

Bureau Enquêtes-Accidents



R A P P O R T

*relatif à l'accident survenu le 4 juin 1997
à Dijon Darois (21)
au Pilatus PC7
immatriculé F-GMEC*

F-EC970604

AVERTISSEMENT

Ce rapport exprime les conclusions auxquelles est parvenu le 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'analyse de l'événement 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 ou incidents.

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

Événement :	Sortie tardive de vrille.
Cause probable :	Exécution improvisée d'une manœuvre de voltige, confusion dans l'interprétation de l'information altimétrique.

Conséquences et dommages : pilote décédé, aéronef détruit.

Aéronef : avion Pilatus PC7.

Date et heure : mercredi 4 juin 1997 à 16 h 55 locales.

Exploitant : société Apache Aviation.

Lieu : Etaules, 2 km au nord de l'AD Dijon Darois (21).

Nature du vol : exercice de voltige au retour d'une démonstration.

Personnes à bord : pilote.

Titres et expérience : pilote 47 ans, PP de 1976, 6 242 heures de vol dont 2 366 sur type et 80 dans les trois mois précédents.

Conditions météorologiques : vent 070°/5 kt, visibilité supérieure à 10 km, nuages rares à 7000 pieds, température 25 °C, point de rosée 8 °C, QNH 1012 hPa.

Circonstances

La patrouille Adecco, qui comprend quatre Pilatus PC7, a effectué une démonstration à Haguenau. Les quatre appareils vont ensuite à Phalsbourg pour une répétition en vue d'une démonstration future. Ils y font les pleins de carburant puis retournent vers leur base de Dijon Darois.

Alors que les quatre appareils se trouvent à l'altitude de 7 000 pieds, le pilote de l'appareil numéro 3 immatriculé F-GMEC annonce sur la fréquence d'intercommunication qu'il va effectuer la descente vers le terrain en vrille, pour entraînement. Il débute la manœuvre entre 7 000 et 8 000 pieds d'altitude selon les autres pilotes. Le PC7 est retrouvé écrasé et brûlé à 1,5 km au nord du terrain dans l'axe de piste. Aucun autre message n'a été reçu.

Examen de l'épave et du site

- Environnement : l'appareil est tombé à la lisière d'une forêt. Les arbres environnant atteignent une hauteur d'environ dix mètres. L'altitude du terrain mentionnée sur la carte IGN est de 500 m, soit 1 640 pieds. La trouée dans les feuillages est bien localisée et n'excède pas les dimensions de l'appareil. Les deux arbres se situant à proximité de l'hélice ont été découpés en tronçons de 70 cm sur une hauteur de huit mètres.
- Répartition de l'épave : elle est rassemblée au point d'impact. La verrière gît à trois mètres à l'arrière droit de l'appareil. Elle a fait sa propre trouée dans les arbres. Les arbres séparant la verrière du reste de l'appareil sont intacts. L'hélice est séparée du moteur au niveau du moyeu. L'aile gauche s'est écrasée sur un muret, aux deux tiers de sa longueur en partant de l'emplanture. La corne gauche de la gouverne de profondeur est arrachée et repose à terre à un mètre en arrière de l'épave. Le casque du pilote se trouve à mi-chemin entre l'épave et la verrière.
- L'épave : elle est orientée au 020°. Tout a brûlé entre la cloison pare-feu et l'arrière du cockpit. On ne peut tirer aucune information des instruments de bord. Les réservoirs d'aile sont éventrés au niveau du bord d'attaque. Le carburant a été projeté en avant des deux côtés. On retrouve des zones brûlées d'environ cinq mètres de diamètre en avant de l'appareil. Le train et les volets d'intrados sont en position "rentré". La cellule est relativement alignée sur son axe, ne montrant aucun indice de rotation à l'impact. L'empennage a glissé le long d'un tronc d'arbre et est venu s'encastrer en fin de course sur un autre à 2,5 mètres plus à droite. La gouverne de direction est dans l'axe de l'empennage vertical ainsi que son compensateur.
- Le groupe motopropulseur : le revêtement supérieur du capot est plié en compression, ce qui indique que l'impact a eu lieu avec une légère assiette à piquer. La partie droite a subi davantage de dégâts par le feu que la gauche. A l'intérieur la turbine est bloquée. Le moyeu est cassé en statique pur, juste en avant du réducteur. On observe trois types de calages et de déformations sur l'hélice. La pale supérieure n'est pratiquement pas déformée et montre un calage très proche du plein petit pas. La pale droite est plus ondulée, recourbée en son extrémité vers l'arrière et présente un calage proche du drapeau. La dernière pale est enfouie sous le moteur, largement recourbée vers l'arrière et son calage est totalement faussé (au delà du drapeau) .
- Les commandes de vol : les câbles sont en place et attachés aux gouvernes. Au niveau du cockpit, la liaison existe encore pour les palonniers et les commandes de gauchissement. En ce qui concerne la profondeur, la liaison a été détruite par le feu. La manette de puissance en place avant a été trouvée en position plein gaz.
- La verrière : elle est relativement intacte, excepté un impact sur l'arceau avant et un morceau de plexiglas manquant du côté droit. Les tétons de fixation sont intacts du côté droit. Le rail gauche a été arraché de l'avion et est solidaire de la verrière, fléchi vers le haut. Les rivets sont cisaillés sur toute la longueur. La partie mobile interne du rail qui vient appuyer sur les crochets pour libérer les tétons est à demi soulevée des deux côtés. La poignée d'éjection de la verrière à l'intérieur du poste est fondu.

