



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° 2318**

## **du Service suisse d'enquête de sécurité SESE**

concernant l'accident de l'avion  
Robin DR 400/180 R, HB-EQN,

survenu le 26 août 2016

à près d'un km au nord-est du champ  
d'aviation de Schaffhouse (LSPF),  
commune de Löhningen / SH

## Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug nach dem Abheben infolge einer un-zweckmässigen Starttechnik kaum an Höhe gewann und aufgrund eines Kontrollverlustes zu Boden stürzte.

Folgende Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- Hecklastige Schwerpunktlage;
- Mangelhafte dokumentierte Leistungsdaten des Propellers.

## 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<sup>e</sup> 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'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 de l'accident correspondait à l'heure normale d'Europe centrale (CET). La relation entre LT, CET et l'heure universelle coordonnée (*Coordinated Universal Time* – UTC) est :

LT = CET = UTC + 2 h.

## Rapport final

<b>Type d'aéronef</b>	Robin DR 400/180 R	HB-EQN	
<b>Exploitant</b>	Groupe de vol à voile Schaffhouse, 8201 Schaffhouse		
<b>Propriétaire</b>	Groupe de vol à voile Schaffhouse, 8201 Schaffhouse		
<b>Pilote</b>	Citoyen suisse, né en 1967		
<b>Licence</b>	Licence de pilote de ligne ( <i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane – ATPL(A)</i> ) conformément à l'Agence européenne pour la sécurité aérienne (AESA), délivrée par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)		
<b>Heures de vol</b>	<b>Total</b>	223:13 h <b>au cours des 90 derniers jours</b>	11:19 h
	<b>sur le type en cause</b>	35:23 h <b>au cours des 90 derniers jours</b>	7:01 h
<b>Lieu</b>	A près de un km au nord-est du champ d'aviation de Schaffhouse (LSPF), commune de Löhningen / SH		
<b>Coordonnées</b>	682 002 / 283 629	<b>Altitude</b> 450 m	
<b>Date et heure</b>	26 août 2016, 19 h 06 min		
<b>Type d'utilisation</b>	Règles de vol à vue ( <i>Visual Flight Rules – VFR</i> ), privé		
<b>Phase du vol</b>	Décollage		
<b>Nature de l'accident</b>	Perte de contrôle suite à un décrochage		

### Dommages aux personnes

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres
Mortelles	0	1	1	0
Graves	1	2	3	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	0	0	0	Sans objet
<b>Total</b>	<b>1</b>	<b>3</b>	<b>4</b>	<b>0</b>

<b>Dommages à l'aéronef</b>	Détruit
<b>Autres dommages</b>	Graves dommages à des terres agricoles

## 1 Exposé des faits

### 1.1 Situation avant les faits et déroulement du vol

#### 1.1.1 Informations générales

La description de la situation avant les faits et du déroulement du vol se base sur les déclarations du pilote, des passagers et de témoins oculaires.

Aucune donnée radar n'est disponible en raison de la faible hauteur de vol après le décollage du HB-EQN. Le système de détection de collision Flarm ayant été déclenché, aucun enregistrement n'est disponible.

Il s'agissait d'un vol privé opéré selon les règles de vol à vue.

#### 1.1.2 Faits antécédents

L'après-midi du 26 août 2016, le Gewerbeverein Klettgau avait organisé une rencontre annuelle sur le champ d'aviation de Schaffhouse (LSPF). Une visite des planeurs ainsi que des vols de plaisance figuraient notamment au programme. Ces derniers pouvaient être réservés à l'avance ou sur place.

Les passagers annoncés ont été répartis par le pilote sur deux avions avant le vol ; le centre de gravité et la masse ont été calculés. La distance de décollage a été également calculée (cf. chapitre 1.4.6). Après un briefing général concernant la météo et le *Daily Airspace Bulletin Switzerland* (DABS) les vols de plaisance avec les deux avions à moteurs, dont le Robin DR 400/180 R immatriculé HB-EQN, ont commencé à 14 h 45 min.

Le pilote ayant effectué deux vols avec le HB-EQN avec à chaque fois deux passagers à bord, il a ajouté 65 litres d'essence d'aviation dans le réservoir pour un troisième vol, vu que trois personnes supplémentaires s'étaient annoncées spontanément.

Avant le vol, le pilote s'est renseigné sur les poids des passagers et leur a demandé de les confirmer encore une fois. Sur la base de ces informations, il a calculé la masse et le centre de gravité de l'avion (cf. chapitre 1.4.5).

Estimant que cela ne faussait pas le calcul du centre de gravité, le pilote a laissé la passagère prendre place sur le siège avant droit comme elle le souhaitait et a demandé aux deux autres passagers de s'asseoir sur les deux sièges arrière. Le pilote a expliqué aux passagers le fonctionnement des ceintures de sécurité et les a aidés à les attacher.

Une fois les trois passagers à bord, le pilote a démarré le moteur et a roulé jusqu'au point d'arrêt de la piste en herbe 07 où il a passé en revue la liste de contrôle avant le décollage et a contrôlé le fonctionnement du moteur (*run up*). Le pilote pensait avoir mis l'interrupteur à bascule du Flarm en position « ON » lors du contrôle. Puis il a procédé au briefing de décollage. Avec les volets de courbure en position de décollage (1<sup>er</sup> cran), il s'est aligné à environ 14 m avant le début de la piste en vue d'effectuer un nouveau vol d'environ 30 minutes.

La communication à bord du HB-EQN se faisait par *intercom* au moyen d'un micro-casque porté par chaque occupant.

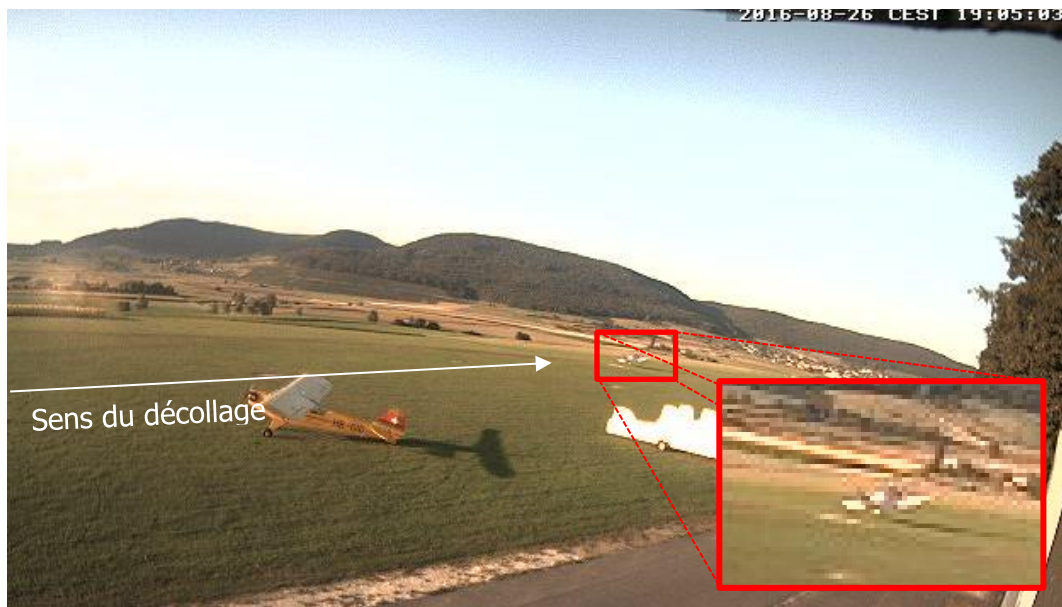
Comme le pilote l'a indiqué par la suite, l'avion était techniquement en ordre et fonctionnait impeccablement.

#### 1.1.3 Déroulement du vol

Aligné sur la piste, le pilote a desserré les freins de roue du Robin DR 400/180 R, immatriculé HB-EQN, et décolle peu avant 19 h 05 min avec une puissance de

moteur maximale, un léger vent contraire et trois passagers à bord pour un vol de plaisance.

