



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISl
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Rapport final no. 2284 du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'accident de l'avion
PS-28 Cruiser, HB-WXC,

survenu le 21 juin 2014

Lac de Neuchâtel,
commune de Cudrefin / VD

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug nach dem Kontrollverlust während einer Übung mit niedriger Geschwindigkeit auf der Wasseroberfläche aufschlug.

Eine plötzliche Schwäche eines Besatzungsmitgliedes hat möglicherweise zur Entstehung des Unfalls beigetragen.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) relatives aux circonstances et aux causes de cet accident.

Conformément à l'article 3.1 de la 10^e édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'article 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

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

Toutes les informations contenues dans ce rapport, sauf indication contraire, se réfèrent au moment où s'est produit l'accident.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) qui au moment où s'est produit l'accident correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (*central european summer time* – CEST). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*coordinated universal time* – UTC) est : LT = CEST = UTC + 2 h.

Rapport final

Type d'aéronef	PS-28 Cruiser	HB-WXC
Exploitant	Groupe de vol à Moteur de Neuchâtel, Aérodrome, 2013 Colombier / NE	
Propriétaire	Groupe de vol à Moteur de Neuchâtel, Aérodrome, 2013 Colombier / NE	

Instructeur	Citoyen suisse, né en 1955		
Licence	de pilote privé d'avions (<i>private pilot license</i> – PPL(A)) selon l'agence européenne de la sécurité aérienne (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA) établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)		
Qualifications	Instructeur de classe (<i>class rating instructor</i> – CRI(A)) Avion monomoteur à piston (<i>single engine piston</i> – SEP(land))		
Certificat médical	Class 2 / LAPL ¹ , avec limitation VNL (<i>shall have available corrective lenses for near vision</i>), établi le 9 octobre 2013, valable jusqu'au 10 octobre 2014		
Heures de vol	total	1294:21 h	au cours des 90 derniers jours 56:27 h
	sur le type en cause	32:27 h	au cours des 90 derniers jours 30:50 h

Pilote	Citoyen suisse, né en 1942		
Licence	de pilote d'aéronefs légers (<i>light aircraft pilot license</i> – LAPL(A)) selon EASA établie par l'OFAC		
Qualifications	Avions monomoteurs à pistons (<i>single engine piston</i> – SEP(land))		
Certificat médical	Class 2 / LAPL, avec limitation VNL (<i>shall have available corrective lenses for near vision</i>), établi le 11 décembre 2012, valable jusqu'au 1 ^{er} janvier 2015		
Heures de vol	total avion	1026:20 h	au cours des 90 derniers jours 1:18 h
	sur le type en cause	0:14 h	au cours des 90 derniers jours 0:14 h

Lieu	Lac de Neuchâtel, 2.9 km au nord-ouest de Cudrefin / VD		
Coordonnées	565 322 / 202 600 (Swiss Grid 1903) N 46° 58' 25" / E 006° 58' 59" (WGS 84)	Altitude	429 m/M 1407 ft AMSL ²
Date et heure	21 juin 2014, 9 h 21 min 08 sec		

Type de vol	VFR, instruction
Phase de vol	Vol de croisière
Nature de l'accident	Collision avec l'eau

¹ LAPL : *light aircraft pilot license*, licence de pilote d'aéronefs légers

² AMSL : *above mean sea level*, au-dessus du niveau moyen de la mer

Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	2	0	2	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	0	0	0	Sans objet
Total	2	0	2	0

Dommages à l'aéronef Détruit

Dommages à des tiers Légère pollution du lac due aux hydrocarbures

1 Renseignements de base

1.1 Dérroulement du vol

1.1.1 Généralités

Les faits antécédents ainsi que la description de l'accident sont basés sur :

- les enregistrements des données du radar secondaire pour des vols antérieurs ;
- les enregistrements des données de bord pour le vol de l'accident ;
- les déclarations de plusieurs pilotes ayant effectué un ou plusieurs vols sur l'avion PS-28 Cruiser HB-WXC ;
- les déclarations d'un navigateur témoin de l'accident.

1.1.2 Faits antécédents

En automne 2013, le Groupe de vol à Moteur de Neuchâtel (GVMN) a décidé d'acquérir un nouvel avion de type PS-28 Cruiser. Cet avion, immatriculé HB-WXC, a été livré à l'état neuf le 8 mai 2014 à l'aérodrome de Neuchâtel (LSGN).

L'entraînement des pilotes sur cet avion a été effectué par un seul instructeur déjà familiarisé avec ce type d'avion. Au moment de l'accident, une dizaine de pilotes avaient effectué ou étaient en train d'accomplir le cours de différence requis.

1.1.3 Le vol au cours duquel s'est produit l'accident

Le samedi 21 juin 2014, le pilote et l'instructeur se retrouvent à l'aérodrome de Neuchâtel afin d'entreprendre le premier vol du cours de différence sur le nouvel avion du GVMN. Un avis de vol est déposé par le pilote au bureau C. Celui-ci prévoit un décollage vers 9 heures avec un retour prévu vers 11 heures. L'avion n'est pas avitaillé avant le départ.

Le pilote ainsi que l'instructeur s'installent à bord du HB-WXC et la mise en marche du moteur s'effectue vers 8 h 55 min. Quelques minutes plus tard l'avion quitte la place de stationnement puis se dirige vers le point d'attente où les contrôles du moteur et la préparation avant le décollage sont effectués. L'avion remonte ensuite la piste 05 afin de s'y aligner et décolle à 9 h 12 min. Après le passage de la rive (figure Figure 1), l'avion tourne d'environ 20° vers la droite et poursuit son vol de montée.

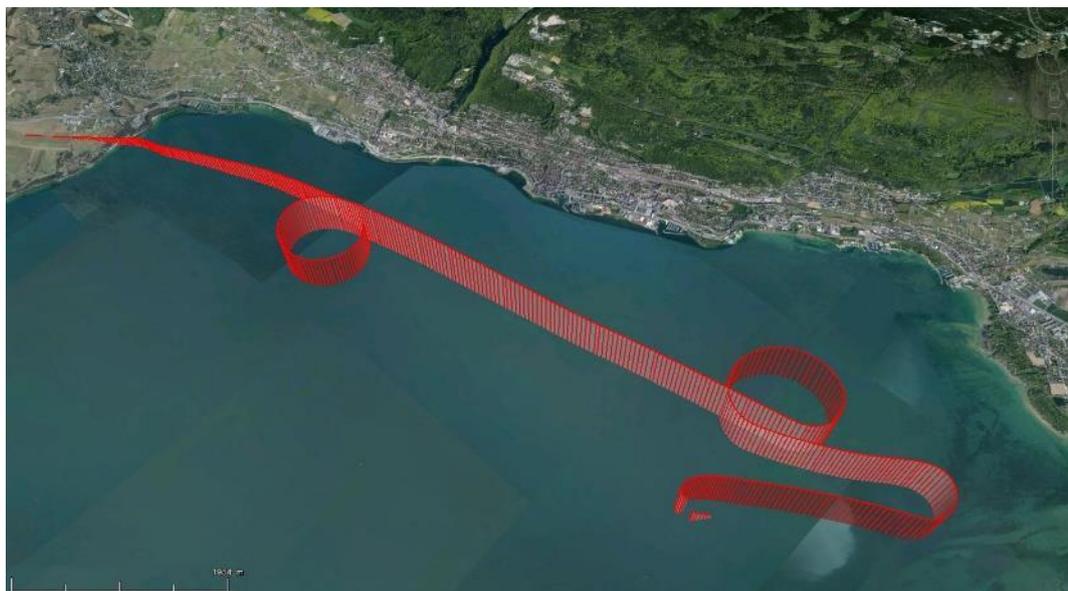
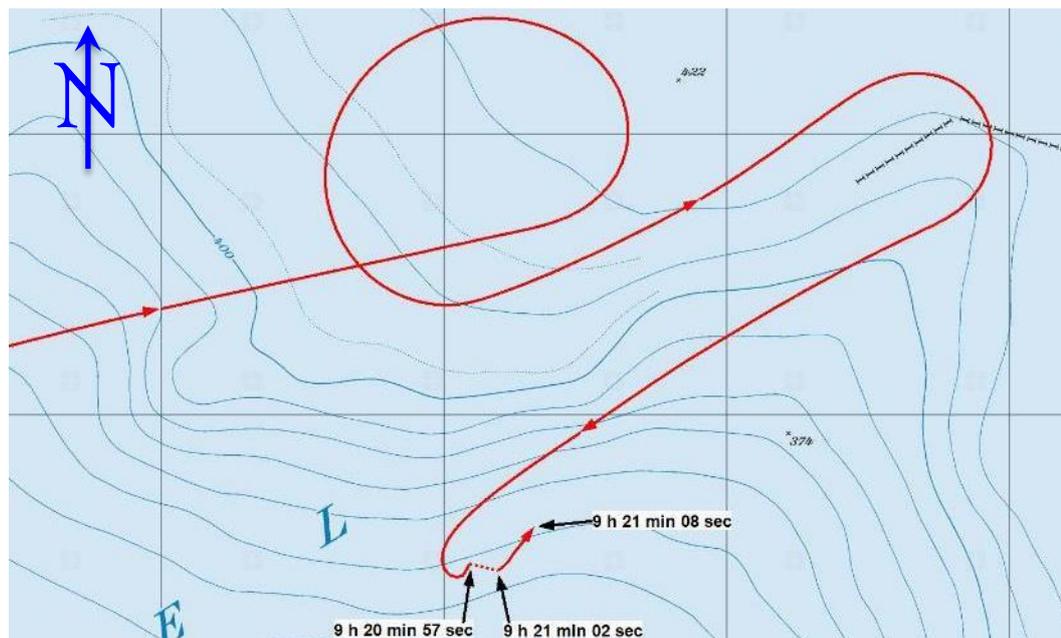


