

Bureau Enquêtes-Accidents



REPORT TRANSLATION

*on the incident on 28 September 1998
at Saint Etienne (42) to the Beechcraft 1900 D
registered F-GRPM
operated by Proteus Airlines*

F-PM980928A

FOREWORD

This report presents the technical conclusions reached by the BEA on the circumstances and causes of this incident.

In accordance with Annex 13 of the Convention on International Civil Aviation, with EC directive 94/56 and with Law N° 99-243 of 30 March 1999, the analysis is intended neither to apportion blame, nor to assess individual or collective responsibility. The sole objective is to draw lessons from this occurrence which may help to prevent future accidents or incidents.

Consequently, the use of this report for any purpose other than for the prevention of future accidents could lead to erroneous interpretations.

SPECIAL FOREWORD TO ENGLISH EDITION

This report has been translated and published by the BEA to make its reading easier for English-speaking people. As accurate as the translation may be, please refer to the original text in French.

Table of contents

FOREWORD	2
GLOSSARY	4
SYNOPSIS	5
1 - FACTUAL INFORMATION	6
1.1 Flight Crew	6
1.2 Aircraft Information	6
1.2.1 Aircraft	6
1.2.2 Engines	6
1.3 Meteorological Information	7
1.4 Tests and Research	7
1.4.1 History of the Failure	7
1.4.2 Technical Factors	8
1.4.3 Airline Operations Manual	9
2 - ANALYSIS	9
3 - CONCLUSION	10
4 - RECOMMENDATION	10
LIST OF APPENDICES	11

Glossary

DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile (General Civil Aviation Directorate)
FAR	Federal Aviation Regulations
FL	Flight Level
ft	Feet
JAR	Joint Airworthiness Regulation
kt	Knots
lb	Pound(s)
QNH	Altimeter setting to obtain aerodrome elevation when on the ground
UTC	Universal Time Coordinated

SYNOPSIS

Date of incident

Monday 28 September 1998 at
16 h 00 UTC¹

Aircraft

Raytheon Beechcraft 1900 D
registered F-GRPM

Place of incident

Marseille FIR, 40 NM west of Saint
Etienne

Owner

Kansas Beech Leasing Inc.
10511 East Central

Type of flight

Scheduled public transport flight
PRB 405 from Saint Etienne to
Bordeaux

Operator

Proteus Airlines

Persons on board

2 crew, 8 passengers.

Summary

About eleven minutes after leveling off at FL 190, with the engines set at 2 950 lb.ft torque, the crew noticed two torque surges on the right engine up to about 4 500 lb.ft, followed by a clear drop, then by stabilization at about 2 000 lb.ft. They decided to shut down the engine and return to the departure aerodrome. The return, approach and landing were performed on one engine with no further problems.

¹. All times in this report are UTC, except where otherwise specified. Two hours should be added to express local official time in metropolitan France on the day of the incident.

1 - FACTUAL INFORMATION

1.1 Flight Crew

On the day of the incident, the copilot was Pilot Flying up until the event, when the Captain took over the controls.

Captain

Male, 39 years old, employed by the company since 1982, Airline Transport Pilot's License since 1982, type rating in 1997. License valid until 31 December 1999.

Flying experience :

- total flying hours : 8 612 of which 1 000 on type,
- in the previous 90 days : 172 of which 159 on type,
- in the previous 30 days : 72 of which 69 on type

Copilot

Female, 33 years old, employed by the company since 1998, Airline Transport Pilot's License since 1991, type rating in 1998. License valid until 31 December 2000.

Flying experience :

- total flying hours : 1 130 of which 300 on type.
- in the previous 90 days : 107 all on type.
- in the previous 30 days : 37 all on type.

1.2 Aircraft Information

1.2.1 Aircraft

- Manufacturer : Raytheon Aircraft Company, USA.
- Type : Beechcraft 1900 D.
- Serial number : UE-300.
- Service entry date : 6 February 1998.
- Certificate of airworthiness : situation V, category N/TPP, issued on 5 February 1998, expiry date 3 February 2001.
- Flying hours : 1 070.
- Number of cycles : 1 304.

1.2.2 Engines

Number of engines : 2.

