



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 SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Rapport final n° 2307 du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'accident de l'avion
FFA AS202/15-1/16M, HB-HFK,

survenu le 16 avril 2015

1 km au nord-ouest de l'aérodrome de
Lausanne-La Blécherette,
commune de Romanel / VD

Ursachen

Der Unfall ist auf eine Notlandung nach einem Anfangssteigflug im instabilen Geschwindigkeitsbereich (*second régime*) infolge ungenügender Leistung aufgrund einer unzweckmässigen Landeklappenstellung und eines grossen Längsneigungswinkels zurück-zuführen.

Die späte Übernahme der Flugzeugsteuerung durch den Fluglehrer konnte den instabilen Flugzustand (*second régime*) nicht verhindern.

Die Flugzeugmasse nahe an der maximal erlaubten Startmasse wirkte sich ungünstig auf den Unfallhergang aus.

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	AS202/15-1/16M, « Bravo »	HB-HFK	
Exploitant	Air-Espace S. à r. l., Plaine d'Areuse 14, 2013 Colombier		
Propriétaire	Air-Espace S. à r. l., Plaine d'Areuse 14, 2013 Colombier		
Instructeur	Citoyen français, né en 1961		
Licence	Licence de pilote commercial d'avions (<i>commercial pilot licence</i> – CPL(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)		
Heures de vol	total 1687 h	au cours des 90 derniers jours 25:29 h	
	dont instruction 499:05 h	dont instruction 20:55 h	
	sur le type en cause 199:49 h	au cours des 90 derniers jours 12:34 h	
Elève	Citoyen suisse, né en 1996		
Licence	-		
Heures de vol	Total 26:00 h	au cours des 90 derniers jours 2:50 h	
	sur le type en cause 24:55 h	au cours des 90 derniers jours 2:15 h	
Lieu	1 km au nord-ouest de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette (LSGL), commune de Romanel / VD		
Coordonnées	536 498 / 156 137 (Swiss Grid 1903)	Altitude 610 m/M	
	N 046° 33' 13" / E 006° 36' 38" (WGS 84)		
Date et heure	16 avril 2015, 9 h 44 min		
Type de vol	Règles de vol à vue (<i>visual flight rules</i> – VFR), instruction		
Phase de vol	Décollage		
Nature de l'accident	Atterrissage d'urgence suite à un vol en second régime		
Personnes blessées			
Blessures	Membres d'équipage	Passagers	
		Nombre total de personnes à bord	
		Autres personnes	
Mortelles	0	0	0
Graves	0	0	0
Légères	0	0	0
Aucune	2	0	2
Total	2	0	2
Dommages à l'aéronef	Train d'atterrissage et aile gauche fortement endommagés		
Autres dommages	Légère pollution du sol, légers dégâts aux cultures		

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

Les faits antécédents et le déroulement du vol ont pu être reconstitués sur la base des dépositions de l'instructeur, de l'élève et d'observateurs, ainsi qu'à partir des images de la webcam nord installée à l'aérodrome et des enregistrements du système de prévention des collisions aériennes Flarm.

1.1.2 Faits antécédents

Aucun problème de performance n'a été relevé lors des vols d'instruction du 14 et du 15 avril 2015 avec l'avion FFA AS202/15-1/16M, immatriculé HB-HFK.

Le 16 avril 2015, aux environs de 8 h 30 min, l'instructeur et son élève se retrouvent au bureau C de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette (LSGL) pour la préparation d'un vol d'écolage dans le cadre d'une formation pour une licence de pilote privé. Le vol planifié est un survol des Alpes à destination de Locarno (LSZL) en passant par la vallée du Rhône.

1.1.3 Vol au cours duquel s'est produit l'accident

Après la préparation du vol, l'élève se rend dans le hangar et effectue les contrôles prévol de l'avion HB-HFK, notamment les purges de carburant, avant de démarrer le moteur et de rouler vers la station d'avitaillement. L'instructeur note que le roulage s'effectue avec un régime moteur faible. Afin que les réservoirs soient totalement pleins, 109 l de carburant sont ajoutés. Par la suite, l'élève et l'instructeur s'installent à bord. L'élève démarre à nouveau le moteur en suivant la check-list et roule vers le point d'attente de la piste 36.

Au cours de la préparation du décollage, l'élève ne suit pas la séquence exacte des vérifications et l'instructeur lui demande de reprendre toute la check-list. Tout se déroule dans le calme et sans précipitation. Pendant le check moteur (*run-up*), les valeurs du test des magnétos sont correctes et le sélecteur est ensuite repositionné sur « *BOTH* ». Selon l'équipage, les volets de courbure sont positionnés sur 15°. Cependant, l'enquête a permis d'établir que la position des volets de courbure était supérieure à 15° lors du décollage (voir chapitre 1.7.8).

Un briefing de départ mentionnant les vitesses de décollage sur pistes courtes est effectué : il est prévu de soulager la roue de proue à 45 MPH¹, de décoller à 60 MPH et de laisser l'avion accélérer jusqu'à la vitesse correspondant au meilleur angle de montée (v_x) de 65 à 70 MPH (voir annexe 3).

L'élève aligne l'avion sur la piste 36 et met les gaz au maximum, tout en maintenant l'avion immobilisé. Il constate que la puissance indiquée se situe dans l'arc vert et relâche les freins. Selon la déposition de l'instructeur, le nombre de tours se situe entre 2350 et 2400 RPM².