Figure 1 : trajectoire de l'ensemble du vol du HB-WXC

Alors qu'il passe 2700 ft AMSL, il débute un virage de 360° en montée par la droite avec une inclinaison de 20° et atteint son altitude de croisière de 3500 ft AMSL peu après avoir terminé le virage. Il maintient ensuite le cap 080° pendant près de deux minutes.

A 9 h 18 min, l'équipage entreprend un virage de 360° horizontal vers la gauche avec une inclinaison d'environ 30°. A l'issue de celui-ci, l'avion maintient pendant 30 secondes un cap moyen de 060° environ avant d'effectuer un virage de 180° à droite avec une inclinaison d'environ 50°. Lors des exercices effectués à l'altitude de croisière, la vitesse indiquée varie entre 88 et 109 kt. L'avion vole alors en direction du sud-ouest, toujours à 3500 ft AMSL (figure 2).

**Figure 2** : trajectoire du vol horizontal du HB-WXC reportée sur une carte au 1:25 000 (carte reproduite avec l'autorisation de l'Office fédéral de topographie Swisstopo (JA150149))

Peu après 9 h 20 min, l'équipage entreprend un exercice de vol à faible vitesse à une hauteur d'environ 2000 ft au-dessus de l'eau. Il réduit la puissance au ralenti et maintient son altitude ainsi que le cap d'environ 230°, alors que la vitesse indiquée diminue jusqu'à 42 kt avec une assiette de vol à cabrer de 12° (figure 3 : 9 h 20 min 40 sec).

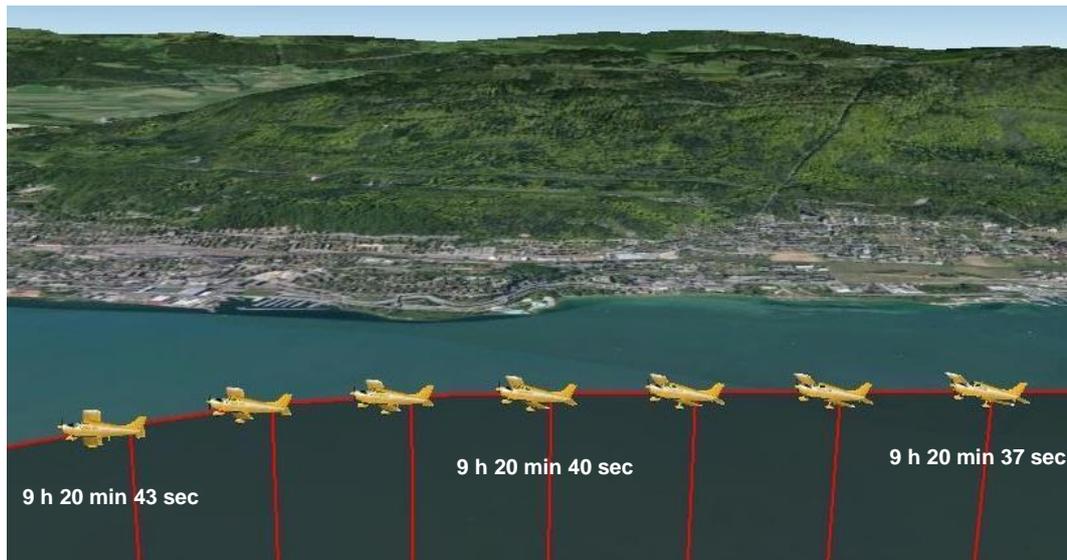


Figure 3 : phase de réduction de vitesse en palier à environ 3500 ft AMSL

Au cours des 10 secondes qui suivent, l'avion perd peu à peu de l'altitude et commence un virage à gauche. L'assiette de vol diminue jusqu'à 0° et l'inclinaison augmente progressivement jusqu'à 23°. La vitesse indiquée se stabilise vers 38 kt et le cap diminue d'environ 35°. Le taux de chute est alors d'environ 1400 ft/min et l'accélération est légèrement inférieure à 1 g (figure 4 : 9 h 20 min 49 sec).

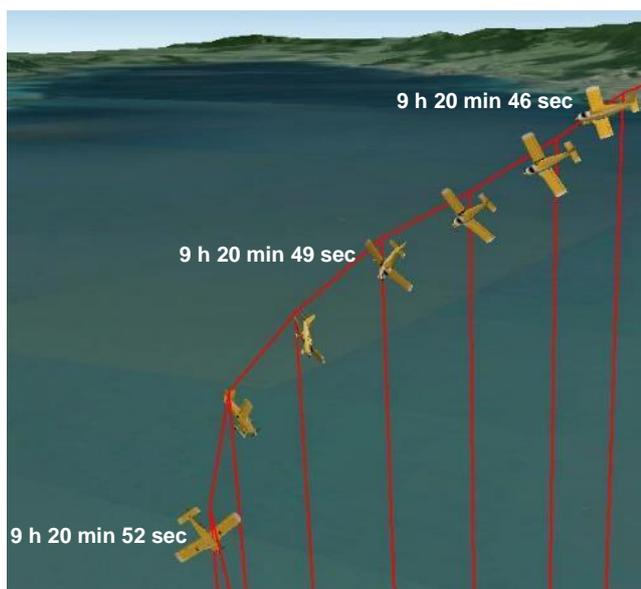


Figure 4 : début de la spirale descendante

Pendant les 8 secondes suivantes, alors que l'avion débute un mouvement de spirale descendante, l'inclinaison augmente jusqu'à plus de 90° avec une assiette à piquer atteignant 60°. Le taux de chute augmente progressivement jusqu'à 6500 ft/min et la vitesse indiquée remonte vers 60 kt. L'accélération s'accroît progressivement jusqu'à 2.5 g. A cet instant, l'altitude est d'environ 2800 ft AMSL, ce qui représente une hauteur au-dessus de l'eau d'environ 1300 ft.

Au cours des 5 prochaines secondes, le mouvement de spirale ralentit. Le taux de descente diminue jusqu'à environ 4400 ft/min, l'assiette de vol à piquer décroît jusqu'à 7°. L'accélération varie aux alentours de 2.5 g et l'avion se situe à une altitude légèrement supérieure à 2200 ft AMSL, soit une hauteur au-dessus de l'eau d'environ 750 ft.

A cet instant, l'avion fait une brusque abattée. L'assiette de vol à piquer augmente jusqu'à 60° et l'avion tourne vers la droite. L'accélération diminue temporairement à 1.5 g puis augmente alors que l'avion tourne à nouveau vers la gauche. L'assiette de vol devient alors instable et l'avion continue de perdre rapidement de la hauteur.

A 9 h 21 min 08 sec, l'avion s'écrase sur la surface de l'eau.

