



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Domaine aviation

Rapport final no. 2194 du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA

concernant l'incident grave de l'avion
Tecnam P2002-JF, HB-KPG

survenu le 9 mars 2012

sur l'aéroport de Genève (LSGG)

Ursachen

Der schwere Vorfall ist auf einen Leistungsverlust des Motors nach dem Start zurückzuführen. Die Untersuchung konnte den Ursprung des Leistungsverlusts nicht mit Sicherheit bestimmen.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service d'enquête suisse sur les accidents (SESA) sur les circonstances et les causes de cet incident grave.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10^{ème} 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'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

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

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) qui au moment de l'incident grave correspondait à l'heure de l'Europe centrale (*central european time* – CET). La relation entre LT, CET et l'heure universelle coordonnée (*co-ordinated universal time* – UTC) est:
LT = CET = UTC + 1 h.

Rapport final

Type d'aéronef	Tecnam P2002-JF	HB-KPG		
Exploitant	Aéro-Club de Genève Groupe "vol à moteur", Case postale 60, 1217 Meyrin 2			
Propriétaire	SG Equipment Finance Schweiz AG, Gladbachstrasse 105, Postfach, 8044 Zurich			
Instructeur	Citoyen suisse, né en 1941			
Licence	Pilote privé (<i>private pilot licence – PPL(A)</i>) selon l'organisation de l'aviation civile internationale (OACI), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 15 septembre 1964			
Qualification de classe	Pour avions monomoteurs à pistons (<i>single engine piston – SEP (land)</i>) valable jusqu'au 26 février 2013			
Qualifications	Instructeur de vol (<i>flight instructor – FI (A)</i>) valable jusqu'au 21 juin 2014 <i>Language proficiency: english level 4</i> , valable jusqu'au 26 février 2015			
Certificat médical	Classe 2 (PPL), doit porter des lunettes VDL (<i>shall wear corrective lenses</i>), établi le 8 février 2012, valable jusqu'au 9 février 2013			
Heures de vol	total	1951 h	au cours des 90 derniers jours	12:15 h
	sur le type en cause	220:15 h	au cours des 90 derniers jours	9:24 h
Elève	Citoyen français, né en 1976			
Licence	Carte élève établie par l'OFAC le 2 décembre 2010			
Qualification	<i>Language proficiency: english level 4</i> , valable jusqu'au 20 octobre 2015			
Certificat médical	Classe 2 (PPL), établi le 4 novembre 2010, valable jusqu'au 4 novembre 2015			
Heures de vol	total	48:02 h	au cours des 90 derniers jours	4:49 h
	sur le type en cause	48:02 h	au cours des 90 derniers jours	4:49 h
Lieu	Aéroport de Genève (LSGG)			
Coordonnées	---	Altitude	1411 ft AMSL	
Date et heure	9 mars 2012, 14 h 15 min			
Type de vol	VFR de jour, instruction			
Phase de vol	Montée initiale			
Nature de l'incident grave	Perte de puissance			

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 aucun

Dommmages à des tiers aucun

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol repose sur les enregistrements des communications radiotéléphoniques, les dépositions de l'instructeur et de différents informateurs.

1.1.2 Faits antécédents

En automne 2011, à deux jours d'intervalle avec l'avion HB-KPG, deux instructeurs ont observé des baisses de régime de 50 à 100 RPM¹ durant 2 à 3 secondes lors du premier vol de la journée. Ces baisses de régime sont apparues environ 1 minute après la mise en puissance pour le décollage. Ce phénomène a été également observé sur d'autres avions similaires Tecnam de l'Aéro-Club de Genève. Suite à un échange d'informations avec des pilotes d'autres aérodromes utilisant également ce type d'aéronefs, la direction de l'école a retenu comme explication plausible un possible gommage des pointeaux des carburateurs dû à la qualité d'essence automobile sans plomb SP98. L'Aéro-club exploitait une citerne avec ce carburant dévolue, entre autre, à l'utilisation des avions Tecnam. Le 24 février 2012, l'essence SP98 de la citerne a été remplacée par de l'essence AVGAS UL91.

1.1.3 Le vol de l'incident grave

Le 9 mars 2012, l'instructeur et son élève se retrouvent peu après midi dans les locaux de l'Aéro-Club de Genève pour y effectuer la préparation du vol prévu l'après-midi. A savoir trois tours de piste en double-commande puis un vol de radionavigation en solo. Ils consultent les documents météorologiques, les *notice to airmen* (NOTAM), le *daily airspace bulletin Switzerland* (DABS) et l'instructeur vérifie la préparation du vol de radionavigation. Puis tous deux se rendent au hangar de l'Aéro-Club pour sortir l'avion HB-KPG. Il s'agit du premier vol de la journée pour cet aéronef. Ils procèdent à l'avitaillement de 25 litres de carburant AVGAS UL91 et effectuent tous les contrôles extérieurs selon la checklist (*external inspection*) qui inclut les purges (*fuel drains*) des réservoirs et de l'alimentation du moteur. La mise en marche du moteur s'effectue sans problème.

Le Tecnam HB-KPG roule ensuite jusqu'au point d'attente de la piste 05 gazon de l'aéroport de Genève. Le vent souffle à environ 20 kt et vient de l'arrière droit de l'appareil avec un angle d'environ 30°. Cette position est maintenue pendant une vingtaine de minutes afin de permettre le préchauffage du moteur et de procéder à l'introduction de données de navigation dans le *global positioning system* (GPS) de bord. Durant cette période le moteur fonctionne normalement à 1100 RPM. L'essai du moteur ainsi que les vérifications avant le décollage sont effectués sans qu'aucune anomalie ne soit constatée.

A 14 h 11 min 48 sec l'équipage reçoit l'autorisation de s'aligner sur la piste 05 gazon puis celle du décollage à 14 h 13 min 51 sec. Peu après, l'élève aux commandes applique la pleine puissance. La commande du réchauffage des carburateurs est sur *PUSH OFF*. Selon l'instructeur, après le décollage tout est normal jusqu'au deux tiers de la piste où le moteur commence à perdre de la

¹ Le moteur de l'avion HB-KPG est équipé d'un réducteur avec un coefficient de 2.43. A moins d'indication contraire, les valeurs *revolutions per minute* (RPM) du rapport sont celles de l'hélice et sont lues sur le compte-tours du cockpit.

puissance (voir annexe 1). En une dizaine de secondes le régime de l'hélice passe de 2000 à 1500 RPM et des vibrations apparaissent. L'instructeur reprend alors les commandes. Il décrit ces vibrations de fréquence constante, d'intensité moyenne à forte sans bruit mécanique anormal.