Pendant la phase d'accélération, aucun bruit particulier ni aucune variation du régime du moteur ne sont ressentis par l'élève ou par l'instructeur. A 60 MPH, après environ 280 m de roulage, l'élève tire sur le manche pour décoller. Durant les secondes suivant le moment où il a quitté le sol, l'avion a une assiette à cabrer de

¹ MPH : *statute miles per hour*, mile terrestre par heure.

² RPM : *revolutions per minute*, tours par minute.

14.0°³ et une inclinaison vers la droite qui varie entre 1.5° et 6.0° et un angle de 3.6° à 9.4° entre l'axe longitudinal et celui de la piste 36 (voir figure 1 et annexe 1).



Figure 1: l'avion HB-HFK dans la montée initiale à 9 h 43 min 3 s avec une assiette à cabrer de 14°, une inclinaison à droite de 6° et le fuselage faisant un angle de 8.4° à gauche de l'axe de la piste 36.

Après le décollage, l'instructeur fait remarquer à l'élève qu'il se déporte vers la gauche et que sa vitesse, qui est toujours de 60 MPH, est trop basse. L'élève relâche la pression sur le manche mais la vitesse n'augmente pas et le taux de montée reste faible.

L'instructeur prend alors les commandes, vérifie que le réchauffage du carburateur n'est pas activé mais ne parvient pas à gagner de la hauteur.

En bout de piste, l'avion est décalé d'environ 45 m à gauche de la ligne centrale, sa vitesse par rapport au sol est d'environ 70 MPH, sa hauteur d'environ 12 m. Selon les dires de l'instructeur, l'avertisseur de décrochage n'a pas retenti, l'élève par contre se souvient de l'avoir entendu.

L'instructeur choisit un terrain d'atterrissage situé à gauche par rapport à la direction de vol, il rentre les volets de courbure et plonge après une rangée d'arbres pour effectuer un atterrissage d'urgence (voir figure 2). L'avion descend rapidement, prend fortement contact avec le sol et roule sur une dizaine de mètres. Au passage d'un sillon séparant deux champs, le train d'atterrissage principal gauche se rompt. L'instructeur parvient à maintenir l'avion sur la roue du train d'atterrissage droit et sur la roue de proue, sur une distance d'environ 250 m, puis l'aile gauche s'affaisse et touche le sol. L'avion tourne d'environ 120° vers la gauche et s'immobilise dans un champ cultivé. Durant cette phase le moteur tourne encore. L'émetteur de localisation d'urgence ne s'enclenche pas lors de l'impact.

³ Toutes les valeurs angulaires par rapport à l'axe longitudinal tel que défini dans le chapitre 1.7.8, ont une incertitude de ± 1 degré.

L'instructeur arrête le moteur, informe l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette par radio, puis déclenche l'interrupteur électrique principal. Les deux occupants ne sont pas blessés et sortent de l'avion par leurs propres moyens.

Aucun incendie ne se déclare.

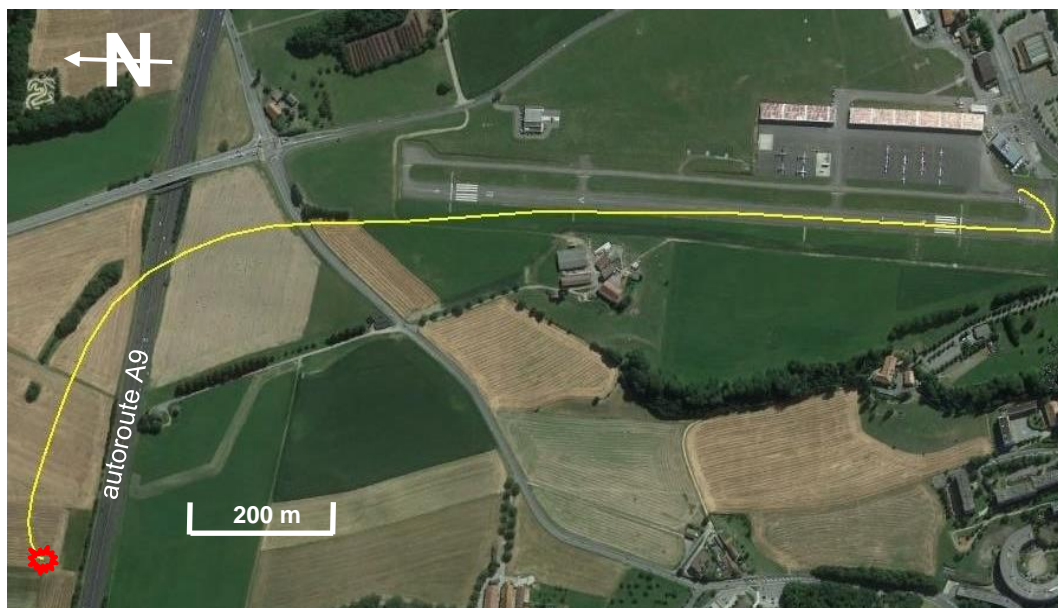


Figure 2: trajectoire de l'avion HB-HFK relevée sur la base des enregistrements du système de prévention des collisions aériennes Flarm (en jaune) et position finale.

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Situation météorologique générale

Une faible dépression située à l'ouest du golfe de Gascogne dirigeait de l'air doux et de plus en plus humide vers la Suisse. En altitude, une petite crête barométrique traversait les Alpes en direction de l'est.

1.2.2 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident

Le temps était sec avec une bonne visibilité et le vent au sol était faible. Le ciel se couvrait progressivement de cirrus et d'altocumulus depuis l'ouest.

