



*Accident
survenu le 19 septembre 1993
à Troyes-Barberey (10)
au Fairchild SA227 METRO III
immatriculé F-GILN
exploité par Airlec*

RAPPORT

f-In930919

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 technique n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de l'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
SYNOPSIS	5
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	6
1.1 Déroulement du vol	6
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
1.6.1 Entretien de l'aéronef	9
1.6.2 Masse et centrage	9
1.6.3 Système de contrôle de température	10
1.7 Conditions météorologiques	12
1.8 Aides à la navigation	12
1.9 Télécommunications	12
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	12
1.11 Enregistreurs de bord	13
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	14
1.12.1 Trajectoire au décollage	14
1.12.2 Épave	15
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	15
1.14 Incendie	15
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	15
1.16 Essais et recherches	16
1.16.1 Examen des deux hélices	16
1.16.2 Examen des moteurs	16

1.16.2.1 Premier examen _____	17
1.16.2.2 Poursuite de l'expertise _____	18
1.16.2.2.1. Expertise métallurgique _____	18
1.16.2.2.2 Examen du système de contrôle de température _____	18
1.16.3 Expertise des freins _____	18
1.16.4 Performances au décollage _____	19
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion _____	20
2 - ANALYSE _____	20
2.1 Surchauffe _____	20
2.2 Freinage _____	21
2.3 Contexte _____	21
2.3.1 Préparation du vol _____	21
2.3.2 Expérience de l'équipage _____	21
3 - CONCLUSIONS _____	22
3.1 Faits établis par l'enquête _____	22
3.2 Causes probables _____	22
LISTE DES ANNEXES _____	23

SYNOPSIS

Date de l'accident

Le dimanche 19 septembre 1993
à 11 h 40¹

Aéronef

Fairchild SA227 METRO III
immatriculé F-GILN

Lieu de l'accident

Aérodrome de Troyes-Barberey
(10-Aube)

Propriétaire

B.N.P. Bail

Nature du vol

Transport à la demande de
passagers de Troyes à Biggin Hill
(Angleterre)

Exploitant

Compagnie AIRLEC ,
Bordeaux-Mérignac

Personnes à bord

2 membres d'équipage,
17 passagers

Résumé

L'avion de la compagnie AIRLEC affrété par une compagnie d'assurance embarque dix-sept ressortissants britanniques sur l'aérodrome de Troyes-Barberey à destination de l'aérodrome anglais de Biggin Hill.

Durant l'accélération, une panne du moteur droit intervient vers 100 kt. L'équipage décide d'interrompre le décollage. L'avion dépasse le bout de piste, traverse l'antenne du radiophare d'alignement de piste situé dans le prolongement, brise la barrière frangible qui limite le terrain, traverse un chemin périphérique et termine sa course dans un champ labouré.

Conséquences

	Personnes			Matériel	Tiers
	Tué(s)	Blessé(s)	Indemne(s)		
Equipage	-	-	2	Très endommagé	Néant
Passagers	-	-	17		

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 légale en vigueur en France métropolitaine le jour de l'événement.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroutement du vol

Le SA 227 Metro III immatriculé F-GILN est affrété par une compagnie d'assurance à son exploitant, la compagnie AIRLEC basée à Bordeaux-Mérignac. Il s'agit de ramener en Grande-Bretagne un groupe de dix-sept Britanniques qui avaient été victimes d'un accident de la route. L'avion effectue le vol de Bordeaux à Troyes-Barberey le 19 septembre 1993, il se pose à Troyes à 10 h 40.

L'équipage ne passe pas à la station météorologique située sur le terrain. Il estime que le vent est du 160° pour 4 kt et la température de 16 °C. Les passagers arrivent par petits groupes, les bagages en soute ne sont pas pesés mais leur poids est estimé. Le commandant de bord s'occupe lui-même de l'embarquement des passagers. Avec les données estimées, l'équipage calcule que l'avion est à la masse maximale au décollage, soit 14 500 lbs, que $V_1=V_r=107$ kt et que le torque à appliquer est 93%. La mise en route est effectuée à l'aide d'un groupe de parc.

Deux autres avions sont dans le circuit d'aérodrome et utilisent la piste 36. D'après le vent observé à la manche à air, l'équipage décide de décoller en piste 18. A 11 h 40, l'avion s'aligne donc au seuil de piste 18. La mise en puissance et l'accélération initiale semblent normales.

Selon les dires de l'équipage, aux alentours de 100 kt, alors que l'avion a déjà parcouru environ 1 100 m, une baisse de puissance de 93% à 40% et une élévation importante de la température du moteur droit sont constatées par le copilote. Au même moment, le commandant de bord, aux commandes, ressent une franche embardée à droite, qu'il contre rapidement aux palonniers.

L'avion n'ayant pas atteint V_1 , le commandant de bord décide d'interrompre le décollage. Il freine et réduit les moteurs. Le moteur gauche est passé en inversion à une vitesse d'environ 80 kt. L'avion embarque alors à gauche de telle façon qu'il vient froter le bord de piste. Le commandant de bord le recentre sur l'axe. Il constate le peu d'efficacité de l'inverseur et ressent même une légère accélération. Il décide alors d'arrêter le moteur droit, ce qu'effectue le copilote. Voyant arriver la fin de piste, l'équipage décide de couper le moteur gauche également.

En quittant la piste, l'avion effectue un saut d'une longueur d'environ un mètre à cause du léger décrochement entre la piste goudronnée et l'herbe. Il roule 150 m sur l'herbe avant de rencontrer la partie droite de l'antenne du radiophare d'alignement de piste sur laquelle le commandant de bord a orienté l'avion afin d'éviter l'abri technique du radiophare.

L'extrémité de l'aile gauche heurte cependant l'abri technique. L'avion franchit la barrière frangible qui clôture l'aérodrome, le chemin périphérique de l'aérodrome et ses deux fossés. Le train se replie vers l'arrière au passage de ces fossés. L'avion s'immobilise finalement dans un champ labouré.

1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	-	-	-
Graves	-	-	-
Légères/Aucune	2	17	-

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est fortement endommagé (80%).

1.4 Autres dommages

L'avion a détruit la partie droite de l'antenne du radiophare d'alignement de piste et une partie de la barrière frangible qui entoure l'aérodrome.

1.5 Renseignements sur le personnel

Conformément à la réglementation en vigueur, l'avion ne comportant que 19 sièges, le vol ne nécessitait pas la présence d'un membre d'équipage de cabine.

Commandant de bord

Homme, 30 ans.

- Brevet de pilote professionnel PP 1205089 délivré le 1^{er} février 1989, licence correspondante validée jusqu'au 28 février 1994.
- Certificat de type SA227 par test le 8 septembre 1993.
- Employé chez AIRLEC depuis février 1990, d'abord en contrat à temps complet jusqu'en mai 1992, puis en contrat à temps partiel, à partir du 29 mars 1993.
- Expérience :

Heures de vol	Total	SA226/SA227	SA227
Totales	2 400	200	4,40
90 derniers jours	105	100	4,40
30 derniers jours	35	30	4,40
24 dernières heures	1,40	1,40	1,40

Copilote

Homme, 26 ans.

- Brevet de pilote professionnel PP 14454 délivré le 25 novembre 1991, licence correspondante validée jusqu'au 31 octobre 1993.
- Certificat de type SA227 par test le 7 septembre 1993.
- Pilote à la demande inscrit sur la liste de flotte AIRLEC.

- Expérience :

Heures de vol	Total	SA226/SA227	SA227
Totales	640	220	7,55
90 derniers jours	120	120	7,55
30 derniers jours	30	30	7,55
24 dernières heures	1.40	1,40	1,40

Vols précédents

Dans la même journée, l'équipage avait effectué le vol de mise en place depuis Bordeaux. Les deux pilotes pratiquaient le terrain de Troyes-Barbère pour la première fois.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Le SA227 METRO III est un biturbopropulseur pressurisé de transport public de passagers d'une capacité de 19 places. Sa masse maximale au décollage est de 14 500 lbs (6 577 kg).

Cellule

- Constructeur : Swearingen FAIRCHILD
- Type : SA227AC
- Numéro de série : 458
- Certificat de navigabilité : 111164 du 3 décembre 1990 validé jusqu'au 26 mai 1994.
- Heures de vol totales : 13 436.

