



⁽¹⁾Un des enquêteurs du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) était à bord de l'avion en tant qu'instructeur. Afin de préserver l'impartialité de l'enquête le SESE a choisi de la déléguer au BEA.

⁽²⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

Accident du PS-28 Cruiser immatriculé **HB-WXA** survenu le 5 juillet 2017 à Colombier (Suisse)⁽¹⁾

Heure	À 14 h 13 ⁽²⁾
Exploitant	GVM Lausanne
Nature du vol	Instruction
Personnes à bord	Un élève-pilote et un instructeur
Conséquences et dommages	Élève-pilote et instructeur décédés, avion détruit

Panne moteur en montée initiale, décrochage et vrille, collision avec le sol, en instruction

1 - DÉROULEMENT DU VOL

En provenance de l'aéroport de Lausanne-La Blécherette (Suisse), l'élève-pilote, accompagné d'un instructeur, effectue trois circuits d'aérodrome sur l'aérodrome de Neuchâtel (Suisse) avant de réaliser un atterrissage complet un peu avant 14 h. Après leur passage au bureau de piste, ils remontent dans l'avion.

À 14 h 12, ils décollent de la piste 05 pour le vol de retour. Pendant la montée initiale, l'avion vire à gauche puis le virage s'accroît. L'avion effectue une vrille nez vers le bas et s'écrase dans une petite forêt en bordure du lac de Neuchâtel, à environ 600 m du seuil de piste 23 de l'aérodrome.

