

Rapport

Accident survenu le **24 novembre 2001**
à **Chézy (03)**
à l'**avion Beechcraft 200**
immatriculé **F-GDLE**

BEA

MINISTÈRE DE L'ÉCOLOGIE, DE L'ÉNERGIE, DU DÉVELOPPEMENT DURABLE ET DE L'AMÉNAGEMENT DU TERRITOIRE

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Avertissement

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 au Code de l'Aviation civile (Livre VII), l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

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

Table des matières

| | |
|--|-----------|
| AVERTISSEMENT | 2 |
| GLOSSAIRE | 4 |
| SYNOPSIS | 5 |
| 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE | 5 |
| 1.1 Déroulement du vol | 5 |
| 1.2 Tués et blessés | 6 |
| 1.3 Dommages à l'aéronef | 6 |
| 1.4 Renseignements sur le personnel | 6 |
| 1.5 Renseignements sur l'aéronef | 7 |
| 1.5.1 Cellule | 7 |
| 1.5.2 Système de propulsion | 7 |
| 1.5.3 Vitesses d'utilisation | 9 |
| 1.6 Conditions météorologiques | 9 |
| 1.7 Télécommunications | 9 |
| 1.8 Trajectoire radar | 9 |
| 1.9 Renseignements sur l'aérodrome | 10 |
| 1.10 Enregistreurs de bord | 10 |
| 1.11 Examen du site et de l'épave | 10 |
| 1.12 Questions relatives à la survie des occupants | 11 |
| 1.13 Renseignements supplémentaires | 11 |
| 1.13.1 Qualification de type | 11 |
| 1.13.2 Examen des moteurs et des hélices | 12 |
| 1.13.3 Témoignages | 14 |
| 2 - ANALYSE | 16 |
| 3 - CONCLUSIONS | 18 |
| 3.1 Faits établis par l'enquête | 18 |
| 3.2 Cause probable | 18 |
| LISTE DES ANNEXES | 19 |

Glossaire

| | |
|---------|--|
| CL | Levier carburant |
| HSD | Hauteur de sécurité au décollage |
| JAR/FCL | Réglementation européenne sur les licences des pilotes |
| MEP | Qualification multimoteur |
| Vmca | Vitesse minimum de contrôle air |
| Vyse | Vitesse de meilleur taux de montée en monomoteur |

Synopsis

Date de l'accident

Samedi 24 novembre 2001 à 10 h 30^①

Lieu de l'accident

Chézy (03),
7 km au nord de l'AD Moulins

Nature du vol

Examen en vol

Aéronef

Avion Beechcraft B 200

Exploitant

Société de travail aérien

Personnes à bord

Pilote + examinateur
+ 2 passagers

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

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

L'avion décolle de l'aérodrome de Moulins à 9 h 35 pour effectuer un vol de prorogation de qualification IFR et de type au profit du pilote en place gauche, à destination de Clermont-Ferrand, sous régime IFR et retour sur Moulins. Le pilote examinateur est en place droite. Deux passagers ont également pris place à bord.

Au retour du vol, avant d'arriver à la verticale de l'aérodrome de Moulins, le pilote demande au contrôle régional de quitter la fréquence et indique ses intentions de faire quelques évolutions de maniabilité dans le secteur de l'aérodrome de Moulins pendant une demi-heure environ, et précise qu'il clôturera le plan de vol par un appel téléphonique.

Le pilote réalise une procédure VOR 26, trois posés – décollés en piste 26 puis rejoint le secteur nord de l'aérodrome pour « des évolutions à 2 000 pieds QFE dans le secteur ».

Des témoins voient l'avion osciller autour de l'axe de roulis et piquer vers le sol.

L'épave de l'avion est retrouvée dans le bois des Bordes, à sept kilomètres environ au nord de la piste, entièrement détruit par un incendie.

1.2 Tués et blessés

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

1.3 Dommages à l'aéronef

L'impact avec le sol a déclenché un incendie et entièrement détruit l'avion.

1.4 Renseignements sur le personnel

Pilote, 38 ans.

Titres aéronautiques :

- licence de pilote professionnel (CPL) délivrée en 1986, valide jusqu'au 31 décembre 2001 ;
- qualifications SEP, MEP, IFR et de type (Beechcraft 90 /99 /100 / 200).

Expérience :

- 4 893 heures de vol dont 856 en IFR.
- 29 heures de vol dans les trois derniers mois, toutes sur type.
- 6 heures 15 minutes de vol dans les trente derniers jours, toutes sur type.

Examineur, 34 ans.

Titres aéronautiques :

- licence de pilote professionnel (CPL) délivrée en 1989, valide jusqu'au 12 juillet 2002 ;
- examinateur de qualification de classe Avion (CRE(A)) valide jusqu'au 31 mars 2004 ;
- qualifications SEP et SEP turbine, MEP, IFR, instructeur et de type (Beechcraft 90 / 99 /100 / 200 / 300 / 1900).

Expérience :

- 3 314 heures de vol.

Le carnet de vol de l'examineur a été détruit lors de l'accident. Le total des heures de vol est arrêté au 9 octobre 2001.

1.5 Renseignements sur l'aéronef

1.5.1 Cellule

Le Beechcraft 200 est un bi-turbopropulseur à ailes basses. Cet avion était équipé d'appareils de prise de vue (photographie aérienne).

Constructeur : Beech Aircraft Corporation

Type : Beech 200

Numéro de série : BB-230

Utilisation à la date de l'accident : 11 355 heures de vol dont 860 depuis GV.