Renseignements complémentaires

1. Masse et centrage de l'appareil lors de l'accident

Compte tenu du délestage au cours du vol entre Phalsbourg et Dijon, les réservoirs devaient être encore aux trois quarts pleins. C'est d'ailleurs ce qui a été observé sur les trois autres appareils. De même les fumigènes contenaient encore un quart de produit.

La structure des réservoirs d'aile comporte des nervures faisant fonction de brise-lames.

Ainsi, en comptant dix kilogrammes supplémentaires de bagage dans le compartiment arrière, supposés représenter le parachute du siège arrière, la masse totale de l'avion était de 1 927 kg (soit légèrement plus que la masse maximale au décollage qui s'élève à 1 900 kg).

Le centrage atteignait 22,4 % de corde moyenne aérodynamique, l'enveloppe s'étendant de 18 à 28 %.

2. Comportement du PC7 en vrille

Dans le cadre de la certification de l'avion avec des générateurs de fumée sous les ailes, des essais avaient été conduits par le constructeur sous contrôle de l'Office Fédéral de l'Aviation Civile Suisse.

Ces essais ont été effectués avec les fumigènes en positions médiane et intérieure et avec des masses avion allant jusqu'à 2 000 kg. Les résultats ont montré que le PC 7 équipé de fumigènes présente les mêmes caractéristiques de vol, en catégorie normale et acrobatique, que le PC7 basique, non équipé.

Un pilote d'essai du constructeur a décrit son expérience des vrilles sur cet appareil :

Avion en configuration lisse

- Vrille à gauche : avec le manche au neutre, la vrille se stabilise en deux tours. La sortie de vrille s'effectue en un tour et demi avec les réservoirs pleins et en un seul tour avec moins de carburant.
- Vrille à droite : l'avion entre plus rapidement en vrille avec le manche au neutre. Cependant la vrille est moins stable car le nez de l'appareil oscille. La sortie s'effectue aussi en un tour et demi au maximum (avec les réservoirs pleins). Elle est plus ou moins rapide en fonction du moment de l'action sur le palonnier et selon l'assiette de l'appareil (un tour et demi avec le nez haut, un tour avec le nez bas) .
- La perte d'altitude pour une vrille de six tours plus la récupération est d'environ 3 400 pieds.

Avion équipé de générateurs de fumée

- Les générateurs de fumée apportent un surplus de masse et d'inertie, mais la sortie de vrille n'excède jamais un tour et demi. Les commandes ne sont jamais masquées aérodynamiquement et les gouvernes toujours efficaces.

Avion dans d'autres configurations de vrille

- La vrille avec moteur à pleine puissance constitue une circonstance inhabituelle. La sortie s'effectue dans les mêmes conditions avec un facteur de charge maximal de 6 et un rayon de ressource réduit.
- Sur le PC7, aucune tendance à la vrille à plat n'a été remarquée. L'assiette n'est jamais inférieure à 35 degrés à piquer.
- Lorsque l'avion est en vrille, si les commandes sont lâchées, il reste en vrille.

D'autre part, lors de la certification du PC7 en France, des essais en vol avaient été réalisés par le CEV. Le rapport d'essais conclut que "*le PC7 manifeste des caractéristiques de vrille très saines et répond aux exigences de la FAR23 pour un avion de catégorie A*".

3. Témoins oculaires

Le premier témoin, mécanicien et pilote de voltige, a observé la fin de l'évolution du PC7. Il se trouvait à l'entrée d'un hangar au sud de la piste, à environ 2 km au sud du site de l'accident. Compte tenu de la physionomie du terrain, il a très certainement vu l'avion jusqu'à 2000 pieds sol. Il a décrit une vrille à droite avec une position de l'avion intermédiaire entre la vrille normale (67 degrés d'assiette de ce côté) et une vrille à plat. Il a dit avoir vu au moins une dizaine de tours et avoir eu l'impression de lenteur dans les rotations.