Un navigateur se trouvant à environ 150 m du lieu de l'impact, observe l'avion durant les dernières secondes. Il se rapproche afin de porter secours aux éventuels survivants mais l'avion coule. Il appelle ensuite la police et les informe de la localisation du lieu de l'accident.

Les deux occupants sont mortellement blessés et l'aéronef est détruit.

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Situation générale

Une haute pression centrée au nord-ouest de l'Irlande s'étendait jusqu'aux Alpes.

1.2.2 Conditions météorologiques à l'endroit et au moment où s'est déroulé l'accident

L'ouest du Plateau se trouvait en bordure de cette haute pression avec un léger courant de bise qui s'élevait jusque vers 5000 ft AMSL.

Nuages	Aucun	
Visibilité	30 km	
Vent	060° / 5 kt, variation de la direction entre 350° et 120°	
Température / Point de rosée	17 °C / 9 °C	
Pression atmosphérique QNH	1017 hPa	
Dangers	Aucun	

1.2.3 Données astronomiques

Position du soleil à 9 h 21 min	Azimut : 92°	Hauteur : 35°
Conditions d'éclairage	Jour	

1.3 Renseignements sur l'aéronef

1.3.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-WXC
Type d'aéronef	PS-28 Cruiser
Caractéristiques	Monomoteur biplace côte à côte à aile basse. Structure métallique avec un train d'atterrissage tricycle fixe.
Constructeur	Czech Sport Aircraft a.s., Na Záhonech 212, Kunovice 686 04 (CZ)
Année de construction	2014
Base de certification	EASA CS-LSA ³ du 27 juin 2011

³ CS-LSA : *certification specification for light sport aeroplanes*, monomoteur n'ayant pas plus de deux sièges, avec une masse maximale au décollage certifiée de 600 kg et une vitesse de décrochage en configuration d'atterrissage qui ne dépasse pas 45 kt (CAS). Utilisation en VFR de jour uniquement.

Propriétaire	Groupe de vol à Moteur de Neuchâtel, Aérodrome, 2013 Colombier / NE
Exploitant	Groupe de vol à Moteur de Neuchâtel, Aérodrome, 2013 Colombier / NE
Moteur	Rotax 912 ULS 2
Hélice	Sensenich 3B0R5R68C, tripale à pas fixe
Heures d'exploitation	Cellule, moteur et hélice : 38:01 h TSN ⁴
Emetteur de localisation d'urgence	Ameri-King AK 451-01, 406 MHz
Masses	Masse à vide : 393.5 kg Masse maximale autorisée : 600.0 kg Masse au décollage : 628.0 kg Masse lors de l'accident : 626.0 kg
Masse et centre de gravité	Voir chapitre 1.3.3
Entretien et contrôle technique	Le contrôle de 25 h a été effectué le 28 mai 2014 à 26:29 h TSN
Quantité de carburant au moment de l'accident	38 litres
Certificat d'examen de navigabilité	Délivré par l'OFAC le 5 mai 2014 Date d'expiration : 5 mai 2015

1.3.2 Instrumentation

L'avion HB-WXC était équipé d'une instrumentation VFR avec trois écrans LCD⁵ (figure 5). Sur la partie gauche du tableau de bord se trouvait un écran Dynon D100 EFIS⁶ et sur la partie droite un écran Dynon D120 EMS⁷ était installé. Le Garmin GPSMAP 695 était placé au centre du tableau de bord.



Figure 5 : tableau de bord du HB-WXC

⁴ TSN : *time since new*, temps d'utilisation depuis neuf

⁵ LCD : *liquid crystal display*, écran à cristaux liquides

⁶ EFIS : *electronic flight instruments system*, système de visualisation électronique

⁷ EMS : *engine monitoring system*, système de contrôle du moteur

L'aéronef était également équipé d'un transpondeur Mode S. Le système d'enclenchement automatique de ce dernier n'était pas encore installé. Cette modification devait être corrigée lors d'un prochain contrôle. De ce fait, la sélection du Mode ALT devait se faire manuellement.

Un avertisseur de décrochage optionnel était installé sur le HB-WXC. Le système audio n'était pas prévu pour relayer l'avertisseur sonore. Selon certains pilotes qui ont effectué le cours de différence, l'avertisseur de décrochage était cependant audible même avec le port des casques.

1.3.3 Calcul de la masse et du centrage

1.3.3.1 Détermination des masses

Avion (selon le manuel de vol) :

Masse maximale au décollage :	600 kg
Masse à vide :	393.5 kg
Centre de gravité :	437 mm

Membres d'équipages : 200 kg

Bagages (estimé) : 5 kg

La figure 6 illustre en jaune l'enveloppe de masse et de centrage et en rouge les valeurs correspondantes au moment où s'est déroulé l'accident.

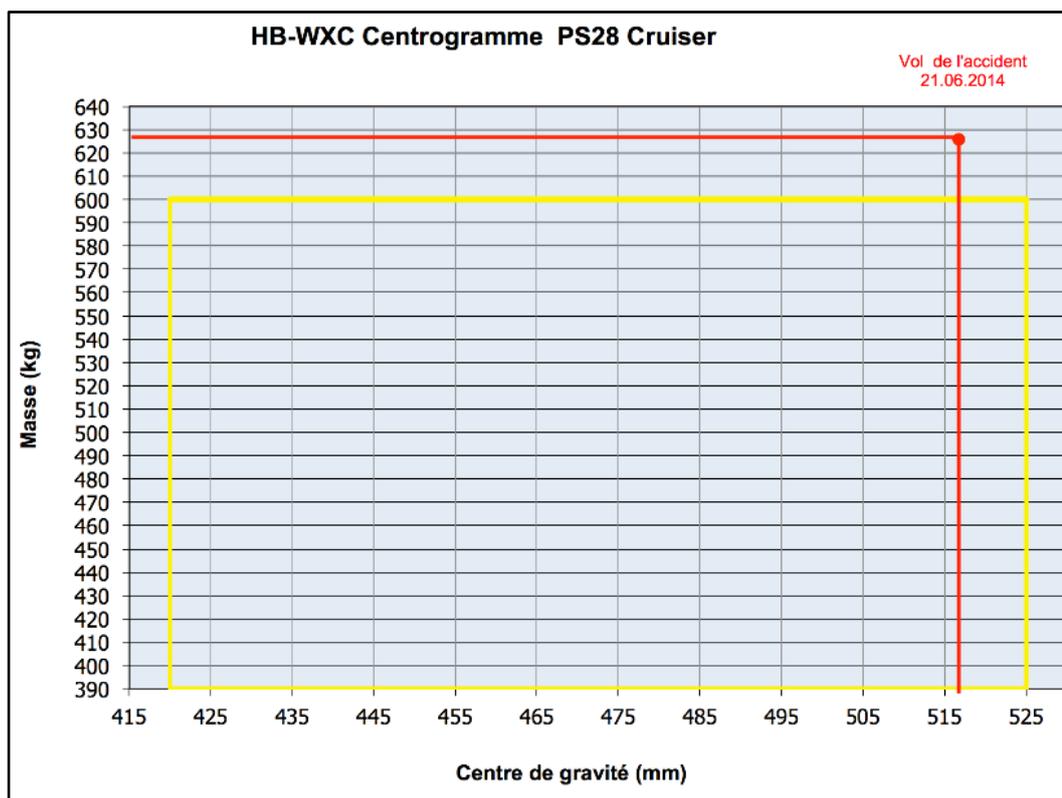


Figure 6 : enveloppe de masse et centrage du HB-WXC au moment où s'est déroulé l'accident

1.3.4 Vols antérieurs

Les informations relatives aux temps de vol effectués ont permis de calculer les masses au décollage lors des vols avant l'accident. Les masses au décollage ont été calculées en ajoutant 5 kg pour les bagages et accessoires tels que la barre de traction qui était à bord de l'aéronef lors du vol au cours duquel s'est déroulé l'accident.

Depuis son arrivée en Suisse, l'avion avait effectué un total de 49 vols. Le calcul des masses au décollage permet de constater que la masse maximale admissible au décollage avait été dépassée dans les proportions suivantes :

- 41 % des vols avaient été effectués avec une masse au décollage supérieure à 605 kg ;
- 31 % des vols avec une masse au décollage supérieure à 615 kg.