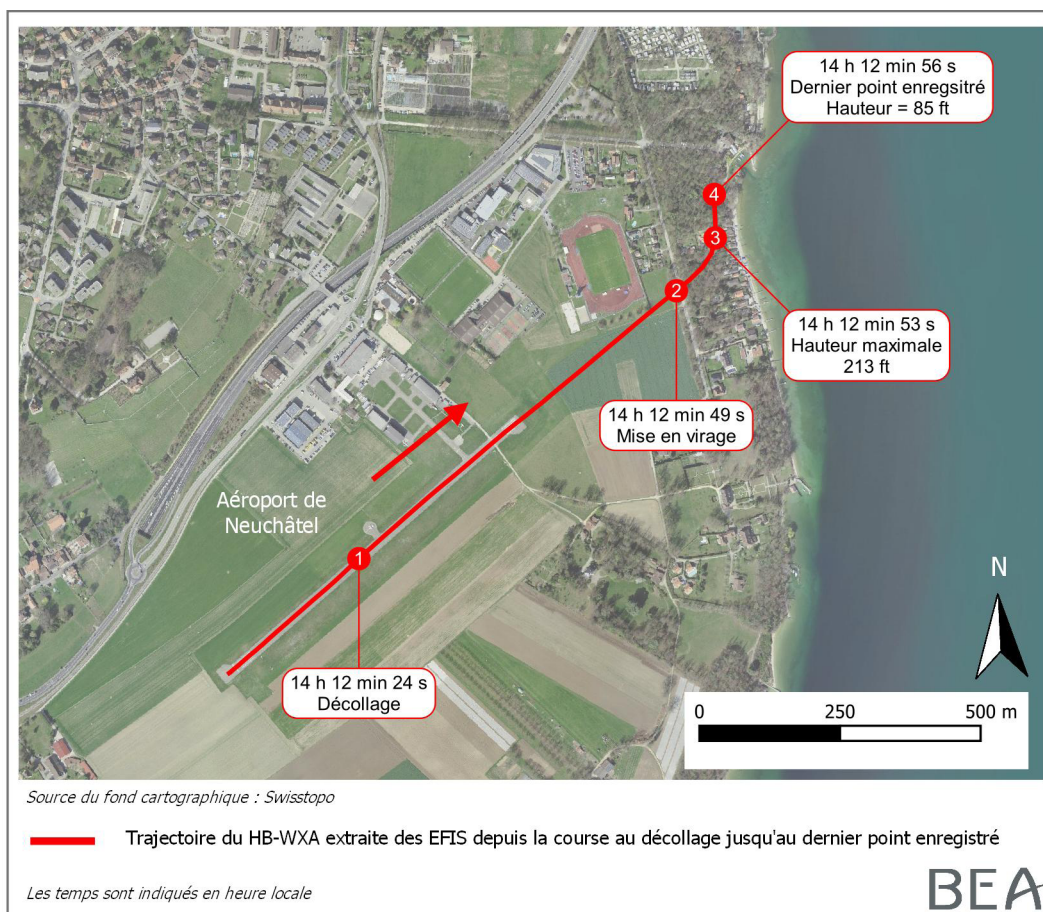


Figure 1 : Trajectoire du vol de l'accident

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur l'instructeur

L'instructeur, âgé de 34 ans, est titulaire d'une licence de pilote professionnel depuis le 8 juin 2011 et de la qualification d'instructeur depuis le 12 mai 2016. Le jour de l'accident, il totalisait 4 481 heures de vol sur avion, dont 103 en tant qu'instructeur.

2.2 Renseignements sur l'élève-pilote

L'élève-pilote, âgé de 40 ans, en formation pratique pour la licence de pilote privé (PPL), totalisait 26 h 45 et 138 atterrissages.

Toutes les heures de vol ont été effectuées sur l'avion accidenté. L'élève-pilote avait effectué son premier vol solo le 21 juin 2017.

⁽³⁾Agence européenne de la sécurité aérienne.

⁽⁴⁾Voir § 2.7.3.

⁽⁵⁾Knots-Indicated Air Speed (Vitesse indiquée en kt).

2.3 Renseignements sur l'avion

2.3.1 Généralités

Le PS-28 Cruiser a été construit par Czech Sport Aircraft. Cet avion est classé dans la catégorie LSA (Light Sport Aircraft), et détient un certificat de navigabilité restreint. Ce certificat de type CS-LSA, délivré par l'AESA⁽³⁾, spécifie que l'avion peut être équipé d'un moteur certifié ou d'un moteur non certifié. Lorsqu'il est équipé d'un moteur non certifié, ce dernier est certifié comme faisant partie de l'avion. L'avion est alors certifié dans sa globalité en incluant le moteur. Dans ce cas-là, le constructeur de l'aéronef délivre le programme d'entretien concernant le moteur. Le constructeur reprend pour cela généralement le programme d'entretien délivré par le constructeur du moteur.

L'avion avait été acheté neuf par le GVM Lausanne en avril 2013. Le PS-28 Cruiser immatriculé HB-WXA était équipé d'un moteur 4 cylindres à plat 912 ULS 2 du constructeur Bombardier Rotax, non certifié⁽⁴⁾. À la prise en compte de l'avion par l'équipage, celui-ci totalisait 1493 heures de fonctionnement et 4997 atterrissages.

Différents problèmes liés au moteur avaient été signalés et traités depuis avril 2015. Il avait notamment été reporté des vibrations moteur, des pertes de puissance, notamment lors des décollages.

2.3.2 Vitesse de montée et vitesse de décrochage

Le manuel de vol indique une vitesse de meilleure pente à 55 kt, et une vitesse de meilleur taux de montée à 62 kt.

Le manuel de vol spécifie également les vitesses de décrochage à la masse maximale (600 kg) suivantes :

- ☐ volets rentrés : 37 kt ;
- ☐ 1^{er} cran de volets sortis, 12° : 35 kt ;
- ☐ volets entièrement sortis, 30° : 31 kt.

2.3.3 Procédure du constructeur de l'avion en cas de panne moteur

La procédure en cas de panne moteur après le décollage décrite dans le manuel de vol de l'avion est la suivante :

- « 1. Vitesse - maintenir 60 KIAS⁽⁵⁾
2. Volets - si nécessaire
3. Sélecteur de carburant - OFF
4. Contacteur d'allumage - OFF
5. MASTER GEN - OFF
6. MASTER BAT - OFF - avant d'atterrir
7. Atterrir tout droit en ne tournant que pour éviter les obstacles

Remarque

La perte d'altitude pendant un virage à 180 ° est d'environ 400 pieds ».

2.6 Témoignages

Les différents témoins rapportent avoir entendu des ratés moteur avant que le bruit du moteur ne cesse. Les témoins ont ensuite entendu un bruit de craquement, mais aucun n'a vu l'avion.