Cet avion est équipé de deux turbopropulseurs à turbine liée de type Garrett TPE331-11U-611G, composés de deux compresseurs centrifuges en série entraînés en rotation par trois étages de turbines axiales. Les compresseurs alimentent une chambre de combustion annulaire à flux inversé. Les turbines entraînent également l'hélice à travers un réducteur à deux étages planétaires. Les hélices sont de type Dowty Roto Limited R321/4-82-F/8 quatre pales, vitesse constante, avec drapeau et pas réversible.

Turbopropulseur droit

- Numéro de série : 44615.
- Heures de fonctionnement total : 3 174.

Le moteur droit avait été loué par Allied Signal-Raunheim le 6 février 1993 et installé le 25 mai 1993 sur le F-GILN. Il n'appartenait donc pas à AIRLEC.

Turbopropulseur gauche

- Numéro de série : 44057.
- Heures de fonctionnement total : 10 518.
- Heures depuis dernière révision générale : 3 356.

1.6.1 Entretien de l'aéronef

L'entretien DU F-GILN était effectué par AIRLEC à Bordeaux selon la réglementation en vigueur. La dernière visite de type 100 h avait eu lieu le 13 septembre 1993, soit six jours avant l'accident, suivant le manuel d'entretien AIRLEC.

1.6.2 Masse et centrage

Le devis de masse établi par les pilotes était le suivant :

- Masse de base : 9 506 lbs
- Carburant : 1 900 lbs
- Passagers : 17x165 = 2 805 lbs (forfaitaires)
- Bagages : 389 lbs (forfaitaires)
- Roulage : 100 lbs

Ces données correspondent à une masse au décollage de 14 500 lbs, soit exactement la masse maximale au décollage, et à un centrage à l'intérieur des limites fixées par le constructeur.

Devis de masse réel

- *Masse de base* : La masse de base de 9 506 lbs utilisée par les pilotes a été calculée à partir d'une pesée du 31 octobre 1990 qui donnait une masse à vide de 4 152 kg soit 9 153 lbs. En ajoutant l'équipage et la documentation de bord (353 lbs), on obtient bien 9 506 lbs. Une pesée plus récente (28 avril 1992) donnait une masse à vide de 4 254 kg, soit une masse de base de 9 731 lbs.
- *Bagages* : Les bagages en soute et bagages à main ont été pesés après l'accident par la gendarmerie. Au total, il y avait 771 lbs de bagages. Lors de la préparation du vol, l'équipage ne s'est pas servi de la balance installée à cet effet par la Chambre de Commerce et d'Industrie. Il semble que l'équipage n'a

pas fait cette demande afin de ne pas retarder le départ, parce que les passagers sont arrivés par petits groupes et au dernier moment.

- *Passagers* : A la suite de l'accident, une recherche effectuée directement auprès des passagers a montré qu'ils pesaient en fait 2 856 lbs.

Ces éléments nous donnent le calcul de masse suivant :

- Masse de base : 9 731 lbs
- Carburant au décollage : 1 800 lbs
- Passagers sans les bagages à main : 2 856 lbs
- Total des bagages : 771 lbs
- Masse au décollage réelle : 15 158 lbs

Ces données correspondent à un avion en limite de centrage arrière et à une masse au décollage dépassant de 658 lbs la masse maximale autorisée.

1.6.3 Système de contrôle de température

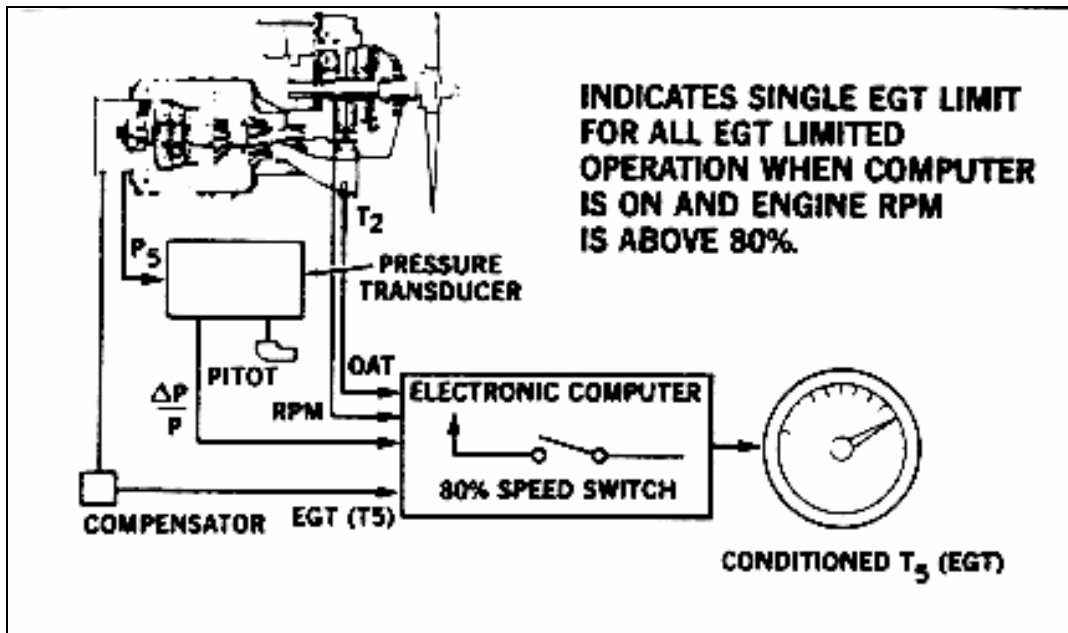
Le SA227 est équipé d'un système de contrôle et limitation de la température dit SRL (Single Red Line) destiné à éviter les endommagements des moteurs par surchauffe. Ce système facilite le travail de l'équipage par la régulation automatique du débit de carburant.

En effet, l'EGT (Exhaust Gas Temperature) est affecté par les conditions ambiantes :

- Pression
- IAS (Indicated Air Speed)
- OAT (Outside Air Temperature)

Le système SRL permet de travailler avec la seule EGT maximale de 650 °C au lieu de la calculer à nouveau à l'aide de graphes quand les conditions extérieures changent, d'où le terme de Single Red Line. Son calculateur reçoit l'OAT d'une sonde extérieure et un signal du tube Pitot qui représente l'altitude pression et l'IAS. Il prend en considération les effets de ces paramètres sur l'EGT et présente sur les indicateurs une EGT calculée.

Le SRL du TPE331 est utilisé dès que le moteur dépasse 80 % de RPM.



Les composants du système SRL sont les suivants :

- *EGT harness*, harnais comportant huit sondes de température qui envoie un signal de température moyenne au calculateur.
- *EGT compensator*, qui permet de produire une température identique pour chaque moteur lorsque la puissance est la même. En effet, chaque moteur est unique et il apparaît de légères différences dans l'EGT vraie entre les deux moteurs, ce qui n'est pas acceptable pour la conduite des moteurs par les pilotes.
- *Delta P/P transducer*, qui transmet l'IAS et les conditions d'altitude pression et envoie au calculateur un signal reflétant la densité de l'air.
- *T2 sensor*, qui indique la température extérieure.
- *Propellor governor*, qui envoie au calculateur le signal de RPM qui lui permet d'ajuster l'EGT de telle façon que la limite EGT maximale ne soit pas dépendante de la vitesse de croisière entre 96 % et 100 % de RPM.
- *Computer*, qui calcule l'EGT et l'envoie à l'indicateur.
- *Aircraft indicator*, qui présente à l'équipage l'EGT calculée.

En cas de panne du limiteur de température, l'équipage doit gérer la puissance des moteurs avec prudence, et en particulier ne pas avancer les manettes de puissance rapidement au delà de 50 % de leur course.

1.7 Conditions météorologiques

La situation générale était une limite de zone anticyclonique.

La station météorologique de l'aérodrome de Troyes, ouverte le jour de l'accident, indique qu'à l'heure du décollage, la température était de 19 °C et le vent du 90° pour 4 kt. L'équipage qui n'est pas passé à cette station ne disposait pas de ces informations. Il a estimé :

- un vent du 160° pour 4 à 5 kt.
- une température de 16 °C.

Tous les calculs de préparation du vol ont été effectués par l'équipage avec ces conditions estimées.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Toutes les communications se sont faites en auto information. L'enregistrement de ces communications montre que l'équipage du F-GILN a effectué les annonces nécessaires.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Troyes-Barberey est un aérodrome contrôlé à certaines heures, ouvert à la circulation aérienne publique. (voir carte en Annexe 1). Il est indiqué sur les documents aéronautiques que les services du contrôle, d'information et d'alerte ne sont pas rendus de 12 h 00 à 14 h 00 locales, l'organisme de contrôle étant fermé.