1.5.2 Système de propulsion

1.5.2.1 Moteurs

Constructeur : Pratt & Whitney Canada

Type : PT6A-41

| | Gauche | Droit |
|-----------------------------------|---------|---------|
| Numéro de série | 80 500 | 80 505 |
| Temps de fonctionnement total | 3 706 h | 3 628 h |
| Temps de fonctionnement depuis RG | 1 107 h | 1 623 h |

Le contrôle du système de propulsion se fait au travers de trois jeux de manettes (leviers) :

- les leviers de puissance (Power Levers) permettent le contrôle du couple moteur en dosant le carburant et par conséquent la vitesse de rotation du générateur de gaz. Lorsque les leviers sont amenés en-deçà de la position ralenti, cela entraîne :
 - une accélération du générateur de gaz jusqu'à 83 % de Ng,
 - la mise en butée arrière des pales à -11° ,
 - le régime des turbines est réduit par le FCU à 95 % de la valeur fixée par la position des leviers d'hélices ;
- les leviers d'hélice (Propeller Levers) permettent de modifier le calage des pales d'hélice, augmentant ou diminuant la vitesse de rotation. La vitesse de rotation en utilisation normale est comprise entre 1 600 et 2 000 tr/min ;
- les leviers carburant (Condition Levers) qui ont trois positions (carburant coupé, ralenti bas, ralenti haut). Ils limitent les vitesses de rotation des moteurs à 52 % pour le ralenti bas et 70 % pour le ralenti haut.

1.5.2.2 Hélices

Les hélices de marque Hartzell sont tripales à vitesse constante. Le régime de l'hélice est contrôlé par deux régulateurs, l'un pour la plage normale d'utilisation à vitesse constante, l'autre pour la survitesse. Ces régulateurs contrôlent des servos-pistons, actionnés par le circuit d'huile moteur. Ces servos-pistons agissent sur le pas des pales. A l'arrêt ou en l'absence de pression d'huile, des ressorts ramènent les pales vers la position drapeau.

Le calage est contrôlable entre $+ 89^\circ$ et $- 11^\circ$:

- entre $+ 89^\circ$ et $+ 17^\circ$, le calage est contrôlé par le levier d'hélice et le régulateur. La valeur maximale représente la position drapeau des hélices. En croisière le régulateur ajuste le calage entre 30° et 35° pour maintenir la vitesse de rotation constante.
- entre $+ 17^\circ$ et $- 11^\circ$, il est contrôlé par le levier de puissance moteur. Il est nécessaire de soulever les leviers de puissance pour effacer une butée et atteindre cette plage de contrôle du calage des pales d'hélice.

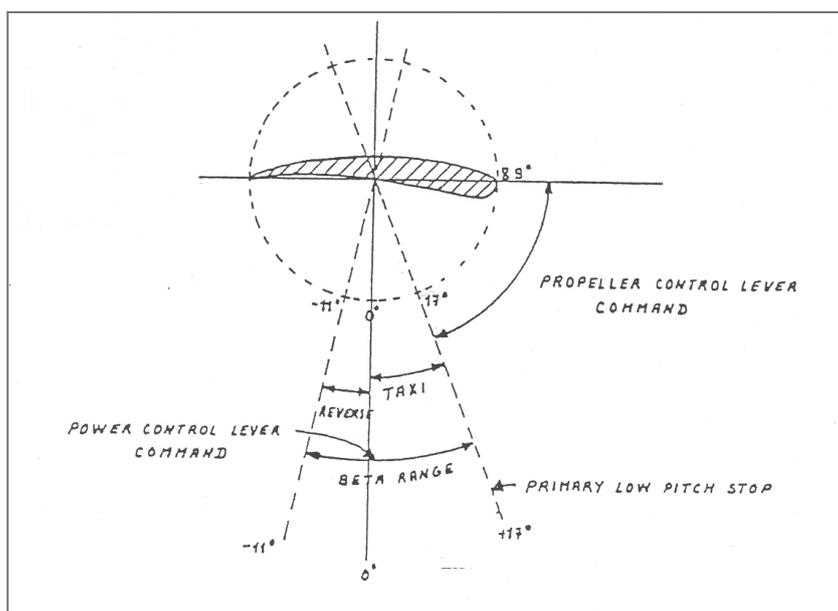
Dans cette plage de fonctionnement dite *beta* ou *reverse beta*, il n'y a plus de régulation en régime de l'ensemble turbine de puissance / réducteur / hélice, cette dernière voyant son calage ajusté manuellement au moyen de la commande de puissance, dans l'étroite zone de débattement située entre la butée tout réduit et le début de la *reverse*.

Remarque : la plage de fonctionnement *beta* est exclusivement destinée aux évolutions au sol. Il est possible, lors du roulage à faible vitesse, d'obtenir des tractions faibles voire nulles ainsi qu'un effet *reverse* lors du roulement à l'atterrissage.

Toute utilisation de la zone *beta* en vol peut conduire à un masquage des surfaces situées derrière l'hélice (les pales peuvent avoir une incidence négative en raison de la vitesse sur trajectoire). La perte de contrôle est alors probable (voir rapport sur l'accident du DHC 6 immatriculé F-OGES survenu le 25 mars 2002 à St Barthélemy (972)).

La plage comprise entre $+ 17^\circ$ et 0° (*beta taxi*) est en général utilisée pour le roulage.

La plage comprise entre 0° et $- 11^\circ$ (*beta reverse*) est utilisée au sol, pour réduire la vitesse lors du roulement à l'atterrissage.



1.5.3 Vitesses d'utilisation

- ❑ Vitesse minimale de contrôle air « Vmca » : IAS = 86 kt.
- ❑ Vitesse de meilleur taux de montée en monomoteur (Vyse) à la masse de 12 500 lbs : IAS = 121 kt. Elle est matérialisée par un trait de couleur bleu sur l'anémomètre.
- ❑ La vitesse monomoteur en palier recommandée par le constructeur est égale à la vitesse de référence augmentée de 45 kt, soit une vitesse indiquée (IAS) de 145 kt.

1.6 Conditions météorologiques

Relevées sur l'aérodrome de Moulins :

- ❑ Vent 220° / 6 kt
- ❑ Visibilité 10 km
- ❑ OVC 4 000 ft
- ❑ QNH 1027 hPa
- ❑ QFE 994 hPa
- ❑ Température 3 °C

1.7 Télécommunications

Les communications radio entre le centre de contrôle régional nord et le pilote (125,450 MHz) ainsi que celles effectuées par le pilote et l'instructeur en auto-information sur la fréquence de l'AFIS de Moulins (125,20 MHz) ont été enregistrées (annexe 1).