L'avion se trouve à l'altitude d'environ 1650 ft et l'instructeur juge qu'il est trop haut pour atterrir droit devant lui sur la piste 05 gazon. Il décide de longer la lisière sud de la forêt située dans le prolongement de la piste. L'avion ne parvient pas à monter et maintient une altitude de 1700 ft avec une vitesse de vol comprise entre 65 et 70 *knots indicated airspeed* (KIAS). L'instructeur essaie de varier quelque peu la puissance, sans manipuler la commande du réchauffage des carburateurs, mais les vibrations continuent.

Le contrôleur Tour observe le HB-KPG évoluer à basse hauteur. Il appelle le pilote et lui demande s'il a des problèmes. L'instructeur répond qu'il a des problèmes moteur et demande un atterrissage court sur la piste 23 béton. Il ne déclare pas de situation d'urgence. A 14 h 16 min 13 sec, le contrôleur l'autorise pour un virage à droite et un atterrissage court sur la piste 23 béton. L'instructeur tourne à droite au travers du début de la piste 23. En courte finale, lors de la réduction complète de la puissance, les vibrations cessent. Les volets de courbure sont toujours en position de décollage. Le Tecnam atterrit normalement sur la piste 23 béton aux environs du marquage principal de la zone d'atterrissage (voir annexe 1).

L'instructeur libère rapidement la piste à l'intersection « Y », rejoint la baie d'attente et s'arrête. Le contrôleur l'informe de la venue imminente des services de secours. Le moteur tourne encore et l'instructeur ne change rien aux diverses commandes du moteur et du circuit d'essence. Il effectue un essai du moteur à pleine puissance et ce dernier fonctionne normalement avec le minimum prescrit de 2000 RPM. Ensuite, accompagné par les services de secours, le HB-KPG rejoint le hangar de l'Aéro-Club et le moteur est arrêté.

Une vingtaine de minutes plus tard le chef instructeur démarre à nouveau le moteur du HB-KPG et procède à un essai. Il ne constate aucune anomalie. Suite à l'incident, l'instructeur et son chef se concertent et décident d'avertir le SESA.

1.1.4 Remarques concernant l'élève et le trafic aérien lors de l'incident

L'élève n'est pas intervenu sur les commandes. Il a participé à la surveillance des instruments et a assisté l'instructeur.

Afin de libérer la piste 23 béton pour l'atterrissage du HB-KPG, le contrôleur a dû faire évacuer la piste 05 à un avion aligné pour le décollage à l'intersection « Z » (voir annexe 1). Il a également dû ordonner une remise de gaz à un avion de ligne établi en finale sur l'approche du système d'atterrissage aux instruments (*instrument landing system* – ILS) de la piste 05.

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Situation générale

Une haute pression au sol s'étendait de la Bretagne à la Tchéquie. En altitude, une dorsale s'étendait des îles Canaries jusqu'au golfe de Gascogne. Sur son flanc ouest s'étirait une étroite et faible zone dépressionnaire d'altitude. Les Alpes se trouvaient à sa bordure nord avec un vent d'altitude venant de l'est.

1.2.2 Conditions météorologiques au moment et sur le lieu de l'incident

Une bise soutenue soufflait sur le Plateau et amenait de l'air sec vers le lac Léman. Il y avait quelques cumulus de beau temps le long du Jura ayant une base vers 1600 m/M.

Les informations suivantes sont basées sur le METAR de 13:50 UTC. La visibilité météorologique est basée sur le message SYNOP de Genève-Cointrin de 15:00 UTC.

Temps/Nuages	1-2/8 à 3700 ft AAL
Visibilité	27 km
Vent	030° / 16 kt, rafales jusqu'à 27 kt
Température et point de rosée	09 °C / -05 °C
Pression atmosphérique (QNH)	QNH LSGG 1033 hPa
Dangers	Aucun

1.2.3 Données astronomiques

Position du soleil	Azimut: 218°	Hauteur: 33°
Conditions d'éclairage	Jour, milieu d'après-midi	

1.2.4 Observations d'aérodrome de Genève

Les observations d'aérodrome (aerodrome routine meteorological report – METAR) suivant étaient valables pour la période comprise entre 12:50 UTC et le moment de l'incident:

LSGG 091250Z 03016G27KT 340V060 9999 FEW037 09/M05 Q1033 NOSIG=

Ce qui signifie en texte clair:

Le 9 mars 2012, peu avant la publication du METAR de 12:50 UTC, les conditions météorologiques suivantes ont été observées:

Vent	030° à 16 kt, rafales jusqu'à 27 kt Vent variant entre 340° et 060° durant les 10 min avant la publication de l'observation
Visibilité météorologique	Plus de 10 km
Précipitations	Temps sec
Nébulosité	1-2/8 à 3700 ft AAL
Température	09 °C
Point de rosée	-05 °C
Pression atmosphérique (QNH)	1033 hPa, pression réduite au niveau de la mer selon les valeurs de l'atmosphère standard (<i>international standard atmosphere – ISA</i>)
Prévision d'atterrissage	pas de changement significatif pour les deux prochaines heures

Les observations ayant précédé l'incident grave étaient les suivantes:

LSGG 091320Z 03016KT 330V060 9999 FEW037 09/M04 Q1033 NOSIG=

LSGG 091250Z 03016G27KT 340V060 9999 FEW037 09/M05 Q1033 NOSIG=

LSGG 091220Z 04015KT 360V070 9999 FEW035 08/M04 Q1033 NOSIG=

LSGG 091150Z 03017KT 350V060 9999 FEW035 08/M04 Q1034 NOSIG=

1.3 Renseignements sur l'aéronef

1.3.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-KPG
Type d'aéronef	Tecnam P2002-JF
Caractéristiques	Monomoteur biplace côte à côte à ailes basses. 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	2010
N° de série	125
Certification de base	EASA CS-VLA ² du 14 novembre 2003
Propriétaire	SG Equipment Finance Schweiz AG, Gladbachstrasse 105, Postfach, 8044 Zurich
Exploitant	Aéro-Club de Genève Groupe "vol à moteur", Case postale 60, 1217 Meyrin 2
Moteur	Constructeur: BRP Rotax GmbH & Co.KG, 4623 Gunskirchen (Autriche) Type: Rotax 912 S2, 4 cylindres opposés horizontalement, configuration "Boxer", avec culasses à refroidissement liquide et cylindres à refroidissement à air. Equipé de 2 carburateurs à membrane, réglage automatique du mélange. Avec réducteur intégré de 1 à 2.43, les valeurs lues sur le compte-tour du cockpit (RPM) indiquent la vitesse de rotation de l'hélice. Puissance au décollage: maximum 5 minutes, 98.5 hp / 73.5 kW, 2388 RPM hélice Puissance en continu: 92.5 hp / 69 kW, 2265 RPM hélice N° de série: 4.923.939 Année de construction: 2010
Hélice	Constructeur: Hoffmann Propeller GmbH & Co. KG, Rosenheim (Allemagne) Type: HO 17GHM A 174177C, bipale à pas fixe, de construction mixte, bois et composite N° de série: 80069
Equipement	Instrumentation VFR
Heures d'exploitation	Cellule et moteur: 968:38 h <i>time since new</i> (TSN) Hélice: 963:38 h TSN

² VLA – *very light aeroplanes* – 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 (CAS). Utilisation en VFR de jour uniquement.