2.7 Examens

2.7.1 Examen de l'épave

L'examen de l'épave du PS-28 n'a mis en évidence aucun dysfonctionnement susceptible d'expliquer la perte de contrôle de l'avion. Les volets étaient sortis à 12°, en position décollage.

2.7.2 Exploitation des paramètres enregistrés dans les EFIS⁽⁶⁾ et de la vidéo issue de la webcam de l'aérodrome de Neuchâtel

Les données du vol de l'accident ont été extraites des deux EFIS équipant la planche de bord de l'avion.

L'exploitation de ces données met en évidence une perte de puissance du moteur lors de la montée initiale.

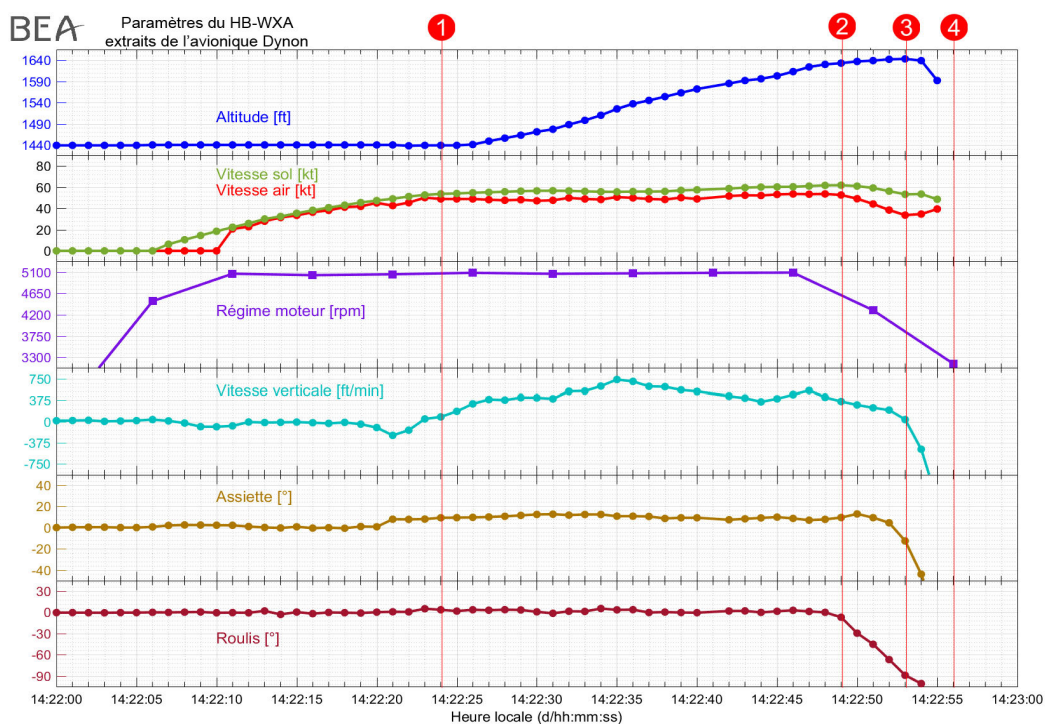
Cette perte de puissance significative intervient à faible hauteur et de façon soudaine : les tours moteur chutent de 5 100 tr/min, régime nominal utilisé pour le décollage selon le manuel de vol, à 3 150 tr/min en moins de dix secondes. En raison de l'échantillonnage du paramètre « Régime moteur » il n'est pas possible de dater précisément l'heure de la diminution de puissance, mais l'étude des paramètres d'altitude et de vitesse permet de situer cette panne aux alentours du point ②⁽⁷⁾, alors que l'altitude augmente tandis que la vitesse diminue de 61 kt à 54 kt.

Ensuite, l'avion commence un virage à gauche, tout en restant en montée (point ②), l'assiette étant maintenue au-dessus de 5°. L'inclinaison à gauche augmente régulièrement, tandis que l'assiette et la vitesse verticale décroissent rapidement. La vitesse air atteint un minimum de 34 kt (point ③) puis l'altitude commence à diminuer rapidement. L'avion effectue une vrille nez vers le bas avant d'entrer en collision avec le sol. Cette vrille est confirmée par la vidéo enregistrée par la caméra de surveillance de l'aérodrome.

