

# Bureau Enquêtes-Accidents



## R A P P O R T

*relatif à l'incident survenu le 28 septembre 1998  
à Saint Etienne (42) au Beechcraft 1900 D  
immatriculé F-GRPM  
exploité par Proteus Airlines*

**F-PM980928**

## **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 incident.*

*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° 99243 du 29 mars 1999, l'analyse 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.*

# *Table des matières*

<b>AVERTISSEMENT</b>	<b>2</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>4</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>5</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>	<b>6</b>
<b>1.1 Renseignements sur le personnel</b>	<b>6</b>
<b>1.2 Renseignements sur le matériel</b>	<b>6</b>
1.2.1 Cellule	6
1.2.2 Moteurs	7
<b>1.3 Renseignements météorologiques</b>	<b>7</b>
<b>1.4 Essais et recherches</b>	<b>7</b>
1.4.1 Historique de la panne	7
1.4.2 Eléments techniques	8
1.4.3 Manuel d'exploitation de la compagnie	9
<b>2 - ANALYSE</b>	<b>9</b>
<b>3 - CONCLUSION</b>	<b>10</b>
<b>4 - RECOMMANDATION DE SECURITE</b>	<b>10</b>
<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>11</b>

# *Glossaire*

CRM	Compte Rendu Matériel
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
FAR	Federal Aviation Regulations
FL	Niveau de vol
ft	Pied(s)
JAR	Joint Airworthiness Requirements
kt	Nœuds
lb	Livre(s)
QNH	Calage altimétrique requis pour lire une fois au sol l'altitude de l'aérodrome
UTC	Temps universel coordonné

## SYNOPSIS

### Date de l'incident

Le lundi 28 septembre 1998 à  
16 h 00<sup>1</sup>

### Lieu de l'incident

FIR Marseille, 40 NM à l'ouest de  
Saint Etienne

### Nature du vol

Transport public régulier de passa-  
gers  
vol PRB 405 Saint Etienne-Bordeaux

### Aéronef

Raytheon Beechcraft 1900 D  
immatriculé F-GRPM

### Propriétaire

Kansas Beech Leasing Inc.  
10511 East Central

### Exploitant

Proteus Airlines

### Personnes à bord

2 PNT, 8 passagers.

## Résumé

Environ cinq minutes après la mise en palier au FL 190, alors que les moteurs sont réglés sur un couple de 2 950 lb.ft, l'équipage observe par deux fois une augmentation du couple sur le moteur droit jusqu'à 4 500 lb.ft environ, suivi d'une coupure franche puis d'une stabilisation vers 2 000 lb.ft. Il décide de couper le moteur et de revenir sur l'aérodrome de départ. Le retour, l'approche et l'atterrissage s'effectuent en monomoteur sans autre difficulté.

---

<sup>1</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure légale en vigueur en France métropolitaine le jour de l'incident.

# **1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE**

## **1.1 Renseignements sur le personnel**

Le jour de l'incident le copilote était pilote en fonction jusqu'à l'événement, le commandant de bord a ensuite pris les commandes.

### **Commandant de bord**

Homme, 39 ans, entré dans la compagnie en 1992. Brevet de pilote professionnel délivré en 1982, qualification de type délivrée en 1997. Licence validée jusqu'au 31 décembre 1999.

Expérience aéronautique :

- heures de vol totales : 8 612 dont 1 000 sur type,
- dans les 90 derniers jours : 172 dont 159 sur type,
- dans les 30 derniers jours : 72 dont 69 sur type.

### **Copilote**

Homme, 33 ans, entré dans la compagnie en 1998. Brevet de pilote professionnel délivré en 1991, qualification de type délivrée en 1998. Licence validée jusqu'au 31 janvier 2000.

Expérience aéronautique :

- heures de vol totales : 1 130 dont 300 sur type,
- dans les 90 derniers jours : 107 toutes sur type,
- dans les 30 derniers jours : 37 toutes sur type.

## **1.2 Renseignements sur le matériel**

### **1.2.1 Cellule**

- Constructeur : Raytheon Aircraft Company, USA.
- Type : Beechcraft 1900 D.
- N° de série : UE-300
- Date de mise en service : 6 février 1998.
- Certificat de navigabilité : état V, catégorie N/TPP, délivré le 05 février 1998, date d'expiration 3 février 2001
- Heures de vol : 1 070.
- Nombres de cycles : 1 304.

## 1.2.2 Moteurs

Nombre de moteurs : 2.  
Constructeur : Pratt et Whitney, Canada.  
Type : PT6A-67D.