Nombre d'atterrissages	2740
Masse maximale autorisée	600 kg au décollage
Masse et centre de gravité	La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel de vol (<i>aircraft flight manual</i> - AFM)
Entretien et contrôles techniques	Le dernier contrôle de 100 h a été effectué le 14 décembre 2011 à 903:15 h TSN Le dernier contrôle de 50 h a été effectué le 2 mars 2012 à 959:36 h TSN
Types de carburant autorisés	MOGAS EN 228 Premium/ Premium plus (min RON 95) ou AVGAS 100LL ou UL91
Type de carburant utilisé	AVGAS UL91 (voir 1.3.2)
Quantité de carburant	L'avion est équipé de deux réservoirs installés dans les ailes, d'une contenance de 50 litres chacun. La quantité totale de carburant inutilisable est 1 litre. Avant le vol de l'incident grave, 25 litres de carburant ont été ajoutés. La quantité restante dans les réservoirs était suffisante pour effectuer le vol projeté.
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC le 24 juin 2010 / Nr. 1
Certificat de navigabilité	Catégorie, CS-VLA / Normal, établi par l'OFAC le 20 août 2010
Certificat d'examen de navigabilité	Délivré par l'OFAC le 27 juillet 2011 Date d'expiration: 20 août 2012
Champ d'utilisation	VFR de jour

1.3.2 Informations sur les carburants

L'AVGAS UL91 est une essence aviation sans plomb spécialement conçue pour les moteurs des avions légers. Sans éthanol elle est conçue pour préserver les réservoirs et les circuits de carburants. En effet, les alcools peuvent être nocifs pour certains composants et présentent l'inconvénient de capter l'eau.

Elle répond à la norme internationale ASTM D7547³. Son indice d'octane *moteur octane number* (MON) est supérieur à 91 et à celui des essences non aéronautiques de type SP98, dont le MON est de 87. L'indice d'octane MON reflète le comportement du carburant en cas d'utilisation à pleine puissance, comme c'est le cas en aéronautique.

1.3.3 Alternateur supplémentaire

Cet avion a été importé en suisse à l'état de neuf en juin 2010 avec le moteur équipé d'un alternateur supplémentaire 12 V 40A DC *external alternator optional kit*. Cette installation permet de palier à la trop grande consommation électrique lorsque tous les consommateurs de l'avion sont enclenchés. Ce kit alternateur est positionné sur le côté gauche, devant le cylindre no. 2, dans le flux d'air de refroidissement du capot moteur (voir Fig. 3).

³ ASTM D7547 – American Society for Testing and Materials

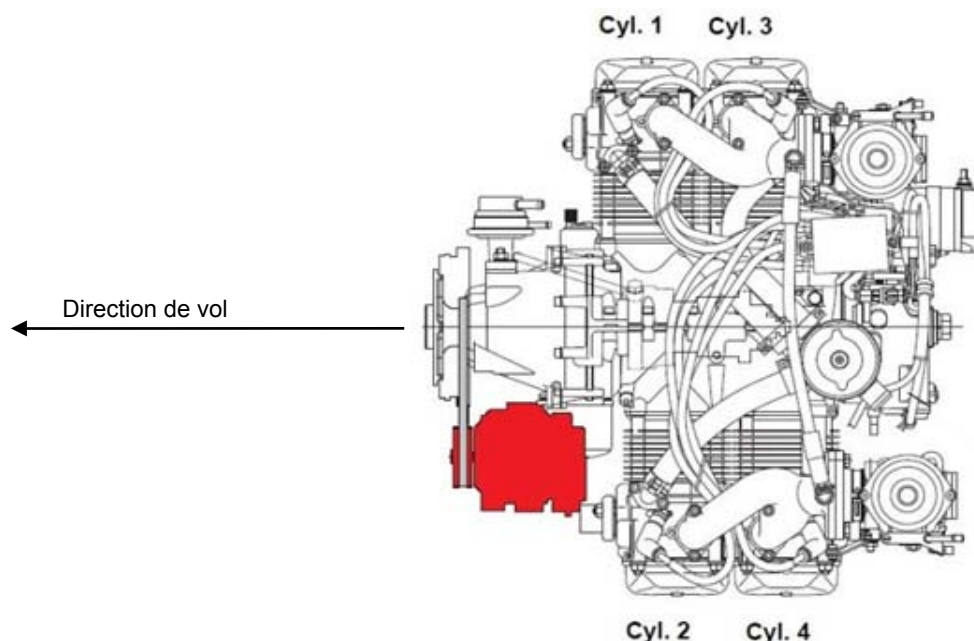


Fig. 1: Moteur Rotax 912 S2, vue de dessus, avec le kit alternateur supplémentaire (marqué en rouge) installé devant le cylindre no. 2

1.3.4 Refroidissement du moteur

Les culasses sont à refroidissement liquide; les cylindres sont refroidis par le flux d'air produit par la rotation de l'hélice et le vent relatif. La rotation de l'hélice bi-pale du HB-KPG se fait dans le sens horaire vu du cockpit. De ce fait l'air de refroidissement arrive depuis le bas vers les cylindres no. 2 et 4 situés sur le côté gauche et il est quelque peu freiné par le kit alternateur supplémentaire. Alors que du côté droit le flux d'air arrive vers les cylindres no. 1 et 3 depuis le haut sans être freiné.



Fig. 2: Côté droit – entrée d'air des cylindres no. 1 et no. 3



Fig. 3: Côté gauche – entrée d'air des cylindres no. 2 et no. 4 avec le kit alternateur supplémentaire

Les moteurs Rotax de certains constructeurs d'avions de la même catégorie que le HB-KPG (VLA) sont équipés de canaux de ventilation (*cooling air ducts*) pour le refroidissement des cylindres. Le Tecnam P2002-PF n'en est pas équipé.

1.3.5 Travaux d'entretien

Les derniers travaux d'entretien du HB-KPG ont été effectués par MécanAir SA à Ecuvillens et Yverdon-les-Bains.