⁽⁶⁾Electronic Flight Instrument System, système d'instrument de vol électronique permettant l'affichage des instruments dans le poste de pilotage.

⁽⁷⁾Les points correspondent aux points de la Figure 1 et de la Figure 3 du rapport.

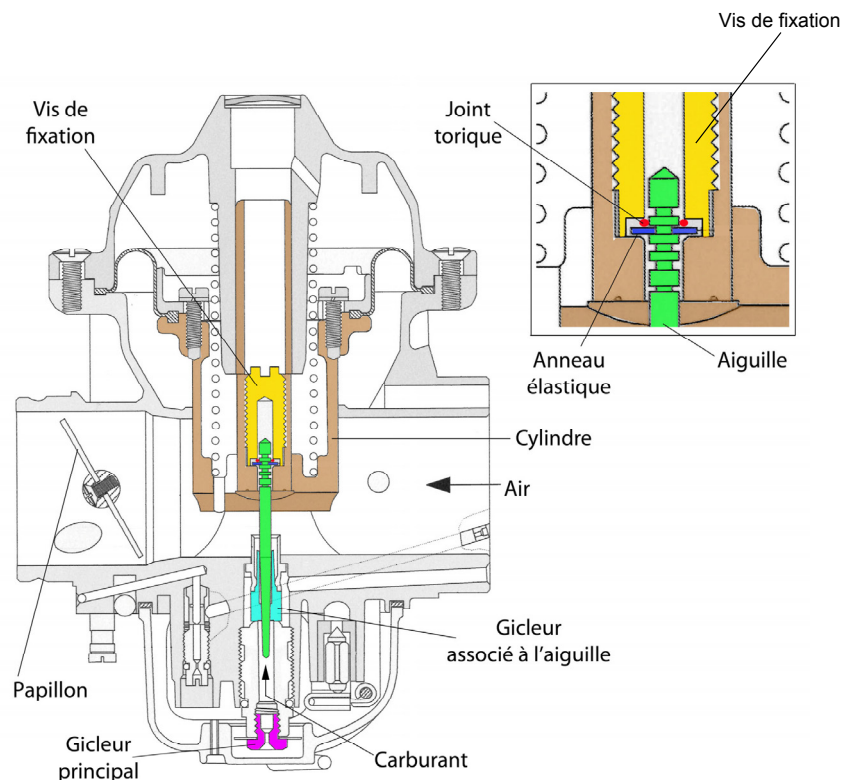
⁽⁸⁾Pour l'inclinaison les valeurs positives correspondent à une inclinaison à droite.



2.7.3 Examen du groupe motopropulseur

2.7.3.1 Carburateurs

Le moteur est équipé de deux carburateurs, modèles Bing 64. Ces carburateurs sont positionnés sur la partie supérieure du moteur, de part et d'autre, chacun alimentant ses deux cylindres voisins. Bien que le moteur soit accidenté, ceux-ci sont en bon état. Les figures à suivre sont des vues en coupe de ce carburateur.



Source : Manuel de maintenance du constructeur

Figure 4 : Schéma en coupe du carburateur

Les enquêtes du BEA ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement à la détermination de fautes ou responsabilités.

Sur ce carburateur, le papillon est commandé en cabine. Le dosage du carburant est assuré par la translation d'un cylindre équipé d'une aiguille coulissant dans le puit conique du gicleur principal. Plus l'aiguille est remontée, plus la quantité de carburant injectée est importante.

L'aiguille est équipée d'un anneau élastique, associé à un joint torique. L'anneau élastique évite à l'aiguille de sortir par gravité du cylindre.

Vers le haut, l'aiguille est maintenue par une vis de fixation (en orange sur les figures n°4 et n°5) vissée dans le cylindre. Cette vis de fixation est usinée pour accueillir l'anneau élastique, le joint torique et l'aiguille. Un tel montage permet à l'anneau élastique de rester solidaire de l'aiguille.

L'aiguille est équipée de plusieurs encoches à son extrémité. Ces encoches permettent le montage de l'anneau élastique dans diverses positions. Pour chaque moteur, le constructeur spécifie la position nominale de l'anneau élastique afin de régler le débit carburant.

Sur le carburateur droit, l'aiguille a été retrouvée désolidarisée de l'anneau élastique, coincée dans le gicleur principal. Elle est fléchie, consécutivement à un phénomène de flambage.