Moteur gauche :

- N° de série : PCE-PS 0181.
- Heures totales : 1 070.

Moteur droit :

- N° de série : PCE-PS 0180.
- Heures totales : 928.
- Heures depuis remise en état suite FOD : 109.

Ces moteurs avaient été montés d'origine sur l'avion.

## 1.3 Renseignements météorologiques

Observation de la station de Saint Etienne Bouthéon à 16 h 00 :  
Vent 080°/4 kt, visibilité supérieure à 10 km, nuages 1/8 de St à 300 m, 3/8 de Cu à 1 200 m, 7/8 de Sc à 1 500 m, température 16 °C, QNH1009 hPa.

Conditions estimées à l'endroit de l'incident : ciel très nuageux à couvert par 1 à 2/8 de Stratus vers 1 000 pieds, 3 à 4/8 de cumulus vers 3 600 pieds, 5 à 6/8 de stratocumulus vers 4 700 pieds, puis sans doute encore 5 à 6/8 d'altocumulus compte tenu de la masse d'air. Humidification en basses couches en fin de journée avec nombreux épisodes pluvieux. Visibilité très variable, de bonne voire très bonne à médiocre sous les pluies. Vent au sol tournant au secteur nord-est faible, 5 à 8 kt. Vent en altitude d'ouest-nord-ouest : à 500 m 8 à 12 kt, à 1000 m 15 à 25 kt.

## 1.4 Essais et recherches

### 1.4.1 Historique de la panne

A la suite d'une collision aviaire le moteur droit avait été déposé, vérifié puis remonté sur l'avion le 7 septembre 1998. A l'issue de cette intervention un point fixe au sol n'avait révélé aucune anomalie. Le 8 septembre 1998, un vol de contrôle d'une durée de quarante minutes avait été réalisé sur le trajet Lyon Satolas-Saint Etienne et n'avait pas appelé de remarque particulière de la part de l'équipage.

Le 10 septembre 1998, après 12 heures et 42 minutes de vol effectuées en quatorze étapes, un problème de synchroniseur d'hélice a été porté au CRM (Compte Rendu Matériel). Le 16 septembre, à l'occasion des visites 5D et 5C réalisées sur l'appareil, un nettoyage de la connectique suivi d'un essai au sol satisfaisant a été effectué.

N.B : Le protocole de ces visites ne prévoit pas d'intervention au niveau du synchroniseur d'hélice et du système de mise en drapeau automatique.

Un dysfonctionnement de ce système est réparé le 17 septembre. La recherche de panne qui a suivi n'a pas permis de résoudre le problème. Le synchroniseur d'hélice qui figure comme élément de catégorie C dans la Liste Minimale d'Équipement a été déclaré inopérant et inscrit sur la Liste des Travaux Reportés (cf. § 1.4.3).

Le dépannage entrepris à l'issue de l'incident du 28 septembre 1998 a permis de :

- constater que la mise en drapeau automatique du moteur droit ne fonctionnait pas,
- reproduire la panne lors de la mise en fonctionnement du synchroniseur d'hélice<sup>2</sup>.
- constater que la prise électrique du synchroniseur d'hélice située sur le régulateur d'hélice était permutée avec la prise du solénoïde de la mise en drapeau automatique située sur le régulateur de survitesse.

Remarque : le compte rendu du point fixe réalisé le 7 septembre 1998 comporte des paramètres associés aux essais de mise en drapeau automatique et de synchroniseur d'hélice. Dans le compte-rendu du vol de contrôle du 8 septembre 1998, la rubrique relative au résultat de l'essai de mise en drapeau automatique n'est pas remplie. Entre le 7 et le 28 septembre 1998, le fonctionnement du système de mise en drapeau automatique n'a fait l'objet d'aucune remarque sur le CRM.

#### **1.4.2 Éléments techniques**

Cette permutation des prises conduit effectivement aux phénomènes constatés. D'une part, elle rend impossible la mise en drapeau automatique de l'hélice, d'autre part, elle modifie les conditions de fonctionnement du synchroniseur d'hélice, provoquant des pannes en apparence aléatoires.

L'enquête a montré que la permutation entre les deux prises était possible. Les deux connecteurs sont en effet identiques et appartiennent à un même faisceau électrique. Ceci est également le cas sur le Beechcraft 1900 C. En fonction de la manière dont le faisceau est ligaturé, il peut libérer une longueur de câble suffisante pour permettre une inversion dans le branchement. Cette erreur de montage a probablement été faite lors de l'intervention sur le moteur effectuée le 7 septembre 1998.