Les services de la circulation aérienne n'étaient donc pas rendus au moment du décollage du F-GILN. Par contre, la station météo était ouverte, ainsi que la Chambre de Commerce et d'Industrie.

La piste est goudronnée, longue de 1 640 m et large de 30. Elle est orientée nord-sud et forme un dos d'âne. La pente globale de cette piste est de 0,5 % descendante pour un décollage en piste 18. Le radiophare d'alignement de piste se trouve en bout de piste 18 à 150 m du bout de piste, sur une dalle de béton.

1.11 Enregistreurs de bord

Deux enregistreurs étaient à bord et ont été déclarés disponibles par les pilotes:

- Enregistreur phonique (CVR) FAIRCHILD A100
- Enregistreur de paramètres (FDR) FAIRCHILD 7564

Ils ont été trouvés en bon état extérieur dans la queue de l'avion.

Étude du CVR

A l'écoute du CVR, on entend uniquement le "bruit" caractéristique d'un effacement de bande. Une expertise de cet enregistreur en laboratoire a montré qu'il était en parfait état de marche au moment de l'accident. L'absence d'enregistrement peut correspondre soit à un effacement provoqué, soit à un défaut d'alimentation électrique qui n'a pu être reproduit au laboratoire.

Étude du FDR

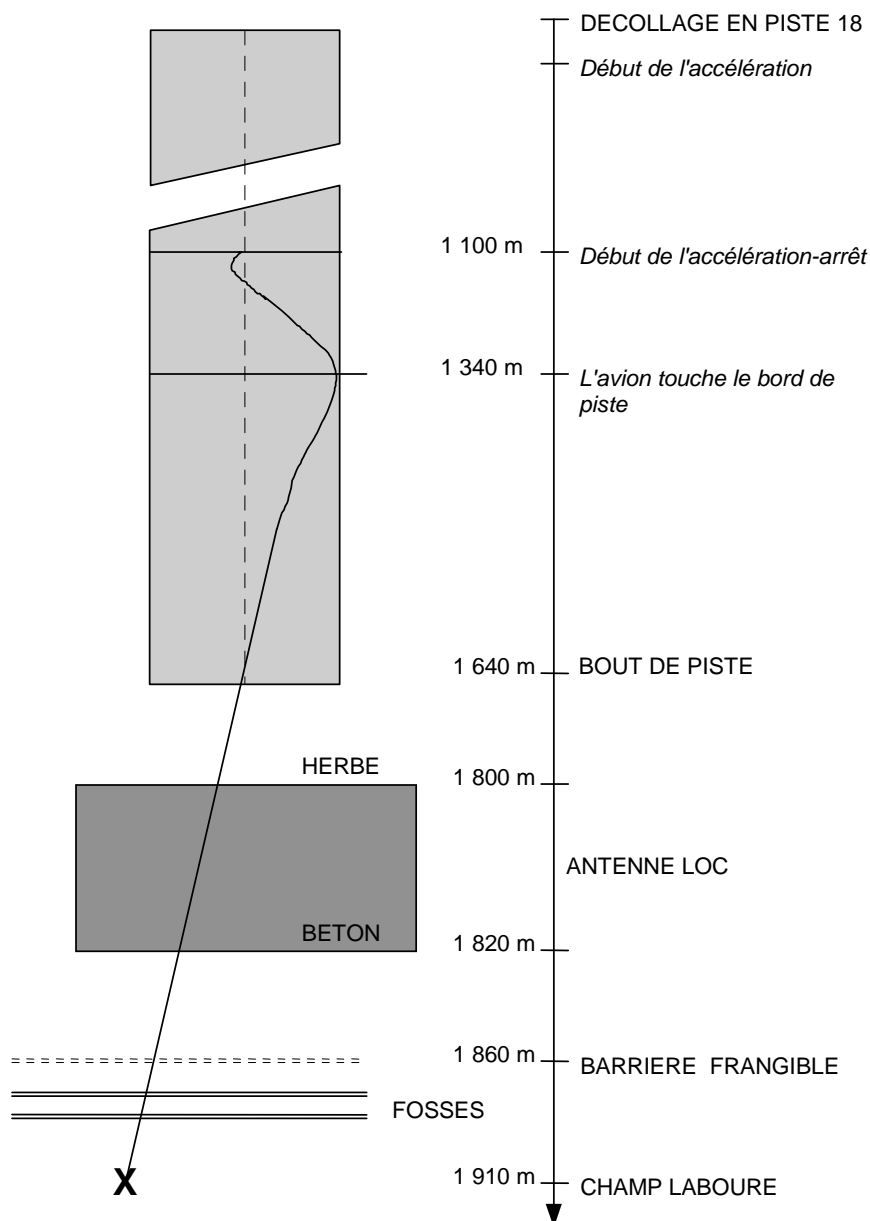
Le FDR de type métallique a été ouvert et étudié au Centre d'Essais en Vol de Brétigny. L'étude a montré que la bande métallique avait patiné en plusieurs endroits, qu'il y a eu des sauts et des coupures brutales. Ce FDR n'est pas exploitable. De même que le CVR, le FDR a été expertisé en laboratoire et s'est révélé lui aussi en parfait état de marche. Une explication possible est que la bande métallique aurait été mal placée par la maintenance de la compagnie.

En bref, ni le CVR, ni le FDR n'ont pu fournir de données exploitables.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Trajectoire au décollage

L'examen des traces laissées par l'appareil lors de sa course, les témoignages des passagers, de l'équipage et de personnes se trouvant sur l'aérodrome permettent de reconstituer la trajectoire représentée sur le schéma ci-dessous.



L'avion avait parcouru 1 100 m environ et avait atteint 100 kt lorsqu'une embardée à droite s'est produite, rapidement contrée par l'équipage. L'accélération arrêt a été décidée au même moment.

Après la panne moteur, les traces visibles sur la piste montrent que l'avion a embarqué à gauche s'est produite jusqu'à frôler le bord gauche à 1 340 m du seuil. L'avion est ensuite revenu sur l'axe.

Il quitté la piste pratiquement dans l'axe. Il a effectué un saut d'un mètre de longueur environ à cause du léger décrochement entre la piste goudronnée et l'herbe. Il a roulé 150 m sur l'herbe avant de rencontrer la partie droite de l'antenne du radiophare d'alignement de piste.

L'extrémité d'aile gauche a heurté l'abri technique de ce radiophare. L'avion a franchi la barrière frangible qui clôture l'aérodrome ainsi que le chemin périphérique et ses deux fossés. Le train s'est replié vers l'arrière au passage de ces fossés. L'avion s'est immobilisé finalement dans un champ.

1.12.2 Épave

L'avion repose sur le ventre sur un sol meuble labouré. Les trois trains se sont effacés. Les poteaux métalliques de l'antenne du radiophare d'alignement de piste ont causé des dégâts aux deux ailes qui sont entaillées jusqu'au longeron avant en quatre endroits. (voir photographies en annexe 3)

Le saumon d'aile gauche a été arraché par l'abri de l'antenne du radiophare d'alignement de piste. Les réservoirs sont percés, le carburant s'est écoulé sur le sol.

Le nez de l'avion et le fuselage sont enfoncés et endommagés en plusieurs endroits.

Les hélices sont à moitié enfouies dans la terre, un bout de pale de l'hélice gauche est sectionné. L'hélice droite est apparemment peu endommagée.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré après l'accident.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

L'évacuation de l'appareil est effectuée très rapidement. Lorsque le véhicule incendie de l'aéroport est intervenu, deux à trois minutes après l'accident, les passagers étaient tous à plus de cinquante mètres de l'épave.