L'anneau élastique et le joint torique ont été retrouvés dans le cylindre, entiers. Cette observation montre que l'anneau élastique a pu s'extraire de l'aiguille. Cette désolidarisation n'est possible que si la vis de fixation n'était pas vissée de façon nominale dans le cylindre.

Le logement de la vis de fixation dans le cylindre ne présente pas d'endommagement qui aurait pu expliquer un vissage non nominal. Par ailleurs, un vissage nominal de cette vis de fixation dans le cylindre a été vérifié, ce dernier est possible.

L'essai suivant a été effectué après le démontage. L'anneau élastique (Figure 6) a été remis en place sur l'aiguille, dans la position spécifiée par le constructeur pour le moteur considéré. L'anneau élastique ne se bloque pas sur l'aiguille, il coulisse librement. Après cette manipulation, l'anneau élastique s'est rompu brutalement. Les propriétés mécaniques de l'anneau élastique ont été altérées conduisant à sa déformation et à sa perte d'élasticité. L'état de l'anneau élastique tend à montrer que l'évolution de ses caractéristiques mécaniques n'est pas une conséquence de l'accident.

Le joint torique (Figure 5) n'est pas déformé. Seules des marques circulaires sont identifiées sur son périmètre intérieur. Ces marques sont les conséquences du contact du joint avec les arêtes des différentes encoches de l'aiguille lors de sa désolidarisation progressive.



Figure 5 : Anneau élastique et joint récupérés dans le cylindre du carburateur droit



Figure 6 : Aiguille déformée et bloquée dans le gicleur du carburateur droit

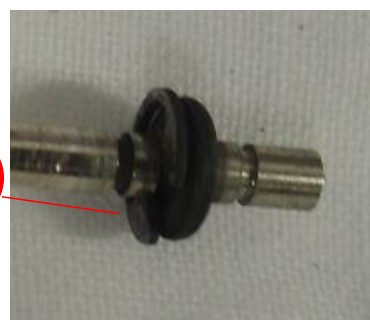


Figure 7 : Aiguille avec l'anneau élastique et le joint en place (carburateur gauche)

La déformation constatée sur l'aiguille (Figure 6) est manifestement la conséquence de sa désolidarisation du cylindre.

Dans ces conditions, ce carburateur n'était plus fonctionnel. Le moteur ne pouvait alors fonctionner que sur les deux cylindres gauches car seul le carburateur gauche était fonctionnel. Cette dissymétrie entraîne des vibrations importantes.

2.7.3.2 Circuit allumage

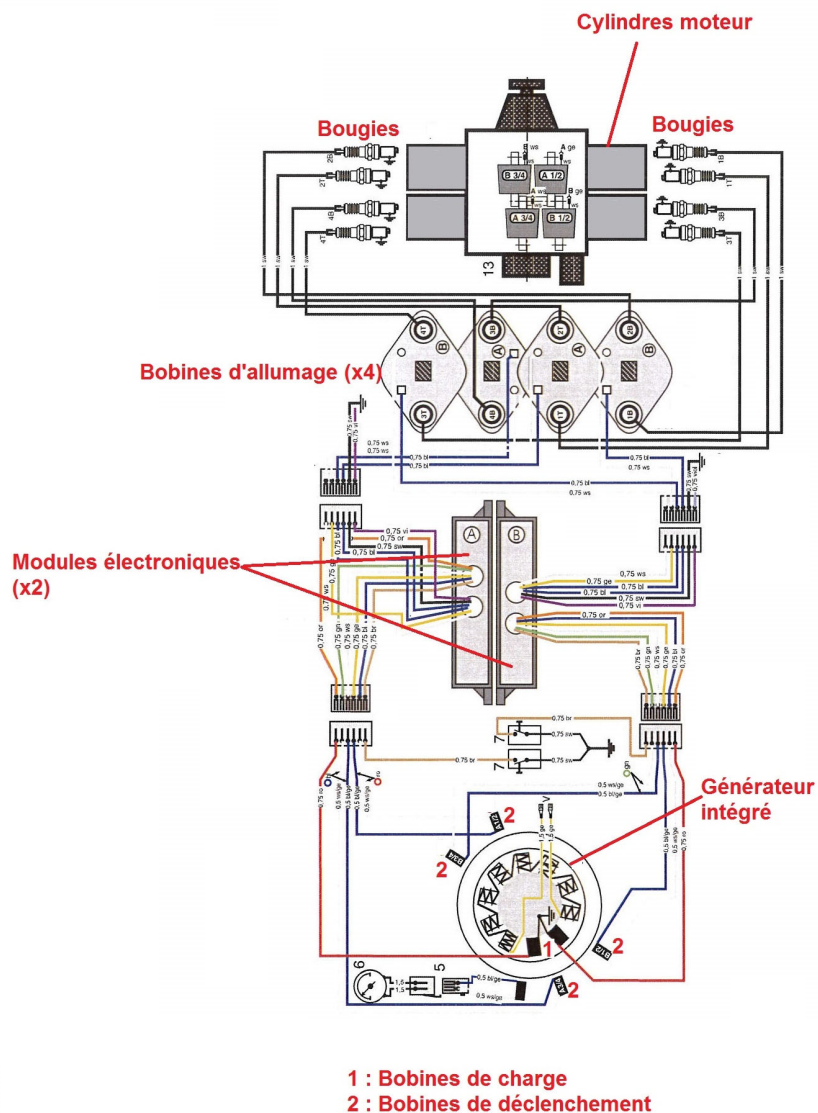
Le moteur ROTAX 912 est équipé d'une unité à double allumage de type à décharge de condensateur sans cassure, avec générateur intégré. Ce dispositif d'allumage n'a pas besoin d'alimentation externe.

