



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° 2369

du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'accident de l'avion
Pipistrel Alpha Electro 167, HB-SAA,

survenu le 3 janvier 2019

à Corpataux-Magnedens, commune de
Gibloux (FR)

Remarques générales sur le présent rapport

Conformément

à l'art. 3.1 de la 12^e édition de l'annexe 13, entrée en vigueur le 5 novembre 2020, de la convention relative à l'aviation civile internationale du 7 décembre 1944, entrée en vigueur pour la Suisse le 4 avril 1947, état au 18 juin 2019 (RS 0.748.0);

à l'article 24 de la loi fédérale sur l'aviation du 21 décembre 1948; état au 1^{er} janvier 2020 (LA, RS 748.0);

à l'art. 1, ch. 1 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, entré en vigueur pour la Suisse le 1^{er} février 2012 sur décision du Comité mixte des transports aériens Union européenne/Suisse et en vertu de l'accord entre la Communauté européenne et la Confédération suisse sur le transport aérien conclu le 21 juin 1999 (accord aérien);

et à l'art. 2, al. 1 de l'ordonnance du 17 décembre 2014 sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports; état au 1^{er} février 2015 (OEIT, RS 742.161);

l'enquête sur un accident d'avion ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête et le présent rapport ne visent donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des responsabilités civiles.

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 où s'est produit l'accident, correspondait à l'heure de l'Europe centrale (*Central European Time* – CET). La relation entre LT, CET et l'heure universelle coordonnée (*Coordinated Universal Time* – UTC) est :

LT = CET = UTC + 1 h.

Résumé

Type d'aéronef	Pipistrel Alpha Electro 167	HB-SAA
Exploitant	AlpineAirPlanes SARL, route de l'Aérodrome 19, 1730 Ecuwillens	
Propriétaire	AlpineAirPlanes SARL, route de l'Aérodrome 19, 1730 Ecuwillens	

Pilote	Citoyen suisse, né en 1983		
Licence	Licence de pilote professionnel Avion (<i>Commercial Pilot Licence Aero-plane</i> , CPL(A)) selon l'Agence européenne de la sécurité aérienne (AESAs), établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC), avec qualification d'instructeur de vol sur avion (<i>Flight Instructor – FI(A)</i>)		

Heures de vol	total	834:43 h	au cours des 90 derniers jours	29:04 h
	sur le type en cause	3:50 h	au cours des 90 derniers jours	3:50 h

Lieu	à Corpataux-Magnedens, Gibloux (FR)		
Coordonnées	177 391 / 574 562 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 46° 44' 50" / E 007° 06' 21" (WGS ¹ 84)	Altitude	668 m/M
Date et heure	3 janvier 2019, 14 h 53 min		

Type d'exploitation	Privé		
Règles de vol	Règles de vol à vue (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>)		
Lieu de départ	Aérodrome d'Ecuwillens (LSGE)		
Destination	Aérodrome d'Ecuwillens (LSGE)		
Phase de vol	Décollage et montée		
Nature de l'accident	Panne de moteur suivie d'un atterrissage d'urgence hors aérodrome		

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	1	0	1	0
aucune	0	0	0	non applicable
Total	1	0	1	0

Dommages à l'aéronef	Gravement endommagé
Autres dommages	Légers dommages aux cultures

¹ WGS: *World Geodetic System*, système géodésique mondial. L'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI, *International Civil Aviation Organization*, ICAO) a décidé en 1989 d'adopter le standard WGS 84 pour l'aviation.

1 Renseignements de base

1.1 Faits antécédents et déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol repose sur les informations fournies par le pilote, les enregistrements de son appareil de navigation, les évaluations de l'enregistreur de données de vol, l'instructeur de vol et par un autre pilote.

Le présent rapport final contient quatre recommandations de sécurité (cf. chapitre 4).

1.1.2 Faits antécédents

Le Pipistrel Alpha Electro 167, monomoteur à aile haute avec propulsion électrique, immatriculé HB-SAA, se trouvait en phase d'homologation par l'Agence européenne de la sécurité aérienne (EASA). L'OFAC avait établi une autorisation de vol correspondante (*Permit to Fly – PtF*) spécifiant les conditions d'utilisation (*Flight Conditions – FC*) de l'appareil telles que définies par l'EASA. Cette autorisation contenait, notamment, une liste des pilotes et instructeurs de vol autorisés à utiliser le HB-SAA. L'EASA utilisait le modèle Alpha Electro 167 comme support pour la certification du type Pipistrel Velis Electro SW128.

Pour les pilotes ayant une qualification de classe pour monomoteur à piston, une formation aux différences (*difference training*)² était requise pour piloter l'Alpha Electro 167. Selon la description qu'en donne un document établi par l'EASA, le déroulement de cette formation comprenait une partie théorique et cinq vols d'entraînement.

Le pilote a terminé son *difference training* le 31 décembre 2018, après 3 heures 47 de vol et 24 atterrissages. Selon les conditions fixées par l'OFAC, un total de dix heures de vol était requis avant d'opérer comme instructeur sur ce type d'appareil.

Après le dernier vol d'entraînement du pilote, le HB-SAA a été stationné dans le hangar non chauffé de l'aérodrome d'Ecuvillens (LSGE). Le système de charge des deux batteries principales de l'appareil se trouvait dans ce hangar et les deux batteries ont été mise en charge après ce vol. Par la suite, le HB-SAA n'a plus été utilisé avant le vol durant lequel l'accident s'est produit.

Le matin du 3 janvier 2019, à Ecuvillens, le pilote a exécuté un vol de formation comme instructeur à bord d'un Cessna C172.

1.1.3 Déroulement du vol

Le 3 janvier 2019, en début d'après-midi, le pilote a l'intention d'effectuer son premier vol avec le HB-SAA après avoir terminé sa formation aux différences. Il constate que l'avion est déjà sorti du hangar. L'instructeur lui ayant dispensé la formation sur le HB-SAA lui indique qu'il a sorti l'avion du hangar le matin même.

Le pilote effectue l'inspection pré-vol (*preflight inspection*) et constate que l'état de charge (*state of charge*, SOC) des deux batteries est de 83 % et que leur état technique (*state of health*, SOH) est à 90 %. La température des batteries est de

² Le pilote doit accomplir un « entraînement aux différences » (*difference training*) pour être autorisé à piloter une autre variante d'appareil soumise à la même autorisation de classe ou de type.

0 °C³. Après être monté à bord, le pilote effectue la checklist avant la mise en marche (*before starting engine checklist*) puis augmente la puissance et roule jusqu'au point d'arrêt de la piste 09. Le SOH des batteries est alors de 100 % et leur température de 2 °C. Le pilote met les volets de courbure en position de décollage à 15° puis il exécute les vérifications avant le décollage (*before take off checklist*). Ensuite, à 14 h 50 min, le pilote s'aligne sur la piste 09 et avance le levier de puissance jusqu'au maximum. Il observe que l'affichage de la puissance moteur sur l'EPSI (*engine parameters and systems indications*) indique 75 kW. L'accélération de l'avion est normale.

La montée initiale s'effectue avec une vitesse indiquée de 60 kt. Environ vingt secondes après le décollage et après avoir survolé la fin de la piste, le pilote constate que sur l'EPSI les indications du nombre de tours par minute (*revolution per minute*, RPM) et de la puissance du moteur (*power*, PWR) sont soudainement devenues rouges. Conformément à la procédure normale, il réduit la puissance et l'indication des deux paramètres redevient verte. Quelques secondes plus tard, à une altitude de 2700 ft AMSL⁴, soit environ 450 ft au-dessus du sol, le pilote constate une brusque chute de puissance du moteur à environ 10 kW. De plus, les messages d'alerte rouges « *ERROR* » et « *DRIVE OVERTEMP* » apparaissent sur l'EPSI. La température affichée du régulateur de puissance (*power controller*) est à ce moment-là de 68 °C.