Selon les dépositions du pilote et des passagers, l'accélération du HB-EQN sur la piste en herbe se déroule normalement et l'avion décolle après avoir parcouru une distance de roulage d'environ 375 m. Immédiatement après le décollage, l'avion commence à pencher à gauche en ne prenant pratiquement pas de hauteur. À ce moment, un angle d'attaque inhabituellement élevé est observé de l'extérieur. Tant les témoins oculaires que les passagers se sont aperçu du roulis et de l'angle d'incidence élevé (cf. figure 1).

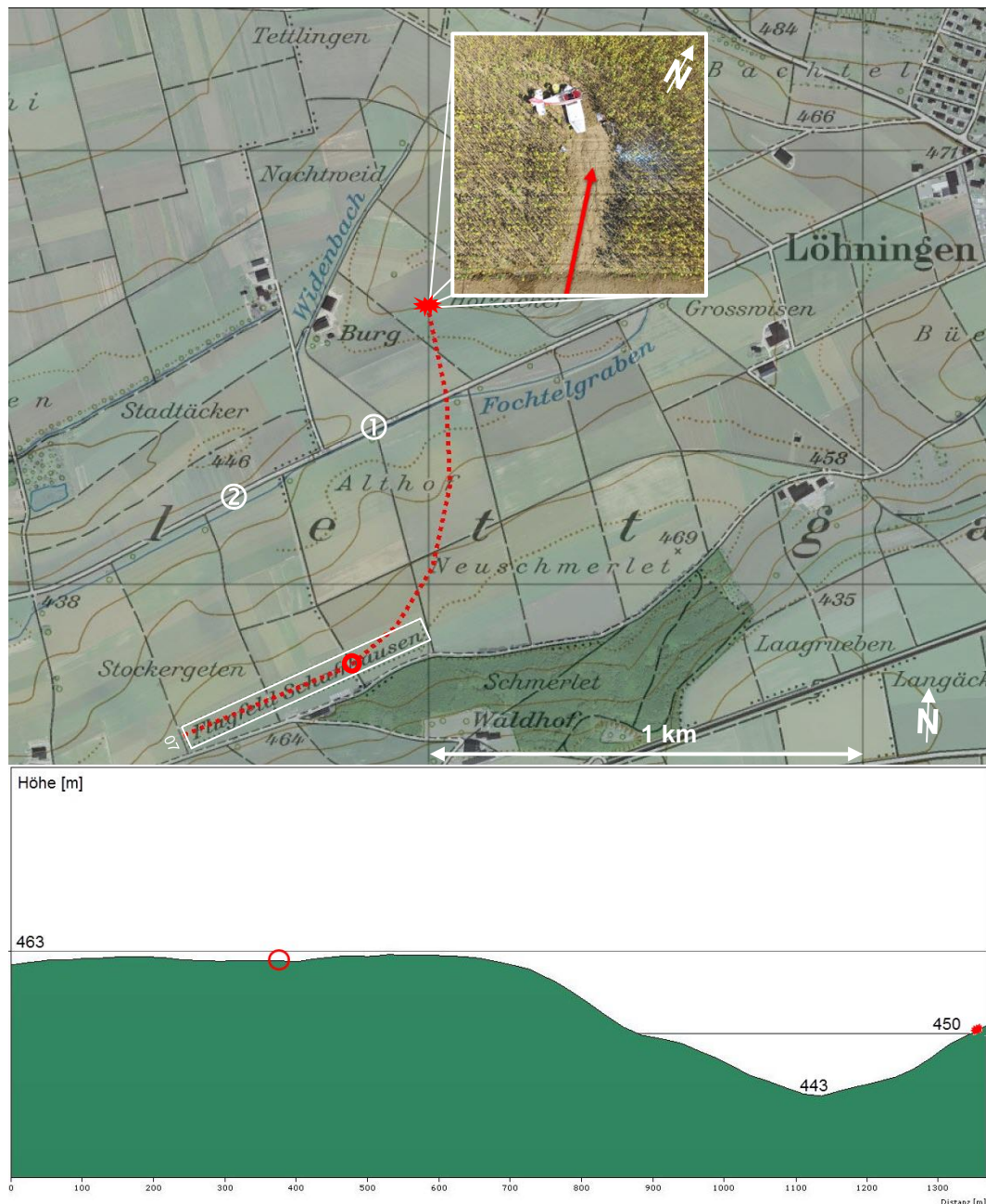


**Figure 1** : la vue de la webcam sur le champ d'aviation de Schaffhouse (LSPF) à 19 h 05 min 03 sec montre le HB-EQN après la distance de roulage d'environ 375 m peu après le décollage de la piste en herbe 07 (cadre rouge).

Le pilote tente de maintenir la direction de vol en activant les ailerons et la gouverne de direction, ce qui réduit le roulis sans toutefois y mettre fin. Il croit d'abord que la gouverne est bloquée par les jambes de la passagère à sa droite. Puis, il s'aperçoit que les ailerons et la gouverne ont en fait atteint la butée mécanique. Par l'*intercom*, il annonce un problème technique en précisant ensuite qu'il avait entendu un bruit fort. Les passagers ont par contre affirmé par la suite n'avoir rien entendu.

Des témoins observent que l'avion ne prend pratiquement pas de hauteur après le décollage et qu'il dérive à gauche à basse vitesse avec une assiette de vol fortement cabrée en survolant un terrain en pente descendante (cf. figure 2).

Le pilote ne remarque pas de flottement dans les mouvements de tangage et l'avertisseur de décrochage (*stall-warning*) aux ailes, ne se serait déclenché que dans la dernière partie du vol. Le pilote s'aperçoit que l'avion n'est plus en mesure de voler et a mis le cap sur un champ de tournesols qui s'étend devant lui en espérant que la végétation aiderait l'avion à se redresser lors de l'atterrissage d'urgence. Des témoins présents au nord du champ d'aviation voient l'avion avec une assiette de vol fortement cabrée, basculer soudainement à basse altitude sur l'aile gauche avant de s'écraser au sol. Ils voient le nez de l'avion, heurter le sol dur et sec après que le train d'atterrissage principal est entré en contact avec le terrain. Le vol a duré près d'une minute.



**Figure 2 :** déroulement approximatif du vol (en rouge pointillé) de près de 1400 m et déroulement du profil du vol au-dessus du sol avec le point de décollage (cercle rouge) jusqu'au lieu de l'accident près de 1 km au nord-est du champ d'aviation de Schaffhouse (LSPF) ainsi que la position approximative des témoins oculaires ① et ② en route vers Löhningen ; carte reproduite avec l'autorisation de l'Office fédéral de topographie (Swisstopo, JA150149).

Le pilote et les passagers sont gravement blessés lors de l'impact. Les occupants sont pris en charge sur place par les secouristes, des hélicoptères de sauvetage arrivés peu après sur le lieu de l'accident ainsi que par les deux ambulances de l'hôpital cantonal de Schaffhouse. Après les premiers secours, le pilote est transporté en hélicoptère à l'hôpital de Winterthour alors que la passagère est transportée à l'hôpital universitaire de Zurich à bord du deuxième hélicoptère de sauvetage. Les deux autres passagers sont conduits à l'hôpital cantonal de Schaffhouse. La passagère succombe à ses blessures le 6 septembre 2016.

Le pilote et un passager ont indiqué par la suite que le moteur fonctionnait impeccablement jusqu'à la chute de l'avion.

## 1.2 Renseignements météorologiques

### 1.2.1 Situation météorologique générale

Une dépression thermique au sol s'étendait du sud-ouest de la France à la mer Baltique. La Suisse se trouvait en marge de l'air le plus chaud sous l'axe d'une crête anticyclonique s'étendant du Maroc aux pays baltes.

### 1.2.2 Conditions météorologiques lors de l'accident

Faible vent, temps sec, ensoleillé et chaud.

