



*Accident
survenu le 24 octobre 1995
à Calvi (2B)
au CAP 232
immatriculé F-GPRC*

RAPPORT
f-rc951024

A V E R T I S S E M E N T

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT	2
GLOSSAIRE	5
SYNOPSIS	6
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	7
1.1 Déroulement du vol	7
1.2 Tués et blessés	7
1.3 Dommages à l'aéronef	7
1.4 Autres dommages	7
1.5 Renseignements sur le personnel	7
1.6 Renseignements sur l'aéronef	8
1.7 Conditions météorologiques	8
1.8 Aides à la navigation	8
1.9 Télécommunications	8
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	9
1.11 Enregistreurs de bord	9
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	9
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	9
1.14 Incendie	10
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	10
1.15.1 Témoignage du pilote	10
1.15.2 Système de large verrière du CAP 232	10
1.16 Essais et recherches	10
1.16.1 Description de la commande de direction	10
1.16.2 Antécédents	12
1.16.3 Examen des palonniers du F-GPRC	14
1.16.4 Essais mécaniques du système	14
1.16.5 Essais en vol	16
1.16.6 Dossier de certification	17

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	19
1.17.1 Délivrance du laissez-passer	19
1.17.2 Délivrance de l'immatriculation	20
1.17.3 Conditions d'exploitation du F-GPRC	21
1.17.4 La manifestation aérienne	21
1.18 Renseignements supplémentaires	21
1.18.1 Difficultés rencontrées pour la certification du CAP 232	21
1.18.2 Mesures correctives prises après l'accident	22
2 - ANALYSE	23
2.1 Comportement du système de palonniers réglables	23
2.1.1 Cinématique du système	23
2.1.2 Efforts appliqués au système	23
2.1.3 Modes de défaillance du sous-système rail-galets	23
2.2 Comportement en vol de l'avion gouverne de direction bloquée	24
2.2.1 Trajectoire après abandon par le pilote	24
2.2.2 Possibilité d'approche et d'atterrissement	24
2.2.3 Possibilité de libération de la gouverne	25
2.3 Cause du blocage	25
2.4 Évacuation de l'avion	26
2.5 Certification du système	26
2.6 Conditions d'exploitation	27
2.6.1 Dispositions réglementaires de délivrance du laissez-passer	27
2.6.2 Fonctionnement de la procédure de délivrance des laissez-passer	27
2.7 Aspects relatifs à la manifestation aérienne	28
2.8 Contexte du développement d'aéronefs de compétition	28
3 - CONCLUSIONS	29
3.1 Faits établis par l'enquête	29
3.2 Cause probable	29
4 - RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ	30
4.1 Recommandations préliminaires	30
4.2 Autres recommandations	30
LISTE DES ANNEXES	31

Glossaire

DTA	Direction des Transports Aériens (DGAC)
SFACT	Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique (DGAC)
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
FAR	Federal Aviation Regulations
ft	Pied(s)
N.m	Newton par mètre
kt	Nœuds
CDN	Certificat de navigabilité
QNH	Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome
UTC	Temps universel coordonné
VHF	Très haute fréquence (30 à 300 Mhz)
VNE	Vitesse à ne pas dépasser
N	Newton

SYNOPSIS

Date de l'accident

24 octobre 1995 à 9 h 10¹

Aéronef

CAP 232 n° 2
immatriculé F-GPRC

Lieu de l'accident

Aérodrome de Calvi Sainte Catherine

Propriétaire

Avions Mudry

Nature du vol

Entraînement à la compétition voltige

Exploitant

Amicale de Voltige Aérienne

Personnes à bord

Le pilote.

Résumé

A l'issue d'un tonneau déclenché positif en montée verticale, le palonnier se bloque. Le pilote ne peut reprendre totalement le contrôle de l'appareil qu'il évacue en vol. L'appareil s'écrase en piqué.

Conséquences

	Personnes			Matériel	Tiers
	Tué(s)	Blessé(s)	Indemne(s)		
Équipage	-	-	1	Détruit	Néant
Passagers	-	-	-		

¹Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'accident.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le 24 octobre 1995, le CAP 232 n°2 effectuait un vol d'entraînement à la compétition, dans le cadre de la manifestation aérienne annuelle intitulée le « Festival du Vent ». Le pilote était en liaison VHF avec son entraîneur.

Au cours d'un tonneau déclenché positif en montée verticale, le pilote, selon ses déclarations, a poussé à fond le palonnier droit afin d'arrêter la figure. En voulant actionner le palonnier gauche pour revenir au neutre, il a constaté que les pédales restaient bloquées dans la position précédente (pédale droite à fond en avant, pédale gauche en arrière). Il est parvenu à remettre l'avion à plat, a forcé vainement sur la pédale gauche du palonnier puis a essayé de tirer sur le câble de palonnier droit avec la main, sans succès. L'avion « s'engageant à droite », il a ouvert la verrière et sauté en parachute.

L'avion est tombé en piqué à la verticale et s'est écrasé sur son axe d'évolution.

1.2 Tués et blessés

Le pilote est indemne.

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est totalement détruit.

1.4 Autres dommages

Néant.

1.5 Renseignements sur le personnel

Au moment de l'accident, le pilote est membre de l'équipe de France de voltige aérienne. Il a participé au championnat d'Europe 1995. Il effectue son service militaire au bataillon de Joinville.

Son brevet de pilote privé (TT) date du 21 août 1991 et sa licence est validée jusqu'au 31 octobre 1995.

Il possède la qualification de classe B et l'autorisation de voltige avancée (2^{ème} cycle).

Heures de vol : 495,25 dont 10,10 dans les trois derniers mois, 8,35 dans les trente derniers jours, 30 minutes dans les 24 dernières heures.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Cellule

Constructeur : AVIONS MUDRY & CIE

Type : CAP 232

Numéro de série : 2

Certificat de navigabilité : en attente de délivrance²

Laissez-passer exceptionnel : n° 560/95 délivré le 31 juillet 1995, valable jusqu'au 31 octobre 1995

Certificat d'immatriculation : en attente

Mise en service : en cours d'essais depuis le 8 avril 1995

Heures de vol totales : 104 dont 55 en voltige.

Le domaine de vol défini dans le manuel provisoire en catégorie acrobatique est +10 g / -10 g et VNE = 405 km/h.

Moteurs

Constructeur : LYCOMING

Type : AEIO 540 L1B5D

Puissance : 300 CV

Numéro de série : L.23673.48

Heures de vol totales : 104 dont 55 en voltige

1.7 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques données à 9 heures par la station de Calvi étaient :

vent du 030° pour 4 kt, CAVOK, température 18,2 °C, QNH 1025.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Le pilote n'a pas émis sur la fréquence tour pendant l'entraînement. Le contact radio avec son entraîneur se faisait sur une fréquence dédiée à l'activité voltige qui n'était pas enregistrée.

² Le CAP 232 étant en cours de certification de type, le n°2 volait sous le régime du laissez-passer délivré au constructeur.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Du 21 au 29 octobre 1995, l'aérodrome et tout l'espace aérien voisin étaient concernés par une manifestation aérienne, le « Festival du Vent 95 ». Cette manifestation était autorisée par arrêté préfectoral daté du 19 octobre 1995 (cf. § 1.17.4).

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion ne possédait pas d'enregistreur de paramètres de vol. Il était équipé d'un indicateur d'accélérations positives et négatives suivant l'axe Jz dont la lecture a donné les valeurs maximales suivantes :

- accélération positive : + 6 g
- accélération négative : - 1 g

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'épave a été retrouvée très concentrée dans un terrain caillouteux situé à environ 400 m à l'est de la piste, par le travers du milieu de piste. Le moteur était rentré dans le sol suivant un axe quasiment vertical. Hormis la dérive et la gouverne de direction presque intactes, il ne restait de l'appareil qu'un amas de débris. Les pédales et les rails de guidage du système de palonnier réglable, ainsi que les câbles de liaison avec la gouverne, ont été retrouvés dans ces débris. En se rapportant au schéma figurant au paragraphe 1.16.1, les embouts des câbles de réglage se trouvaient dans les positions 2 et 5. L'anémomètre indiquait 410 km/h.

La verrière a été retrouvée dans les débris de l'avion. Elle était éclatée. Sur son cadre en alliage léger on remarquait que l'axe de la charnière n'était pas sorti de son logement.

L'articulation de la gouverne de direction était en bon état et fonctionnait sans frottement excessif. Les butées de plein débattement n'étaient pas abîmées.

Les trois dernières secondes de la trajectoire sont contenues dans un enregistrement vidéo sonore réalisé par une équipe de télévision. Cet enregistrement montre l'attitude de l'avion en chute libre et son angle d'impact. L'avion est vu de profil et sa trajectoire suit la verticale. Il n'y a pas d'oscillation en tangage, en roulis, ou en lacet. Le régime moteur est réduit (de l'ordre de 1 000 tr/min d'après l'analyse spectrale). L'impact se produit avec un angle de 90° par rapport à la surface. La vitesse d'impact, mesurée à partir de la trame vidéo, est d'environ 400 km/h.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1 Témoignage du pilote

Le pilote se souvient avoir « largué la verrière », libéré son harnais puis la ceinture de sécurité et poussé fort sur les jambes pour sortir. Il avait gardé son casque radio. Ceci ne l'a pas gêné car les fils se sont arrachés pendant l'évacuation.

1.15.2 Système de largage verrière du CAP 232

La verrière est articulée sur le côté droit du fuselage. Elle s'ouvre du côté gauche et bascule vers la droite. L'ouverture est commandée par un levier situé à main gauche pour le pilote.