Manufacturer : Pratt et Whitney, Canada.

Type : PT6A-67D.

Left engine :

- Serial number : PCE-PS 0181.
- Total hours : 1 070.

Right engine :

- Serial number : PCE-PS 0180.
- Total hours : 928.
- Hours since overhaul following foreign object damage : 109.

Both engines were installed on the aircraft when it was new.

1.3 Meteorological Information

Observation by the Saint Etienne Bouthéon station at 16 h 00 :

Wind 080° / 4 kt, visibility over 10 kms, clouds 1/8 of St at 300 m, 3/8 of Cu at 1 200 m, 7/8 of Sc at 1 500 m, temperature 16 °C, QNH 1009 hPa.

Estimated conditions at the place of the incident : sky very cloudy to overcast with 1 to 2/8 of Stratus towards 1 000 ft, 3 to 4/8 of cumulus towards 3 600 ft, 5 to 6/8 of stratocumulus towards 4 700 ft, then doubtless 5 to 6/8 of altocumulus, taking into account the air mass. Humidification at lower levels at the end of the day with frequent rainy periods. Visibility very variable, from good to very good to mediocre in the rain. Weak ground wind turning to north-east, 5 to 8 kt. Wind at altitude from west-north-west : at 500 m 8 to 12 kt, at 1 000 m 15 to 25 kt.

1.4 Tests and Research

1.4.1 History of the Failure

Following a bird strike, the right engine was removed, checked and reinstalled on the aircraft on 7 September 1998. Following this procedure, a ground run revealed no anomalies. On 8 September 1998, a 40-minute check flight was performed on the Lyon Satolas-Saint Etienne route, which generated no particular remarks on the part of the crew.

On 10 September 1998, after 12 hours and 42 minutes of flight performed on 14 legs, a problem with the propeller synchrophaser was noted in the Technical Log. On 16 September, during the 5D and 5C checks performed on the aircraft, the connections were cleaned, and a satisfactory ground test was carried out.

N.B. The format of these checks does not include any operations on the propellor synchrophaser and the autofeather system.

A failure in this system recurred on September 17. The subsequent trouble-shooting did not solve the problem. The propeller synchrophaser, which is

included in category C in the Minimum Equipment List, was declared inoperative and noted down in the Deferred Work List (cf. § 1.4.3).

The work carried out following the 28 September 1998 incident allowed us to :

- establish that the right engine autofeather was not working.
- reproduce the failure during propeller synchrophaser² operation.
- establish that the electric plug for the propeller synchrophaser, positioned on the propeller governor, had been inverted with the plug for the autofeather solenoid positioned on the overspeed regulator.

Note : the report on the ground run carried out on 7 September 1998 includes some parameters associated with autofeather and propeller synchrophaser tests. In the report on the check flight performed on 8 September 1998, the check box concerning the result of the autofeather test has not been filled in. Between the 7 and the 28 September 1998, no comments at all on the operation of the autofeather system were made in the Technical Log.

1.4.2 Technical Factors

This inversion of the plugs does in fact lead to the phenomena noted. Firstly, it makes propeller autofeather impossible, and secondly it modifies the operating performance of the propeller synchrophaser, causing apparently random failures.

The investigation showed that the inversion of the two plugs was possible. Both connectors are in fact identical and belong to the same wiring bundle. This is also the case on the Beechcraft 1900 C. According to how the bundle is tied, a sufficient length of cable can be freed to allow inversion in the connection. This assembly error was probably committed during operations on the engine on 7 September 1998.

FAR and JAR 23 certification regulations do not, for this type of equipment, include any obligation in design or distinctive marking which would minimize the possibility of mis-assembly. The Beechcraft 1900 D maintenance manual gives information, in the sections on "propeller autofeathering" and "propeller synchrophaser", on troubleshooting the causes of failures, describes probable malfunctions and action to be taken to remedy these. It gives details of operations to be performed and the precautions to be taken, but does not explicitly mention the possibility of such an inversion.

Note : During the investigation, it was noted that this risk of inversion of the cables was known outside of the airline by some technicians who work on this type of equipment. These technicians stated that they passed on this knowledge when they were called upon to train colleagues. It appears, however, that the manufacturer of the aircraft was not aware of it. In any event, Raytheon never warned operators of this danger, either in the maintenance manual (see below) or in a technical service note.