Le moteur est équipé de huit bougies, deux par cylindres.

Le rotor du générateur intégré, monté à l'arrière du moteur et entraîné en rotation par le vilebrequin, comporte deux bobines de charge, identifiées 1 sur le schéma ci-dessous. Ces bobines de charge alimentent chacune un module électronique. Dans chaque module électronique, l'énergie est stockée dans des condensateurs.

Le stator du générateur intégré comporte également quatre bobines de déclenchement (identifiées 2 sur la figure 8). Lors de la phase d'allumage, ces bobines de déclenchement assurent la décharge de l'énergie stockée dans les condensateurs des modules électroniques vers les bobines d'allumage. Ces bobines d'allumage sont au nombre de quatre, chacune alimentant deux bougies de deux cylindres différents.

En cas de panne d'un module électronique, deux bobines d'allumage ne sont plus alimentées. Dans chacun des cylindres, l'allumage ne sera alors assuré que par une seule bougie, au lieu de deux nominalement.



Source : Manuel de maintenance du constructeur

Figure 8 : Schéma du circuit d'allumage

L'examen du circuit d'allumage sur l'épave a permis d'établir les points suivants :

- ❑ Le module électronique B est endommagé, de manière consécutive à l'accident (figure 9).

Un connecteur associé au module électronique A est débranché (figure 10). Les ergots de verrouillage sont intacts.



Figure 9 : Endommagement du module électronique B

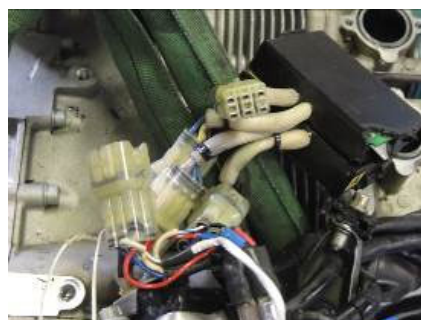


Figure 10 : Connecteur du module électronique A constaté débranché

Sur le dispositif d'allumage, la connexion partielle (ergot non verrouillé) d'un des deux modules électroniques constatée débranchée ne présente aucun endommagement. L'exploitation des données de vol montre par ailleurs que le module électronique était bien connecté lors des essais moteurs effectués avant le décollage. Selon les différents témoignages recueillis, le module n'a pas été déconnecté lors de l'intervention des secours ou lors de l'enlèvement de l'épave. En conséquence, la connexion n'était pas verrouillée avant le décollage. Le verrouillage de l'ergot n'a probablement pas été effectué correctement lors d'une visite de maintenance. La déconnexion a pu avoir lieu lors de l'impact avec le sol ou en vol suite à de fortes vibrations. Celles-ci ont pu être engendrées lors de la défaillance du carburateur droit.