Météo/nuages 1/8 CU vers 8000 ft AMSL<sup>1</sup>

Visibilité 30 km

Vent 154 degrés / 2 nœuds

Température / point de rosée: 30 °C / 17 °C

Pression atmosphérique (QNH) 1018 hPa, pression réduite au niveau de la mer, calculée à l'aide des valeurs de l'atmosphère type de l'OACI<sup>2</sup>(ISA)

Dangers Aucun

### 1.2.3 Informations astronomiques

Conditions d'éclairage naturel Jour

Position du soleil Azimut : 274 degrés Élévation : 10 degrés

## 1.3 Renseignements sur le champ d'aviation de Schaffhouse

Le champ d'aviation de Schaffhouse (LSPF) est situé à env. 7,4 km à l'est du radioalignement Trasadingen (TRA) et à 8,5 km à l'ouest de Schaffhouse. Les vols ont principalement lieu dans un cadre associatif.

La piste en herbe du champ d'aviation se trouve à une altitude (*Aerodrome Elevation – AD ELEV*) de 1519 ft AMSL et ses dimensions sont les suivantes:

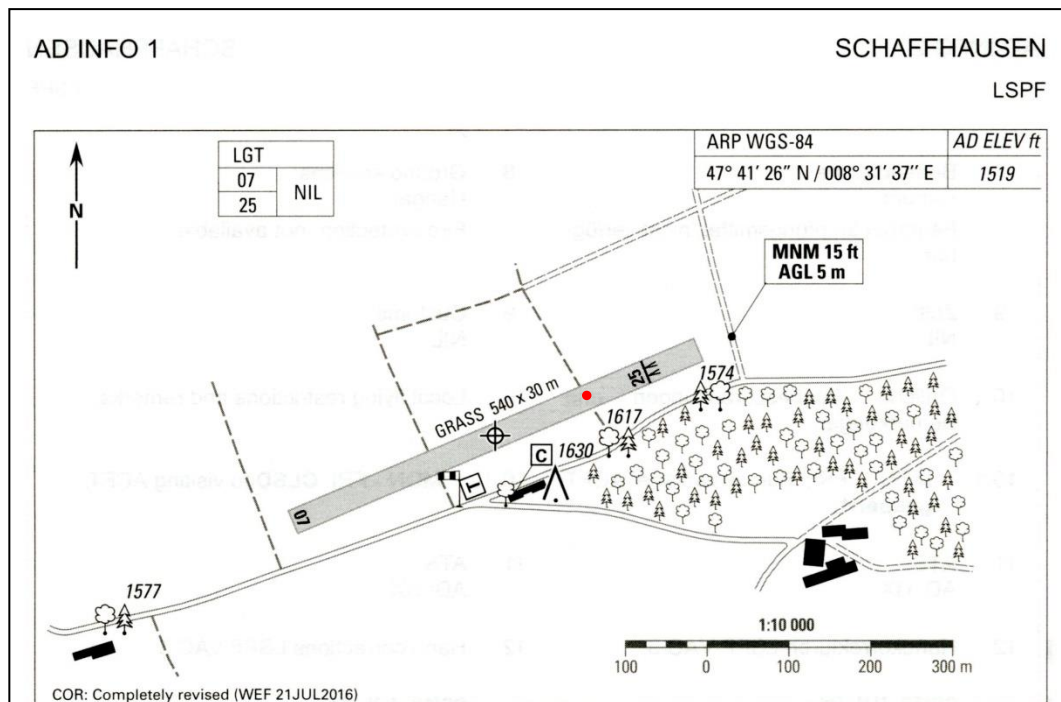
Désignation des pistes	Dimensions (longueur x largeur)	Distances utilisables au décollage
07/25	540 x 30 m	470 / 540 m

La piste est pourvue sur toute la longueur et sur une largeur de près de 5 m de dalles à gazon en plastique qui empêchent le train d'atterrissage de s'enfoncer en cas de terrain mou.

Un chemin de campagne traverse la piste en herbe au nord-nord-ouest du hangar. Une vue de la webcam sur le champ d'aviation de Schaffhouse montre que, à 19 h 05 min, le HB-EQN avait quitté le sol approximativement à cette hauteur (cf. point rouge de la figure 3).

<sup>1</sup> AMSL : *Above Mean Sea Level*, au-dessus du niveau moyen de la mer

<sup>2</sup> OACI : Organisation de l'aviation civile internationale



**Figure 3** : carte du champ d'aviation de Schaffhouse (LSPF) avec le point de décollage du HB-EQN (point rouge) à la fin de la distance de roulage de près de 375 m ; carte reproduite avec l'autorisation de l'Office fédéral de topographie (Swisstopo JA150149).

## 1.4 Renseignements sur l'aéronef

### 1.4.1 Informations générales

Immatriculation	HB-EQN
Type d'aéronef	Robin DR 400/180 R
Année de construction	1982
Caractéristiques	Avion monomoteur quadriplace avec moteur à piston et hélice fixe, conçu comme monoplan en bois avec entoilage et extrémités des ailes présentant un dièdre positif de 14°, train d'atterrissage fixe dans l'axe de la roue de proue (cf. figure 4).
Constructeur	S.A. Avions Pierre Robin, Dijon, France
Propriétaire et exploitant	Groupe de vol à voile Schaffhouse, 8201 Schaffhouse
Moteur	Lycoming Engines, O-360-A3A Moteur à piston à 4 cylindres opposés (type Boxer), à refroidissement à air, d'une puissance nominale de 180 CV, soit 134 kW.
Hélice	Hélice fixe hélice quadripale, HO4/27HM-170 128, installée sous certificat de type supplémentaire N° de série : 54735C Année de construction : 1982 Dernière révision : 30 juin 2016 Constructeur : Propellerwerk Hoffmann GmbH & Co. KG

	Régime maximal : 2700 U/min
Équipement	Flarm System ECW 100 Transpondeur (Mode S) Émetteur automatique de localisation d'urgence ( <i>Emergency Locator Transmitter – ELT</i> ) de type Kannad 406 AF
Masse maximale au décollage	1000 kg
Masse et centrage	Au moment du décollage, la masse et le centre de gravité de l'avion étaient en dehors de la marge de tolérance admise par le manuel de vol de l'aéronef ( <i>Aircraft Flight Manual – AFM</i> , cf. chapitre 1.4.5).
Entretien	Le dernier contrôle des 100 h a été effectué le 26 juillet 2016 après 4395:06 heures d'exploitation.
Restrictions techniques	Selon une mention inscrite le 22 août 2016 dans le carnet de route, l'avion en vol avait en permanence un léger angle de roulis (gauche).  L'avion a effectué 5h48 de vol entre cette mention et l'accident. Aucune autre anomalie n'a été constatée à cet égard.  Le jour de l'accident, le pilote qui avait inscrit la mention, n'a rien remarqué d'inhabituel.  L'organisme de maintenance n'avait pas connaissance de cette mention (cf. chapitre 1.4.2).
Qualité du carburant autorisée	Essence pour avion ( <i>Aviation Gasoline – AVGAS</i> ) 100LL Essence pour véhicule automobile ( <i>Motor Gasoline – MOGAS</i> ) 98
Qualité du carburant au moment de l'accident	AVGAS 100LL Le carburant était conforme aux exigences requises.
Catégorie	VFR de jour
Modifications	Équipé pour remorquer des planeurs
Domaine d'utilisation :	Selon le carnet de vol, au cours des douze mois précédents, plus de 90 % de tous les vols étaient des vols d'entraînement et de passagers et moins de 10 % des vols de remorquage.

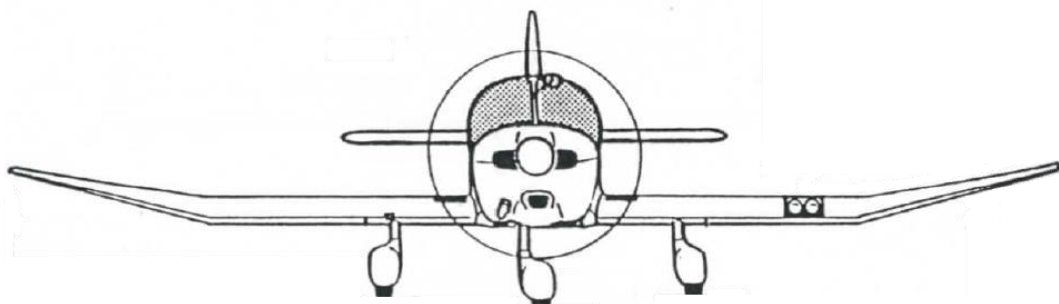


Figure 4 : vue de face du DR 400/180 R avec un dièdre positif en bout d'aile.

