



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° 2326

du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'accident de l'avion
Tecnam P2002-JF, HB-KPC

survenu le 2 février 2017

4.7 km à l'ouest de l'aérodrome
d'Yverdon-les-Bains (LSGY) / VD

Ursache

Der Unfall ist auf eine Rauchentwicklung aufgrund eines im Cockpit installierten Kondensators zurückzuführen, was die Besatzung zu einer Notlandung ausserhalb des Flugplatzes zwang.

Das Zusammenwirken der folgenden Faktoren wurde als ursächlich erachtet:

- Das Durchbrennen der Hauptsicherung (50A) aufgrund einer Fehlschaltung im Gleichrichter-Regler als Folge einer übermässigen Betriebstemperatur.
- Das Durchbrennen der Hauptsicherung unterbrach die Aktivierung des Gleichrichter-reglers nicht, was zu einer Überspannung an den Klemmen der Kondensatoren führt.

Die gegenüber dem Bedarf der installierten Verbraucher zu geringe Dimensionierung der Stromzeugung wurde als beitragender Faktor ermittelt.

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 l'accident.

Conformément à l'article 3.1 de la 10e 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, (LA, SR 748.0) du 21 décembre 1948, état le 1^{er} janvier 2019, 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 française.

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.

Rapport final

Type d'aéronef	Tecnam P2002-JF			HB-KPC
Exploitant	Aéro Club de Genève, Groupe Vol à Moteur, rte Henry-Cl. Forestier 38, 1217 Meyrin			
Propriétaire	Aéro Club de Genève, Groupe Vol à Moteur, rte Henry-Cl. Forestier 38, 1217 Meyrin			
Instructeur	Citoyen suisse, né en 1967			
Licence	Pilote privé (<i>Private Pilot Licence Aeroplane</i> – PPL(A)), selon l'Agence européenne de la sécurité aérienne (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)			
Qualification	Monomoteur à pistons (<i>Single Engine Piston</i> – SEP(A)) Instructeur de vol (<i>Flight Instructor</i> – FI(A))			
Heures de vol	total	827:36 h	au cours des 90 derniers jours	5:27 h
	sur le type en cause	38:15 h	au cours des 90 derniers jours	4:43 h
Elève	Citoyen suisse, né en 1981			
Licence	-			
Qualification	-			
Heures de vol	total	38:46 h	au cours des 90 derniers jours	6:23 h
	sur le type en cause	37:36 h	au cours des 90 derniers jours	6:23 h
Lieu	4.7 km à l'ouest de l'aérodrome d'Yverdon-les-Bains (LSGY), commune de Valeyres-sous-Rances / VD			
Coordonnées	532 150 / 177 382 (<i>Swiss Grid</i> 1903)		Altitude	437 m/M
	N 46° 44' 39.0" / E 006° 33' 02.7" (WGS 84)			
Date et heure	2 février 2017, 15 h 35 min			
Type d'exploitation	Instruction			
Règles de vol	Règles de vol à vue (<i>Visual Flight Rules</i> – VFR)			
Lieu de départ	Genève (LSGG)			
Destination	Genève (LSGG)			
Phase de vol	Montée			
Nature de l'accident	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	0	0	0	0
Aucune	2	0	2	Sans objet
Total	2	0	2	0
Dommmages à l'aéronef	Gravement endommagé			
Dommmages à des tiers	Traces au sol			

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description du déroulement du vol au cours duquel s'est produit l'accident repose sur les dépositions de l'instructeur et de l'élève pilote.

1.1.2 Faits antécédents

Le 8 septembre 2013, un avion Tecnam P2002-JF, immatriculé HB-KPB, similaire au HB-KPC a eu un accident analogue à celui faisant l'objet de ce rapport. Un fort dégagement de fumée dans le cockpit, survenu peu après le décollage, avait contraint le pilote à conduire un atterrissage d'urgence hors aérodrome. Les deux occupants étaient sortis indemnes de cet accident.

Dans son rapport final n° 2252 du 22 octobre 2015, le SESE avait conclu à la défaillance interne d'un condensateur installé dans le cockpit.

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

En fin de matinée du 2 février 2017, l'instructeur et l'élève se retrouvent à l'aéroclub de Genève pour le briefing des vols de l'après-midi. Il est prévu de faire de l'entraînement aux atterrissages en effectuant trois vols: le premier de Genève (LSGG) à Lausanne-La Blécherette (LSGL), le second de LSGL à Yverdon-les-Bains (LSGY) et le troisième de LSGY à LSGG. Ils préparent l'avion Tecnam P2002-JF immatriculé HB-KPC et l'avitailent de 55 l de carburant. Aucune anomalie n'est inscrite dans le carnet de route. Le vol de LSGG à LSGL se déroule sans encombre. Vers 14 h 10 min, ils décollent de LSGL pour se rendre à LSGY où ils effectuent quatre circuits d'aérodrome avec des toucher-décoller. Vers 14 h 40 min, l'équipage s'arrête pour une pause afin de remplir les formalités d'usage. Aucune défectuosité n'est constatée à l'avion.

Vers 15 h 20 min, l'instructeur et l'élève montent à bord de l'avion HB-KPC pour effectuer le vol de retour vers Genève. L'élève effectue la mise en route du moteur selon la check-list de l'exploitant. L'avion quitte ensuite le parking et se dirige vers le point d'attente de la piste en dur 23.

A l'issue des contrôles du moteur, avec un régime¹ de 1000 RPM, l'équipage constate que la lampe d'alarme rouge signalant un défaut de charge s'est allumée sur le tableau de bord. L'instructeur effectue un *reset* en coupant puis en enclenchant à nouveau le *generator switch* mais l'alarme reste allumée. Le voltmètre indique une valeur dans le secteur vert et l'ampèremètre indique des valeurs oscillant proches du zéro. L'équipage conclut à une fausse alarme et décide d'effectuer le vol vers Genève.

Vers 15 h 30 min, alors que le HB-KPC accélère sur la piste en dur 23, l'alarme de défaut de charge s'éteint peu avant l'envol, confortant l'équipage dans sa décision. Il poursuit en direction du sud-ouest. L'élève, qui est aux commandes, rentre les volets de courbure et effectue les vérifications requises après le décollage. Environ trois minutes après le départ, l'avion est en vol de montée avec une vitesse indiquée de 65 kt et passe approximativement 2500 ft /QNH². L'élève observe quelques stratus bas qu'ils devront prochainement survoler à l'ouest d'Orbe.

¹ Régime: vitesse de rotation de l'hélice en révolution par minute - RPM.

² QNH: pression réduite au niveau de la mer, calculée selon l'atmosphère standard de l'aviation civile internationale (OACI).

Subitement, un fort dégagement de fumée grise et acre apparaît au-dessus du tableau de bord. L'élève s'en rend compte immédiatement et l'annonce à l'instructeur occupé à observer le secteur arrière droit de l'avion.

L'instructeur reprend les commandes et décide d'effectuer sans délai un atterrissage d'urgence. Il transmet un message de détresse (*Mayday*³) sur la fréquence AFIS⁴ de LSGY puis sort complètement les volets de courbure. Il arrête le moteur en coupant l'allumage et met les deux interrupteurs principaux *master switch* et *generator switch* sur *off*. Après la reprise des commandes par l'instructeur, l'élève ouvre la verrière et la fumée s'évacue du cockpit. Peu après, la production de fumée cesse et la verrière reste ouverte jusqu'à l'atterrissage.

L'instructeur choisit un terrain herbeux orienté dans l'axe de vol et situé derrière une rangée d'arbres perpendiculaire à la trajectoire. L'avion est un peu rapide en finale, toutefois l'atterrissage se déroule normalement. Lors du roulage, en approchant la fin du champ, l'instructeur constate la présence d'un chemin vicinal bétonné légèrement surélevé. L'instructeur réalise qu'il ne pourra pas s'arrêter avant ce chemin et que son franchissement pourrait endommager l'avion. Il tire sur le manche à balai et l'avion parvient à survoler le chemin puis, après une vingtaine de mètres, roule dans un champ labouré meuble. La roue de proue s'affaisse et l'avion s'immobilise environ 70 m après le chemin bétonné. Les deux occupants indemnes quittent l'appareil.

L'instructeur appelle les secours au moyen de son téléphone portable. Les pompiers ainsi que la police arrivent peu après. Aucun incendie ne se déclare et il n'y a pas de fuite d'hydrocarbure.

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Situation générale

La Suisse se trouvait à l'avant d'une dépression située à l'ouest des îles Britanniques amenant un courant du sud-ouest en altitude. Une situation de foehn se formait dans les Alpes. Quelques bancs de stratus étaient présents sur le plateau.

