

Panne de régulation carburant, collision avec un obstacle lors de l'atterrissage

Aéronef	Hélicoptère Eurocopter AS350B3 immatriculé F-OHOR
Date et heure	4 juillet 2012 vers 10 h 25 ⁽¹⁾
Exploitant	HELICOJYP
Lieu	Cayenne (971)
Nature du vol	Transport public
Personnes à bord	Pilote, trois passagers
Conséquences et dommages	Hélicoptère détruit

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Le déroulement du vol a été retracé à partir de témoignages et de l'exploitation d'une vidéo tournée par l'un des passagers.

Le pilote, accompagné de trois passagers, doit effectuer un vol comprenant dix étapes et consistant à récupérer des fonds. Le matin, lors du premier démarrage, il constate l'allumage du voyant de panne « GOV » rouge indiquant un dysfonctionnement de la régulation automatique du carburant de la turbine. Cette panne interdit électroniquement le démarrage de l'hélicoptère.

Le pilote annule le vol et prévient ses passagers. En l'absence de mécanicien sur site, il entreprend de rechercher l'origine de la panne. Il indique qu'il suspecte un faux contact au niveau de l'interrupteur de commande de la régulation automatique ou manuelle « AUTO/MAN ». Après avoir vérifié les prises de raccordement électrique, il positionne l'interrupteur sur « MAN » et remet le circuit électrique de l'hélicoptère sous tension. Le voyant « GOV » rouge s'allume ; il repositionne l'interrupteur sur « AUTO » et constate que le voyant s'éteint. Pensant avoir identifié l'origine de la panne, il estime qu'il peut réaliser le vol prévu. Il rappelle ses passagers et décolle de l'hélicoptère de la société HELICOJYP pour effectuer la première étape. Arrivé à destination, il coupe la turbine. Lors de la remise en route il est confronté au même problème et décide de renouveler la manipulation précédente. Il constate l'extinction du voyant GOV, réussit à mettre la turbine en route et décolle pour effectuer la seconde étape.

Lors de l'arrivée sur l'aérodrome de Régina, alors qu'il entre en vol stationnaire juste avant le poser, le pilote constate de nouveau l'allumage du voyant « GOV » rouge. Il atterrit, arrête la turbine et effectue une nouvelle vérification des prises du boîtier de régulation. Il essaie à plusieurs reprises et sans succès de démarrer. Il applique alors sa méthode de dépannage mais constate que, lors du passage de l'interrupteur sur « AUTO », l'alarme « GOV » rouge persiste. Il indique qu'il prend la décision d'annuler les vols suivants et de rentrer à sa base dès qu'il aura réussi à faire disparaître cette alarme et à redémarrer la turbine. Après de multiples essais, il y parvient, et effectue seul à bord des essais en stationnaire pour s'assurer du bon comportement du moteur.

Jugeant les essais concluants, il embarque ses trois passagers et entreprend le vol retour vers l'hélicoptère de la société.

Après vingt minutes de trajet, alors qu'il se trouve à environ deux minutes de la base, le voyant d'alarme « GOV » rouge s'allume en vol indiquant que la régulation automatique n'est plus sujette à un dysfonctionnement mais à une panne. Le pilote explique qu'il poursuit le vol en régulant manuellement le débit de carburant avec la poignée tournante du manche de pas collectif et qu'il éprouve des difficultés à effectuer cette régulation.

Alors qu'il se présente en courte finale, les tours rotor chutent. Il tente une autorotation mais ne dispose pas de la hauteur suffisante pour la réussir. L'hélicoptère heurte durement le sol, rebondit puis glisse sur environ six mètres. Le patin droit touche le rebord de la dalle en béton de la plateforme. L'hélicoptère se soulève, pivote sur la dalle de béton, bascule sur le côté droit et s'immobilise.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Examen du site et de l'épave

Lors du renversement sur le côté droit, la poutre de queue s'est pliée, les pales du rotor principal ainsi que la tête rotor ont été détruits. Une partie du patin droit a été arrachée. L'ensemble des dommages constatés sur l'hélicoptère sont le résultat du contact anormal avec le sol et la plateforme.

2.2 Expérience du pilote

Le pilote détient une licence CPL/H obtenue en 1998, avec les qualifications AS350 et EC130 dont le renouvellement avait eu lieu en novembre 2011.

Il totalisait environ 8 000 heures de vol dont 6 000 en tant que commandant de bord.