#### 1.4.2 Comptes rendus de dérangements et observations

Quatre jours avant l'accident, le 22 août 2016, le pilote a effectué à bord du HB-EQN un vol sans passager et a remarqué que l'avion en vol avait en permanence un léger angle de roulis (gauche) qu'il a pu corriger sans difficulté à l'aide du manche à balai. Après le vol, il a inscrit dans le carnet de route sous la rubrique « *Dérangements et observations (troubles and observations)* » la mention : « *EQN tire en permanence sur la gauche* ». Lors des vols ultérieurs – le dernier ayant eu lieu le matin du jour de l'accident –, le pilote à l'origine de cette inscription n'a pas pu relever d'anomalie.

Au moment de l'accident, le mécanicien responsable de l'organisme de maintenance n'avait pas encore contrôlé et attesté par la délivrance d'un « *release to service* » la mention inscrite dans le carnet de route du HB-EQN. Selon l'organisme de maintenance, le groupe de vol à voile de Schaffhouse ne l'avait pas informée de ce problème.

Selon la procédure courante au sein du groupe de vol, le pilote inscrit un problème constaté dans le carnet de route et dans la liste ouverte des défauts (*Hold Lem List* – HIL) qui se trouve au bureau C. Les mentions dans le carnet de route et le HIL devraient donc toujours concorder. Par ailleurs, le membre compétent du comité du groupe de voile de Schaffhouse devrait en être informé par courriel. Le membre du comité contrôle aussi régulièrement les HIL et transmet les défauts annoncés à l'organisme de maintenance.

Le pilote a seulement inscrit la mention du 22 août 2016 dans le carnet de route. Le membre du comité n'ayant donc pas été informé, l'information n'a pas non plus été transmise à l'organisme de maintenance.

#### 1.4.3 Ceinture de sécurité

##### 1.4.3.1 Renseignements généraux

Jusqu'en 1988, les avions de la série des Robin DR 400 qui sortaient d'usine étaient équipés de manière standard de ceintures de sécurité sous-abdominales pour le cockpit et les deux sièges arrière. À l'usine, des points d'attache pour les harnais d'un système de retenue 4 points (ceinture de sécurité sous-abdominale avec harnais) étaient déjà disponibles pour les sièges du cockpit.

À partir de 1991, seuls des avions dont les deux sièges arrière étaient équipés d'un système de retenue 3 points (ceinture de sécurité sous-abdominale avec une sangle de poitrine diagonale) sortaient encore d'usine. Les sièges du cockpit livrés étaient équipés de ceintures 3 ou 4 points.

Selon le dossier technique du HB-EQN, les ceintures de sécurité sous-abdominales des passagers arrière ont été remplacées par de nouvelles la dernière fois le 10 janvier 2004. En mai 2010, une nouvelle ceinture 4 points a été montée pour les deux sièges du cockpit, le siège avant droit n'ayant toutefois pas été équipé de harnais.

Selon les informations du groupe de vol à voile de Schaffhouse, le deuxième avion du même type est équipé des mêmes systèmes de retenue. Pourquoi les harnais avaient-ils été montés seulement pour le siège du pilote ? À cette question, le SESE n'a pas obtenu de réponse.

##### 1.4.3.2 Certification

Après la certification de la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC), le type d'avion Robin DR 400/180 R a reçu une fiche de navigabilité (*Type Certificate Data*

Sheet – TCDS) datée du 28 novembre 1972. Il a été certifié sur la base des conditions techniques françaises AIR<sup>3</sup>2052 (version 6 du 6 juin 1966), qui constitue la mise en œuvre de FAR 23<sup>4</sup>, *amendment 7*. Ces deux réglementations sont identiques.

Les exigences concernant le système des ceintures de sécurité sont définies dans les FAR 23, *amendment 7*, sous « *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes* », *Subpart D – Design and Construction*, entrés en vigueur le 14 septembre 1969 :

„Sec. 23.785

*Seats and berths.*

[...]

*(g) Each occupant must be protected from head injury by--*

*(1) A safety belt and shoulder harness that will prevent the head from contacting any injurious object;*

*(2) A safety belt plus the elimination of any injurious object within striking radius of the head; or*

*(3) A safety belt plus an energy absorbing rest that will support the arms, shoulders, head and spine.“*

Cette première TCDS a été remplacée en 2003 par une TCDS de l'Agence européenne de la sécurité aérienne (AESA).

#### 1.4.3.3 Entrée en vigueur de la réglementation européenne

Avec l'entrée en vigueur le 28 octobre 2012 du règlement (UE) n° 965/2012, les nouvelles exigences concernant les systèmes de retenue ont été définies comme suit à l'Annexe VII Exploitation d'aéronefs autres que les aéronefs motorisés complexes à des fins non commerciales [Partie NCO] :

« *NCO.IDE<sup>5</sup>.A.140 Sièges, ceintures de sécurité, systèmes de retenue et dispositifs de retenue pour enfants*

*a) Les avions sont équipés:*

- 1) d'un siège ou d'une couchette pour toute personne à bord âgée d'au moins vingt-quatre mois;*
- 2) d'une ceinture de sécurité pour chaque siège passager et de ceintures de retenue pour chaque couchette;*
- 3) d'un dispositif de retenue enfant pour chaque personne à bord de moins de vingt-quatre mois; et*
- 4) d'une ceinture de sécurité avec un système de retenue de la partie supérieure du torse sur chaque siège de l'équipage de conduite à point de détachement unique »*

Les exigences définies dans FAR 23, *amendment 7* ont alors cessé d'être valables.

Le règlement (UE) 2016/1199, entré en vigueur le 28 août 2016, a modifié le règlement (UE) n° 965/2012, notamment en remplaçant le point 4 du point NCO.IDE.A.140 par ce qui suit :

« (6) à l'annexe VII (partie NCO):

[...]

<sup>3</sup> AIR: *Air Operation Requirements*

<sup>4</sup> FAR 23: *Federal Aviation Regulations Part 23*, les prescriptions de l'autorité américaine de surveillance de l'aviation (*Federal Aviation Authority – FAA*), décrivant les exigences de navigabilité.

<sup>5</sup> IDE: *Instruments, Data and Equipment*, Instruments, données et équipements

(h) le point a) 4) du point NCO.IDE.A.140 est remplacé par le texte suivant: '4) d'une ceinture de sécurité avec système de retenue de la partie supérieure du torse sur chaque siège de l'équipage de conduite à point de détachement unique pour les avions dont le premier CDN<sup>6</sup> a été délivré à partir du 25 août 2016.' »

#### 1.4.4 Procédures opérationnelles et prescriptions

Le manuel de vol de l'aéronef (*Aircraft Flight Manual – AFM*) décrit à la section 4 les procédures opérationnelles normales. Voici les points importants pour l'accident :

##### « Chargement

*Avant chaque vol, s'assurer que la masse totale et le centrage en charge sont à l'intérieur des limites prescrites..*

[...]