Les règles de certification FAR et JAR 23 ne comportent pas, pour ces équipements, l'obligation de conception ou de marquage distinct permettant de minimiser la possibilité d'assemblage incorrect. Le manuel de maintenance du Beechcraft 1900 D, donne, dans les rubriques "propeller autofeathering" et "propeller synchrophaser", des informations relatives à la recherche des causes de panne, décrit les mauvais fonctionnements probables et les actions pour y remédier. Il détaille les opérations à effectuer et les précautions à prendre mais n'évoque pas explicitement l'éventualité d'une telle permutation.

---

<sup>2</sup> L'équipage a indiqué qu'il n'avait pas actionné le synchroniseur d'hélice avant l'événement.



Remarque : lors de l'enquête, il a été constaté que ce risque de permutation des prises en maintenance était connu à l'extérieur de la compagnie par certains techniciens appelés à travailler sur ce type d'équipement. Ces techniciens ont précisé qu'ils transmettaient cette connaissance lorsqu'ils étaient amenés à former un collègue. Il semble en revanche que le constructeur de l'avion n'en était pas conscient. Quoi qu'il en soit Raytheon n'a jamais mis en garde les exploitants contre ce risque, que ce soit dans le manuel de maintenance (cf. ci-dessus) ou à l'occasion d'une note d'information spécifique.

### 1.4.3 Manuel d'exploitation de la compagnie

Le manuel d'exploitation de Proteus Airlines, partie Utilisation, section 9, précise dans la liste minimale d'équipement les modalités d'application des tolérances et leur présentation. Le synchroniseur d'hélice<sup>3</sup> est présenté en tant qu'élément de catégorie C affecté d'une mention (\*), c'est à dire que le délai maximum de remise en état est de dix jours calendaires, débutant le lendemain de l'inscription de la plainte à minuit. La mention (\*) indique que l'équipement inopérant doit être signalé par l'apposition d'une étiquette "Inop" dans le poste de pilotage.

Le même document prévoit dans la section 6 "procédures normales" l'essai de la mise en drapeau automatique au point d'arrêt avant chaque vol. Une nouvelle procédure, en cours d'introduction (elle est entrée en vigueur le 22 mars 1999) était déjà mentionnée lors des qualifications. La documentation n'était pas encore publiée au moment de l'incident. Cette procédure, conforme à celle préconisée par le constructeur, prévoit que l'essai de mise en drapeau est effectué lors du premier vol de la journée et est ensuite facultatif.

Aucun des membres de l'équipage du vol de l'incident n'avait utilisé l'avion entre le 7 et le 28 septembre 1998.

## 2 - ANALYSE

On a vu au paragraphe 1.4.2 que la conception de l'avion permettait la permutation des deux prises lors d'une opération d'entretien. C'est ce qui s'est de toute évidence produit à l'occasion du remontage du moteur le 7 septembre 1998. L'erreur n'a pas été identifiée lors des contrôles qui ont précédé la mise en service de l'avion.

Deux dysfonctionnements permettaient de l'identifier ultérieurement, l'impossibilité de la mise en drapeau automatique et les pannes du synchroniseur d'hélice.

Aucun problème relatif au dispositif de mise en drapeau automatique n'a été rapporté. Or, s'il est probable que les indicateurs liés à la mise en service de ce système n'étaient pas affectés, l'essai, tel qu'il est prévu au point d'arrêt dans les procédures normales de la compagnie, aurait dû permettre de constater une anomalie à chaque vol ou, au moins, selon la nouvelle procédure au premier vol de

---

<sup>3</sup> Dans le Manex de Proteus, le synchroniseur d'hélice est appelé "synchronisateur" dans la section 11, description des systèmes, "synchrophase" dans la MEL sans doute par contagion de l'anglais "synchrophaser", et "prop synchro" dans les CRM. De même le système de "mise en drapeau automatique" apparaît aussi parfois sous l'appellation "autofeather". Ces variantes ne sont jamais explicitées.

chaque jour. Il est donc vraisemblable que cet essai n'était pas systématiquement effectué à cette époque, contrairement aux dispositions du manuel d'exploitation.

Une anomalie de fonctionnement du synchroniseur d'hélice a été portée par deux fois au CRM, les 10 et 17 septembre. Cette anomalie n'était toujours pas corrigée le jour de l'événement, soit douze jours après son inscription sur la liste des travaux reportés, alors que le délai de remise en état de cet élément est de dix jours.

Ainsi, l'incident s'est produit en échappant à quatre niveaux de vérification :

- contrôles lors du remontage du moteur,
- point fixe,
- vol de contrôle
- exploitation en ligne.