1.8 Trajectoire radar

La trajectoire de l'avion a pu être restituée en exploitant les données du radar de Nevers (annexe 2).

A 10 h 12, l'avion survole la balise « MBY » une première fois, et effectue une procédure VOR ;

A 10 h 15 min 58, il survole à nouveau la balise en descente (afin, semble-t-il, d'effectuer un posé-décollé en piste 26) ;

A 10 h 20 min 32, l'avion remonte dans l'axe puis survole l'aérodrome à 2 500 pieds (radar, 2 000 pieds QFE) ;

A 10 h 24 min 43, l'avion a vraisemblablement effectué le deuxième posé-décollé ; il exécute alors un circuit basse hauteur (900 pieds radar) ;

A 10 h 27, l'avion a, semble-t-il, réalisé un troisième posé-décollé. L'avion monte dans l'axe et vire par la droite vers un cap 020°.

On note que les évolutions de l'avion sont conformes aux indications fournies par le pilote au contrôle régional et en auto-information sur la fréquence de l'aérodrome de Moulins.

L'altitude maximum lue sur le radar est de 2 600 pieds, la vitesse de montée de 110 kt ; cette altitude radar sera maintenue en palier. On note une accélération vers 150 kt, puis une diminution rapide de vitesse et une perte d'altitude.

Remarque : les valeurs de vitesses sont à prendre avec précaution du fait des erreurs dues au mode de calcul. Les points enregistrés en fin de vol ne sont pas exploitables du fait des performances du calculateur du radar (itération de la poursuite).

1.9 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Moulins-Montbeugny dispose d'une piste revêtue orientée 26/08 (264/084°) de 1 300 mètres de longueur et de 30 mètres de largeur. Un service AFIS assure l'information de vol. Ce service n'était pas assuré dans le créneau horaire du vol de l'accident.

Une procédure VOR piste 26 est publiée (annexe 3).

1.10 Enregistreurs de bord

Aucun enregistreur de paramètres ou de conversations n'est réglementairement requis à bord de ce type d'avion. Il n'en était pas équipé.

1.11 Examen du site et de l'épave

Les traces laissées dans les arbres indiquent que l'avion est arrivé avec un angle de piqué de 75° environ, orientées approximativement au cap 300°.

La partie principale de l'épave est immobilisée au cap 120°.

Les premières traces d'impacts avec le sol (traces de cônes d'hélices) sont relevées à une dizaine de mètres de l'épave principale.

Le moteur droit a été arraché de la voilure après avoir touché un tronc d'arbre situé à une quinzaine de mètres de l'épave principale. L'ensemble de la cellule et du moteur gauche a probablement pivoté autour de celui-ci.

Une pale d'hélice du moteur droit est retrouvée dans le fuselage, une autre à quelques mètres.

L'avion est en configuration lisse, train d'atterrissage et volets rentrés, confirmée par la position des différentes commandes et vérins. Le volet du trim de direction est braqué à droite de 7° (donc dans le sens d'une action en lacet vers la gauche).

L'ensemble bloc manettes a été très sévèrement endommagé à l'impact, puis par le feu au sol. On note que le levier de puissance du moteur droit est dans le secteur beta alors que celui du moteur gauche est situé sur la position ralenti vol.

La planche de bord est entièrement détruite et les indicateurs de paramètres moteurs sont inexploitable.

1.12 Questions relatives à la survie des occupants

Les dommages subis et l'incendie qui a suivi la collision avec le sol ne permettaient pas la survie des occupants.

1.13 Renseignements supplémentaires

1.13.1 Qualification de type

Les bases réglementaires JAR-FCL 1.245 et les appendices 1 à 3 au FCL 1.240 (Arrêté du 29 mars 1999) traitent des validité, prorogation et renouvellement relatifs à la qualification de type ou de classe multimoteurs avion :

- ❑ Validité : la durée de validité des qualifications de classe et de type (avion) est de douze mois.
- ❑ Prorogation : pour proroger une qualification de type ou une qualification de classe multimoteurs (avion), le candidat doit effectuer :
 1. un contrôle de compétence sur avion ou un simulateur de vol du type ou de classe correspondant, conformément aux dispositions de l'appendice 1 aux FCL 1.240 dans les trois mois qui précèdent la date d'expiration ;
 2. au moins dix étapes en tant que pilote sur un avion de type ou de classe correspondant, ou une étape en tant que pilote sur un avion de type ou de classe correspondant, accompagné d'un examinateur, au cours de la période de validité de la qualification.

Si le candidat détient une qualification de vol aux instruments, sa prorogation doit être combinée avec les exigences de prorogation des qualification de type ou de classe définies aux (1) et (2) ci-dessus conformément au FCL 1.185.

Le programme de l'épreuve pratique d'aptitude comprend, entre autres, l'exécution de pannes moteur simulées.

Pour l'exercice, deux hypothèses de positionnement des leviers peuvent être envisagées (dépendant du choix de l'examineur) :

- ❑ levier de puissance au ralenti et levier de commande hélice en position drapeau. A la fin de l'exercice, le pilote amène progressivement le levier d'hélice de façon à mettre en correspondance le régime de l'hélice avec celui du moteur. Puis, progressivement, il affiche la puissance ;

- position transparence : l'instructeur place le levier d'hélice afin d'avoir une rotation de 1 800 à 2 000 tr/min et le levier de puissance vers 600 lbs. A la fin de l'exercice, il suffit de ramener la manette d'hélice vers l'avant et de rajuster la puissance.

Tous les ajustements produisent des mouvements de lacets qui peuvent être importants. C'est pourquoi les ajustements doivent se faire de façon progressive.

Le programme est défini dans le JAR FCL. Il comprend un certain nombre d'exercices à réaliser. Un certain ordonnancement est prévu. Toutefois, l'examineur en accord avec le candidat peut faire évoluer le programme en fonction des circonstances extérieures (contrôle, zones actives, etc.).

