



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

Domaine aviation

Rapport final n° 2253 du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'incident grave de l'aéronef
Flight Design CTLS-ELA, HB-WYS,

survenu le 12 juillet 2013

à Gland / VD

Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass der Motor auf Grund einer unzureichenden Kraftstoffversorgung ausfiel, was eine Notlandung zur Folge hatte.

Als Ursache der unzureichenden Kraftstoffversorgung wurde die Auslegung des Kraftstoffsystems ermittelt, die entstehende Gasblasen nicht ausreichend eliminieren konnte.

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 incident grave.

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.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue allemande.

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

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 de l'incident grave correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (CEST). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*universal time coordinated* – UTC) est:
LT = CEST = UTC + 2 h.

Rapport final

Type d'aéronef	CTLS-ELA	HB-WYS
Exploitant	Club Aéronautique Swissair Genève / CASG, Case postale 184, 1215 Genève 15 Aéroport	
Propriétaire	Club Aéronautique Swissair Genève / CASG, Case postale 184, 1215 Genève 15 Aéroport	

Pilote	Citoyen suisse, 1958		
Licence	Licence de pilote privé d'avions (<i>private pilot licence aeroplane – PPL(A)</i>) selon l'agence européenne de la sécurité aérienne (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 3 juin 1980		
Certificat médical	Classe 2, délivré le 28 mai 2013, valable jusqu'au 28 mai 2014		
Heures de vol	total	834 h	au cours des 90 derniers jours 1:40 h
	sur le type en cause	19:17 h	au cours des 90 derniers jours 1:40 h

Lieu	Gland / VD		
Coordonnées	510 100 / 141 000	Altitude	410 m/M
Date et heure	12 juillet 2013, 08 h 18 min		

Type de vol	Règles de vol à vue (<i>visual flight rules – VFR</i>), privé
Phase de vol	Vol de montée après le décollage
Nature de l'incident grave	Atterrissage d'urgence suite à une panne moteur

Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	1	0	1	Sans objet
Total	1	0	1	0

Dommages à l'aéronef	Non endommagé
Dommages à des tiers	Cultures légèrement endommagées

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol se base sur les déclarations du pilote. Divers paramètres de vol et du moteur correspondant au vol concerné et à des vols antérieurs étaient enregistrés dans l'*engine monitoring system* (EMS) de l'aéronef et ont pu être exploités pour l'enquête. De plus, un relevé radar du vol était disponible.

1.1.2 Faits antécédents

Le pilote a pris en charge l'aéronef, immatriculé HB-WYS, tôt le matin sur le champ d'aviation de La Côte (LSGP). Il envisageait d'effectuer un vol en direction de Neuchâtel (LSGN).

Il a avitaillé l'avion avec du carburant AVGAS UL 91¹, ajoutant 20 litres dans chaque réservoir d'aile. Avant le décollage, il a procédé au contrôle moteur (*engine check*) et n'a constaté aucune irrégularité.

Le pilote a d'abord voulu faire un circuit d'aérodrome et a dans ce but décollé de la piste 04, les volets de courbure étant sortis à 15° et le régime du moteur étant de 5200 min⁻¹ (*revolutions per minute* -RPM). Selon le pilote, durant la montée après un virage à droite et la réduction de régime à 5000 RPM, l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'est activée sur l'écran du côté droit.

Puis le pilote rentre les volets de courbure et l'alarme disparaît. Il complète le tour de piste, se pose avec une position des volets de courbure à 35° et dégage la piste par la droite. Aucune alarme ne s'est déclenchée à la sortie des volets de courbure. Il remonte par la voie d'accès jusqu'au point d'attente 04. Tous les paramètres du moteur étaient normaux.

1.1.3 Le vol au cours duquel s'est produit l'incident grave

Le pilote décolle de la piste 04 pour un vol en direction de Neuchâtel avec les volets sortis à 15° et un régime au décollage de 5200 RPM. Lors du survol des arbres qui se trouvent en bout de piste, le moteur cafouille. Au même moment une alarme s'affiche. Selon le pilote, il s'agit vraisemblablement de l'alarme „*oil pressure failure*“, mais il n'en est pas certain. Le pilote baisse le nez de l'appareil afin de maintenir une vitesse de 62 kt. Finalement, le moteur s'arrête brusquement. Le pilote procède à un atterrissage d'urgence dans un champ de blé et n'est pas blessé. L'appareil n'est pas endommagé. Le champ de blé a subi quelques légers dégâts.

¹ AVGAS UL 91 – qualité de carburant spécifique pour l'aviation.



Figure 1 : Aperçu du site où l'aéronef HB-WYS a atterri



Figure 2 : Position de l'aéronef HB-WYS suite à l'atterrissage d'urgence

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Situation météorologique générale

Une dorsale barométrique s'étendait des îles britanniques via la Bavière jusqu'à l'Europe du sud-est.

1.2.2 Conditions météorologiques au moment de l'incident grave

Au nord des Alpes le ciel était dégagé. Un vent de secteur nord-est soufflait sur le Plateau et le bassin lémanique; il était modéré à proximité du sol.

Nébulosité	Ciel dégagé
Visibilité	30 km
Vent	60 degrés / 2 kt
Température / Point de rosée	18 °C / 11 °C
Pression atmosphérique	1018 hPa
Dangers	Risque modéré de givrage du carburateur en vol de croisière.

1.3 Renseignements sur l'aéronef

1.3.1 Informations générales

Caractéristiques	L'aéronef est un avion à aile haute de construction composite avec volets d'atterrissage, train d'atterrissage fixe et roue de proue. L'aéronef dispose de deux sièges placés côte à côte.
Constructeur	Flight Design GmbH, Leinfelden-Echterdingen
Modèle	CTLS-ELA
Année de construction / numéro de série	2011 / F-11-04-05
Carburant	L'aéronef a été le plus souvent avitaillé avec du carburant AVGAS UL 91, tout en étant également autorisé pour du carburant AVGAS 100 LL et de l'essence automobile. Le carburant utilisé lors de l'incident grave était de type AVGAS UL 91.
Certificat d'immatriculation	Établi par l'OFAC le 28 juin 2011 / no 1
Autorisation de vol / <i>permit to fly</i> (PTF)	Établi par l'OFAC le 8 juillet 2011, valable jusqu'au 1 ^{er} août 2013
Champ d'utilisation	<i>Valid for non-commercial flying activity on individual non-complex aircraft or types for which a certificate of airworthiness or restricted certificate of airworthiness is not appropriate.</i>
Base de certification	Agence européenne pour la sécurité aérienne – AESA (<i>European aviation safety agency – EASA</i>) <i>flight conditions approval</i> 0010011875 du 6 juillet 2011. Le type d'aéronef CTLS a été autorisé selon les prescriptions de construction américaines relatives aux <i>light sport aircraft</i> (LSA). Au moment de la mise en service de l'aéronef HB-WYS, les prescriptions européennes de construction CS-LSA ² de l'AESA n'étaient pas encore en vigueur. Ainsi, celui-ci a été autorisé par l'OFAC à voler au moyen d'un <i>permit to fly</i> .
Moteur	Constructeur: Bombardier Recreational Products (BRP) Powertrain GmbH & Co. KG, Gunskirchen (A). Modèle: Rotax 912 ULS, numéro de série : 6.778.337 La motorisation ULS avec ses composants n'est pas certifiée. Puissance nominale: Puissance maximale au décollage de 73,5 kW (100 PS) à 5800 RPM.