Lors du contrôle de 100 h du 14 décembre 2011 à 903:15 h TSN, les carburateurs ont été déposés et révisés. Un démontage complet a été effectué, les

pièces ont été nettoyées aux ultrasons. La conformité des pièces a été vérifiée et les pièces défectueuses ont été remplacées. Un réglage des niveaux des cuves et un contrôle d'étanchéité ont également été effectués. Les carburateurs ont été réinstallés sur le moteur et une synchronisation avec un réglage du ralenti a été exécutée. Toutes les bougies ont également été remplacées.

Lors du contrôle de 50 h du 2 mars 2012 à 959:36 h TSN, le réservoir d'huile a été déposé pour un contrôle et un nettoyage. La vérification du bouchon magnétique n'a pas fait l'objet d'une remarque concernant la présence d'éventuelles particules métalliques. Aucune intervention sur les carburateurs n'est prévue et n'a été attestée dans les documents techniques.

1.4 Givrage des carburateurs

1.4.1 Evénement similaire

Le 8 avril 2012, lors d'un vol avec un avion Tecnam similaire au HB-KPG, le chef instructeur a observé peu après le décollage une baisse de régime de 100 RPM accompagnée de légères vibrations. Il a tiré partiellement le réchauffage des carburateurs et les vibrations ont cessé. Jusqu'à cet événement, le chef instructeur ne pensait pas qu'il était possible d'avoir du givrage des carburateurs après le décollage avec les Tecnam de l'école.

Les observations d'aérodrome (*aerodrome routine meteorological report – METAR*) de Genève (LSGG) étaient les suivantes:

LSGG 081050Z 03009KT 340V050 9999 -SHRA FEW039 SCT050 BKN060 08/M01 Q1013 NOSIG=

LSGG 081020Z 33007KT 260V030 9999 FEW045 SCT050 BKN060 09/M01 Q1012 NOSIG=

LSGG 080950Z 33008KT 260V050 9999 FEW040 BKN060 09/M01Q1012 NOSIG=

1.4.2 Risque de givrage des carburateurs

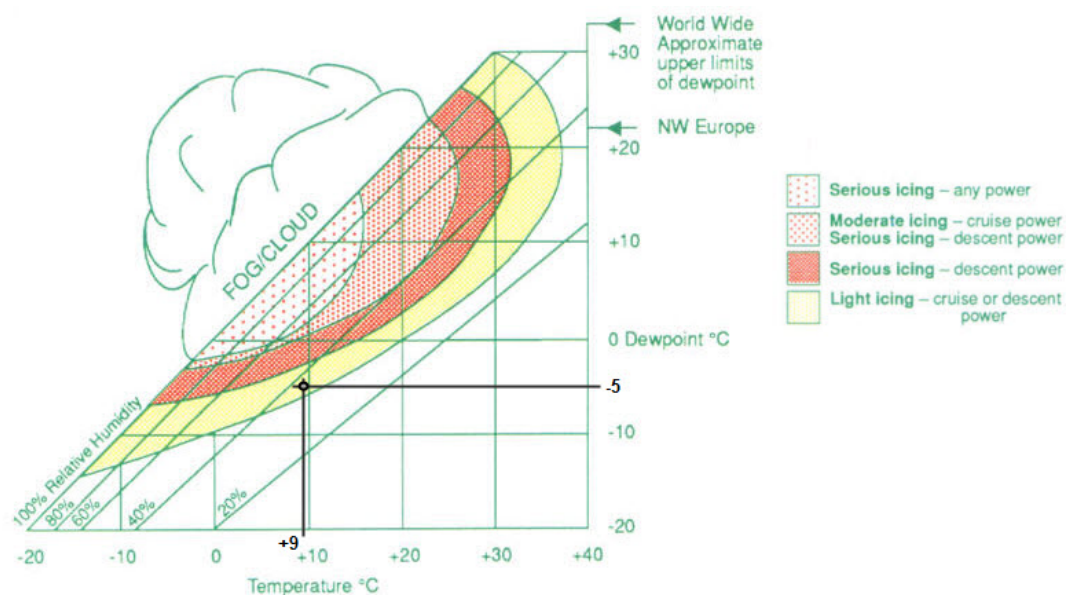


Fig. 4: Risque d'un givrage carburateur en fonction de la température (+9 °C) et du point de rosée (-5 °C), (source : Australian Transport Safety Bureau – ATSB)

Selon la température et les conditions d'humidité qui prévalaient au moment de l'incident grave, la Fig. 4 indique qu'il existait « *un faible risque de givrage des carburateurs en vol de croisière ou en descente* ». L'incident grave a eu lieu juste après le décollage.

Le 8 avril 2012, le chef instructeur a rencontré du givrage juste après le décollage. Afin de comparer le risque de givrage le jour de l'incident grave avec celui du 8 avril 2012, le tableau ci-dessous a été complété en utilisant la Fig. 4.

Date du vol	Heure	Température/ Point de rosée	Risque de givrage des carburateurs
9 mars 2012 Vol de l'incident grave, HB-KPG	13:15 UTC		---
9 mars 2012	12:50 UTC	09 / -05 °C	faible en descente
9 mars 2012	12:20 UTC	08 / -04 °C	faible en descente
9 mars 2012	11:50 UTC	08 / -04 °C	faible en descente
Date du vol	Heure	Température/ Point de rosée	Risque de givrage des carburateurs
8 avril 2012 Observation de givrage après le décollage	10:32 UTC		---
8 avril 2012	10:50 UTC	08 / -01 °C	sérieux en descente
8 avril 2012	10:20 UTC	09 / -01 °C	sérieux en descente
8 avril 2012	09:50 UTC	09 / -01 °C	sérieux en descente

Tableau 1: Comparatif des vols du 9 mars et du 8 avril 2012 (avion du même type que le HB-KPG)

Plusieurs graphiques similaires à celui de la Fig. 4 ont été consultés pour les besoins de l'enquête; celui du *Australian Transport Safety Bureau* (ATSB) a été retenu pour ce rapport. Tous indiquaient une même évaluation du risque de givrage. De même, dans les conditions météorologiques de l'incident grave, la plupart des graphiques présentent une zone où une faible variation de température ou du point de rosée provoque une augmentation significative du risque de givrage.

Les graphiques de givrage sont généralement établis pour l'utilisation d'essence AVGAS 100 LL ou AVGAS UL91. L'essence automobile (MOGAS) peut contenir plus d'eau que l'AVGAS ce qui présente un risque de givrage supérieur.

1.4.3 Extrait de la publication de Transports Canada

Selon l'information extraite du *Manuel d'information de Transports Canada [AIM de TC]* article 2.3 de la section AIR, le givrage du carburateur est une cause courante d'accidents d'aviation.

(...) Il est évident que les moteurs à injection ont très peu d'accidents dus au givrage du système d'admission d'air mais, autrement, aucune combinaison moteur et avion n'est favorisée. La plupart des accidents dus au givrage du carburateur sont causés par la formation de glace en croisière normale. Il est possible

que ce fait provienne d'un relâchement de la vigilance du pilote qui pense moins au givrage aux régimes élevés que lors d'une descente à puissance réduite.