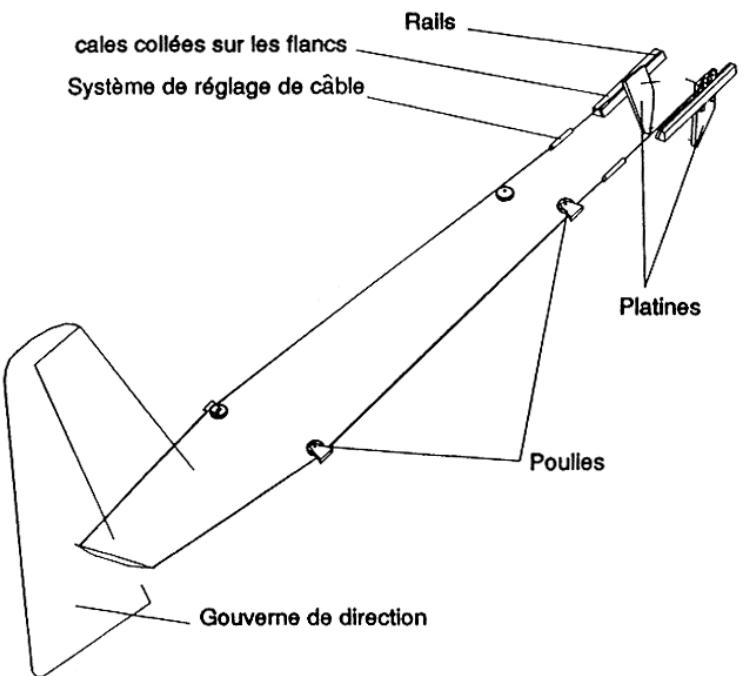
Pour larguer la verrière il faut agir simultanément avec la main droite en poussant la poignée de largage (ce qui a pour effet de faire sortir l'axe d'articulation de la verrière de ses logements) et avec la main gauche en actionnant la poignée d'ouverture normale.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Description de la commande de direction

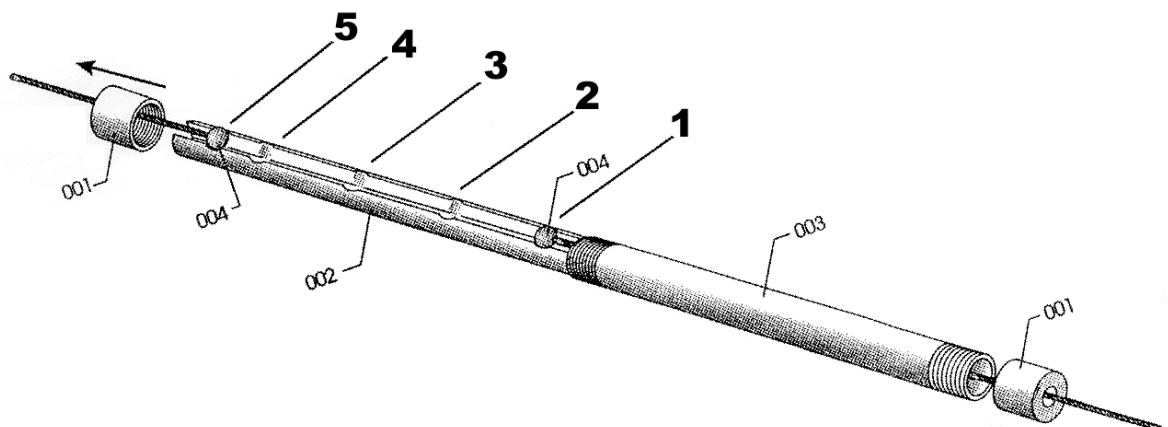
La commande de direction du CAP 232 est identique à celle du CAP 231 EX certifié le 4 février 1993. Le schéma ci-contre est emprunté au manuel de vol du CAP 231 EX.

La gouverne de direction est commandée par deux câbles dont la tension est assurée uniquement par la pression appliquée par les pieds du pilote. Les deux sous-ensemble câble-palonnier gauche et droit sont indépendants, le seul organe commun étant la gouverne de direction à laquelle ils sont rattachés. La gouverne est équilibrée statiquement par une masse dans le bec débordant.



Les palonniers sont constitués de pédales articulées sur des platines qui coulissent sur des rails fixés sur les flancs du fuselage. Ces rails sont équipés d'une butée à l'arrière. La rotation des pédales permet de commander les maîtres-cylindres de frein.

Les câbles de palonniers sont constitués de deux parties équipées d'embouts sphériques et réunies par des manchons situés à côté du pilote. Celui-ci peut régler en longueur la position de repos des pédales en déplaçant l'embout du câble dans l'une des quatre encoches du manchon.

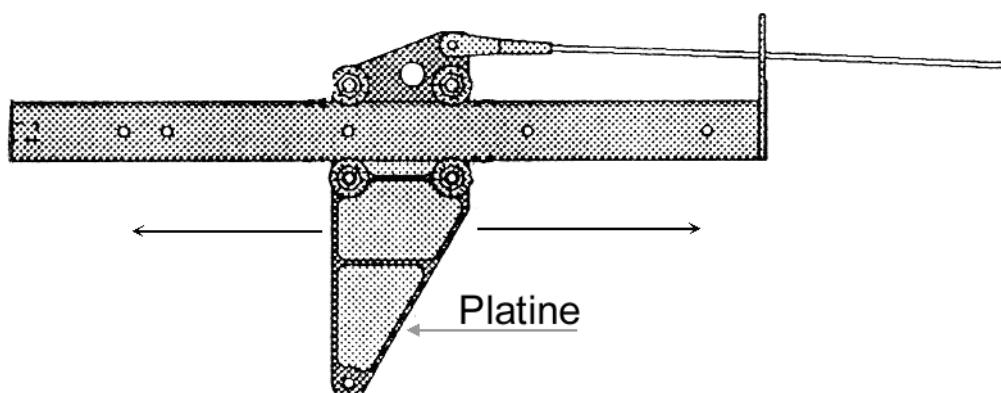


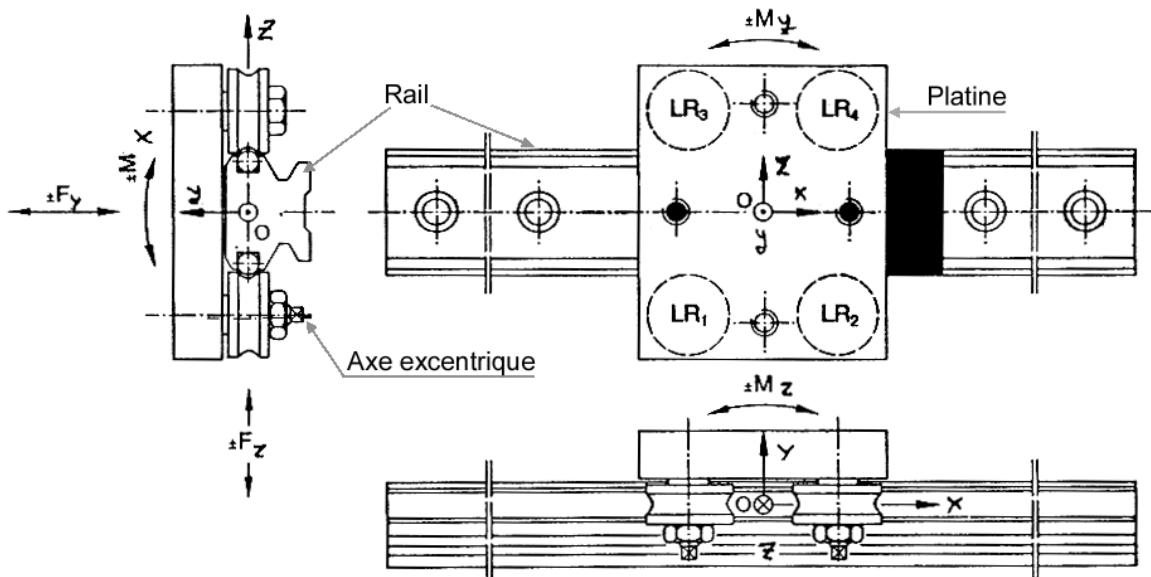
Système de réglage

Il est à noter que, quelle que soit la position choisie, le déplacement des platines permet de mettre en butée la gouverne sans que les platines atteignent la butée arrière ou l'extrémité avant du rail. Les positions extrêmes de la platine sont représentées en annexe 1. On y voit notamment que lorsque le câble est réglé en position 2 sa longueur est inférieure de cinquante millimètre à sa longueur maximale.

A l'arrière du fuselage le débattement maximum de la gouverne de direction est limité par un contact avec une vis réglable pour chaque côté.

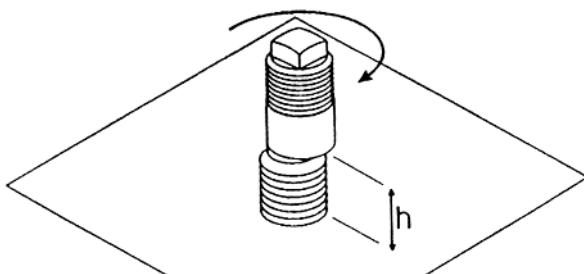
Le coulissemement des platines sur les rails de guidage est assuré par quatre galets montés sur roulement. Le système se présente ainsi :





Détail des pièces

Les axes portant les galets inférieurs possèdent une partie excentrique, ce qui permet de régler l'entre axe galet supérieur/galet inférieur. Au montage, ces axes sont positionnés puis bloqués en rotation de façon à obtenir un jeu nul entre rail et galets, sans précontrainte. Le blocage des axes est assuré par fil frein.



Détail des axes excentriques

1.16.2 Antécédents

Un accident et un incident sont connus du BEA et concernent des événements survenus avec le même système de palonnier.

1.16.2.1 Accident du CAP 231 immatriculé F-GKKB

A la suite du blocage du palonnier lors d'une séance d'entraînement à Condom le 13 août 1994, le pilote du F-GKKB avait dû évacuer l'appareil. Celui-ci avait entièrement brûlé après l'impact.

Le F-GKKB était un CAP 231 de série (n° 19) ayant subi une modification pour y adapter le système de palonnier réglable des CAP 231 EX et 232. La modification avait été effectuée par une unité d'entretien agréée avec des indications verbales du constructeur et un accord sur la procédure de collage.

Le pilote avait résumé ainsi les circonstances de l'accident :

« J'ai effectué un certain nombre de figures de voltige, dont certaines déclenchées, positives et négatives, sans qu'aucun indice n'apparaîsse, susceptible de prévenir d'un problème imminent. Lors d'un déclenché positif à gauche, sur une trajectoire verticale montante débutée à environ 700 m, le palonnier est resté bloqué en position enfonce en butée à gauche, sans jeu ni débattement ».

« L'avion est naturellement passé en régime de vrille ventre à gauche. Compte tenu de l'impossibilité de sortir de cette vrille du fait de l'indisponibilité de la gouverne de direction, j'ai pris la décision d'évacuer l'aéronef ».

« L'avion est resté en vrille depuis l'altitude d'évacuation, estimée à 300 m, jusqu'au sol ».

L'enquête n'avait pas permis d'identifier avec certitude l'origine du blocage. Toutefois elle avait mis en évidence précipitation et manque de rigueur dans la réalisation de la modification. L'hypothèse retenue est que la platine a pu dépasser sa position extrême avant (à cause d'un mauvais positionnement de la cale) et se coincer à cause du basculement du galet avant sur le champ du rail.