Le second, un jeune garçon sans connaissance aéronautique, a vu toute la figure. Il se trouvait à environ 600 mètres à l'ouest du site de l'accident. Il a observé une entrée en vrille à droite classique, puis une réduction de l'assiette à piquer au cours de l'évolution. Il a vu l'impact alors que l'appareil ne semblait plus tourner. Il n'a pas souligné de changement de bruit, excepté un sifflement peu de temps avant l'impact. De la fumée s'est manifestée une dizaine de secondes après l'impact.

4. Autres témoignages

Le chef de la patrouille ADECCO a précisé les habitudes et les circonstances d'entraînement des pilotes. Seul le pilote victime de l'accident pratiquait régulièrement les vrilles avec une fréquence d'une à deux toutes les deux semaines. Il s'agissait d'exercices préparés et expliqués aux autres pilotes lors du briefing prévol. Généralement, les vrilles étaient débutées au-dessus du niveau 100 et comportaient trois ou six tours. Ces vrilles étaient bien définies par les manuels de référence (voir annexe 4).

Pour le vol de l'accident (convoyage), il a précisé que les altimètres étaient calés au QNH alors que les démonstrations et entraînements à la voltige se font avec un calage au QFE.

La fréquence d'intercommunication n'est pas enregistrée. L'information de descente en vrille dont le pilote victime de l'accident a fait part résulte des témoignages cohérents des autres pilotes de la patrouille.

Le pilote n'avait pas de problème médical connu de son entourage.

Analyse

L'examen de l'épave fait apparaître que l'avion a touché le sol presque à plat, avec pratiquement pas de vitesse de rotation sur l'axe de lacet et peu de vitesse horizontale. Cela montre qu'il venait de sortir de vrille.

Le fait que l'hélice ait découpé des tronçons réguliers sur une hauteur de huit mètres montre que le groupe motopropulseur délivrait de la puissance. Il est probable que le pilote a poussé la commande de puissance en voyant arriver le sol.

La manœuvre de sortie de vrille a été effectuée. On peut donc écarter un problème de défaillance physique du pilote jusqu'à cet instant.

D'autre part, aucune anomalie n'a été constatée sur les commandes de vol. En outre, aucun message faisant état d'un problème technique n'a été reçu par les autres pilotes sur la fréquence d'intercommunication. Il semble donc également exclu que l'accident résulte d'une défaillance technique.

Le pilote a annoncé son intention de descendre en vrille jusqu'au circuit de piste. La manœuvre ayant débuté au-dessus de 7 000 pieds QNH, l'avion devait perdre environ 4 500 pieds, ce qui correspond à plus de six tours de vrille. Habituel à cette figure, le pilote en était vraisemblablement conscient. Par ailleurs, comme son objectif était un arrêt de la vrille à une altitude voisine de celle du circuit de piste, sa référence principale était probablement l'altimètre. Ainsi, l'hypothèse la plus vraisemblable pour expliquer l'accident est que, lorsqu'il a pris la décision improvisée d'effectuer la descente en vrille, l'altimètre de l'avion est resté calé au QNH. Or, à l'endroit de l'accident, le sol est à 1 640 pieds. Le pilote ayant l'habitude d'exécuter ses figures de voltige au QFE a mal estimé le moment de commencer sa sortie de vrille ou a tenté trop tard de redresser l'avion lorsqu'il a vu le sol se rapprocher dangereusement.

Conclusion

Il ressort de cette analyse que l'accident est dû à l'exécution improvisée de la figure de voltige.