### **3 - CONCLUSION**

L'incident est le résultat d'une erreur de maintenance, rendue possible par la conception du système, et du manque de rigueur dans les procédures de contrôle et d'exploitation de la compagnie.

### **4 - RECOMMANDATION DE SECURITE**

La compagnie a indiqué en mars 1999 qu'elle avait pris les mesures correctrices qui s'imposaient à son niveau. Dans ces conditions le BEA ne formulera pas de recommandation pour un renforcement de la rigueur des contrôles et de l'exploitation au sein de Proteus Airlines.

La permutation des prises qui est à l'origine de cet incident aurait empêché la mise en drapeau automatique en cas de nécessité. En conséquence le BEA recommande :

- **que la DGAC informe les exploitants français de Beechcraft 1900 C et D du risque de permutation des prises du synchroniseur d'hélice et du solénoïde de mise en drapeau automatique lors des opérations de maintenance et demande au certificateur primaire de l'avion, la FAA américaine, que soit étudiée une modification qui garantirait que l'erreur n'est plus susceptible de se reproduire.**

# *Liste des annexes*

## **ANNEXE 1**

Fiche de point fixe

## **ANNEXE 2**

Fiches du vol de contrôle

## **ANNEXE 3**

Procédures du manuel d'exploitation

## **ANNEXE 4**

Liste des travaux reportés

**PROTEUS  
AIRLINES**

**BEECHCRAFT 1900 D  
MANUEL D'ENTRETIEN**

**POINT FIXE BEECHCRAFT 1900 D**

Type : 1900 D S/N : UE 300 IMMAT : F-GRPM DATE : 27/05/98	MOTEUR : PRATT & WHITNEY TYPE : PT6A-67D		TEMPERATURE : 26°		LIEU DE CONTROLE <i>Lyon</i>
	MOTEUR GAUCHE S/N :	MOTEUR DROIT S/N :	MOTEUR GAUCHE :	MOTEUR DROIT :	
CONDITIONS D'UTILISATION	PARAMETRES A OBSERVER	VALEURS THEORIQUES	VALEURS OBSERVEES	TOLERANCES	OBSERVATIONS
DEMARRAGE	ITT	1000°C	GAUCHE 760	5 sec. maxi	
RALENTI BAS	NG	67 à 68 %	61.7	+/- 1 %	
RALENTI HAUT	NG	70 à 72 %	72.3		
SURVITESSE	NF	1535 à 1595	1550	G : D :	Vérifier le P.P.P. à 1700 RPM
DRAPEAU AUTO	COUPLE	HP 615/775 BP 185/375 104 %	800/500%		
REGLAGE MAX NI AUTO ALLUMAGE	COUPLE		750 %	95% butée	partiel
SEPARATEUR	COUPLE/ITT	MAIN STBY	ok		Outil spécial
CALLAGE HELICE SYNCHRO HELICE	COUPLE	Voir courbe	700/1870 ok	+/-50 lbs.ft	Δ +/- 20 lbs.ft à NI=1500 RPM
PERFORMANCES	PARAMETRES	ITT COUPLE	NI NF	FFW PRESS. HUILE	T° HUILE
Ajouter 4°C à OAT pour entret dans les courbes	THEORIQUE	720 3750	1700	720 90 à 135 PSI	0 à 99 °C
	GAUCHE	710 3750	1180	695 115	70
	DROIT	710 3750	1100	700 110	70
Butée partielle gén. + BLEED OFF	GAUCHE DROIT	% %		TEMPS ARRET TURB 30s	BLEEDS AIR
REVERSE 1 mn maxi	THEORIQUE				G
	GAUCHE	86/88 %	1160		D
	DROIT	86.5	1150		VISA DE CONTROLE