1.16.2.2 Incident du CAP 231 EX (n° 1) immatriculé F-WZCI

Un incident, survenu au F-WZCI³ le 27 août 1995 à Saint-André de l'Eure, a été signalé au BEA par son propriétaire en novembre 1995, soit après l'accident de Calvi. Voici le résumé des circonstances de l'accident :

« Après une dizaine de minutes de vol, lors de l'exécution d'un tonneau déclenché négatif vertical en montée, j'ai senti un bref blocage du palonnier gauche, suivi de la perte de la pédale. Après avoir stabilisé l'avion, j'ai constaté que le palonnier gauche avait quitté son rail et reposait sur le plancher ».

« Je me suis posé en utilisant à la main le câble de la gouverne de direction ».

Les enquêteurs ont pu examiner les rails de palonnier qui équipaient cet avion le jour de l'incident, mais pas les axes excentriques qui n'avaient pas été conservés.

L'examen des rails révèle une forte usure. Cette usure a pu être favorisée par un jeu inadapté entre rail et galets et par une dureté insuffisante des rails.

Le propriétaire de l'avion avait fait l'entretien lui-même durant l'hiver 1994-1995. Il avait constaté « du jeu dans les excentriques » et les avaient remplacés car ils étaient tordus. Il a indiqué que les axes excentriques montés à cette occasion avaient été eux-mêmes retrouvés tordus après l'incident d'août 1995.

On peut expliquer le déraillement de la platine par la forte usure des rails et le fléchissement des axes excentriques, ce qui a pour effet d'augmenter significativement le jeu entre rail et galets.

³ Cet appareil est le prototype des CAP 231 EX et ne répond pas à la définition exacte du type.

1.16.3 Examen des palonniers du F-GPRC

A la demande du BEA, les palonniers récupérés sur l'épave ont été expertisés par le Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse. Les questions suivantes ont été posées au service d'expertise :

- Quelle était la position des platines au moment de l'impact ?
- Étaient-elles bloquées ou libres ?
- Peut-on voir des marques de blocage des platines sur les rails antérieures à l'impact ?

L'examen (cf. annexe 2) a mis en évidence :

sur le palonnier droit :

- un arrachement sur toute la longueur de l'arête inférieure de la cale en bois support du rail,
- une déformation vers le bas des axes excentriques,
- des traces de matage sur les gorges des galets,
- diverses traces : rayures, légers écaillages, arrachements et matage sur les rails.

sur le palonnier gauche :

- des ruptures consécutives à l'impact au sol,
- diverses traces de même nature que celles observées à droite.

Les microanalyses effectuées à partir de ces traces permettent de constater que :

- les traces repérées 2 et 1g contiennent du Nickel (comme les galets),
- les traces repérées 1g et 3g contiennent de l'aluminium (de nombreuses pièces sont en aluminium dans le poste de pilotage, dont les platines et la partie centrale des rails),
- les autres marques ne contiennent pas d'éléments étrangers à la composition du chemin de roulement.

La mesure de la dureté superficielle du rail de gauche est conforme à la dureté spécifiée pour ce type d'acier inox, référencé LFS 32 VA.

L'expertise conclut que :

- Les traces présentes sur le rail "pourraient bien indiquer la position de la platine au moment du déraillement lors de l'impact".
- Il n'y a pas d'élément qui montrerait que les platines étaient bloquées à l'impact.

L'expertise ne donne pas d'indication sur ce qui s'est passé avant l'impact.

1.16.4 Essais mécaniques du système

Plusieurs essais au sol ont été effectués chez le constructeur, en présence d'un enquêteur technique, dans le but d'étudier le comportement mécanique de la commande de direction et en particulier du système de guidage des platines.

1.16.4.1 Essai de blocage

Le blocage de la commande a été reproduit en déposant un petit copeau métallique sur le rail de guidage derrière les galets supérieurs. Si l'on avance le pied droit et que l'on dépose le copeau, la platine droite se bloque en reculant dès que l'on appuie sur le pied gauche. La gorge semi-circulaire du galet emprisonne le copeau en le plaquant contre le rail, ce qui l'empêche de glisser. Le blocage est stable. Si la platine de droite n'est pas en butée avant, on peut l'avancer mais elle se bloque à nouveau en reculant tant que le copeau est présent sur le rail.

1.16.4.2 Détermination des efforts appliqués au système de palonnier

Un essai a été effectué sur avion (le CAP 232 n° 1) afin de mesurer les efforts réels pouvant être transmis sur la pédale de palonnier par un pilote.

Le module d'élasticité du câble ayant été déterminé précisément sur une machine de traction, la mesure de l'allongement du câble au cours d'un braquage brutal du palonnier a permis de déduire la force appliquée. Il a été constaté qu'un effort dynamique (impulsion) de 3 630 N était applicable par un pilote standard.

1.16.4.3 Essais de charge statique

Plusieurs essais de charge statique ont été effectués sur une machine de traction-compression, avec un système de palonniers conforme à la définition de CAP 232 n° 2. Les rails, galets et axes excentriques étaient en acier inox.

Le bon fonctionnement sous l'application répétée de la charge d'essai prévue par le règlement applicable FAR 23 ($1,1 \times 890 \approx 1\,000$ N) a été vérifié sans difficulté.

Lorsque la charge appliquée a été augmentée, on a constaté le déraillement des galets arrières pour un effort mesuré de 3 000 N. Cela n'a pas provoqué de blocage de la platine : le glissement restait possible. Le rail était rayé au niveau du déraillement et les axes excentriques étaient déformés.

En poursuivant l'augmentation de la charge, on a obtenu le déraillement complet.

A titre de comparaison, des essais conduits avec des axes excentriques en acier à haute résistance ont montré que la charge de déraillement était relevée d'environ 25 %.

En outre les essais ont mis en évidence les tendances suivantes :

- si le jeu entre le rail et les galets est maintenu à des valeurs inférieures à 0,6 millimètres, son influence est faible,
- quand le jeu est important, le déraillement se produit pour des charges plus faibles,
- l'application d'un effort important mais inférieur à 3 000 N peut déformer définitivement les axes excentriques. Les déformations de ce type se cumulent, le jeu s'accroît.

1.16.4.4 Méthode de réglage

Le sous-système rail-galet doit être réglé avec précision afin d'obtenir un jeu nul et d'éviter l'usure des rails. Ce réglage est obtenu par le positionnement précis des axes excentriques qui sont bloqués en rotation par un écrou et du fil frein.

A l'époque de l'accident, la méthode de réglage du jeu des galets imposait de serrer l'écrou de blocage tout en maintenant l'axe excentrique immobile en rotation à l'aide d'une clé ou d'une pince. Il fallait également utiliser un outil approprié pour appliquer le couple précis de 23 N.m. La procédure de réglage n'était pas disponible sous forme écrite.

1.16.5 Essais en vol

Des essais en vol ont été effectués chez le constructeur sous le contrôle du Centre d'Essais en Vol. Ils avaient pour objectif d'explorer le comportement de l'avion gouvernail bloqué (trajectoire, contrôlabilité) et de voir s'il était possible de ramener l'avion au sol avec la gouverne de direction bloquée au plein débattement. Dans un deuxième temps il fallait vérifier s'il était possible de libérer le câble du palonnier bloqué et d'atterrir en sécurité.

1.16.5.1 Vérification de la trajectoire de l'avion après simulation de son abandon par le pilote

Le pilote d'essais s'est mis dans les conditions du tonneau déclenché positif en montée, puis il a simulé le blocage de la commande de direction par le maintien du pied droit enfoncé. L'avion a été remis à plat au manche puis celui-ci a été lâché pour observer ce qui ce passait. Notons que la présence du pilote modifie sensiblement la masse et le centrage par rapport à l'avion vide : 723 kg et 28 % contre 648 kg et 21 %. C'était toutefois la seule possibilité d'effectuer ces essais.

Il a été constaté que, gouverne de direction bloquée, la trajectoire débute en vrille ou en barrique extérieure puis qu'elle évolue en spirale agitée avec une forte perte d'altitude.

1.16.5.2 Essais de contrôlabilité de l'avion palonnier bloqué

A partir de la même situation de départ, palonnier bloqué, le pilote doit exercer un effort à pousser sur le manche puis réduire les gaz pour contrôler l'avion. Il est possible de stabiliser celui-ci en palier avec une vitesse inférieure à 180 km/h.

En palier, à inclinaison nulle, à 160 km/h, l'avion se met en virage à plat avec un taux de lacet de 6° par seconde.

En inclinant l'avion à gauche à environ 45°, il est possible de maintenir le palier et la ligne droite.

Le gain d'altitude est lent et difficile, il impose d'utiliser toute la puissance disponible ce qui génère des efforts importants au manche.

1.16.5.3 Essai de retour de l'avion au sol palonnier bloqué

Le contrôle de l'avion en approche, palonnier bloqué, est possible : la configuration est celle d'une glissade classique accentuée. Le maintien des altitudes et des plans peut être assuré par le réglage de la puissance. En approche finale l'inclinaison est d'environ 45° à gauche et le dérapage de 30° à droite, il n'est donc pas possible d'atterrir.

1.16.5.4 Essai de libération de la gouverne bloquée

La constitution du système de palonniers permet de tenter de libérer la gouverne du câble venant de la pédale en ouvrant le manchon de réglage. Un essai a été effectué à partir du vol stabilisé en palier avec une vitesse indiquée de 160 km/h et une puissance affichée de 60 %.

Au cours de cet essai, le déblocage de l'écrou arrière du manchon n'a pas été possible avec une seule main. La jambe du pilote d'essai était en extension maximum pour maintenir la simulation du palonnier bloqué à fond à droite. Le fait de lâcher le manche faisait perdre le contrôle de l'avion.

En réduisant la puissance il est possible de dévisser l'écrou à deux mains puis de reprendre le manche de la main gauche et de sortir le câble de la main droite pour libérer la gouverne du palonnier droit. L'avion se remet immédiatement en vol symétrique et retrouve un comportement normal. La perte d'altitude liée à cette manœuvre est d'environ quatre cents mètres.

1.16.5.5 Atterrissage gouverne de direction libre

Le comportement de l'avion gouverne libre est très sain à toute les vitesses et l'atterrissage par vent calme n'a pas posé de problème. Le contrôle de l'axe avec les ailerons a été possible jusqu'à une vitesse indiquée de 50 km/h, en-dessous de laquelle il a fallu utiliser les freins de façon différentielle.

1.16.6 Dossier de certification

Le CAP 232 est construit dans la lignée des CAP 230, CAP 231 et CAP 231 EX. Il reprend le fuselage et les systèmes du CAP 231 EX dont le type a été certifié le 4 février 1993. Seule la voilure de fabrication Mudry est nouvelle. A la date de l'accident, le constructeur devait effectuer des essais statiques pour obtenir la certification de cette voilure en composite bois carbone. Il n'a été en mesure de présenter un dossier de certification à l'approbation de l'autorité qu'après ces essais qui ont eu lieu en 1997.