Conscient que le système de réduction automatique de puissance (*power derating*) diminue la puissance disponible du moteur en cas de surchauffe du régulateur de puissance (cf. point 1.3.8), le pilote accélère l'appareil en l'engageant dans une légère descente afin d'obtenir un meilleur refroidissement du système de propulsion. Il met en outre la manette de puissance au ralenti avant de la placer dans une position correspondant à environ 40 kW. Avec un retard de quelques secondes, la puissance revient subitement mais retombe à nouveau à moins de 10 kW quelques secondes plus tard. L'avion se trouve alors à une altitude de 2550 ft AMSL, soit environ 300 ft au-dessus du sol. En espérant réinitialiser (*reset*) le *power controller*, le pilote fait aller et venir plusieurs fois la manette de puissance entre la position de ralenti et celle correspondant au vol de montée, mais sans succès.

Toutefois la puissance résiduelle du moteur ne permet pas le vol horizontal. Le pilote opte alors pour un atterrissage d'urgence sur un pré long d'environ 210 m, situé à proximité de la place de sport de Corpataux-Magnedens (FR) et à 2 km à l'est du seuil de la piste 27 de l'aérodrome d'Ecuvillens. Il prévoit une approche à main gauche afin d'atterrir contre le vent, en direction du Nord-Est. En fin de vent arrière, le pilote vire à gauche pour une courte base puis s'aligne en approche finale mais réalise qu'il est nettement trop haut pour atterrir. Il décide alors de survoler le pré jusqu'à son extrémité où il effectue un demi-tour à basse hauteur afin d'atterrir dans la direction opposée, vers le Sud-Ouest (cf. Figure 1).

³ Selon le manuel d'utilisation de l'appareil (*Pilot Operating Handbook* - POH), la température minimale de fonctionnement des batteries est de 5 °C (cf. 1.3.3)

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

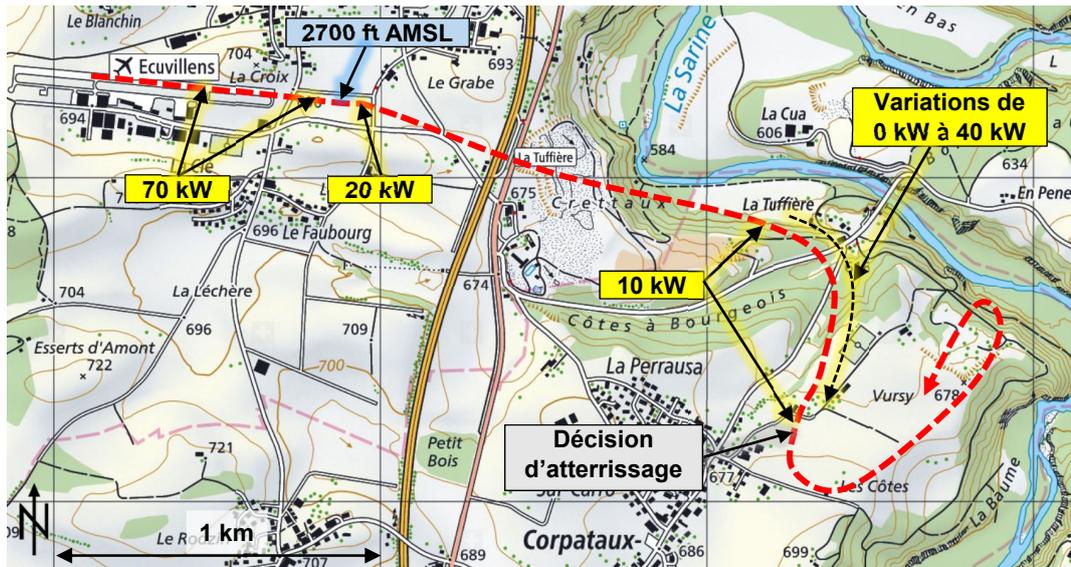


Figure 1 : trajectoire et altitude du vol du HB-SAA selon les informations du pilote. Les valeurs de la puissance motrice résiduelle proviennent de l'enregistreur de données. Source de la carte de base : Office fédéral de topographie.

Après à peine trois minutes de vol, l'avion atterrit avec du vent de dos. Les volets de courbure sont encore en position décollage. L'atterrissage est dur et la roue de proue touche d'abord le sol. La jambe du train avant se brise et la roue de proue se détache. Selon le pilote, lors du contact avec le sol ou juste avant, il déclenche le système global de sauvetage (*ballistic parachute recovery system*, BPRS) dans le but de raccourcir la distance d'atterrissage. Le BPRS s'active comme prévu mais la calotte ne se déploie pas complètement. L'avion se retourne par l'avant et s'arrête sur le dos (capotage). L'appareil est gravement endommagé (cf. Figure 2). Les deux compartiments situés dans le fuselage et contenant les batteries principales avec leur fixation à la cellule résistent au choc. La fixation gauche de la ceinture abdominale du pilote est arrachée de la structure (cf. point 1.4.2). Aucun incendie ne se déclare et le terrain subit de légers dégâts. Aucun liquide ne s'échappe de l'épave.

Le pilote est légèrement blessé mais il quitte l'épave par ses propres moyens. Avant de couper toute l'alimentation électrique de bord, il annonce l'accident sur la fréquence d'aérodrome. Son appel est entendu par deux instructeurs et les secours sont organisés de suite.

La balise de détresse (*Emergency Locator Transmitter* – ELT) s'est activée lors de l'impact.

Immédiatement après l'accident, l'état de charge des deux batteries (SOC) était de 94 %, respectivement 95 % et leur état technique (SOH) était de 92 %, respectivement 94 %. Leur température était de 9 °C, respectivement 8 °C.



Figure 2 : position finale de l'appareil (la flèche jaune indique le sens de l'atterrissage) avec le parachute de secours partiellement déployé et la fusée d'extraction (ovale rouge). La place de sport de Corpataux-Magnedens (FR) est visible à l'arrière-plan.

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Situation générale

Un fort anticyclone dont le noyau se trouvait au-dessus des îles britanniques déterminait les conditions météorologiques dans la partie ouest du Plateau.

1.2.2 Conditions météorologiques sur les lieux et à l'heure de l'accident

Un vent modéré soufflait du Nord-Est et le temps était ensoleillé.

Temps	ensoleillé	
Nébulosité	sans nuage	
Visibilité	70 km	
Vent	040°, 12 kt	
Température et point de rosée	0 °C / -8 °C	
Pression atmosphérique (QNH)	1034 hPa (pression réduite au niveau de la mer, calculée avec les valeurs de l'atmosphère standard de l'OACI ⁵)	
Dangers	aucun	

1.2.3 Données astronomiques

Position du soleil	Azimut : 213°	Hauteur : 14°
Conditions d'éclairage naturel	jour	

⁵ OACI : Organisation de l'aviation civile internationale.

1.3 Renseignement sur l'aéronef

1.3.1 Informations générales

Immatriculation	HB-SAA
Type d'aéronef	Pipistrel Alpha Electro 167
Caractéristiques	Avion léger biplace en matériaux composites, à aile haute, doté d'une unité motrice électrique refroidie à l'eau, d'un train d'atterrissage tricycle fixe et de deux portières latérales
Constructeur	Pipistrel D.O.O., Slovénie
Année de construction	2017
Certification	Autorisation de vol (<i>Permit to Fly - PtF</i>) établie par l'OFAC le 2 juillet 2018
Moteur	Pipistrel PEM 60MVLC, unité motrice électrique refroidie à l'eau, d'une puissance de 60 kW au décollage et d'une puissance continue de 50 kW à 2100 - 2500 RPM
Hélice	Hélice tripale à pas fixe, en matériaux composites
Batteries principales	2 batteries principales d'une capacité utile (<i>useful battery capacity</i>) de 10 kWh chacune, d'une tension nominale de 345,6 V DC ⁶ et d'un poids respectif de 58 kg. L'énergie électrique disponible dans les batteries principales était suffisante pour le vol prévu.
Système de sauvetage	Galaxy <i>Global Rescue System</i> (GRS), Tchéquie
Heures d'exploitation	11:25 h TSN ⁷
Masse maximale admissible	550 kg
Masse et centre de gravité	La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel d'utilisation de l'appareil (<i>Pilot's Operating Handbook</i> , POH)
Meilleure finesse ⁸	15 : 1, selon le POH
Entretien	Le dernier contrôle d'entretien a été exécuté le 10 septembre 2018 après 4:10 h TSN.