1.2.2 Observations météorologiques sur les lieux et au moment de l'accident

L'aérodrome d'Yverdon-les-Bains ne dispose pas de relevés météorologiques réguliers. L'accident a eu lieu à 15 h 35 min, dans un champ situé à 2 km du village de Method/VD. Ce dernier possède une station de relevés météorologiques. Les conditions météorologiques qui y prévalaient étaient très proches de celles du lieu de l'accident. Le relevé du 2 février 2017 à 15 h indique les valeurs suivantes :

Vent	200° à 3 kt
Visibilité	plus de 10 km
Nuages	quelques stratus bas
Température / point de rosée	6 °C / 6 °C
Pression barométrique (QNH)	1011 hPa, pression réduite au niveau de la mer, calculée selon l'atmosphère standard de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI)

³ *Mayday*: expression internationale, transmise trois fois de suite, servant à indiquer une situation de détresse suite à un danger grave ou imminent requérant une assistance immédiate.

⁴ AFIS: *Aerodrome flight information service*, service d'information de vol d'aérodrome

1.2.3 Observations météorologiques faites par l'équipage

L'équipage a déclaré que les conditions météorologiques n'avaient pas eu d'influence sur le déroulement de l'accident.

1.3 Renseignements sur le lieu de l'accident

L'accident a eu lieu dans un champ labouré meuble, situé à 4.7 km à l'ouest de la piste de l'aérodrome d'Yverdon-les-Bains. Ce champ se trouve dans le prolongement d'un pré herbeux sur lequel s'est déroulé l'atterrissage d'urgence. Un chemin vicinal bétonné sépare le pré du champ labouré. Une haie d'arbre se trouve à l'est du pré (figure 2).



Figure 1: situation générale

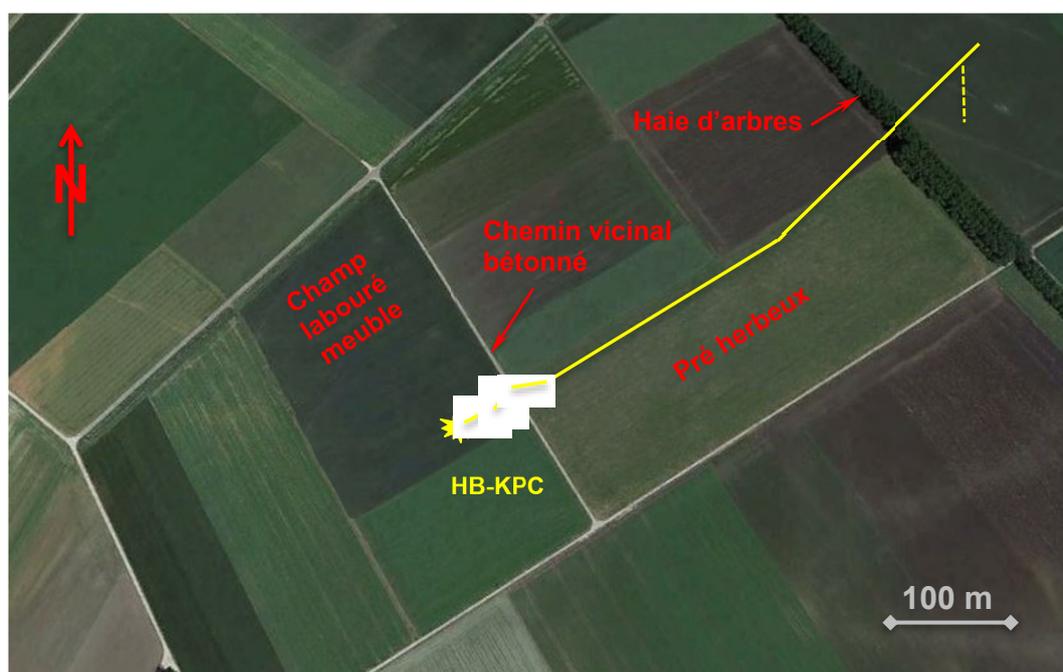


Figure 2: trajectoire et position finale du HB-KPC

1.4 Dégâts à l'avion

1.4.1 Constatations sur le lieu de l'accident

L'avion s'est arrêté à environ 70 m du chemin vicinal. Le train avant était replié sous le fuselage. Les deux pales de l'hélice étaient intactes. Le fuselage, peu endommagé, était orienté selon l'axe longitudinal du champ. Les volets de courbure, intacts, étaient complètement sortis. Les commandes de vol ne présentaient pas de défectuosité. Mis à part l'interrupteur du feu clignotant (*strobe light switch*), tous les interrupteurs électriques étaient déclenchés. Aucun des disjoncteurs (*circuit breaker*) ne s'était activé. Le sélecteur de carburant était sur la position *left*.

La balise de détresse ne s'est pas déclenchée lors de l'atterrissage d'urgence.

Il n'y a pas eu de pollution et le sol n'a subi que des dégâts mineurs.



Figure 3 : position finale avec la roue de pouce repliée sous le fuselage

1.4.2 Inspection complémentaire

Le jour de l'accident, l'avion a été démonté et transporté dans les locaux du SESE. Une inspection plus détaillée du système électrique a permis de constater ce qui suit :

Dans le compartiment moteur, le connecteur noir du toron électrique venant s'enficher sur le redresseur-régulateur avait des traces de surchauffe (figure 4).

Les deux câbles jaunes de l'alternateur se connectant sur les deux bornes G du redresseur-régulateur avaient des traces de surchauffe. Quelques brins n'étaient pas dans le sertissage de la cosse terminale (figure 5).

Le fusible principal de 50 A situé contre la cloison pare-feu était fondu.

La soupape de sécurité d'un des deux condensateurs installés dans le cockpit était déchirée. Il y avait des traces brunâtres dues à des coulures d'électrolyte sur le corps du condensateur, sur son support et sur le capitonnage en dessous du support (figure 6).

Les deux câbles jaunes venant de l'alternateur étaient soumis à une tension mécanique car ils avaient été raccourcis (figure 7).

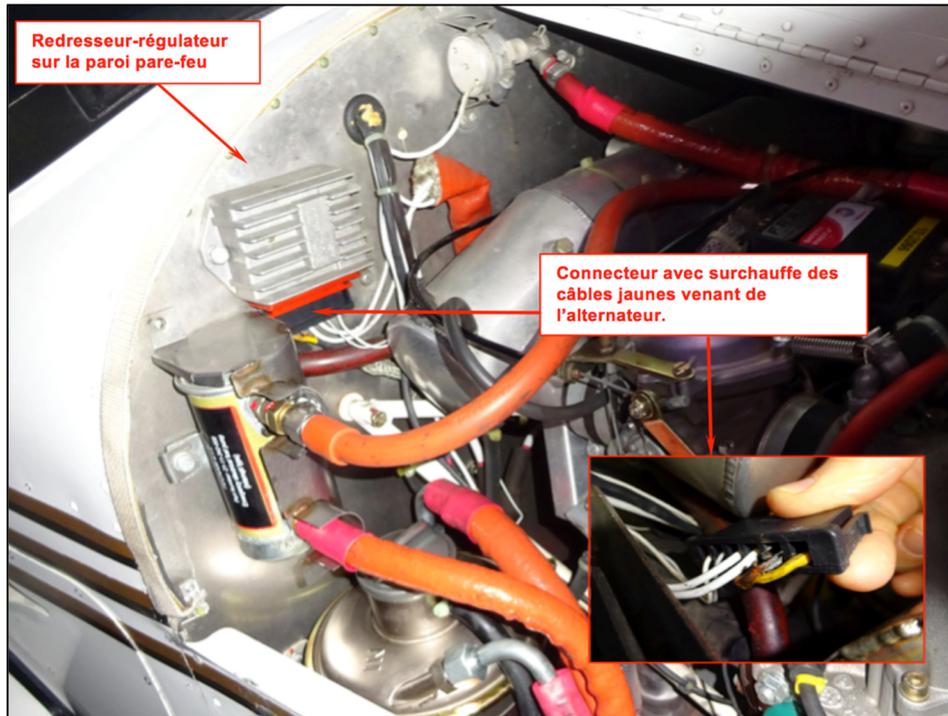


Figure 4: compartiment moteur avec le redresseur-régulateur et son connecteur

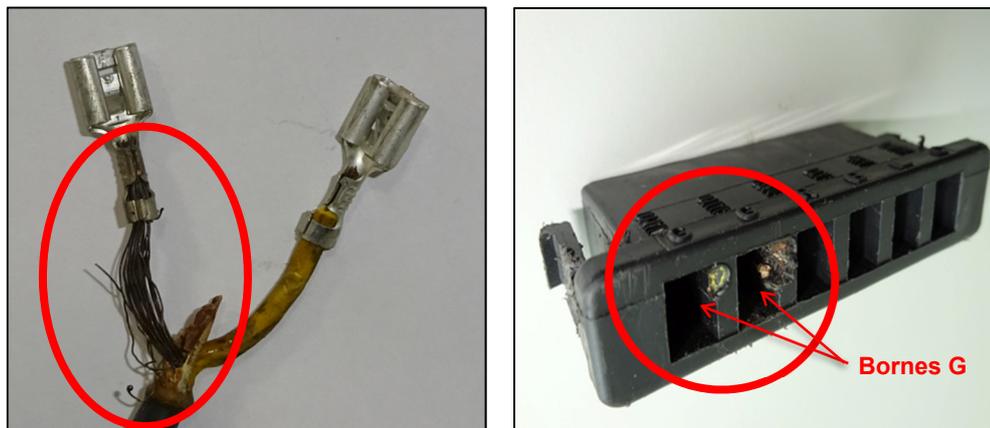


Figure 5: deux câbles jaunes venant de l'alternateur sur les deux bornes G du connecteur en plastique noir.