Vingt vols d'instruction ont été effectués. La masse maximale admissible au décollage avait été également dépassée de la manière suivante :

- 90 % des vols avaient été effectués avec une masse au décollage supérieure à 605 kg ;
- 75 % des vols avec une masse au décollage supérieure à 615 kg.

1.3.5 Comportement de l'avion en vol à faible vitesse

Un instructeur de vol et examinateur expérimenté a effectué, environ trois mois après de vol de l'accident du HB-WXC, une leçon de vol de familiarisation sur un PS-28 Cruiser similaire.

Au cours de ce vol, la masse au décollage était très proche de la masse maximale autorisée. Le programme de vol consistait à effectuer des exercices de vol à faible vitesse et des décrochages en vol horizontal et en virage jusqu'à 30° d'inclinaison, en configuration lisse et volets de courbure complètement sortis.

Voici ses déclarations concernant le comportement de l'avion en vol à faible vitesse et lors des décrochages :

"Das Flugzeug erschien mir in all diesen Flugphasen als absolut gutmütig. Wenn man den Fullstall ohne Recovery beibehält, kann es über den Flügel abkippen.

Dies ist für mich aber eine normale, harmlose, ungefährliche Situation und mit vielen anderen, von mir geflogenen Flugzeugtypen vergleichbar.

Eine weitere Anmerkung: Nach einem Fullstall machten wir "Hands and Feets off the Controls". Das Flugzeug macht sein Recovery von selbst.

Mein Gesamteindruck betreffend des Verhaltens dieses Flugzeugs im kritischen Geschwindigkeitsbereich: Nicht kritisch."

Traduction :

« Dans toutes ces phases de vol, le comportement de l'avion était absolument sain. Lorsqu'on maintient le décrochage sans le rétablir, il est possible que l'avion bascule sur l'aile.

Ce comportement est pour moi normal, inoffensif, sans danger et est comparable à beaucoup d'autres types d'avions que j'ai eu l'occasion de voler.

Remarque supplémentaire : après un décrochage complet, nous avons lâché toutes les commandes "Hands and Feets off the Controls", puis l'avion s'est rétabli tout seul.

Mon impression générale concernant le comportement de cet avion dans le domaine de vol à vitesses critiques : pas critique. »

Voici également ses déclarations concernant la visibilité à bord du PS-28 :

"Trotz zwei auf den Sitz gelegten Sitzkissen, war es mir nur schwer möglich, den in der Flugrichtung liegenden Luftraum zu überwachen, die Cockpitscheibe ist für mich einfach zu hoch, wohlverstanden im Reiseflug mit 70 % Leistung. Es liegt

offenbar an der liegenden Sitzposition und dass ich mit meinen 168 cm nicht sehr gross bin.

Zur Sicht aus dem Cockpit ist mir noch ein weiteres Detail aufgefallen. Der Flügel ist bei diesem Flugzeug, im Bezug der Position des Piloten, sehr weit vorne angebracht. Wenn man bei der Sichtflughavigation seitlich nach unten schauen möchte, ist dies nicht möglich, man kann nur seitlich nach vorne schauen.

Meiner Meinung ist dies nicht sicherheitsrelevant, aber für einen Flugschüler oder einen wenig erfahrenen Piloten erschwerend”.

Traduction :

« Malgré l'ajout de deux coussins sur le siège, il m'était difficile de surveiller l'espace aérien dans la direction de vol en croisière avec une puissance de 70 %, la verrière étant pour moi simplement positionnée trop haut. Ceci est manifestement dû à la position couchée des sièges et à ma grandeur de 168 cm.

En ce qui concerne la vue depuis le cockpit, un autre détail m'a également frappé. L'aile est placée très en avant par rapport à la position du pilote et ne permet pas de vérifier latéralement la navigation au sol ; il n'est possible de regarder que latéralement vers l'avant.

A mon avis, ceci n'est pas un fait relevant de la sécurité, mais peut représenter une difficulté supplémentaire pour un élève ou un pilote peu expérimenté. »

D'autre part, les pilotes ayant effectué un ou plusieurs vols sur le HB-WXC ont confirmé unanimement que cet avion inspirait confiance, que son comportement en vol à faible vitesse et lors des décrochages était sain, qu'il avait une tendance à s'affaisser sans une abattée franche et qu'à aucun moment l'avion n'a effectué un mouvement inattendu.

1.3.6 Informations du constructeur relatives au comportement de l'avion en vrille

Dans le cadre de la certification CS-LSA du PS-28 Cruiser, le constructeur a effectué un programme de test de la vrille.

Dans le cas de l'essai en vrille du PS-28 Cruiser à la masse maximale admissible au décollage, avec le centre de gravité situé près de la limite arrière et les volets de courbure rentrés, le pilote évalue le comportement de l'avion comme suit :

“By the aircraft MTOM⁸ = 600 kg, rear CG position, flaps UP, the entry into the spin is fluent. In the spin, the aircraft is in high-pitched position.

For the spin recovery (rotation stop), it is necessary to apply a full ruder deflection in antirotation direction and at the same time the elevator to push to approximately 1/3 of elevator push deflection - measured between neutral position and full push deflection (it is a standard procedure). The aircraft's rotation is immediately stopped with a minimal additional turn.

For the spin recovery, it is sufficient using minimal control forces.”

Traduction :

« Avec l'avion à la masse maximale admissible au décollage de 600 kg, le centre de gravité en position arrière, les volets de courbure rentrés, l'entrée en vrille est fluide. En vrille, l'avion a une attitude à piquer très marquée.

⁸ MTOM : *maximum take off mass*, masse maximale admissible au décollage

Pour sortir de la vrille, il est impératif d'appliquer le plein débattement de la gouverne de direction dans le sens contraire à la rotation et simultanément de pousser la commande de profondeur à environ 1/3 de la déflexion « à pousser » -mesurée entre la position neutre et le plein débattement selon la procédure standard. La rotation de l'avion est immédiatement stoppée avec un minimum de rotation supplémentaire.

Lors de la sortie de vrille, il suffit d'appliquer de faibles efforts sur les commandes de vol. »

Le constructeur n'a pas effectué de vol d'essai en vrille avec une masse supérieure à la masse maximale autorisée au décollage.

Cependant, le constructeur a effectué une évaluation du comportement à basse vitesse et en décrochage du PS-28 avec une masse au décollage de 629 kg. Les résultats sont comparables à ceux obtenus avec une masse au décollage de 600 kg.

1.4 Renseignements sur l'équipage

1.4.1 Instructeur

1.4.1.1 Généralités

L'instructeur avait effectué un vol d'initiation sur avion monomoteur à piston en septembre 1997, puis débuté sa formation sur l'aérodrome de Neuchâtel en octobre de la même année. Il avait obtenu sa licence de pilote privé en septembre 1998.

En octobre 2004, il avait effectué le cours civil de vol en formation.

En juin 2010, il avait entrepris avec succès la formation CRI(A).

En août 2010, il avait effectué un vol d'initiation sur avion bimoteur à piston. C'est le seul vol qu'il a fait sur un avion de cette classe.

L'instructeur avait été instruit sur le PS-28 Cruiser en septembre 2013 lors d'un cours de différence. Au moment de l'accident l'instructeur disposait d'une expérience de 32:27 h sur ce type.

L'instructeur n'avait aucune expérience de voltige.

1.4.1.2 Personnalité de l'instructeur

Les pilotes ayant effectué un ou plusieurs vols sur le PS-28 HB-WXC avec l'instructeur ont confirmé unanimement que celui-ci était une personne calme, méthodique, très structurée, soucieuse du détail, exigeante, avec qui les pilotes se sentaient en sécurité et qui s'investissait énormément pour le GVMN.

Dans sa déclaration, un pilote précise que l'instructeur « [...] reconnaissait assez bien les forces et les faiblesses des candidats et laissait voler les élèves. [...] Il n'est pas connu comme personne téméraire car il était prudent. Il veillait à bien encadrer les pilotes du club en ce qui concerne l'opération des avions. [...] »

1.4.2 Pilote

1.4.2.1 Généralités

Le pilote était au bénéfice d'une expérience de vol sur planeurs et avions à moteur.

1.4.2.2 Expérience de vol sur planeurs et motoplaneurs

En juillet 1971, le pilote avait effectué un vol d'initiation sur planeur puis débuté sa formation sur l'aéroport des Eplatures (LSGC) en août de la même année. Il avait obtenu son certificat de vol à voile « C » en novembre 1972.