Nuages	5/8 – 7/8 vers 16 400 ft AMSL ⁴
Visibilité	10 km ou plus
Vent	variable 2 kt ⁵
Température / point de rosée	15 °C / 3 °C
Pression atmosphérique QNH	1018 hPa
Dangers	Aucun

1.2.3 Données astronomiques

Position du soleil	Azimut: 109°	Hauteur: 30°
Conditions d'éclairage naturel	Jour	

⁴ AMSL: *above mean sea level*, au-dessus du niveau moyen de la mer.

⁵ Au moment de la montée initiale du HB-HFK, la manche à air indiquait un léger vent de dos.

1.3 Renseignements sur l'aéronef

1.3.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-HFK
Type d'aéronef	AS202/15-1/16M « Bravo »
Caractéristiques	Monomoteur métallique à aile basse, trois sièges, avec train d'atterrissage fixe et roue de pouce
Constructeur	Flug - & Fahrzeugwerke AG Altenrhein (FFA)
Année de construction	1978
Propriétaire et exploitant	Air-Espace S. à r. l., Plaine d'Areuse 14, 2013 Colombier
Moteur	Caractéristiques: quatre cylindres boxer avec refroidissement à air, Constructeur: Lycoming Engines, USA Type : O-320-D2A Numéro de série : L-13366-39A Puissance 118 kW (160 CV) à 2700 RPM
Carburateur	Constructeur : Precision Airmotive LLC, USA Type : MA-4SPA, P/N 10-3678-32
Hélice	Bipale métallique à pas fixe
Emetteur de localisation d'urgence	Artex ME406
Heures d'exploitation	Cellule : 11 771:33 h TSN ⁶ Moteur : 9938:26 h TSN 1410:44 h TSO ⁷
Nombre d'atterrissages	41 170
Masse à vide	698.3 kg
Masse maximale autorisée	999 kg dans la catégorie normale
Masse et centre de gravité	Masse de l'avion au moment du décollage et au moment où s'est produit l'accident: 986 kg. Le centre de gravité se trouvait à la limite de centrage avant de l'enveloppe de vol
Entretien	Révision du carburateur effectuée le 25 juin 2014 à 1155:29 h TSO moteur Remplacement du carburateur effectué le 8 juillet 2014 à 1160:56 h TSO moteur Dernier contrôle de 200 h effectué le 31 mars 2015 à 11 756:05 h TSN cellule
Restrictions techniques	Dans la liste de défauts en suspens (<i>hold item list</i> – HIL), il n'y avait aucune remarque

⁶ TSN: *time since new*, temps d'utilisation depuis neuf

⁷ TSO: *time since overhaul*, temps d'utilisation depuis révision

Carburant autorisé	AVGAS 100LL
Carburant utilisé	AVGAS 100LL (voir chapitre 1.7.4)
Capacité totale des réservoirs	174 l dont 160 l utilisables
Certificat d'immatriculation	Etabli le 7 janvier 2013 par l'OFAC, Nr.4
Certificat de navigabilité	Etabli le 7 mai 2012 par l'OFAC
Certificat d'examen de navigabilité	Date de délivrance : 5 août 2014 Date d'expiration : 19 août 2015
Catégorie	VFR de jour
Modifications	Equipé d'un silencieux Mécanair STC ⁸

1.3.2 Système de volets de courbure

Les volets sont activés électriquement par un vérin situé dans l'aile droite. Les deux volets de courbure sont reliés par des câbles.

Le dispositif de positionnement des volets de courbure est composé d'un indicateur électrique de position installé sur le tableau de bord et d'un levier de commande (voir annexe 2).

L'indicateur de position est connecté à un potentiomètre installé sur le vérin et est composé d'une graduation de 0°, 15°, 30° et 41° (voir figure 3).

Le levier de commande des volets de courbure est installé sur le côté droit de la console centrale des commandes du moteur, en dessous de l'indicateur. La sortie « DOWN » ou la rentrée « UP » des volets de courbure se fait par une action sur le levier en continu ou par impulsion jusqu'à la position choisie. Le levier revient automatiquement en position neutre lorsqu'on le relâche. Il n'y a pas de position d'arrêt automatique des volets de courbure sur les positions désirées (voir figure 4).



Figure 3: indicateur de position des volets de courbure.



Figure 4: levier de commande des volets de courbure.

Le manuel de vol (*aircraft flight manual* – AFM) recommande une position des volets de courbure à 15° pour les décollages normaux, mais prescrit la même position pour les décollages sur pistes courtes.

⁸ STC: *supplemental type certificate*, certificat de type supplémentaire.

1.4 Renseignements sur l'instructeur

La formation de l'instructeur en vue de l'obtention de la licence d'instructeur de vol d'avions (*flight instructor – FI(A)*) a été effectuée en 2012. Un cours *refresher* ainsi qu'une formation pour les cours Sphair⁹ ont été effectués en 2014 et la licence était valable jusqu'au 31 janvier 2016.

L'instructeur a été engagé chez Air-Espace en juillet 2012. Cet emploi n'était pas son activité professionnelle principale. L'expérience en vol d'instruction est d'environ 500 h, dont environ 75 h sur le type en cause.

L'instructeur avait une très bonne connaissance de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette pour y avoir accompli une grande partie de sa formation ainsi qu'une grande partie des vols d'instructions effectués pour le compte d'Air-Espace.