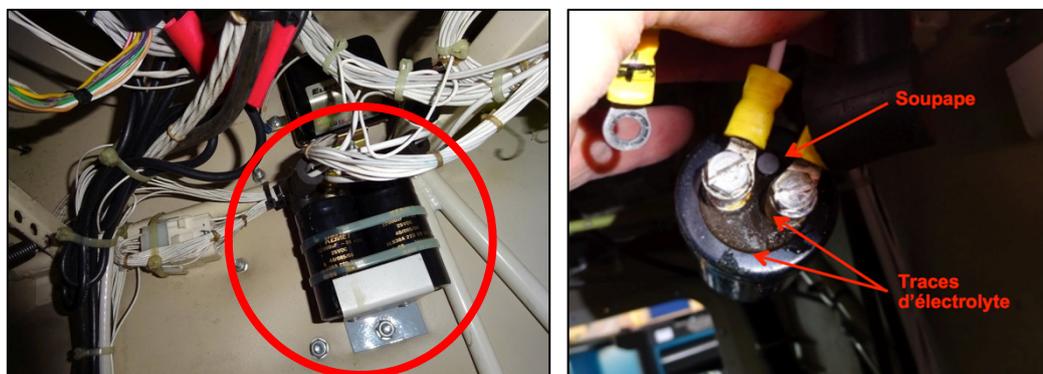


Figure 6: illustrations des deux condensateurs dans l'habitacle et des traces d'électrolyte.

1.5 Renseignements sur l'aéronef

1.5.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-KPC
Type d'aéronef	P2002-JF
Caractéristiques	Monomoteur biplace côte à côte à aile basse. Structure métallique avec un train d'atterrissage tricycle fixe.
Constructeur	Costruzioni Aeronautiche Tecnam S.R.L, via Maiorise, 81043 Capua-Caserta (Italie)
Année de construction	2008
N° de série	084
Certification de base	EASA CS-VLA ⁵ du 14 novembre 2003
Propriétaire et exploitant	Aéro Club de Genève, Groupe Vol à Moteur, rte Henry-CI. Forestier 38, 1217 Meyrin
Moteur	Constructeur : BRP Rotax GmbH & Co KG, Gunskirchen/A Type: Rotax 912 S2 N° de série : 4.924.642
Hélice	Bipale à pas fixe, entraînée par un réducteur avec taux de 1 / 2.43. Le pilote lit et ajuste le régime du moteur au moyen du compte-tour d'hélice placé sur le tableau de bord. Exemple: 1000 RPM de l'hélice correspond à 2430 RPM du moteur.
Heures d'exploitation	Cellule: 3945:45 h TSN ⁶ Moteur: 1037:43 h TSN Hélice: 1537:40 h TSN
Nombre d'atterrissages	11 807
Masse maximale autorisée	620 kg
Masse et centre de gravité	La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel de vol de l'aéronef (aircraft flight manual – AFM).
Entretien et contrôles techniques	Voir chapitre 1.5.2
Réserve de carburant	La quantité retirée des réservoirs sur le lieu de l'accident était de 48 litres, ce qui était suffisant pour le vol projeté.
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC le 20 septembre 2016 / n° 3

⁵ CS-VLA : *certification specifications for very light aeroplanes*, base de certification pour monomoteur n'ayant pas plus de deux sièges, avec une masse maximale au décollage certifiée de 750 kg et une vitesse de décrochage en configuration d'atterrissage qui ne dépasse pas 45 kt (vitesse calibrée). Utilisation en VFR de jour uniquement.

⁶ TSN : *Time Since New*, temps d'utilisation depuis neuf.

Certificat de navigabilité	Catégorie: Standard, Normal Etabli par l'OFAC le 11 septembre 2008
Certificat d'examen de navigabilité	Délivré le 18 août 2016 Date d'expiration: 11 septembre 2017
Emetteur de localisation d'urgence	ELT 406, Kannad AF Compact
Equipement électrique de l'aéronef	Instrumentation VFR Rétro-éclairage des interrupteurs COM/NAV VHF, Navigation SAT (GPS) : Garmin GNS-430 Audio panel : Garmin GMA 340 Transponder Mode "S": Garmin GTX-330 Feux de navigation Phare d'atterrissage Feu clignotant (strobe light) Pompe à essence électrique Prise allume-cigare Trim de profondeur électrique Volets de courbure et leur indicateur de position électriques

1.5.2 Historique partiel, modification et entretien du HB-KPC

Les relevés partiels des documents techniques liés aux travaux d'entretien et au système électrique depuis l'installation du moteur actuel sont présentés ci-après.

Intervention du 11 décembre 2013 à 2907:62 h TSN cellule:

Installation du moteur actuel, à l'état de neuf. Aucun problème électrique ou de charge de la batterie n'a été relevé dans les documents techniques depuis l'installation jusqu'au 29 janvier 2016.

Intervention du 27 janvier 2016 à 3605:72 h TSN cellule:

Remplacement du redresseur-régulateur en raison d'une charge aléatoire constatée lors d'un *run-up* de maintenance. Cette anomalie n'avait pas été signalée par les utilisateurs de l'avion. Lors du remplacement du redresseur-régulateur, l'entreprise d'entretien a trouvé le câblage de ce dernier en ordre et non soumis à une tension mécanique particulière. Un connecteur en matière plastique noire (figure 5) servant à relier le toron de câbles au bornier orange du redresseur-régulateur est livré avec chaque redresseur-régulateur neuf. Toutefois, ce connecteur noir n'est pas systématiquement remplacé. Le remplacement dépend de l'état du connecteur. Ce dernier n'a pas été remplacé lors de cette intervention.

Intervention du 28 avril 2016, à 3642:06 h TSN cellule:

Remplacement du redresseur-régulateur en raison d'un dysfonctionnement du système de charge constaté lors de travaux de maintenance. Comme lors du changement du 29 janvier 2016, l'entreprise d'entretien a trouvé le câblage de ce dernier en ordre et non soumis à une tension mécanique particulière. De même, le connecteur n'a pas été remplacé lors de cette intervention.

Cependant, l'entreprise d'entretien précise avoir souvent trouvé des traces de surchauffe sur les deux bornes G du connecteur. Deux câbles jaunes venant de l'alternateur alimentent le redresseur-régulateur par ces deux bornes G.

En outre, lors d'une de ces deux interventions, les deux câbles jaunes des bornes G ont été raccourcis d'environ 6.5 cm en comparaison avec ceux d'origine (figure 7). Leurs cosses terminales respectives ont été remplacées.

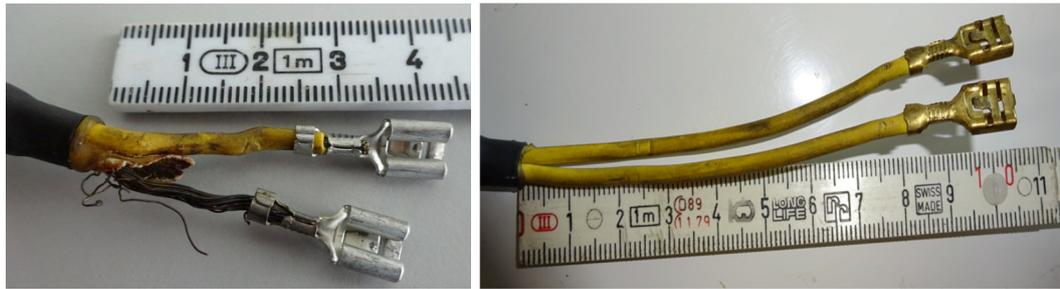


Figure 7 : à gauche, illustration des deux câbles jaunes raccourcis. A droite, des câbles originaux.

Intervention du 15 juin 2016 à 3698:17 h TSN cellule:

Remplacement des deux condensateurs de 22 000 microfarads installés dans le cockpit. Le programme de maintenance requiert leur remplacement préventif après mille heures d'utilisation ou après quatre ans.

1.6 Système électrique

1.6.1 Généralités

Le réseau de bord est conçu pour une tension de 12 V DC. L'alternateur, intégré à l'arrière du moteur, est directement entraîné par le vilebrequin. Le moteur est livré avec son alternateur. Ce dernier assure la production d'énergie électrique pour le réseau de bord au travers du redresseur-régulateur dont la tension nominale est de 13.5 V +/- 5 %. La batterie permet le démarrage du moteur et sert également de réserve d'énergie électrique en cas d'insuffisance momentanée ou de panne de l'alternateur. Elle est rechargée par l'alternateur au travers du redresseur-régulateur.