1.16.6.1 Règlement applicable à la certification des palonniers

Le CAP 231 EX a été certifié conformément à la FAR 23. Les paragraphes qui intéressent directement la commande et la gouverne de direction sont :

Subpart C-Conception

Control surface and system loads

§23.395 Control system loads,

§23.397 Limit control forces and torques

ainsi que :

Subpart D-Design and Construction

§23.601General

Control surfaces

§23.651 à 23.659

Control systems

§23.671 à 23.701

en particulier les paragraphes 23.679 *Limit load static tests* et 23.681.

ainsi que : *Operation tests*.

Une copie des paragraphes mentionnés dans la suite du rapport figure en annexe 3.

En ce qui concerne le système de commande (aileron, profondeur, direction) on note que :

- il n'est pas nécessaire que les charges limites du système soient plus grandes que les efforts maximum pouvant être produits par le pilote ou par le pilote automatique (*in §23.395*),
- il n'est pas nécessaire que les forces pilote utilisées pour les calculs excèdent les valeurs maximum prescrites au §23.397(b) (*in §23.395*). Il en va de même pour les essais fonctionnels (*in §23.683*),
- la conformité de chaque détail et partie nouvelle ayant un impact important sur la sécurité des vols doit être établie par des essais (*in §23.601*).

1.16.6.2 Justifications

Lors de la certification du CAP 231 EX, le système de palonnier réglable a été justifié par une note du constructeur référencée CAL -92-10-005.

Les calculs prennent en considération une force de traction maximale de 890 N sur le câble reliant chaque platine à la gouverne. Cette valeur correspond à la valeur de la « force maximale appliquée par le pilote » mentionnée par le règlement et pour laquelle on trouve Rudder=200 lbs, soit 890,75 N.

La note CAL-92-10-005 indique que les essais de fonctionnement effectués conformément au § 23.683 donnent des résultats satisfaisants.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1 Délivrance du laissez-passer

1.17.1.1 Dispositions réglementaires

L'aéronef volait sous le régime du « laissez-passer exceptionnel ». L'arrêté du 6 septembre 1967 relatif aux conditions de navigabilité des aéronefs civils précise dans son article 13 que les laissez-passer peuvent être délivrés dans les cas suivants (l'article est cité intégralement) :

- a) *A la place d'un CDN individuel dont l'établissement est retardé pour une raison quelconque bien que l'aéronef satisfasse à toutes les conditions techniques de délivrance ;*
- b) *Pour permettre des vols de contrôle :*
 - *soit en vue de la délivrance d'un CDN individuel à un aéronef de série terminé de fabrication, dont le modèle a reçu un CDN de type*
 - *soit en vue de la remise en situation V du CDN individuel d'un aéronef qui a été mis en situation R pour une raison quelconque*
- c) *Sous toutes réserves jugées utiles, à des aéronefs en cours d'expérimentation*
- d) *Sous toutes réserves jugées utiles, pour permettre des vols de convoyage à des aéronefs dont la validité du CDN est expirée et aux aéronefs en cours d'importation.*

La délivrance d'un laissez-passer comporte pour son titulaire l'obligation d'apposer sur l'aéronef la marque distinctive qui est spécifiée dans ledit document.

Dans le cas c), la marque distinctive spécifiée est composée de la lettre F suivie d'un tiret et d'un groupe de quatre lettres dont la première sera un W.

Un spécimen de laissez-passer figure en annexe 4.

1.17.1.2 Traitement des demandes de laissez-passer pour le CAP 232 n° 2

La demande initiale de laissez-passer a été adressée au SFACT par le constructeur (Avions Mudry) le 4 avril 1995. Un premier laissez-passer (n° 259/95) a été délivré pour la période du 7 avril au 20 mai 1995. Ce document a été successivement prorogé, modifié et remplacé. En voici l'historique :

LP 259/95 délivré le 6 avril 1995

valide jusqu'au 20 mai 1995

pilotes : un pilote constructeur (X), un pilote (Y)⁴.

§ 8 : présentations publiques interdites

Révision 1 du LP 259/95 du 4 mai 1995

prolongation de validité jusqu'au 31 juillet 1995

pilotes : tous pilotes de voltige de niveau international sous la responsabilité du constructeur

⁴Ce pilote n'est pas celui de l'accident.

§ 8 : autorisation de participer à des compétitions sportives

Révision 2 du LP 259/95 du 18 mai 1995

§ 8 : autorisation de participer à la manifestation de la Ferté-Alais

Révision 3 du LP 259/95 du 13 juin 1995

§ 8 : autorisation de participer aux manifestations publiques des étapes du tour de France aérien avec aux commandes le pilote (Y).

LP 560/95 délivré le 31 juillet 1995

valide jusqu'au 31 octobre 1995. Ce laissez-passer, établi au nom d'Avions Mudry, précise que l'autorisation est accordée aux fins d'utilisation en attente de certification.

§ 7 : pilotes autorisés :

tout pilote de voltige de niveau international sous la responsabilité du constructeur, le personnel navigant ou technicien de la société Mudry, les représentant des services officiels ou de leurs organismes délégués.

toute autre personne ayant reçu une autorisation particulière du SFACT,

§ 8 : interdiction de participer à des présentations publiques autres que des compétitions sportives.

Révision 1 du LP 560/95 du 9 août 1995

le § 8 est supprimé du 12 août au 2 octobre 1995

La première demande de prorogation et de modification a été effectuée par le constructeur, les demandes suivantes ont été faites par une association, l'Amicale de Voltige Aérienne.

1.17.2 Délivrance de l'immatriculation

Les immatriculations françaises sont données par la Direction des Transports Aériens (DGAC). Pour obtenir un certificat d'immatriculation le propriétaire doit fournir le type et le numéro de série de l'aéronef ainsi qu'un dossier juridique contenant : la demande, la facture d'achat, une preuve d'identité (ou les statuts pour une association). Toutefois, il est possible d'obtenir des « marques réservées » sans fournir le dossier juridique complet. Lorsqu'un particulier ou une association est déjà connu du bureau des immatriculations parce que propriétaire d'un autre aéronef il lui est possible d'obtenir des marques réservées par téléphone. Ces marques deviennent l'immatriculation lorsque le dossier est complété et que le certificat est délivré.

Dans le cas du CAP 232 n° 2 des marques d'immatriculation réservées (F-GPRC) avaient été obtenues par l'Amicale de Voltige Aérienne. Elles étaient utilisées dans les laissez-passer successifs de l'avion.

1.17.3 Conditions d'exploitation du F-GPRC

Au sens de la réglementation française, le CAP 232 n° 2 appartenait au constructeur. C'est en effet le certificat d'immatriculation qui détermine la propriété d'un aéronef.

Toutefois cet avion avait été payé à Avions Mudry par l'Amicale de Voltige Aérienne qui en assurait l'exploitation et qui s'était occupée du renouvellement du laissez-passer.

1.17.4 La manifestation aérienne

A la date de l'accident les manifestations aériennes étaient réglementées par l'arrêté du 3 mars 1993. Cet arrêté n'interdit pas la participation des aéronefs en cours d'expérimentation. Les limitations introduites dans son article 8 concernent les avions de plus de 5,7 tonnes. La circulaire d'application destinée au Préfet et aux Directeurs de l'Aviation Civile précise : « Les appareils prototypes ne sont pas interdits en manifestation. Il doivent respecter la règle du laissez-passer pour expérimentation ».

La manifestation aérienne publique le « Festival du vent 95 » était autorisée du 21 au 29 octobre 1995 par l'arrêté préfectoral du 19 octobre 1995. Cet arrêté décrit le programme de la manifestation, ce qui comprend la « voltige aérienne ». Il précise que « l'intégralité du programme sera réalisée en conformité avec les dispositions des arrêtés du 3 mars 1993 relatif aux manifestations aériennes et du 24 juillet 1991 relatif aux conditions d'utilisation des aéronefs en aviation générale ». Les axes de voltige autorisés y sont définis.

Une fiche de présentation du CAP 232 avait été établie au nom du pilote. Elle mentionne un « intégral de compétition » et précise le volume des évolutions. L'axe de voltige utilisé était l'axe « Sainte Catherine » matérialisé par la piste 18-36. Les évolutions étaient autorisées entre 330 et 6 000 pieds.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Difficultés rencontrées pour la certification du CAP 232

L'évolution essentielle du CAP 232 par rapport au CAP 231 EX était le remplacement de la voilure fabriquée par la société allemande EXTRA par une voilure conçue et fabriquée par Avions Mudry. Cette nouvelle voilure devait être certifiée par la DGAC. Une des conditions nécessaires était la démonstration par essais de sa résistance statique et de sa résistance en fatigue.

Il était prévu que les essais se fassent assez rapidement après la fabrication des premières voitures. Le SFACT avait alors accordé des laissez-passer pour que les premiers exemplaires du nouvel avion puissent voler.

Rencontrant des difficultés pour financer les essais de structure de la voilure, la société Avions Mudry avait repoussé plusieurs fois la date des essais. Le processus de certification de type avait ainsi été bloqué.

Pour les avions déjà construits, les laissez-passer avaient été prorogés.

1.18.2 Mesures correctives prises après l'accident

Trois mois après l'accident, une série de dix modifications a été présentée par le constructeur sous la forme du Bulletin Service 23-27-001 du 8 février 1996 classé impératif. Celui-ci était applicable à tous les avions CAP équipés de palonniers réglables.

Il avait pour objectif :

- l'élimination de tout risque de blocage, grâce à la protection des galets,
- l'amélioration de la fiabilité, avec l'emploi de nouveaux matériaux,
- la diminution des contraintes, par l'emploi de nouvelles butées,
- la prévention par des instructions de maintenance précises et détaillées.

Le bulletin introduisait les modifications suivantes :

- (1) Butées arrières de la commande de direction équipées de plaques amortisseurs.
- (2) Installation d'une butée avant sur le rail de palonnier.
- (3) Nouveaux axes de galets en acier.
- (4) Installation de capots de protection et de graissage sur chaque galet.
- (5) Modification de la fixation du câble de direction sur la platine.
- (6) Introduction d'un nouveau rail de palonnier (matière, longueur, fixation).
- (7) Modification de la cale support de rail.
- (8) Modification du mode de freinage des axes excentriques.
- (9) Collage d'une cale de remplissage à l'avant de la cale support.
- (10) Déplacement du passage de la commande de gaz sur la cloison pare-feu.

La remise en vol de l'avion a été autorisée par le SFACT le 14 février 1996 par une consigne de navigabilité, à la condition que ces modifications aient été appliquées.