Il connaissait bien la notion de second régime de vol et abordait régulièrement ce thème dans le cadre de son enseignement.

1.5 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Lausanne-La Blécherette (LSGL) est situé au nord de la ville de Lausanne et à une altitude de 622 m/M (2041 ft), sa température de référence est de 23.5 °C. La piste asphaltée, longue de 875 m est orientée selon l'axe nord-sud (36/18).

Les distances utilisables déclarées étaient les suivantes:

	Décollage	Atterrissage
Piste 18 (2041 ft AMSL)	775 m	805 m
Piste 36 (1999 ft AMSL)	805 m	775 m

Le profil longitudinal de piste présente différentes inclinaisons (voir figure 5):

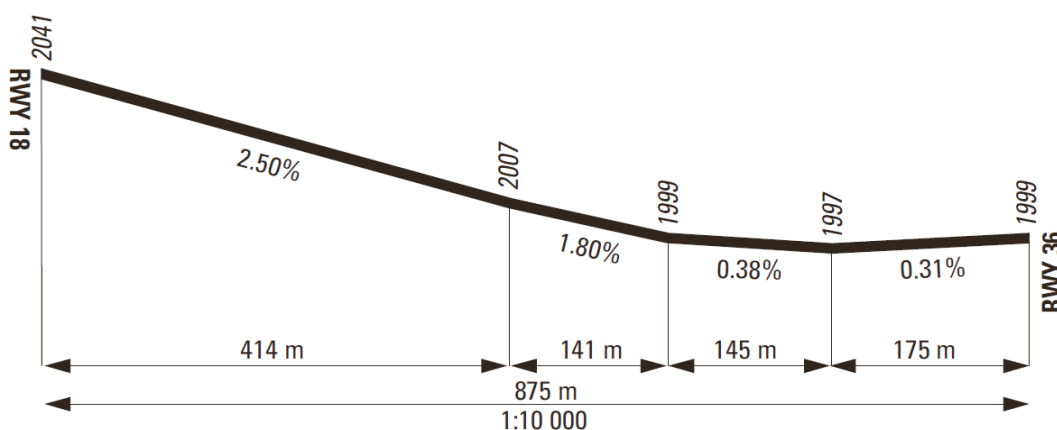


Figure 5: profil longitudinal de piste selon la publication d'information aéronautique suisse.

1.6 Renseignements sur le lieu, l'impact et l'épave

1.6.1 Lieu où s'est produit l'accident

Le lieu où s'est produit l'accident se situe du côté nord de l'autoroute A9, sur la gauche de l'axe de piste, à 550 m environ du seuil de piste 18 de l'aérodrome.

⁹ Sphair est un programme de formation des Forces aériennes suisses pour les examens d'aptitude des jeunes candidats qui sont intéressés par une carrière dans l'aviation civile ou militaire.

Dans le secteur nord, à 750 m environ du seuil de piste 18, se profilent plusieurs lignes à haute tension. Le terrain choisi est composé de plusieurs parcelles de champs cultivés, sans obstacle, qui longent l'autoroute sur environ 500 m (voir figure 2). Il est bordé, du côté est, par un bosquet comprenant quelques arbres de hauteur moyenne et d'une petite forêt sur le côté ouest. Dans le secteur nord-ouest les champs cultivés ne présentent aucun obstacle jusqu'à la ligne à haute tension.

1.6.2 Impact

L'avion a d'abord survolé à faible hauteur la route du Mont et l'autoroute A9. Après le passage d'un groupe d'arbres, l'avion a fortement pris contact avec le sol dans un axe pratiquement parallèle à l'autoroute, comme en témoignent dans le champ les marques des premiers impacts et les traces de roulage des trois roues visibles sur une dizaine de mètres.

Lorsque l'avion est passé à un endroit où le niveau du terrain change, le train d'atterrissage gauche s'est rompu. Il a été retrouvé à environ 20 m du premier impact. L'avion a continué de rouler, moteur enclenché, sur une distance d'environ 250 m. L'aile gauche s'est ensuite affaissée et a touché le sol, puis l'avion a effectué une courbe de 120° environ à gauche avant de s'immobiliser. Une légère fuite de carburant s'est produite au travers de la mise à l'air du réservoir gauche.

Après l'accident, le carburant des deux réservoirs a été vidangé, puis l'avion a été héliporté et déposé devant un hangar de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette.



Figure 6: position finale de l'avion HB-HFK.

1.6.3 Epave

Les constatations suivantes ont été faites sur le lieu de l'accident:

- le tube principal du train d'atterrissage gauche s'est rompu à la hauteur de l'intrados de l'aile;
- les supports des volets de courbure, l'aileron et le saumon de l'aile gauche ont été endommagés;
- la position de l'indicateur de *TRIM* était sur « *TO* » (*take off*) ;
- les volets de courbure étaient positionnés sur « *0°* » (rentrés) ;
- la clé du sélecteur des magnétos avait été mise en position « *OFF* » ;
- le sélecteur de carburant était positionné sur « *OFF* » ;
- la pompe manuelle d'injection du *primer* était fermée et verrouillée ;

- les commandes de gaz et mixture ont été retrouvées en position arrière (ralenti et pauvre) ;
- le système de friction des commandes des gaz et de mixture était détendu ;
- la commande du réchauffage du carburateur était poussée (sur « OFF ») ;
- lors de l'inspection visuelle des pales de l'hélice, aucune trace d'impact sur les bords d'attaque et aucune déformation n'ont été constatées. Les traces vertes retrouvées sur les extrémités des pales démontrent que l'hélice tournait encore avant l'immobilisation de l'avion ;
- tous les interrupteurs et commandes électriques ont été retrouvés sur « OFF », sauf le Flarm qui était resté sur « ON » ;
- les *max-pointers* de l'accéléromètre indiquaient 0 g et +7 g ;
- l'émetteur de localisation d'urgence ne s'est pas enclenché. La commande manuelle était positionnée sur « ARM » ;
- les ceintures de sécurité ont été utilisées et ont résisté au choc;
- des échantillons de carburant ont été prélevés pour effectuer des analyses.