Le moteur est livré avec un régulateur-redresseur et avec le câblage venant de l'alternateur. Le constructeur de l'avion ne doit réaliser que le câblage allant du redresseur-régulateur vers le réseau de bord. Le constructeur du moteur prescrit la manière de faire ces raccordements dans le manuel d'installation (*installation manual*).

1.6.2 Description du réseau électrique

Un relevé du câblage a permis d'établir le schéma du réseau de bord (figure 8).

Sur le tableau de bord, l'interrupteur principal (*master switch*) commande un relais qui permet de connecter la batterie au réseau de bord

L'alternateur intégré ne possède pas de dispositif interne redresseur⁷ de courant. Il alimente en permanence les deux bornes G d'un boîtier appelé redresseur-régulateur et installé dans le compartiment moteur (figure 4). Dans le cockpit, un interrupteur *generator switch*, situé à côté du *master switch*, active le redresseur-régulateur en connectant la borne C à la batterie via le *main bus*. Il contient le système redresseur composé de deux thyristors et deux diodes. Il contient également une commande électronique de régulation et un dispositif d'alarme qui active une lampe rouge sur le tableau de bord en cas de défaut de charge. Le chapitre 1.6.4 décrit plus précisément le redresseur-régulateur.

⁷ Redresseur: dispositif servant à redresser le courant alternatif (AC) en courant continu (DC)

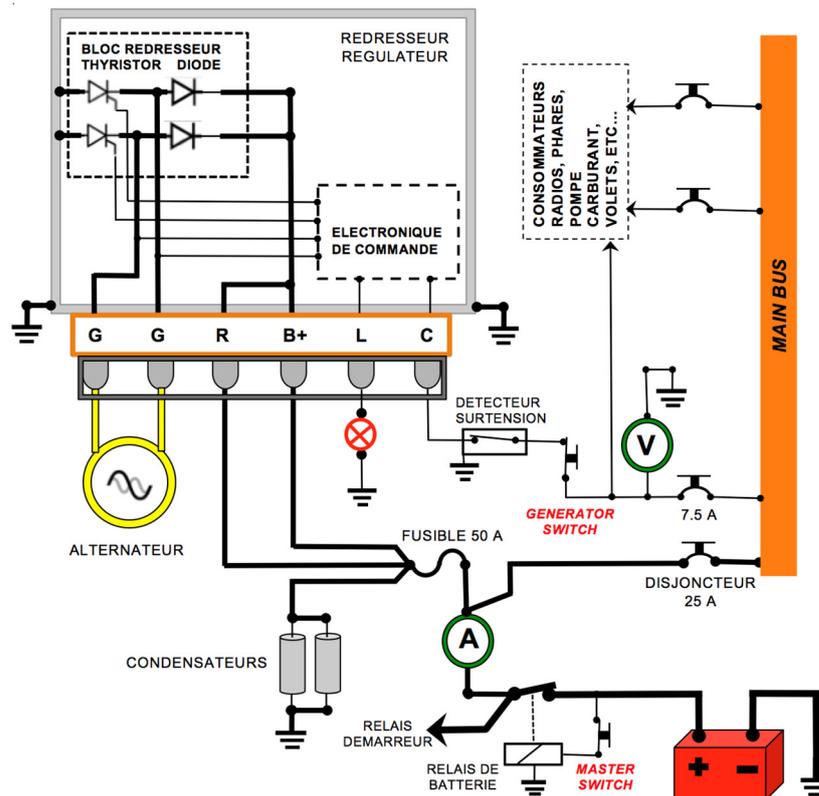


Figure 8 : schéma partiel du réseau de bord établi d'après le relevé du SESE.

Le manuel d'installation du moteur requiert le branchement de deux condensateurs directement aux bornes B+ et R du redresseur-régulateur afin d'assurer un lissage de la tension de sortie. Le chapitre 1.6.3 décrit plus précisément ces condensateurs.

Un dispositif séparé de protection contre les surtensions désactive le boîtier redresseur-régulateur si la tension du réseau atteint 16.7 V, déconnectant ainsi l'alternateur du réseau de bord.

Un voltmètre permet de surveiller la tension du réseau de bord; le secteur vert indique une tension comprise entre 12 V et 14 V. Un ampèremètre, avec échelle à zéro centré, indique soit le courant fourni par l'alternateur à la batterie (secteur vert), soit celui fourni par la batterie au réseau de bord (secteur rouge).

1.6.3 Condensateurs

1.6.3.1 Généralités

La propriété principale d'un condensateur est le stockage de charges électriques opposées sur ses deux électrodes. L'énergie stockée dépend de la nature du diélectrique séparant les électrodes, de leur dimension et de la tension qui leur est appliquée. L'aptitude d'un condensateur à stocker l'énergie électrique définit sa capacité «C». L'unité de capacité est le farad «F».

La tension maximale applicable aux électrodes est définie par le constructeur. Si elle est dépassée, il peut se produire un dégagement gazeux provoquant une surpression interne avec un risque d'explosion. Les condensateurs permettant le stockage d'une énergie potentiellement dangereuse sont équipés d'une soupape de sécurité limitant la surpression interne. En cas d'activation de la soupape, il se produit une fuite d'électrolyte accompagnée d'un dégagement de fumée âcre et toxique.

1.6.3.2 Condensateurs installés sur le HB-KPC

Le manuel d'installation du moteur requiert le branchement en parallèle de deux condensateurs électrolytiques de 22 000 μF directement aux sorties B+ et R du redresseur-régulateur afin d'obtenir un lissage de la tension de sortie. Ils ont une tension de service de 25 V DC. Le couvercle de leur boîtier est équipé d'une soupape de sécurité à membrane, qui se déchire en cas de surpression. Ils sont installés dans le cockpit, contre la cloison pare-feu, à environ 20 cm au-dessus des palonniers du côté droit (figure 6).

Ces deux condensateurs sont des composants industriels classiques mais non certifiés selon le processus aéronautique. Ils ont une durée de vie limitée à environ dix-mille heures. Suite à l'accident de l'avion HB-KPB du 8 septembre 2013, le constructeur Tecnam a modifié le programme de maintenance en demandant le remplacement préventif de ces condensateurs (chap. 1.5.2).

Le constructeur du HB-KPC produit d'autres modèles d'avions équipés du moteur Rotax 912 S2 ou de variantes similaires. Les condensateurs requis sont également installés dans le cockpit. D'autres constructeurs d'avions de la même catégorie utilisant ce moteur n'ont pas installé les condensateurs requis dans l'habitacle mais dans le compartiment moteur.

1.6.4 Description du redresseur-régulateur Ducati

Selon le constructeur du moteur, le redresseur-régulateur est conçu pour une puissance maximale totale d'environ 310 W. Lorsqu'il travaille à la puissance maximale, il faut déduire une dissipation interne d'environ 60 W, ce qui correspond à une puissance utile d'environ 250 W. Les mesures effectuées confirment ce faible rendement dû à une conception assez ancienne. La limite de courant est de 22 A mais il ne possède pas de dispositif de limitation de courant.

Il est alimenté par l'alternateur (figure 8) et le courant disponible à la sortie du redresseur-régulateur dépend de la vitesse de rotation du moteur (chap.1.7.1). Avec un régime moteur maximum de 5800 RPM (limité à 5 min), le courant disponible est d'environ 21 A. Le constructeur du moteur précise que la limite de 5 min s'applique également à la puissance électrique maximale.

1.6.4.1 Le bloc redresseur

Il est construit avec des diodes et des thyristors qui sont des composants électroniques industriels simples ayant une jonction interne au silicium.

Une diode permet de conduire le courant dans un sens uniquement, appelé le sens passant. La conduction ou le blocage dépendent de la polarité de la tension appliquée aux bornes de la jonction. Si la diode conduit et que la polarité de la tension à ses bornes s'inverse, la jonction bloquera le passage du courant après un temps très court.

Le thyristor fonctionne comme une diode, mais le moment de la conduction dans le sens passant peut être piloté.

1.6.4.2 La commande électronique

La borne C mesure la tension du réseau de bord. Si la tension est inférieure à la valeur nominale de 13.5 V, elle commande la conduction des thyristors et le courant redressé circule (sorties B+ et R). Certains des composants internes de cette commande sont des éléments industriels simples (diodes, transistors) avec une jonction interne au silicium.