##### Décollage court

*Volets.....(1<sup>er</sup> cran)*

*Mettre plein gaz (mini. 2200 tr/mn)*

*freins serrés puis lâcher les freins*

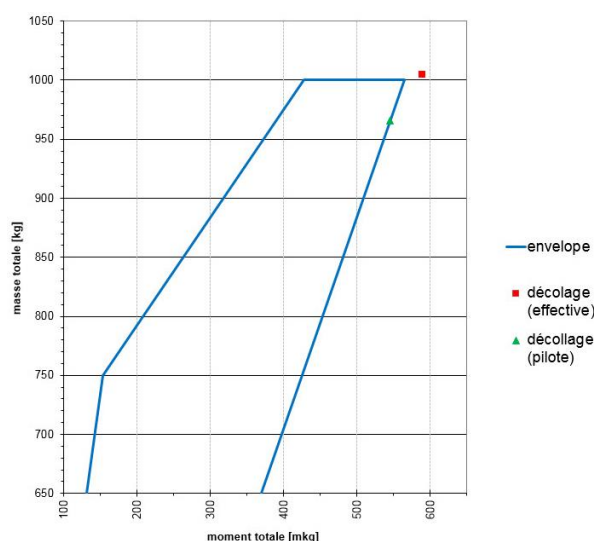
*Vitesse de décollage.....(53 kt) 100 km/h*

*Puis poursuivre, si nécessaire (passage d'un obstacle) à la vitesse de meilleure pente de montée (70 kt) 130 km/h*

#### 1.4.5 Masse et centrage

Vu la masse indiquée des passagers concernés, la masse au décollage s'élevait à près de 1005 kg, soit 5 kg de plus que la masse maximale autorisée au décollage (*Maximum Take-Off Mass – MTOM*). Le moment total s'élevait à 589 mkg. La valeur limite arrière du centrage s'élève à environ 567 mkg compte tenu d'une masse de 1005 kg (cf. figure 5).

En embarquant, le pilote a veillé à ce que le plus lourd des deux passagers prenne place à l'arrière droit afin de maintenir autant que possible le centre de gravité latéral au milieu de l'avion.



**Figure 5** : masse et centre de gravité effectifs du HB-EQN avant le décollage (■) et selon le calcul du pilote (▲) selon les données de passagers.

<sup>6</sup> CDN : Certificat de navigabilité

#### 1.4.6 Puissance au décollage

L'altitude-densité (*Density Altitude – DA*) s'élevait au moment de l'accident à 3510 ft AMSL. Par rapport aux conditions ISA, cela implique un prolongement d'environ 12 % de la distance de roulage au décollage.

Selon le manuel de vol de l'aéronef (*Aircraft Flight Manual – AFM*)<sup>7</sup> la distance de roulage au décollage (*Take-Off Run – TOR*) du HB-EQN est d'environ 316 m compte tenu de la DA et d'un vent contraire de 2 nœuds. Compte tenu des données fournies par l'entreprise Propellerwerk Hoffmann GmbH & Co. KG, la distance de roulage au décollage s'élève à près de 455 m. Les performances de vol figurant dans l'annexe à l'AFM se limitent, pour la puissance au décollage, à la seule distance au décollage sur une piste en dur jusqu'au survol d'un obstacle de 15 mètres de haut pour une MTOM et dans des conditions ISA au niveau de la mer.

La comparaison avec l'hélice bipale de type Sensenich 76-58 montre que l'hélice quadripale de Hoffmann utilisée est nettement moins efficace en accélération au sol. La comparaison de la distance de roulage au décollage sur une piste en dur révélait une différence de près de 40 % par rapport aux valeurs obtenues lors des essais.

Compte tenu d'une température de 28 °C, d'un QNH de 1022 hPa et d'un vent contraire de 5 nœuds, la distance de roulage calculée par le pilote avant les vols de plaisance était de 368 m.

#### 1.4.7 Vitesse de décrochage

Le tableau suivant présente la vitesse de décrochage (*Stall Speed – V<sub>S</sub>*) du Robin DR 400/180 R avec les volets de courbure (*flaps*) en position de décollage (1<sup>er</sup> cran) en relation avec l'angle de roulis:

Angle de roulis [°]	V <sub>S</sub> [km/h]
0	93
<i>10</i>	<i>94</i>
<i>15</i>	<i>95</i>
30	99
60	131

**Tableau 1:** vitesse de décrochage (*Stall Speed – V<sub>S</sub>*) avec les volets de courbure (*flaps*) en position de décollage (1<sup>er</sup> cran) en relation avec l'angle de roulis ; les valeurs en italique ont été calculées.

### 1.5 Renseignements sur le pilote

#### 1.5.1 Formation et carrière

Le pilote a commencé sa formation de pilote en mai 2008 et l'a achevée le 21 octobre 2009 en totalisant 80 h 23 min de vol. La formation a principalement eu lieu sur le type d'avion DV20 Katana. Le 30 juin 2010, il a achevé l'initiation (*familiarization training*) sur le type Robin DR 400/180 R avec un temps de vol de 3 h 23 min. Le 30 août 2012, il a achevé l'initiation sur le type d'avion Piper PA 28 avec un temps de vol de 6 h 10 min.

<sup>7</sup> Basé sur l'hélice bipale d'usine de type Sensenich 76-58

Au moment de l'accident, le pilote totalisait une expérience de vol sur le Robin DR 400/180 R de 35 h 23 min, mais de moins de 5 heures par an au cours des cinq dernières années.

#### 1.5.2 Renseignements de l'instructeur

L'instructeur responsable de l'initiation suivie en 2010 (*familiarization training*) sur le type Robin DR 400/180 R a estimé que le vol de contrôle annuel interne du pilote concerné en juillet 2016 avait été effectué avec succès. Ce vol comprenait notamment une panne de moteur après le décollage.

### 1.6 Renseignements sur l'épave

Voici les constatations faites concernant l'épave sur le lieu de l'accident :

- Il n'y a pas eu d'écoulement d'huile de moteur ni de carburant dans le sol, mais seulement une faible fuite de liquide de frein.
- Le réservoir de carburant est resté intact et contenait près de 90 litres d'AVGAS.
- Le moteur, le cockpit et ses deux sièges se sont détachés de la cellule arrière. Les deux parties n'étaient reliées entre elles plus que par des tirettes à câble, des câbles de commande, des câbles électriques et la conduite d'alimentation en carburant.
- Aucun dommage important n'a été constaté sur la cellule arrière.
- Le train d'atterrissage principal gauche était séparé de l'aile, la roulette avant du support moteur, le train d'atterrissage principal droit était encore fixé à l'aile.
- La commande de la gouverne de profondeur à l'aide du manche à balai fonctionnait parfaitement.
- Les câbles de commande de la gouverne de direction étaient correctement reliés aux pédales de commande. La commande du gouvernail fonctionnait impeccablement.
- L'aile droite était rattachée à la cellule et endommagée. Les ailerons pouvaient être commandés en actionnant le manche à balai. Le volet de courbure (*flaps*) droit était correctement relié au levier de réglage dans le cockpit et réglés sur le 1<sup>er</sup> cran (position de décollage).
- L'aile gauche était rattachée à la cellule, mais était complètement détruite. Les bielles de commande du volet de courbure gauche présentaient des déformations dues à l'accident. La liaison entre le volet et le levier de réglage ainsi que la charnière du volet étaient intactes. Les ailerons étaient correctement reliés par les câbles de commande au manche à balai.
- Le siège du pilote était positionné dans le 6<sup>e</sup> trou de la glissière, le siège avant droit dans le 2<sup>e</sup> trou.
- L'interrupteur principal de l'émetteur automatique de localisation d'urgence (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) était en position « OFF ». L'appareil a été déclenché par la Garde Aérienne Suisse de Sauvetage (REGA).
- L'interrupteur à bascule du système de détection de collision Flarm était en position « OFF ».
- L'interrupteur à bascule de la pompe à carburant électrique n° 1 était en position « ON ».

- L'interrupteur principal de la batterie et la serrure de contact d'allumage étaient en position « OFF ». La clé de contact a été retirée de la serrure par les premières personnes arrivées sur les lieux de l'accident.
- La manette du robinet essence était arrachée.

## 1.7 Renseignements médicaux

Le pilote et les trois passagers ont été gravement blessés lors de l'accident et ont dû être transportés à l'hôpital. La passagère a succombé à ses blessures 11 jours après l'accident.

Rien n'indique que le pilote ou les passagers aient souffert de problèmes de santé durant le vol incriminé. Les examens toxicologiques ont été négatifs en ce qui concerne l'alcool et les substances étrangères à l'organisme.