1.13.2 Examen des moteurs et des hélices

Les deux moteurs, les hélices et le bloc de manettes ont été examinés au Centre d'Essais des Propulseurs de Saclay. Il en ressort que les deux moteurs étaient en rotation au moment de l'impact. Cependant les endommagements et les indices fournis par l'état de leurs composants internes indiquent que les puissances délivrées au moment de leur impact respectif n'étaient pas symétriques.

1.13.2.1 Examen du moteur droit

Le moteur droit présente des signes de rotation et de puissance significatives à l'impact.

Les déformations importantes et/ou la rupture des aubages des compresseurs résultent de leur interférence avec leurs stators respectifs.

L'arbre de transmission de puissance s'est rompu en torsion et en flambage lors de l'impact frontal. Les reliefs de cette cassure sont complètement usés par les frottements dus à la rotation de la partie motrice après la rupture et la température atteinte sur cet arbre.

L'usure complète de l'écrou de serrage de la turbine du générateur au contact de l'arbre de la turbine de puissance confirme également la rotation élevée des deux mobiles au moment de l'impact.

1.13.2.2 Examen du moteur gauche

Le moteur gauche fonctionnait très vraisemblablement à un régime inférieur au moteur droit.

En dehors des marques de rotation bien soulignées sur le compresseur centrifuge, les indices de rotation sont beaucoup plus faibles sur les compresseurs axiaux et sur les différents étages de turbines.

Le moteur gauche se singularise par sa séparation en deux parties en arrière de l'entrée d'air. Les dix-huit boulons de la bride avant du carter compresseur se sont rompus statiquement à l'impact, sous l'effet d'un effort tranchant perpendiculaire à l'axe longitudinal. Le même phénomène a conduit à la rupture en cisaillement et en flexion des six tirants d'assemblage de l'ensemble du compresseur.

Ces désolidarisations ont favorisé la sortie et la perte des disques des deuxième et troisième étages du compresseur axial. Ces éjections se sont produites sans laisser de trace évidente de rotation élevée sur les redresseurs qui leur faisaient barrage. De même, le mobile du générateur alors réduit au rouet centrifuge est demeuré en ligne, sans aucun balourd, comme l'atteste le non-endommagement des aubes de turbine et des paliers 1 et 2.

Ces éléments confirment la rotation modérée du moteur au moment où s'est produite cette séparation. Une telle séparation des carters sur ce type de moteur et la rupture de la liaison de son compresseur n'a jamais été observée au CEPr. Un tel endommagement n'a pu être causé que par un impact au sol dans des conditions très particulières. Il convient de noter qu'il n'existait aucun endommagement préalable sur les différents éléments de fixation, rompus de manière purement statique.

1.13.2.3 Examen des hélices

L'examen des pales des deux hélices et de leur mécanisme de changement de pas ont permis de constater les faits suivants :

- ❑ plusieurs pales ont été désolidarisées ou arrachées. Les autres étaient libres en rotation sur leur axe de changement de pas consécutivement à la rupture de la cinématique de commande de pas ;
- ❑ les empreintes déposées lors de l'impact sur les pieds de pales et sur leur mécanisme de changement de pas ne sont pas représentatives des pas affichés avant l'impact. A l'impact, les deux servos-pistons ont été poussés dans un premier temps vers l'avant, en position *reverse*, et ont ensuite été plus ou moins ramenés vers la position « drapeau » sous l'action de leurs ressorts de rappel ;
- ❑ les moyeux des deux hélices, complètement détruits par l'impact, ne présentent pas d'indication de dommage préexistant ;
- ❑ les cotations et les indices relevés sur les éléments du servo-piston semblent indiquer que les deux hélices n'étaient pas en drapeau. Ces observations suggèrent plutôt qu'elles étaient dans la plage de fonctionnement normal de vol.

1.13.2.4 Examen du bloc de manettes

Les leviers d'hélice sont voisins l'un de l'autre, en position petit pas.

Le levier de puissance du moteur droit est bloqué dans le secteur *beta* alors que celui du moteur gauche est dans une position comprise entre ralenti vol et ralenti sol.

L'absence de marquage et de déformation sur le levier droit ainsi que dans la rainure de son galet de guidage, tend à montrer que la position du levier de puissance moteur ne résulte pas de l'impact au sol mais d'une action sur le levier avant l'impact.

1.13.2.5 Les indicateurs de paramètres moteurs

Ils sont complètement brûlés et recouverts de suie.

L'examen des cadrans et des aiguilles des indicateurs n'a pas fourni d'indices suffisamment fiables pour attester le niveau des indications affichées.

1.13.2.6 Conclusions

Les examens des turbopropulseurs et des autres éléments de l'avion conduisent aux conclusions suivantes :

- ❑ Tous les endommagements constatés sur les deux moteurs et leurs hélices sont des conséquences des chocs à l'impact et de l'incendie déclaré au sol.
- ❑ Les deux turbopropulseurs étaient en rotation au moment de l'impact. Le moteur gauche fournissait une puissance manifestement plus réduite que le moteur droit au moment même de leur impact respectif.
- ❑ Le levier de puissance du moteur droit a été trouvé non déformé, dans le secteur *beta*. Celui du moteur gauche était situé entre ralenti sol et ralenti vol.
- ❑ Le pas des hélices à l'impact n'a pas été déterminé de façon certaine. Les indices relevés suggèrent cependant qu'aucune des hélices n'était en position drapeau et qu'elles étaient plutôt dans une plage de fonctionnement normal de vol.
- ❑ Les indicateurs de paramètres moteurs extrêmement endommagés par le choc et l'incendie n'ont apporté aucun élément pouvant préciser les observations précédentes.

En définitive, l'examen de l'ensemble des matériels examinés n'a pas révélé de signes de dysfonctionnement ou d'avarie survenue en vol sur chacun des deux ensembles turbopropulseur, sachant cependant que les fonctions régulation de carburant n'ont pas pu être examinées en raison de la destruction de leur composants.

Il n'est pas possible de statuer de façon plus précise sur le bon fonctionnement des moteurs et notamment celui du moteur gauche compte tenu des destructions, voire même des pertes sur le site de la plupart des organes de commande et des accessoires de régulation.