⁶ DC : *direct current* ou courant continu.

⁷ TSN : *Time Since New*, temps d'utilisation depuis neuf.

⁸ Dans le cas d'un vol plané sans l'aide du moteur et en l'absence de vent, la finesse correspond au rapport entre la distance horizontale parcourue et la perte d'altitude.

1.3.2 Système de propulsion électrique

Le système de propulsion électrique du Pipistrel Alpha Electro 167, composé de divers éléments et de deux batteries principales, est représenté à la Figure 3. La batterie principale 1 est placée dans le compartiment à batterie avant (*battery box front*) situé entre le couple structurel de fixation du bâti moteur et le cockpit ; la batterie principale 2 est placée dans le compartiment à batterie arrière (*battery box rear*) situé derrière les deux sièges. Les deux batteries principales sont reliées par un boîtier de raccordement (*junction box*) au régulateur de puissance (*power controller*) qui alimente le moteur électrique (*motor*). Le moteur et le régulateur de puissance sont refroidis par le liquide réfrigérant d'un système constitué d'une pompe de circulation électrique (*pump*) et d'un radiateur à air permettant le refroidissement du liquide (*liquid cooler*).

Le pilote commande la puissance du moteur au moyen d'une manette de puissance (*power lever*) qui envoie un signal électronique à l'ordinateur principal (*main computer*). Ce dernier contrôle le régulateur de puissance (*power controller*) en fonction de la demande.

Une petite batterie auxiliaire de 12 V DC (*Bat 12V*) permet la mise en service du système électrique principal. Elle alimente les instruments et l'avionique du cockpit, ceci même lorsque les batteries principales sont retirées ou complètement déchargées. En utilisation normale, la 12 V DC batterie est rechargée par les batteries principales.

Une prise électrique externe (*charge port*) permet de recharger les batteries principales et la batterie auxiliaire au sol.

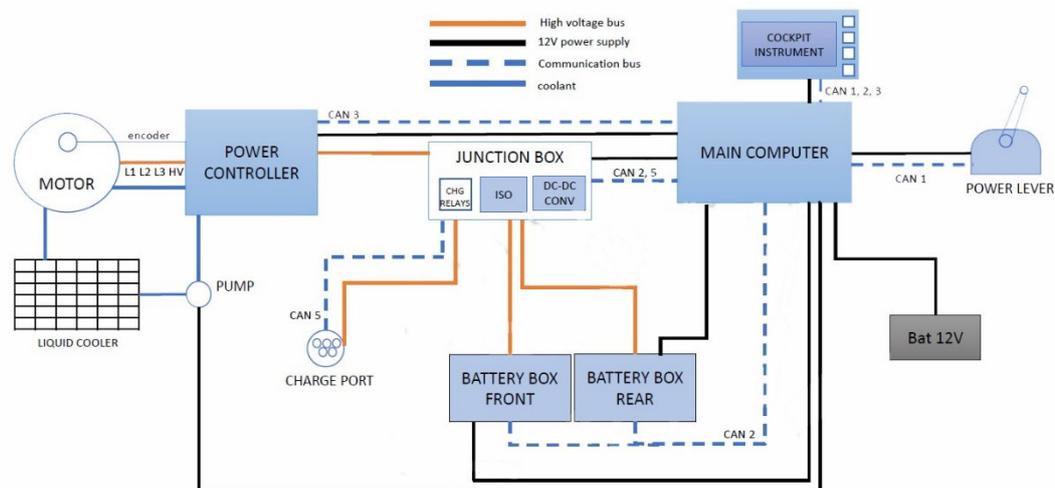


Figure 3 : schéma du système de propulsion électrique, source : Pipistrel.

1.3.3 Batteries principales

Les deux batteries principales ont une capacité utile (*useful battery capacity*) de chacune 10 kWh, une tension comprise entre 288 V DC et 398 V DC avec un courant de décharge maximal de 95 A et pèse chacune 58 kg. Elles sont composées de petites cellules lithium-ion groupées en modules. Ces modules sont logés dans un boîtier métallique adéquat. Ils sont refroidis par l'air passant aux abords. En outre, en cas de dépassement d'une valeur seuil de leur température, des ventilateurs sont activés. Les boîtiers résistent aux chocs et sont munis de fixations ainsi

que de connecteurs enfichables les reliant au réseau de bord. Chacune des batteries principales dispose d'un système de gestion (*battery management system*, BMS) doté d'un affichage indiquant l'état de charge (SOC), l'état technique (SOH) et la température de la batterie. Les batteries sont branchées en parallèle. En cas de défaillance d'une des batteries principales, l'autre alimente le moteur électrique. La puissance du système de propulsion doit être limitée à 35 kW.

Selon le manuel d'utilisation de l'appareil (POH), les valeurs limites suivantes s'appliquent aux batteries principales :

- température maximale de fonctionnement : 55 °C ;
- température minimale de fonctionnement : 5 °C⁹ ;
- température autorisée pour le stockage : entre 10 °C et 40 °C ;
- température minimale de recharge : 0 °C ;
- température maximale avant le décollage : 40 °C.

1.3.4 Régulateur de puissance

Le régulateur de puissance (*power controller* ou *inverter*) convertit la tension continue des batteries en tension alternative sinusoïdale triphasée afin d'alimenter le stator du moteur. Le régulateur de puissance est refroidi par le système à refroidissement liquide (cf. chap. 1.3.6). Une réduction automatique de la puissance protège le régulateur de puissance en cas de température excessive (cf. chap. 1.3.8).

Selon le POH, les valeurs suivantes s'appliquent au régulateur de puissance :

- puissance nominale¹⁰ : 60 kW ;
- température de fonctionnement maximale : 65 °C ;
- température ambiante maximale : 40 °C.

Une description détaillée des composants fournie par le constructeur de l'avion indique que le régulateur de puissance installé peut fournir jusqu'à 120 kW de puissance continue.

1.3.5 Moteur

Le moteur synchrone est muni d'un rotor extérieur à aimants permanents entraîné par le champ tournant du stator. L'hélice est fixée directement au rotor externe. Le stator, situé à l'intérieur du rotor, est alimenté en tension triphasée alternative par le régulateur de puissance. Le moteur fonctionne comme générateur lorsqu'il est entraîné par l'hélice.

Le moteur est également refroidi, en série avec le régulateur de puissance, par le liquide du système de refroidissement (cf. chap. 1.3.6).

Une réduction automatique de la puissance protège le moteur en cas de température excessive.

⁹ Bien que dans le cas de cet accident les batteries principales ont été enclenchées alors que leur température était de 0 °C, l'enquête n'a pas approfondi cet état de fait. En effet, la panne du système de propulsion était indépendante du non-respect de la température minimale de fonctionnement de 5 °C.

¹⁰ Par puissance nominale d'un appareil on entend la puissance indiquée par le constructeur que cet appareil peut absorber ou générer.

Selon le POH, les valeurs suivantes s'appliquent pour le moteur :

- puissance nominale : 75 kW ;
- puissance maximale au décollage : 60 kW ;
- puissance continue : 50 kW ;
- température de fonctionnement maximale : 95 °C ;
- température ambiante maximale : 40 °C ;
- nombre de tours maximal : 2500 RPM ;
- nombre de tours au décollage (valeur indicative) : 2400 RPM ;
- nombre de tours en montée (valeur typique) : 2250 RPM.