2.3 Composants prélevés sur l'hélicoptère

Les principaux systèmes de l'hélicoptère sont :

- le VEMD (Vehicle and Engine Multifunctional Display) : système assurant l'affichage des principaux paramètres de vol ;
- le DECU (Digital Engine Control Unit) : système assurant la régulation automatique du moteur par la gestion du débit carburant ;
- le HMU (Hydro Mechanical Unit) : système assurant le débit du carburant ;
- le boîtier génération (cœur électrique) : système assurant la répartition des différentes lignes 28 V (prise de parc, batterie, génératrice).

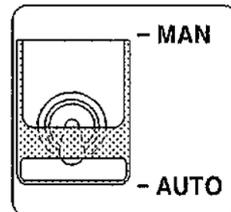
Les calculateurs DECU et VEMD ont été prélevés après l'accident et envoyés au BEA pour analyse. Les résultats de l'analyse préliminaire de ces composants ont conduit à effectuer des examens complémentaires. Le HMU et le boîtier de génération ont été prélevés sur l'épave dans un second temps, un an après l'accident, et envoyés au BEA pour analyse.

2.4 Procédures opérationnelles

Les procédures normales et d'urgence sont décrites dans le manuel de vol.

2.4.1 Procédure avant mise en route

Le sélecteur de régulation « *AUTO/MAN* » est équipé d'un cache qui protège la position « *AUTO* », position normale d'utilisation du système.



Sélecteur AUTO-MAN

Le passage en position « *MAN* » n'est effectué qu'en vol pour réduire la puissance du moteur lors des entraînements à l'autorotation. Ce passage nécessite de relever temporairement le cache pour libérer l'interrupteur de sa position « *AUTO* ».

A la mise sous tension, le sélecteur est donc normalement positionné sur « *AUTO* », même si le manuel de vol ne le précise pas. La séquence de démarrage du DECU débute par une série d'autotests qui vérifient les fonctionnalités liées à la régulation automatique. En l'absence d'alarme, le pilote peut démarrer la turbine.

En revanche, si le sélecteur est positionné sur « *MAN* », ces autotests ne sont pas exécutés et les anomalies potentielles ne sont pas détectées. Lorsque le sélecteur est ensuite ramené sur « *AUTO* », les anomalies ne sont pas prises en compte par le système, le voyant alarme « *GOV* » rouge ne s'allume pas et le démarrage devient possible.

2.4.2 Procédure en cas de panne majeure de la régulation automatique

Lorsque le voyant « *GOV* » s'allume en rouge, la valeur du débit carburant se fige et le pilote doit actionner la poignée tournante pour adapter le débit à la puissance demandée. La procédure requiert, entre autres, de maintenir le NR dans la plage verte, de piloter le NR de telle sorte que l'alarme « *maxi* » ne soit jamais activée. Elle précise également que les actions sur la poignée tournante doivent être de petite amplitude et que l'approche ne doit pas se faire sous angle fort.

2.5 Examen des systèmes

Les différents systèmes avioniques ont été extraits de l'épave de l'hélicoptère afin d'en exploiter les éventuelles données enregistrées.

Le VEMD et le DECU enregistrent des messages de pannes dédiés à la maintenance de l'aéronef. Le VEMD enregistre aussi les dépassements de certains paramètres de vol, sans les dater. Le DECU enregistre des messages de pannes dès sa mise sous tension, le VEMD enregistre des messages de pannes lorsque le régime rotor et le régime de la turbine ont dépassé un certain seuil.