Le pilote sur le siège avant gauche, polytraumatisé à la suite de l'accident, a surtout été blessé au tronc et aux extrémités inférieures. Selon le principal diagnostic de l'autopsie de la passagère sur le siège avant droit, celle-ci a souffert d'un traumatisme crânio-cérébral qui a finalement conduit à un arrêt cardio-respiratoire et finalement à la mort. La fracture par enfoncement de la partie frontale du visage a été traitée comme la conséquence d'un impact mécanique violent avec une surface obtuse et correspond à un choc de la tête contre une structure de surface réduite.

Le passager sur le siège arrière gauche a été gravement blessé à l'avant-bras et au dos. Le passager sur le siège arrière droit a avant tout subi de graves blessures à la tête et au tronc sans qu'il n'y ait de blessure interne des viscères abdominaux.

## 1.8 Investigations techniques

### 1.8.1 Renseignements généraux

L'épave de l'avion a fait l'objet d'une analyse approfondie qui a permis les constatations complémentaires suivantes :

- L'avertisseur de décrochage (*stall-warning*) à l'aile droite était correctement monté. Le contrôle du fonctionnement de l'avertisseur démonté a montré qu'il était en parfait état.
- Le robinet principal d'essence (*fuel valve*) était ouvert.
- Le fonctionnement du trim de profondeur (volant à main) n'a plus pu être contrôlé avec précision en raison du degré de destruction. Les câbles de commande étaient cependant intacts et montés correctement. Le trim de profondeur devait se trouver en position 3 « DÉCOLLAGE ».
- L'erreur d'affichage de l'indicateur de vitesse (*Airspeed Indicator – ASI*) de moins de  $\pm 3$  km/h était comprise dans la plage de mesure entre 50 km/h et 400 km/h et ne dépassait donc pas les tolérances admises.

### 1.8.2 Ceintures de sécurité

Le siège du pilote était équipé d'une ceinture de sécurité 4 points (ceinture de sécurité sous-abdominale et harnais). Le siège avant droit était seulement équipé d'une ceinture de sécurité sous-abdominale avec une boucle 5 points, le harnais correspondant manquait. Ces ceintures ont résisté à la contrainte.

La ceinture de sécurité sous-abdominale du passager à l'arrière gauche résisté à la contrainte. Pendant l'accident, le segment de la fixation de la sangle droite de la ceinture sous-abdominale du passager arrière droit s'est détaché de la structure de l'avion (cf. figure 6).



**Figure 6** : segment de la fixation en bois détaché de la structure de l'avion avec la ceinture de sécurité sous-abdominale du siège arrière droit et assemblage vissé intact

## 1.9 Influence de l'effet de sol au décollage

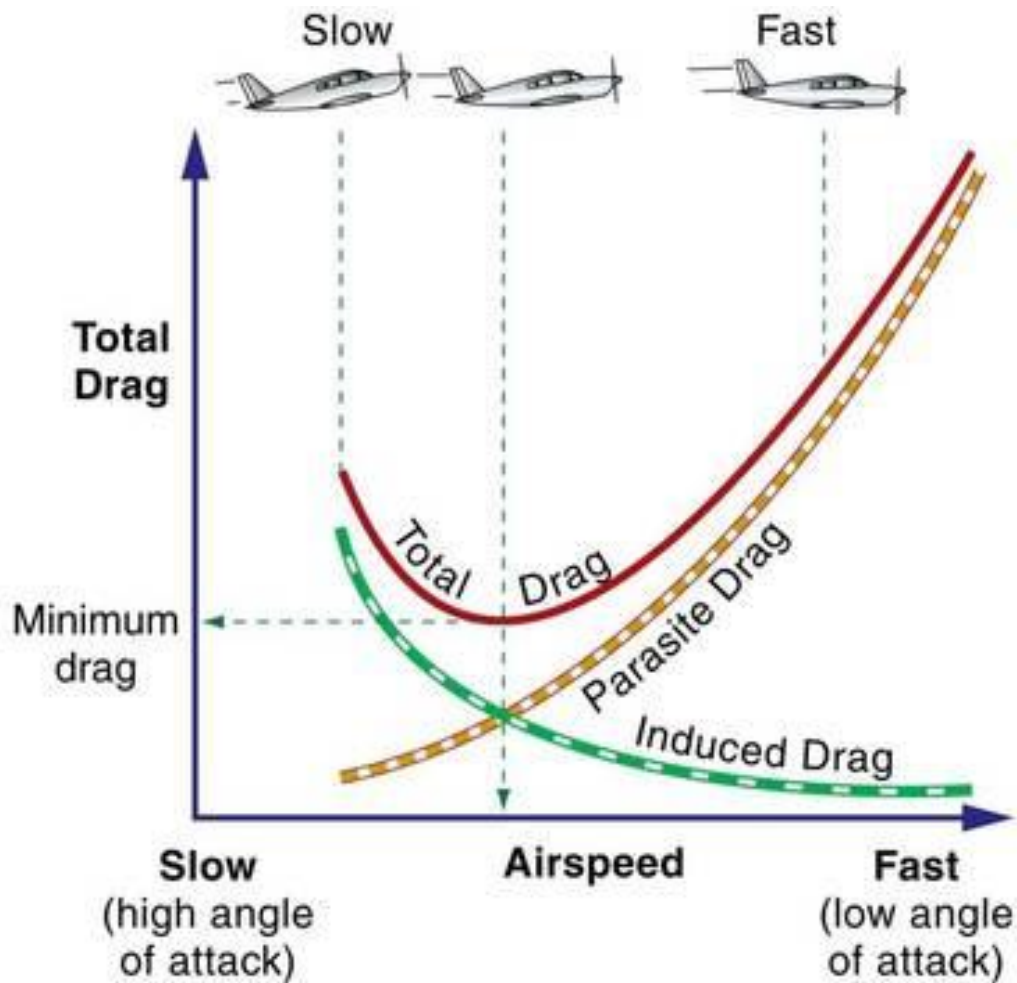
Une petite distance entre l'aile et le sol empêche les turbulences de sillage (*vortex*) de l'aile de se propager. Il en résulte d'une part une réduction de la traînée induite (*induced drag*) et de l'autre une perte de portance moins importante aux extrémités des ailes. Par rapport aux conditions de vol dans l'atmosphère libre, une aile à proximité du sol génère une portance accrue compte tenu de la plus faible traînée aérodynamique. C'est ce que les ouvrages spécialisés appellent l'effet de sol. Ce dernier diminue rapidement au fur et à mesure que la distance entre l'aile et le sol augmente et, à une hauteur d'une demi-envergure au-dessus du sol, a encore un effet positif de 10 %.

Si un avion décolle à une vitesse inférieure à la vitesse de décrochage (*Stall Speed* –  $V_S$ ), il ne reste en mesure de voler à cette vitesse que grâce à l'effet de sol. Une transition abrupte en phase de montée peut contraindre l'avion à se reposer



**Figure 7** : décollage à basse vitesse avec effet de sol (source : *Airplane Flying Handbook* FAA-H-8083-3A)

La tentative de se soustraire à l'effet de sol en montant à une vitesse inférieure à la vitesse de meilleur angle de montée (*Best Angle of Climb* –  $V_X$ ) se termine souvent par une situation appelée *backside of the power curve* (cf. figure 8). En raison de la traînée induite (*induced drag*) en forte hausse à cette vitesse, la traînée totale (*total drag*) augmente si la vitesse diminue. Par conséquent, si la vitesse est un peu réduite, la puissance requise pour assurer un vol horizontal stable augmente considérablement. Si la puissance requise excède la puissance disponible du moteur, la vitesse diminue encore davantage ; c'est pourquoi ce phénomène est appelé « second régime ».



**Figure 8** : Illustration de la traînée totale de l'air correspondant à la somme de la traînée parasitaire et de la traînée induite en fonction de la vitesse de vol. À gauche du point de traînée minimale (*minimum drag*) se trouve une phase de second régime (*backside of the power curve*); source : [www.pilotwings.org](http://www.pilotwings.org).

## 2 Analyse

### 2.1 Aspects techniques

#### 2.1.1 Renseignements généraux

L'enquête n'a pas mis en évidence de défaillances techniques préexistantes susceptibles d'avoir été à l'origine de l'accident ou de l'avoir influencé.