Les essais statiques de la voilure en carbone ont été effectués en juillet et août 1997. L'avion a été certifié le 20 mars 1998.

2 - ANALYSE

Cette enquête a mis en évidence un certain nombre de faits techniques dont l'analyse permet de discuter la cause du blocage au paragraphe 2.3. Pour aborder cette discussion nous commencerons par l'analyse du comportement mécanique du système de palonniers, puis du comportement en vol de l'avion avec une gouverne de direction bloquée. Les autres domaines, survie, certification et aspects réglementaires seront ensuite analysés.

2.1 Comportement du système de palonniers réglables

2.1.1 Cinématique du système

La géométrie du système, décrite en 1.16.1, ne permet pas à la platine d'atteindre l'extrémité du rail et de basculer pour se bloquer en bout de rail.

Par ailleurs, en supposant que le câble puisse subir un allongement en vol de dix-neuf millimètres (valeur enregistrée en essais au sol), la longueur de câble sélectionné pour le dernier vol du F-GPRC (position 2) étant de cinquante millimètres inférieure à sa longueur maximale, on n'obtient pas de possibilité de dépassement de l'extrémité avant du rail.

2.1.2 Efforts appliqués au système

Les essais mécaniques (cf. § 1.16.4.2) ont montré qu'un pilote « normal » pouvait induire un effort dynamique de traction sur le câble de 3 630 Newton.

La force de traction prise en compte par le constructeur lors de la certification était de 890 N, cette valeur étant la force maximum prescrite par le règlement de certification en vigueur.

Les efforts réels appliqués aux palonniers peuvent donc être quatre fois supérieurs à ceux pris en compte lors de la justification du système.

2.1.3 Modes de défaillance du sous-système rail-galets

Les essais mécaniques et l'incident du F-WZCI ont montré que les axes excentriques se déforment progressivement, ce qui a pour effet d'augmenter le jeu entre le rail et les galets. Selon le constructeur ces dégradations sont dues à l'utilisation de matériaux trop tendres, il a donc proposé d'utiliser des aciers à haute résistance (cf. 1.18.2).

Lorsque le jeu est faible, les essais décrits au 1.16.4.3 ont montré que la platine portant la pédale résiste jusqu'à un effort de 3 000 Newton. Puis le déraillement

commence par les deux galets arrières, la platine pouvant encore coulisser avec du frottement.

Le déraillement complet de la platine prive le pilote de la possibilité d'action sur le pied correspondant. En revanche il a pour effet de libérer la gouverne de direction. Si l'avion n'est pas en vrille il reste alors contrôlable, le pilote peut même s'aider du câble de direction qui passe à côté de lui le long du fuselage, comme l'a fait le pilote du F-WZCI.

Le blocage par un corps étranger (cf. 1.16.4.1) est franc et stable, surtout si le pilote maintient une pression sur le palonnier gauche ce qui a pour effet d'emprisonner le copeau dans la gorge du galet du palonnier droit.

Le mode de réglage du jeu entre rails et galets décrit au 1.16.4.4 imposait l'utilisation d'un outil peu courant (une clé réglée au couple de 23 N.m) et une grande dextérité pour ne pas faire bouger l'axe excentrique pendant que l'on serrait l'écrou de blocage. Par rapport aux techniques d'entretien requises pour les avions CAP 10, 20, 231 cette méthode est très délicate. Enfin, il n'y avait pas de procédure écrite au moment de l'accident, ce qui rendait la tâche de réglage quasiment impraticable en dehors des ateliers Mudry.

On peut considérer que cette méthode constituait par elle-même une source de défaillance en entretien pouvant conduire à des déraillements complets de la platine comme pour l'incident du F-WZCI. Le constructeur l'a admis, il a modifié le mode de freinage des axes (cf. 1.18.2).

2.2 Comportement en vol de l'avion gouverne de direction bloquée

2.2.1 Trajectoire après abandon par le pilote

L'essai effectué gouverne de direction bloquée n'est pas exactement représentatif du comportement de l'avion après abandon par le pilote (cf. § 1.16.5.1). Il en est toutefois suffisamment proche pour permettre une comparaison qualitative entre deux classes de la trajectoire. Or, la trajectoire mise en évidence par les essais en vol est agitée, avec une inclinaison importante : c'est soit une spirale, soit une vrille. On ne peut donc pas obtenir une trajectoire stable et rectiligne avec la gouverne bloquée.

2.2.2 Possibilité d'approche et d'atterrissage

Les essais ont montré que l'avion était contrôlable à condition de réduire les gaz. Le vol en palier et en descente ne pose pas de problème en-dessous de 160 km/h, toutefois il faut adopter une inclinaison d'environ 45° pour voler en ligne droite.

En simulation d'approche finale l'atterrissage est impossible. L'inclinaison est beaucoup trop forte et cela rendrait le capotage quasiment certain. La solution la plus sûre est donc bien l'évacuation de l'avion.

2.2.3 Possibilité de libération de la gouverne

Les essais en vol ont montré qu'à partir du vol stabilisé en palier, il est difficile de libérer l'écrou du manchon de réglage. Lors des essais, la manœuvre n'a pu être réussie qu'en réduisant la puissance et en se servant des deux mains pour dévisser cet écrou et sortir une extrémité du câble, au prix d'une perte d'altitude importante.

Cette manœuvre de secours impose donc au pilote de monter au préalable suffisamment haut. Le gain d'altitude requiert toute la puissance, impose de supporter des efforts importants en continu et se fait lentement. Une telle manœuvre ne peut donc être réalisée que par un pilote averti et dans des conditions favorables.

En revanche l'atterrissement gouverne libre ne pose pas de problème majeur.

2.3 Cause du blocage

Nous avons éliminé (cf. § 2.1.1.) la possibilité que la platine ait dépassé l'extrémité avant du rail.

Si le début de la trajectoire « libre » du CAP 232 n'est pas connu, la fin de cette trajectoire, en revanche, a été filmée. Elle est parfaitement rectiligne et stable sans mouvement de roulis ni de lacet, contrairement à ce qui aurait dû se passer (cf. § 2.2.1) avec une gouverne de direction bloquée en braquage à droite.

L'hypothèse d'un blocage définitif, par coincement ou pour toute autre raison, est donc contredite par les circonstances de l'accident et doit être éliminée.

Des déraillements, partiels ou complets, ont été constatés et expliqués (cf. § 2.1.3), mais ils n'expliquent pas le blocage ressenti par le pilote. Le déraillement complet laisse la gouverne libre, le déraillement partiel n'empêche pas la platine de coulisser, et dans les deux cas l'avion reste contrôlable.

Reste l'hypothèse du blocage par un corps étranger. Le système n'était pas protégé et les chaussures du pilote, par exemple, constituaient une source de pollution par divers éléments venus de l'extérieur. La cale en bois, qui pouvait s'écailler à cause de l'interférence avec les galets, était également une source possible de pollution. En outre, le blocage par un corps étranger de petite taille a été reproduit au sol et a donné une sensation de blocage franche et stable, ce qui correspond à la description faite par le pilote. On peut, en revanche, éliminer l'hypothèse d'un objet de grande taille qui aurait bougé dans la cabine. Le pilote n'aurait pas manqué de s'en apercevoir dès les premières minutes de voltige.

De tous les dysfonctionnements possibles, le blocage par un corps étranger de petite taille est donc le seul qui puisse amener des conséquences semblables à celles de l'accident.

2.4 Évacuation de l'avion

L'examen de l'épave a montré que l'axe charnière de la verrière n'était pas sorti de son logement. Le pilote a donc ouvert la verrière avec la main gauche au lieu d'effectuer l'action de largage proprement dite, ce qui impliquait l'emploi des deux mains et donc de lâcher le manche.

On peut remarquer que l'opération aurait pu mal se passer si l'avion avait embarqué sur la gauche au lieu d'embarquer à droite, car dans ce cas le vent relatif n'aurait pas favorisé l'ouverture complète de la verrière.

De façon à conserver le plus longtemps possible un certain contrôle sur l'avion pour s'extraire dans les meilleures conditions, il serait souhaitable de rendre l'action de largage exécutable à l'aide d'une seule main.

2.5 Certification du système

La certification du système de palonniers réglable a été faite suivant la réglementation en vigueur. Le règlement applicable à cet avion de voltige, la FAR 23, n'est pas différent sur ce point de celui qu'on applique pour un avion léger de catégorie normale.

Ce règlement est très précis pour la détermination des efforts à considérer, il indique notamment qu'il n'est pas nécessaire que les forces pilote utilisées pour les calculs et pour les essais fonctionnels excèdent des valeurs maximum spécifiées. Ces valeurs, souvent qualifiées de « charges forfaitaires », sont très inférieures dans le cas présent aux forces pouvant effectivement être induites par le pilote (cf. § 2.1.2).

En revanche, le règlement reste très général en ce qui concerne les dispositifs nouveaux en se bornant à indiquer que la conformité de chaque détail et partie nouvelle ayant un impact important sur la sécurité des vols doit être établie par des essais. Ainsi, la classification par le certificateur d'un dispositif en « composant nouveau affectant la sécurité des vols » peut être difficile à établir. Manifestement, elle dépendra de l'utilisation : sur un avion de voltige, beaucoup de dispositifs banals en aviation légère peuvent avoir un impact sur la sécurité.

Dans le cas présent, l'application du règlement n'a pas amené une vérification technique efficace du système de palonniers réglables avant l'accident puisque le certificateur n'a pas utilisé la possibilité ouverte par le paragraphe 23.601 pour demander des essais spécifiques pour ce système qui était pourtant clairement

différent des systèmes connus. De même, il ne semble pas que le constructeur ait conduit au préalable une analyse des modes de défaillance du nouveau système.

L'enquête a montré que les efforts réels appliqués sur les commandes de vol en voltige avancée pour réaliser les figures « déclenchées » sont bien supérieurs à ceux prévus par la FAR 23. La notion de « charge forfaitaire » qui contribue ici à trop limiter le domaine de justification se révèle inadaptée.

L'application directe de la FAR 23 pour la certification des avions de voltige ne fonctionne donc pas de façon entièrement satisfaisante. Il semble souhaitable de faire un règlement particulier ou d'établir une liste d'exigences particulières qui prenne en compte les spécificités des avions de voltige.

2.6 Conditions d'exploitation

2.6.1 Dispositions réglementaires de délivrance du laissez-passer

Le CAP 232 n° 2 ne remplissait pas les conditions des alinéas a), b) et d) de l'article 13 de l'arrêté du 6 septembre 1967 permettant la délivrance d'un « laissez-passer exceptionnel ». Ces alinéas impliquent que l'aéronef remplit les conditions techniques de délivrance d'un CDN. Or, le CDN de type du CAP 232 ne pouvait pas être établi avant la certification de la nouvelle voilure.