1.7 Enquête approfondie

1.7.1 Cellule

Un examen visuel des raccords d'ailerons, des tiges d'accouplement, des leviers de renvoi, des câbles de traction et des tendeurs ainsi que des poulies de guidage n'a fourni aucun indice de défaut préalable.

L'inspection des tubulures et du pot d'échappement (*muffler*) n'a pas révélé d'obstruction, toutefois elle a mis en évidence le mauvais état général du pot d'échappement. Une partie de la chicane interne de ce dernier manquait et l'extrémité du tube de sortie était endommagée.

Lors de l'inspection du silencieux, aucune obstruction n'a été observée à l'intérieur de celui-ci. Toutefois, on a pu remarquer que les éléments en fibre de céramique, dont certaines parties manquaient, étaient en mauvais état.

1.7.2 Emetteur de localisation d'urgence

L'émetteur de localisation d'urgence ne s'est pas enclenché lors de l'impact. L'expertise de ce dernier, effectuée en laboratoire, n'a pas révélé de problème ayant pu entraîner le non-fonctionnement de l'émetteur lors de l'accident.

1.7.3 Test de l'indicateur de vitesse

Le système d'indication de vitesse a été contrôlé sur l'avion à l'aide d'un appareil de mesure calibré. Les vitesses indiquées par tranches de 5 MPH entre 40 MPH et 145 MPH étaient dans les valeurs de tolérance.

1.7.4 Carburant

L'analyse du carburant prélevé dans les réservoirs sur le lieu de l'accident a démontré qu'il ne présentait pas d'eau ni d'impureté. Par contre, l'analyse a mis en évidence une teneur en plomb quelque peu élevée dans les échantillons. Ceci n'a toutefois pas eu d'influence sur le fonctionnement du moteur.

1.7.5 Test de fonctionnement du moteur sur l'avion

L'hélice n'ayant visiblement pas touché le sol lors de l'atterrissage d'urgence, plusieurs essais du moteur installé sur l'avion ont pu être effectués à l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette.

Le calage des magnétos vérifié avant les tests, était correct sur les deux magnétos. Lors des essais, le moteur a démarré normalement sans aucune vibration. La pression et la température d'huile se sont stabilisées dans la zone verte des indicateurs. Les points suivants ont été relevés :

- la plage de fonctionnement, les butées, la friction des commandes de gaz, indépendamment de la commande utilisée, étaient correctes et identiques ;
- le test des deux magnétos effectué à un régime de 1800 RPM était dans les limites prescrites ;
- à plein gaz, l'indicateur du compte tours indiquait 2310 RPM indépendamment de la commande de gaz utilisée ;
- le changement de sélection de réservoir de carburant n'a pas eu d'influence sur le comportement du moteur ;
- lors de la réduction jusqu'au ralenti, le régime indiquait 600 RPM, puis remontait et se stabilisait vers 750 RPM, également indépendamment de la commande de gaz utilisée ;
- l'activation de la commande du réchauffage carburateur à plein gaz faisait chuter le régime moteur de 120 RPM, c'est-à-dire à 2190 RPM indiqué ;
- l'ajustage de la commande de la mixture à plein gaz faisait remonter le régime du moteur de 60 RPM soit à 2370 RPM indiqué ;
- pendant les essais du moteur à plein régime, la commande manuelle d'injection du *primer* avait été déverrouillée, tirée et poussée lentement, à plusieurs reprises, d'une butée à l'autre. Aucune variation de régime moteur n'a été constatée.

1.7.6 Essais complémentaires du moteur

Afin d'effectuer des essais complémentaires, le moteur a été sorti de l'avion et placé sur un banc d'essai dynamométrique équipé d'un frein hydraulique.

Un premier essai a été effectué alors que le moteur se trouvait dans la même configuration que lors de l'accident. Le test s'est révélé satisfaisant pour les régimes de 2500 à 2700 RPM. Pour les régimes compris entre 2300 et 2400 RPM, le moteur n'avait pas atteint, ou seulement avec difficulté, les minimas de couple attendus. Le moteur avait un fonctionnement irrégulier à ces régimes et une baisse de performance d'environ 5 %. Le test des deux magnétos se trouvait en dehors des limites fixées par le constructeur (voir chapitre 1.7.7).

Un deuxième essai a été effectué en installant sur le moteur un autre carburateur, révisé, du même type et possédant les mêmes références que l'original. Les résultats de ce test ont été quasiment identiques. La mesure des compressions des chambres de combustion n'a pas révélé d'anomalie.

Les différents essais effectués n'ont pas pu déterminer l'origine du fonctionnement anormal dans les régimes situés entre 2300 et 2400 RPM.