Annexes

ANNEXE 1

Carte de l'aérodrome de Dijon-Darois

ANNEXE 2

Carte IGN avec site de l'accident

ANNEXE 3

Photographies de l'épave sur le site

ANNEXE 4

Extrait du manuel d'instruction Pilatus PC7 - Données générales sur la vrille

ANNEXE 5

Rapports d'essais en vol

ATERRISSAGE A VUE *Visual landing*

Buvet à la GAP
Public Air Traffic

01 DIJON DAROIS LFGI

2016.11.07

2018-09-25



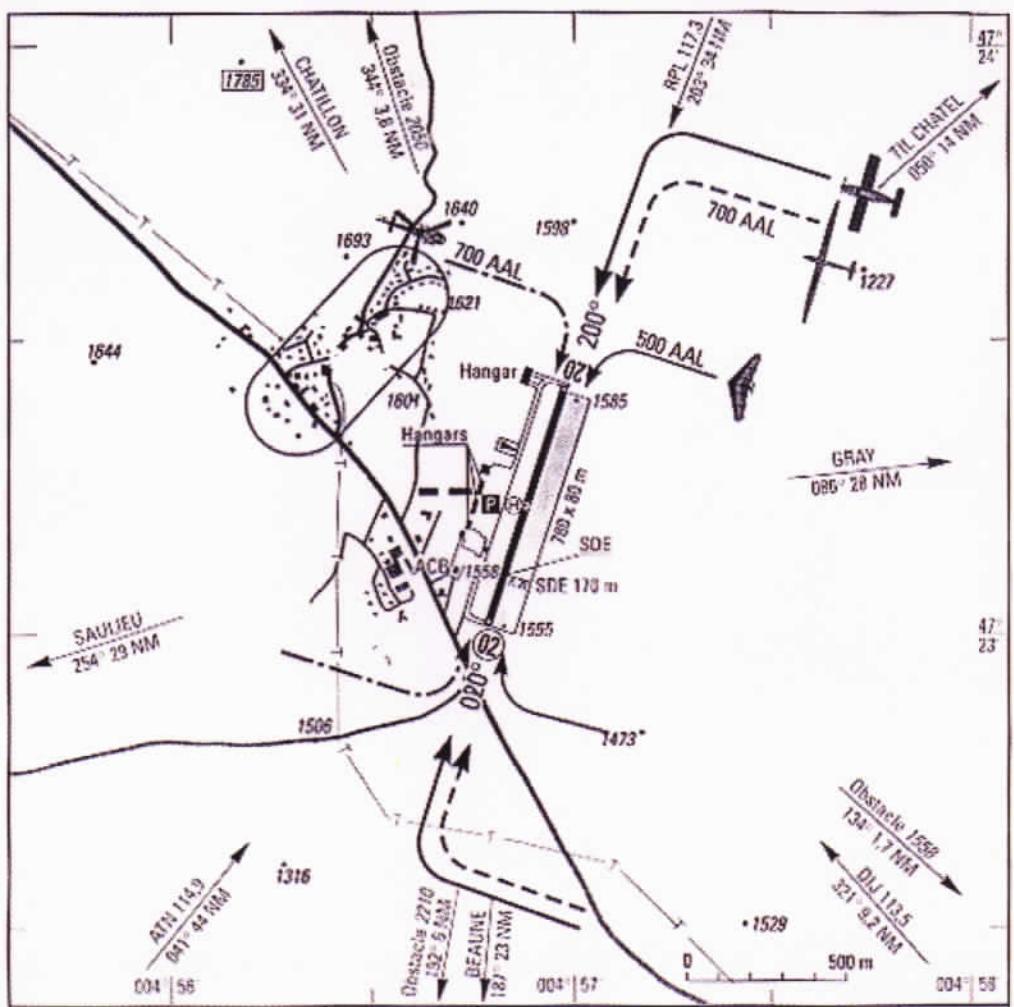
LAT. 47° 23' 13" N
LONG. 004° 58' 53" E
DEC. 2° W (95)

200-100

APPENDIX

TWR-311

A/A DARDIS - 1226



RWY	QFU	Dimensions Dimension	Nature Surface	Résistance Strength	TODA	ASDA	LDA
62	020	800 x 20	Revêtué <i>Paved</i>	5 TRSI	800	800	630
20	200				800	300	800