² CS-LSA – *Certification specification for light sport aeroplanes*

Hélice	<p>Constructeur: Neuform Composites GmbH D-48317 Drensteinfurt.</p> <p>Modèle: Hélice tripale CR3-V-R2-ECS Numéro de série: 270</p> <p>Commande de pas électrique, avec réglage numérique du nombre maximum de tours.</p>
Heures d'exploitation:	Cellule, moteur et hélice: 266:09 h TSN ³
Masse maximale autorisée	Masse maximale au décollage autorisée: 600 kg
Masse et centrage	<p>Au moment du décollage, la masse de l'avion était d'environ 500 kg.</p> <p>Aussi bien la masse que le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites par le manuel d'exploitation de l'aéronef (<i>aircraft operating instructions – AOI</i>).</p>
Restrictions techniques	Aucune

1.3.2 Maintenance de l'appareil

Selon les informations inscrites dans les dossiers techniques de la cellule et du moteur, les travaux suivants ont été effectués sur l'aéronef HB-WYS:

Le 27 mars 2012, après 91:10 heures d'exploitation, un contrôle 100 heures a été effectué sur la cellule et le moteur. Ces travaux ont été attestés par la personne A qui n'y était pas autorisée.

Le 11 juillet 2012, après 127:43 heures d'exploitation, un examen de navigabilité a été effectué par l'OFAC conformément à l'AESA M.A 710 (a). A cette occasion aucune anomalie n'a été constatée.

Le 7 août 2012, l'OFAC a signalé au propriétaire de l'avion que les trois personnes prévues pour effectuer les travaux de maintenance n'y étaient pas autorisées.

Le 9 août 2012, l'OFAC a accordé à la personne B l'autorisation personnelle suivante: „*Autorisation personnelle P / [...] pour exécuter, contrôler et attester des travaux d'entretien sur des aéronefs de la catégorie «CS-LSA (Light Sport Aircraft)»*“.

Le 10 août 2012, la personne B a attesté après 149:00 heures d'exploitation un contrôle supplémentaire ordonné par l'OFAC. Il s'agissait en l'occurrence d'un contrôle 100 heures de la cellule et du moteur.

Le 2 février 2013, la personne B a attesté après 203:30 heures d'exploitation un contrôle 200 heures de la cellule et du moteur.

³ TSN: *time since new*, heures d'exploitation depuis la fabrication

1.3.3 Vue d'ensemble du système d'alimentation en carburant de l'avion HB-WYS

La figure 3 illustre le système d'alimentation en carburant de l'aéronef HB-WYS. Selon ce schéma, aucune pompe à carburant électrique n'est prévue. Aucune pompe électrique n'était installée dans le HB-WYS.

Dans l'appareil HB-WYS, la conduite de retour de carburant *fuel backflow* se situait entre le distributeur de carburant et le filtre décanteur / purgeur (*gascolator*).

En plus, la conduite d'alimentation en carburant à la sortie du *gascolator* reliait la pompe à carburant mécanique via un raccord à angle droit.

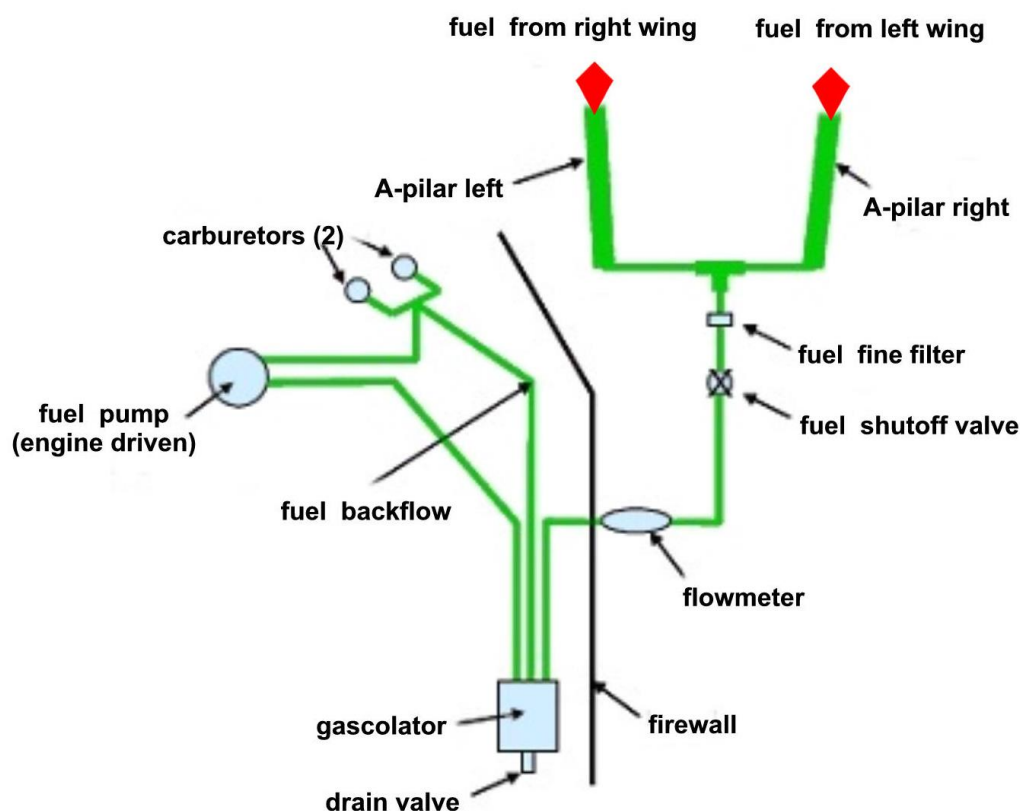


Figure 3 : Schéma du système d'alimentation en carburant selon le manuel de maintenance. Le raccordement du capteur de pression du carburant n'est pas représenté sur ce schéma. Le *fuel fine filter* est représenté avant la *fuel shutoff valve* et non après.