² The crew indicated that they did not operate the propeller synchrophaser before the event.

1.4.3 Airline Operations Manual

Proteus Airlines' Operations Manual, section 9, specifies the implementation procedures for limitations and their presentation in the minimum equipment list. The propeller synchrophaser³ is presented as a category C item with a notation (*) indicating that the time limit for repair is 10 calendar days, starting on the day after notification of the problem at zero hours. The (*) notation indicates that the inoperative equipment must be flagged by positioning an "Inop" placard in the cockpit.

The same document specifies, in section 6 on normal procedures, a test of the autofeather system at the holding position before each flight. A new procedure being introduced (which came into force on 22 March 1999) had already been mentioned during type rating. The document had not yet been published at the time of the incident. This procedure, which corresponds to that recommended by the manufacturer, specifies that the autofeather test may be omitted by the pilot after the first flight of the day.

None of the members of the incident flight crew had used the aircraft between the 7th and the 28th September 1998.

2 - ANALYSIS

We saw in paragraph 1.4.2 that the design of the aircraft allowed the two plugs to be inverted during a maintenance operation. This is clearly what happened during the reassembly of the engine on 7 September 1998. The error was not identified during the checks which preceded the aircraft's entry into service.

Two malfunctions could have brought it to light subsequently, these being the non-functioning of the autofeather system and the propeller synchrophaser failures.

No problems related to the autofeather system were reported. However, even though it is likely that the annunciators associated with the entry into service of this system were not affected, the test, which should be performed at the holding position under normal company procedures, should have established an anomaly on every flight or, following the new procedure, on the first flight of each day. It is therefore highly likely that this test was not performed systematically at that time, contrary to procedures set out in the Operations Manual.

A functional anomaly in the propeller synchrophaser was noted twice in the Technical log, on the 10th and 17th of September 1998. This anomaly had still not been corrected on the day of the event, that is to say 12 days after its listing on the deferred work list, even though the time limit for repair of this item is ten days.

³. In the Proteus FCOM, the propeller synchrophaser is called, in French, the "synchronisateur" in section 11 on system description, "synchrophase" in the MEL, doubtless as a result of transfer from the English term "synchrophaser" and "prop synchro" in the Technical log. Similarly the French term "mise en drapeau automatique" also appears as "autofeather".

Thus, the incident occurred after failures at four levels of verification :

- checks during reassembly of the engine,
- the ground run,
- the check flight,
- airline operations.

3 - CONCLUSION

The incident resulted from errors in maintenance, made possible by the design of the system, and the failure by the airline to apply checking and operational procedures strictly.

4 - RECOMMENDATION

In March 1999, the airline indicated that it had taken the necessary steps to correct internal procedures. In this context, the BEA will not make any recommendation to reinforce strict application of checks and operations within Proteus Airlines.

The inversion of the plugs, which is the cause of this incident, would have prevented autofeathering if it had been necessary. Consequently, the BEA recommends :

- **that the DGAC inform French operators of the Beechcraft 1900 C and D of the risk of inversion of the propeller synchrophaser and the autofeather solenoid plugs during maintenance operations, and request that the FAA, as primary certicator of the aircraft, ensure that a study of a modification be undertaken to guarantee that this error can no longer occur.**