1.7 Documentation concernant le système électrique

1.7.1 Manuel d'installation du moteur

Le constructeur Rotax fournit un manuel d'installation. Le chapitre 24 contient, notamment, des informations sur le système électrique du moteur telles que:

- la section de 1.5 mm² des deux câbles jaunes venant de l'alternateur pour alimenter le réseau de bord ;
- la section minimale des câbles (2.5 mm²) entre le redresseur-régulateur et le bus barre principal ainsi que celle du circuit de charge de la batterie;
- la position et la valeur d'un fusible de protection lent (25 A) pour le redresseur-régulateur;
- la chute de tension en ligne admissible (0.2 V) entre la borne positive de la batterie et la borne C du redresseur-régulateur;
- une notice concernant le risque de surtension si la connexion entre les bornes C et B+ du redresseur-régulateur est interrompue alors que le moteur fonctionne;
- la puissance électrique fournie par l'ensemble alternateur / redresseur-régulateur, soit approximativement 250 W. Si elle est insuffisante, une option est offerte pour installer un alternateur additionnel externe d'une puissance de 600 W;
- la tension théorique de sortie du redresseur-régulateur en connexion avec l'alternateur, soit 14.2 V +/- 0.3 V depuis un régime moteur de 1000 RPM +/- 250 RPM ainsi que sa limite de courant à 22 A;
- la limite de température opérationnelle de 80 °C du redresseur-régulateur, mesurée sur un point référencé de son boîtier. En outre il est indiqué d'utiliser un refroidisseur supplémentaire en cas de besoin.
- un graphique du courant disponible en fonction la vitesse de rotation du moteur, établi pour une tension nominale de 13.5 V +/- 0.7 V avec 20 °C de température ambiante. D'après ce graphique, les valeurs de courant disponible dans les différentes phases de vol d'un circuit d'aérodrome à LSGY sont reproduites dans le tableau ci-dessous:

Phase de vol	RPM Hélice	Courant
Attente au sol	1100	11 A
Montée plein gaz	2200	20 A
Fin du vent arrière	1500	16 A
Etape de base	1300 – 1400	15 A
Etape finale	1200 – 1300	13 A
Roulage avec gaz réduit	600 – 700	7 A

- un schéma électrique concernant la réalisation du circuit entre le redresseur-régulateur et le réseau électrique de bord (figure 9).

Le constructeur du moteur laisse le choix aux utilisateurs d'installer, ou non, des instruments de contrôle tel un ampèremètre ou un voltmètre voire un dispositif contre les surtensions.

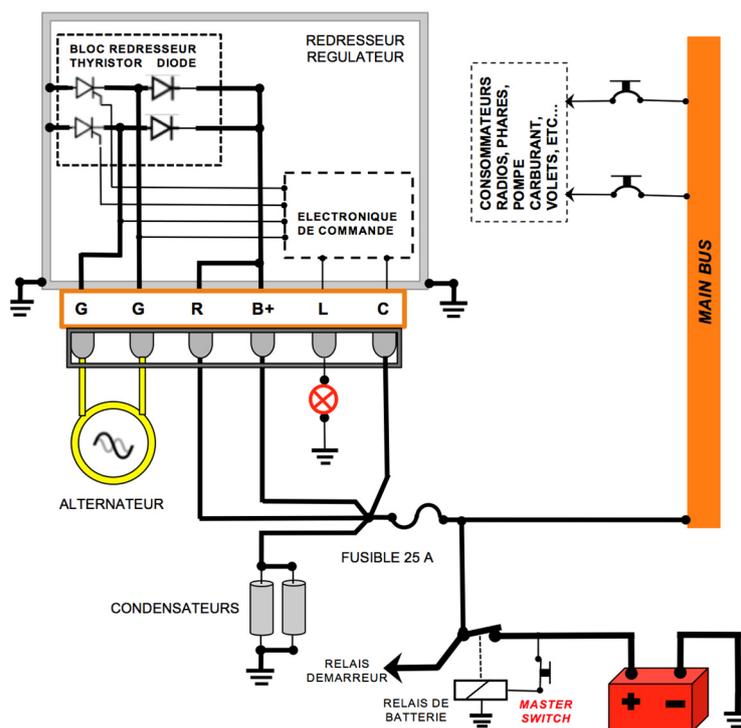


Figure 9: reproduction partielle par le SESE du schéma de câblage, établie d'après le manuel d'installation Rotax.

1.7.2 Manuel de maintenance de l'avion et catalogue de pièces détachées

Le constructeur Tecnam publie le manuel de maintenance (*maintenance manual*). Ce dernier contient notamment le schéma électrique du réseau de bord tel que réalisé en usine. Il est utilisé pour la recherche de pannes, le remplacement de composants ou pour certaines modifications d'équipement effectuées après la sortie d'usine.

Le constructeur publie également le catalogue des pièces détachées (*illustrated parts catalog*) avec leur numéro d'identification respectif. Ceci permet le remplacement d'un composant défectueux par un modèle approuvé ayant les spécifications techniques requises. Le fusible principal de 50 A ayant fondu n'a pas de numéro d'identification.

1.7.3 Manuel de vol

Les procédures d'urgence mentionnent les actions requises en cas de feu en vol avec, notamment, la possibilité d'ouvrir la verrière en vol en cas de besoin. Elles mentionnent également les actions requises lorsque la lampe d'alarme signalant un défaut de charge s'allume. Ces actions consistent à mettre le *generator switch* sur *off* puis sur *on*. Si le problème persiste, il est demandé le mettre définitivement sur *off*, de limiter la consommation électrique en n'utilisant que l'équipement minimum nécessaire, la batterie pouvant fournir du courant pour 20 min au maximum.

1.7.4 Base de certification

La base de certification du HB-KPC est le document EASA CS-VLA du 14 novembre 2003. Dans la partie Book 1 de ce document, l'article CS-VLA 1351 General spécifie que les sources électriques, leurs câblages, leurs commandes et leurs protections doivent permettre de fournir la puissance requise, avec une

tension correcte, à tous les circuits de charge nécessaire à une opération sécuritaire. En outre, il est demandé qu'une analyse, ou des mesures, concernant la consommation électrique soit établie en tenant compte des combinaisons probables d'enclenchement ainsi que de la durée probable d'utilisation.

Une analyse de la consommation électrique a été effectuée par le constructeur, mais uniquement lors du processus de certification. Elle n'est pas été effectuée systématiquement pour chaque avion produit sur cette base de certification.

Toujours dans le Book 1, l'article CS-VLA 1365 lettre (b) précise que chaque câble et les équipements associés qui pourraient surchauffer en cas de surcharge ou de défaut du circuit doivent au minimum résister aux flammes et ne doivent pas produire une quantité dangereuse de fumée toxique.

1.8 Essais et recherches

1.8.1 Préparation des essais

Afin de procéder aux divers essais sur l'avion avec le moteur en marche, le fusible de 50 A retrouvé fondu après l'accident ainsi que le condensateur endommagé ont été remplacés par des composants identiques. Les ailes étaient démontées mais les feux de navigation, le phare d'atterrissage et le feu clignotant ont été raccordés.

1.8.2 Essais des composants du système électrique

Le redresseur-régulateur, le détecteur de surtension, le condensateur non endommagé ont été testés en laboratoire avec un banc d'essai reproduisant le câblage du HB-KPC. Tous fonctionnaient correctement. Un essai avec les composants réinstallés et le moteur en marche n'a pas mis de défaut en évidence. Le courant ondulateur (*ripple current*) mesuré dans les deux condensateurs était inférieur à la limite prescrite. Une mesure de leur température n'a pas mis de surchauffe en évidence. Le relais de batterie a été ouvert et comparé avec un relais neuf. Il n'y avait pas de défaut.

1.8.3 Mesures des consommations électriques et chute de tension en ligne

Différentes mesures de consommation électrique ont été réalisées avec une alimentation extérieure fournissant du courant continu et une tension stabilisée.

Les divers consommateurs ont été enclenchés selon une séquence correspondant à un circuit d'aérodrome simulé. Sans les consommateurs transitoires (radio en émission, volets de courbure et *trim* électrique), le courant était de 20.3 A. Avec un consommateur transitoire additionnel comme l'émission radio, le courant était de 24.7 A. Dans ces conditions et selon l'utilisation des consommateurs transitoires, la puissance absorbée par les consommateurs varie d'environ 270 W à 340 W incluant les feux de navigation et le feu clignotant qui absorbent ensemble environ 150 W.

Ces mesures avec fort courant ont permis de mesurer les chutes de tension en ligne entre les bornes de la batterie et le redresseur-régulateur. Ces chutes de tension étaient dans les limites prescrites.

1.8.4 Alternateur du HB-KPC

L'alternateur a été vérifié et ne présentait aucun défaut de fonctionnement. Le rotor, externe, est un volant à aimants permanents. Le stator, interne au rotor, possède un seul bobinage (monophasé) enroulé sur plusieurs noyaux ferreux. Il reçoit une tension alternative induite variable et dépendante du régime moteur. En rotation sans débit de courant (à vide), il délivre une tension alternative sur les deux bornes G. Elle est variable en fréquence (0 à environ 500 Hz) et en amplitude

(0 à environ 120 V crête). Cette tension à vide est flottante, c'est-à-dire qu'elle n'a pas de référence fixe permanente par rapport à la masse de la batterie. Lorsqu'il débite du courant, la tension aux deux bornes G varie entre 14 V et 17 V selon le courant et le régime du moteur. Un essai avec une charge ohmique branchée directement aux bornes de l'alternateur a confirmé la puissance annoncée.