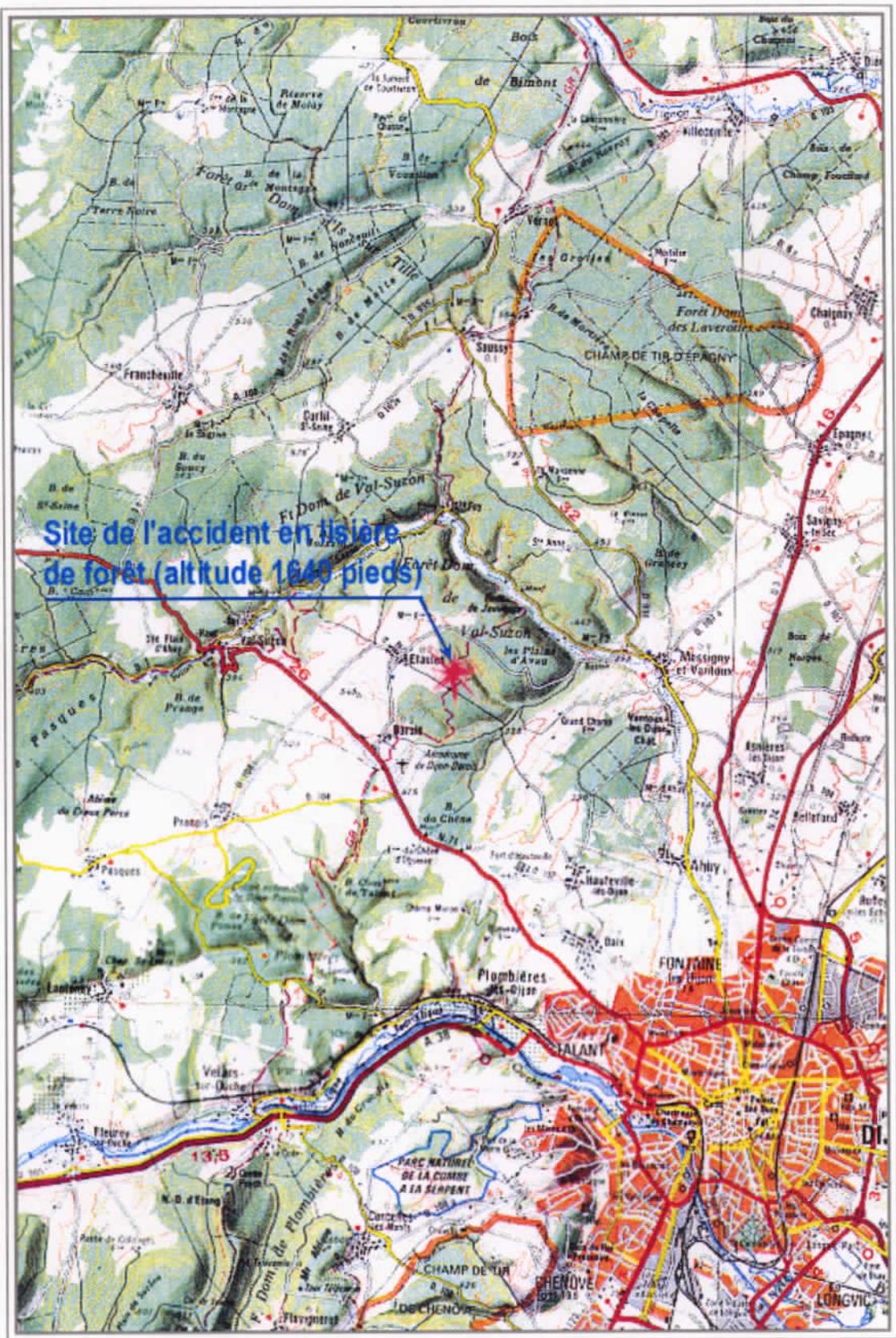
Aides lumineuses : %

Lighting aids : 7/81

- 40 - FRANCE

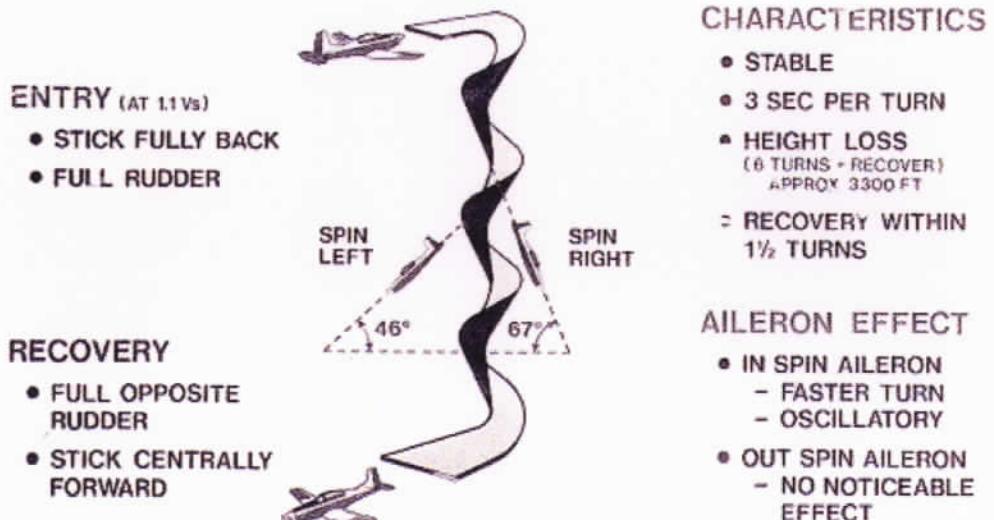
CORRECTIONS · OUTLOOK

©SIA





PC-7 TURBO TRAINER SPINNING



3.3.8.4. Vrilles.

L'étude des vrilles a été effectuée aux deux centrages de 23 % et 25,5 % et, sauf mention particulière, les commentaires ci-après sont valables pour les deux cas :

- 1) Vrille classique à gauche (3 tours et 6 tours : manche arrière, pied pour la vrille, gauchissement neutre) : la vrille est bien établie au bout de 3 tours, avec des agitations en roulis tendant à ralentir un peu et une assiette de l'ordre de 40° à piquer (un peu plus lente à s'établir au centrage arrière). La perte d'altitude est d'environ 400 pieds par tour, pour une durée de l'ordre de 4 s au tour. La sortie a lieu en 1 tour 1/4 maximum. Au cours de la ressource, la vitesse ne dépasse pas 135 kt pour un facteur de charge 2,5 g, ce qui entraîne une perte d'altitude totale entre le début de manœuvre de sortie et le point bas (vitesse verticale nulle) inférieure à 2 000 pieds.
- 2) Vrille classique à droite (3 tours et 6 tours) : l'établissement de la vrille est plus franc et plus rapide ; la vrille elle-même est calme, un peu plus rapide et piquée qu'à gauche. Le reste des commentaires demeure valable.
- 3) Vrille sur trois tours avec gauchissement contre la vrille au départ en lacet de celle-ci : l'engagement est plus lent avec une assiette moins piquée; la vrille elle-même est plus plate qu'ailerons neutres mais en conserve les agitations. Le reste des caractéristiques est pratiquement inchangé.
- 4) Vrille classique sur 3 tours et sortie "commandes lâchées" :
 - En vrille à gauche et au centrage avant : le fait de lâcher les commandes crée une accélération de la rotation pendant un tour, puis la sortie est effective un tour après ; la profondeur reste dans le secteur arrière, le gauchissement oscille autour du neutre de même que la direction.