1.3.6 Système de refroidissement

Le moteur et le régulateur de puissance chauffent lorsqu'ils sont en fonctionnement. Pour assurer l'intégrité des composants, il est nécessaire de maintenir la température de fonctionnement à l'intérieur du moteur et du régulateur de puissance dans une certaine plage. C'est pourquoi un système à refroidissement liquide est installé dans le compartiment moteur. Il se compose d'un réservoir muni d'un récipient de compensation, d'un radiateur exposé au sol au courant d'air de l'hélice et pendant le vol au courant d'air ambiant ainsi que d'une pompe de circulation électrique (cf. Figure 3). Le liquide de refroidissement est un mélange de 50 % d'antigel et de 50 % d'eau. Ce liquide circule en série du moteur au régulateur de puissance qui sont tous deux munis d'un échangeur de chaleur.

La pompe de circulation fonctionne dès que le système de propulsion électrique est activé. La tension d'alimentation et l'intensité du courant de la pompe sont continuellement enregistrées dans l'enregistreur de données (cf. chap. 1.5). Si la tension n'est pas correcte ou absente, l'EPSI génère un message d'erreur « *COOLANT SENSOR FAILURE* » ou « *PUMP AUX POWER* » (cf. chap. 1.3.7).

Les températures du liquide de refroidissement sont mesurées dans le circuit à la sortie de la pompe de circulation ainsi qu'au retour vers celle-ci. Elles sont affichées sur l'EPSI (cf. chap. 1.3.7).

Le pilote doit vérifier la quantité de liquide réfrigérant dans le récipient de compensation avant le premier vol de la journée. Comme il n'y a pas de trappe d'accès, toute la partie supérieure du capot moteur doit être enlevée.

1.3.7 Instrumentation du cockpit

Le tableau de bord du HB-SAA contient les instruments et l'avionique nécessaires à un vol selon les règles du vol à vue. Il est représenté à la Figure 4. L'EPSI se trouve au centre.

Plusieurs pages du système peuvent être affichées sur l'EPSI. Le pilote les choisit au moyen d'une touche. La page principale, qui s'affiche par défaut pour le vol (*flight page*), contient les principaux paramètres du système de propulsion électrique, en particulier les températures du moteur, du régulateur de puissance et des batteries (cf. partie encadrée en rouge de la Figure 4). Si certaines valeurs limites sont dépassées, la couleur des indications et des valeurs change ou un message d'erreur (*error*) apparaît. Le POH contient une liste des messages d'erreur possibles. Lorsque la température du régulateur de puissance est comprise entre 60 et 64 °C, la valeur indiquée et la barre sont jaunes alors qu'elles sont rouges à partir de 65 °C. La barre est verte si la température est normale.



Figure 4 : tableau de bord du HB-SAA avec l'EPSI (délimité par le traitillé rouge, source : Pipistrel). La page principale de l'EPSI est illustrée sous forme agrandie (les valeurs ne sont pas corrélées).

Les températures du liquide de refroidissement dans le circuit à la sortie de et au retour vers la pompe de circulation sont affichées (cf. Figure 5) sur la page additionnelle sélectionnable des systèmes (*system page*).

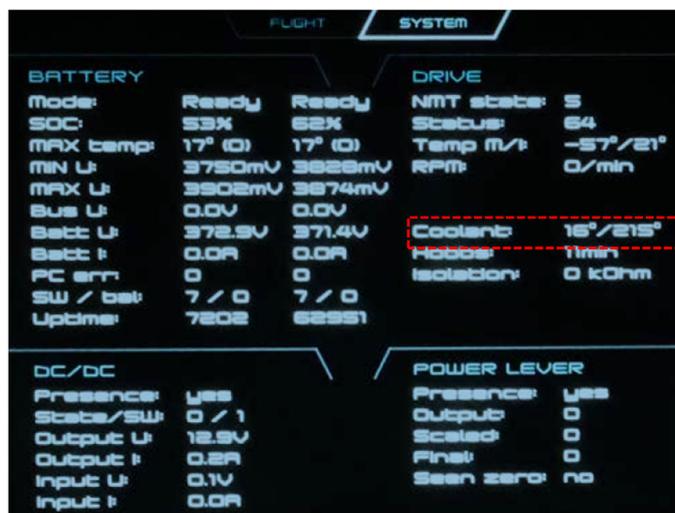


Figure 5 : page des systèmes avec divers paramètres de l'unité de propulsion, notamment les températures du liquide de refroidissement (*coolant*, traitillé rouge, source : Pipistrel).

1.3.8 Réduction automatique de la puissance

Un système automatique protège le moteur et le régulateur de puissance contre les températures trop élevées qui pourraient sévèrement endommager les composants électriques.

Lorsque la température interne du régulateur de puissance dépasse 67 °C, le système réduit la puissance du moteur afin que la température ne s'élève en aucun cas au-dessus de 70 °C. Le pilote n'a pas d'influence sur cette réduction automatique de la puissance appelée *power derating* : la manette de puissance reste alors dans la même position ; elle ne bouge pas de manière autonome vers la position correspondant à la valeur réduite.

La réduction de la puissance entraîne une baisse de la température interne du régulateur de puissance. Dès que la température est à nouveau en dessous de la valeur limite de 67 °C, le système accroît la puissance jusqu'à la valeur correspondant à la position de la manette de puissance.

La documentation d'apprentissage électronique (*e-learning*)¹¹ mise à disposition par le constructeur contient une description de la réduction automatique de puissance. Par contre, le POH ne contient aucune explication de ce genre quant au fonctionnement de ce système. Concernant une température trop élevée dans le moteur ou le régulateur de puissance, le POH mentionne seulement l'indication correspondante « *DRIVE OVERTEMP* » qui apparaît en rouge sur l'EPSI.

« *DRIVE OVERTEMPERATURE*

This warning appears when maximum power controller or motor temperature is exceeded.

- *Reduce power*

- *Monitor temperature*

- *Land as soon as practical if the problem persists* ».

1.3.9 Système global de sauvetage

Dans le HB-SAA, derrière les sièges des pilotes, était installé un système global de sauvetage par parachute balistique (*ballistic parachute recovery system - BPRS*). L'activation par le pilote d'une fusée pyrotechnique projetait le parachute vers le haut et vers l'arrière, à travers la partie supérieure du fuselage.

Le POH et la documentation d'apprentissage électronique (*e-learning*) du constructeur comprennent une description du BPRS et des recommandations concernant son utilisation. Selon ces documents, l'activation du BPRS est également recommandée si la distance de roulage doit être raccourcie lors d'un atterrissage d'urgence.

1.4 Examens étendus

1.4.1 Pompe de circulation du système de refroidissement

L'examen détaillé du système de refroidissement a révélé que la pompe de circulation électrique ne fonctionnait que par intermittence malgré sa connexion à une tension d'alimentation de 12 V DC. Un léger mouvement du câble d'alimentation

¹¹ L'apprentissage électronique (*e-learning*) désigne les formes d'apprentissage où l'on recourt aux médias électroniques ou numériques pour présenter et distribuer du matériel didactique et/ou pour soutenir la communication entre les acteurs.

rouge dans le connecteur à quatre broches suffisait à arrêter la pompe ou à la relancer. Ce câble formait un léger angle avec le connecteur et était soumis à une légère traction (cf. Figure 6).