1.3.4 Alarmes de l'engine monitoring system

Le manuel d'exploitation de l'aéronef (AOI), chapitre 3 „*emergency procedures*“ ne fournit aucune indication quant aux alarmes pouvant être générées par l'EMS ni aux mesures correspondantes à mettre en oeuvre.

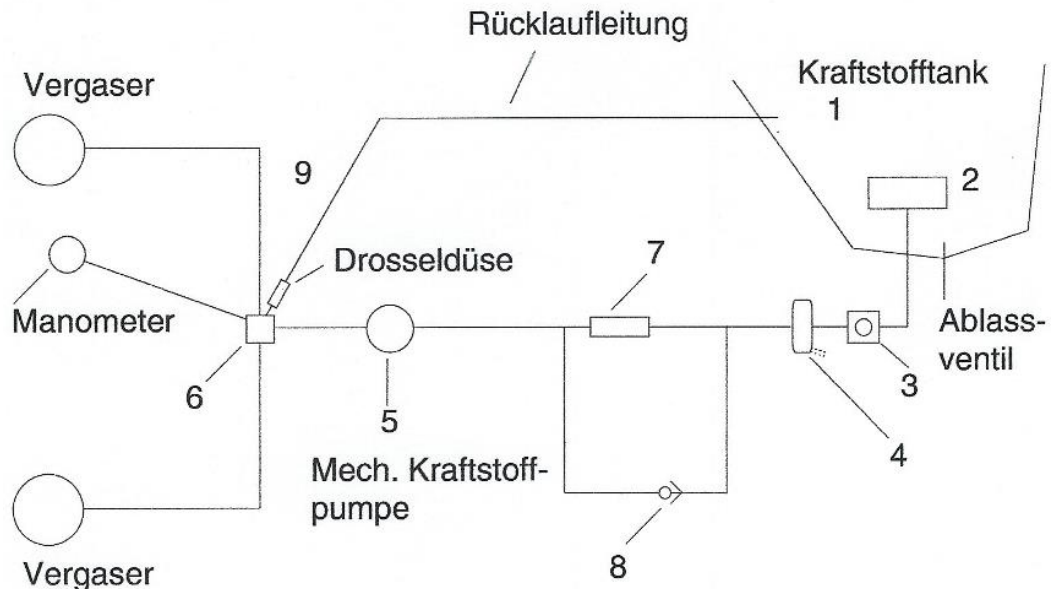
1.3.5 Prescriptions de montage du constructeur du moteur relatif au système d'alimentation en carburant.

1.3.5.1 Généralités

Pour le constructeur de l'aéronef, au moment de l'incident grave, le manuel d'installation en langue allemande Rotax EBHB-912 No: 898641 édition 2/Rev 0 et

l'*installation manual* No: 898643 *Edition 2/Rév 0* étaient déterminants⁴ pour l'installation du moteur Rotax 912. Ce manuel fournit les connaissances de base pour un assemblage correct, condition nécessaire pour garantir une exploitation sûre. Le montage du système d'alimentation en carburant et les critères à respecter sont mentionnés dans le EBHB-912 au chapitre 73-00-00.

Le libellé du chapitre 73-00-00 de l'*installation manual* n°: 898643 en anglais présente d'importantes différences par rapport au manuel d'installation en allemand EBHB-912 n°: 898641.



Teil - Part	Funktion - Fonction
1	Kraftstofftank - réservoir de carburant
2	Grobfilter - filtre à carburant principal
3	Brandschutzhahn - robinet de carburant
4	Feinfilter - filtre décanteur (<i>gascolator</i>)
5	Mechanische Kraftstoffpumpe - pompe à carburant mécanique
6	Kraftstoffverteiler - distributeur de carburant
7	Elektrische Kraftstoffpumpe - pompe à carburant électrique
8	Rückschlagventil - clapet anti-retour
9	Rücklaufleitung - conduite de retour de carburant

Figure 4 : Système d'alimentation en carburant conformément au manuel d'installation EBHB-912 (chapitre 73-00-00 page 4).

⁴ Sur la première page de l'*installation manual*, la langue de référence est déterminée comme suit : „Approval of translation has been done to best knowledge and judgment – in any case the original text in German language is authoritative.“

1.3.5.2 Pompe à carburant électrique

Dans la version allemande du manuel d'installation du moteur, chapitre 73-00-00 (page 6, sous-chapitre 1.2.2), on y trouve les précisions suivantes concernant le montage d'une pompe auxiliaire électrique :

„Allgemein

*Seitens Motorenhersteller wird die Installation einer elektrischen Zusatzpumpe **gefordert**.*

Die elektrische Zusatzpumpe dient nicht nur als Ersatz bei möglichem Ausfall der mechanischen Pumpe, sondern kann auch die notwendige Kraftstoffversorgung z.B. bei Dampfblasenbildung in großen Höhen oder heißen Umgebungsbedingungen unterstützen.“

Traduction française :

Généralités

Le constructeur du moteur **exige** qu'une pompe auxiliaire électrique soit installée.

La pompe auxiliaire électrique ne sert pas seulement à remplacer la pompe mécanique en cas de panne, mais elle peut aussi soutenir l'approvisionnement nécessaire en carburant, par exemple en cas de formation de bulles d'air à des altitudes élevées ou dans des conditions environnementales particulièrement chaudes.

Dans la version anglaise de l'*installation manual*, chapitre 73-00-00 (page 6, sous-chapitre 1.2.2), on peut lire ce qui suit :

„General note

*The engine manufacturer **recommends** the use of an electrical auxiliary fuel pump, if this is not already required by airworthiness requirements.*

The electrical auxiliary fuel pump is not just required in case of a malfunction or defect of the mechanical fuel pump, but also provides required fuel supply e.g. in case of vapour formation at high altitudes and temperatures.“

Traduction française :

Note générale

Le constructeur du moteur **recommande** d'installer une pompe à carburant électrique auxiliaire, si celle-ci n'est pas imposée par les exigences de navigabilité.

La pompe à carburant électrique auxiliaire n'est pas simplement exigée en cas de dysfonctionnement de la pompe à carburant mécanique, mais permet également une alimentation en carburant par exemple en cas de formation de vapeur à hautes altitudes et températures.