- en vrille à droite et au centrage arrière : on sort en 1 tour 1/4 sans avoir noté cette fois d'accélération de la rotation,

5) Vrille en configuration atterrissage (1 tour maximum) :

- en vrille à gauche et au centrage avant : la sortie a lieu en 1/4 de tour, la vitesse maximale de l'ordre de 115 kt pour un facteur de charge de 1,9 g.
- en vrille à droite et au centrage arrière : la sortie est immédiate avec 110 kt pour une ressource 1,5 g.

En conclusion, on peut dire qu'aux centrauges pratiqués le PC 7 manifeste des caractéristiques de vrille très saines et répond aux exigences de la FAR 23 pour un avion de catégorie A.

L'application de la consigne nominale de sortie: pied contre, manche au neutre (en profondeur et gauchissement) conduit à exercer un effort à pousser de l'ordre de 5 daN jugé important et ceci doit être mentionné dans le Manuel de Vol (paragraphe 3.3.2.: caractéristiques de vrille). Les efforts au palonnier sont classiques pour ce genre de manœuvre.

PILATUS

PC-7

ENGINEERING REPORT NO: 7089.005

TITLE: FLIGHT TEST OF PC-7 WITH UNDERWING SMOKE GENERATORS
(SCSG-5) IN AEROBATIC CATEGORY

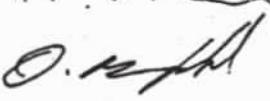
REQUIREMENT: FAR 23.151
23.221 c)

ISSUING OFFICE: PEI/FLIGHT TEST

DATE: 17-FEB-1987

PREPARED: C. MBANEFO 

CHECKED: A. VON ROTZ 

APPROVED: O. MASEFIELD 

SWISS FEDERAL
OFFICE FOR
CIVIL AVIATION
APPROVAL

STAMP:
Federal Office for Civil Aviation
Section for Type Certification

SIG.: 
DATE: March 11, 1987

DISTRIBUTION

FOCA

PEI

PILATUS

FLUGZEUGWERKE AG
AIRCRAFT LTD.

STANS

PC-7	PILATUS AIRCRAFT LTD.	No. 7083 005	page 1
loads statics stress test	<input type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>		checked
		date	Feb 87
		name	

Contents

Introduction	p. 2
Test Description	p. 3
Test Results	p. 4
Discussion	p. 10
Appendix	p. A1
- Operating Instructions of Smoke Generator	

PC-7	PILATUS AIRCRAFT LTD.	No 7088 003	page 2
loads statics stress test	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>	PC-7 Smoke Generators	checked date 17-2-87 name C.H.Berga

Introduction

In order to fulfill all the requirements of FAR 23.151 and FAR 23.221(c) for the PC-7 with smoke generators (SC86-5 manufactured by Frank Sanders Aircraft) operational flight trials were performed on PC-7 S/N 521 with the smoke generators mounted on the inner wing stations. Structural flight trials were performed on PC-7 S/N 521 with the smoke generators mounted on the mid wing stations. During both flight trials the entire speed envelope was explored and all approved aerobatic maneuvers performed. Spin tests were also conducted according to the requirements of FAR 23.

The handling characteristics of the PC-7 with Smoke Generators mounted were confirmed to be identical to the clean aircraft. High Speed and max range performance is within 4% and no change in stall speeds and field performance could be detected. See Alt Comment in Test Results.

Reference Flight Numbers: 331, 332, 333

PC-7	PILATUS AIRCRAFT LTD.	No. 3582.005	page 3
loads statics stress test	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/>	<u>Smoke Generators</u>	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> checked
		date 12.12.77	
		name	

Test Description

Smoke Generators (left & right): Mass increase empty 63 kg
" " full 134 kg

Dimensions:

length : 2.048m

diameter: 0.254 m

inner station $\angle G$ influence empty : 273 m²

full : 567 mks

mid station 66 influence empty : 273.2 m.t.

" " " " full : 571-4

Operational Flight Test: Smoke generators mounted on inner hard points
Smoke generator's oil level: full

Structural Flight Test: Smoke generators mounted on mid-hull points
Smoke generator's oil level: full

The flight envelope is to be covered and V_{D_1}/V_{D_2} is to be reached. All required aerobatic maneuvers are to be flown in a way that fulfills the requirements of FAR 23.151 and FAR 23.221(c).