En revanche on peut admettre que les quelques exemplaires du CAP 232 volant à cette époque participaient à l'expérimentation avancée du type, et que le constructeur avait besoin de démontrer en compétition les qualités de l'avion pour recevoir des commandes et rendre économiquement viable la réalisation complète de la certification.

Le seul cadre réglementaire pouvant s'appliquer au F-GPRC était donc celui de l'alinéa c), permettant de délivrer un laissez-passer « sous toutes réserves jugées utiles, à des aéronefs en cours d'expérimentation ». Dans ce cas cependant, l'arrêté précise que les marques distinctives spécifiées doivent commencer par F-W.

2.6.2 Fonctionnement de la procédure de délivrance des laissez-passer

Comme le montre le paragraphe 1.17.1.2, les laissez-passer accordés au CAP 232 n° 2 n'ont pas eu le caractère « exceptionnel » en principe attaché à ce titre de navigabilité.

Probablement conscient de la nécessité pour le constructeur de présenter son avion, le SFACT a finalement délivré un laissez-passer permettant au « F-GPRC » une « utilisation en attente de CDN ». Ceci revenait pratiquement à se placer dans le cadre de l'alinéa a) de l'arrêté, avant que les conditions techniques soient complètement satisfaites. D'autres laissez-passer ont également été délivrés aux premiers exemplaires du CAP 232.

Or le processus de certification s'est retrouvé en panne à cause des difficultés

rencontrées par la société Avion Mudry pour financer les essais de structure de la voilure. On s'est alors trouvé dans la situation où un certain nombre d'avions volaient durablement « en attente de CDN », sans que la date de la certification de type ne soit prévisible. De facto, l'avion était un aéronef expérimental exploité sans le contrôle effectif du constructeur et par des pilotes qui n'étaient pas tous préparés à cette activité.

Par ailleurs, le format du document utilisé par le SFACT à l'époque (restrictions, durée à trois mois etc.) ne correspondait pas au besoin des exploitants des CAP 232 qui avaient investi pour disposer d'un avion de compétition pour toute la saison. Il a donc fallu adapter les conditions restrictives et réviser les laissez-passer.

Il apparaît ainsi que la procédure de laissez-passer définie par l'arrêté du 6 septembre 1967 ne semble plus adaptée à une surveillance administrative réelle de la navigabilité des avions de voltige.

2.7 Aspects relatifs à la manifestation aérienne

Le vol avait le caractère d'un entraînement et non d'une démonstration publique. Le pilote était en effet suivi et corrigé par un entraîneur qui lui transmettait des conseils par radio. A part l'entraîneur et l'équipe de télévision qui faisait un sujet sur le festival, très peu de monde suivait les évolutions de l'avion à ce moment.

Le type d'évolutions effectuées correspond à la fiche de présentation et le point de chute montre que l'avion évoluait bien sur l'axe de voltige matérialisé par la piste 18-36.

2.8 Contexte du développement d'aéronefs de compétition

Les constats précédents et les difficultés persistantes d'Avions Mudry montrent que la gestation d'un avion destiné à la compétition est difficile, tant sur le plan de la navigabilité que sur le plan de l'exploitation de plusieurs prototypes. La rentabilité de l'opération est difficile à établir, les moyens techniques et humains à mettre en oeuvre peuvent dépasser les capacités d'une entreprise moyenne, et l'exemple du CAP 232 montre que cette situation finit par diminuer le niveau de sécurité.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Faits établis par l'enquête

Le pilote détenait le brevet, la licence et la qualification nécessaires à l'accomplissement du vol.

Le F-GPRC volait sous le régime du laissez-passer exceptionnel défini par l'arrêté du 6 septembre 1967.

L'avion ne satisfaisait pas encore à l'ensemble des conditions techniques de délivrance d'un CDN individuel. Il aurait dû avoir des marques distinctives commençant par les lettres F-W.

La certification du système de palonniers réglable avait été effectuée en même temps que celle du CAP 231 EX. Elle était conforme à la réglementation en vigueur.

La pédale de palonnier droite s'est bloquée en vol, ce qui a conduit le pilote à évacuer l'avion.

La gouverne de direction était libre à l'impact.

Le système de largage de la verrière n'a pas été utilisé.

Dans sa définition au moment de l'accident, le système de palonniers réglable équipant les CAP 231 EX et 232 était susceptible :

- d'être bloqué par un corps étranger de petite taille,
- de se déformer et de se dérégler sous l'application d'efforts couramment appliqués en voltige avancée,
- de dérailler sous l'effet des mêmes efforts lorsque le jeu rail-galets s'était accru suffisamment.

Il n'y avait pas de procédure écrite pour le montage et le réglage du sous-système rail-galets-platine. Le réglage était délicat. Il requérait un outillage spécifique et une dextérité particulière.

La récupération du contrôle de l'avion avec la gouverne de direction bloquée en position extrême est difficilement réalisable et provoque une perte de hauteur importante. L'atterrissement n'est pas réalisable dans ces conditions.

3.2 Cause probable

La perte de contrôle est due à un blocage momentané de la commande de direction, rendu possible par la conception du système.

Ce blocage a été vraisemblablement provoqué par un corps étranger de petite taille qui a bougé après l'évacuation de l'avion, autorisant à nouveau le glissement de la pédale droite de palonnier vers l'arrière.

4 - RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

4.1 Recommandations préliminaires

Par courrier du 26 octobre 1995 le BEA avait recommandé l'interdiction de vol des CAP 232. Cette recommandation a été étendue le 31 octobre 1995 à tous les avions équipés du système de palonniers réglables. Le même jour, le SFACT a émis la consigne de navigabilité télégraphique 95-226-(A) interdisant de vol tous les CAP 232 et 231 EX ainsi que le CAP 231 n° 17.

Par ailleurs le BEA observait que la procédure de laissez-passer ne paraissait pas adaptée aux appareils de voltige destinés à la compétition.

4.2 Autres recommandations

4.2.1 L'enquête a montré que le laissez-passer accordé au CAP 232 n° 2 avait perdu son caractère exceptionnel, alors même que le processus de certification de type était interrompu. En outre, l'utilisation des marques distinctives F-GPRC, identiques à celles de l'immatriculation définitive, pouvait laisser penser que cet avion possédait un certificat de navigabilité. En conséquence le BEA recommande :

- **que l'exploitation d'un aéronef en cours d'expérimentation ne puisse se faire que sous le contrôle effectif du constructeur et que cette situation temporaire reste clairement identifiable.**

4.2.2 Lors de la certification du système de palonniers réglables sur le CAP 231 EX, l'application du règlement FAR 23 a conduit à minimiser les contraintes prises en considération par le constructeur pour justifier la résistance du système. Les essais de simulation de fonctionnement dans des conditions proches de la réalité n'ont été réalisés qu'après l'accident. En conséquence le BEA recommande :

- **que la DGAC se rapproche des JAA et de la FAA pour faire évoluer les conditions de certification en catégorie acrobatique en prenant en considération les contraintes de la voltige moderne.**