Remarque : Au cours de l'enquête, le constructeur du moteur a été rendu attentif à cette différence. Selon sa prise de position, la version anglaise du manuel d'installation a été adaptée conformément à la version allemande.

1.3.5.3 Conduite de retour de carburant

Dans le manuel d'installation, chapitre 73-00-00, page 3, on peut lire ce qui suit au sujet de la conduite de retour de carburant :

„Rücklaufleitung

Über die Rücklaufleitung (9) gelangt der überschüssige Kraftstoff vom Kraftstoffverteiler zurück zum Tank bzw. zur Saugseite des Kraftstoffsystems.

HINWEIS:

Durch die Rücklaufleitung wird mögliche Dampfblasenstörung vermieden.“

Traduction française :

Conduite de retour

L'excédent de carburant retourne du distributeur de carburant vers le réservoir, c'est-à-dire du côté aspiration du système d'alimentation en carburant, par la conduite de retour (9).

REMARQUE : La conduite de retour de carburant permet d'éviter les éventuels problèmes liés aux bulles d'air.

Le manuel d'installation, chapitre 73-00-00, page 6, mentionne ce qui suit :

„ACHTUNG

Seitens Motorenhersteller wird die Installation einer Kraftstoffrückleitung zwingend vorgeschrieben. Der Kraftstoffdruck kann mittels unterschiedlicher Reduzierhülsen angepasst werden.“

Traduction française:

ATTENTION

Le constructeur du moteur prescrit impérativement l'installation d'une conduite de retour de carburant. La pression du carburant peut être adaptée au moyen de différentes douilles de réduction.

Dans la figure 4, la conduite de retour de carburant est représentée par l'élément 9. Elle assure le retour du distributeur de carburant au réservoir.

1.3.5.4 Exigences posées au système d'alimentation en carburant concernant la suppression des bulles d'air.

Dans le manuel d'installation, chapitre 73-00-00, pages 6 et 7, le texte suivant décrit comment éviter les bulles d'air.

„ACHTUNG

Zur Vermeidung von Dampfblasenproblemen sind die Kraftstoffleitungen im Motorraum thermisch und gegen Feuer zu isolieren und abseits von heißen Motorteilen knickfrei und entsprechend geschützt zu verlegen.

(...)

Um Dampfblasenbildung zu vermeiden, sind Temperaturen über 45 °C im Bereich von Kraftstoffleitungen, Schwimmerkammer und dergleichen nicht zulässig.“

Traduction française :

ATTENTION

Pour éviter la problématique des bulles d'air, les conduites de carburant dans le compartiment du moteur doivent être isolées sur le plan thermique et ignifuge et montées de manière adéquate en étant protégées des éléments chauds du moteur et sans comporter de coude.

(...)

Afin d'éviter la formation des bulles d'air, des températures de plus de 45 °C ne sont pas autorisées à proximité des conduites de carburant, de la cuve du carburateur et d'autres composants du système d'alimentation en carburant.

1.3.6 Service Bulletin Rotax SB-912-063R1

Au moment de l'incident grave, le *service bulletin* Rotax SB-912-063R1 était en vigueur. Il prescrit de remplacer la pompe à carburant mécanique de type 892542 ou 892546 par le type 893115. Le modèle 892546 était installé sur le HB-WYS.

1.3.7 Autorisation du type d'aéronef Flight Design CT SW dans la catégorie Ecolight

Avec l'introduction de la catégorie Ecolight, l'OFAC a autorisé puis immatriculé à partir de 2006 des appareils de type Flight Design CT SW dans la catégorie Ecolight. Conformément aux prescriptions suisses en vigueur à l'époque, l'aéronef était équipé d'une pompe à carburant électrique et la conduite de retour de carburant aboutissait dans un réservoir d'aile.

1.3.8 Système de sauvetage balistique

L'avion HB-WYS était équipé d'un système de sauvetage balistique Magnum 601 de l'entreprise Junkers. Dans la partie arrière de la cabine se trouvaient le parachute empaqueté et la fusée. La poignée de déclenchement était placée sur la console du milieu entre les deux sièges. Des étiquettes de mise en garde correspondantes étaient apposées latéralement et sur le dessus du fuselage.



Figure 5 : Etiquettes de mise en garde relatives au système de sauvetage Magnum 601

Conformément à la check-liste ENGINE SHUT DOWN, la poignée de déclenchement du système de sauvetage était sécurisée avec la goupille de sécurité (*locked pin*) par le pilote avant de quitter l'aéronef. C'était la seule possibilité prévue par le constructeur pour sécuriser le système de sauvetage.



Figure 6 : Poignée de déclenchement du système de sauvetage, située dans le cockpit, avec la goupille de sécurité mise en place

Le rapport final du SESA (no. 2148) fournit de plus amples informations sur le mode de fonctionnement et les risques inhérents à de tels systèmes de sauvetage.

1.4 **Système d'enregistrement des données**

L'aéronef HB-WYS était équipé d'un *engine monitoring system* de type DYNON EMS-120. Celui-ci enregistrait les principaux paramètres du moteur et les affichait sur un écran situé sur la partie droite du cockpit. En plus, l'EMS pouvait sauvegarder ces données à plusieurs intervalles. Celui-ci était configuré de telle sorte qu'une série de données était enregistrée toutes les 10 secondes. De ce fait, les données de l'EMS des six derniers mois étaient disponibles.

1.4.1 Evaluation des données des vols précédents

L'évaluation des données enregistrées dans l'EMS lors des vols effectués au cours des derniers mois avant l'incident grave montre que l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'était activée lors de deux vols précédents.

Ainsi, le dérangement survenu le 3 juin 2013 a été considéré par l'équipage qui l'a enregistré dans le carnet de route comme suit: „*pression d'huile indications erronées en vol*“. Cette inscription a ensuite été tracée. Il ne ressort pas des documents techniques si des vérifications ont alors été effectuées ou si des mesures ont été prises.

1.4.2 Evaluation de l'incident grave

Le graphique suivant illustre l'évolution du régime, de la pression du carburant et de la hauteur de vol ainsi que les avertissements lors de l'incident grave.