Flight tests were done at 1800kg - 2000kg aircraft mass. Certified aerobatic weight is 1900kg. The +5% weight increase according to FAR 23.21 was slightly exceeded during the spin tests but is still in compliance with FAR 23.21.

Note: Smoke generators are mounted on ALKAN racks
Depicted mass is mass of entire system, ie smoke generators,
ALKAN racks and fairings.

PC- 7	PILATUS AIRCRAFT LTD.	No 7083 005	page 4
loads statics stress test	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/> Smoke Generators	date 14.8.7	checked

Test Results

Maneuver	Entry Speed / Tested	V_{max}	Recommended / V
	[KIAS]	[KIAS]	[KIAS]

Inverted Flight (30sec Dwell)	135-180	180	150
Steep Turn			150
Positive Loop			170
Cuban Eight			170
Lazy Eight			170
Immelmann			170
Climbing Half Roll			170
Slow Roll			170
Barrel Roll			170
Hesitation Roll			170
6 Turn Spins	- above stall		above stall
Aileron Roll	135-180		170
Stall Turn			170
Wing Over			170
Chandelle			170

Maximum Speed reached on both operational and structural flight test V_d

Spin Test Results are depicted on the following pages.

No	7522 005	page	5
PILATUS			checked
AIRCRAFT LTD.	date	Feb 31	
	name	VJL	

SECTION V, FLIGHT CHARACTERISTICS

A. Rear C.G.

8. Spins - Single Engine Airplanes

d. Acrobatic Category

(1) Weight 2000 kg* C.G. 27.6 % rear

(2) Is abnormal use of controls necessary to enter spin?.....Yes No

(3) Is spin affected by abnormal use of controls when applied during:

Spin entry?.....Yes No

Spin?.....Yes No

23.1583(e)(3) (4) Is placard installed listing use of controls required to recover from spinning maneuvers?.....Yes No

(5) Normal Use of Controls - Test Results

Direction of Spin	L	R	L	R	L	R
(a) Configuration - Flaps	UP	UP	UP	UP		
Gear	UP	UP	UP	UP		
-Cowl Flaps-						
(b) Power - During spin entry	IDLE	IDLE	IDLE	IDLE		
(c) Trim Speed	IAS	140	140	140	140	
	-CAS-					

*). See Test Description p.3

No. 7082.005		page 5
PILATUS		checked
AIRCRAFT LTD.	date Feb 34	
	name Vr/H	

SECTION V. FLIGHT CHARACTERISTICS

A. Rear C.G.

8. Spins - Single Engine Airplanes

d. Acrobatic Category

(1) Weight 2000 kg *) C.G. 27.6% mac

(2) Is abnormal use of controls necessary to enter spin?.....Yes No

(3) Is spin affected by abnormal use of controls when applied during:

Spin entry?.....Yes No

Spin?.....Yes No

23.1583(e)(3) (4) Is placard installed listing use of controls required to recover from spinning maneuvers?.....Yes No

(5) Normal Use of Controls - Test Results

Direction of Spin	L	R	L	R	L	R
(a) Configuration - Flaps	UP	UP	UP	UP		
Gear	UP	UP	UP	UP		
-Cowl Flaps-						
(b) Power - During spin entry	IDLE	IDLE	IDLE	IDLE		
(c) Trim Speed IAS	140	140	140	140		
CAS						

*) See Test Description p.3

SECTION V, FLIGHT CHARACTERISTICS

A. Rear C.G.

No.	7532.005	page	6
PILATUS			checked
AIRCRAFT LTD.	date	Feb 87	

8. Spins - Single Engine Airplanes

d. Acrobatic Category

(5) Normal Use of Controls - Test Results

Direction of Spin	L	R	L	R	L	R
(d) Test Data -						
No. of Turns	1	6	6	6	6	
(6 turns or 3 seconds, whichever takes longer)	2					
No. of Turns Prior to Spiral Characteristics	/	/	-	-		
No. of Turns for Recovery	1 1/4	1 1/2	1 1/4	1 1/2		
Maximum Recovery Airspeed	140	140	145	140		
Maximum Acceleration During Recovery G	2.8	3.0	3.1	3.0		
(e) Was there excessive back pressure during the spin or recovery?.....	<input checked="" type="radio"/> No	<input type="radio"/> Yes	<input checked="" type="radio"/> No	<input type="radio"/> Yes	No	<input type="radio"/> Yes
(f) Is the recovery effected within 1 1/2 additional turns?.....	<input checked="" type="radio"/> Yes	<input type="radio"/> No	<input checked="" type="radio"/> Yes	<input type="radio"/> No	Yes	<input type="radio"/> No
(g) Is max permissible speed exceeded during recovery?...	<input checked="" type="radio"/> No	<input type="radio"/> Yes	<input checked="" type="radio"/> No	<input type="radio"/> Yes	No	<input type="radio"/> Yes