2.5.1 Description du HMU

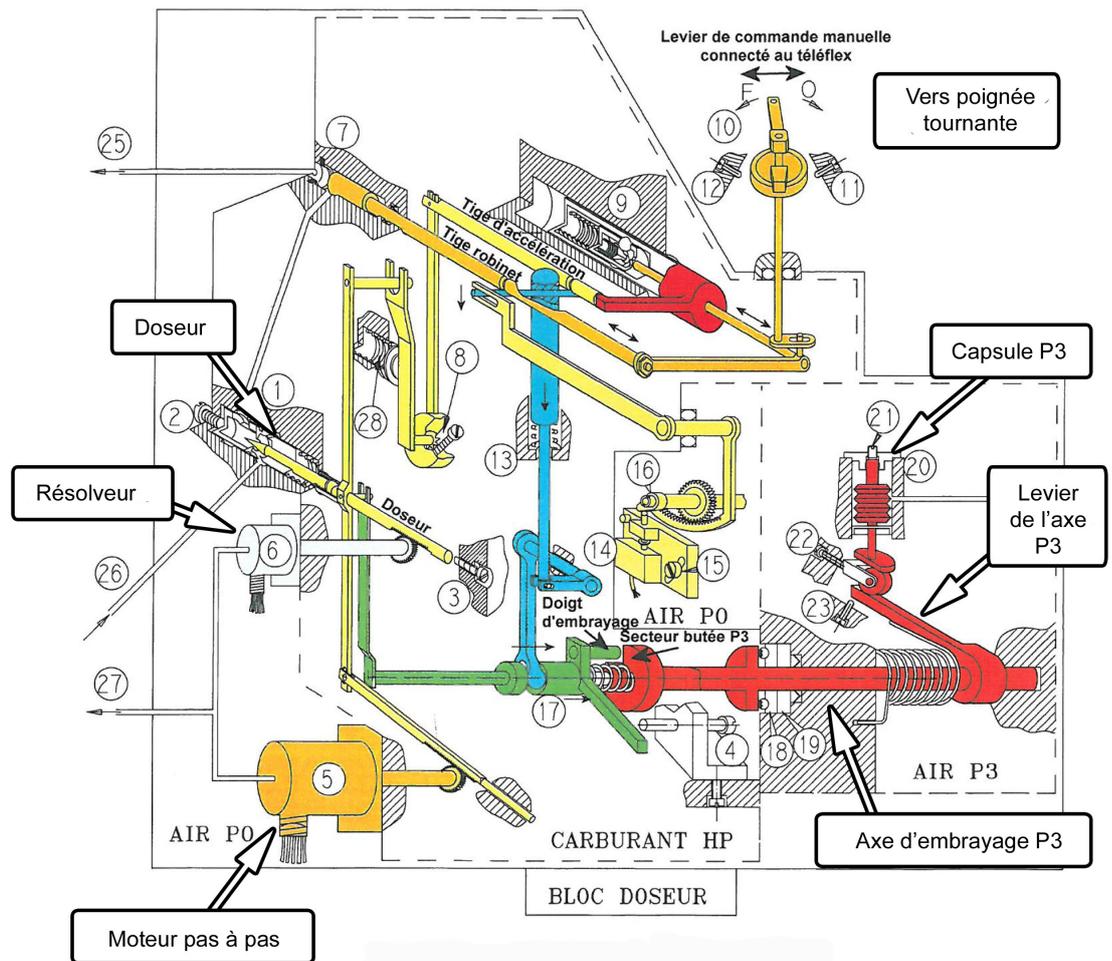
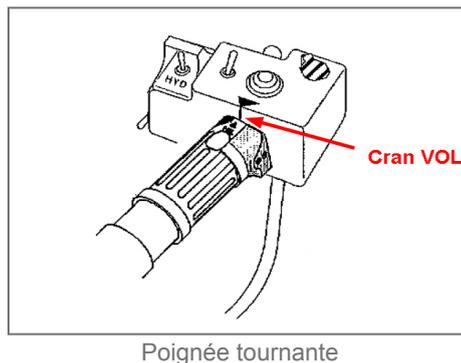


Schéma de principe du HMU

Le HMU est constitué de deux parties :

- ❑ une partie qui correspond au mode automatique (sélecteur de régulation sur « AUTO » et la poignée tournante du pas collectif sur le cran VOL) ; la commande de débit carburant est pilotée par le DECU au travers du moteur pas à pas (consigne) et du résolveur (rétroaction), qui pilote le doseur (dosage du carburant) ;
- ❑ une partie qui correspond au mode manuel (sélecteur de régulation sur « MAN » ou panne de régulation automatique) ; le débit carburant est piloté directement par la poignée tournante au travers de bielles qui pilotent le doseur. La position du moteur pas à pas est alors figée dans la position qu'elle avait au moment de la panne ou de la sélection « MAN ».



Poignée tournante

⁽²⁾NG est la vitesse de rotation du générateur de gaz de la turbine.

⁽³⁾NR est la vitesse de rotation du rotor principal.

2.5.2 Examen du VEMD

Cinq messages de panne ont été enregistrés au cours du vol de l'accident.

Quatre d'entre eux indiquent des dépassements liés à l'impact avec le sol.