Le copilote a organisé l'évacuation de l'avion. La porte principale étant bloquée par l'hélice gauche, les passagers sont sortis par les issues de secours.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Examen des deux hélices

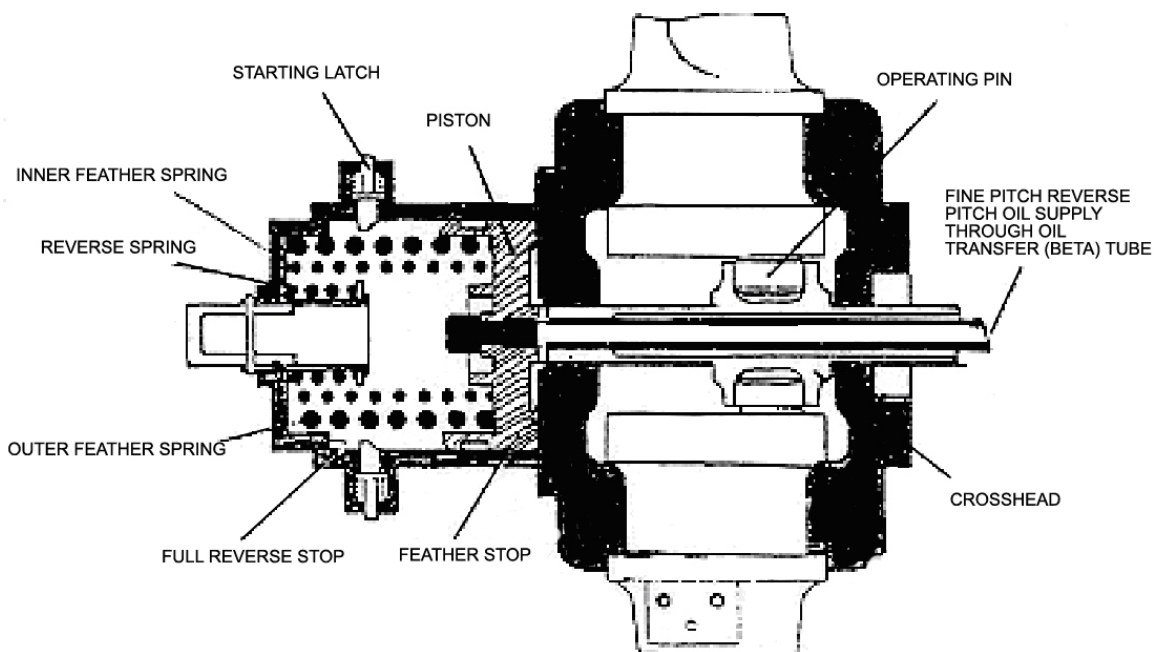
1.16.1.1 Hélice droite

Les quatre pales de l'hélice droite sont en drapeau. Deux pales sont fléchies vers l'arrière à la suite du contact avec le sol après l'affaissement du train principal, les deux autres ne présentent ni déformation, ni trace d'impact. Ces déformations sont caractéristiques d'une hélice non entraînée lors de l'impact. Le piston est enfoncé à fond en arrière, ce qui correspond à la position drapeau.

1.16.1.2 Hélice gauche

Les quatre pales de l'hélice gauche sont fléchies à partir de 350 mm du moyeu. Le mécanisme interne étant brisé, elles sont libres en rotation. L'impact a détruit la couronne du collecteur et les connexions d'alimentation électrique du système anti-givrage. L'extrémité d'une pale a été arrachée.

Au démontage, on constate que le piston est bloqué par les deux verrous ("starting latches" sur le schéma ci-dessous) enclenchés dans la gorge, et est ainsi verrouillé en position "reverse". Cette configuration est confirmée par différentes marques laissées dans la gorge lorsque le piston a été brutalement repoussé en arrière à l'impact.



1.16.2 Examen des moteurs

1.16.2.1 Premier examen

(cf. photographies en annexe 3)

1.16.2.1.1 Moteur droit

Le démontage des parties chaudes du moteur droit montre que les étages des turbines ont été soumis à une importante surchauffe. Le dernier étage de turbine (troisième) ne présente que quelques traces de brûlures au niveau des bords d'attaque. Le deuxième étage est plus endommagé, les aubes sont brûlées et fissurées. Le premier étage est très endommagé par la surchauffe, les aubes sont presque entièrement détruites.

Seul le redresseur du deuxième étage est également fortement brûlé, celui du troisième étage présente quelques traces de décollement du revêtement dues à la chaleur.

Au niveau des deux premiers étages, on trouve des filaments noirs de carburant imbrûlé, également présents dans la chambre de combustion. Il n'y pas de traces de chocs mais uniquement des signes de brûlures.

Le compresseur n'est pratiquement pas endommagé.

1.16.2.2.2 Moteur gauche

Le moteur gauche présente des traces de surchauffe encore plus importantes que le moteur droit.

Extérieurement, aucun dommage n'est visible. La rotation du mobile est impossible, certainement à cause des chocs de l'accident. En démontant la tuyère, on remarque que le troisième étage de turbine est brûlé en bout d'aubes.

Après démontage, on constate que le filtre à huile contient quelques particules, le bouchon magnétique est propre. Les accessoires extérieurs ne sont pas endommagés en apparence.

Le distributeur du premier étage est brûlé, principalement en parties haute et basse. Les bords de fuite sont brûlés dans la partie interne. La turbine est intégralement détruite, seuls restent les moignons des 36 aubes. Cet endommagement est comparable à celui de la turbine premier étage du moteur droit.

Le distributeur du deuxième étage a largement brûlé, un segment s'est détaché. La turbine a brûlé jusqu'à mi-hauteur des aubes. Le bord d'attaque des aubes est taillé à 60 °C, vraisemblablement par le segment du distributeur qui s'est détaché.

Le distributeur du troisième étage est brûlé au bord d'attaque à proximité de l'anneau extérieur. Le bord de fuite n'est pas très touché. La turbine est brûlée en extrémités d'aubes.

L'entrée d'air est en bon état, le premier étage de compresseur présente quelques impacts consécutifs à l'accident en bord d'attaque. Le deuxième étage est intact.

La chambre de combustion présente un aspect général correct, sans traces de surchauffe. L'intérieur présente des dépôts en filaments de résidus carbonneux de carburant.

1.16.2.2 Poursuite de l'expertise

Un examen approfondi des moteurs a été effectuée à Phoenix (Etats-Unis). Seuls les laboratoires du constructeur Garrett possèdent les moyens d'expertiser le FCU (Régulateur de carburant) et le Propeller Governor (Commande et régulation hélice). La conclusion du rapport d'examen se trouve en annexe 2.

1.16.2.2.1. Expertise métallurgique

Pour le moteur droit, l'examen métallurgique au microscope optique a montré que les aubes du premier étage de turbine se sont séparées de la roue à la suite d'une contrainte thermique en traction. Les signes évidents de fonte sur chaque aube montrent que la température a dépassé 1204 °C. L'analyse de coupes montre que l'exposition à cette température élevée a été de courte durée.

Les conclusions pour le moteur gauche sont identiques, la destruction du premier étage de turbine est due à une exposition de courte durée à une température dépassant le point de fusion du métal, la température de fusion étant comprise entre 1262 °C et 1335 °C.

1.16.2.2.2 Examen du système de contrôle de température

L'examen des composants du SRL a été effectué en présence d'un représentant du BEA. Rien d'anormal n'a été décelé qui pourrait expliquer la dégradation thermique des deux turbines.

1.16.3 Expertise des freins

Le bloc de freins de chaque train principal comprend six pistons agissant sur trois paires de plaquettes. Le fluide hydraulique est utilisé sous une pression maximale de 750 PSI.

Les freins sont tous sales et présentent des traces de corps gras et des dépôts blanchâtres. Le frein extérieur gauche est recouvert d'une pellicule noire et grasse, alors que les trois autres présentent des traces de frottement plus sec ; ces

disques ont un aspect glacé et une couleur rouge cuivre avec des traces de bleuissement dues à la surchauffe lors du freinage.

A l'analyse, ces dépôts se sont révélés être un mélange de liquide hydraulique, d'huile de moteur et de terre, identique sur tous les freins mais en quantité plus importante sur le frein extérieur gauche.

Les pistons ne présentent pas de dégradations apparentes. Ils ne sont pas bloqués dans les maîtres-cylindres, les joints d'étanchéité sont en bon état. Les cylindres sont propres.

Toutes les tuyauteries sont d'aspect extérieur gras et sale. Un test effectué sous une pression de 52 bars (750 PSI) a montré que les tuyauteries et leurs raccords présentaient une étanchéité satisfaisante.

Les deux paires de maîtres-cylindres des palonniers sont en état de fonctionnement. Les tiges de deux maîtres-cylindres, le droit du côté copilote et le gauche du côté commandant de bord, sont légèrement fléchies dans la zone filetée, ce qui montre qu'elles ont été déformées alors que les pistons étaient enfoncés au maximum, freins serrés.