Un troisième essai a été effectué en installant sur le moteur un carburateur d'un type similaire avec des références différentes, MA-4SPA, P/N 10-5217, également

révisé par le constructeur. Après ce changement, le fonctionnement du moteur a été bien meilleur, plus régulier, avec un couple supérieur. Cette amélioration était surtout perceptible aux régimes compris entre 2300 et 2400 RPM. Ce modèle de carburateur est également approuvé pour le type de moteur Lycoming O-320-D2A, certifié pour des types d'avions différents tels que le Cessna 172 ou le Robin DR 400. Par contre il n'est pas certifié pour le moteur de l'avion AS202/15-1/16M « Bravo ».

La principale différence entre les deux modèles de carburateurs concerne la conception du gicleur. Le carburateur utilisé lors du troisième essai possède un gicleur muni d'ouvertures supplémentaires sur la circonférence du tube, ce qui lui permet une diffusion plus homogène du carburant dans le flux d'air.

1.7.7 Expertise des magnétos

Le test au banc d'essai et l'expertise complémentaire de la magnéto gauche n'ont pas montré de défaut particulier.

Le test au banc d'essai de la magnéto droite a présenté un fonctionnement irrégulier en dessous de 1000 RPM. Au-dessus de ce régime la magnéto fonctionnait correctement. L'expertise interne de celle-ci a démontré que le calage des vis platinées n'était pas optimal. Cette irrégularité n'a pas eu d'influence sur le fonctionnement normal du moteur dans les hauts régimes.

1.7.8 Photogrammétrie tridimensionnelle

Un scanner laser 3D a été utilisé pour mesurer l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette et un avion du même type que celui impliqué dans l'accident, dans toutes les configurations de positionnement des volets de courbure.

Les quatre premières images enregistrées chaque seconde par une des webcams, installées sur le toit du bureau C montrent la montée initiale du HB-HFK après le décollage. Ces images ont servi de base à l'examen photogrammétrique qui a consisté à comparer la silhouette du HB-HFK avec celles mesurées par le scanner 3D (voir les figures 8 à 11 de l'annexe 1). L'axe longitudinal de référence de l'avion passe horizontalement par le milieu du cône de l'hélice et sort à l'arrière de l'avion. Cet axe ne passe pas par le centre de gravité.

Les modèles d'avion 3D avec les positions des volets de courbure de 30° et 41° correspondent bien à l'aspect représenté sur les images de la webcam, alors que les modèles avec des positions de volet de 0° et 15° ne coïncident pas avec le contour des ailes.

1.8 Renseignements supplémentaires

Le second régime de vol est la partie du domaine de vol qui se situe aux incidences supérieures à l'incidence pour laquelle l'excédent de puissance est maximum, jusqu'au décrochage. Il se caractérise par l'augmentation de la puissance nécessaire au vol et par la diminution de la puissance disponible à mesure que la vitesse décroît. Entre le point d'équipuissance et le décrochage (voir figure 7), la puissance nécessaire devient supérieure à la puissance utile. Le palier ne peut être stabilisé.

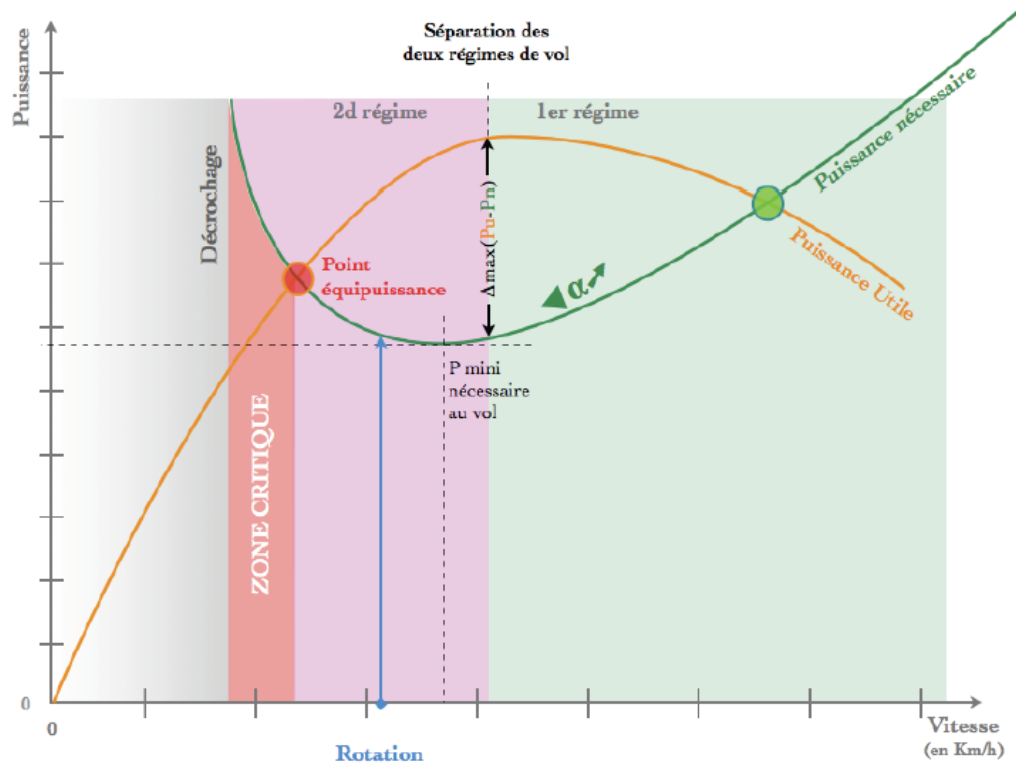


Figure 7: publication de l'Institut pour l'amélioration de la sécurité aérienne (IASA) du mois de novembre 2008.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Généralités

Les éléments importants de l'aéronef, du moteur et les accessoires susceptibles d'être à l'origine d'une diminution de la puissance fournie ont été expertisés.