Signature  
Date : 27/05/98

Section : -V-  
Page : 12

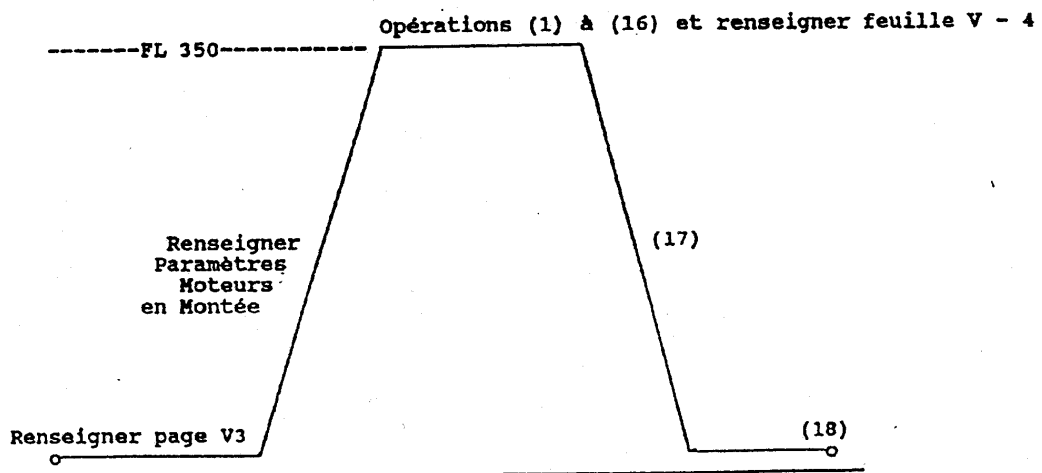
Edit/Amtdt. : 2/0  
Date : 07/96

NOTA : Prévenir en temps voulu les Services de Surveillance pour participation éventuelle au vol de contrôle.

## II. POINT FIXE

Un point fixe (d'entretien, de contrôle, de réglage) sera effectué chaque fois que cela s'avérera nécessaire, conformément à la doctrine de ce Manuel d'Entretien ainsi que celle du constructeur.

### PROFIL D'UN VOL DE CONTROLE COMPLET



Edit/Amdt. : 2/0  
Date : 07/96

Section : -V-  
Page : 4

VOL DE CONTROLE

IMMATRICULATION	TYPE	N° de SERIE	H.T. AVION	RAISON DU VOL	LIEU	H.T. MOTEURS GAUCHE DROIT
F-GRPM	B190	UE 300	26106	CONTRÔLE	LFLL	

DATE	02/09/98	OBSERVATIONS PILOTE :
PILOTE	NEYDEN	
CONTROLEUR	RAMBAUD	
MASSE A VIDE		
MASSE CARBURANT	3200 lbs	
MASSE EQUIPAGE	370 lbs	
MASSE AU DECOLLAGE	13570 lbs	
TEMPERATURE EXTERIEURE	17°	
Q.F.E.	278	
VENT V/D	280/05	
HEURE - ROULAGE	10 <sup>05</sup>	
HEURE - RETOUR PARKING	10 <sup>45</sup>	
DUREE VOL	040	

VERIFIER PRESENCE ET QUANTITE DE :

CARBURANT :	C.D.N. VALIDE JUSQU'AU :
HUILE MOTEUR :	LAISSEZ-PASSER VALIDE JUSQU'AU :
OXYGENE :	PLACARDS INTERIEURS CABINE :
MASQUE OXYGENE :	MARQUAGE TOUS INSTRUMENTS :
MICROS :	CARTE DE COMPENSATION COMPAS :
MANUEL DE VOL :	VISITE PREVOL :
ENREGISTREUR :	PROCEDURES BEFORE STARTING Suivant
	ENGINE START Manuel
	AFTER STARTING de vol
	BEFORE TAKE OFF de l'avion

PROTEUS  
AIRLINES

BEECHCRAFT 1900 D  
MANUEL D'ENTRETIEN

VOL DE CONTROLE

RELEVÉ DE PARAMÈTRES	MONTÉE		MAXI RANGE POWER		MAXI RECOMMENDED CRUISE POWER		OBSERVATIONS
	GAUCHE	DROIT	GAUCHE	DROIT	GAUCHE	DROIT	
NIVEAU DE VOL							BFG
O A T							
I A S							
I T T			690	690	650	650	
COUPLE			3650	3650	3250	3250	}
R.P.M. NI			95.0	94.7	93.1	93.5	
FUEL FLOW			575	575	540	540	}
R.P.M. HELICE			1550	1550	1550	1550	
PRESSION HUILE			110	110	110	110	
TEMPERATURE HUILE			70	70	70	70	

Edit/Amdt. : 2/0  
Date : 07/96

Section :- V -  
Page : 6

VOL DE CONTROLE

1	Pressurisation	P MAX. ATTEINTE :	PSI
Moteurs à 85% de N1, couper les bleed air valves l'une après l'autre et noter :			
P maxi gauche :	ft/mn - taux de fuite :	P maxi droite :	ft/mn - taux de fuite :
Taux de fuite cabine avec les deux bleed air valves coupées : taux (circuit oxygène armé et masques à oxygène équipages prêts) ft/mn			
2	Mise en drapeau :	MANUELLE	AUTO
	Température huile moteur	Gauche	Droit
Temps seconde		Gauche	Droit
	Remise en route avec auto allumage :		AUTO IGN
Altitude :		N1	
O A T :		I T T	
		Rudder Boost	