L'épaisseur des disques présente de légers écarts non significatifs. L'épaisseur des plaquettes est un peu moins homogène : les plaquettes du frein extérieur gauche mesurent 5,5 à 6,7 mm contre 6,8 à 7,2 mm pour les autres, sans que cela ait des conséquences sur le freinage.

En conclusion, l'action sur les freins durant l'accélération arrêt a été tellement forte que la tige des palonniers s'est déformée. Cependant, l'efficacité du freinage a été entravée par les dépôts présents sur les freins.

1.16.4 Performances au décollage

Avec les valeurs considérées par l'équipage (température 16 °C, masse 14 500 lbs), on obtient les performances au décollage suivantes :

- Distance d'accélération arrêt : 4 300 ft, 1 290 m.
- Distance de franchissement des 35 ft en monomoteur (distance de décollage) : 5 500 ft, 1 650 m.
- Puissance affichée, 93 %.
- $V_1=V_r=107$ kts.

La longueur de la piste (1 640 m) permettait donc un décollage dans les limites en ce qui concerne l'accélération arrêt. La distance de décollage (passage des trente-cinq pieds) dépassait cependant légèrement la longueur de la piste.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

La société AIRLEC exploitait ses aéronefs pour du transport à la demande conformément à l'Arrêté "portant octroi d'autorisation et d'agrément de transport aérien" du 18 mai 1989. Elle disposait également d'un agrément de transport sanitaire. Le contrat d'affrètement du F-GILN avait été passé directement entre AIRLEC et la compagnie d'assurance.

A la date du 19 septembre 1993, cette société s'est trouvée en redressement judiciaire. Les contrôles techniques d'entretien densifiés ont donné des résultats corrects.

AILEC employait des pilotes à temps complet, à temps partiel ou à la demande.

2 - ANALYSE

2.1 Surchauffe

La perte de puissance lors du décollage est consécutive à l'endommagement majeur des deux turbines. Cet endommagement est dû à des surchauffes anormales.

L'expertise des deux moteurs et du circuit de limitation de température n'a mis en évidence aucune défaillance, aucune cause directe de surchauffe des deux moteurs.

On a vu que l'équipage avait sous-estimé de 3 °C la température, ce qui a entraîné une surestimation de 3,5% de la puissance à afficher au décollage. Toutefois cette erreur ne suffit pas à expliquer la panne.

Il est possible qu'un problème dans l'utilisation des moteurs au décollage soit à l'origine de la surchauffe. En effet, la séquence de décollage est la suivante :

- Speed levers (générateur de gaz), haut régime
- Annonciateur "SRL OFF", éteint
- Engine Speed, vérifier 96 à 97 % de régime

Une erreur de positionnement des Speed Levers lors du décollage peut avoir pour conséquence de limiter le débit d'air et donc de conduire à un coup de chalumeau sur la turbine. Aucun élément factuel ne permet cependant de confirmer cette hypothèse.

2.2 Freinage

Malgré l'effort important de l'équipage sur les freins, démontré par la flexion des tiges, le freinage n'a pas été aussi efficace que prévu.

Les éléments du circuit de freinage ne présentaient aucune défaillance. Cependant, les garnitures et disques sont fortement couverts d'un produit gras, constitué de fluide hydraulique et d'huile de moteur, de nature à entraver l'efficacité du freinage.

La surcharge de l'avion a également diminué les performances de freinage.

2.3 Contexte

2.3.1 Préparation du vol

2.3.1.1 Devis de masse

Le calcul que l'équipage a effectué d'après les éléments qu'il avait estimés était correct et donnait une masse au décollage égale à la masse maximale au décollage.

Cependant on a vu que la masse de base consignée dans le manuel d'exploitation n'était plus exacte. Une pesée plus récente, non répercutée dans ce manuel, donnait une augmentation de 225 lbs. L'équipage n'étant pas en possession de cet élément a sous-estimé la masse réelle de l'appareil.

De plus, lors de l'embarquement des passagers à Troyes, les bagages n'ont pas été pesés, vraisemblablement pour ne pas retarder le départ. Il s'en est suivi une autre sous-estimation, de 380 lbs cette fois.

2.3.1.2 Performances au décollage

Avec les paramètres estimés par l'équipage pour la préparation du vol, la distance d'accélération-arrêt était correcte, tandis que la distance de franchissement des 35 ft était supérieure à la longueur de la piste.

2.3.2 Expérience de l'équipage

L'équipage est composé d'un commandant de bord employé en contrat à temps partiel et d'un copilote employé en transport à la demande.

Ils possèdent leur qualification de type depuis respectivement 11 et 12 jours. Leur expérience sur SA 227 est donc très limitée.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Faits établis par l'enquête

- L'équipage possédait les brevets et licences nécessaires au vol.
- L'avion disposait d'un Certificat de Navigabilité en état de validé et était entretenu correctement.
- L'avion dépassait de 658 lbs la masse maximale au décollage. Il était centré arrière, dans les limites fixées par le constructeur.
- L'accélération lors du roulage au décollage a été très inférieure à la normale. L'équipage ne l'a pas remarqué.
- L'avion est sorti de piste avec une vitesse résiduelle élevée.
- La distance d'accélération-arrêt réelle a été de 1 950 m, malgré l'effet ralentisseur des obstacles.
- Les examens ont montré une surchauffe des deux moteurs qui a eu pour conséquence de dégrader la poussée sur le moteur droit dans la phase d'accélération, puis sur le moteur gauche dans la phase de décélération lors de l'utilisation de l'inverseur de poussée.
- L'état d'encrassement des freins diminuait leurs performances.

3.2 Causes probables

L'accident paraît dû à la conjonction d'une erreur de positionnement des Speed Levers au moment du décollage, conduisant à la surchauffe des deux moteurs ce qui a imposé l'arrêt du décollage, et à la préparation puis à la gestion insuffisante du décollage, conduisant à une sous-estimation de la distance d'accélération-arrêt et à une décision tardive d'interrompre le décollage.

Ont contribué à cet accident :

- l'encrassement des freins qui diminuait leurs performances,
- la non mise à jour de la masse de base de l'avion dans le manuel d'exploitation,
- la très faible expérience de l'équipage sur SA227.

Liste des annexes

ANNEXE 1

Carte de l'aérodrome de Troyes-Barberey

ANNEXE 2

Rapport d'expertise

ANNEXE 3

Photographies

APPROCHE A VUE

Ouvert à la CAP

01 TROYES Barberey LFQB

Visual approach

Public Air Traffic

93 04 29

ALT en pieds



LAT : 48 19 20 N

LONG : 004 01 04 E

DÉC 2°W (90)

ALT AD : 394 (15 hPa)