List of Appendices

APPENDIX 1

Ground run report

APPENDIX 2

Check flight report

APPENDIX 3

Operations Manual procedures

APPENDIX 4

Deferred work list

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 GAUCHE	VALEURS OBSERVEES DROIT	TOLERANCES	OBSERVATIONS	
DEMARRAGE	ITT	1000°C	710	760	5 sec. maxi		
RALENTI BAS	NG	67 à 68 %	61.7	67.5	+/- 1 %		
RALENTI HAUT	NG	70 à 72 %	72.3	77.0			
SURVITESSE	NF	1535 à 1595	1550	1570	G:	Vérifier le P.P.P. à 1700 RPM	
DRAPEAU AUTO	COUPLE	HP 615/775 BP 185/375 104 %	800/500%	750/150%	D:		
REGLAGE MAX NI AUTO ALLUMAGE	COUPLE		800 %	750 %	95% butée	partiel	
SEPARATEUR	COUPLE/ITT	MAIN STBY	ok	ok		Outil spécial	
CALAGE HELICE SYNCHRO HELICE	COUPLE	Voir courbe	700/1170 ok	700/1170 ok	+/-50 lbs.ft	Δ +/- 20 lbs.ft à NI=1500 RPM	
PERFORMANCES	PARAMETRES	ITT	NI	NF	FFW	TEMPERATURE	OBSERVATIONS
Ajouter 4°C à OAT pour entret dans les courbes	THEORIQUE	720	100.5	1700	710	90 à 135 PSI	0 à 99 °C
Butée partielle gén. + BLEED OFF	GAUCHE	710	97.5	1180	69.5	115	70
REVERSE 1 mn maxi	DROIT	710	97	1180	700	110	70
	GAUCHE					TEMPS ARRET TURB 30s	BLEEDS AIR
	DROIT						G
	THEORIQUE		86/88 %				VISA DE CONTROLE
	GAUCHE	60.5	86.5	1160			
	DROIT	60.0	86	1150			

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

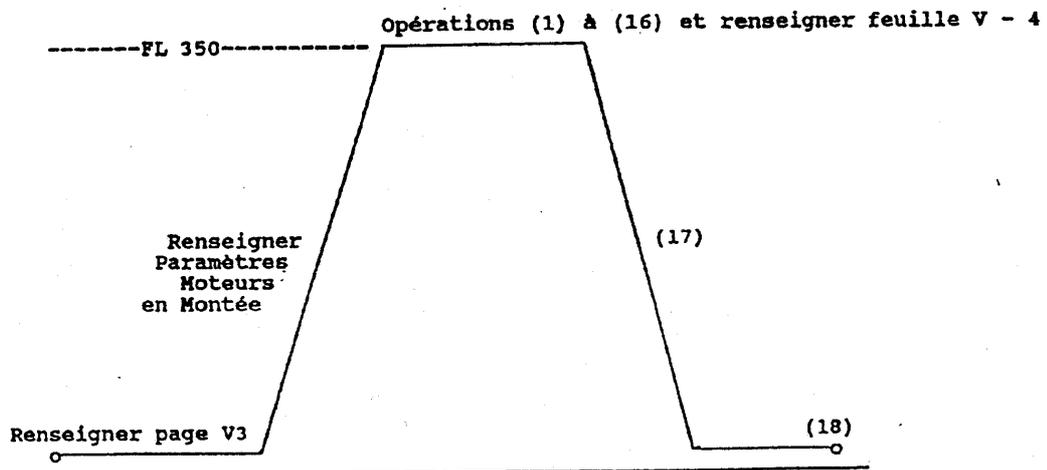
Section : -V-
Page : 12

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

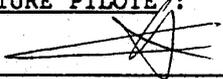


Edit/Amdt. : 2/0
Date : 07/96

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

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 RECOMMANDÉ 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	Gauche
			Droit
Temps seconde			
Remise en route avec auto allumage :		AUTO IGN	
Altitude :		N1	
O A T :		I T T	
		Rudder Boost	
		Gauche	Droit

VOL 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

**PROTEUS
AIRLINES**

**BEECHCRAFT 1900 D
MANUEL D'ENTRETIEN**

POINT FIXE BEECHCRAFT MODELES 1900 D

REMARQUES		REMARQUES
<p>RAS</p>	<ul style="list-style-type: none"> - Dégivrage moteurs : - Détection feu : <ul style="list-style-type: none"> • essais. - Stall warning. <hr/> <ul style="list-style-type: none"> - Relever performances moteur, selon pages suivantes : 	<p>RAS</p>
<ul style="list-style-type: none"> - Trim électrique : <ul style="list-style-type: none"> • essai sur un seul bouton puis sur les deux. • essai priorité pilote sur copilote. - Trim tab manuel : <ul style="list-style-type: none"> • essais de sens et de débattement. - Friction des manettes : <ul style="list-style-type: none"> • essai. - Pression d'air : <ul style="list-style-type: none"> • les deux bleed sur INSTR & ENVIR OFF. a) pression normale : zéro. b) indications BL AIR FAIL allumées. • bleed air sur OPEN : <ul style="list-style-type: none"> a) pression dans le vert. b) dépression dans le vert. c) BL FAIL éteints. 		