En mai 1976, il avait débuté la transition motoplaneur qui s'est achevée en septembre de la même année.

En 2012, le pilote avait renoncé à renouveler sa licence de pilote de vol à voile. Il totalisait alors 458 h de vol et 561 atterrissages, dont 68 h sur motoplaneurs.

1.4.2.3 Expérience de vol sur avions à moteur

En octobre 1975, le pilote avait effectué un vol d'initiation sur avion monomoteur à pistons. Il avait débuté sa formation sur l'aéroport des Eplatures en février de l'année suivante. Il avait obtenu sa licence de pilote privé en mai 1977.

En août 1978, il avait effectué la transition pour le remorquage de planeurs.

En décembre 1978, il avait obtenu la licence restreinte de pilote professionnel alors qu'il totalisait 83 h de vol sur avions à moteur et 338 atterrissages.

En septembre 1979, il avait effectué l'initiation pour le largage de parachutistes.

En septembre 1983, il avait entrepris la formation pour le vol de nuit qu'il achève en novembre de la même année, alors que l'expérience de vol totale était de 262 h de vol et 760 atterrissages.

En août 1987, il avait effectué un seul vol d'initiation sur un avion bimoteur à pistons.

En septembre 1997, il avait effectué un vol d'initiation sur un avion de voltige de type Cap 10.

1.5 Renseignements sur l'accident et la recherche de l'épave

1.5.1 Lieu où s'est produit l'accident

L'accident s'est déroulé dans les eaux vaudoises du Lac de Neuchâtel, à 2.9 km au nord-ouest du port de Cudrefin / VD et approximativement à 4.5 km au sud-est du port de Neuchâtel. L'eau du lac était calme et sa température était de 20 °C environ. Un navigateur, qui posait des balises pour une régate, se trouvait à environ 150 mètres du lieu de l'impact. Il naviguait en direction de Portalban-Cudrefin lorsqu'il a brièvement observé l'avion tomber en « vrille ». Il s'est rendu sur place et a appelé la police, l'avion avait déjà sombré. Un hélicoptère de la Rega⁹ a été dépêché sur les lieux à la recherche d'éventuels survivants. Divers objets flottants à la surface ont été récupérés. Une légère pollution était visible sur la surface de l'eau.

⁹ Rega : garde aérienne suisse de sauvetage

1.5.2 Impact

Plusieurs navigateurs ont observé un petit avion qui chutait dans un mouvement tournoyant « *de la gauche vers la droite* » avant de percuter l'eau en position presque verticale.

Selon leurs déclarations, l'avion n'a pas perdu de pièce durant sa chute. L'impact a été très violent, soulevant une gerbe d'eau. L'empennage est resté quelques instants hors de l'eau avant de sombrer.

1.5.3 Opérations de recherche et de sauvetage

Avec l'aide des coordonnées relevées par le navigateur, la Gendarmerie vaudoise, en collaboration avec les Gendarmerie des cantons de Fribourg et de Neuchâtel, a mis sur pied un important dispositif pour la localisation de l'épave et la sécurisation du site. La Brigade du lac de la Gendarmerie vaudoise a débuté ses recherches avec l'appui d'un robot subaquatique.

En raison de la profondeur du lac, estimée à cet endroit à une centaine de mètres, un appui a été demandé au Groupe de Recherche Electronique Subaquatique (GRES) de la police de la navigation genevoise. A l'aide d'un sonar multifaisceaux à balayage latéral, le GRES a pu localiser l'épave en fin d'après-midi. Un robot plus performant muni d'une caméra télécommandée a été acheminé près de l'épave. Les images reçues ont permis de constater que l'épave était entière et reposait à plat sur un fond vaseux à une profondeur de 85 m. Les deux occupants étaient encore dans l'habitacle, attachés par leurs ceintures ventrales.

Les travaux de renflouage ont débuté le lendemain matin. Au vu de la complexité du travail subaquatique, un dispositif étendu a été mis en place avec des plongeurs de différents corps de police. Après plusieurs heures, le renflouage des occupants et de l'épave s'est déroulé sans difficulté majeure.



Figure 7 : renflouage du HB-WXC

La verrière, détachée de la cabine, a été retrouvée à 40 m environ de l'épave. Celle-là a pu être récupérée, tout comme les pales de l'hélice qui se sont rompues lors de l'impact.

1.5.4 Renseignements sur l'épave

Lors de l'impact, la cellule a été fortement endommagée, particulièrement l'avant du fuselage et les ailes.

Les réservoirs des deux ailes ont éclaté, libérant le solde du carburant. Les bords d'attaque et les tôles de recouvrement des ailes près du fuselage ainsi que les longerons d'ailes ont été déformés et partiellement arrachés. Le train avant et le moteur se sont repliés sous le fuselage. Les trois pales de l'hélice se sont rompues près du moyeu. L'empennage n'a pas subi de gros dégâts.

Dans la cabine, les constatations suivantes ont été relevées :

- tous les disjoncteurs (*circuits breakers*) étaient en position « rentré », sauf le disjoncteur du « GPS » et du « NAV » ;
- tous les interrupteurs étaient positionnés sur « ON » sauf le « LDG L » ;
- la pompe à carburant électrique était enclenchée ;
- la clé du contacteur d'allumage a été retrouvée en position « BOTH » ;
- le sélecteur de carburant était positionné sur le réservoir gauche. La commande du réchauffage carburateur était sur froid et celle du CHOKE était sur « OFF ».

1.6 Investigations complémentaires

1.6.1 Cellule

Malgré des dommages importants un examen visuel des commandes de vol a pu être effectué. Certaines étaient endommagées, mais toutes étaient en place. Aucun indice de défaut préalable n'a été constaté.

Le *trim* de la gouverne de gauchissement, installé sur l'aileron droit, était positionné sur + 7° décalé vers le haut - plage du débattement selon le manuel de vol : + 20° / - 20°.

Le *trim* de la gouverne de profondeur était défléchi de 16° *nose down* - plage du débattement selon le manuel de vol : + 22° / - 28°.

1.6.2 Volets de courbure

Les volets de courbure sont actionnés électriquement par un interrupteur à bascule situé sur la console centrale. L'indicateur de position est installé à côté de l'interrupteur. L'expertise du système et les mesures effectuées sur le bras de commande du moteur (*actuator*) démontrent que les volets de courbure étaient en position 0° « rentré » au moment de l'accident.

1.6.3 Verrière

La commande de verrouillage de la verrière se trouve entre les deux dossiers de siège. Un témoin lumineux, qui avertit le pilote lorsque la verrière n'est pas verrouillée, se trouve sur la gauche du tableau de bord. La verrière se bascule depuis l'arrière vers l'avant. Les points de pivotement se trouvent sur le côté, à l'avant du fuselage. Deux vérins latéraux maintiennent la position de la verrière lorsque celle-ci est ouverte.

L'expertise de la structure de la verrière, du mécanisme de verrouillage, des points de pivotements et de la poignée de commande, a confirmé que la verrière était fermée et verrouillée au moment de l'impact.

1.6.4 Avertisseur de décrochage

L'avertisseur de décrochage est optionnel sur cet avion. La commande électromécanique de l'avertisseur de décrochage est installée sur le bord d'attaque de l'aile gauche. Un voyant lumineux rouge « *STALL WARNING* » ainsi qu'un bouton « *TEST* » se trouvent en haut à gauche du tableau de bord. Un petit haut-parleur, placé entre les deux sièges, est vissé sur la structure fixe de la verrière.

L'expertise approfondie du système a montré que les éléments fonctionnaient correctement.

1.6.5 Ceintures de sécurité

L'avion HB-WXC était équipé de ceintures de sécurité de type « quatre points », identiques sur les deux sièges, qui ont résisté à l'impact. Par contre les points d'attache des ceintures d'épaule ont été arrachés.