Si cette déconnexion intervient en vol, elle rend inopérant le module électronique concerné. Le fonctionnement d'un seul module électronique entraîne l'allumage d'une seule bougie par cylindre, au lieu de deux normalement. Ce dysfonctionnement entraîne une diminution de la puissance moteur. La fonctionnalité du second module n'a pas pu être vérifiée au vu de son état d'endommagement.

2.7.3.3 Autres constatations

Au fond des carters du moteur, un fluide de couleur marron a été identifié. Il correspond à un mélange d'huile et d'eau. La présence de ce fluide marron n'est pas expliquée.

L'état interne du moteur ne témoigne pas d'une lubrification défectueuse en service.

Le reste du moteur ne présente pas d'endommagement.

2.8 Maintenance

Dans le programme d'entretien périodique extrait du manuel de maintenance du constructeur de l'aéronef, ce dernier précise qu'il faut se référer au manuel de maintenance du motoriste pour accomplir la liste des opérations de contrôle.

Selon les préconisations du motoriste, une inspection complète des carburateurs doit être effectuée toutes les 200 heures. Lors de celle-ci, les carburateurs sont démontés entièrement et inspectés. Lors de cet acte, l'aiguille, l'anneau élastique et joint torique sont démontés et vérifiés. Les joints toriques sont systématiquement changés.

Dans le programme d'entretien du CAMO⁽⁹⁾, cette inspection complète des carburateurs s'effectue toutes les 400 heures. Cette modification par rapport aux préconisations du motoriste a été approuvée par l'OFAC⁽¹⁰⁾, qui a pris en compte l'expérience importante de l'atelier de maintenance concernant ce type de carburateurs pour approuver ce changement de pas de visite.

L'OFAC indique qu'en principe les instructions d'entretien sont des recommandations du constructeur. Dans certaines conditions, il est possible d'y déroger si des raisons objectives le justifient ou si une alternative peut être démontrée. Le programme d'entretien décrit les écarts par rapport aux spécifications du constructeur qui sont, le cas échéant, approuvés par l'OFAC.

Cette autorité précise que lors de :

« L'approbation du programme d'entretien de l'aéronef (AMP), il était établi que l'avion en question était exploité près de 400 heures par an. Cela impliquait, compte tenu de toutes les recommandations, une immobilisation toutes les 6 semaines. Selon le constructeur, l'inspection des carburateurs doivent avoir lieu toutes les 200 heures ou tous les 12 mois. Sur la base de 400 heures d'exploitation, les carburateurs sont donc encore soumis à cette inspection une fois par an. Selon les précisions de l'atelier de maintenance, aucun dommage dû au vieillissement ou à l'usure des carburateurs n'a jamais été détecté lors des inspections précédentes (deux fois par an).

Cet argument semble donc compréhensible dans l'approbation d'une extension à 400 h. Nous vous rappelons que les tendances actuelles de l'AESA pour l'aviation générale (« simpler, lighter better ») vont exactement dans ce sens et les programmes d'entretien minimum permettent généralement de s'écarter des recommandations très prudentes des constructeurs ».

L'avion était exploité près de 400 heures par an, soit une inspection complète des carburateurs tous les ans. L'atelier de maintenance n'a pas signalé de singularité lors des inspections complètes des carburateurs. Celles-ci ont été effectuées :

- ☐ le 19 juin 2014, à 408 heures de fonctionnement ;
- ☐ le 10 juin 2015, à 700 heures de fonctionnement ;
- ☐ le 29 avril 2016, à 1004 heures de fonctionnement.

La dernière révision complète des carburateurs avait été effectuée le 29 avril 2016, lors de la visite des 1 000 h de l'avion ; ce dernier totalisait alors 1004 heures.

Depuis celle-ci, huit pertes de puissance en vol et/ou vibrations moteurs ont été signalées. Ces signalements ont entraîné des actes de maintenance sur les carburateurs. Aucun de ces actes ne correspond à une inspection complète des carburateurs. Le changement du flotteur du carburateur gauche a été effectué le 23 mars 2017, l'avion totalisait 1335 heures de vol. Le dernier signalement, datant du 22 avril 2017, indiquait une perte de 200 tr/min en croisière. Le changement du flotteur du carburateur droit a été effectué le 22 avril 2017, l'avion totalisait 1 367 heures de vol, soit 126 heures de vol avant l'accident. Lors du vol de l'accident, il totalisait 1 493 heures.

