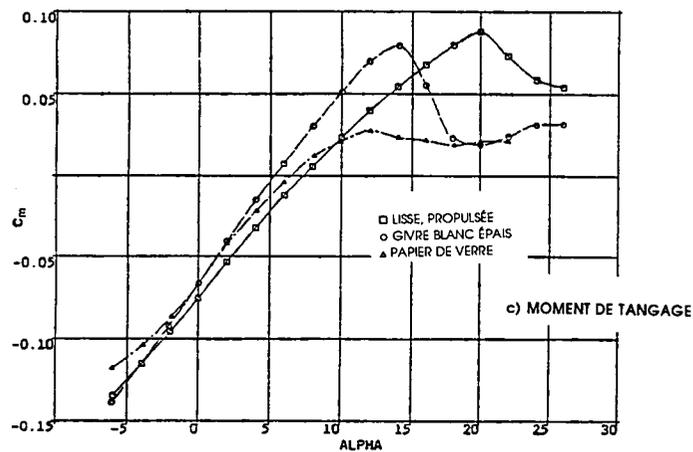
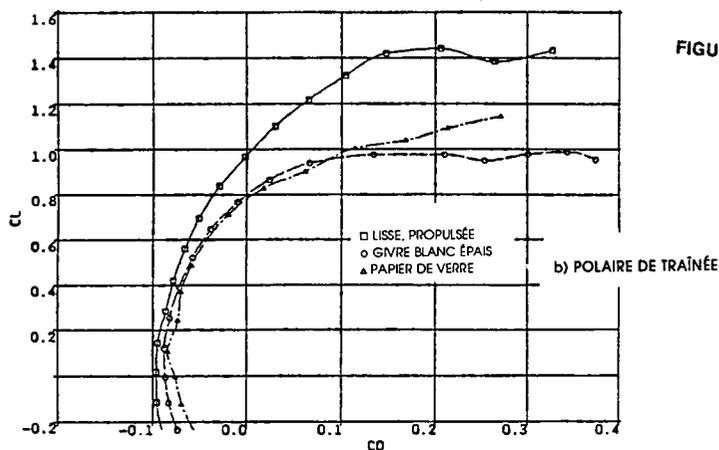
c) MOMENT DE TANGAGE



a) PORTANCE

FIGURE 11

COMPARAISON DU GIVRE DU BORD D'ATTAQUE ET DE LA RUGOSITÉ UNIFORME,  
 $C_{lp} = 0,115, Re = 1,3 m$



**POLAIRE DE TRAÎNÉE**  
 COMPARAISON ENTRE LA RUGOSITÉ RÉPARTIE (PAPIER DE VERRE À GRAIN 50) ET LE GIVRE DE BORD D'ATTAQUE POUR UNE INTERACTION AILE PROPULSÉE-SOUFFLE D'HÉLICE (RÉACTIONS D'HÉLICE ANNULÉES),  $C_{p0} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \times 10^6$

COMPARAISON GIVRE DE BORD D'ATTAQUE - RUGOSITÉ UNIFORME,  
 $C_{p0} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \text{ m}$

FIGURE 11

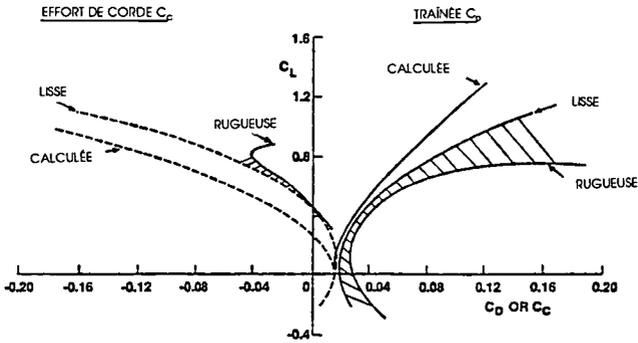
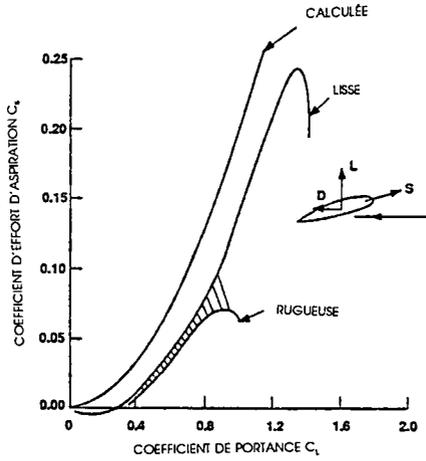
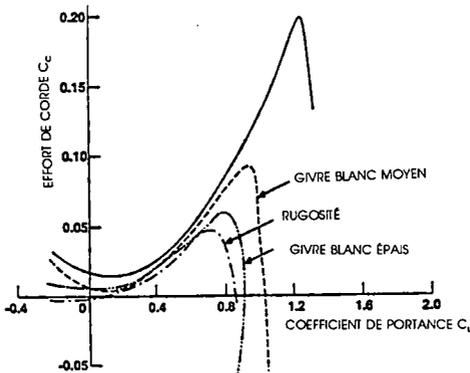


FIGURE 12

COMPARAISON DE LA TRAÎNÉE ET DE L'EFFORT DE CORDE POUR UNE AILE NON PROPULSÉE ET LISSE ET UNE AILE NON PROPULSÉE ET RUGUEUSE (PAPIER DE VERRE À GRAIN 50)



COEFFICIENT D'EFFORT D'ASPIRATION DU BORD D'ATTAQUE POUR UNE AILE NON PROPULSÉE LISSE ET RUGUEUSE



EFFORT DE CORDE contre COEFFICIENT DE PORTANCE  
COMPARAISON D'EFFORT DE CORDE ET COEFFICIENT DE PORTANCE, ET GIVRE DE BORD D'ATTAQUE DANS LE CAS D'UNE INTERACTION AILE PROPULSÉE - SOUFFLE D'HÉLICE (RÉACTIONS D'HÉLICE ANNULÉES)  $C_{ip} = 0,115$ ,  $Re = 1,3 \times 10^6$