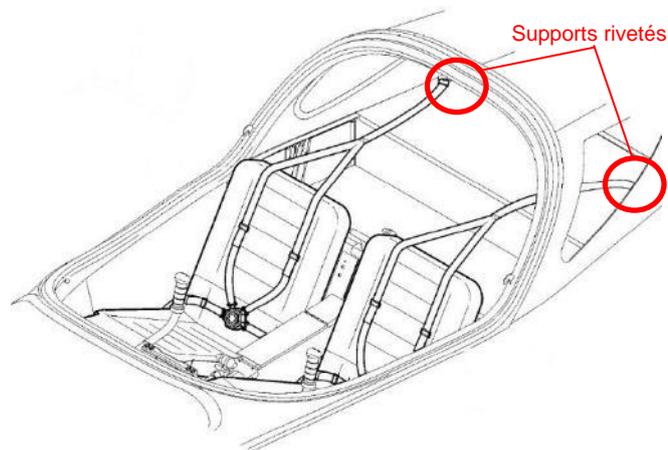


Figure 8 : schéma de l'installation des ceintures de sécurité

Les ceintures ventrales étaient fixées de chaque côté des sièges sur la structure de l'aéronef. Pour chaque siège, une sangle de 65 cm environ, vissée sur une plaque en aluminium à l'arrière de la soute à bagage, reliait les deux ceintures d'épaule (figure 8).



Figure 9 : point d'attache des ceintures d'épaule du côté droit



Figure 10 : point d'attache des ceintures d'épaule du côté gauche

Les points d'attache des ceintures d'épaule, d'une épaisseur de 2.5 mm, étaient installés à l'aide de rivets aveugles (pop) en aluminium d'un diamètre de 4 mm. Chaque plaque était fixée par sept rivets sur les nervures latérales du fuselage et quatre autres sur la tôle de recouvrement de la soute à bagages, épaisse de 0.5 mm (figures 9 et 10).

1.6.6 Moteur

Le moteur a été endommagé par l'impact, l'eau et divers matériaux provenant du lac. Il n'a pas été possible d'effectuer un test sur un banc d'essai. Les constatations suivantes ont été faites :

- une inspection visuelle du moteur et de ses accessoires n'a pas montré de défaut apparent ;
- les systèmes de lubrification et de refroidissement ont été fortement altérés ;
- aucune anomalie n'a été constatée lors de la vérification des échappements ;
- toutes les bougies ont été endommagées lors de l'impact. Elles avaient une couleur et une usure normale, elles n'ont pas pu être testées ;
- les connexions des commandes sur les carburateurs ainsi que les débattements et les butées étaient correctes ;
- la cuve du décanteur a été arrachée lors de l'impact. Le filtre resté sur le support ne présentait pas d'impureté.

1.7 Renseignements supplémentaires

1.7.1 Données radars

1.7.1.1 Données du radar primaire

Les radars primaires utilisent le principe de l'écho. Ils émettent des impulsions d'ondes électromagnétiques et détectent le retour de ces impulsions après leur réflexion sur les aéronefs. La différence de temps entre l'émission et la réception détermine la distance de la cible par rapport à l'antenne. L'azimut de la cible est défini sur la base de la position de l'antenne lors de la réception de l'écho.

Les radars primaires qui utilisent un faisceau à large ouverture verticale pour la détection générale ne sont pas en mesure de fournir une information relative à l'altitude de la cible.

Des données du radar primaire couvrant la région du lac de Neuchâtel ont été enregistrées pour le vol au cours duquel s'est produit l'accident. L'aéronef a été détecté pour la première fois peu après le décollage, lors du vol de montée, alors qu'il débutait le virage de 360° vers la droite. Plus tard, il a disparu de l'écran du radar un très court instant après le virage de 180° vers la droite, alors qu'il était établi sur un cap d'environ 230°. Il a à nouveau disparu brièvement alors qu'il tournait à gauche à vitesse réduite. Les dernières données enregistrées, d'une dizaine de secondes environ, indiquaient un virage serré vers la gauche.

1.7.1.2 Données du radar secondaire

Les radars secondaires utilisent le principe de dialogue et non de l'écho. Ils émettent des impulsions d'ondes électromagnétiques représentant des messages d'interrogation. Les transpondeurs à bord des avions détectent ces interrogations, les décodent et émettent à leur tour des impulsions d'ondes électromagnétiques représentant les réponses à chaque interrogation reçue. Le radar secondaire détermine l'azimut de la cible sur la base de la position de l'antenne de réception et la distance de l'aéronef par le temps de retour du message.

Le PS-28 Cruiser HB-WXC était équipé d'un transpondeur Mode S à sélection manuelle du mode de transmission. L'activation du mode ALT¹⁰ s'effectuait après le décollage et devait être vérifiée lors du vol de montée. Si cette manipulation devait être omise, le transpondeur restait alors en mode STBY¹¹. Pour le vol au cours duquel s'est produit l'accident, aucune donnée n'a été enregistrée par le système de radar secondaire.

Des données du radar secondaire ont par contre été fournies pour certains des vols effectués dans le cadre de l'instruction à bord du HB-WXC. Elles ont permis de définir le profil des vols d'instruction et la nature des exercices généralement effectués (chapitre 1.7.3.2).

1.7.2 Données de l'instrumentation de bord

Le tableau de bord de l'aéronef HB-WXC était équipé entre autres des écrans Dynon D100 EFIS, Garmin GPSMAP 695 et Dynon D120 EMS. Chacun de ces écrans était capable d'enregistrer diverses informations spécifiques et de les sauvegarder dans une mémoire.

Les informations mémorisées dans le Garmin GPSMAP 695 n'ont pas pu être utilisées. Les circuits imprimés de ce dernier ont été fortement détériorés par les effets de la corrosion.

Par contre, les données sauvegardées dans les écrans Dynon étaient exploitables. Celles sauvegardées dans le Dynon D100 EFIS concernaient les paramètres de vol et étaient mémorisées chaque seconde. Les données disponibles dans le Dynon D120 EMS correspondaient aux paramètres du moteur et étaient sauvegardées toutes les 5 secondes.

Après avoir vérifié la validité de ces informations, il a été possible de reconstituer la quasi totalité du vol au cours duquel s'est produit l'accident. Les principaux paramètres relatifs à la dernière phase de ce vol ont été représentés sous forme graphique (annexe).

Les figures 1 à 4 ont été établies sur la base de ces données. La trajectoire de vol illustrée sur la figure 2 présente un tronçon représenté par 4 points. Ceci signifie que pendant 4 secondes, le Dynon D100 EFIS n'a pas enregistré de position GPS utilisable. De ce fait, cette représentation correspond à une interpolation linéaire entre la position validée de 9 h 20 min 57 sec et celle de 9 h 21 min 02 sec.

1.7.3 Renseignements en matière d'organisation et de gestion

1.7.3.1 Groupe de vol à moteur de Neuchâtel

Le GVMN est établi sur l'aérodrome de Neuchâtel. Il possédait et exploitait plusieurs avions dont le PS-28 Cruiser immatriculé HB-WXC.

L'instructeur assumait les fonctions de président ainsi que celle de chef de l'école de vol à moteur. Il était également en charge du projet d'acquisition et d'introduction du PS-28 Cruiser qui avait été choisi comme avion pour l'instruction de base et l'aviation de loisirs.

¹⁰ ALT : *altitude*, altitude. Le transpondeur répond aux requêtes en transmettant les informations d'altitude relatives à la pression atmosphérique standard de 1013.2 hPa.

¹¹ STBY : *standby*, attente. Le transpondeur est enclenché et n'émet aucun signal.

1.7.3.2 Instruction sur le HB-WXC

L'instructeur avait entrepris la formation des pilotes et instructeurs du GVMN.

Depuis l'arrivée du HB-WXC en Suisse, l'instructeur avait effectué une quarantaine de vols sur cet avion, pour un total de plus de 30 h dont environ la moitié en instruction.

Sur la base des déclarations des pilotes ayant effectué tout ou partie du programme d'entraînement sur cet avion, il a été possible de reconstituer la structure du programme d'instruction mise en place par l'instructeur. Celui-ci procédait en général comme suit :

- cours théorique en salle de classe, dispensé en groupe ;
- briefing, avant le vol, avec explication détaillée de l'avion, des procédures d'opération, des contrôles à effectuer avant le vol ;
- prise en charge de l'avion, mise en route du moteur et contrôles avant le décollage ;
- vol d'instruction ;
- débriefing.

Aucun syllabus spécifique pour le cours de différence n'avait été établi. Cependant, une liste de contrôle était remplie afin de garder une trace des exercices effectués. Le programme d'instruction pouvait être concentré sur un ou plusieurs vols, en fonction de l'aptitude de chaque pilote.