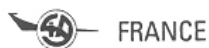
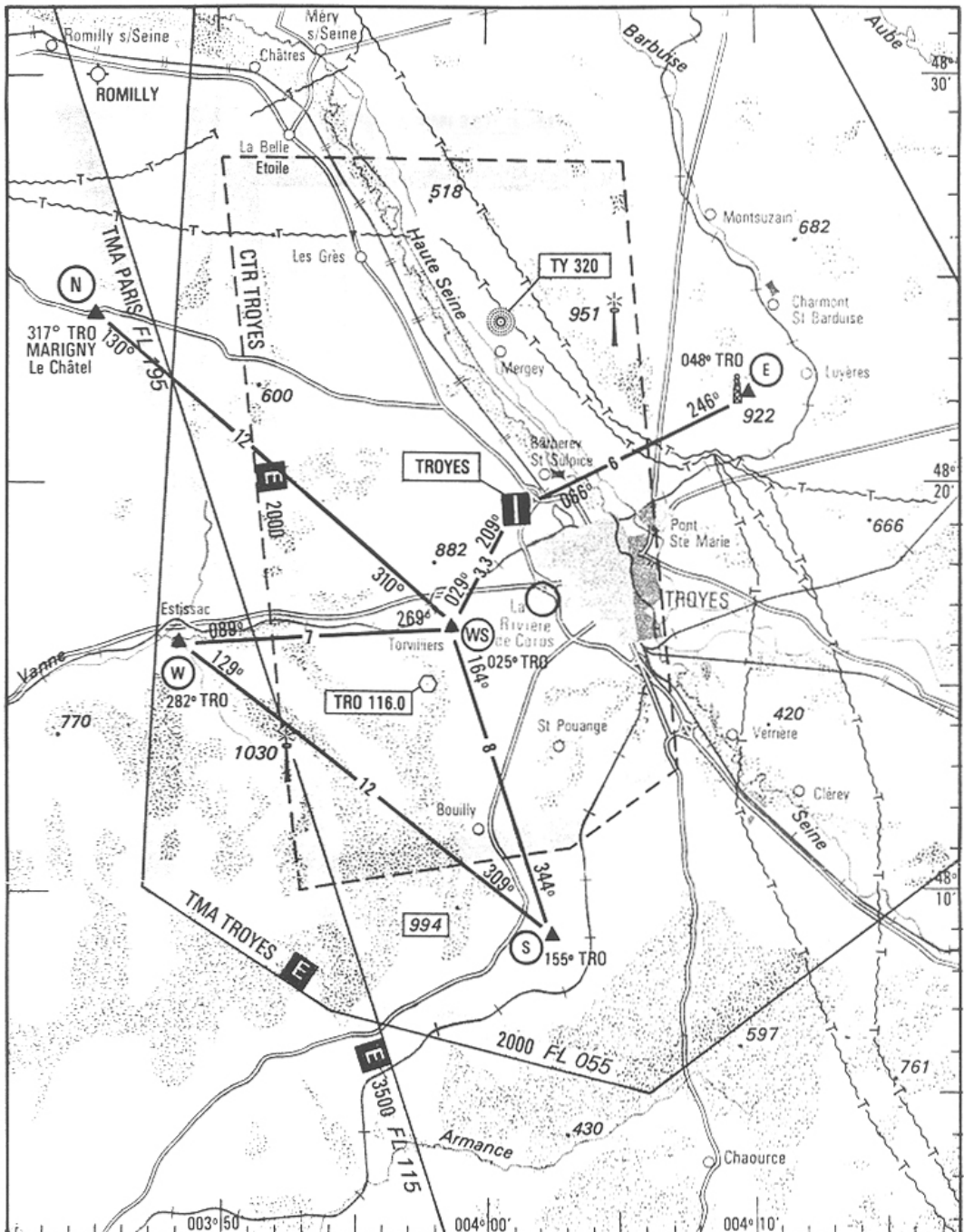
APP : TROYES Approche 125.35

VDF : TROYES Gonio 125.35

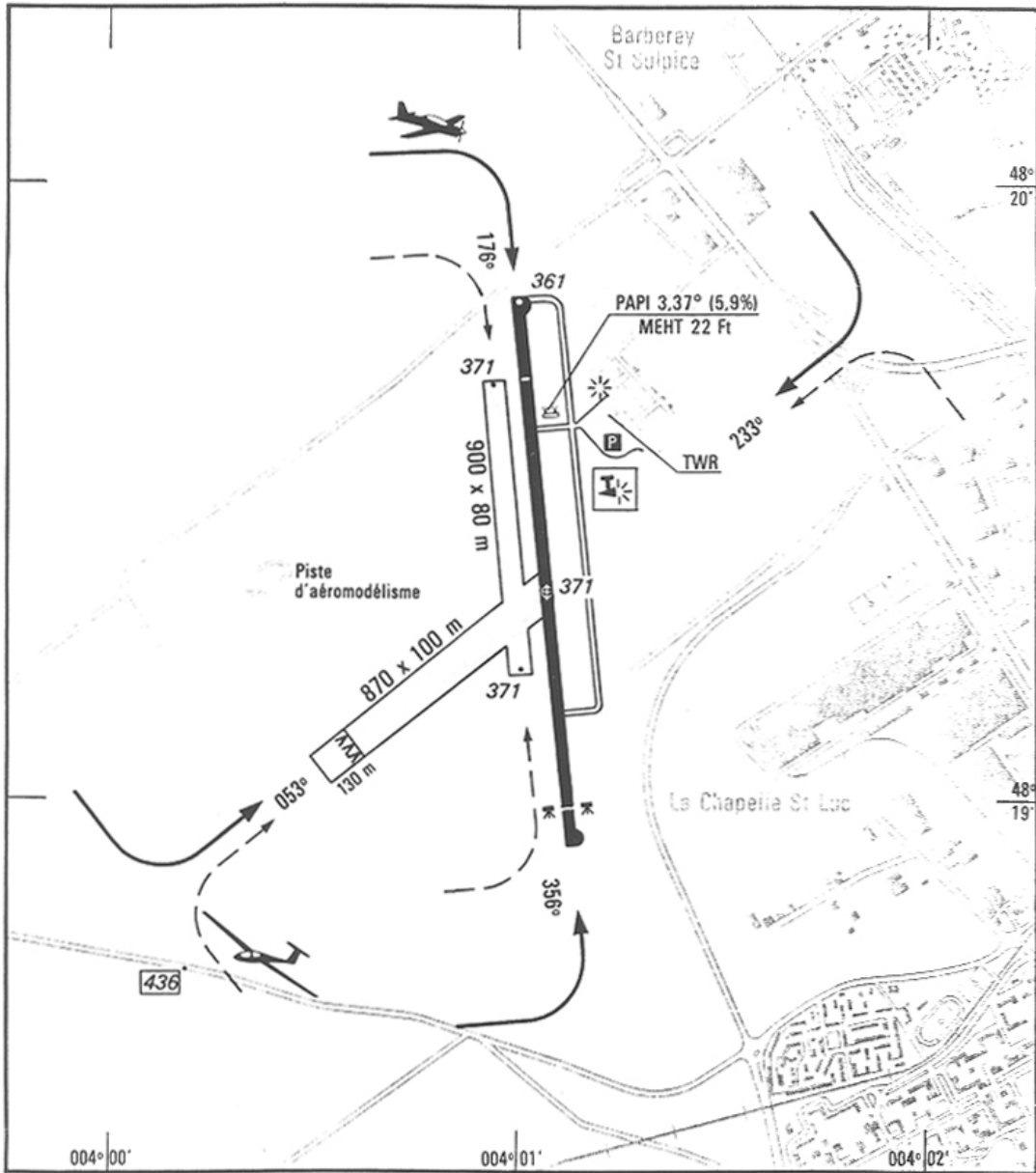
TWR : TROYES Tour 125.35

En l'absence de TWR A/A en FR seulement

LLZ : RWY 18 TY 111.9



CORRECTIONS : Point N - Itinéraire - MEHT

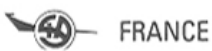


RWY	QFU	Dimensions	Nature	Force portante	TODA	ASDA	LDA
18	176	1650 x 30	Revêtue	11/17/32	1650	1650	1400
36	356						1545

Aides lumineuses :
BI SDE 18/36

Lighting aids :
SDE 18/36 : LIL

Reproduction interdite



Consignes particulières / Operating instructions

Éviter le survol de la Rivière du Corps (Sud AD).
Circuit en vol planeurs : 200 m AAL.
Piste non revêtue 18/36 obligatoire pour VAV.
Voltige NR 6140, bordure E de piste revêtue sur une largeur de 500 m, FL 045/500 m AAL, PPR TROYES Tour.
Aéromodélisme 150 m AAL.

*Avoid overflying La Rivière du Corps (South of AD).
Gliders flight circuit : 200 m AAL.
Grass RWY 18/36 reserved for glider activities.
Acrobatic flight NR 6140 over East edge of paved RWY by 500 m wide, FL 045/1650 Ft PPR TROYES TWR.
Model flying 500 Ft AAL.*

L'attention des pilotes est attirée sur l'existence de L'AD privé de CHAILLEY doté d'un balisage lumineux des pistes 01/19 situées dans le 222° à 19 NM ARP.
Les itinéraires VFR de nuit sont les mêmes que ceux du VFR spécial.

Notice to the pilots existence of the private AD of CHAILLEY with lighting aid of RWY 01/19 at 222°/19 NM ARP.

Night VFR routeings are similar to special VFR routes.

VFR Spécial
En présence de trafic IFR, minimums météo :
Avions/planeurs : VIS : 3 000 m - Plafond : 350 m
HÉL : VIS : 800 m - Plafond : 150 m.

*Special VFR :
With IFR traffic, meteorological minimum are :
Airplanes/gliders : VIS : 3 000 m - Ceiling : 350 m ;
HEL : VIS : 800 m - Ceiling : 150 m.*

La clairance de pénétrer est demandée à TROYES Tour (125,35) 5 minutes avant de pénétrer dans la CTR.
L'entrée dans la CTR s'effectue par les points N, W, S ou E selon la provenance.