L'enquête n'a pas mis en évidence d'élément technique ayant pu provoquer l'accident ou contribuer à son déclenchement.

L'enquête a également relevé que le manuel de vol (*aircraft flight manual* – AFM) ne mentionne pas de valeur minimale du régime moteur pour le décollage (voir annexe 3).

2.1.2 Essais du moteur

Les résultats du test de fonctionnement du moteur sur l'avion ont démontré un comportement tout à fait normal de ce dernier et le développement correct de sa performance (voir chapitre 1.7.5). Le nombre de tours de 2310 RPM indiqué à plein gaz au point fixe, correspond à la déclaration de l'instructeur concernant le nombre de tours affichés lors du décollage. Ceci démontre que, durant le vol lors duquel s'est produit l'accident et pendant le test au sol, le moteur fournissait une performance normale pour un décollage, telle qu'elle est préconisée par le constructeur.

Les résultats du premier test au banc d'essai moteur ont également démontré une performance régulière entre 2500 à 2700 RPM. Une puissance réduite dans la plage située entre 2300 et 2400 RPM a cependant été constatée (voir chapitre 1.7.6). Les conditions environnementales et la conception du banc d'essai peuvent en être la cause.

Le deuxième essai effectué en installant sur le moteur un autre carburateur, révisé, du même type et ayant les mêmes références que l'original n'a présenté aucune amélioration du fonctionnement du moteur ni de la performance entre 2300 et 2400 RPM. Cela implique que la réduction de puissance entre 2300 et 2400 RPM n'a été constatée que sur le banc d'essai et donc qu'elle n'est pas due à une carence du carburateur.

Contrairement aux précédents, le troisième essai avec un carburateur un peu différent, également utilisé pour le même type de moteur, a démontré un comportement normal et les performances attendues du moteur, notamment dans les régimes situés entre 2300 et 2400 RPM. Les tests effectués avec les deux précédents carburateurs, lors desquels une réduction de puissance entre 2300 et 2400 RPM a été observée, confirment que ce résultat doit être lié à la carburation. Lors des tests de moteurs effectués sur un banc d'essai avec une grande puissance, les conditions environnementales dans un espace clos changent. La température de l'air peut s'élever rapidement. Les relevés de mesure, lors des régimes maximaux stabilisés, peuvent être observés seulement pendant un très court laps de temps.

Il est évident que le carburateur (P/N 10-5217), qui n'appartient pas au moteur de l'avion accidenté, mais est installé sur d'autres types d'avions équipé du même type de moteur, est mieux harmonisé aux conditions environnementales particulières du banc d'essai. Par contre le type de carburateur (P/N 10-3678-32) de l'avion accidenté, présentait des irrégularités de carburation sur le banc d'essai dans le nombre de tours situé entre 2300-2400 RPM.

Pour résumer, cela signifie que le moteur ne présentait aucun défaut technique. Les résultats de l'enquête ont permis d'établir que lors du décollage, la pleine puissance du moteur était disponible sans contrainte.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Manipulation des volets de courbure

Bien que l'élève et l'instructeur partagent l'avis selon lequel le décollage aurait été effectué avec les volets de courbure placés dans une position correspondant à 15°, l'examen de photogrammétrie tridimensionnelle (voir chapitre 1.7.8) démontre qu'ils se trouvaient dans une position supérieure à 15° dans la phase du décollage. L'enquête n'a pas pu déterminer les raisons qui ont conduit à ce positionnement erroné des volets de courbure; une explication possible réside dans la répétition des check-lists avant le décollage.

2.2.2 Vol en second régime et atterrissage d'urgence

Pendant le décollage sur la piste 36, l'élève a tiré sur le manche afin d'initier la rotation de l'avion à une vitesse indiquée de 60 MPH, ce qui est conforme au manuel de vol. La distance d'environ 280 m après laquelle l'avion a quitté le sol correspond aux données de performance de l'AFM (voir annexe 3). Ceci confirme que le moteur délivrait alors la puissance attendue.

Dans les premières secondes suivant la rotation, l'avion avait une assiette à cabrer de 14° (voir annexe 1). En raison du profil longitudinal de la piste 18/36 (voir figure 5) montant en direction du seuil de piste 18, une assiette fortement cabrée est plus difficile à identifier uniquement à l'aide de la vue périphérique.

Un angle de 3° à 9° entre l'axe longitudinal et celui de la piste 36 est visible durant les premières secondes après que l'avion ait quitté le sol (voir annexe 1). L'inclinaison vers la droite variant de 2° à 6° peut s'expliquer par le fait que l'élève ait effectué une correction en roulis au lieu d'utiliser le palonnier.

Cette assiette fortement cabrée, la position des volets de courbure trop élevée et la masse de l'avion proche de la masse maximale admissible au décollage (*maximum take-off mass* – MTOM) ont amené l'avion dans une phase de vol de second régime (voir chapitre 1.8). Compte tenu de cette situation, l'avion ne pouvait plus gagner de vitesse sans perdre d'altitude. Il avait une vitesse sol d'environ 70 MPH et a survolé la zone de la fin de piste à une hauteur de seulement 12 m.

La reprise tardive des commandes par l'instructeur après la remarque concernant la faible vitesse de 60 MPH met en évidence un manque d'anticipation du phénomène d'une situation de vol au second régime suite à une assiette fortement cabrée.