Le cinquième, enregistré 1 minute 35 secondes avant la collision avec le sol, indique une panne de la chaîne électrique d'alimentation du résolveur ou du moteur pas à pas du HMU. Il montre que l'hélicoptère était en vol, que la puissance de la turbine n'était pas maximale (NG⁽²⁾ de l'ordre de 88 %) que le couple n'était pas élevé (36 %) et que les NR⁽³⁾ se situaient dans leur plage de fonctionnement normal (394 tr/min).

2.5.3 Examen du DECU

Lors de l'inspection visuelle interne du DECU, des composants électroniques présentaient des traces de dégradation par surtension. La carte électronique contenant les données enregistrées a pu être remise sous tension et les données ont pu être déchargées.

L'analyse de ces données indique notamment une panne enregistrée à l'heure correspondant à celle trouvée dans le VEMD (1 minute 34 secondes avant l'impact). Cette panne concernait la chaîne électrique du moteur pas à pas du HMU. Le signal de passage en mode manuel transmis par le HMU a été enregistré par le DECU.

Cette même panne a été enregistrée à plusieurs reprises lors des mises sous tension précédentes et généralement quelques secondes après la mise sous tension.

2.5.4 Examen du cœur électrique

L'examen a montré que certaines fonctions du système présentaient des défaillances intempestives liées à des traces de corrosion sur les cartes électroniques.

Il n'a cependant pas été possible de déterminer l'étendue, voire la présence, de la corrosion le jour de l'accident car cet examen a été réalisé plus d'un an après.

2.5.5 Examen du HMU

Le HMU a été stocké avec l'épave dans un hangar sans précaution particulière, la dépose et l'examen ont été réalisés plus d'un an après l'accident.

Le fonctionnement en mode automatique a été vérifié et correspondait aux spécifications.

Le fonctionnement en mode manuel a été testé et présentait une anomalie. De la corrosion bloquait le système dans une position qui permettait un débit maximum de 87 l/h correspondant à un NG de l'ordre de 76 %. Il n'a cependant pas été possible d'établir que ce blocage était présent le jour de l'accident.

2.5.6 Examen complémentaire du DECU

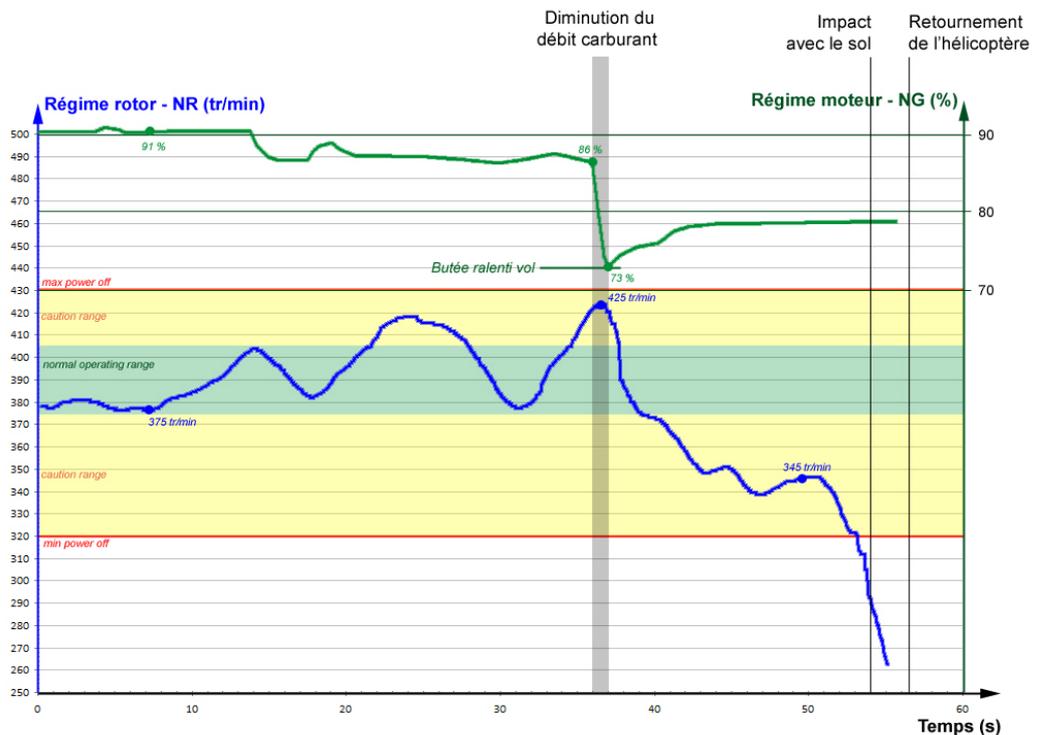
Les quatre cartes électroniques du DECU ont été testées séparément. L'une d'elles présentait un dysfonctionnement lié à la défaillance d'un condensateur filtrant la sortie du générateur de courant qui alimente les quatre phases du moteur pas à pas (défaillance de la régulation).