Dans la plupart des accidents où le givrage du carburateur est en cause, le pilote n'a pas bien compris le mécanisme de la formation du givre et ce qui se passe lorsqu'il met en marche le réchauffage du carburateur. Par ailleurs, il lui est difficile de comprendre les mesures correctives s'il ne connaît pas le processus de givrage du carburateur.... Le pilote doit apprendre à accepter de voir son moteur tourner de façon irrégulière pendant une minute environ lorsque le réchauffeur fait fondre la glace dont les morceaux se détachent et passent dans le moteur (...).

1.5 Renseignements en matière d'organisation et de gestion

L'Aéro-Club de Genève, Groupe "vol à moteur" exploitait une flotte d'une dizaine d'avions monomoteurs dont trois Tecnam P2002-JF, équipés de moteurs Rotax 912 S2. L'avitaillement de ces trois derniers s'effectuait à partir d'une citerne spécifique contenant du carburant sans plomb SP98 (MOGAS). Le 24 février 2012, le contenu de la citerne a été remplacé par du carburant sans plomb AV-GAS UL91.

Le 18 février 2012, le HB-KPG avait été avitaillé avec du carburant AVGAS 100LL. Depuis le 24 février 2012 le HB-KPG a volé environ 25 heures uniquement avec du carburant AVGAS UL91, sans rencontrer de problème particulier depuis ce changement de carburant.

1.6 Examens du moteur le jour de l'événement

1.6.1 Aspect général

L'état visuel extérieur du moteur n'a montré aucune anomalie. Aucune fuite de liquide n'a été constatée à l'exception d'un très léger suintement d'huile provenant du joint d'étanchéité du cache soupapes du cylindre no. 2. Ce suintement a légèrement contaminé le câble d'allumage de la bougie inférieur de ce même cylindre.

1.6.2 Systèmes de refroidissement et de lubrification

L'inspection du système de refroidissement liquide des culasses n'a pas montré de fuite à l'exception d'un léger suintement au niveau du thermostat. La quantité de liquide était correcte.

Le niveau d'huile a été contrôlé selon la description de l'AFM. La jauge indiquait un surplus d'huile d'environ 1 dl. L'huile était propre et limpide, le HB-KPG a effectué 9:02 h de vol depuis de dernier contrôle de 50 heures.

Le réservoir d'huile a été vidé à travers un tissu filtrant. Aucune particule métallique ou autre contamination n'a été observée. Le détecteur magnétique de métaux *chip detector* installé sur le réducteur a été vérifié et aucune particule métallique n'a été décelée.

1.6.3 Système d'allumage

Lors du démontage des bougies, le filetage de ces dernières était recouvert d'une pâte lubrifiante grisâtre. Dans le manuel de maintenance, le constructeur du moteur préconise d'utiliser une pâte spécifique conductrice de chaleur de couleur blanche.

Les bougies des cylindres no. 1, no. 3 et no. 4 ne présentaient aucune anomalie. Elles étaient de couleurs semblables et avaient une usure normale.

Les bougies du cylindre no. 2 et plus spécifiquement la bougie inférieure étaient contaminées par des dépôts (voir Fig. 5 et Fig. 6) de petites perles sur l'électrode et sur l'isolant en céramique.



Fig. 5: Electrodes de la bougie inférieure du cylindre no. 2



Fig. 6: Electrodes de la bougie supérieure du cylindre no. 2

1.6.4 Analyse du carburant

Des échantillons du carburant AVGAS UL91 ont été prélevés dans les deux ailes et par la purge du filtre principal pour être analysés. Selon le laboratoire d'analyse les deux échantillons d'ailes étaient sans particule solide, sans teneur en eau non-dissoute et avaient une teneur d'environ 1.5 % de (V/V) méthyl tertbutyl-éther (MTBE). Cette teneur est plus élevée que dans l'essence AVGAS conventionnelle. L'analyse de l'échantillon d'essence du filtre principal était identique à celle des réservoirs des deux ailes, mise à part une teneur en plomb insignifiante.

1.7 Examens des cylindres et du système d'alimentation en carburant

1.7.1 Introduction

Les examens décrits ci-après ont été effectués entre le 12 et le 16 mars 2012.

1.7.2 Examen des cylindres

Après le démontage des bougies, la force nécessaire à la rotation manuelle de l'hélice a démontré que la friction des pistons et du réducteur était normale.

Une mesure des compressions a été effectuée sur les quatre cylindres. Les valeurs obtenues étaient identiques et conformes aux normes du constructeur.

L'inspection des cylindres avec un endoscope (voir photos ci-dessous) n'a pas révélé de défauts majeurs ou de détériorations visibles sur les cylindres no. 1, 3 et 4. Par contre, les dépôts constatés sur la surface du piston et de la culasse du cylindre no. 2 sont plus marqués, indiquant une température de fonctionnement plus élevée que celle des autres cylindres.