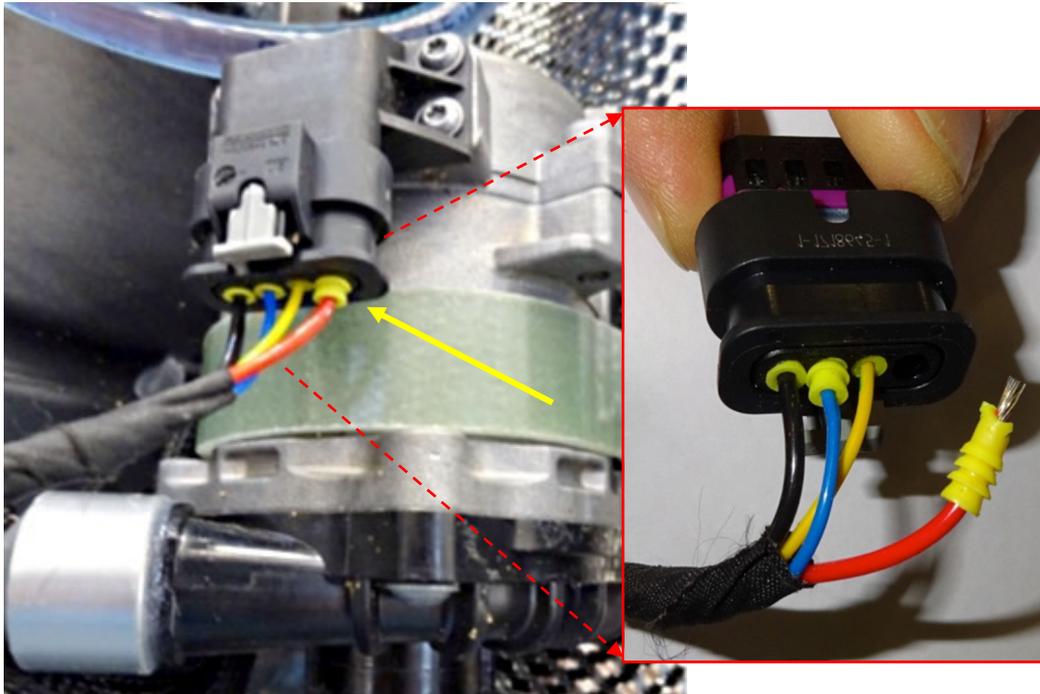


Figure 6 : câbles, connecteur et pompe de circulation montés sur la paroi pare-feu du HB-SAA (à gauche) avec le câble d'alimentation rouge en position incorrecte (flèche jaune). La photo partielle de droite montre le connecteur après une légère traction effectuée sur les quatre câbles : il apparaît que le câble bleu est lui aussi sorti de la broche.

Le démontage du connecteur a montré que le sertissage (*crimping*) du câble d'alimentation dans sa broche de contact n'avait pas été effectué correctement. Les brins de cuivre du câble n'étaient pas mécaniquement pincés dans leur broche ; seul le passe-fil en caoutchouc jaune maintenait les brins de cuivre en contact avec la broche. L'extrémité de certains brins présentait des traces de surchauffe dues à des arcs électriques (cf. Figure 7), indiquant que le courant avait été interrompu à plusieurs reprises.



Figure 7 : prise de vue rapprochée de l'extrémité du câble d'alimentation rouge. On peut observer des traces de surchauffe dues aux arcs électriques sur certains brins de cuivre (cercle rouge).

Le câble bleu du connecteur (cf. Figure 6) était lui aussi insuffisamment serti dans sa broche de contact et quelques brins étaient à l'extérieur du sertissage. Une très légère traction a suffi à faire sortir le câble de la broche.

1.4.2 Ceintures de sécurité

Les deux sièges étaient équipés de ceintures de sécurité à quatre points d'ancrage. Le pilote portait la ceinture abdominale et les ceintures d'épaule lors de l'accident. La structure en matériau composite sur laquelle était vissée l'attache inférieure gauche de la ceinture abdominale a cédé lors de l'impact (cf. Figure 8).



Figure 8 : point d'ancrage gauche de la ceinture abdominale arraché lors de l'impact.

1.5 Appareil d'enregistrement

Le HB-SAA était équipé d'un enregistreur mobile de données (*datalogger*), placé dans le compartiment de rangement du tableau de bord. Il était relié au réseau de bord par un connecteur multibroches. L'évaluation des données enregistrées est représentée graphiquement à la Figure 9.

L'installation d'un enregistreur de données n'était pas prescrite. Elle a été effectuée le 31 octobre 2018 après 4:18 h d'utilisation.

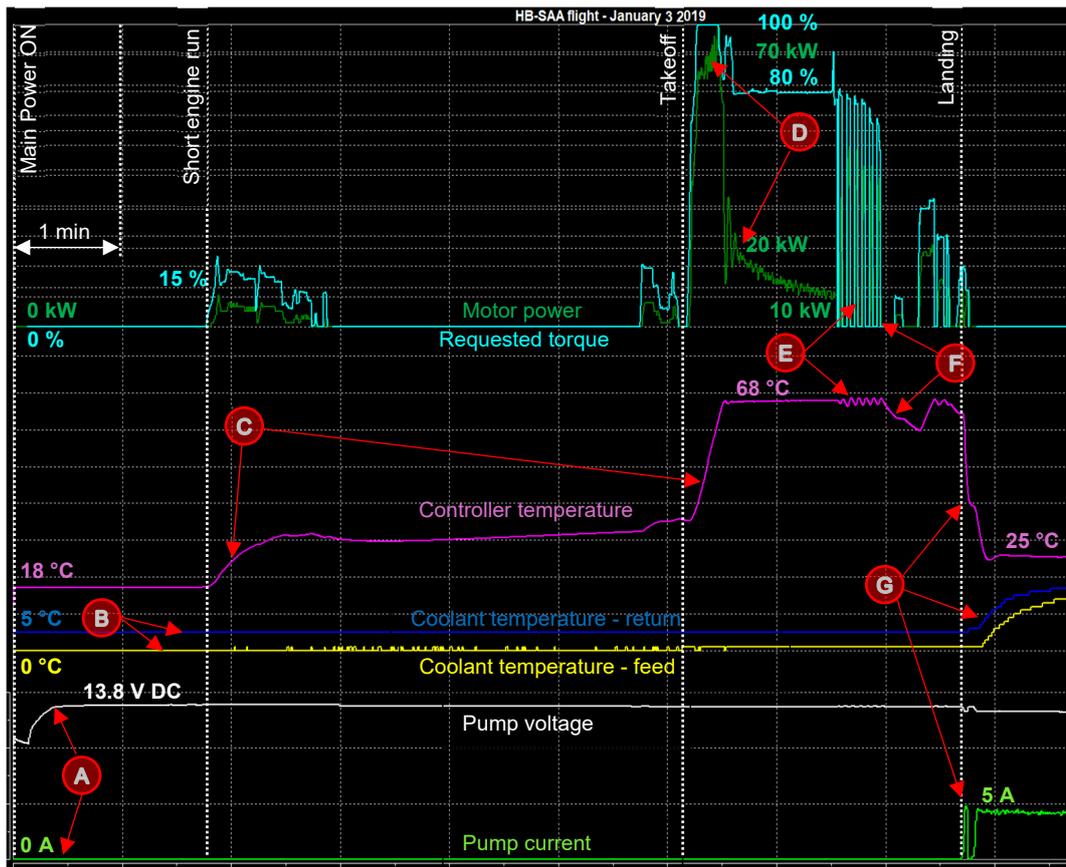


Figure 9 : évaluation des données enregistrées du vol au cours duquel s'est produit l'accident.

Les données enregistrées ont permis de déduire les faits suivants :

- Dès l'enclenchement de l'alimentation électrique, la tension aux bornes de la pompe de circulation du système de refroidissement (*pump voltage*) s'élève pour atteindre 13,8 V DC. Par contre, aucun courant ne circule dans la pompe (*pump current*, 0 A) (point A).
- Du début et jusqu'à l'atterrissage d'urgence, la température du liquide de refroidissement (*coolant temperature*) mesurée à l'aller (*feed*) et au retour (*return*) du circuit de la pompe de circulation reste constante et correspond à peu près à la température ambiante (point B).
- Dès l'enclenchement du moteur au sol, la température interne du régulateur de puissance (*controller temperature*) augmente continuellement pour atteindre plus de 67 °C en à peine 20 secondes durant la phase de décollage (point C).
- La puissance du moteur (*motor power*) augmente jusqu'à dépasser 70 kW durant cette phase initiale, mais ensuite elle chute subitement à moins de 20 kW (point D).
- Environ 80 secondes après le décollage, la puissance du moteur est encore de 10 kW alors que la température interne du régulateur de puissance reste supérieure à 67 °C.
- Par la suite, la puissance du moteur augmente plusieurs fois jusqu'à environ 40 kW pendant quelques secondes mais elle retombe ensuite à 0 kW.