Ce condensateur fait l'objet d'un Service Bulletin (SB) optionnel n° C12380-49-009. Le SB préconise le remplacement d'une dizaine de condensateurs céramiques à terminaisons non-polymère assurant des fonctions critiques si l'un d'eux présente une défaillance. Les condensateurs à terminaisons polymère ont une meilleure fiabilité dans les systèmes soumis à de fortes vibrations que les condensateurs à terminaison non-polymère qui peuvent se mettre progressivement en court-circuit. C'est le mode de défaillance observé sur le DECU du F-OHOR qui a généré un « GOV » rouge et entraîné le gel du doseur.

Le DECU du F-OHOR n'avait pas subi la modification prévue par ce SB.

2.5.7 Examen de la vidéo

Une vidéo réalisée par l'un des passagers avec un téléphone portable a été mise à la disposition du BEA. La séquence débute 54 secondes avant l'impact avec le sol. Le pilote régule manuellement le débit carburant. Le voyant « GOV » est illuminé en rouge. Une analyse spectrale du son de la vidéo a été effectuée et a permis de tracer les courbes des paramètres NR et NG.



Courbes des paramètres du F-OHOR

Dix-huit secondes avant l'impact, le NG diminue de 86 % à 73 % (butée ralenti vol) suite à une diminution du débit carburant puis remonte vers 78 %. Cette diminution débute lors d'un pic de valeur des tours rotor à 425 tr/min. Les variations de NG durant les 55 secondes avant l'accident semblent indiquer que le moteur répond aux sollicitations de la commande de puissance de la poignée tournante.

2.5.8 Témoignage du pilote

Le pilote explique qu'il pensait disposer de la puissance suffisante pour se poser normalement. Se trouvant à environ 500 pieds, il a opéré un large virage par la gauche pour réaliser une finale à forte pente par vent de face, tout en essayant de maîtriser le nombre de tours rotor manuellement.

2.6 Nature du vol

Le vol consistait à effectuer un transport payant au profit d'une entreprise privée. L'hélicoptère n'était pas utilisé comme outil de travail mais comme moyen de déplacement. Il s'agissait donc de transport public.

La réglementation applicable prévoit que ce type d'exploitation doit s'effectuer avec des hélicoptères bimoteurs s'il implique le survol de zones hostiles. Des dérogations peuvent être accordées, notamment *« lorsqu'un moyen de transport de surface alternatif ne fournira pas le même niveau de sécurité que les hélicoptères monomoteur ; lorsque, du fait de la faible densité de population, les circonstances économiques ne justifient pas le remplacement d'hélicoptères monomoteurs par des bimoteurs, un hélicoptère monomoteur pourra être autorisé au cas par cas au-dessus de zones hostiles non habitées... »*.

Les informations recueillies lors de cette enquête montrent qu'aucune dérogation n'a été demandée pour ce vol.

3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

3.1 Décision d'entreprendre et de poursuivre le vol

Sur AS 350 B3, l'allumage de l'alarme « GOV » rouge à la mise sous tension interdit la mise en route de la turbine. Le pilote n'a pas réalisé que la méthode singulière qu'il a employée pour faire disparaître cette alarme avait pour conséquence d'occulter un dysfonctionnement de la régulation automatique. Le fait que cette méthode ne soit pas prévue dans le manuel de vol n'a pas constitué pour lui une barrière de sécurité suffisante. Au contraire, lors de ses diverses tentatives au sol, il s'est convaincu qu'il s'agissait d'un simple faux contact dans l'interrupteur « AUTO/MAN ». Il a ainsi entrepris les différents vols avec une représentation incorrecte de l'état des systèmes.