1.8.5 Batterie

C'est un accumulateur au plomb, sans entretien, remplacé en août 2013. Sa tension est de 12 V et sa capacité est de 20 Ah. Les divers essais effectués sur l'avion n'ont pas mis de défaut en évidence. La mesure de sa résistance interne indique tout de même un certain vieillissement. Depuis le 31 mars 2014, le constructeur de l'avion a autorisé l'installation d'une batterie de 25 Ah au moyen d'un service bulletin.

1.8.6 Essais sur le condensateur endommagé

Des essais sur le condensateur ayant créé le dégagement de fumée ont montré qu'il avait subi assez peu de dommages. Des mesures comparatives avec un condensateur identique intact ont mis en évidence une perte de capacité d'environ 10 %.

Si on applique une tension de 60 V DC aux bornes d'un condensateur neuf avec une résistance en série, il faut environ 80 secondes pour que la membrane de la soupape de sécurité se déchire. Une tension supérieure raccourcira ce temps.

1.8.7 Fonte du fusible principal de cinquante ampères

Ni le constructeur de l'avion ni celui du moteur n'ont eu connaissance de cas similaires de fonte du fusible principal. Lors des divers essais, le fusible de 50 A n'a pas fondu mis à part une seule fois, juste après avoir effectué plusieurs démarrages du moteur et diverses mesures avec une forte consommation électrique.

La fonte du fusible s'est manifestée comme suit: après avoir démarré le moteur et enclenché le *generator switch*, la tension aux bornes des condensateurs a soudainement passé d'environ 14 V à 36 V DC. Le moteur tournait à environ 2700 RPM (environ 1100 RPM hélice). La lampe d'alarme rouge située sur le tableau de bord et indiquant un défaut de charge s'est allumée. Le moteur a été arrêté rapidement. Une inspection du câblage et des composants électriques principaux n'a pas mis en évidence de trace de court-circuit. Le fusible a été changé et les essais ont repris sans que le fusible ne fonde à nouveau.

Des recherches ultérieures ont montré que parmi les trois sources de courant qu'étaient l'alternateur, les condensateurs et la batterie, seule cette dernière était capable de faire fondre le fusible en fournissant assez de courant durant un temps suffisamment long. Ceci a permis d'établir que le courant de court-circuit a circulé dans le fusible depuis la borne positive de la batterie vers la connexion du fusible située du côté du redresseur-régulateur. Le retour du courant de court-circuit vers la batterie s'est fait par la masse. D'après le câblage (figure 8) cela signifie:

- a) un court-circuit vers la masse créé par un des deux câbles reliant le fusible aux bornes B+ et R du redresseur-régulateur;
- b) un court-circuit vers la masse créé par le câble des bornes positives des condensateurs;
- c) un court-circuit momentané interne au redresseur-régulateur; le courant circulant alors depuis les bornes B+ et R vers la masse, à travers le bloc redresseur.

Les options a) et b) ont été vérifiées, les câbles ne présentaient pas de trace de court-circuit.

L'option c) d'un possible court-circuit interne et momentané du bloc redresseur existe en cas de surchauffe du redresseur-régulateur (chap. 1.8.9.1).

1.8.8 Conséquence de la fonte du fusible de cinquante ampères sur les condensateurs

L'avion a été mis en conditions de vol simulées avec un régime moteur de 3900 RPM (environ 1600 RPM hélice) et avec des consommateurs électriques absorbant un courant de 15 A. La tension aux bornes des condensateurs était de 13.7 V DC. Le fusible de 50 A a été délibérément sectionné. La tension aux bornes des condensateurs est montée immédiatement jusqu'à 50 V DC. Une augmentation du régime moteur provoquait une augmentation de cette tension. Ceci a confirmé et quantifié le phénomène observé lorsque le fusible a fondu lors des essais précédents (chap. 1.8.7).

1.8.9 Redresseur-régulateur Ducati

1.8.9.1 Température interne

Le boîtier en fonte d'aluminium est muni d'ailettes de refroidissement pour limiter la contrainte thermique des composants internes. Ceci est particulièrement nécessaire pour les composants de puissance (thyristors et diodes) qui, lorsqu'ils sont conducteurs, sont traversés directement par le courant de sortie des bornes B+ et R. Ce courant produit une élévation de leur température. Par effet de proximité, les composants voisins tels ceux de la commande électronique subissent eux aussi une élévation de température.

Les fournisseurs de ces composants électroniques indiquent une température maximale pour leur jonction silicium, appelée Tj. Dans le cas qui nous concerne, elle est de 150 °C. Les performances de commutation, c'est-à-dire la capacité à conduire ou bloqué le courant rapidement, sont dépendantes de Tj. En outre, la durée de vie et le taux de panne par milliers d'heures d'utilisation sont aussi dépendants de Tj. Un dépassement momentané de la valeur limite de Tj n'entraîne pas automatiquement une destruction définitive de la jonction silicium. Le composant peut fonctionner à nouveau après refroidissement. Afin de restreindre la valeur Tj, le manuel d'installation du moteur limite à 80 °C la température de surface sur un point référencé du boîtier du redresseur-régulateur. Cette limite provient du fabricant du redresseur-régulateur qui spécifie également qu'il doit être installé à un endroit bien ventilé.

Des mesures de température ont été réalisées au sol et avec le moteur en marche muni de ses capots moteur. Une simulation comprenant : un démarrage, un roulage, des essais moteur, l'exécution de plusieurs circuits d'aérodrome suivi d'un roulage a été effectuée. Avec une température ambiante de 20 °C, la température du point référencé a atteint 75 °C en 24 min. Des essais identiques aux premiers ont été répétés après une pause de 2 h 30 min et une température ambiante de 23 °C. La température du point référencé a atteint 84 °C après 16 min.

Il convient de préciser que l'avion était fixe et que seul le souffle de l'hélice était présent pour le refroidissement. Toutefois, la position du redresseur-régulateur sur la paroi pare-feu laisse à penser que ce dernier ne reçoit que peu de courant d'air supplémentaire en vol. Ceci surtout à vitesse réduite, comme dans un circuit d'aérodrome. Des autocollants à mémoire de température installés sur un avion identique en vol ont permis de pondérer les mesures faites au sol d'environ 8 °C.

Lors des deux essais décrits ci-dessus, il a été constaté qu'un régime moteur d'environ 3900 RPM (environ 1600 RPM hélice) ou plus provoque une chauffe

rapide du redresseur-régulateur. En-dessous de ce régime et suivant l'enclenchement des consommateurs dans un circuit d'aérodrome simulé (par exemple depuis la fin du vent-arrière jusqu'à la remise de puissance), la batterie doit fournir du courant et la température du redresseur-régulateur tend alors à stagner. Avec le régime d'attente au sol et l'avion prêt au décollage, la batterie fournit du courant. Ces constatations sont cohérentes avec les mesures de consommation électrique.

La température du redresseur-régulateur a été évaluée lors du processus de certification du modèle P2002-JF. Elle n'a pas été mesurée spécifiquement pour chaque avion.

1.8.9.2 Câbles d'alimentation du redresseur-régulateur et connectique

Le redresseur-régulateur est alimenté par l'alternateur au moyen des deux câbles jaunes de 1.5 mm². Ils avaient subi une surchauffe et avaient été raccourcis (figure 7). L'isolation d'un des câbles avait brûlé. Un des brins du câble avait fondu, créant une petite boule de cuivre à son extrémité (figure 5). Le cuivre fond à une température d'environ 1000 °C.

Le courant efficace⁸ mesuré à la sortie du redresseur-régulateur lors des divers essais de consommation excédait souvent 16 A, surtout lors de circuits d'aérodrome simulés. Après un vol à régime réduit et en simulant un vol de montée avec un régime moteur élevé, il pouvait même dépasser 20 A efficace lors de la recharge de la batterie. Ce courant traverse aussi les câbles jaunes de 1.5 mm². Pour un tel courant, les diverses normes requièrent une section de 2.5 mm².

Les cosses à sertir utilisées pour la connectique au redresseur-régulateur (figure 7) sont soumises à la température du câble. Une température élevée peut rendre plus malléable le matériau de la cosse. Ceci réduit l'effet de serrage sur la borne et diminue la qualité du contact, contribuant également à une élévation de température.

Le constructeur de l'avion n'a pas connaissance de cas de surchauffe des câbles jaunes de 1.5 mm².