Les tracés du radar secondaire (voir chapitre 1.7.1.2) concernant plusieurs vols d'instruction ont permis de confirmer les déclarations des pilotes quant au profil du vol et la nature des exercices généralement effectués. Après le décollage et le vol de montée, des virages étaient tout d'abord effectués, puis des exercices de vol à faible vitesse et de décrochage. Ces exercices étaient effectués dans un secteur de travail compris entre l'aérodrome de Neuchâtel et la rive ouest du lac de Biemme, à une altitude comprise entre 3500 et 4500 ft AMSL. Des tours de pistes étaient effectués à l'issue du travail aérien.

1.8 Renseignements médicaux et pathologiques

1.8.1 Généralités

Les corps de l'instructeur et du pilote ont été soumis à une autopsie. Les rapports concluent à un polytraumatisme sévère ayant entraîné le décès immédiat.

Les analyses de laboratoire n'ont pas révélé la présence de xénobiotiques¹² d'intérêt médico-légal ou d'autres substances incompatibles avec la conduite d'un aéronef telles que médicaments, stupéfiants ou alcool.

1.8.2 Instructeur

L'examen de l'instructeur a montré des pathologies préexistantes qui n'étaient probablement pas de nature à entraîner un malaise ou à provoquer un décès immédiat. Cependant, certains troubles fonctionnels, tel que des troubles du rythme cardiaque et des crises d'épilepsie par exemple ne laissent pas nécessairement de traces visibles lors des examens microscopiques et macroscopiques. Son indice de masse corporelle (IMC) était supérieur à 29 kg/m².

¹² Xénobiotique : molécule étrangère dans un organisme vivant considérée comme toxique

Il est à relever qu'aucune lésion n'a été constatée à la face palmaire de la main droite. L'examen radiologique a entre autres mis en évidence une fracture radio-ulnaire droite au niveau du tiers moyen et une luxation ulnaire distale droite.

Selon les renseignements obtenus du médecin traitant et du médecin conseil de l'OFAC, l'instructeur a subi son dernier examen médical le 9 octobre 2013. Il souffrait d'une maladie neurologique occasionnelle, qui a nécessité un traitement médical.

Les examens toxicologiques révèlent la présence de paracétamol, de dextrométhorphan et un métabolite de l'ibuprofène dont la consommation devait dater de plusieurs heures avant le décès. Ces médicaments sont souvent utilisés pour le traitement d'un refroidissement.

1.8.3 Pilote

L'examen du pilote a montré des pathologies préexistantes qui n'étaient probablement pas de nature à entraîner un malaise ou à provoquer un décès. Son indice de masse corporelle (IMC) était supérieur à 38 kg/m².

Cependant, certains troubles fonctionnels, tel que des troubles du rythme cardiaque et des crises d'épilepsie par exemple ne laissent pas nécessairement de traces visibles lors des examens microscopiques et macroscopiques. Ces troubles peuvent être à l'origine d'un malaise ou une mort subite.

Il est à relever qu'une plaie d'aspect contus a été constatée à la face palmaire de la main gauche en regard de laquelle l'examen radiologique a relevé la présence d'une fracture ouverte au niveau de la tête du 5^{ème} os métacarpien gauche et une luxation de l'articulation métacarpo-phalangienne du 4^{ème} et 5^{ème} rayon gauches.

Selon les renseignements obtenus du médecin traitant et du médecin conseil de l'OFAC le pilote a subi son dernier examen du 11 décembre 2012 et souffrait de maladies cardiovasculaires et métaboliques avec un risque élevé de subir un événement coronarien mortel ou un infarctus du myocarde non mortel à moyen terme.

1.9 Renseignements sur les questions de survie

1.9.1 Ceintures

Toutes les ceintures ont résisté à l'impact, toutefois les points d'attache des ceintures d'épaule ont cédé. Il n'était pas possible de survivre à l'impact, indépendamment de la rupture des points d'attache.

1.9.2 Emetteur de localisation d'urgence

L'émetteur de localisation d'urgence était à bord et positionné sur « ARM ». Aucun signal n'a été enregistré.

Le boîtier n'était pas étanche. En raison de la corrosion de l'émetteur, il n'a pas été possible de vérifier son fonctionnement.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques et aérodynamiques

2.1.1 Généralités

L'enquête n'a mis en évidence aucun élément technique ayant pu provoquer ou contribuer à l'accident.

2.1.2 Comportement de l'avion en vol à faible vitesse, décrochage et vrille

Les pilotes et instructeurs ayant effectué un ou plusieurs vols sur le PS-28 Cruiser ont déclaré unanimement que cet avion inspirait confiance, que son comportement en vol à faible vitesse et lors des décrochages était sain, qu'il avait une tendance à s'affaisser sans une abattée franche et qu'à aucun moment l'avion n'a effectué de mouvement inattendu.

Le rapport du pilote d'essai qui a effectué les vols de certification pour ce type d'avion, relatif au comportement de l'avion en vrille, ne mentionne aucune réaction inattendue du PS-28 Cruiser.

Les données EFIS et EMS enregistrées dans les mémoires des écrans Dynon démontrent que le HB-WXC n'a pas eu de comportement aérodynamique brusque pendant les 10 premières secondes de la phase de vol à faible vitesse, avec le moteur au ralenti et une vitesse très proche de la vitesse de décrochage.

En conclusion, l'enquête n'a pas pu mettre en évidence de comportement aérodynamique particulier du PS-28 Cruiser susceptible de provoquer l'accident ou d'y contribuer.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Dépassement de la masse maximale autorisée

L'enquête a permis d'établir que le HB-WXC avait été opéré à plusieurs reprises en-dessus de la masse maximale admissible au décollage, ce qui était également le cas pour le vol au cours duquel s'est produit l'accident. Bien que le comportement aérodynamique du PS-28 reste inchangé pour une masse de 30 kg supérieure à la MTOM, la vitesse de décrochage, légèrement affectée par cet excédent de masse, augmente de moins d'un noeud.

L'enquête a également mis en évidence que la presque totalité des vols de formation en double commande ont été effectués avec une masse au décollage supérieure à la masse maximale autorisée. Cet état de fait permet de conclure que l'utilisation de ce type d'avion n'est pas appropriée pour la formation des élèves. Il est nécessaire qu'un élève puisse effectuer l'intégralité de sa formation sans devoir être confronté à un problème de non-respect des limites prescrites par le manuel de vol.

2.2.2 Travail aérien dans le cadre du cours de différence

Les données du radar secondaire ont permis d'établir qu'au cours de plusieurs vols de formation, l'altitude choisie pour l'exécution du travail aérien était comprise entre 3500 et 4500 ft AMSL. Lors du vol au cours duquel s'est produit l'accident, l'altitude de travail était de 3500 ft AMSL, ce qui représente une hauteur d'environ 2000 ft au-dessus de la surface du lac.

Le choix de l'altitude de travail dépend de la nature des exercices effectués. Pour l'exécution de virages normaux ou serrés, la hauteur au-dessus du sol peut-être inférieure à celle nécessaire pour effectuer des exercices à faible vitesse ou des décrochages. L'altitude choisie de 3500 ft AMSL n'offrait que peu de marge de

manoeuvre pour le cas où un exercice de vol à faible vitesse ou de décrochage entraînerait une perte de contrôle momentanée de l'avion.

2.2.3 Manoeuvre qui a entraîné la perte de contrôle

2.2.3.1 Phase de vol à faible vitesse

Les *données* EFIS et EMS enregistrées dans les mémoires des écrans Dynon démontrent que le HB-WXC n'a pas eu de comportement aérodynamique brusque pendant les 10 premières secondes de la phase de vol à faible vitesse, soit entre 9 h 20 min 39 sec et 9 h 20 min 49 sec (annexe et figure 3). Le régime du moteur était au ralenti et l'avion volait à une vitesse très proche de la vitesse de décrochage. L'assiette de vol « à cabrer » diminuait lentement pour devenir « à piquer » et l'inclinaison augmentait progressivement vers la gauche. L'altitude diminuait et la vitesse verticale augmentait jusqu'à atteindre environ 2000 ft/min.