La décision de rentrer les volets de courbure prise par l'instructeur a eu pour conséquence une diminution de portance, ce que confirment les images de la webcam, et une augmentation de la vitesse lors du contact avec le sol.

Etant donné les possibilités restreintes à disposition du côté nord de l'aérodrome, l'instructeur a choisi un champ approprié pour un atterrissage d'urgence, ce qui lui a permis d'éviter un accident qui aurait pu causer davantage de dommages.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'appareil était admis à la circulation VFR.
- La masse était dans les limites prescrites par le manuel de vol. Le centre de gravité se trouvait à la limite avant.
- Les essais du moteur sur l'avion et sur le banc d'essai n'ont pas mis en évidence d'élément technique ayant pu provoquer l'accident ou contribuer à son déclenchement.
- Le dernier contrôle de 200 h a été effectué le 31 mars 2015 à 11 756:05 h TSN.

3.1.2 Aspects humains

- Les documents fournis indiquent que l'instructeur était titulaire d'une licence adéquate.
- Aucun élément n'indique que l'instructeur ou l'élève aient été affectés dans leur état de santé lors de la survenue l'accident.

3.1.3 Déroulement du vol

- Dans le cadre d'un vol d'instruction, l'avion du type AS202/15-1/16M « Bravo », immatriculé HB-HFK, s'est aligné sur la piste 36 de Lausanne-La Blécherette (LSGL) pour un survol des Alpes à destination de Locarno (LSZL).
- Avec une position des volets de courbure supérieure à 15°, l'avion a quitté la piste après environ 280 m de roulage.
- Dans les premières secondes suivant la rotation, l'avion est monté avec une assiette à cabrer de 14° et une vitesse indiquée de 60 MPH.
- L'avion n'a plus gagné d'altitude et a survolé la zone de la fin de piste à une hauteur de 12 m et à une vitesse sol de 70 MPH.
- L'instructeur a choisi un terrain d'atterrissage situé sur sa gauche, il a ensuite rentré les volets de courbure et plongé, après une rangée d'arbres, pour effectuer un atterrissage d'urgence.
- Après un choc au passage d'un sillon séparant deux champs, le train d'atterrissage principal gauche s'est rompu.
- L'avion s'est immobilisé après avoir roulé sur la roue du train d'atterrissage droit et sur la roue de proue, sur une distance d'environ 250 m. Les deux occupants, indemnes, ont quitté l'avion par leurs propres moyens.
- Aucun incendie ne s'est déclaré.

3.1.4 Conditions-cadres

- Il y avait un léger vent de dos lors du décollage. La visibilité était bonne.
- La piste 36 monte avec une pente de 1.8 % sur 141 m puis de 2.5 % sur une distance de 414 m.

3.2 Causes

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence suite à un vol en second régime consécutif à un manque de performance en montée initiale en raison d'un positionnement inapproprié des volets de courbure et d'une assiette de vol fortement cabrée.

La reprise tardive des commandes de l'avion par l'instructeur n'a pas permis d'éviter le vol en second régime.

La masse proche de la masse maximale admissible au décollage a eu un effet défavorable dans le 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 adoptées depuis l'accident pour améliorer la sécurité**
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, 9 mai 2017

Service suisse d'enquête de sécurité

Annexe 1: Prises de vue de la webcam nord sur la piste 18 de l'aérodrome Lausanne-La Blécherette, lors de la phase de décollage de l'avion HB-HFK

9 h 43 min 2 s

**Figure 8:** assiette: 14° , inclinaison droite: 1.5° , angle de 3.6° à gauche de l'axe de piste 36.

9 h 43 min 3 s

**Figure 9:** assiette: 14° , inclinaison droite: 6° , angle de 8.4° à gauche de l'axe de piste 36.

9 h 43 min 4 s

**Figure 10:** assiette: 14.5° , inclinaison droite: 3.5° , angle de 9.3° à gauche de l'axe de piste 36.

9 h 43 min 5 s

**Figure 11:** assiette: 14° , inclinaison droite: 4.5° , angle de 9.4° à gauche de l'axe de piste 36.

Annexe 2: Tableau de bord avec l'indicateur des volets de courbure (cercle rouge) et le levier de commande (cercle jaune).



Annexe 3: Extrait du manuel de vol relatif aux performances de décollage, y compris la vitesse de rotation (*Abhebegeschwindigkeit*), la distance de roulage (*Rollstrecke*) suite à des vols d'essai avec une masse maximale admissible au décollage (*maximum take-off mass – MTOM*) de 999 kg.

Höhe		Standard- temperatur (°C)	Abhebe- geschwindig- keit (mph)	Steig- geschwindig- keit (mph)	Roll- strecke (m)	Strecke über 15 m (m)
(ft)	(m)					
0	0	15	55 60	75 80	180 237	463 510
2500	762	10	55 60	75 80	217 296	610 672
5000	1524	5	55 60	75 80	266 364	766 845
7500	2286	0	55 60	75 80	323 438	930 1025

Remarques :

- Configuration de décollage : pleine puissance (*volle Leistung*) avec les volets de courbure en position 15°, vent calme sur piste en dur ;
- décollage sur pistes courtes (*Kurzstart*) : vitesse avec le meilleur angle de montée (v_x) 65-70 MPH ;
- décollage normal (*Normalstart*) : vitesse avec le meilleur taux de montée 75 – 80 MPH.