1.8.9.3 Fusible de protection du redresseur-régulateur

Les mesures du courant dans le fusible principal de 50 A avec un régime moteur élevé ont montré une valeur efficace de 20 A et une forme de signal ayant des valeurs de crête allant jusqu'à 23 A. Dans ce cas, l'utilisation d'un fusible principal de 25 A tel que requis par le manuel d'installation Rotax présenterait encore une petite marge. Le constructeur de l'avion a précisé avoir installé un fusible principal de 50 A uniquement sur la base de la section et la longueur du câble utilisé pour son installation.

1.9 Retour d'expérience

Selon des techniciens ayant travaillé sur divers avions Tecnam P2002-JF similaires, il est arrivé plusieurs fois que des redresseur-régulateurs aient été changés à titre préventif car ils présentaient des traces de surchauffe sur le connecteur noir (deux bornes G).

Sur un avion similaire, mais doté d'un alternateur optionnel externe (chap. 1.7.1) mis momentanément hors service, l'isolation des deux câbles jaunes venant de

⁸ Courant efficace: valeur d'un courant variable au cours du temps qui correspond à la valeur d'un courant continu qui produirait un échauffement identique dans une résistance.

l'alternateur intégré avait surchauffé près des deux bornes G. Ceci a nécessité le remplacement de l'alternateur intégré.

Lors de ces diverses interventions, il a été constaté que le câblage de certains avions ne correspondait pas toujours au schéma du manuel de maintenance.

D'autres utilisateurs des moteurs Rotax ont souvent rencontré des problèmes de surchauffe et de panne avec le redresseur-régulateur Ducati lorsqu'il est utilisé proche de ses limites. Certains ont adjoint une ventilation forcée, d'autres ont choisi un emplacement mieux ventilé.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Dimensionnement du système de production électrique

L'enquête a établi que dans certains cas, notamment lors de circuits d'aérodrome, la puissance absorbée par les divers consommateurs est telle que l'alternateur n'arrive pas à la fournir. Dès lors, la batterie doit aussi alimenter le réseau de bord. Ceci entraîne sa décharge partielle, suivie d'une recharge dès que le régime moteur devient suffisant. En conséquence, le redresseur-régulateur travaille fréquemment avec un courant important entraînant une élévation de sa température interne.

Le système de production électrique du HB-KPC est trop faible pour l'utilisation simultanée des consommateurs lors de circuit d'aérodrome ou d'attente au sol prolongée dans une configuration « prêt au décollage ». L'analyse des consommations électriques selon l'article *CS-VLA 1351 General* a été faite uniquement lors de la certification du modèle P2002-JF. Les essais et mesures montrent que cette analyse n'est pas transposable pour les équipements installés et utilisés dans le cas de cet accident. Ceci présente un risque latent, non-détectable avant l'apparition de ce problème.

Il est vraisemblable que le constructeur du moteur n'avait pas prévu une utilisation du couple alternateur / redresseur-régulateur aussi proche des limites. L'adjonction de l'alternateur externe optionnel permet de remédier à cet état de fait.

2.1.2 Câbles jaunes venant de l'alternateur

Les câbles jaunes de 1.5 mm² venant de l'alternateur pour alimenter le redresseur-régulateur (deux bornes G) étaient surchauffés et raccourcis. Ils sont traversés par le même courant efficace que celui des sorties B+ et R du redresseur-régulateur. Comme requis par le manuel d'installation Rotax, ces sorties étaient câblées avec des sections de 2.5 mm².

Ce courant était souvent compris entre 16 A et 21 A. Dès lors, les câbles jaunes ont surchauffé car soumis fréquemment à un courant trop important pour leur section. Cette surchauffe au niveau des deux bornes G a contribué à l'accroissement de la température interne du redresseur-régulateur.

Le raccourcissement des deux câbles jaunes suite aux traces de surchauffe a créé une tension mécanique sur les cosses. Ceci explique pourquoi le connecteur noir présentait des traces de surchauffe uniquement sur un côté des logements G (figure 5).

2.1.3 Température du redresseur-régulateur et commutation du bloc redresseur

Le phénomène décrit sous 2.1.1 conduit à un échauffement excessif des composants internes du redresseur-régulateur. Son positionnement sur la cloison pare-feu côté moteur ne permet pas un refroidissement suffisant. En outre, après un arrêt au sol de courte durée, la température résiduelle du moteur chauffe le compartiment moteur.

La température maximale du boîtier n'a pas été spécifiquement mesurée par le constructeur. Les mesures relevées lors des essais montrent un fonctionnement à une température élevée (chap. 1.8.9.1). En conséquence, les températures de jonctions T_j des composants sont proches, voire au-dessus des limites du constructeur. Ceci a conduit à des erreurs de commutation du bloc redresseur ou de sa commande, provoquant un court-circuit interne des bornes B+ et R vers la masse. Ce court-circuit a provoqué la fonte du fusible de 50 A.

2.1.4 Fusible principal et lampe d'alarme de défaut de charge

Selon le manuel d'installation du moteur, la limite de courant du redresseur-régulateur est de 22 A et il devrait être protégé par un fusible lent de 25 A (figure 9). Cette valeur de 25 A laisse une petite marge par rapport à la limite de 22 A.

Le constructeur de l'avion a utilisé un fusible de 50 A sur la base des dimensions des câbles utilisés pour son installation. Ceci annule la protection du redresseur-régulateur et permet son utilisation quasiment sans limite de courant.

En cas de fonte du fusible de 50 A avec le moteur en marche, son positionnement dans le câblage du HB-KPC (figure 8) ne désactive pas le redresseur-régulateur car la borne C reste alimentée par la batterie via le *main bus*. Un positionnement tel que prescrit par le constructeur du moteur l'aurait désactivé car la borne C n'aurait plus été alimentée. En revanche, avec le redresseur-régulateur désactivé, l'alarme de défaut de charge ne se serait pas allumée. Seule l'indication négative de l'ampèremètre aurait permis à l'équipage de s'apercevoir d'un défaut de charge. L'ampèremètre est situé sur la droite du tableau de bord et par conséquent n'est pas dans le champ de vision du pilote.

2.1.5 Surtension aux bornes des condensateurs et dégagement de fumée

L'enquête a montré que si on sectionne le fusible de 50 A afin de simuler un court-circuit, ceci entraîne une augmentation de la tension aux bornes des condensateurs.

Le disjoncteur de 25 A protégeant le *main bus* (figure 8) ne s'est pas activé car il n'a pas été traversé par le court-circuit. Ainsi, la borne C est restée alimentée par le réseau de bord connecté à la batterie qui fournissait tout le courant consommé. La tension du réseau de bord a chuté à la valeur de la tension de batterie, devenant ainsi inférieure à la tension nominale des bornes B+ et R du redresseur-régulateur. La commande électronique de ce dernier a donc activé le bloc redresseur pour tenter de remonter le niveau de tension du réseau de bord à la valeur nominale. Les sorties B+ et R ont alors été soumises à la tension à vide, mais redressée, de l'alternateur. Cette tension, d'environ 60 V, s'est retrouvée aux bornes des condensateurs car ceux-ci sont placés en amont du fusible de 50 A. Elle était largement supérieure à la limite de 25 V fixée par le constructeur. Ceci a provoqué un échauffement interne de l'électrolyte et, peu après, à la production de gaz. La pression interne d'un des deux condensateurs a atteint une valeur suffisante pour déchirer la membrane de la soupape de sécurité et provoquer le dégagement de fumée toxique dans le cockpit.

2.1.6 Installation des condensateurs

L'enquête a mis en évidence les dangers liés à l'emplacement des condensateurs en cas d'activation de la soupape de sécurité. Si on se réfère à l'article CS-VLA 1365 (chap. 1.7.4) concernant l'émanation de fumée toxique en cas de défaut, ceux-ci ne devraient pas être installés dans l'habitacle.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Alarme de défaut de charge après la mise en route

Les circuits d'aérodrome effectués peu avant le décollage du vol de l'accident ont déchargé partiellement la batterie. Lors du vol de l'accident, juste après le démarrage du moteur, la lampe d'alarme rouge de défaut de charge s'est momentanément allumée suite à l'enclenchement du *generator switch*. Ceci atteste de l'état de décharge de la batterie après les circuits d'aérodrome et après le démarrage du moteur. Avec le moteur à régime réduit, le courant fourni était

faible et la tension de la batterie était encore en-dessous de la tension nominale du réseau de bord. Ceci a momentanément allumé l'alarme de défaut de charge. Le temps de roulage et l'augmentation de régime pour le décollage ont suffisamment rechargé la batterie et rehaussé son niveau de tension pour éteindre l'alarme mais la batterie a continué à recevoir du courant. Ceci montre que le redresseur-régulateur a été fortement sollicité depuis l'arrivée à l'aérodrome d'Yverdon-les-Bains jusqu'à la fonte du fusible de 50 A.