En corrélation avec ces variations, la température interne du régulateur de puissance augmente légèrement pour redescendre par la suite (point E).

- Après environ 100 secondes, on remarque que la manette de puissance est au ralenti et qu'elle subit plusieurs mouvements de va-et-vient par la suite (point F).
- Au moment de l'atterrissage d'urgence, soit environ 2 minutes 40 secondes après le décollage, l'intensité du courant vers la pompe de circulation augmente subitement à environ 5 A (point G). Parallèlement, les températures du liquide de refroidissement s'élèvent et la température interne du régulateur de puissance baisse en dessous de 25 °C.

1.6 Autres incidents

Le 6 décembre 2018, après le décollage lors un vol d'entraînement avec un autre équipage à bord du HB-SAA, le moteur a subi une courte mais forte perte de puissance suite au réglage de la puissance de montée à 40 kW. Une alarme rouge était apparue brièvement sur l'EPSI. L'instructeur avait alors réagi en plaçant la manette de puissance au ralenti puis sur pleine puissance. Cette manipulation avait résolu le problème et ce vol d'instruction s'était poursuivi normalement. Il n'avait pas été possible de déterminer quelle alarme rouge s'était affichée.

Le 14 décembre 2018, lors d'un autre vol d'entraînement avec le même équipage, une alarme jaune était apparue brièvement lors d'un exercice de panne moteur juste après le décollage. Cette alarme avait disparu sans intervention de l'équipage. Il n'avait pas été possible de déterminer quelle alarme jaune s'était affichée.

1.7 Techniques d'enquêtes utiles

Suite à un accident d'avion équipé d'un système de propulsion utilisant des batteries électriques, un emballement thermique (*thermal runaway*) peut survenir à l'intérieur des batteries et ce jusqu'à 14 jours après l'accident. Un emballement thermique désigne la surchauffe d'un dispositif technique due à un processus interne, autonome et amplificateur de production de chaleur.

De ce fait, les deux batteries de l'avion accidenté ont été stockées dans un conteneur spécial, étanche, transportable et résistant au feu. Il est équipé d'un dispositif d'extinction incendie, activé automatiquement si une température limite est dépassée. En outre, ce conteneur est relié au réseau électrique 230 V, permettant le fonctionnement continu d'un appareil de chauffage, respectivement de refroidissement. Ceci afin de maintenir les batteries à une température optimale et d'éviter ainsi des dégâts supplémentaires aux batteries qui peuvent jouer un rôle central dans l'établissement de la cause d'un accident.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Système de refroidissement

Avant le vol, une tension aux bornes de la pompe de circulation du système de refroidissement a été enregistrée après l'enclenchement de l'alimentation électrique de bord, mais aucun courant électrique n'y a été relevé (cf. point 1.5). On peut en déduire que la pompe de circulation ne fonctionnait pas comme le prévoyait la conception du système. En outre, ceci est corroboré par le fait que les températures du liquide de refroidissement correspondaient à peu près à la température ambiante et qu'elles sont restées plus ou moins constantes durant le temps précédant l'atterrissage d'urgence. Or, avec un système de refroidissement fonctionnel, ces températures augmenteraient rapidement dès que la puissance du moteur s'accroît.

En raison de la panne du système de refroidissement, la température interne du régulateur de puissance (*power controller*) a augmenté très rapidement et continuellement. Pendant le décollage et la montée, avec la puissance maximale du moteur, les valeurs limites de température du régulateur de puissance ont été déjà dépassées après moins de 20 secondes. À la température de 65 °C, le message d'avertissement « *DRIVE OVERTEMP* » est tout d'abord apparu sur le moniteur du système de propulsion (*Engine Parameters and Systems Indications* - EPSI). Juste après, lorsque la température a dépassé 67 °C, la puissance du moteur a été automatiquement réduite (*power derating*) bien que la manette de puissance soit restée en position de puissance maximale. La puissance a été réduite en dessous de 10 kW, soit moins de 15 % de la puissance de départ (cf. point 1.3.8).

Cependant, par manque de refroidissement, la température interne du régulateur de puissance a continué d'augmenter et la réduction automatique a brusquement ramené la puissance du moteur à zéro. De ce fait, le régulateur de puissance s'est refroidi pour passer brièvement au-dessous de la valeur limite de température, permettant à nouveau une certaine puissance du moteur pendant quelques secondes. La température interne est alors remontée très rapidement pour dépasser la valeur limite quelques secondes plus tard, entraînant une réduction de la puissance du moteur à zéro. La puissance a oscillé sept fois de la sorte.

Environ 110 secondes après le décollage, le pilote a mis la manette de puissance au ralenti et l'a manœuvrée plusieurs fois dans un mouvement de va-et-vient en espérant réinitialiser (*reset*) l'activation du système de réduction automatique de puissance. Ceci n'était possible que temporairement. Avec le système de refroidissement défaillant, le régulateur de puissance surchauffait immédiatement lorsque la puissance du moteur augmentait, entraînant à nouveau l'activation de la réduction automatique de puissance. La puissance résiduelle irrégulière ne suffisait pas à poursuivre le vol.

Au moment de l'atterrissage d'urgence, le courant vers la pompe de circulation est subitement passé de 0 A à environ 5 A. Immédiatement après, les températures du liquide de refroidissement et la température du régulateur de puissance ont très rapidement diminué. On peut en déduire que la pompe de circulation a démarré à ce moment-là. Ceci peut s'expliquer par un faux contact dans le circuit électrique de la pompe, contact temporairement rétabli suite à l'impact.

Les examens subséquents du système de refroidissement ont montré qu'un sertissage (*crimping*) insuffisant des broches dans le connecteur de la pompe de circulation avait précisément conduit à un tel faux contact provoquant une interruption de l'alimentation électrique et la panne de la pompe. Il est apparu que le connecteur avait été mal monté.

Tant avant le décollage que pendant le vol, il n'était pas possible au pilote de détecter que la pompe de circulation et, partant, l'ensemble du système de refroidissement ne fonctionnait pas correctement.

Comme le montre cet accident, un bon fonctionnement de la pompe de circulation est nécessaire à l'exploitation du système de propulsion de l'Alpha Electro 167. Une défaillance de la pompe entraîne à très brève échéance une perte complète de la puissance du moteur. Comme une seule pompe était montée dans le système de refroidissement, le SESE a identifié un manque de redondance entraînant un risque de sécurité très élevé et a émis une recommandation de sécurité correspondante (cf. point 4.1.1.1).

2.1.2 Fixation des ceintures de sécurité

L'examen de l'épave a révélé que le point de fixation gauche de la ceinture abdominale à la structure du fuselage n'a pas résisté aux efforts survenus lors de l'impact bien que celui-ci n'ait pas été excessivement violent. En effet, le pilote n'a subi que de légères blessures. Le SESE y a vu un risque de sécurité significatif et a émis une recommandation de sécurité correspondante (cf. point 4.1.1.2).

2.2 Aspects humains et opérationnels

2.2.1 Déroulement du vol

Après l'apparition dans le cockpit du message d'alarme « DRIVE OVERTEMP », suivi d'une réduction automatique de la puissance (*power derating*), le pilote a rapidement constaté qu'il ne pourrait pas conserver son altitude de vol avec la puissance résiduelle. Vu sa faible hauteur, il a décidé d'éviter un demi-tour pour regagner l'aérodrome et a choisi d'exécuter un atterrissage d'urgence dans un pré hors du périmètre de l'aérodrome. En considérant la puissance faible et irrégulière du moteur (moins de 15 % de la puissance maximale au décollage), cette décision était adéquate et respectueuse des principes de sécurité.

Durant cette phase de vol, le fait que le système de propulsion n'était pas complètement en panne et qu'il produisait une certaine puissance par moments a certainement rendu plus difficile la prise de décision pour le pilote.