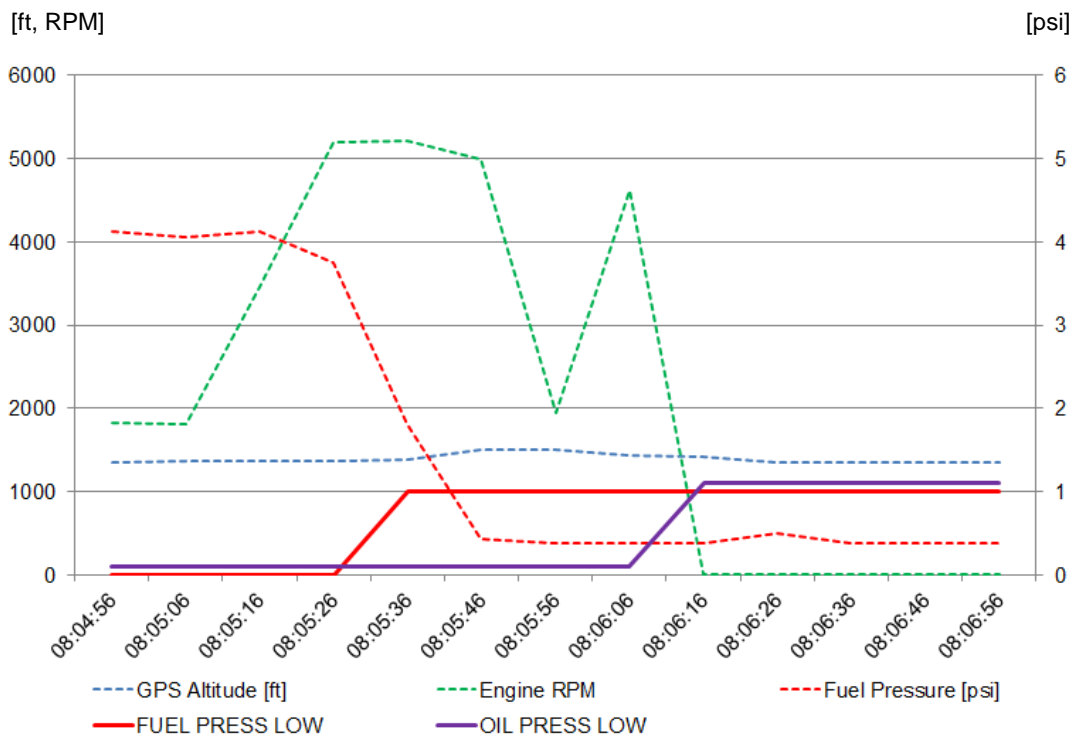


Figure 7: Évolution du régime, de la pression du carburant, de la hauteur de vol et des alarmes lors de l'incident grave (intervalle d'enregistrement: 10 s; 0.1 Hz).

Le déroulement du vol est représenté par un graphe à l'annexe 1. Il apparaît que pendant le contrôle moteur qui a précédé (*engine check*), la pression du carburant a baissé jusqu'à environ 2.7 psi. L'alarme FUEL PRESSURE LOW s'active lorsque la pression est inférieure à 2,5 psi (environ 0,18 bar). La baisse drastique de la pression du carburant pendant le circuit d'aérodrome a donc déclenché l'alarme correspondante. Lors du vol qui a suivi, la baisse de la pression du carburant a engendré l'arrêt du moteur.

1.5 Examens techniques

1.5.1 Examen effectués sur le système de carburant du côté de la cellule

Dans les deux réservoirs des ailes, on a constaté une quantité de carburant d'environ 65 litres. Il y avait du carburant aussi bien dans la cuve des deux carburateurs ainsi que dans le *gascolator*. Aucun défaut d'étanchéité n'était visible. Le robinet d'essence était en position „Closed“, le levier de puissance en position arrière, c'est-à-dire au ralenti.

Seules des traces insignifiantes d'impuretés ont été décelées dans le filtre à carburant (*fuel fine filter*).

Aucun élément défectueux ni aucune impureté n'ont été constatés dans le système d'aération, dans les tuyaux et les filtres des deux réservoirs d'aile.

1.5.2 Examen du moteur

Afin d'examiner le moteur, les deux ailes et l'empennage horizontal ont été démontés sur les lieux de l'incident grave. Le fuselage incluant le moteur a été amené dans les locaux du SESE. Quatre essais ont été effectués afin d'analyser le moteur plus en détail.

Pour ce faire, les réservoirs d'aile manquants ont été remplacés par des jerricanes en plastique installés sur le fuselage au-dessus du cockpit.

Le comportement du moteur lors du premier cycle d'essai était normal. Toutefois, après l'arrêt du moteur, on a constaté la présence d'une bulle d'air grossissant progressivement dans le tuyau en plastique transparent installé provisoirement.

Trois essais supplémentaires ont été effectués afin de confirmer ce constat. Dans le but de rendre visibles les flux d'essence, plusieurs tuyaux en plastique transparents ont été installés dans le système d'alimentation en carburant du moteur. Le diamètre intérieur de ces tuyaux et des conduites de carburant installées sur l'aéronef, était identique.

1.5.2.1 Configuration de montage pour les essais

La configuration de montage avec les tuyaux de carburant transparents variait selon les essais. Au total ce sont 6 tuyaux en plastique transparents qui ont été installés, numérotés de 1 à 6 dans la figure 8.