Liste des annexes

ANNEXE 1

Position en butée de la platine porte pédale

ANNEXE 2

Planches 5,6 et 8 du rapport d'expertise n° S-93/561917

ANNEXE 3

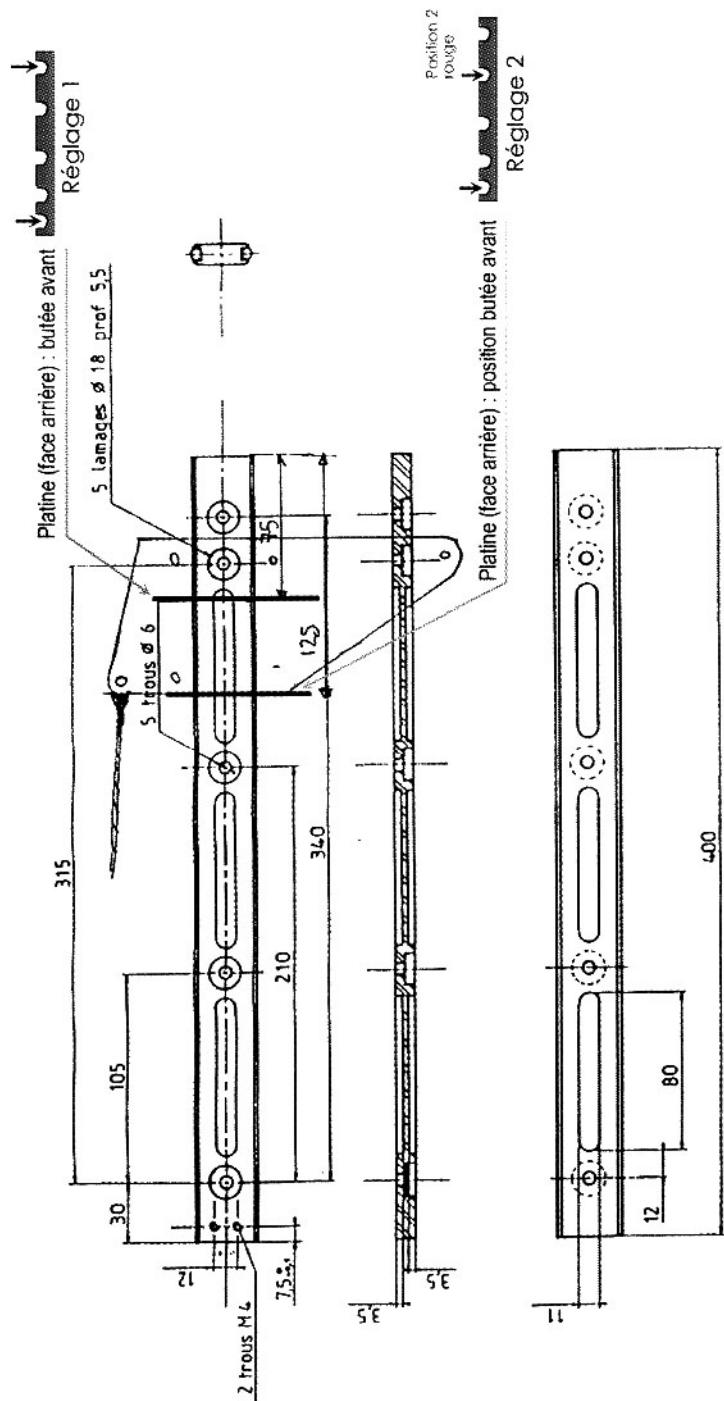
Extraits de la FAR 23

ANNEXE 4

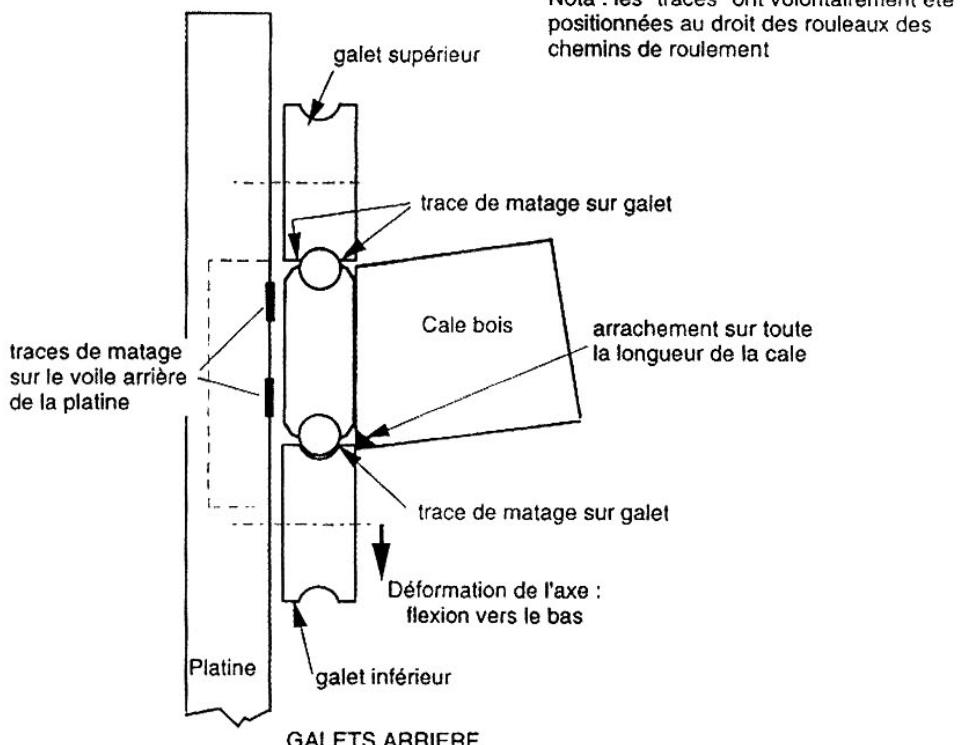
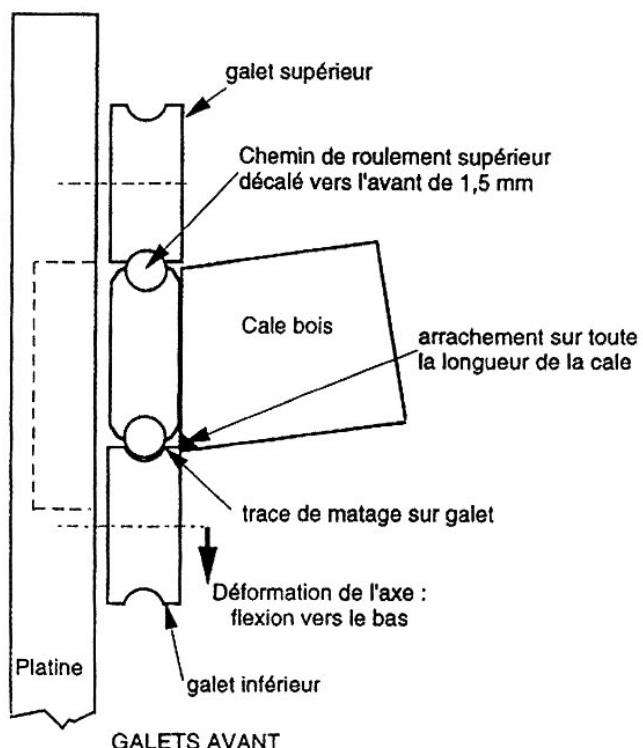
Laissez-passer exceptionnel n° 560/95

ANNEXE 4

Vues du poste de pilotage du CAP 232

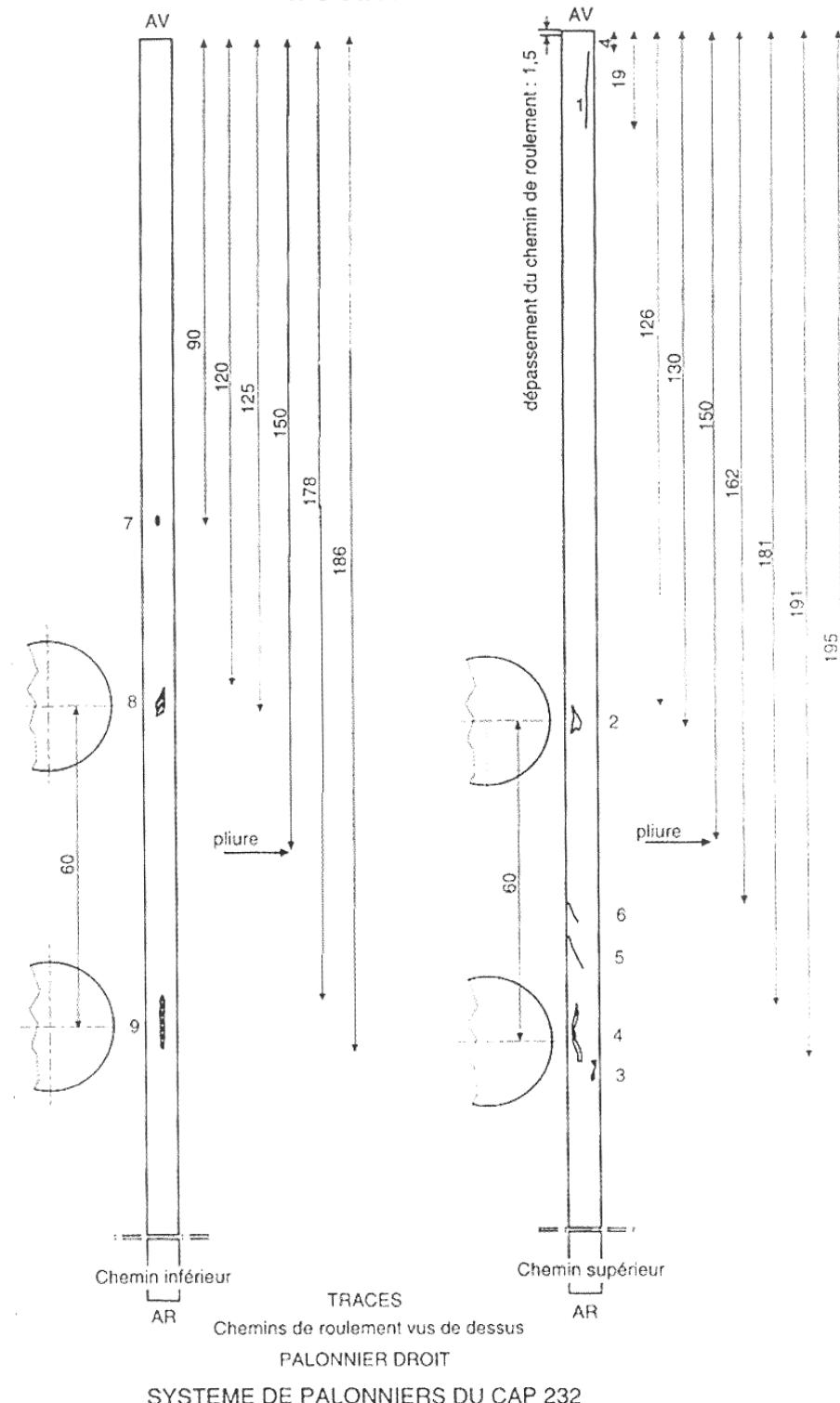


Extrait du rapport d'expertise du Centre d'Essais aéronautique de Toulouse
n°S-93/561917 Planche n° 5

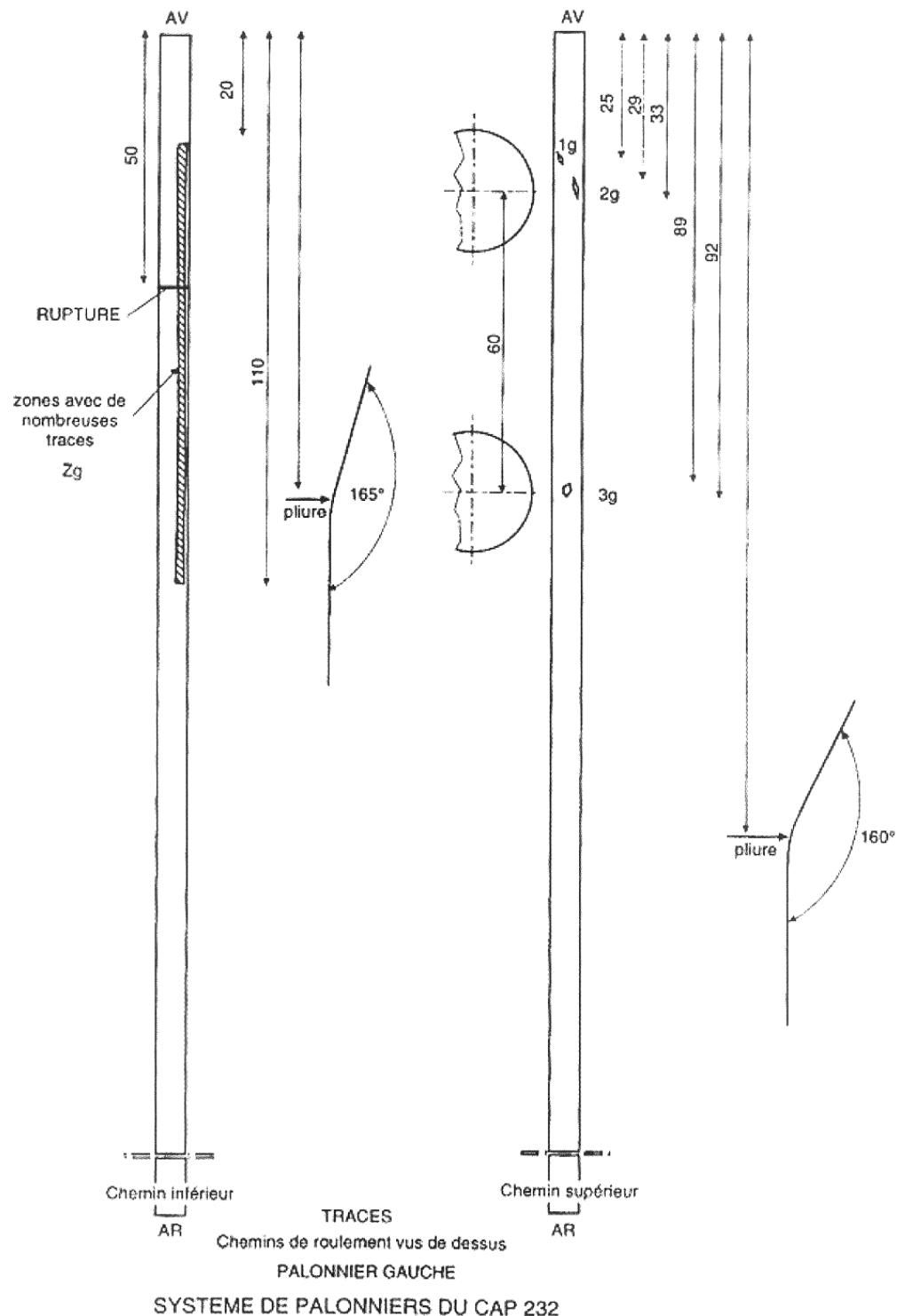


PALONNIER DROIT DU CAP 232

Extrait du rapport d'expertise du Centre d'Essais aéronautique de Toulouse
n°S-93/561917 Planche n° 6



Extrait du rapport d'expertise du Centre d'Essais aéronautique de Toulouse
n°S-93/561917 Planche n° 8



EXTRAIT DE LA FAR 23

§23.395 Control system loads.