L'Alpha Electro 167 ayant une finesse de 15 : 1, la pente du vol plané sans moteur est nettement plus plate en comparaison avec celle d'un monomoteur traditionnel dont la finesse est inférieure à 10 : 1. Le pilote n'avait qu'une faible expérience avec ce type d'appareil et il est compréhensible qu'il ait mésestimé sa hauteur dans son circuit d'approche initial. Il a été contraint d'exécuter un virage supplémentaire à faible hauteur pour aborder le champ d'atterrissage par vent arrière, ce qui comportait des risques.

2.2.2 Déclenchement du système de sauvetage

Durant l'approche finale, le pilote était conscient que sa vitesse sol était élevée en raison du vent arrière. C'est pourquoi, conformément au programme de formation du constructeur, il a décidé d'activer le système global de sauvetage (*Ballistic Parachute Recovery System* – BPRS) juste avant l'impact afin de réduire la distance de roulage. Cette réflexion est compréhensible si on considère la longueur limitée du pré et l'angle de tir de la fusée dirigé vers le haut et l'arrière pour ce type d'appareil¹². De plus, compte tenu de sa fusée pyrotechnique, un BPRS encore armé représente un danger supplémentaire non négligeable en cas d'atterrissage d'urgence hors aérodrome.

2.2.3 Dangers liés aux aéronefs à propulsion électrique

Lors d'un accident avec un aéronef à propulsion électrique, les batteries peuvent, lors de l'impact, subir des dommages mécaniques et s'enflammer. L'expérience acquise dans l'industrie automobile montre qu'il est ensuite très difficile d'éteindre l'incendie d'un véhicule à propulsion électrique doté de batteries à haute capacité.

Ceci s'explique par les mécanismes suivants : si les cellules lithium-ion contenues dans les batteries principales (cf. point 1.3.3) sont soumises à des températures élevées, la structure stratifiée des oxydes de métal est détruite. Durant ce processus largement exothermique et libérant d'importantes quantités d'énergie, de l'oxygène élémentaire se forme. L'énergie calorifique élevée conduit à une évaporation du liquide électrolytique organique générant du gaz facilement inflammable.

Le gaz s'enflamme lorsque son point d'auto-inflammation est franchi et la cellule lithium-ion prend feu. Comme il s'agit d'un processus qui s'auto-renforce, il induit généralement un emballement thermique (*thermal runaway*)¹³ au cours duquel les atomes de lithium insérés s'enflamment (feu de métal). L'eau est un moyen de lutte limité contre un tel incendie et il est difficile de l'éteindre même en recourant à des agents spéciaux d'extinction des feux de métaux.

Pour les sauveteurs, l'épave d'un aéronef à propulsion électrique constitue un danger supplémentaire car le risque d'électrocution¹⁴ est important. L'électrocution peut survenir non seulement par le contact direct avec les batteries, mais aussi par un contact à l'ensemble de la structure de l'appareil. Vu la puissance et la tension électriques élevées de telles batteries, une telle électrocution peut être mortelle.

De ce fait, il est essentiel que les équipes de sauvetage et de récupération sachent si l'appareil accidenté est à propulsion électrique et qu'elles soient informées des mesures de précaution et des procédures requises par les risques inhérents à ce

¹² Dans certains types d'appareil dotés d'un BPRS, le parachute de sauvetage et sa fusée sont projetés latéralement.

¹³ L'emballement thermique (*thermal runaway*) désigne la surchauffe d'un dispositif technique due à un processus produisant de la chaleur, cette chaleur venant renforcer ce processus.

¹⁴ Des tensions continues de plus de 120 V sont dangereuses pour l'homme car elle peuvent engendrer un courant traversant le corps. Le courant continu ne provoque pas en premier lieu de contraction musculaire. Toutefois, un courant continu de 150 mA ou plus représente un danger élevé de fibrillation ventriculaire. En outre, le risque de brûlure interne et de défaillance d'organes par suite d'effets électrolytiques est plus élevé avec du courant continu qu'avec du courant alternatif. Avec 398 V de tension continue et un courant de décharge maximal de 95 A, les batteries principales du HB-SAA représentaient un risque d'électrocution.

type de propulsion. Le SESE formule deux recommandations de sécurité pour parer aux risques liés aux aéronefs à propulsion électrique (cf. points 4.1.3.2 et 4.1.3.3).

De même, suite à un accident avec un aéronef à propulsion utilisant des batteries, il est nécessaire d'accorder une attention spéciale au stockage de celle-ci. En effet, un emballement thermique peut encore se produire 14 jours après avoir subi des dégâts mécaniques et conduire à un feu de batterie (cf. chapitre 1.7).

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'appareil était admis au vol selon les règles de vol à vue.
- L'appareil était en phase d'homologation par l'EASA. Il était exploité avec une autorisation de vol (*permit to fly*) délivrée par l'OFAC.
- La dernière inspection annuelle a eu lieu le 10 septembre 2018.
- La masse et le centre de gravité de l'avion se trouvaient dans les limites admises par le manuel d'utilisation de l'appareil (*Pilot's Operating Handbook*, POH) au moment de l'accident.
- Selon la conception du système de refroidissement, la pompe servant à la circulation du liquide de refroidissement doit fonctionner continuellement dès que le système électrique est enclenché.
- Cette pompe de circulation n'a jamais fonctionné durant le vol de l'accident. Elle n'a démarré que suite à l'impact lors de l'atterrissage d'urgence.
- Le câble d'alimentation du connecteur électrique de la pompe de circulation était mal serti (*crimping*) ce qui a entraîné un faux contact.
- Le pilote ne pouvait pas déceler la panne de la pompe de circulation.
- La balise de détresse (*Emergency Locator Transmitter*, ELT) s'est activée.

3.1.2 Équipage

- Le pilote était en possession des licences et autorisations nécessaires pour le vol et avait terminé la « formation aux différences » (*difference training*) requise.
- Le pilote n'avait qu'une expérience de vol limitée avec le type d'appareil.
- Aucun élément ne permet de conclure à des troubles de santé du pilote pendant le vol au cours duquel a eu lieu l'accident.
- Le pilote a été légèrement blessé au moment de l'impact.

3.1.3 Déroulement du vol

- Le 3 janvier 2019, le pilote exécutait son premier vol avec le HB-SAA après avoir accompli la formation aux différences (*difference training*).
- Le décollage sur la piste 09 de l'aérodrome d'Ecuvillens (LSGE) s'est déroulé normalement.
- Pendant la montée initiale, quelque 20 secondes après le début du roulage pour le décollage, le message d'avertissement « *DRIVE OVERTEMP* » s'est affiché, indiquant une surchauffe du régulateur de puissance (*power controller*) du système de propulsion.
- Quelques secondes plus tard, la puissance du moteur a été réduite automatiquement à environ 15 % de la puissance maximale au décollage.
- Avec la puissance réduite, il n'était pas possible de poursuivre le vol sans perdre de l'altitude.

- Le pilote a exécuté un atterrissage d'urgence dans un pré d'environ 210 m de longueur.
- Juste avant ou au moment l'impact, le pilote a activé le système de sauvetage global afin de raccourcir la distance de roulage.
- L'avion a capoté immédiatement après l'impact sur le pré.

3.1.4 Conditions-cadre

- Les conditions météorologiques n'ont pas influencé le déroulement de l'accident.

3.2 Causes

Dans le but d'accomplir sa mission de prévention, tout service d'enquête de sécurité doit se prononcer sur les risques et les dangers qui ont impacté l'incident examiné et doivent être évités à l'avenir. Les termes et formules utilisés ci-après s'entendent donc exclusivement dans une perspective préventive. La désignation des causes et facteurs ayant contribué à un accident n'implique aucune attribution de faute ni détermination de la responsabilité administrative, civile ou pénale.

L'schwere Vorfall, au cours duquel le pilote a été contraint d'exécuter un atterrissage d'urgence hors du périmètre de l'aérodrome et lors duquel l'avion a capoté après avoir touché le sol, est dû à une forte perte de puissance du système de propulsion. Cette perte de puissance est survenue suite à la surchauffe du régulateur de puissance consécutive à la défaillance de la pompe de circulation du système de refroidissement.