Clearance for entering shall be requested to Troyes TWR (125,35) 5 min prior entering the CTR.

Entering the CTR can be conducted according to inbound direction via the joining points N, W, S or E.

Informations diverses / Miscellaneous

- 1 - 2 km NW de Troyes (10 AUBE).
- 2 - **ATS** : ÉTÉ : LUN-SAM : 0600-1600 Extension possible de 0400 à 2000 PPR avant 1400 DIM et JF : 0800-1000, 1200-1600. HIV : + 1 HR ☎ 25 74 24 22 FAX 25 79 10 90.
- 3 - **VFR de nuit** : agréé.
- 4 - **Gestionnaire** : CCI de Troyes et de l'Aube - 10, Place Audiffred, 10000 TROYES ☎ 25 74 59 25.
- 5 - **District Aéronautique** : Champagne Ardennes
- 6 - **BDP/BIA** : NIL - Borne télématique
- 7 - **RSFTA** : raccordé.
- 8 - **MET** : sur AD ☎ 25 74 68 86 - ÉTÉ : 0345-1615, HIV : + 1 HR sauf DIM et JF
LILLE Villeneuve d'Ascq ☎ 20 47 20 20 H24.
- 9 - **Douanes** : ☎ 25 74 41 40 - Téléx 830847 ou PC Radio 26 88 64 61 avec préavis 1 HR par rapport à ETD ou ETA.
- 10 - **AVT** : carburants : 100LL - JET A1, lubrifiants AS60, W100, W80
ÉTÉ : 0600-1600
En dehors de ces HOR O/R avant 1600 ☎ 25 74 59 25. HIV : + 1 HR. Paiement comptant (CIV-MIL) bon modèle 19, carte VISA.
- 11 - **SSIS** : catégorie 3, Niveau A1.
ÉTÉ : 0700-1030, 1130-1730, HIV : 0800-1130, 1230-1700
En dehors de ces HOR O/R avant 1700.
- 12 - **Hangars pour aéronefs de passage** : possible.
- 13 - **Réparations** : toutes. Station service agréée VERITAS-Troyes aviation ☎ 25 74 60 14.
- 14 - **ACB** : de Troyes ☎ 25 74 46 70 - Centre de VAV de Troyes et du Barséquanais ☎ 25 74 90 10.

Teardown Report
of Two Model TPE331-11U-611G
Turboprop Engines
Serial Numbers P-44615 and P-44057

1.0 Introduction and Summary

1.1 Purpose

The purpose of this report is to present the findings of the teardown inspection of and/or controls testing and materials analysis of two AlliedSignal Engines Model TPE331-11U-611G turbopropeller engines, Serial Numbers P-44615 and P-44057.

The teardown and testing of the engines and components, as detailed below, were conducted at the request of the French Bureau Enquetes - Accidents.

1.2 Background

Engines S/N P-44057 and P-44615 were installed in the left and right hand nacelles, respectively, of a Fairchild Metro III aircraft, registration number F-GILN, S/N AC 458, that was involved in a takeoff accident at Troyes, France, on September 20, 1993.

Both engines were partially disassembled at the Bureau Enquetes Accidents facility in Saclay, France. Engine S/N P-44615 was partially reassembled and delivered to the AlliedSignal Engines Repair & Overhaul facilities in Phoenix while only selected components from engine S/N P-44057 were returned.

1.3 Summary

The teardown and examination of selected turbine components from both engines revealed damage consistent with thermal degradation.

Nothing was found during the examination of the engine hardware or testing of the controls that would explain the thermal degradation of the either engines turbine components.

2.0 FINDINGS OF RIGHT ENGINE, SERIAL NUMBER P-44615

2.1 General

Engine S/N P-44615 was removed from its shipping container at the AlliedSignal Engines Repair and Overhaul Facility in Phoenix, on December 7, 1993. An initial inspection of the engine revealed apparent heat distress to the first stage turbine wheel, the second stage turbine wheel, and second staged stator. After the initial examination, component testing was performed on the engine's control components and material testing was conducted on selected hot section components.

2.2 Material Analysis

The first stage turbine blades from engine P-44615 were submitted for materials analysis. The final report is contained as an attachment. In summary, optical microscopy, along with radial and axial metallographic sectioning revealed that the blades separated in a stress rupture hot tensile mode. Evidence of melting was observed on each blade, indicating that the blades had been exposed to temperatures in excess of 2200°F. No single blade was identified as being the primary separation.

2.3 Controls Testing and Analysis

The following controls off engine S/N P-44615 were functionally tested. All original test data sheets are contained as an attachment to this report.

	<u>Unit</u>	<u>Part Number</u>	<u>Serial Number</u>
1.	Fuel pump/fuel control assembly	897400/897375-24	2173566
2.	Propeller governor	897410-7	1812192
3.	Temperature limiter controller	949596-1	80-364
4.	Single red line computer	2117420-2	90-129
5.	Strain Gage Torque Sensor	3107034-11	8P6593
6.	Torque signal conditioner	949596-1	80-364
7.	EGT harness "pigtail"		
8.	Fuel manifold assembly and fuel nozzles individually		
9.	Fuel Flow Divider	394408-8	9769

Fuel control - The fuel control was functionally tested and found to function satisfactorily. One questionable data point was that of the overspeed governor setting, which was found to be 99 pounds per hour

3

(pph) below current nominal test point specifications. The fuel control was re-tested, this time the control was run at the speed necessary to produce the current nominal fuel flow value. It was found that in order to obtain 248 pph, the specification value, it was necessary to operate the fuel control at 4718 rpm. This fuel control RPM corresponds to 104% engine rpm. The overspeed governor is factory set to control engine RPM between 103.5% to 105.5%; therefore, the overspeed governor set point was within specifications.

Propeller Governor - The propeller governor was found to function satisfactorily. The governor set points were not set to production specifications; however, these units are field adjustable and rarely meet production limits when returned. For example, the propeller governor high setting is actually set using the engine linkages such that when the appropriate governing RPM is established, the set screw in the governor itself is adjusted out to the point that it cannot interfere with the linkage settings. Therefore, when governors are returned from the field for testing, the high stop setting will not meet production specifications.

Fuel Flow Divider - The primary only orifice calibration was found to be slightly below new part levels (82.2 lb./hr vs. 90 - 100 lb./hr), however, the unit was considered to test satisfactorily.

Fuel Manifold Assembly and Fuel Nozzles - The fuel manifold assembly was tested and found to test satisfactorily. The nozzles were removed and flowed individually and found to flow satisfactorily.

Single Red Line Computer, Temperature Limiter, Strain Gage Torque Sensor, Thermocouple Harness Pigtail - These units all tested satisfactorily.

3.0 FINDINGS OF LEFT ENGINE, SERIAL NUMBER P-44057

3.1 General

Selected hot section components and control components from engine S/N P-44057 were returned to AlliedSignal Engines after a cursory examination of the engine at the BEA facilities revealed that this engine had suffered apparent heat distress to its turbine section components. Once received, selected control components were tested and selected hot section components were submitted for materials analysis.

4

3.2 Materials Analysis

The first stage turbine blades and the second stage stator assembly from engine S/N P-44057 were submitted for material analysis, the final report is contained as an attachment. In summary, separation and degradation of both the nozzle vanes and turbine blades were due to exposure to temperatures in excess of the melting point of the alloys involved.

The microstructure features observed on both the blades and the vanes indicated that they were exposed to extremely high temperatures during engine operation for a relatively short period of time.

3.3 Controls Testing and Analysis

The following components from engine S/N P-44057 were functionally tested.

	<u>Unit</u>	<u>Part Number</u>	<u>Serial Number</u>
1.	Fuel control	897375-15	1708964
2.	Propeller Governor	897410-16	1806659A
3.	Strain Gage Torque Sensor	3107034-9	4-03243-363
4.	Torque Signal Conditioner	3102476-1	190
5.	EGT Compensating Resistor	897476-4	273-B
6.	EGT Thermocouple Sensor	3102557-1	8-20219-1518
7.	Fuel Manifold Assembly		

Fuel Control - The fuel control was tested and found to function satisfactorily. Once again, the overspeed governor appeared to be set low; however, when the control was run to the specification fuel flow, the corresponding governing RPM was found to be 104%, well within specification limits of 103.5% to 105.5%.