1.13.3 Témoignages

Deux témoins ayant une culture aéronautique (agents AFIS de la tour de contrôle de Moulins) fournissent des informations précises sur les bruits moteur entendus.

Le premier, qui se trouvait dans les locaux de l'aéro-club, a entendu l'avion effectuer deux circuits d'aérodrome puis remettre les gaz en vue d'un troisième. Au cours de la montée initiale, il a perçu un bruit de changement de régime lui laissant penser que l'avion passait en monomoteur fictif.

Le deuxième, qui se trouvait à environ quatre kilomètres de l'aérodrome de Moulins, a perçu aussi un brusque changement de régime moteur et, juste après, une très nette baisse de régime moteur suivi de l'impact au sol.

D'autres témoins, tout près du site de l'accident, ont eu leur attention attirée par l'évolution de l'avion qui volait à une hauteur plus basse que d'habitude. Ils précisent avoir vu l'avion, en vol horizontal, s'incliner rapidement et fortement, et piquer vers le sol. Les témoignages ne sont pas cohérents sur le sens et l'inclinaison du virage.

Pendant toute cette phase de vol ces témoins indiquent avoir perçu le bruit des moteurs qui augmentait. Ils ont observé l'avion pendant environ huit secondes.

Les témoins confirment que l'avion était en configuration lisse (aucune trainée visible – train rentré, volets rentrés) comme relevé sur le site et que les deux hélices tournaient (à noter qu'en drapeau, l'hélice du moteur simulé en panne peut tourner doucement).

2 - ANALYSE

Le pilote en place gauche effectuait un vol de prorogation de qualification IFR et de type. Le programme pratique prévoit, entre autres, des exercices de maniabilité en configuration un moteur en panne.

L'agent AFIS a indiqué que l'exercice de panne moteur avait commencé à la remise de gaz suivant le troisième posé – décollé. Il est d'usage, pour un instructeur de déclencher cet exercice à une vitesse supérieure à la Vyse et à la hauteur de sécurité au décollage (HSD, Z terrain + 400', 1 300' QNH à Moulins). Les traînées (train d'atterrissage, volets) étaient probablement déjà rentrées.

La trajectoire radar a montré que l'avion effectuait une remise de gaz dans l'axe, longue, afin d'accélérer semble-t-il, jusqu'à la vitesse de meilleur taux de montée définie par le constructeur à 121 kt.

La position du trim de direction indiquait que le moteur vif était le moteur gauche. Dans cette simulation de vol monomoteur, le levier de puissance du moteur droit avait normalement été mis sur la position ralenti.

La position des leviers était donc la suivante :

- levier de puissance droit ralenti,
- levier de puissance gauche à une position permettant de maintenir la vitesse de 121 kt en montée (proche du maxi continu 2 000 lbs au torque),
- levier d'hélice droite vraisemblablement proche d'une position petit pas ou en position drapeau,
- levier d'hélice gauche probablement plein petit pas.

L'avion est monté vers 2 600 pieds (radar), probablement dans cette configuration.

On peut considérer qu'en palier à 2 600 ft, l'exercice était terminé et que le pilote aurait dû remettre la puissance sur le moteur droit.

Pour cela, le pilote aurait dû positionner le levier d'hélice droit vers petit pas et, afin de retrouver un vol symétrique, augmenter la puissance du moteur droit en amenant le levier de puissance droit vers la position maxi.

La configuration supposée du bloc manettes, après la remise en vol symétrique de l'avion, aurait dû être la suivante :

- levier de puissance gauche en position proche du maxi,
- levier de puissance droit en position proche du maxi,
- levier hélice gauche plein petit pas,
- levier hélice droit plein petit pas.

Cette configuration ne correspond pas à celle du bloc manettes trouvé dans l'épave.

L'état de l'épave et l'absence d'enregistrement de paramètres n'ont pas permis de déterminer les actions du pilote et de l'examineur sur les leviers de commande de puissance entre la fin de l'exercice et la perte de contrôle.

L'examen du bloc manettes a montré que le levier de commande de puissance du moteur droit était dans le secteur *beta*. Pour atteindre ce secteur, il est nécessaire de soulever le levier afin de l'engager dans un rail dédié. L'absence de marques ou de déformations attestent que cette position ne résulte pas de l'impact. Le résultat de l'examen des hélices, qui suggère qu'elles fonctionnaient dans le domaine normal de vol, peut apparaître incohérent avec cette analyse. Cependant ce résultat d'examen ne s'appuie pas sur des indices incontestables et ne permet donc pas de tirer des conclusions définitives.

L'hypothèse d'une action volontaire ou réflexe d'un des pilotes sur le levier de commande de puissance droit vers la position *reverse* pourrait être retenue. En effet, la perte de contrôle, brutale (taux de chute supérieur à 5 000 ft/min) et dissymétrique a pu être déclenchée par un frein aérodynamique important, compte tenu de la vitesse d'évolution à cet instant. Le frein provoqué par le disque d'hélice à la suite d'une manipulation erronée (passage du levier de commande de puissance dans le secteur *beta*) aurait pu provoquer ce genre de perte de contrôle. Un passage en position *reverse* serait cohérent avec le résultat de l'examen de la turbine droite qui indique que celle-ci délivrait de la puissance.

Cependant, l'examineur était expérimenté et le constructeur met en garde les exploitants sur les risques liés au positionnement du levier de puissance dans ce secteur en vol.