YOL DE CONTROLE

3	Synchro hélices : <i>OK</i>
4	Appliquer puissance "Maxi Recommended Cruise Power" du Manuel de Vol et reporter les paramètres et l'alignement des manettes en page 6/12 de cette section.
5	Appliquer puissance "Maxi Range Power" du Manuel de vol et reporter les paramètres et l'alignement des manettes en page 6/12 de cette section.
6	Génératrices : Charges : G. <i>OK</i> D. <i>OK</i> Equilibrage : G. <i>OK</i> D. <i>OK</i>
7	Conditionnement d'air : <i>OK</i>
8	Système carburant (Transfert des auxiliaires) : <i>Neant.</i>
9	Pneumatique : Dépression : <i>OK</i> Pression : <i>OK</i> R.P.M. G. <i>OK</i> D. <i>OK</i>
10	Dégivrages : Voilure : <i>OK</i> Moteurs : <i>OK</i> Pare-brise : <i>OK</i> Hélices : <i>OK</i> Mise à l'air libre : <i>OK</i> Pitot : <i>OK</i>
11	Réglages cellule : <i>OK.</i>

Edit/Amdt. : 2/0  
Date : 07/96

Section : - V -  
Page : 8

VOL DE CONTROLE

12 Décrochages : Moteurs réduits, Vario 0 - SE REFERER AU MANUEL POUR LES VITESSES THEORIQUES						
Configuration	Warn	Stall	Tolérance KIAS	Warn Land. Up	Trim	
Trains + volets rentrés			plus/moins 5			
Trains sortis Volets approche			plus/moins 5			
Trains sortis Volets atterrissage						
13	Essai de sortie train de secours :					
14	Compas de secours :					
15	Indicateur O A T :					
16	INSTRUMENTS DE NAVIGATION :					
Vario	RNAV		Radar			
Horizon	ADF		Transpondeur			
Centrale de cap	Marker		Pilote automatique:			
Anémomètre	Glide		Directeur de vol			
Radio altimètre	DME		VOR			
VHF	HF		GNS			

VOL DE CONTROLE

17	Avertisseur VMO/MMO :	
18	Freinage : Reverse :	
	OBSERVATIONS DURANT LE VOL	<i>Aucune Remarques</i>

Edit/Amdt. : 2/0  
Date : 07/96

Section : - V -  
Page : 10

POINT FIXE BEECHCRAFT MODELES 1900 D

REMARQUES		REMARQUES
<p>RAS</p>	<p>Dégivrage moteurs : - Détection feu : • essais. - Stall warning. - Relever performances moteur, selon pages suivantes :</p>	<p>RAS</p>
<p>Trim électrique : • essai sur un seul bouton puis sur les deux. • essai priorité pilote sur copilote. - Trim tab manuel : • essais de sens et de débattement. - Friction des manettes : • essai. - Pression d'air : • les deux bleed sur INSTR &amp; ENVIR OFF. a) pression normale : zéro. b) indications BL AIR FAIL allumées. • bleed air sur OPEN : a) pression dans le vert. b) dépression dans le vert. c) BL FAIL éteints.</p>		

## AU POINT D'ARRET

■  DRAPEAU AUTOMATIQUE ..... ESSAYE

Interrupteur AUTOFTHER ..... OFF  
 Voyant AUTOFTHER OFF ..... ALLUME  
 Interrupteur AUTOFTHER ..... TEST  
 Voyant AFX DISABLE ..... ALLUME

Puissance ..... PLUS DE 1000 Ft-Lbs

Vers 1000 Ft-Lbs

Voyants L et R AUTOFEATHER et L et R AFX ..... ALLUMES  
 et AFX DISABLE ..... ETEINT

Puissance droite ..... REDUIRE

Vers 750 Ft-Lbs

Voyants L AUTOFEATHER et L AFX ..... ETEINTS  
 Voyant AFX DISABLE ..... ALLUME

Vers 350 Ft-Lbs

Voyant R AUTOFEATHER et AFX droit .. ETEINT ou CLIGNOTENT  
 Hélice droite commence à passer en ..... DRAPEAU

Puissance ..... PLUS DE 1000 Ft-Lbs

■  REGULATEUR DE SURVITESSE ET RUDDER BOOST ..... VERIFIE

Interrupteur PROP TEST maintenu sur ..... OVERSPEED  
 Puissance droite augmentée. Le régime hélice augmente et se stabilise entre 1535 et 1590 RPM. Continuer à augmenter la puissance jusqu'à obtenir un durcissement du palonnier à droite obtenu avec un torque supérieur d'environ 1200 Ft-Lbs à celui du moteur gauche. Ne pas dépasser les limites d'ITT et de torque.