Propeller Governor - The propeller governor tested satisfactorily, however, as with the other governor, the high and low stops are field adjustable and were not set to production specifications. As previously explained, these control stops are field adjustable and seldom if ever meet new part specifications.

Fuel Manifold and Fuel Nozzles - The fuel manifold was tested and found to be satisfactory. The nozzles were removed and flowed individually and found to flow satisfactorily.

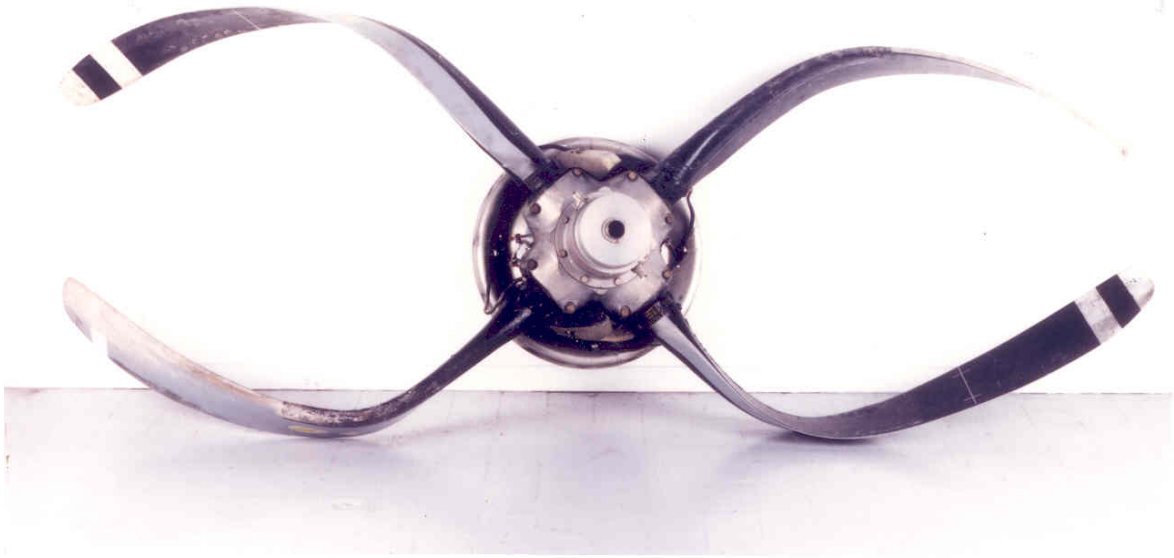
Torque Signal Conditioner, EGT Compensating Resistor, EGT Thermocouple Sensor - These units all tested satisfactorily.

Strain Gage Torque Sensor - Bridge 1 of this torque sensor was found to be "open". Bridge 2 was found to operate satisfactorily. This type of torque sensor is manufactured with two strain gage bridges. Only one bridge is used for torque indication purposes at a time; however, if the bridge in use should develop a problem, such as an open circuit, it requires only a simple maintenance action to switch to the other bridge. It is not known which bridge was in use at the time of the accident.

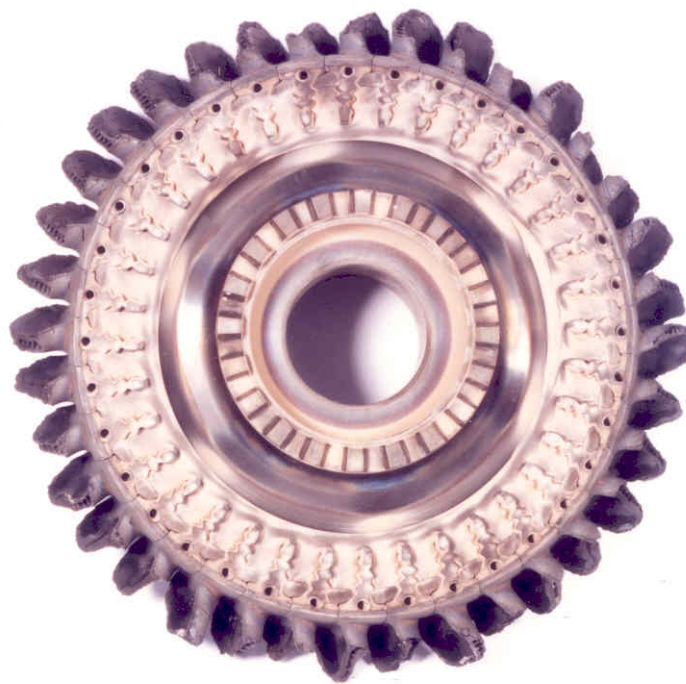
4.0 Conclusion

The separation mode of the first stage turbine blades for engine S/N P-44615 was stress rupture brought about by exposure to temperatures above 2200⁰F, which is above the normal operating temperature of the engine. The separation/degradation mode of the turbine blades on the first stage turbine wheel for engine S/N P-44057 was again, due to short duration exposure to temperatures in excess of the normal engine operating temperatures.

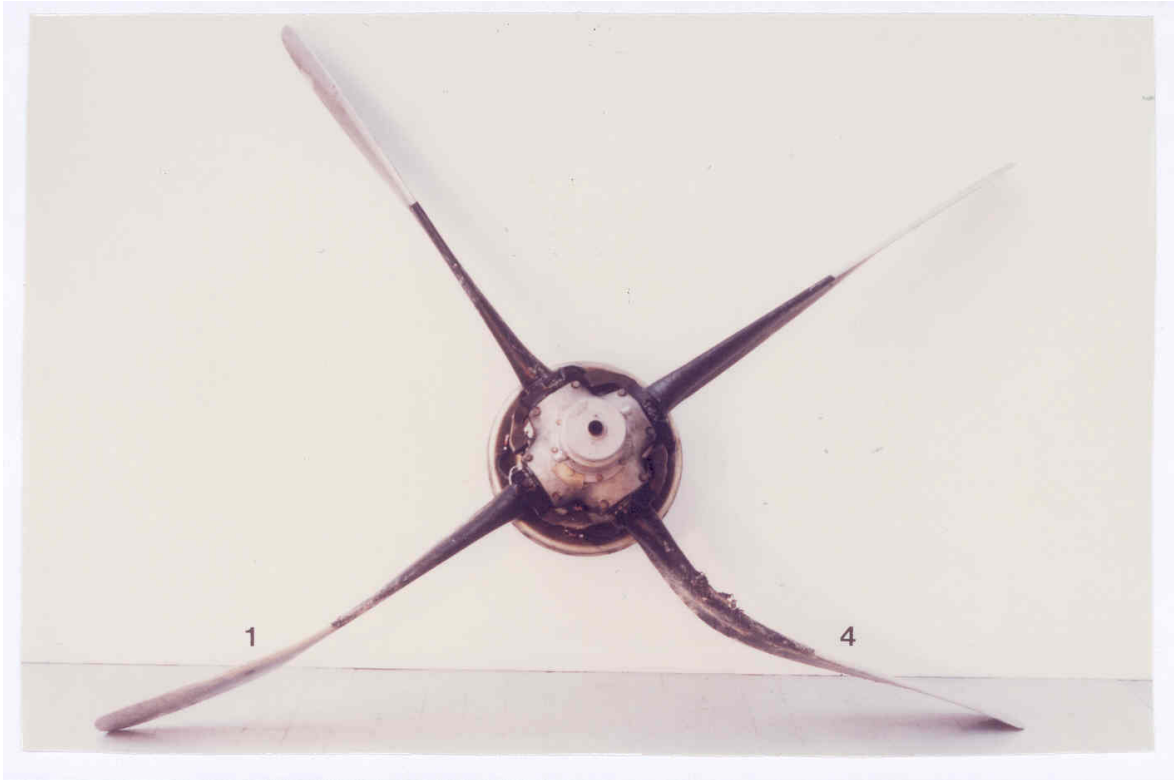
Nothing was found during the examination of the engine hardware or testing of the controls that would explain the thermal degradation of the either engines turbine components.



Hélice du moteur gauche



Turbine premier étage



Hélice du moteur droit



Turbine premier étage



Traces de freinage sur la piste



Vue générale de l'avion – Barrière frangible brisée et traces dans l'herbe



Vue générale de l'avion de face



Vue générale de l'avion



Aile gauche : traces creusées par le train affaissé



Hélice gauche



Aile droite : poteaux d'antenne LOC enfoncés jusqu'au longeron



Hélice et moteur droits