Une perte de contrôle dissymétrique lors d'une évolution (virage par exemple) en monomoteur, proche de la *Vmca*, peut également être envisagée. Une manipulation précipitée de l'un des pilotes en réaction à cette perte de contrôle a pu positionner alors le levier de commande de puissance du moteur droit dans la position *beta*, aggravant encore la dissymétrie. Ce phénomène pourrait expliquer l'angle de piqué important pris par l'avion.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ L'avion immatriculé F-GDLE était utilisé par son propriétaire dans le cadre d'un contrôle en vol, en vue de la prorogation de sa qualification de vol aux instruments, de classe et de type mono pilote.
- ❑ Le pilote et le pilote examinateur détenaient les brevets et licences nécessaires à l'accomplissement du vol en application des privilèges professionnels de leurs licences françaises.
- ❑ L'avion disposait d'un certificat de navigabilité en état de validité.
- ❑ Le type de vol effectué correspondait aux besoins d'un vol de prorogation de licence pilote.
- ❑ Le pilote était en place gauche et le pilote examinateur en place droite. Les deux passagers étaient assis derrière le poste de pilotage.
- ❑ L'avion a percuté le sol en configuration lisse (trains d'atterrissage et volets rentrés).
- ❑ Les deux turbopropulseurs étaient en rotation au moment de l'impact. Celui en position gauche fournissait une puissance plus réduite que celui en position droite au moment même de leur impact respectif.
- ❑ Le levier de puissance du moteur droit était dans le secteur *beta* avant l'impact.
- ❑ Aucune anomalie n'a été signalée par l'équipage avant l'accident.

3.2 Cause probable

L'accident est probablement dû à une perte de contrôle lors d'un exercice de panne moteur, sans toutefois pouvoir déterminer avec exactitude la chronologie des actions effectuées par l'équipage.

Liste des annexes

annexe 1

Transcription radio

annexe 2

Trajectoire radar

annexe 3

Procédure VOR

Transcription radio

CRNA/Nord (g:\exploita\qualserv\incid_20.01\1300.01\1349\01t1349.doc) PV N° 161/01 Athis-Mons le 28/11/01 17:08 PIECE N° 18 Feuille N° 1/2

| | | |
|-------------------------------|-------------------------|---------------------|
| INCIDENT du 24/11/2001 | Référence: 01t1349.d | OS / Site MB / B |
|-------------------------------|-------------------------|---------------------|

EXTRAITS des COMMUNICATIONS RADIO ECHANGEES
Exclusivement entre FGDLE et PARIS CONTROLE
Le 24/11/2001

| | | |
|---------------------|------------|------------------------|
| Platine Tel N°: NIL | Secteur: S | Fréquence: 125,450 MHZ |
|---------------------|------------|------------------------|

| Heures UTC | Qui Parle | COMMUNICATIONS |
|------------|-----------|----------------|
|------------|-----------|----------------|

Remarques:

- Les lettres soulignées se prononcent en Code OACI.
- Les chiffres et nombres se prononcent tels que soulignés (ex: 11 0 2: onze, zéro, deux; 100 idem 100: cent).
- ??? signifie : "Incompréhensible" ou "Pas certain". — signifie : un "blanc" sur la transmission.

| 10.06.00 | Qui parle | Début d'écoute |
|----------|-----------|--|
| 10.06.58 | FGDLE | Paris, <u>F L E</u> rebonjour |
| | PARIS/S | <u>F L E</u> rebonjour. Maintenez 70 atteignant sur MOULINS |
| | FGDLE | On aurait aimé continuer la descente |
| | PARIS/S | Je vous rappelle Monsieur |
| 10.07.17 | PARIS/S | <u>L E</u> , vous avez établi un contact avec Saint Yan ?? |
| | FGDLE | Y a personne le week-end. |
| | PARIS/S | Parce que pour nous c'était actif mais ça nous semblait bizarre effectivement, d'accord donc, pour l'instant le 70, je vous rappelle |
| | FGDLE | <u>L E</u> |
| 10.07.37 | PARIS/S | <u>L E</u> , et vous avez eu le terrain?? |
| | FGDLE | Il n'y a personne non plus. Les minima sont <u>3000 3</u> dans le secteur. |
| | PARIS/S | Reçu, je vous rappelle monsieur. |
| 10.07.54 | PARIS/S | <u>F L E</u> pas de trafic connu à vous signaler. donc vous pouvez descendre vers l'altitude de sécurité et puis quitter ma fréquence, monsieur. |
| | FGDLE | On descend vers l'altitude de sécurité. On passe avec Moulins en Auto info. Merci . au revoir. |
| | PARIS/S | Au revoir. |
| | FGDLE | On téléphonera pour clôturer le plan de vol |

INCIDENT du 24/11/2001 Référence: 01t1349.d OS / Site MB / B

EXTRAITS des COMMUNICATIONS RADIO ECHANGEES
Exclusivement entre FGDLE et PARIS CONTROLE
Le 24/11/2001

Platine Tel N°: NIL Secteur: S Fréquence: 125,450 MHZ

| Heures UTC | Qui Parle | COMMUNICATIONS |
|-----------------|-----------|---|
| | PARIS/S | C'est parfait , merci |
| | FGDLE | On va faire un peu de mania en arrivant sur Moulins donc dans 1/2h environ. |
| | PARIS/S | Reçu. |
| 10.09.00 | | Fin d'écoute |

Transcription effectuée par
 la Subdivision Qualité de Service & Sécurité du CRNA/Nord

Certifiée conforme.

| Col. n°1 Station émettrice | Col. n°2 Station réceptrice | Col. N°3 heure UTC (HHMMSS) | Colonne n°4 Communications | Colonne n°5 Observations |
|---|-----------------------------------|-----------------------------------|--|-----------------------------|
| Aucune référence horaire n'est enregistrée. | | | | |
| Les heures sont données approximativement d'après l'image radar. | | | | |
| Trafic en autoinformation. | | | | |
| F-GDLE | | 10h09mn | Moulins, Fox Lima Echo bonjour. Moulins, le Beech 200 on est libéré par Paris, on descend 3300 pieds QNH sur Mike Bravo Yankee | Voix pilote |
| F-GDLE | | | Fox Lima Echo on va faire des évolutions verticale installations 2000 pieds QNH, FE pardon, 2000 pieds Fox Echo. | Voix examinateur |
| F-GDLE | | 10h17 | Lima Echo en étape de base 26, euh.....situation évolutions puis fera un touch and go et tour de piste en 26. | Voix examinateur |
| F-GDLE | | | Lima Echo vent arrière main droite 26 basse hauteur | Voix examinateur |
| F-GDLE | | 10h26 |pieds Lima Echo remise de gaz va se reporter 2000 pieds QNH pour évolutions secteur, correction 2000 Fox Echo. | Voix examinateur |