L'avertisseur de décrochage (*stall-warning*) à l'aile droite était correctement monté et fonctionnait correctement à l'état démonté. L'erreur d'affichage de l'indicateur de vitesse (*Airspeed Indicator*, ASI) respectait également les tolérances admises.

Par ailleurs, les examens techniques (cf. chapitre 1.6) n'ont rien révélé qui puisse expliquer la tendance au roulis (gauche) constatée après le décollage.

#### 2.1.2 Système de retenue

Le siège du pilote était équipé d'une ceinture de sécurité 4 points conforme dès son installation aux normes déterminantes (cf. chapitre 1.4.3.2). Le siège avant droit et les deux sièges des passagers à l'arrière n'étaient équipés que de ceintures de sécurité sous-abdominales qui ne sont pas parvenues à empêcher les graves blessures à la tête survenues lors de l'accident.

Selon les TCDS de l'AESA, les FAR 23, *amendment 7* ont servi de base à la certification de l'avion. S'agissant du système de retenue requis, on recourt principalement dans la pratique à des ceintures 3 ou 4 points au lieu d'une protection antichoc pour protéger les occupants contre les blessures à la tête. À l'usine, cet équipement était déjà prévu puisque des points d'attache pour les harnais d'un système de retenue 4 points (ceinture de sécurité sous-abdominale avec harnais) avaient été ménagés. Au moins depuis le montage en mai 2010, ces exigences n'étaient plus remplies pour le siège avant droit.

Depuis l'entrée en vigueur le 28 octobre 2012 du règlement (UE) n° 965/2012 (cf. chapitre 1.4.3.3), ces critères devaient être respectés pour les deux sièges de l'équipage de conduite (*flight crew seat*) lors des vols de formation au moyen d'un système de retenue 3 ou 4 points.

Le groupe de vol à voile de Schaffhouse n'a pas été en mesure d'expliquer pourquoi un système de retenue 4 points était monté seulement sur le siège du pilote, alors que le siège de la passagère à la droite du pilote n'en était pas équipé. Le siège du pilote n'était pas toujours le seul siège occupé, l'avion servant principalement à des vols de formation et de passagers. L'absence de cette mesure de sécurité constituait donc un risque considérable.

Ce défaut connu en tout cas depuis mai 2010 et qui relève, sur le plan formel, du domaine de la navigabilité de l'avion, n'a pas été relevé par l'OFAC, autorité de surveillance compétente, lors des contrôles annuels. Ce n'est pas avant l'entrée en vigueur du règlement (UE) 2016/1199, donc deux jours avant l'accident, que le HB-EQN a rempli formellement les exigences de navigabilité.

Les graves blessures à la tête de la passagère occupant le siège avant (cf. chapitre 1.7) montrent qu'avec la révision du règlement (UE) 2016/1199, le critère en vertu duquel, à partir du 25 août 2016, seul un système de retenue 3 ou 4 points est encore obligatoire pour les avions doté d'un CDN<sup>8</sup> constitue un net recul en termes de protection de l'occupant du siège avant droit. Compte tenu de ce déficit de sécurité important, le SESE adresse à l'AESA une recommandation de sécurité (cf. chapitre 4.1.1.2).

---

<sup>8</sup> CDN: certificat de navigabilité

## 2.2 Aspects opérationnels et humains

### 2.2.1 Déroutement du vol

Selon les dépositions du pilote et des passagers, l'accélération du HB-EQN sur la piste en herbe 07 s'est déroulée normalement et l'avion a décollé après avoir parcouru une distance de roulage d'environ 375 m (cf. figures 1 et 3). Compte tenu de l'altitude-densité au moment de l'accident de 3510 ft AMSL et des données relatives à la puissance de l'hélice fixe quadripale Hoffmann du HB-EQN, la distance de roulage au décollage requise était de 20 % plus élevée (ch. chapitre 1.4.6). Il faut en conclure que la rotation du HB-EQN a commencé avant que celui-ci n'ait atteint la vitesse prévue de 100 km/h.

Le dépassement de quelques kilos de la masse maximale au décollage n'a pas eu une influence déterminante sur la puissance au décollage qui avait déjà presque atteint ses limites. Selon le calcul du pilote, le chargement de l'avion était aussi situé à la limite arrière du centre de gravité (cf. chapitre 1.4.5). En cas de valeurs limites, les pilotes ont intérêt à bien réfléchir à l'exactitude des masses des occupants indiquées ayant servi de base de calcul, de même qu'à la masse de l'avion, et à en tirer les conclusions qui s'imposent.

Un centre de gravité situé à l'arrière de l'avion entraîne en principe un angle d'incidence plus marqué et une plus forte traînée totale, alors que la stabilité longitudinale statique (*longitudinal static stability*) diminue. Lors du passage à la phase de montée, il suffit de petits mouvements de la gouverne de profondeur pour modifier l'assiette longitudinale (*attitude*). L'angle d'incidence élevé constaté immédiatement après le décollage montre que ce facteur n'a pas été suffisamment pris en compte.

L'avion a ensuite commencé par pencher sur la gauche. Malgré les mesures de rectification immédiatement prises par le pilote, des témoins ont observé que l'avion ne prenait pratiquement pas de hauteur après le décollage et qu'il dérivait à gauche à basse vitesse avec une assiette fortement cabrée en survolant un terrain en pente descendante (cf. figure 2). Comme l'effet de sol diminuait (cf. chapitre 1.9), la situation s'est de plus en plus dégradée et l'avion s'est retrouvé dans une phase de second régime (*backside of the power curve*, cf. figure 8). Ceci correspond à la déclaration du pilote, selon laquelle l'avertisseur de décrochage (*stall-warning*) aux ailes n'a été déclenché que dans la dernière partie du vol.

Peu après s'être décidé à atterrir en urgence sur le champ de tournesol devant lui, il a complètement perdu le contrôle de l'appareil en raison du décrochage (*stall*) de l'aile gauche.

L'avion HB-EQN a effectué une rotation excessive avant d'atteindre la vitesse de rotation au décollage de 100 km/h et n'a donc pas pu accélérer dans l'effet de sol à la vitesse de 130 km/h requise pour l'angle de montée idéal (*Best Angle of Climb – V<sub>x</sub>*) (cf. chapitre 1.4.4). L'enquête a permis d'établir que cette technique de décollage inappropriée a été un facteur causal de l'accident. Le centre de gravité arrière, situé en dehors de limites AFM, a aggravé cette situation en raison d'une perte de la stabilité longitudinale et a contribué à l'accident.

### 2.2.2 Calcul de la puissance au décollage

La distance de roulage requise calculée avant les vols de plaisance était de 368 m et correspondait à l'ordre de grandeur des 316 m pour la distance de roulage au décollage (*Take-Off Run – TOR*) conformément aux données de performance de l'AFM basées sur l'hélice bipale de type Sensenich 76-58 (cf. chapitre 1.4.6). Compte tenu des informations fournies par le constructeur de l'hélice Hoffmann GmbH & Co. KG, on obtient cependant une valeur TOR de 455 m, qui est de près

de 40 % plus élevée. Le pilote ne disposait pas de ces informations importantes de sorte qu'il s'est cru à tort en sécurité. L'enquête a établi que ce facteur a contribué à l'accident.

### 2.3 Impact et blessures

Des témoins oculaires au nord du champ d'aviation ont observé l'avion à basse altitude basculer avec une assiette fortement cabrée sur l'aile gauche et ont vu le nez de l'avion percuter le sol dur et asséché après un premier contact avec le train d'atterrissage principal. Les constatations faites sur l'épave (cf. chapitre 1.6) permettent de conclure que l'avion a heurté le sol d'abord avec le train d'atterrissage principal et l'aile gauches puis, après un mouvement de bascule sur le nez, a glissé dans le champ de tournesols.