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

Section : - V -
Page : 11

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^{er} 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^{ER} 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)

PROTEUS	BEEHCRAFT 1900 D MANUEL D'EXPLOITATION
----------------	---

Numéro de référence		2. Nombre installé			
1		3. Nombre nécessaire pour le départ			
Nom du système		4. Remarques et exceptions			
61	Hélices				
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- G 2 PM

NTR	N° CRM	Date	Anomalies	ATA MEL	Réponse	Traité le
13	12162	28/06/98	Fug sur ATR, pilot rest alt. élève	34	Mari en cde fait ech ACFI 7.1	21/07/98
14	12189	8/7/98	Pas de signal quand l'air est sort Cloud			
15	12191	9/7/98	Erreur ATR, Seams n 3 hpa			
16	12198	18/7/98	Recherche de gauche HS Air-pulse	33.6 C	Passeage au banc - RAS	22/07/98
17		29/07/98	Dépanche de compresseur Frecon		Equipement aptienet, accord pour report au 23/08/98	
		comarc	Retour de FC non équipé, nouveau montage		Pose du compresseur pion officier	14/10/98
18	11491	3/8/98	Dépannage véhicule électrique WOP (code C)	29.9.10		
19	11498	5/8/98	CHEONO GAUCHE HS	31.1	Reflexion cablage	04.08.98
20	11493	15/9/98	Problème de vitesse, problème de V.P.	31.1	Pose de jonctionnement	14.8.98
21	11496	21/08/98	+ Janssens G - 300 Lbs	3.99.10	Echange huile avec G.P.M. pour huile de droite	16.9.98
22	11495	26/08/98	CHRONO GAUCHE H.S. 10	31.1	Carreé tangents PA 115-323204 - 190 a de l'éc. DR	20/09/98
23	11495	27/08/98	DI. mode NESC. et. US. a vert.		Ref. VTR 11032	05/10/98
24	11495	28.06.98	Fav Anti-collision sup. HS	33-6	Panne non reproductible à ce jour	29/09/98
25	11482	09.09.98	Auto pilot gauche HS	22.1.C	E/S LAMP Beccon sup	28.8.98
26	11484	10.09.98	Prop Synchro HS	61.1.C	croisement de APG 65H - a confirmer	16.9.98
27	11481	14.09.98	Décalage Nouvelle Apanelle + à G		Nettoyage commutateur - Enchâssé en sd. RAS	16.9.98
28	11482	15.09.98	Problème de réglage à faire en maintenance		Reglages moteurs effectués	05/10/98
29	11483	15.09.98	Autre gauche HS	31.1.C	Efficacité du essent. effectuée - Test ok	05/10/98
30	11484	15.09.98	Prop Synch. inop.		Attente appro	25/10/98
31	11486	15.09.98	AP/R inop.	61.1.C	Fait réglage capteur	28/09/98
32	11488	01.10.98	monte. gele HS	22.1.C	E/S APG 65 effectuée	23.09.98
33	11487	12.6.98	CVR renvoi casse		Méte appro.	29.10.98
34	11492	20.10.98	hélice gauche - 2014/98	57	E/S glace test CVR	23/10/98
35	11493	20.10.98	Fourniture trappes hydraulique		réglage régulateur gauche	23/10/98
36	16711	20/10/99	diodes (diodes) NA dunt		E/S RIVETS APGF FOL	21/10/98
37	16717	30/01/98	Voyat pnté (G-se + Ann Power Source		en cde	23/11/98
38	16718	02.11.98	logant Ann Power Source allumé	31.4.C	E/S possible sur cable A141	23/11/98
39	16720	02.11.98	GENE de r. élit. pas (S 157)		E/S possible sur câble A141	23/11/98
40	16745	07.11.98	Thermic - Chrono dratic 110P	31.1.C	Vérif. ensemble circuit de D. Control. Regu. DR. TRK 08/11/98	20/11/98
41	11070	29.11.98	ANN Power Source allumé en v.l.	31.4.C	Fait OM	26/01/98