2.2.2 Atterrissage d'urgence et ouverture de la verrière

La décision de l'instructeur d'atterrir en urgence, compte tenu de l'incertitude concernant la nature du dégagement de fumée, était adéquate. Conformément à la procédure d'urgence du manuel de vol, l'élève a ouvert la verrière et la fumée s'est dissipée. Ceci a contribué d'une part à maintenir de bonnes références visuelles garantissant le pilotage et d'autre part à ce que les occupants ne soient pas exposés trop longtemps aux effets toxiques de la fumée. Cette situation de fumée toxique dans le cockpit aurait pu avoir une issue beaucoup plus grave pour les occupants ou d'éventuels tiers au sol.

Le champ choisi était adéquat. Les dégâts constatés confirment que l'atterrissage d'urgence a été exécuté correctement.

L'instructeur a contacté les secours et les autorités conformément aux procédures.

2.2.3 Accident du 8 septembre 2013 concernant l'avion HB-KPB

L'enquête avait conclu à la défaillance d'un condensateur ayant causé un court-circuit faisant fondre le fusible principal de 50 A. Les avions HB-KPB et HB-KPC ont des numéros de série consécutifs, les mêmes équipements électriques, sont câblés de manière identique et sont tous deux certifiés selon le document EASA CS-VLA.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Déroulement du vol

- Le HB-KPC a effectué un vol d'environ quarante minutes avant le vol de l'accident, incluant quatre circuits d'aérodrome à LSGY.
- Le décollage a eu lieu sur la piste 23 de l'aérodrome de LSGY.
- Le dégagement de fumée est apparu en vol de montée, environ trois minutes après le décollage.
- L'instructeur a décidé rapidement d'effectuer un atterrissage d'urgence dans un champ. Il a ensuite coupé l'alimentation électrique de bord et a arrêté le moteur.
- Le vol a duré environ cinq minutes.

3.1.2 Aspects techniques

- Aucune défectuosité n'était inscrite dans le carnet de route.
- Les câbles jaunes venant de l'alternateur et alimentant le redresseur-régulateur avaient surchauffé et avaient été raccourcis.
- L'entreprise de maintenance a confirmé avoir constaté, à plusieurs reprises et sur différents avions similaires, des traces de surchauffe sur les câbles jaunes.
- La section des câbles jaunes de 1.5 mm² est trop faible pour les courants demandés.
- Le manuel d'installation du moteur requiert de protéger le redresseur-régulateur par un fusible de 25 A. Un fusible de 50 A était installé.
- Le fusible de 50 A était fondu.
- Les deux condensateurs de 22 000 µF requis par le manuel d'installation du moteur étaient installés dans le cockpit.
- Les deux condensateurs ont été remplacés le 15 juin 2016.
- Les deux condensateurs de 22 000 µF ont subi une surtension suite à la fonte du fusible de 50 A.
- La surtension a provoqué la déchirure de la membrane de la soupape de sécurité d'un des deux condensateurs et libéré de la fumée toxique dans le cockpit.
- L'alternateur n'est pas toujours capable de fournir la puissance requise par les divers consommateurs, notamment lors de circuit d'aérodrome.
- La température de fonctionnement élevée du redresseur-régulateur peut entraîner des erreurs de commutation du bloc redresseur ou de sa commande électronique.
- Suite à des problèmes de charge, le redresseur-régulateur a été remplacé le 27 janvier 2016 puis à nouveau le 28 avril 2016.

3.1.3 Aspects opérationnels et humains

- L'instructeur possédait des licences adéquates.

- La lampe d'alarme indiquant un défaut de charge s'est allumée après la mise en marche du moteur et l'activation du *generator switch*.
- L'instructeur a effectué un reset au moyen du *generator switch* toutefois l'alarme ne s'est pas éteinte de suite mais durant le décollage.
- L'élève a ouvert la verrière en vol et la fumée s'est dissipée.
- L'instructeur a effectué un atterrissage d'urgence dans un champ.

3.1.4 Aspects environnementaux

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

3.2 Cause

L'accident est dû à d'un dégagement de fumée générée par un condensateur électrique installé dans le cockpit ayant contraint l'équipage à effectuer un atterrissage d'urgence hors aérodrome.

L'interaction des points suivants est considérée comme causale :

- Fonte du fusible principal de 50 A due à une erreur de commutation dans le redresseur-régulateur consécutive à sa température de fonctionnement excessive.
- La fonte du fusible principal ne coupe pas l'activation du redresseur-régulateur, entraînant une surtension aux bornes des condensateurs.

Le sous-dimensionnement du système de production électrique par rapport à l'utilisation des consommateurs installés est considéré comme facteur contributif.

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

Selon les directives de l'annexe 13 de l'OACI les recommandations de sécurité formulées dans le présent rapport sont adressées aux autorités de surveillance de l'Etat concerné. Il incombe à ses autorités de décider des suites à donner. Cependant toutes les organisations, entreprises et personnes sont invitées, dans le sens de la recommandation de sécurité, à améliorer la sécurité de vol.

La législation suisse prescrit dans l'Ordonnance relative aux enquêtes sur les accidents d'aviation et sur les incidents graves (OEAA) les directives suivantes concernant les recommandations de sécurité:

«Art. 32 Recommandations en matière de sécurité

¹ Le DETEC formule des mandats de mise en œuvre ou des recommandations à l'attention de l'OFAC sur la base des recommandations en matière de sécurité formulées dans les rapports du SESA et dans les rapports émanant de services étrangers.

² L'OFAC informe périodiquement le DETEC de la mise en œuvre des mandats ou recommandations formulés.

³ Le DETEC informe le SESA au moins deux fois par an de l'avancement de la mise en œuvre par l'OFAC.»

4.1 Recommandation de sécurité

4.1.1 Emplacement des condensateurs requis par le motoriste

4.1.2 Déficit de sécurité

Le 8 février 2017 vers 15 h 30 min, l'avion Tecnam P2002-JF immatriculé HB-KPC décolle de la piste en dur 23 de l'aérodrome d'Yverdon-les-Bains. Un élève pilote est aux commandes et un instructeur de vol se trouve à ses côtés. Environ trois minutes plus tard, en vol de montée, de la fumée âcre et blanche apparaît sous le tableau de bord. L'instructeur reprend les commandes et décide d'effectuer un atterrissage d'urgence sans délai. Il arrête le moteur et coupe complètement l'alimentation électrique de bord. Pendant ce temps, l'élève ouvre la verrière et la fumée s'évacue du cockpit. Puis il referme quelque peu la verrière et la maintient entre-ouverte jusqu'à l'atterrissage. L'instructeur choisit un terrain herbeux et l'atterrissage se déroule normalement mais se termine à faible vitesse dans un champ labouré meuble. La roue de proue s'affaisse et l'avion s'immobilise. Les deux occupants sont indemnes et quittent l'appareil.

Le dégagement de fumée est dû à une surtension apparue aux bornes des condensateurs de 22 000 µF installés dans l'habitacle suite à la fonte du fusible principal. La fumée a représenté un risque d'intoxication pour les occupants et aurait pu affecter leurs références visuelles nécessaires au pilotage.

4.1.3 Recommandation de sécurité

Dans son rapport final N°2252 du 22 octobre 2015 concernant l'accident de l'avion HB-KPB survenu le 8 septembre 2013, le SESE avait publié la recommandation de sécurité N° 501. Celle-ci demandait à l'EASA de s'assurer que l'installation des condensateurs garantisse la sécurité des occupants en cas de défaillance.

Cette demande, d'ordre général, ne faisait pas référence aux exigences de la base de certification EASA CS-VLA applicables au HB-KPB.

Dans sa réponse à la recommandation de sécurité N° 501, l'EASA avait conclu qu'il n'était pas nécessaire de modifier l'installation des condensateurs en considérant comme satisfaites les exigences requises pour l'installation électrique de bord contenues dans la base de certification le document EASA CS-23, notamment celles de l'article CS.23 1365 lettre (b). L'EASA avait également précisé que ces exigences étaient similaires pour d'autres catégories d'avions légers, incluant les avions HB-KPB et HB-KPC ayant comme base de certification le document EASA CS-VLA.

La comparaison des articles CS.23 1365 lettre (b) et CS-VLA 1365 lettre (b) montre effectivement des exigences similaires concernant la production de fumée toxique en cas de surcharge du circuit électrique ou en cas de défaillance.

Traduction de l'article CS-VLA 1365 lettre (b):

Chaque câble et les équipements associés qui pourraient surchauffer en cas de surcharge ou de défaut du circuit doivent au minimum résister aux flammes et ne devraient pas produire une quantité dangereuse de fumée toxique.

La recommandation de sécurité no 501 concernant le déficit de sécurité identique n'a pas été mise en place par l'EASA à ce jour. Par conséquent, le SESE renonce à une nouvelle recommandation de sécurité couvrant le même thème.

4.2 Avis de sécurité

Aucun

4.3 Mesures adoptées depuis l'accident pour améliorer la sécurité

Aucune

Berne, 17 décembre 2019

Service suisse d'enquête de sécurité