Suite à ce choc brutal, les occupants ont subi des blessures d'une gravité variable en fonction du système de retenue de leurs sièges :

- Grâce à son système de ceinture 4 points, le pilote n'a pas été blessé à la tête.
- Les deux passagers arrière n'étaient protégés que par une ceinture de sécurité sous-abdominale et, lors de l'impact de l'avion, ont heurté les sièges du cockpit devant eux avec le haut du corps, se blessant gravement au dos et à la tête.
- Un traumatisme crânio-cérébral extrêmement grave a été diagnostiqué chez la passagère assise devant à droite, qui n'était également protégée que par une ceinture de sécurité sous-abdominale. Elle a succombé à ses blessures 11 jours plus tard (cf. chapitre 1.7). La fracture par empreinte de la partie frontale du visage correspondait au heurt de la tête contre une structure de surface réduite comme celle du tableau de bord du cockpit de l'avion.

### 3 Conclusions

#### 3.1 Faits établis

##### 3.1.1 Aspects techniques

- L'avion était certifié pour les vols VFR.
- Aussi bien la masse que le centre de gravité n'étaient pas situés dans la marge de tolérance admise par le manuel de vol de l'aéronef (*Aircraft Flight Manual – AFM*).
- L'enquête n'a pas mis en évidence de défaillances techniques préexistantes de l'avion, susceptibles d'avoir causé l'accident ou influencé son déroulement.
- L'avertisseur de décrochage (*stall-warning*) à l'aile droite était correctement monté et fonctionnait correctement à l'état démonté.
- L'erreur d'affichage de l'indicateur de vitesse (*Airspeed Indicator – ASI*) était située dans la marge de tolérance admise.
- Les systèmes de retenue du pilote, de la passagère et du passager arrière gauche ont résisté à la contrainte.
- Pendant l'accident, le segment de la fixation de la sangle droite de la ceinture sous-abdominale du passager arrière droit s'est détaché de la structure de l'avion.
- La passagère occupant le siège avant droit n'était protégée que par une ceinture de sécurité sous-abdominale et a subi un grave traumatisme crânio-cérébral lors de l'impact.
- Le système de retenue du siège avant droit n'a rempli les conditions requises que deux jours avant l'accident.
- Le dernier contrôle après 100 h de vol a été effectué le 26 juillet 2016 après 4395:06 heures d'exploitation.
- Les données de performance de l'hélice quadripale Hoffmann du HB-EQN figurant dans l'AFM étaient inexactes. Les valeurs obtenues lors des essais du constructeur pour la distance de roulage au décollage étaient notamment de 40 % plus élevées que celles figurant dans l'AFM pour une hélice bipale.

##### 3.1.2 Équipage et passagers

- Le pilote était en possession des licences nécessaires pour le vol.
- Rien n'indique que le pilote ait souffert de problèmes de santé durant le vol incriminé.
- Les quatre occupants ont été grièvement blessés. La passagère a succombé à ses blessures 11 jours après l'accident.

##### 3.1.3 Déroulement du vol

- Le pilote a décollé peu avant 19 h 05 min de la piste en herbe 07 pour un vol de plaisance avec trois passagers à bord et un léger vent contraire.
- L'accélération du HB-EQN sur la piste en herbe s'est déroulée normalement et l'avion a décollé après 375 m de roulage.
- Immédiatement après le décollage, l'avion a commencé à pencher sur la gauche en ne prenant pratiquement pas de hauteur. À ce moment, un angle d'incidence inhabituellement élevé a été observé de l'extérieur.

- Le pilote a tenté de maintenir la direction de vol en actionnant les ailerons et la gouverne de direction, ce qui a réduit le roulis sans toutefois y mettre fin.
- Des témoins ont observé que l'avion ne prenait pratiquement pas de hauteur après le décollage et qu'il dérivait à gauche à basse vitesse avec une assiette fortement cabrée en survolant un terrain en pente descendante.
- Le pilote a remarqué que l'avion n'était plus en état de voler et a dirigé l'appareil sur un champ de tournesol devant lui en vue d'un atterrissage d'urgence.
- Des témoins présents au nord du champ d'aviation ont vu l'avion avec une assiette fortement cabrée basculer à basse altitude sur l'aile gauche.
- Après un vol d'environ une minute à basse altitude, le nez de l'avion, a heurté le sol dur et sec après un premier choc entre le train d'atterrissage principal gauche et le terrain.

#### 3.1.4 Conditions-cadres

- L'altitude-densité (*Density Altitude* – DA) s'élevait au moment de l'accident à 3510 ft AMSL.
- Compte tenu de la pression atmosphérique, la température élevée (30 °C) a entraîné un prolongement de la distance de roulage au décollage de près de 12 % par rapport aux conditions ISA.

### 3.2 Causes

L'accident est dû à une mauvaise technique au décollage, suite auquel l'avion n'a pas pris suffisamment de hauteur après avoir décollé ; suite à une perte de contrôle, il s'est écrasé au sol.

Eléments ayant contribué à l'accident :

- centre de gravité situé trop à l'arrière ;
- mauvaise documentation des données de performance de l'hélice.

## 4 Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'accident

### 4.1 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*

<sup>1</sup> *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 œuvre 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 œuvre des recommandations ou des raisons pour lesquelles ils ont renoncé aux mesures.

<sup>3</sup> *Le département compétent peut adresser des mandats de mise en œuvre 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](http://www.sust.admin.ch)), offrant de la sorte un aperçu quant au degré de mise en œuvre de la recommandation de sécurité correspondante.

#### 4.1.1 Système de retenue

##### 4.1.1.1 Déficit de sécurité

Le 26 août 2016, le pilote du Robin DR 400/180 R, immatriculé HB-EQN, a décollé peu avant 19 h 05 min avec une puissance de moteur maximale, un léger vent contraire et trois passagers à bord pour un vol de plaisance. Immédiatement après le décollage, l'avion a commencé à pencher à gauche en ne prenant pratiquement pas de hauteur avec un angle d'attaque élevé. Suite à une dérive à gauche au-dessus d'un terrain en pente descendante, la phase de second régime s'est rapidement aggravée en dehors de l'effet de sol de sorte que, à la suite d'un décrochage, (*stall*) l'avion a basculé sur la gauche à faible altitude avant de percuter le sol dur et asséché d'un champ de tournesols.

Suite à ce choc brutal, les occupants ont subi des blessures d'une gravité variable en fonction du système de retenue de leurs sièges :

- Grâce au système de retenue 4 points installé, le pilote n'a subi aucune blessure à la tête.

- Les passagers ont subi de graves blessures au dos et à la tête; la passagère assise sur le siège avant droit a heurté le tableau de bord avec la tête, subissant ainsi un traumatisme crânio-cérébral très grave qui a entraîné la mort quelques jours plus tard.

Le SESE a constaté que, suite à la révision du règlement UE 2016/1199, l'exigence selon laquelle seul un système de retenue 3 ou 4 points pour les aéronefs munis d'un certificat de navigabilité est obligatoire depuis le 25 août 2016 constitue un recul important en termes de protection des passagers contre les blessures graves à la tête. De même, la fonction des occupants n'est dans ce contexte pas pertinente et la restriction aux sièges de l'équipage conduite (*flight crew seat*) consécutive à l'entrée en vigueur du règlement (UE) n°965/2012 le 28 octobre 2012 pour les « Exploitation d'aéronefs autres que les aéronefs motorisés complexes à des fins non commerciales [Partie NCO] » n'est pas compréhensible.

#### 4.1.1.2 Recommandation de sécurité no 536

L'Agence européenne de la sécurité aérienne (AESA) devrait prendre des mesures afin que tous les occupants, y compris ceux assis sur les sièges avant, soient protégés contre les graves blessures à la tête et au torse.

## 4.2 Avis concernant la sécurité

Aucun

## 4.3 Mesures prises après l'accident

Les mesures prises et dont le SESE a connaissance sont décrites ci-après sans autre commentaire.

Suite à l'accident, l'exploitant du HB-EQN a équipé d'un harnais le siège avant droit du pilote sur le deuxième Robin DR 400/180 R, immatriculé HB-EXT.

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, 5 décembre 2017

Service suisse d'enquête de sécurité