L'allumage en vol de l'alarme lors de l'atterrissage sur la seconde aire de poser était un indice fort du dysfonctionnement de la régulation automatique. Le pilote a décidé ne pas entreprendre d'étapes supplémentaires mais n'a pas annulé le vol retour. La possibilité de continuer le vol en régulation manuelle peut avoir contribué à orienter son choix.

La volonté de ramener l'hélicoptère malgré une suspicion de panne potentiellement grave peut également s'expliquer par des raisons de sûreté liées à la nature de la mission de ses passagers.

3.2 Analyse du DECU

Les défaillances enregistrées par le DECU confirment les observations, témoignages et examens réalisés.

L'allumage du « GOV » rouge à la mise sous tension indiquait une faiblesse sur un condensateur entrant dans la chaîne de régulation automatique du carburant. Cette faiblesse n'était détectable que par les autotests lors de la mise sous tension. La méthode particulière de dépannage employée par le pilote a empêché ces autotests de fonctionner et fait disparaître l'alarme.

L'état du condensateur s'est probablement dégradé pendant la mission jusqu'à provoquer une panne en vol de la régulation automatique et contraindre le pilote à passer en régulation manuelle.

Un diagnostic réalisé par un mécanicien lors de la première tentative de mise en route aurait probablement conduit à la dépose du DECU et à son envoi en atelier de réparation. Il est aussi probable, qu'à cette occasion, le SB optionnel n° C12380-49-009 aurait été appliqué.

3.3 Présence de corrosion dans le HMU

L'analyse spectrale de la vidéo montre qu'après l'allumage de l'alarme « GOV » rouge, le régime moteur (NG) a été piloté manuellement entre 86 et 91 %, ce qui n'est pas compatible avec le blocage de l'axe d'embrayage P3 à 76 % constaté lors de l'examen du HMU.

Le signal de passage en mode manuel du HMU transmis vers le DECU indique que le mode manuel était opérationnel.

Par ailleurs la position de blocage de l'axe constaté lors de l'examen correspond aux valeurs de NG relevées dans les dernières secondes de vol par l'analyse de la vidéo. La corrosion à l'intérieur du corps AIR P3 dans le HMU résulte donc très certainement de son stockage prolongé après l'accident.

3.4 Gestion de l'approche

L'analyse de la vidéo montre qu'à partir du passage en mode manuel, les tours rotor ont fluctué. Après une vingtaine de secondes, le pilote n'est plus parvenu à les maintenir dans la plage de valeurs de fonctionnement normal (375 / 405 tr/min). Une excursion à 425 tr/min, a été suivie d'une baisse vers la valeur du ralenti vol, (375 tr/min). Cette baisse est l'indice d'une action du pilote sur la poignée tournante pour réduire le débit de carburant et éviter un surrégime rotor.

Celui-ci n'a cependant pas réussi à compenser la baisse de régime rotor par une baisse adaptée du levier de pas collectif. Le régime rotor a continué de baisser vers 345 tr/min tandis que le régime moteur a augmenté de 73 % à 78 %.

L'enquête ayant montré que la régulation manuelle fonctionnait, la brutale chute de tours rotor finale a probablement été liée à la demande grandissante de puissance non compensée par une augmentation du régime moteur. En d'autres termes, il est très probable que le pilote n'a pas tourné la poignée de régulation en même temps qu'il tirait sur le pas collectif.

Le faible régime rotor en finale, la faible hauteur restante et la vitesse apparemment peu élevée ont rendu inefficace toute tentative de mise en autorotation et de flare. La capacité de maintenir le régime rotor dans sa plage de fonctionnement normale est la base de la procédure de pilotage en régulation manuelle. Le manuel de vol insiste sur le fait que les actions sur le débit de carburant doivent être de faible amplitude et synchronisées avec les mouvements de pas général.

3.5 Causes et enseignements

L'accident est dû à la décision du pilote d'entreprendre des vols alors qu'une alarme sur le système de régulation du moteur aurait dû l'inciter à annuler sa mission.

Sa connaissance partielle du système de régulation, une méthode de dépannage inadaptée ainsi que la pression possible liée à l'accomplissement d'une mission de transport de fonds ont pu contribuer à l'événement.

La grande expertise d'un pilote ne le met pas à l'abri d'une erreur d'appréciation face à une situation particulière. Le manuel de vol constitue alors une barrière de sécurité que l'habitude ou l'expérience ne peuvent remplacer.