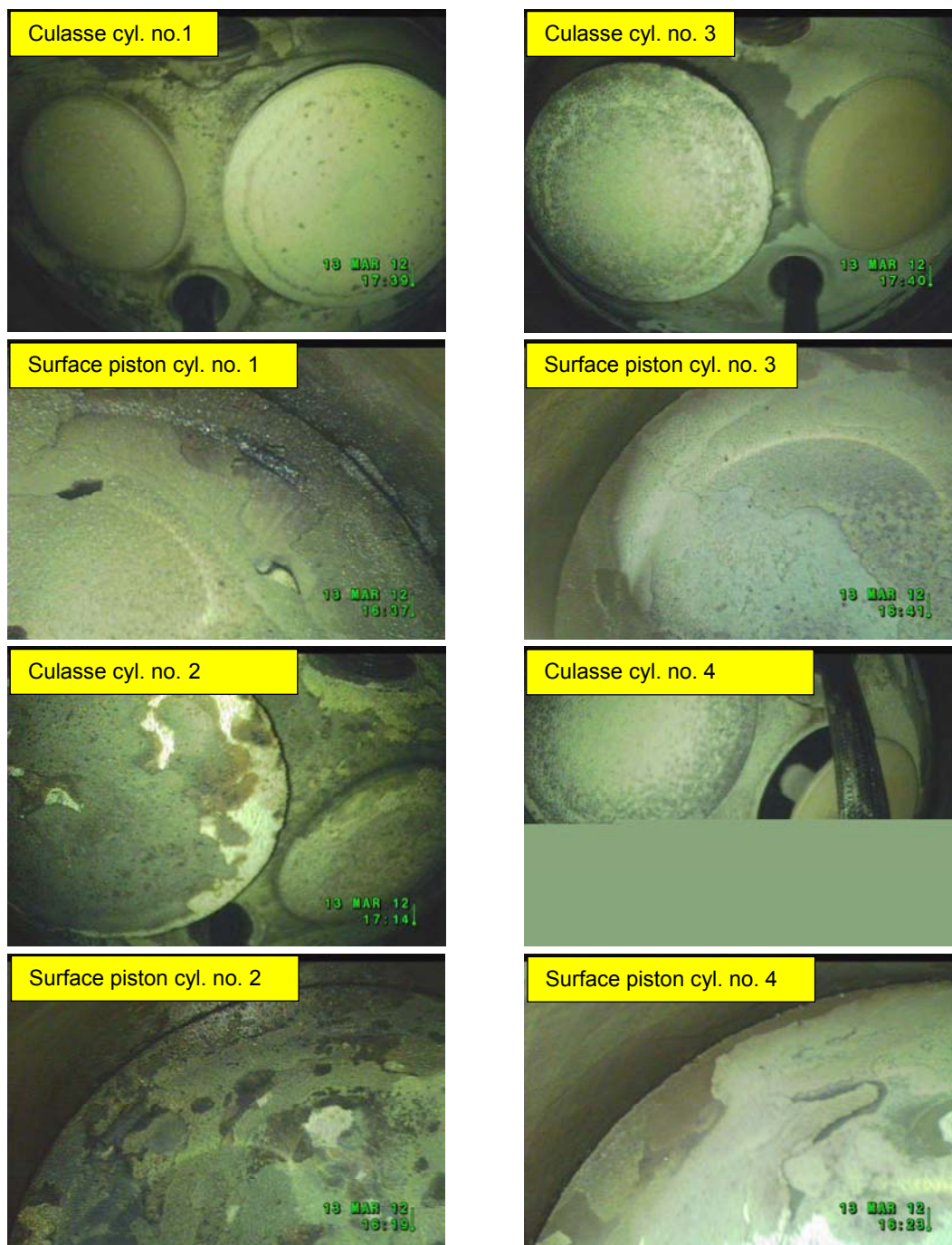


Fig. 7: Images de l'examen endoscopique du 13 mars 2012

1.7.3 Système d'alimentation de carburant

Les filtres à carburant ont été vérifiés. Il n'y avait aucune trace de contamination.

Les carburateurs ont été vérifiés. Les cuves étaient sans contamination visible. Les gicleurs étaient propres. Les flotteurs et les mécanismes des pointeaux fonctionnaient normalement.

Le détecteur magnétique de métaux de la pompe à essence électrique n'était pas contaminé.

1.7.4 Examens complémentaires des carburateurs

Après les différents tests et vérifications effectués sur le moteur, les deux carburateurs ont été déposés pour une inspection approfondie. Le rapport de travail précise: *... "Démontage des carburateurs, nettoyage des pièces et nettoyage du corps des carburateurs aux ultrasons. Vérification de la conformité des pièces. Contrôle de l'état et remplacement des pièces selon le manuel de maintenance Rotax. Remontage complet et test d'étanchéité. ...Aucun défaut n'a été constaté sur les carburateurs. ...Remplacement des bougies, repose des carburateurs après inspection et effectué une synchronisation des carburateurs. Effectué run-up de vérification."* La synchronisation et le point fixe (*run-up*) ont été effectués le 16 mars 2012.

1.8 Examens supplémentaires

1.8.1 Système de mesures des températures de culasses

Une sonde de température de culasses (*cylinder head temperature* – CHT) est installée d'origine sur les culasses des cylindres no. 2 et 3. Cependant, une seule sonde est connectée à l'indicateur du cockpit, à savoir celle du cylindre no. 3. Selon l'AFM, la température d'exploitation normale, arc vert de l'indicateur CHT, se situe entre 50 et 135 °C.

Lors d'un *run-up* du HB-KPG, un test comparatif des températures des culasses des cylindres no. 2 et 3 à l'aide de l'indicateur CHT du tableau de bord et des deux sondes installées sur les culasses a montré des valeurs identiques.

1.8.2 Mesures comparatives des températures des cylindres

A l'aide d'un thermomètre à infrarouge, plusieurs mesures de température des cylindres ont été effectuées avec ou sans le kit alternateur supplémentaire installé. Dans le but de reproduire l'attente avant le décollage le moteur a fonctionné 25 minutes à 1100 RPM puis trois minutes à pleine puissance (2050 - 2100 RPM). Pendant ces essais l'avion était positionné dans des conditions similaires à l'incident grave, à savoir avec une composante de vent arrière droit. Les températures ont été mesurées immédiatement après l'arrêt du moteur.

Mesures	Températures moyennes [°C]			
	Cyl. no. 1	Cyl. no. 2	Cyl. no. 3	Cyl. no. 4
Avec kit alternateur supplémentaire installé	105	133	121	117
Sans le kit alternateur supplémentaire	111	137	123	123

Tableau 2: Mesures comparatives de température des cylindres

Ces résultats montrent que le cylindre no. 2 a une température moyenne de 28 °C supérieure à celle du cylindre no. 1 lorsque le kit alternateur supplémentaire est installé, et de 26 °C sans le kit alternateur supplémentaire.

En complément, des mesures supplémentaires de températures ont été effectuées à l'aide de capteurs de surface fixés sur les cylindres no. 1 et 2 du HB-KPG ainsi que sur deux autres Tecnam P2002-JF. Ces mesures ont montré que le cylindre no. 2 a une température toujours supérieure au cylindre no. 1 allant de 30 °C à 77 °C.

1.8.3 Expertise technique du moteur

Suite aux examens supplémentaires le moteur a été déposé pour effectuer plusieurs tests sur un banc d'essai.

Avant les essais, quelques vérifications ont été effectuées. La mesure des compressions a montré une perte de 10 % pour le cylindre no. 2 et 5 % à 6 % pour les autres cylindres. Le constructeur autorise une perte maximale de 25 %. Le moment de décollement (*Losbrechmoment*) et le moment de friction (*Reibmoment*) ont été mesurés et trouvés dans les normes du constructeur. La vérification du filtre à huile et du détecteur magnétique de métaux n'ont pas mis en évidence de particule métallique.

Le contrôle interne de l'échappement n'a pas révélé de défectuosité.

Lors du premier test, le moteur a été disposé dans sa configuration originale. C'est à dire que la pompe à carburant électrique a été installée conjointement avec la pompe à essence mécanique et la prise d'air d'origine. Les essais avec la pompe à carburant électrique enclenchée ou déclenchée n'ont pas mis en évidence de problème. Les pressions d'essence et d'huile, la température CHT, le nombre de tour et la puissance maximum du moteur étaient dans les tolérances du constructeur. Après le test, la mesure des compressions montrait une perte de 8 % pour le cylindre no. 2 et 6 % pour les autres cylindres.