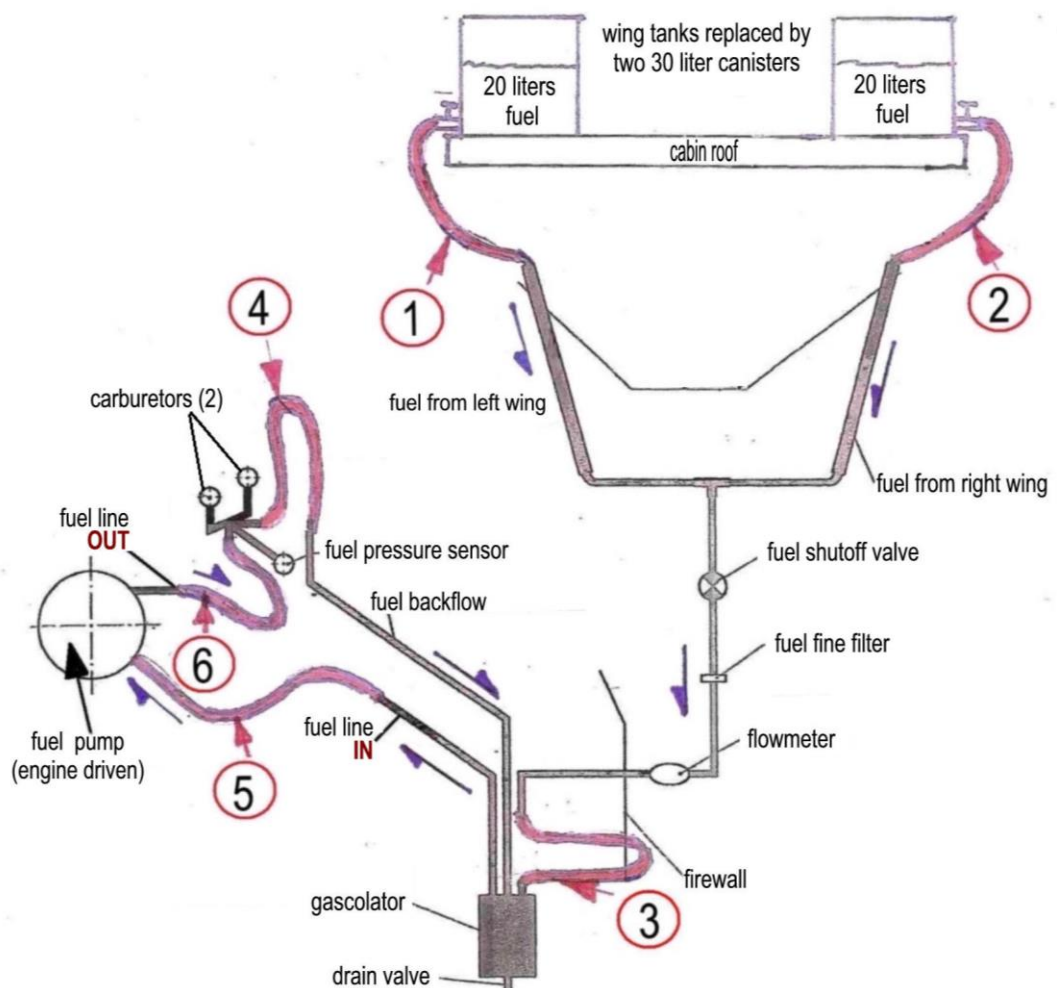


Figure 8 : Schéma du système de carburant avec la configuration de montage utilisée lors des essais

Les 4 essais ont été effectués dans les configurations suivantes:

Essai 1: tuyau 1 transparent

Essai 2: tuyaux 1 à 4 transparents

Essai 3: tuyaux 1 à 6 transparents

Essai 4: tuyaux 1 à 6 transparents

Les observations, les enregistrements vidéo ainsi que les enregistrements de l'EMS ont permis d'évaluer les résultats.

1.5.2.2 Essais avec différents types de carburants

Pour l'essai 2, on a utilisé du carburant AVGAS UL 91 prélevé sur l'appareil. Pour l'essai 3, on a utilisé du carburant AVGAS UL 91 provenant de la station de carburant du champ d'aviation de La Côte. Pour l'essai 4, on a utilisé de l'essence automobile sans plomb 95.

1.5.2.3 Essais avec différentes pompes à carburant

Dans la deuxième partie de l'essai 3, la pompe à carburant mécanique P/N 892546 a été remplacée par une pompe P/N 893115 conformément au *service bulletin* SB-912-063R1. Les résultats obtenus avec les deux pompes étaient comparables, la pression du carburant de la nouvelle pompe étant légèrement plus élevée.

1.5.2.4 Résumé des résultats des essais

Dans aucun des essais, l'alarme FUEL PRESSURE LOW ne s'est activée et le moteur ne s'est jamais arrêté.

Lors de tous les essais, on a constaté la présence de bulles d'air dans les tuyaux en plastique transparents du système d'alimentation en carburant. Lors des essais 2 et 4, les bulles d'air sont en partie apparues en grande quantité. Durant ces phases, une baisse de la pression d'essence a été relevée sur l'indicateur correspondant sans que le régime du moteur ne soit toutefois entravé.



Figure 9 : Bulles d'air dans le tuyau en plastique transparent de la conduite de retour de carburant

Un flux circulaire de bulles d'air a été constaté dans la conduite de retour de carburant vers le *gascolator* et dans la conduite à carburant reliant le *gascolator* et la pompe à carburant mécanique. Une fois le moteur arrêté, les bulles d'air se sont déplacées du *gascolator* en direction des réservoirs d'essence.

1.5.3 Essais effectués par le constructeur de l'aéronef

Sur la base des résultats des essais du SESE, le constructeur de l'avion a effectué ses propres tests dans les mêmes conditions avec un avion de série similaire. A l'occasion de ces essais, des bulles d'air ont été constatées dans les conduites de carburant.

Après avoir été rendu à son propriétaire, l'avion a été confié au constructeur pour d'autres analyses. Entre autre, ce dernier a fait les constats suivants concernant la formation de bulles d'air:

- Lors des essais avec la configuration originale avec la pompe à carburant mécanique, on a constaté ce qui suit :

„During test a minor quantity of air bubbles could be observed in fuel pump suction and pressure lines, and in the back flow line between fuel manifold and gascolator. The bubbles could be observed to flow between gascolator - fuel pump – fuel manifold – gascolator.

Engine was operated in all speed ranges from idle to full throttle. Fuel pressure during test in range 0.28 - 0.4 bar. The test did not show any signs of engine starvation or unstable operation.”

- En raccordant une pompe à carburant électrique dans la conduite d'alimentation en carburant du moteur, aucun changement n'a été constaté tant au niveau de la quantité de bulles d'air qu'au niveau du comportement du moteur.
- Avec le raccordement de la conduite de retour de carburant du distributeur de carburant à un des réservoirs de carburant, les bulles d'air ont complètement disparu après une certaine durée de fonctionnement du moteur.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Évaluation des vols

L'analyse des données enregistrées dans l'*engine monitoring system* (EMS) a montré que durant le vol de montée lors du tour de piste, la pression du carburant était tombée en-dessous de 0,5 psi et que l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'était activée pendant 90 secondes. Le pilote a constaté cette indication. La panne n'a pas pu être reproduite après l'atterrissage. En remontant jusqu'au point d'attente de la piste 04, tous les paramètres moteur étaient normaux.

Lors du départ qui a suivi, le moteur a cafouillé peu après le décollage, puis s'est arrêté. L'analyse des données enregistrées a montré que la pression du carburant était tombée en-dessous de 0,5 psi et que le signal d'avertissement FUEL PRESSURE LOW s'était déclenché. L'alarme OIL PRESSURE LOW ne s'est activée qu'après l'arrêt complet du moteur.