No.	7033 005	page	7
PILATUS			checked
AIRCRAFT LTD.		date	Feb 87
		name	KJH

SECTION V, FLIGHT CHARACTERISTICS

A. Rear C.G.

8. Spins - Single Engine Airplanes

d. Acrobatic Category

(5) Normal Use of Controls - Test Results

Configuration	Clean	Clean	
(h) Is the positive maneuvering load factor exceeded?.....	(No) Yes	(No) Yes	No Yes
(i) Are the flaps retracted during recovery from the flaps-extended condition to avoid exceeding V_F or acceleration limit?.....	<u>No Flaps</u> Yes No	<u>No Flaps</u> Yes No	Yes No
If Yes, is a placard installed prohibiting spins with flaps extended?.....	Yes No	Yes No	Yes No
(j) After spin starts, is spin maintained with rudder and elevator in full pro spin position, aileron neutral, power off?.....	Yes No	Yes No	Yes No
(k) Was recovery possible by completely reversing rudder and moving elevator control forward?.....	(Yes) No	(Yes) No	Yes No
(l) Was spin test discontinued after 3 seconds because spiral characteristics appeared with flaps retracted?.....	NA Yes (No)	NA Yes (No)	NA Yes No

Note: Spinning with Flaps extended has been covered by the utility certification tests.
See ER 7021 SU

SECTION V. FLIGHT CHARACTERISTICS

No.	7532.00	page	8
PILATUS		checked	
AIRCRAFT LTD.	date	Feb 37	
	name	KTL	

A. Rear C.G.

9. High Speed Characteristics:

- 23.253 a. The conditions and characteristics investigated which could cause inadvertent speed increases when airplane is trimmed at any cruise speed up to V_{MO}/M_{MO} . Were any undesirable characteristics encountered under the following conditions with the airplane trimmed at any cruise speed up to V_{MO}/M_{MO} ?
- (1) Gust upsets - including pitch and roll?..... Yes No
 - (2) Inadvertent control movement?..... Yes No
 - (3) Low stick forces gradient vs. control friction?....NA Yes No
 - (4) Passenger movement?..... NA Yes No
 - (5) Leveling off from a climb?..... Yes No
 - (6) Descent from Mach limited altitude to airspeed limited altitude?..... Yes No
- b. Allowing for pilot reaction time after speed limit warning can the airplane be recovered to normal altitude and speed reduced to V_{MO}/M_{MO} without:
- (1) Exceptional piloting strength or skill?..... Yes No
 - (2) Exceeding V_D/M_D ?..... Yes No
 - (3) Exceeding maximum speed demonstrated in Section II.0.1?..... Yes No
 - (4) Exceeding other structural limitations?..... Yes No
 - (5) Buffeting that would cause structural damage?..... Yes No
 - (6) Control reversal about any axis at all speeds up to maximum speed demonstrated in Section II.0.1?..... Yes No
 - (7) Control force reversal?..... Yes No
 - (8) More than a mild tendency to pitch, roll, or yaw which must be readily controllable using normal piloting techniques?..... Yes No

PC-7	PILATUS AIRCRAFT LTD.	No. 7083 005	page 3
loads	<input type="checkbox"/>		checked
statics	<input type="checkbox"/>		
stress	<input type="checkbox"/>		
test	<input checked="" type="checkbox"/>		

Pilot Comments

The PC-7 with ECSG-5 mounted on either the inner or mid wing stations has no noticeable change in flying characteristics in both the normal and aerobatic category when compared to the PC-7 without ECSG-5's. Handling characteristics were found to be identical, hence no changes in the present limitations is recommended. Change in max speed and range performance were hardly noticeable.

Pilot: J.D.H.
R. Cole

PC-7	PILATUS AIRCRAFT LTD.	No. 7089005	page 10
loads statics stress test	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/>	Smoke Generators	checked date Tel. 84 name C. MS

Discussion

The aerobatic maneuvers listed in "Test Results" of this report have been investigated utilizing SCSG-5 Smoke Generators mounted on the inner and mid stations respectively.

These maneuvers can be safely flown when entered with the recommended speeds.

TA DAQUIS was not utilized for these tests. All performance figures, ie High Speed Cruise, Stall & Climb speeds were verified according to aircraft instrument readings and compared to published AFM data for flights with ferry tanks. (AFM supplement No 01604M). According to available data it can be stated that high speed and endurance performance is within 4% of that of the clean aircraft configuration.

No unsafe characteristics were observed and handling characteristics of the aircraft with smoke generators is virtually identical to that in the clean configuration.

Spinning may be performed in any control configuration. The aircraft can be recovered safely as shown in detail in ER 7021 AFM.

It is however noted that the SCSG-5s will be used mounted on the inner stations only.