Lors de cet essai, un test de comparaison de température a été effectué entre la culasse du cylindre no. 2 et la culasse du cylindre no. 3. L'indicateur CHT du cylindre no. 2, affichait 98 °C alors que celui du cylindre no. 3 indiquait 96 °C.

Lors du deuxième test, afin de simuler le temps d'attente effectué avant le décollage du vol de l'incident grave, le moteur a tourné pendant environ 20 minutes à 2500 *engine* RPM avant d'atteindre le régime maximum de 5800 *engine* RPM. Ce régime maximum a été maintenu pendant 5 minutes. Le moteur a fonctionné normalement, sans défectuosité et sans perte de puissance. Les pressions d'essence, d'huile et les températures CHT étaient dans les tolérances du constructeur.

Après ces deux tests au banc d'essai, l'inspection du filtre à huile et du détecteur magnétique du moteur n'a pas permis de détecter de particule métallique. Le démontage et l'inspection des deux carburateurs ont montré qu'une révision récente avait été effectuée et que les deux supports des flotteurs avaient été remplacés. Aucun défaut apparent n'a été constaté.

Toutes les bougies ont été démontées. Leur couleur de combustion était normale et elles n'étaient pas contaminées (voir Fig. 8).

Conclusions du rapport d'expertise:

- Les dépôts sur les bougies du cylindre no. 2 (voir 1.6.3) peuvent provenir de la pâte non-conforme à la spécification du motoriste.
- Les performances du moteur et les pressions de la pompe à carburant électrique, étaient conformes aux spécifications du motoriste.
- Toutes les pièces inspectées étaient conformes et aucune défectuosité n'a été constatée.
- La cause d'une perte de puissance ou d'une panne soudaine du moteur n'a pas pu être déterminée.



Fig. 8: Vue des 4 bougies inférieures après les tests du moteur au banc d'essai

La culasse et le cylindre no. 2 ont été démontés. Aucune défectuosité n'a été constatée et toutes les pièces étaient conformes.

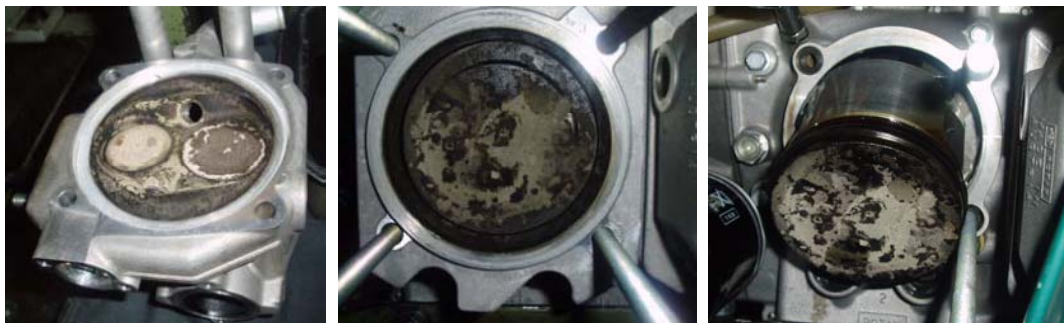


Fig. 9: Culasse et cylindre no. 2

1.9 Prises de position

1.9.1 Prise de position du motoriste

Selon l'extrait du manuel d'installation Rotax la température maximale autorisée mesurée sur la paroi du cylindre le plus chaud est de 200 °C. Le motoriste précise qu'il est crucial de respecter cette valeur maximale lors du processus de certification de l'aéronef. Une fois cette certification terminée, le motoriste ne spécifie pas de valeurs pour les maxima et les différences admissibles entre les cylindres. Tant que les températures d'huile, de liquide de refroidissement et des cylindres sont conformes aux limites du manuel d'installation, des canaux de ventilation (*cooling air ducts*) ne sont pas nécessaires.

Selon le motoriste les différences de température de cylindres mesurées individuellement peuvent varier selon le flux de l'air dans les capots moteur. Ces différences constatées, allant jusqu' à 30 °C, ne sont pas un problème pour le fonctionnement du moteur.

1.9.2 Prise de position du constructeur de l'avion

Le constructeur de l'avion ne spécifie aucune température de référence pour les cylindres du moteur. Selon l'AFM, la température maximale CHT ne doit pas dépasser 135 °C.

Bien que le constructeur n'équipe pas les avions Tecnam P2002-JF de canaux de ventilation (*cooling air ducts*) pour le refroidissement des cylindres, il précise qu'il n'a rencontré aucun problème avec le refroidissement des cylindres des moteurs de ce type d'avion. Cet équipement est conforme aux normes de certification CS-VLA. Il précise entre autre: " (...) *we don't use shrouds guides, this because, so far, we don't have any problem with actual air cooling system which is compliant with Certification Specification CS-VLA 1041. To date we have more than 50 aircraft embodying the supplementary alternator, without any similar problem shown.*"

Ce qui signifie: " (...) nous n'utilisons pas de canaux de ventilation, car nous n'avons jusqu'ici pas eu de problème avec le système de refroidissement qui est conforme aux spécifications de la certification CS-VLA 1041. A ce jour nous avons plus de 50 appareils équipés d'un alternateur supplémentaire, sans avoir rencontré aucun problème similaire."

Le constructeur explique que les différences de températures entre les cylindres gauche et droite sont probablement dues à l'écoulement asymétrique de l'air causé par la rotation de l'hélice.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Expertise carburant

L'analyse de l'échantillon d'essence du filtre principal était identique à celle des réservoirs des deux ailes, mise à part une teneur en plomb insignifiante. La présence de cette substance est probablement due à l'utilisation antérieure de carburant contenant du plomb. L'enquête conclut que la qualité du carburant n'était pas en cause.

2.1.2 Expertise technique

Les différentes interventions et expertises effectuées du 9 au 16 mars 2012 sur le moteur et sur les carburateurs et les essais du moteur au banc n'ont pas mis en évidence d'anomalie pouvant expliquer un mauvais fonctionnement temporaire du moteur.

2.1.3 Mesures comparatives des températures

Les mesures de températures de culasses n'ont pas mis en évidence de différences significatives entre les culasses. Ceci s'explique par le système de refroidissement à eau.

Par contre, les mesures de températures des cylindres refroidis à air ont montré que le cylindre no. 2 est toujours plus chaud que le no. 1 et que ce phénomène:

- est indépendant de l'installation ou pas du kit alternateur supplémentaire
- est indépendant du type de thermomètre ou de capteurs utilisés
- a été constaté sur deux autres Tecnam du même type

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Décisions et manipulations dans le cockpit

La décision prise par l'instructeur d'atterrir sur la piste 23 béton était appropriée au vu de l'altitude atteinte et de la faible puissance résiduelle disponible. La perte de puissance et la faible vitesse de vol ont conduit l'instructeur à ne pas changer la configuration de l'avion ni celle des commandes du moteur. Ceci était également une décision adéquate.