On peut donc en déduire qu'au cours des deux vols l'approvisionnement en carburant des deux carburateurs était insuffisant. En ce qui concerne le vol de l'incident grave, les cuves des carburateurs se sont vidées par la suite et le moteur s'est arrêté.

2.1.2 Tests et essais

À aucune reprise lors des essais effectués après l'incident grave, l'alarme FUEL PRESSURE LOW ne s'est activée et le moteur ne s'est jamais arrêté.

Lors de tous les essais, la présence de bulles d'air dans les conduites du système de carburant a été constatée, parfois en grandes quantités. Durant ces phases, une baisse de la pression d'essence a pu être observée sur l'indicateur de pression du carburant.

Un flux circulaire de bulles d'air a été relevé dans la conduite de retour de carburant vers le *gascolator* et dans la conduite à carburant reliant le *gascolator* à la pompe à carburant mécanique.

L'enclenchement d'une pompe électrique à carburant dans le circuit d'alimentation du moteur n'a pas changé la quantité de bulles d'air et le comportement du moteur.

Il convient de préciser que lors des essais effectués par le SESE, les carénages du moteur avaient été enlevés et que les conditions thermiques propices à la formation de bulles d'air étaient donc moins critiques que lors de l'incident grave.

2.1.3 Prescriptions de montage

Conformément au manuel d'installation du constructeur de moteur Rotax BRP, la conduite de retour du carburant devrait déboucher dans un réservoir d'essence. Avec une telle configuration, les éventuelles bulles d'air sont ramenées via le retour de carburant dans le réservoir et par conséquent éliminées. En ce qui concerne l'installation de l'aéronef HB-WYS, la conduite de retour de carburant renvoyait toutefois directement dans le *gascolator* et les bulles d'air restaient ainsi dans le système de carburant. Les essais du constructeur de l'avion ont montré qu'une conduite de retour de carburant débouchant dans un réservoir permettait d'éliminer les bulles d'air.

Aucune pompe à carburant électrique n'était montée sur l'avion HB-WYS, bien que cela ait été exigé dans la version allemande du manuel d'installation EBHB-912 no. 898641.

L'assemblage du système de carburant de l'aéronef HB-WYS ainsi que les raccords à angle droit installés sur le *gascolator* ne correspondaient pas aux prescriptions de montage du constructeur du moteur et favorisaient ainsi la formation de bulles d'air.

2.2 Aspects humains et opérationnels

2.2.1 Comportement du pilote après le premier tour de piste

Lors du tour de piste, le pilote a remarqué que l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'était activée durant le vol de montée après le virage à droite et la réduction du régime à 5000 RPM. Il a rentré les volets de courbure et l'alarme s'est désactivée.

Les déclarations du pilote ont permis de conclure qu'il supposait un lien entre l'apparition de l'alarme et le fait d'actionner les volets de courbure. Cette supposition a été renforcée par le fait qu'au moment d'actionner une nouvelle fois les volets de courbure plus aucune alarme ne s'était déclenchée. Du point de vue du pilote, la panne était ainsi résolue.

Du point de vue technique, une telle corrélation est improbable. Il aurait dans ce cas été indiqué de procéder à une analyse systématique de la perturbation sur la base des données de l'EMS enregistrées avant d'effectuer le vol suivant.

2.2.2 Atterrissage d'urgence

Après l'arrêt du moteur, le pilote a fixé correctement les priorités et a réussi un atterrissage d'urgence dans le prolongement de l'axe de piste. Il n'aurait pas été indiqué d'opérer un virage de retour, de tenter de redémarrer le moteur ou d'activer le dispositif de sauvetage balistique.

2.2.3 Gestion des pannes

L'alarme FUEL PRESSURE LOW s'est activée plusieurs fois au cours de précédents vols. Ces incidents n'ont pas été examinés plus en détail et la chance de pouvoir identifier à temps le problème dans le système de carburant n'a pas été exploitée.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'aéronef a été autorisé à l'exploitation au moyen d'un *permit to fly* conforme au *Flight Conditions Approval* 0010011875 de l'AESA.
- Un contrôle 100 heures effectué sur la cellule et le moteur après 91:10 heures d'exploitation a été attesté par la personne A non autorisée.
- Le 10 août 2012, la personne B a attesté après 149:00 heures d'exploitation un contrôle supplémentaire ordonné par l'OFAC. Il s'agissait d'un contrôle 100 heures sur la cellule et le moteur.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites autorisées.
- Dans les deux réservoirs d'aile, ce sont au total 65 litres de carburant AVGAS UL 91 qui ont été constatés.
- Il y avait du carburant aussi bien dans les deux cuves des carburateurs que dans le filtre décanteur (*gascolator*) et aucun défaut d'étanchéité n'était visible.
- Seules des traces insignifiantes d'impuretés ont été décelées dans le filtre à carburant principal (*fuel fine filter*).
- Dans le système d'aération, dans les conduites et les filtres des deux réservoirs d'aile, aucun élément défectueux ni aucune salissure n'ont été relevés.
- Le moteur a fonctionné correctement au cours des 4 essais effectués.
- Lors de tous les essais, on a relevé la formation continue de bulles d'air dans les conduites en plastique transparentes du système de carburant installées provisoirement.
- Le constructeur de l'avion a prouvé par des essais qu'après une certaine durée d'exploitation du moteur, les bulles d'air disparaissaient complètement lorsque la conduite de retour de carburant reliait le distributeur de carburant dans un réservoir de carburant.
- Aucune pompe à carburant électrique n'était installée sur l'aéronef.
- L'assemblage du système de carburant de l'aéronef HB-WYS ainsi que les raccords à angle droit sur le *gascolator* ne correspondaient pas aux prescriptions de montage du constructeur du moteur et favorisaient ainsi la formation de bulles d'air.

3.1.2 Aspects humains et opérationnels

- Le pilote était en possession des licences adéquates.
- Lors du premier circuit d'aérodrome 04, l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'est activée après le décollage en vol de montée.
- Le manuel d'exploitation de l'aéronef (AOI), chapitre 3 „*emergency procedures*“ ne fournit aucune indication quant aux alarmes pouvant être générées par l'EMS ni aux mesures correspondantes à mettre en oeuvre.
- Après l'atterrissage, le pilote a constaté que tous les paramètres de vol étaient normaux et il a décollé pour un vol en direction de Neuchâtel.

- Peu après le décollage, lors du survol des arbres en bout de piste, le moteur a cafouillé, puis s'est arrêté brusquement.
- Le pilote a procédé à un atterrissage d'urgence.
- Le pilote n'a pas été blessé et l'aéronef n'a pas été endommagé.
- Un examen des données enregistrées dans l'EMS lors des vols effectués au cours des derniers mois avant l'incident grave montre que l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'était activée lors de deux autres vols.