Chacun des facteurs suivants a été identifiés comme élément causal de la survenance de l'accident :

- Le système de refroidissement n'avait pas de redondance concernant la pompe de circulation.
- Aucun message d'avertissement n'indiquait la défaillance du système de refroidissement avant le décollage.
- Malgré avoir effectué la procédure de contrôle prescrite avant le décollage, le pilote ne pouvait pas détecter la défaillance du système de refroidissement.

L'enquête a permis d'identifier les facteurs suivants qui, sans avoir influencé la survenance ni le déroulement de l'accident, représentent pourtant des facteurs de risque (*factors to risk*) :

- Un des points de fixation de la ceinture abdominale pour les occupants n'a pas résisté aux contraintes lors de l'impact.
- L'extinction de l'incendie d'un aéronef à propulsion électrique exige des mesures de précaution et des procédures spécifiques qui doivent être connues des forces d'intervention.
- L'épave d'un aéronef à propulsion électrique constitue une menace particulière en raison des valeurs de puissance et de tension électriques élevées des batteries principales.

4 Recommandations de sécurité, avis de sécurité et mesures prises depuis l'accident

4.1 Recommandation de sécurité

Selon les bases juridiques internationales¹⁵ et nationales¹⁶, toutes les recommandations de sécurité sont adressées à l'autorité de surveillance de l'état responsable. En Suisse, il s'agit de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) ou de l'Agence supranationale de la sécurité aérienne de l'Union européenne (AESA). L'autorité de surveillance compétente doit décider dans quelle mesure ces recommandations doivent être mises en œuvre. Cependant, toutes les organisations, entreprises et personnes sont invitées à améliorer la sécurité aérienne conformément aux objectifs poursuivis par les recommandations de sécurité.

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 œuvre de la recommandation de sécurité correspondante.

4.1.1 Redondance du système de refroidissement

4.1.1.1 Déficit de sécurité

La pompe de circulation du système de refroidissement d'un Pipistrel Alpha Electro 167 a cessé de fonctionner en raison d'une liaison électrique défectueuse, suite à quoi le régulateur de puissance du système de propulsion a rapidement surchauffé. De ce fait, la puissance disponible du moteur s'est automatiquement réduite à moins de 15 % de la puissance maximale au décollage. En conséquence, le pilote a dû exécuter un atterrissage d'urgence hors du périmètre de l'aérodrome. L'appareil a été gravement endommagé durant cette manœuvre.

Le SESE a identifié un risque de sécurité très important dans l'absence de redondance du système de refroidissement doté d'une seule pompe.

4.1.1.2 Recommandation de sécurité n° 569

L'Agence Européenne de la Sécurité Aérienne (*European Union Aviation Safety Agency – EASA*) devrait garantir que le constructeur de l'avion adapte le système de refroidissement du système de propulsion de sorte que la défaillance d'un seul composant du système (p. ex. la pompe de circulation) n'affecte pas le refroidissement et partant la puissance du moteur de manière déterminante.

4.1.2 Points de fixation des ceintures de sécurité

4.1.2.1 Déficit de sécurité

Lors d'un atterrissage d'urgence hors du périmètre de l'aérodrome suite à une perte de puissance du moteur, le Pipistrel Alpha Electro 167 a durement impacté

¹⁵ Annexe 13 de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) et article 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.

¹⁶ Article 48 de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT) du 17 décembre 2014, état le 1^{er} février 2015 (OEIT, RS 742.161).

le sol avant de capoter. Sous le choc, le point de fixation gauche de la ceinture abdominale du pilote a été arraché de la structure de l'avion.

4.1.2.2 Recommandation de sécurité n° 570

L'AESA devrait s'assurer, en coopération avec le constructeur de l'appareil, que les points de fixation des ceintures de sécurité résistent à de tels efforts dans tous les types d'appareil présentant une structure de fuselage semblable à celle de l'Alpha Electro 167.

4.1.3 Risques liés aux aéronefs à propulsion électrique

4.1.3.1 Déficit de sécurité

Lors d'un atterrissage d'urgence hors du périmètre de l'aérodrome suite à une perte de puissance du moteur, le Pipistrel Alpha Electro 167 a durement impacté le sol avant de capoter. Lors de l'accident faisant l'objet de ce rapport, les deux batteries principales de l'avion sont restées intactes et aucun incendie ne s'est déclaré.

L'enquête a révélé que l'accident d'un aéronef à propulsion électrique engendre des dangers spécifiques. L'extinction de l'incendie d'un aéronef à propulsion électrique exige des équipes d'intervention des mesures de précautions et des procédures spéciales en raison des batteries à haute performance montées dans l'appareil. En outre, l'épave d'un aéronef à propulsion électrique constitue une menace particulière compte tenu des valeurs de puissance et de tension électriques élevées des batteries principales.

4.1.3.2 Recommandation de sécurité n° 571

L'OFAC devrait compléter le registre matricule des aéronefs en y distinguant les aéronefs à propulsion électrique.

4.1.3.3 Recommandation de sécurité n° 572

L'OFAC devrait, en coopération avec les exploitants d'aérodrome et les forces d'intervention généralement engagées lors d'accidents impliquant des aéronefs, prendre des mesures visant à augmenter la conscience (*awareness*) concernant les dangers engendrés lors d'accident d'aéronefs à propulsion électrique ainsi qu'à la manière d'y répondre.

4.2 Avis de sécurité

Aucun.

4.3 Mesures prises depuis l'accident

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

4.3.1 Constructeur de l'avion

Le 23 janvier 2019, après l'accident, le constructeur de l'appareil a publié le service bulletin n° SB-167-002. Ce document mentionne l'obligation de contrôler avant chaque décollage, sur l'instrument EPSI, la température du liquide de refroidissement à l'aller et au retour de la pompe de circulation et ce avec une puissance du

moteur d'au moins 10 kW. Une augmentation des températures mesurées confirme le fonctionnement de la pompe de circulation.

4.3.2 Office fédéral de l'aviation civile

Le courrier de l'OFAC du 30 mars 2020 contient les points suivants :

« *Les mesures suivantes sont déjà mises en œuvre* »

1. *Présentation de l'OFAC sur le thème des avions électriques lors de la réunion annuelle des commandants des services de secours incendie d'aérodromes suisses du 8.- 9.11.2018. Tous les aérodromes de Suisse ayant un service de secours incendie sont représentés lors de cette réunion. Il s'agit des aérodromes de Berne-Belp, Birrfeld, Bressaucourt, Ecuwillens, Genève, Granges, Lausanne, Les Eplatures, Lugano, Samedan, Sion, Zurich, Buochs, Locarno, Payerne, Saanen et St. Gall-Altenrhein.*
2. *La Fédération suisse des sapeurs-pompiers (FSSP) a, en collaboration avec le SESE et l'OFAC, établi un aide-mémoire concernant les accidents d'avions légers et d'hélicoptères. Cet aide-mémoire en trois langues est disponible à l'achat sur le site internet de la FSSP (www.swissfire.ch).*
3. *L'OFAC a publié un article à propos des avions électriques dans le journal de la FSSP. En outre, l'OFAC s'efforce de mettre en œuvre cette année encore les mesures suivantes :*
4. *Mise à jour de la directive OFAC AD I-001 sur le thème « sauvetage et lutte contre l'incendie sur les aérodromes » par l'ajout d'un chapitre spécifique concernant les avions électriques.*
5. *Mise en place d'un nouveau domaine sur le site internet de l'OFAC concernant les dangers des avions à propulsion électrique.*
6. *Publication d'une brochure d'information.*
7. *Sensibilisation des chefs d'aérodrome aux dangers de la recharge de batteries d'avions électriques dans les hangars.*
8. *Échange d'informations avec les chefs d'aérodrome et les commandants de services de secours incendie sur l'utilisation d'avions électriques.*

<p>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).</p>

Berne, 27 avril 2021

Service suisse d'enquête de sécurité