Interrupteur DISCONNECT de manche ..... 1<sup>er</sup> CRAN  
 Rudder Boost ..... ARRETE

*Effectuer les mêmes actions avec le moteur gauche.*

■  PETIT PAS SOL ..... VERIFIE

Puissance pour obtenir ..... 1250 RPM  
 Interrupteur PROP TEST ..... maintenu sur LOW PICH  
 RPM diminue vers environ ..... 1050RPM



PROCÉDURES DÉVELOPPÉES

**I C** AUTOFEATHER.....TESTÉ

**I** Ce test ne s'effectue qu'au premier vol du jour de l'avion.

- Interrupteur **AUTOFEATHER** ..... OFF
- Voyant ambre **AUTOFEATHER OFF** ..... ALLUMÉ
- Interrupteur **AUTOFEATHER** ..... TEST
- Voyant ambre **AFX DISABLE** ..... ALLUMÉ

Augmenter la puissance vers 1000 Ft/Lbs.

- Voyants verts **L AUTOFEATHER**, **R AUTOFEATHER** et **AFX** (2) ... ALLUMÉS
- Voyant ambre **AFX DISABLE** ..... ÉTEINT

Réduire la puissance du moteur droit.

Vers 750 Ft/Lbs :

- Voyants verts **L AUTOFEATHER** et **L AFX** ..... ÉTEINTS
- Voyant ambre **AFX DISABLE** ..... ALLUMÉ

Vers 350 Ft/Lbs :

- Voyants verts **R AUTOFEATHER** et **R AFX** ..... CLIGNOTENT
- Hélice droite ..... EN CHAPEAU

Réaugmenter la puissance à 1000 Ft/Lbs.

Tester de même manière le moteur gauche.

**I C** OVERSPEED et RUDDER BOOST.....TESTÉ

**I** Ce test ne s'effectue qu'au premier vol du jour de l'avion.

- Interrupteur **PROP TEST** ..... OVERSPEED

Augmenter la puissance du moteur droit.

Le régime hélice augmente et se stabilise entre 1535 et 1590 RPM.

Continuer à augmenter la puissance jusqu'à obtenir un durcissement du palonnier à droite obtenu avec un torque supérieur d'environ 1200 Ft/Lbs à celui du moteur gauche.

Ne pas dépasser les limites d'ITT et de torque.

- Interrupteur **DISCONNECT** de manche ..... 1<sup>ER</sup> CRAN
- Rudder Boost ..... ARRÊTÉ

Tester de la même manière le moteur gauche.

**9.1.4 PRESENTATION DE LA LME**

Colonne 1 : colonne item - Identifie l'élément (circuit, équipement, fonctions) par classification ATA 100 (numéro chapitre et numéro sous section)

délai de remise en état (applicable pour la MEL) : les indices A, B et C identifient les catégories de tolérance en fonction du délai maximum autorisé pour la remise en état :

**A** : le délai maximum de remise en état est exprimé en heures de vol et/ou en cycles avion. Il est défini dans le texte de la tolérance.

**B** : le délai maximum de remise en état est de 3 jours calendrier.

**C** : le délai maximum de remise en état est de 10 jours calendrier.

Le décompte du délai pour la catégorie A débute dès l'application de la tolérance, et pour les catégories B et C se fait à partir du lendemain à 00H00 TU du jour où la plainte a été portée au CRM.

Colonne 2 : Donne le nombre d'équipements installés dans l'avion

Colonne 3 : Donne le nombre d'équipements requis pour le départ sous tolérance, compte tenu des conditions d'application de la colonne 4.

Colonne 4 : Conditions d'application

. Donne les instructions autorisant ou interdisant les opérations avec certains items inopérants, les conditions à respecter pour une telle utilisation et les notes appropriées.

. Les conditions d'application figurent en regard des tolérances

- pour un même équipement, les conditions d'application des tolérances peuvent être différentes suivant le nombre d'équipements admis en panne et/ou la nature de la panne. Ces conditions d'application séparées par a) b) c) sont indépendantes et ne sont pas à appliquer simultanément (chaque tolérance correspond à une configuration de panne)

- conditions 1) 2) etc s'appliquent à une tolérance et sont cumulatives.