3.1.3 Conditions cadres

- Au moment de l'incident grave, il faisait beau, la température étant de 18 °C et le point de rosée à 11 °C.

3.2 Cause

L'incident grave est dû à l'arrêt du moteur suite à une alimentation insuffisante en carburant, entraînant un atterrissage d'urgence.

La conception du système de carburant est considérée comme étant à l'origine d'une alimentation insuffisante en carburant parce qu'elle n'a pas permis l'élimination des bulles d'air présentes dans les conduites d'alimentation.

4 **Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'incident grave**

Recommandations de sécurité

Selon l'Annexe 13 de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) et l'art. 17 du règlement (UE) n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile et abrogeant la directive 94/56/CE, toutes les recommandations de sécurité formulées dans le présent rapport sont adressées aux autorités de surveillance de l'État concerné, qui peuvent choisir de les appliquer en tout ou partie. Cependant toutes les organisations, entreprises et personnes sont invitées à améliorer la sécurité aérienne conformément aux objectifs poursuivis par les recommandations de sécurité.

Concernant les recommandations de sécurité, la législation suisse prévoit dans l'ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT) la réglementation suivante :

« Art. 48 *Recommandations en matière de sécurité*

¹ *Le SESE adresse les recommandations en matière de sécurité à l'office fédéral compétent et en informe le département compétent. En cas de problèmes de sécurité urgents, il informe immédiatement le département compétent. Il peut donner son avis sur les rapports de mise en oeuvre de l'office fédéral à l'attention du département compétent.*

² *Les offices fédéraux informent périodiquement le SESE et le département compétent de la mise en oeuvre des recommandations ou des raisons pour lesquelles ils ont renoncé aux mesures.*

³ *Le département compétent peut adresser des mandats de mise en oeuvre à l'office fédéral compétent. »*

Le SESE publie les réponses de l'office fédéral compétent ou des autorités de surveillance étrangères sur son site (www.sust.admin.ch), offrant de la sorte un aperçu quant au degré de mise en oeuvre de la recommandation de sécurité correspondante.

Avis concernant la sécurité

Le SESE peut publier des avis concernant la sécurité en réaction à des déficits de sécurité constatés lors de l'enquête. Des avis concernant la sécurité sont formulés lorsqu'une recommandation de sécurité au sens du règlement (UE) n° 996/2010 semble inadéquate, n'est formellement pas possible ou lorsque la forme moins contraignante de l'avis concernant la sécurité aura vraisemblablement plus d'impact. Les avis concernant la sécurité du SESE se fondent juridiquement sur l'art. 56 OEIT :

« Art. 56 *Informations pour la prévention des accidents*

Le SESE peut préparer et publier des informations générales utiles pour la prévention des accidents. »

4.1 Recommandations de sécurité

4.1.1 Recommandation de sécurité en vue d'empêcher des bulles d'air dans le système de carburant.

4.1.1.1 Déficit de sécurité

Le 12 juillet 2013, l'aéronef Flight Design CTLS-ELA, immatriculé HB-WYS, a décollé du champ d'aviation de La Côte (LSGP) pour un vol en direction de Neuchâtel (LSGN). Lors du survol des arbres qui se trouvaient en bout de piste 04, le moteur s'est mis à cafouiller. En même temps, l'alarme FUEL PRESSURE LOW s'est activée, avant que le moteur ne s'arrête brusquement. Le pilote a pu effectuer un atterrissage d'urgence.

La cause d'une alimentation insuffisante en carburant est attribuée à la conception du système de carburant qui n'a pas permis l'élimination des bulles d'air présentes dans les conduites.

Conformément au manuel d'installation du constructeur de moteur Rotax BRP, la conduite de retour de carburant devrait déboucher dans un réservoir de carburant. Avec une telle configuration, d'éventuelles bulles d'air sont renvoyées dans le réservoir via le retour de carburant et sont par conséquent éliminées. En ce qui concerne l'aéronef HB-WYS, la conduite de retour de carburant renvoyait toutefois directement dans le *gascolator* et les bulles d'air restaient ainsi dans le système de carburant. Les essais du constructeur de l'avion ont montré qu'une conduite de retour de carburant débouchant dans un réservoir permettait d'éliminer les bulles d'air.

Aucune pompe à carburant électrique n'était installée sur l'appareil HB-WYS, bien que la version allemande du manuel d'installation EBHB-912 n° 898641 l'exigeait.

4.1.1.2 Recommandation de sécurité n° 505

L'Agence européenne pour la sécurité aérienne (EASA), en coopération avec le constructeur d'aéronef Flight Design GmbH, devrait prendre les mesures appropriées lors de la formation de bulles d'air dans le circuit carburant dans les appareils de type Flight Design CTLS, afin de les minimiser et à veiller à l'élimination des bulles d'air existantes.

4.2 Avis concernant la sécurité

Aucun

4.3 Mesures adoptées depuis l'incident grave pour améliorer la sécurité

4.3.1 Mesures prises par constructeur du moteur

Au cours de l'enquête, le constructeur du moteur a été rendu attentif sur les différences entre la version allemande et la version anglaise du manuel d'installation. Selon sa prise de position du 28 mai 2015, la version anglaise du manuel d'installation a été adaptée à l'édition allemande (voir chapitre 1.3.5.2).

4.3.2 Mesures prises par le constructeur de l'aéronef

Dans sa prise de position du 3 août 2015, le constructeur d'aéronef Flight Design émet les mesures prévues suivantes :

- Un *service bulletin* pour tous les avions équipés d'un moteur avec carburateur, nécessitant des points de maintenance supplémentaires est en préparation afin d'assurer une étanchéité continue du circuit carburant.

- Des mesures supplémentaires dans le domaine du soi-disant «raccord ban-jo» et l'installation d'un purgeur automatique dans la conduite de retour seront testées.
- Le constructeur précise que le 85 % des avions construits sont livrés avec des moteurs à injection. Ces exigences sont différentes pour le système de carburant et sont conçues conformément. Pour le reste de la production équipée de moteur avec carburateur, un changement de conception sera mis en œuvre, qui entraînera le retour de carburant dans le réservoir de l'aile gauche.

Payerne, 16 mars 2016

Bureau d'enquête du SESE

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, 16 février 2016

Annexe 1: Représentation graphique du déroulement du vol
(avec intervalle d'enregistrement de 10 sec)