2.2.2 Contrôleur de la circulation aérienne et communications

Les communications radiotéléphoniques se sont déroulées normalement. Depuis la tour de contrôle, le contrôleur a observé le décollage du HB-KPG et rapidement conclu que ce dernier avait probablement des problèmes. Il a réagi promptement et de manière appropriée en autorisant le pilote à atterrir rapidement sur la piste 23 béton.

2.3 Hypothèses

2.3.1 Généralités

Le moteur ne s'est jamais arrêté et aucune trace de problème mécanique n'a été mise en évidence.

Selon le SESA, les deux hypothèses suivantes sont les plus plausibles compte tenu des observations et des informations rassemblées au cours de l'enquête et ne représentent pas une liste exhaustive.

2.3.2 Hypothèse d'une surchauffe momentanée

Après les tests sur le banc d'essai, aucune des bougies n'étaient contaminées (voir Fig. 8). Ceci peut s'expliquer par les conditions de refroidissement différentes lorsque le moteur est installé sur l'avion.

Après l'incident grave, les bougies du cylindre no. 2 et plus spécifiquement la bougie inférieure (voir 1.6.3) étaient contaminées par des petites perles sur l'électrode et sur l'isolant en céramique (voir Fig. 5 et Fig. 6). Celles-ci attestent d'une température de fonctionnement trop élevée dans ce cylindre.

L'attente de l'avion avant le décollage, d'environ 20 minutes à bas régime avec le vent venant de l'arrière droit et l'écoulement asymétrique de l'air provoqué par la rotation de l'hélice ont pu conduire à une insuffisance de refroidissement du cylindre no. 2. La pleine puissance est appliquée et vérifiée quelques secondes après avoir reçu l'autorisation de s'aligner. Juste après le décollage, à pleine puissance, la température du cylindre no. 2 a pu atteindre une valeur suffisante pour provoquer l'auto-allumage du carburant avant le point d'allumage normal, entraînant une perte de puissance accompagnée de fortes vibrations.

2.3.3 Hypothèse de givrage des carburateurs

Il existe une certaine similitude des conditions météorologiques favorables à un risque de givrage des carburateurs (voir Tableau 1) entre le vol de l'incident grave et celui de 8 avril 2012. Les baisses de régimes observées pourraient avoir comme cause commune le givrage des carburateurs. Toutefois le risque de givrage était plus élevé le 8 avril 2012 que le jour de l'incident grave. La différence résidait dans le point de rosée qui était plus bas le 9 mars 2012.

2.4 Reprise de l'enquête

Le SESA a décidé, en s'appuyant sur les connaissances disponibles, de clore l'enquête technique dans le cadre de cet incident grave. Si dans une période de dix ans suivant la publication du rapport définitif, de nouveaux faits étaient reconnus, le SESA pourrait décider, selon l'article 33 de l'Ordonnance relative aux enquêtes sur les accidents d'aviation et sur les incidents graves (OEAA), de reprendre à sa convenance ou sur demande l'enquête de cet incident grave.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Déroulement du vol

- Le vol de l'incident était le premier vol du jour
- L'avion est resté au point d'attente 05 une vingtaine de minute à 1100 RPM
- Après le décollage de la piste 05 gazon, le régime de l'hélice a diminué d'environ 500 RPM, avec de fortes vibrations
- L'avion a atterri normalement sur la piste 23 béton et a évacué la piste
- Le moteur ne s'est jamais arrêté et fonctionnait normalement après l'atterrissage

3.1.2 Aspects techniques

- L'avion était admis à la circulation VFR de jour
- Le 14 décembre 2011 à 903:15 h TSN, un contrôle de 100h a été effectué et les carburateurs ont été déposés, révisés et réglés. Toutes les bougies ont été remplacées
- Le 24 février 2012, l'essence SP98 de la citerne spécifique pour les moteurs Rotax a été remplacée par une essence de qualité AVGAS UL91
- Le HB-KPG a volé environ 25 heures en utilisant que du carburant AVGAS UL91 sans rencontrer de problème particulier
- Du carburant AVGAS UL91 était utilisé lors de l'incident grave
- Le 2 mars 2012 à 959:36 h TSN, un contrôle 50 heures a été accompli et aucun travail sur les carburateurs n'a été attesté
- Les analyses de carburant n'ont rien révélé d'anormal
- Après l'incident grave, les bougies du cylindre no. 2 étaient contaminées, indiquant une température de combustion plus élevée que celles des autres cylindres
- Le constructeur de l'avion ne spécifiait aucune température de référence pour les cylindres
- Les différents tests et essais du moteur au banc n'ont pas permis de reproduire la perte de puissance
- Après le test au banc, la culasse du cylindre no. 2 ne présentait pas d'anomalie mécanique
- Aucune défectuosité mécanique du moteur ayant pu contribuer à ou provoquer l'incident n'a été constatée

3.1.3 Aspects opérationnels et humains

- L'instructeur et l'élève possédaient des licences adéquates
- La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le constructeur

- Le 18 février 2012, le HB-KPG avait été avitaillé avec du carburant AVGAS 100LL
- L'avion HB-KPG a été avitaillé avec 25 l d'essence avant le vol
- La puissance résiduelle suffisait juste à maintenir le vol en palier
- L'instructeur a repris les commandes sans changer la configuration de l'avion ni celle des commandes moteurs
- L'altitude maximale atteinte était d'environ 1700 ft AMSL
- Le contrôleur a immédiatement observé les difficultés du HB-KPG et pris des mesures pour lui permettre un atterrissage sur la piste 23 béton
- L'élève n'est pas intervenu sur les commandes

3.1.4 Conditions météorologiques

- La température et le point de rosée au moment et sur le lieu de l'incident étaient 09 °C respectivement -05 °C
- Il existait un faible risque de givrage des carburateurs

3.2 Cause

L'incident grave est dû à une perte de puissance après le décollage. L'enquête n'a pas permis de déterminer avec certitude l'origine de la perte de puissance.

Payerne, 16 octobre 2013

Service d'enquête suisse sur les accidents

Ce rapport final a été approuvé par la direction du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA (art. 3 al. 4g de l'Ordonnance sur l'organisation du Service d'enquête suisse sur les accidents du 23 mars 2011).

Berne, 17 octobre 2013

Annexe 1 : Carte du manuel VFR de l'aéroport de Genève

- ① : Décollage sur la piste gazon 05
- ② : Atterrissage sur la piste béton 23