Symbologie

- Mention (\*)  
signifie que l'équipement ou les composantes d'équipement inopérants doivent être signalés par l'apposition d'une étiquette « Inop » dans le poste de pilotage.

- Mention (M)  
indique qu'une procédure de maintenance doit être appliquée avant le départ. Cette procédure doit figurer dans la documentation entretien appropriée.

- Mention (O)

EDITION 1 DE 09/95 Amdt 1 de 11/95	UTILISATION	3.09.05
---------------------------------------	-------------	---------

<b>PROTEUS</b>	<b>BEEHCRAFT 1900 D MANUEL D'EXPLOITATION</b>
----------------	---

Numéro de référence		2. Nombre installé			
1		3. Nombre nécessaire pour le départ			
Nom du système		4. Remarques et exceptions			
<b>61</b>	<b>Hélices</b>				
1	Synchrophase C	1	0	*	
2	Synchroscope C	1	0	*	

EDITION 1 DE 09/95 Amdt 1 de 11/95	UTILISATION	3.09.23
---------------------------------------	-------------	---------



TRAVAUX REPORTÉS IMMATRICULATION F- G2 PM

N°TR	N° CRM	Date	Anomalies	ATA MEL	Réponse	Traité le
13	12162	28/06/98	Frag sur ADR de pilot	34	Mri en cde fait ech ACH 71	01/07/98
14	12189	8/7/98	Pass de 3000 à 10000 l'air ext est chaud			
15	12171	9/7/98	Erreur ADR Seconde n° 3 type			
16	12198	18/7/98	Revue ADR gauche HS ADR gauche	336C	Passage au blanc - RAS	22/07/98
17			Dépende de compresseur frein		Equipement optionnel accord pour solat au 23/08/98	
18	11477	3/8/98	Retour de 1er non équipé pour montage		Pne de compresseur fin effectuée	14/01/99
19	11480	5/8/98	Déjà réglé valve droite WOP (coaks)	29-9-10	Reflexion cablage	
20	11493	15/8/98	CHRONO GAUCHE HS	31-1	Pour fonctionnement appareil	
21	11496	21/08/98	Problème de vitesse particulièrement entre 100 et 150	3-9910	Echange valve avec G.P.M. pour l'essai de l'essai	16.9.98
22	11495	26/08/98	+ Janssens G - 300 Lbs		Caractéristiques PN 115-381204 - ADR de l'essai	20/09/98
23	11495	27/08/98	CHRONO GAUCHE H.S. 100	31.1	Ref. VTR N° 032	05/10/98
24	11495	28/08/98	DR. mode ESC. et. US. a vert.		Panne non reproductible à ce jour	29/09/98
25	11482	09/09/98	Fonction collision sup. HS	33-6	E/S LAMP Baccan s.v.p	20.8.98
26	11484	10/09/98	Auto pilot gauche HS	22-1-C	croisement de APE 65H - a confirmer	16.9.98
27	11484	10/09/98	Prop Synchron HS	61.1-C	Nettoyage comecheques - Ench. au sd. RAS	16.9.98
28	11484	15/09/98	Duvalley Nouvelle Aiguille + à G		Refuges moteurs effectués	05/10/98
29	11484	15/09/98	Problème de réglage à faire en usine		Embrayage du essent effectué - Test ok	05/10/98
30	11484	15/09/98	Problème gauche HS	31.1-C	Attente appro.	25/09/98
31	11484	15/09/98	Problème gauche HS	31.1-C	Fait réflexion capteur	22/09/98
32	11484	15/09/98	Problème gauche HS	31.1-C	E/S APE B.S affecter	22/09/98
33	11484	15/09/98	Problème gauche HS		Mé. le appo.	20.9.98
34	11484	15/09/98	Problème gauche HS		E/S glace hot.evr	23/10/98
35	11484	15/09/98	Problème gauche HS	57	réglage régulateur gauche	23/10/98
36	11484	15/09/98	Problème gauche HS		E/S RIVETS A.P.G.F FOR	21/10/98
37	11484	15/09/98	Problème gauche HS		en cde	
38	11484	15/09/98	Problème gauche HS	314-C	E/S possible sur cable A141	23/11/98
39	11484	15/09/98	Problème gauche HS		E/S possible sur cable A141	23/11/98
40	11484	15/09/98	Problème gauche HS	31.1-C	Vérification circuit s.t. D. Control Regu. L&K 08/11/98	20/11/98
41	11484	15/09/98	Problème gauche HS	31-4-C	Fait OK	20/11/98
42	11484	15/09/98	Problème gauche HS		E/S carte PCB A141	20/11/98