L'étude des différents documents de maintenance montre que les visites des 100 heures et 50 heures de l'avion ont été suivies et respectées selon les préconisations du programme de maintenance du CAMO approuvé par l'OFAC. Les détails de l'ensemble des actes effectués concernant la maintenance du moteur ne sont pas tous reportés dans le dossier principal de suivi. Ceux-ci sont, pour certains, archivés par l'atelier de maintenance. La traçabilité de ces actes n'étant pas complète, l'enquête n'a pas permis de vérifier en détail tous les actes de maintenance effectués sur l'avion.

3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

3.1 Maintenance des carburateurs

La maintenance de l'avion a été suivie périodiquement conformément au programme d'entretien. L'inspection complète des carburateurs a été effectuée toutes les 400 heures, au lieu des 200 heures préconisées par le constructeur. Lors de l'accident, l'avion totalisait 489 heures depuis la dernière inspection complète des carburateurs. De plus, cette dernière datait de plus d'un an.

Différents problèmes liés au moteur avaient été signalés et traités depuis avril 2015. Les problèmes étaient variés : vibrations moteurs, diminutions de puissance, chute de tours lors des décollages.

Les inspections ayant eu lieu à 1335 heures et 1367 heures de fonctionnement correspondent respectivement au changement de flotteur gauche et droit, et probablement à une inspection de la cuve.

La dernière inspection complète des carburateurs a été faite à la visite des 1 004 heures de vols, soit un an et deux mois avant l'accident. Lors de celle-ci, l'aiguille du carburateur a été vraisemblablement mal remontée. Depuis cette inspection, huit signalements de perte puissance et/ou de vibrations ont été à l'origine d'actes de maintenance sur les carburateurs. Ces actes de maintenance « légers » n'ont pas permis de détecter le défaut de montage de l'aiguille.

Si une inspection complète des carburateurs avait été effectué 400 heures après la dernière inspection complète, soit à 1400 heures de fonctionnement, le problème aurait été probablement détecté. Lors de l'accident, l'avion totalisait 1493 heures de vols. Si les préconisations du constructeur avaient été suivies, l'inspection complètes des carburateurs toutes les 200 heures aurait certainement permis de détecter ce problème beaucoup plus tôt.

L'aiguille du carburateur droit s'est probablement désolidarisée en vol, rendant le carburateur non fonctionnel. Le moteur ne pouvait alors fonctionner de manière optimale car seul le carburateur gauche restait fonctionnel, entraînant une perte de puissance importante.

3.2 Conclusion

La piste 05 est orientée face au lac de Neuchâtel. Lors de la montée initiale en piste 05, une perte de puissance importante s'est produite à faible hauteur. Cette perte de puissance est probablement due à la défaillance du carburateur droit. Le non-respect de l'intervalle préconisé entre deux inspections complètes des carburateurs a pu contribuer à la non-détection de la singularité sur le carburateur droit.

La déconnexion d'un des modules électroniques du circuit d'allumage a pu survenir en vol et ainsi contribuer à la diminution de puissance du moteur.

L'avion se trouvait alors à une altitude de 1 615 ft, soit à une hauteur de 186 ft. Sa vitesse air enregistrée était alors de 54 kt, inférieure à la vitesse cible de 60 kt préconisée par le manuel de vol en cas de panne moteur au décollage.

L'équipage a débuté un virage par la gauche. La présence d'obstacles sur le lac, activités nautiques par exemple, ou la crainte de devoir réaliser un amerrissage ont pu influencer l'équipage dans ce choix. Le maintien d'une assiette à cabrer après la diminution de la puissance, combinée à une action en roulis a probablement entraîné le départ en vrille de l'avion. Compte tenu de la faible hauteur lors de la survenue de la perte de contrôle, l'équipage n'est pas parvenu à reprendre le contrôle de l'avion. Les fortes vibrations engendrées par la perte du carburateur droit ont pu être un facteur contributif à la perte de contrôle.