Ce profil de vol ne correspond ni à un exercice de contrôle de l'avion à faible vitesse, ni à un exercice de décrochage. Dans le premier cas, l'exercice consiste à stabiliser l'avion, à l'aide de la puissance du moteur, sur un cap et à une altitude en maintenant une vitesse proche de la vitesse de décrochage. Par contre, lors d'un exercice de décrochage, le moteur ne fournit généralement pas de puissance et tourne au ralenti. L'avion est maintenu sur un cap et à une altitude alors que la vitesse diminue progressivement jusqu'à ce que l'aile ne fournisse plus assez de portance. Il se produit alors un décollement des filets d'air sur l'extrados de l'aile, l'avion s'enfoncé et l'assiette de vol devient rapidement « à piquer ».

Au cours de cette phase de vol, l'avion était contrôlable et les paramètres de vol tels que l'assiette de vol, l'inclinaison et l'accélération Gz de l'avion, représentés dans l'annexe démontrent qu'aucun mouvement des commandes de profondeur et de gauchissement n'a eu lieu.

2.2.3.2 Descente en spirale

C'est au cours des secondes suivantes que la perte de contrôle est intervenue, soit entre 9 h 20 min 40 sec et 9 h 20 min 58 sec (annexe et figure 3). L'avion continue de s'incliner sur la gauche, l'assiette de vol est toujours plus « à piquer » et la vitesse verticale augmente rapidement jusqu'à plus de 6000 ft/min.

Il est important de relever que l'accélération Gz augmente progressivement jusqu'à 2.5 g. Ce profil de vol ne correspond pas à celui d'une vrille, mais plutôt à celui d'un piqué en spirale.

La vitesse de décrochage augmente avec l'accélération et peut-être calculée en considérant le paramètre Gz (annexe : courbe « Vitesse indiquée / Vitesse de décrochage calculée [kt] »). La comparaison de la vitesse indiquée et de la vitesse calculée de décrochage permet de constater que leurs valeurs sont très proches. Ainsi, on peut en déduire que l'accélération Gz est maximale durant toute la phase de vol en piqué et que l'avion était en décrochage dynamique (*high-G stall*), jusqu'à l'impact. Une telle manœuvre implique qu'une force de traction soit appliquée sur la commande de profondeur durant toute la phase de vol en piqué.

La seule façon de sortir d'un décrochage est de diminuer l'angle d'attaque. Pour ce faire, il est impératif de diminuer la pression sur la gouverne de profondeur. Les données des enregistrements démontrent qu'aucune action sur la commande de profondeur n'a été entreprise afin de sortir de ce décrochage dynamique.

2.2.3.3 Conclusions

L'analyse des données enregistrées a permis de déduire qu'au cours de la première phase de vol, aucun mouvement des commandes de profondeur et de gauchissement n'a eu lieu. Il est donc probable que ni le pilote, ni l'instructeur n'avaient le contrôle de l'avion au cours de cette phase de vol. Cependant, lorsque l'avion s'engage dans la descente en spirale, une action sur la commande de profondeur a eu lieu, ce qui permet de déduire qu'un des deux membres d'équipage de conduite est intervenu. L'action sur la commande de profondeur était importante et continue, ce qui laisse à penser qu'il s'agit d'un mouvement de réaction dans le but de ramener rapidement l'avion en vol horizontal.

La manœuvre s'est produite au-dessus du lac. Or, il est très difficile d'estimer la hauteur réelle au-dessus d'une surface d'eau, en raison du manque de repères. Cet état de fait a vraisemblablement contribué à une réaction excessive sur la commande de profondeur.

2.2.4 Aspects médicaux

2.2.4.1 Affectation de l'état de santé d'un membre d'équipage au moment de l'accident

Le développement de la dernière phase de vol peut s'expliquer par une incapacité soudaine d'un des occupants au cours de cet exercice.

D'une manière générale, une incapacité physique pourrait être la conséquence d'une absence, respectivement d'une brève perte de conscience, non imputable à une maladie ou une mutation d'organe antérieure à l'accident.

Les examens effectués n'ont pas mis en évidence de lésion pouvant expliquer avec certitude un malaise. Cependant, il est possible que la cause d'une éventuelle absence ne soit pas décelable pendant les investigations post-mortem.

2.2.4.2 Lésions au niveau des membres supérieurs

Sur la base des lésions constatées sur les membres supérieurs, il est parfois possible d'établir lequel du pilote ou de l'instructeur était aux commandes de l'aéronef au moment de l'impact.

La distribution des lésions osseuses du membre supérieur droit de l'instructeur évoque un traumatisme contondant avec un choc contre la face palmaire de la main droite. Un tel choc peut être provoqué lors d'un heurt contre une structure de l'habitacle.

Les lésions constatées sur le membre supérieur gauche du pilote évoquent un traumatisme contondant par un choc contre la face palmaire et ulnaire de la main gauche. Elles peuvent être provoquées par un impact contre les commandes de vol de l'appareil chez une personne tenant les commandes en main. Cependant, il n'est pas possible d'exclure un autre mécanisme, notamment un impact contre une autre structure dans le cockpit.

Sur la base de l'ensemble des éléments à disposition concernant le pilote et l'instructeur et notamment au niveau des lésions des parties distales des membres supérieurs, le pilote présentait plus de lésions décrites comme étant en relation avec un contact avec les commandes de vol. Les lésions spécifiques restent cependant rares, tant pour l'instructeur que le pilote, de sorte qu'aucun des deux membres d'équipage ne présentait de lésions suffisamment spécifiques pour déterminer avec certitude qui pilotait l'avion au moment de l'impact.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques et aérodynamiques

- L'avion était autorisé au vol privé de jour selon les règles de vol à vue (*visual flight rules* – VFR).
- L'enquête n'a révélé aucune défectuosité technique ayant pu contribuer ou provoquer l'accident.
- Les points d'attache des ceintures d'épaule des deux occupants ont été arrachés lors de l'impact.
- Aucun comportement aérodynamique particulier ou inattendu n'a été remarqué par les pilotes et instructeurs qui ont volé précédemment l'avion HB-WXC.
- Le constructeur a effectué des vols d'essais de vrille sur un avion de même type et n'a constaté aucune anomalie ayant pu contribuer ou provoquer l'accident.

3.1.2 Aspects humains

- L'instructeur et le pilote étaient en possession des licences nécessaires.
- Les examens médicaux effectués ont montré, tant chez l'instructeur que le pilote, des pathologies préexistantes qui n'étaient probablement pas de nature à entraîner un malaise ou à provoquer un décès immédiat. Cependant, certains troubles fonctionnels, tel que des troubles du rythme cardiaque et des crises d'épilepsie par exemple, ne laissent pas nécessairement de traces visibles lors des examens microscopiques et macroscopiques.

3.1.3 Aspects opérationnels

- La masse au moment où s'est produit l'accident se trouvait en dehors des limites prescrites par le constructeur.
- La position du centre de gravité se trouvait à 517 mm. La limite arrière du centre de gravité se trouve à 525 mm jusqu'à une masse maximale de 600 kg.
- Le constructeur a effectué une évaluation du comportement à basse vitesse et en décrochage du PS-28 avec une masse au décollage de 629 kg. Les résultats sont comparables à ceux obtenus avec une masse au décollage de 600 kg.

3.1.4 Aspects de survie

- Malgré la rupture des points d'attache des ceintures d'épaule, il n'était pas possible de survivre à l'impact.

3.1.5 Aspects environnementaux

- Le vent était calme.
- La température ambiante était de 17 °C et le point de rosée de 9 °C.

3.2 Causes

L'accident est dû à la collision de l'aéronef avec la surface du lac, consécutive à une perte de contrôle intervenue au cours d'un exercice de vol à faible vitesse.

Une incapacité soudaine d'un membre d'équipage a pu contribuer au déroulement de l'accident.

- 4 Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'accident**
- 4.1 Recommandations de sécurité**
Aucune
- 4.2 Avis concernant la sécurité**
Aucun
- 4.3 Mesures prises après l'accident**
Aucune

Ce rapport final a été approuvé par la commission du Service suisse d'enquête de sécurité SESE (art. 10 lit. h de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports du 17 décembre 2014).

Berne, 13 juillet 2017

Service suisse d'enquête de sécurité

Annexe : Données enregistrées correspondant à la dernière phase de vol du HB-WXC
 HB-WXC: Paramètres de vol pour les 60 dernières secondes