Trajectoire radar

CRNA/Nord

Trajectoires réalisées à partir des fichiers FGDLE1.STR et FGDLE1.AVI
Incident: du 24/11/2001 Secteur LFFF/

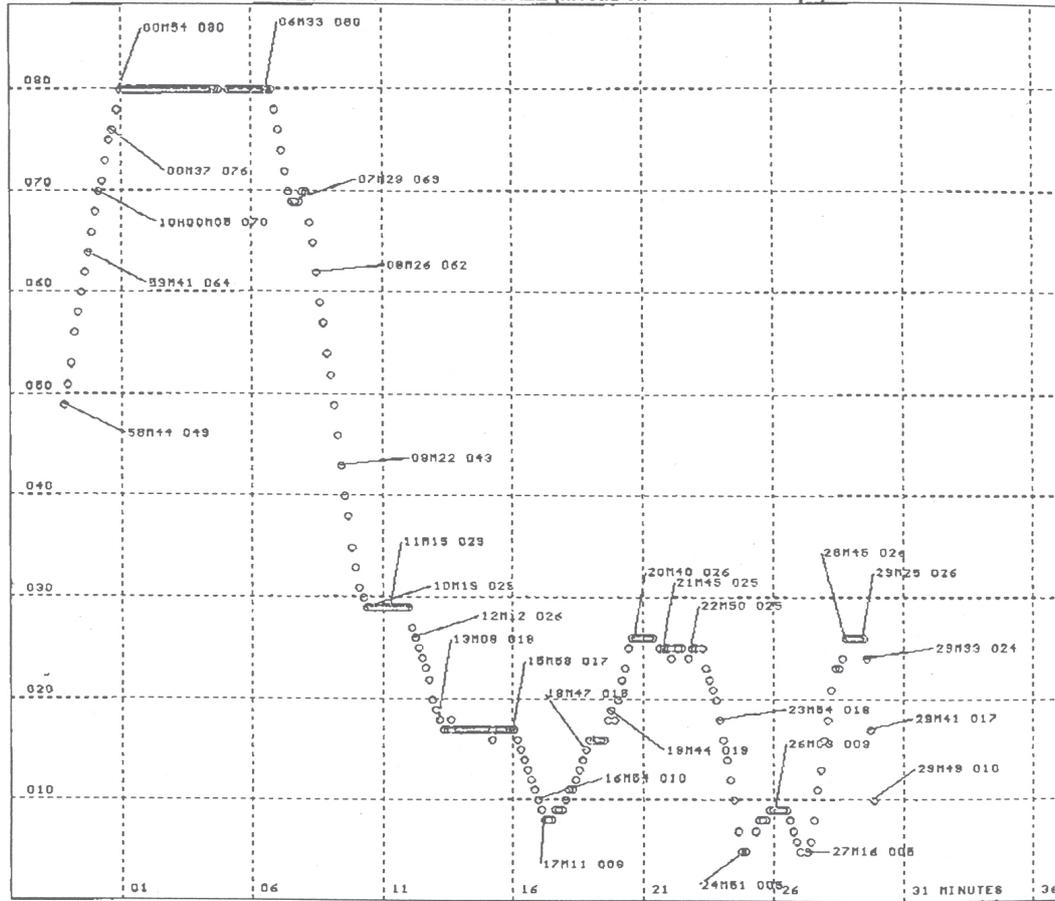
Période de temps désignée: de 09:58'00" à 10:35'59" UTC.

Avions listés:

(+): FGDLE1 => (O): 7354 =>
(3):

radar asterix de NEVERS unité X,Y: 1/64°NM

TRAJECTOGRAPHIE VERTICALE (niveau en fonction du temps)



Kx=1,2335 DX=41602 DY=30931,4

CRNA/Nord

Trajectoires réalisées à partir des fichiers FGDLE1.STR et FGDLE1.AVI
Incident: du 24/11/2001 Secteur LFFF/

Période de temps désignée: de 09:58'00" à 10:35'59" UTC.

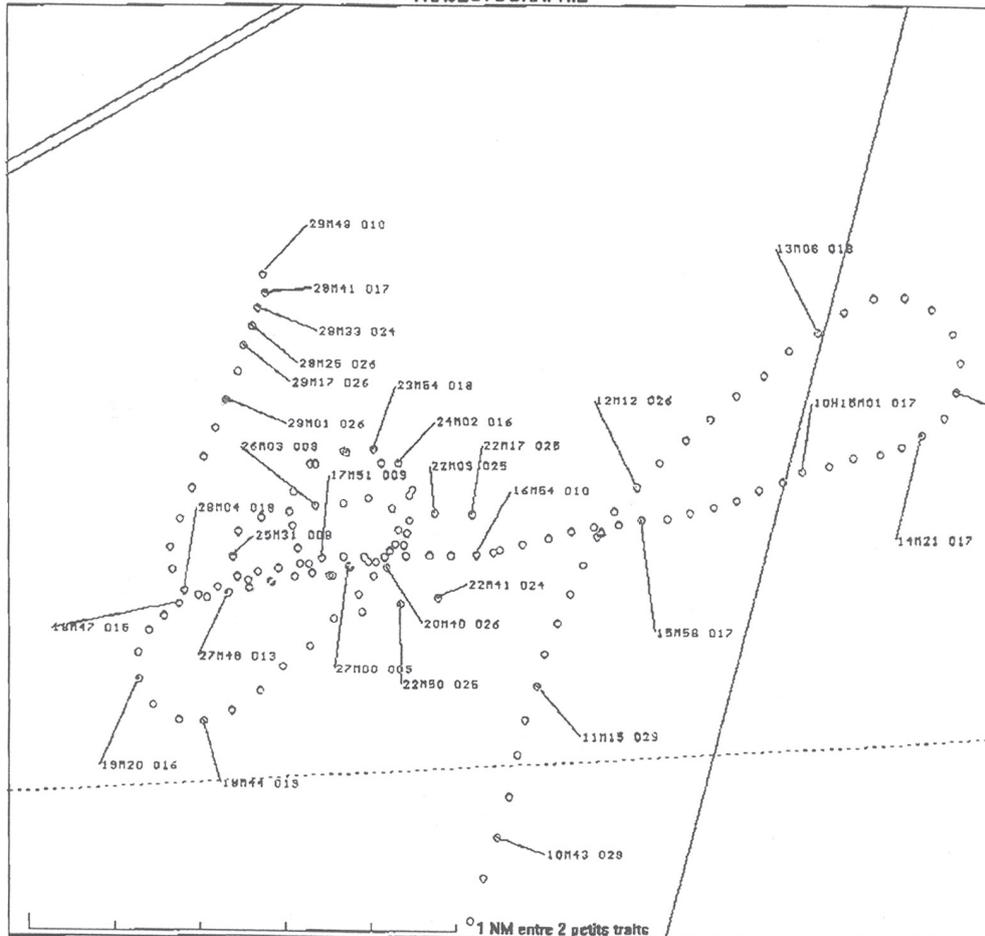
Avions listés:

(+): FGDLE1 => (O): 7354 =>

(3):

Ecomment

TRAJECTOGRAPHIE



Procédure VOR

APPROCHE AUX INSTRUMENTS Cat. A B C

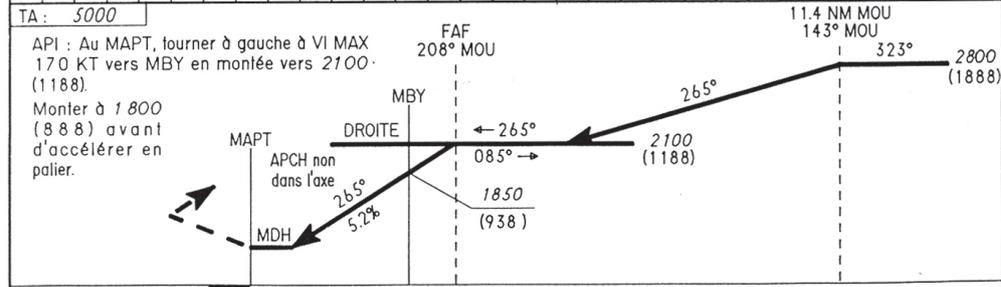
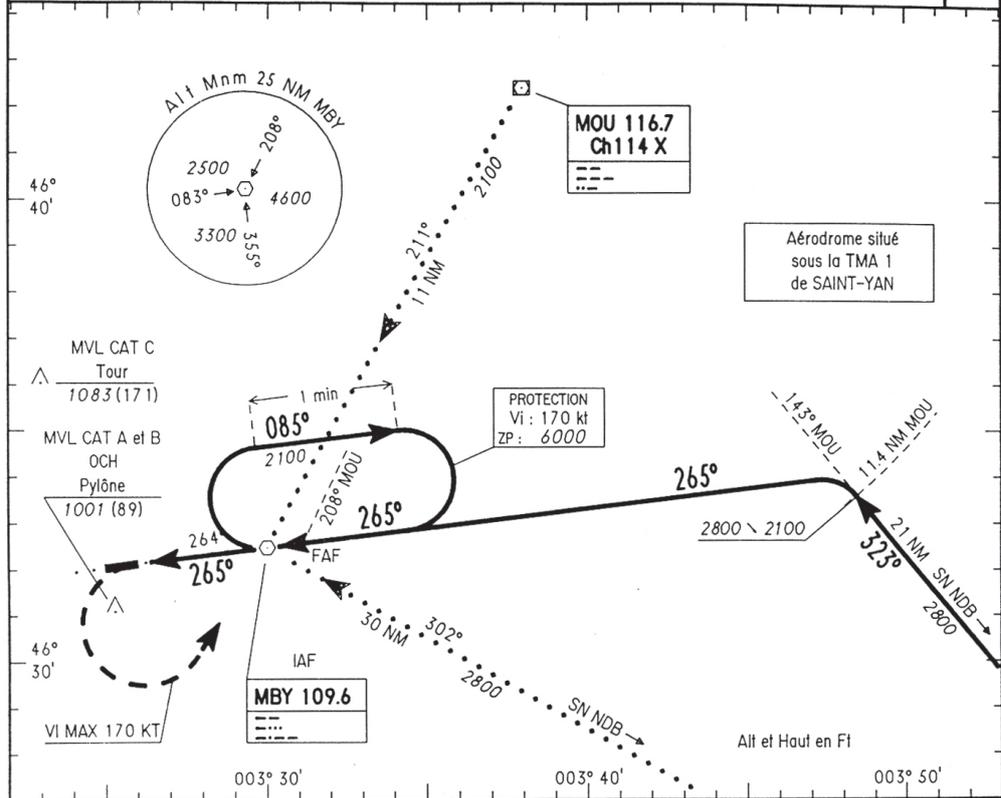
02 MOULINS MONTBEUGNY LFHY
VOR RWY 26

Alt - Ad : 912 (33 hPa), Seuil : 909

J-94 03 31

APP : SAINT-YAN Approche 123.4 119.5(S)
TWR : NIL (AD non contrôlé)
AFIS : MOULINS 125.2

Déc
2° W
(90)



Seuil ← (NM) 2.8 3.6 15.2
Minimums standard : distances verticales en pieds, VH en mètres Réf Haut : Alt Ad

| CAT | VOR | | MVL (1) | |
|-----|-----|------|---------|------|
| | MDH | VH | MDH | VH |
| A | 340 | 1150 | 400 | 1600 |
| B | 340 | 1300 | 500 | 2000 |
| C | 340 | 1500 | 600 | 2800 |

Observations : (1) HJ seulement. MVL interdites au Sud de la piste.

| VOR - MAPT | 2.8 NM | 70 kt | 85 kt | 100 kt | 115 kt | 130 kt | 145 kt | 160 kt |
|------------|--------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | | 02 min 24 | 01 min 59 | 01 min 41 | 01 min 28 | 01 min 18 | 01 min 10 | 01 min 03 |