(a) Each flight control system and its supporting structure must be designed for loads corresponding to at least 125 percent of the computed hinge moments of the movable control surface in the conditions prescribed in §§ 23.391 through 23.459. In addition, the following apply:

(1) The system limit loads need not exceed the higher of the loads that can be produced by the pilot and automatic devices operating the controls. However, autopilot forces need not be added to pilot forces. The system must be designed for the maximum effort of the pilot or autopilot, whichever is higher. In addition, if the pilot and the autopilot act in opposition, the part of the system between them may be designed for the maximum effort of the one that imposes the lesser load. Pilot forces used for design need not exceed the maximum forces prescribed in § 23.397(b).

(2) The design must, in any case, provide a rugged system for service use, considering jamming, ground gusts, taxiing downwind, control inertia and friction. Compliance with this subparagraph may be shown by designing for loads resulting from application of the minimum forces prescribed in § 23.397(b).

(b) A 125 percent factor on computed hinge movements must be used to design elevator, aileron, and rudder systems. However, a factor as low as 1.0 may be used if hinge moments are based on accurate flight test data, the exact reduction depending upon the accuracy and reliability of the date.

§ 23.397 Limit control forces and torques.

(a) In the control surfaces flight loading condition, the airloads on movable surface and the corresponding deflections need not exceed those that would result in flight from the application of any pilot force within the ranges specified in paragraph (b) of this section. In applying this criterion, the effects of control system boost and servo-mechanisms, and the effects of tabs must be considered. The automatic pilot effort must be used for design if it alone can produce higher control surface loads than the human pilot

b) The limit pilot forces and torques are as follows:

Control	Maximum forces or torques for design weight, weight equal to or less than 5,000 pounds	Minimum forces or torques
<i>Aileron :</i>		
Stick	67 lbs.....	40 lbs
Wheel	50 D In. lbs.....	40 D In. lbs
<i>Elevator :</i>		
Stick	167 lbs.....	100 lbs
Wheel (symmetrical)	200 lbs.....	100 lbs
Wheel (symmetrical)	100 lbs
Rudder	200 lbs.....	130 lbs

Subpart D-Design and Construction

§ 23.601 General

The suitability of each questionable design detail and part having an important bearing on safety in operations, must be established by tests.

§ 23.603 Materials and workmanship

(a) The suitability and durability of materials used for parts, the failure of which could adversely affect safety, must

- (1) Be established by experience or tests;
- (2) Meet approved specifications that ensure their having

§ 23.681 Limit load static tests.

(a) Compliance with the limit load requirements of this Part must be shown by tests in which

(1) The direction of the test loads produces the most severe loading in the control system; and
(2) Each fitting, pulley, and bracket used in attaching the system to the main structure is included.

(b) Compliance must be shown (by analyses or individual load tests) with the special factor requirements for control system joints subject to angular motion

§ 23.683 Operation tests

(a) It must be shown by operation tests that, when the controls are operated from the pilot compartment with the system loaded as prescribed in paragraph (b) of this section, the system is free from

- (1) jamming;
- (2) Excessive friction; and
- (3) Excessive deflection.

(b) The prescribed test loads are

(1) For the entire system, loads corresponding to the limit airloads on the appropriate surface, or the limit pilot forces in § 23.397(b), whichever are less; and

(2) For secondary controls, loads not less than those corresponding to the maximum pilot effort established under § 23.405.

§ 23.685 Control system details.

(a) Each detail of each control system must be designed and installed to prevent jamming, chafing, and interference from cargo, passengers, loose objects, or the freezing of moisture.

(b) There must be means in the cockpit to prevent the entry of foreign objects into places where they would jam the system.

(c) There must be means to prevent the slapping of cables or tubes against other parts.

REpublique FRANCAISE

DIRECTION GENERALE
DE
L'AVIATION CIVILE

SERVICE DE LA FORMATION
AERONAUTIQUE ET DU
CONTROLE TECHNIQUE

LAISSEZ-PASSER EXCEPTIONNEL N°

- 1. L'avion
 - 1. Le giravion
 - 1. Le plancur
 - 1. L'aérostat

Type : N° de série :

Marques distinctives (1) : F-

appartenant à :

dont le port d'attache est :

2. Est autorisé à voler dans les conditions prévues à l'arrêté du 6 septembre 1957 relatif aux conditions de navigabilité des aéronefs civils.

3. Aux fins de :

- utilisation en attente de C.D.N.
 - expérimentation
 - convoyage (comprenant un ou des vols de réception technique à l'aérodrome de départ, le convoyage proprement dit avec escales techniques indispensables).

15

三

4. Cette autorisation est valable du

24

5. Elle est délivrée à :

(1) Aux emplacements et aux dimensions conformes aux dispositions du décret du 30 mars 1967 (Art. D 120 § 8, 9 et 10)

6. Elle est valable uniquement pour le survol :

6.1. du territoire français et des départements d'outre-mer.

6.2. des étendues maritimes au dessus desquelles les services de la circulation aérienne sont assurés par les autorités françaises.

6.3. de tout territoire étranger, y compris les étendues maritimes au dessus desquelles les services de la circulation aérienne sont assurés par cet état sous réserve de la validation du présent document par les autorités compétentes intéressées.(1).

7. Il est interdit de transporter des passagers autres que :

– le personnel navigant ou technicien :

– des constructeurs et des sous-traitants ou de leurs clients.

– de la société :

– les représentants des services officiels ou de leurs organismes délégués.

– toute autre personne ayant reçu une autorisation particulière du Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique.

8. Il est interdit de participer à des présentations publiques.

9. Documents associés au présent laissez-passer :

– manuel de vol

– CDN export

10. Le présent laissez-passer ne saurait en aucun cas engager la responsabilité des services officiels qui ne possèdent pas sur cet appareil tous les renseignements techniques nécessaires à la délivrance d'un certificat de navigabilité.

11. Le présent laissez-passer devra être retourné au Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique – bureau Navigabilité – 48 rue Camille Desmoulins – 92452 Issy les Moulineaux Cedex, à l'expiration de sa validité.

Fait à Issy les Moulineaux, le
Pour le Ministre chargé de l'Aviation Civile

(1)Le présent document ne dispense pas des formalités de douanes et de police.

REPUBLIQUE FRANCAISE

DIRECTION GENERALE
DE
L'AVIATION CIVILE

SERVICE DE LA FORMATION
AÉRONAUTIQUE ET DU
CONTROLE TECHNIQUE

LAISSEZ-PASSER EXCEPTIONNEL N°560/95

1. L'avion

Type : CAP 232 N° de série : 02

Marques distinctives de l'E-GPRC

appartenant à :

appartenant à :
Avions Maudry

Avions Madiy Aérodrome de Bernay

AERODROME DE BE
27300 BERNAY

dont le port d'attache est : Bernay

2. Est autorisé à voler dans les conditions prévues à l'arrêté du 6 septembre 1967 relatif aux conditions de navigabilité des aéronefs civils.

3. Aux fins de

- utilisation en attente de certification

4. Cette autorisation est valable du 01/08/95 au 31/10/95

5. Elle est délivrée à : AVIONS MUDRY

(1) Aux emplacements et aux dimensions conformes aux dispositions du décret du 30 mars 1967 (Art. D 120 ss. 9 et 10).

6. Elle est valable uniquement pour le survol :

- 6.1. du territoire français et des départements d'outre-mer.
- 6.2. des étendues maritimes au dessus desquelles les services de la circulation aérienne sont assurés par les autorités françaises.
- 6.3. de tout territoire étranger, y compris les étendues maritimes au dessus desquelles les services de la circulation aérienne sont assurés par cet état sous réserve de la validation du présent document par les autorités compétentes intéressées.(1)

7. Pilotes autorisés :

- tous pilotes de voltige de niveau international sous la responsabilité du constructeur.
- le personnel navigant ou technicien de la société MUDRY.
- les représentants des services officiels ou de leurs organismes délégués.
- toute autre personne ayant reçu une autorisation particulière du Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique.

8. Il est interdit de participer à des présentations publiques autres que des compétitions sportives.

9. Documents associés au présent laissez-passer :

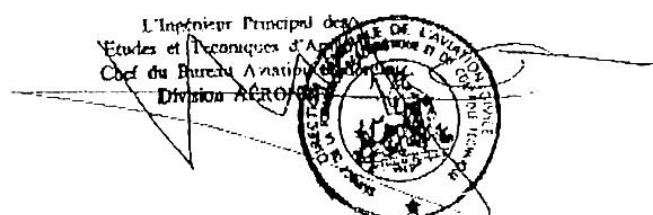
- Projet de manuel de vol

10. Le présent laissez-passer ne saurait en aucun cas engager la responsabilité des services officiels qui ne possèdent pas sur cet appareil tous les renseignements techniques nécessaires à la délivrance d'un certificat de navigabilité.

11. Le présent laissez-passer devra être retourné au Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique - Division Aéronautique - 48 rue Camille Desmoulins - 92452 Issy les Moulineaux Cedex, à l'expiration de sa validité.

Fait à Paris, le 31/07/95

Pour le Ministre chargé de l'Aviation Civile



(1)Le présent document ne dispense pas des formalités de douanes et de police.

