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 sommaire

Concernant le présent incident grave, une enquête sommaire a été conduite selon l'art. 45 de l'ordonnance du 17 décembre 2014 sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT), état au 1er juillet 2024 (RS *742.161*). Le seul but de l'enquête sur l'accident ou l'incident grave est la prévention des accidents et des incidents graves. L'enquête de sécurité et le présent rapport n'ont formellement pas pour objet d'établir des fautes ou des responsabilités. Il convient d'en tenir compte au cas où le présent rapport serait utilisé à d'autres fins que la prévention.

La version de référence du présent rapport est rédigée en langue allemande.

Aéronef	Airbus Helicopters Deutschland EC135 T2+			HB-ZUI
Exploitant	Air-Glaciers SA, route de l'Aéroport 25, 1950 Sion			
Propriétaire	Air-Glaciers SA, route de l'Aéroport 25, 1950 Sion			
Pilote	Citoyen suisse, né en 1978			
Licence	Licence de pilote professionnel d'hélicoptère (*Commercial Pilot License Helicopter* – CPL(H)) selon l'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA), délivrée par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)			
Heures de vol	**Total**	7060 h	**au cours des 90 derniers jours**	67:05 h
	sur le Vorfallmuster	380 h	**au cours des 90 derniers jours**	12:20 h
Lieu	Rougemont (VD)			
Coordonnées	582 435 / 147 725 (*Swiss Grid* 1903) N 46° 28' 50'' / E 007° 12' 35'' (WGS[1] 84)		**Altitude**	1350 m
Date et heure	20 janvier 2024, 12:44 h (LT[2] = UTC[3] + 1 h)			
Type d'exploitation	Sauvetage aérien			
Règles de vol	Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules* – VFR)			
Lieu de départ	Aérodrome de Saanen (LSGK)			
Destination	Avoriaz (France)			
Phase de vol	Décollage/montée			
Art des schweren Vorfalls	Panne moteur			

[1] WGS : *World Geodetic System*, système géodésique mondial : la norme WGS 84 a été adoptée en 1989 pour l'aviation par une résolution de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI)

[2] LT : *Local Time*, heure locale

[3] UTC : *Universal Time Coordinated,* temps universel coordonné

Service suisse d'enquête de sécurité SESE
3003 Berne
Tél. +41 58 466 33 00, fax +41 58 466 33 01
info@sust.admin.ch
www.sust.admin.ch

Dommages aux personnes	Équipage	Passagers	Autres
Pas blessés	3	0	Pas concerné

Dommages à l'aéronef	Légèrement endommagé	Moteur endommagé
Autres dommages	Aucun	

Renseignements de base

Généralités

Les informations fournies par l'équipage et l'enregistrement de la caméra du cockpit ont été utilisés pour établir le déroulement de l'incident.

Déroulement

Le 20 janvier 2024 vers midi, l'équipage composé d'un pilote, d'un paramédic (HEMS[4] *Technical Crew Member*) et d'un médecin urgentiste (*Medical Passenger*), revient d'une mission de sauvetage à bord de l'hélicoptère de sauvetage EC135T2+, immatriculé HB-ZUI. Pendant ce vol, l'équipage est appelé pour une mission de soutien à Avoriaz (F). Pour avitailler l'hélicoptère l'équipage se rend d'abord à l'aérodrome de Saanen (LSGK). L'avitaillement est effectué avec les rotors tournant. L'hélicoptère décolle ensuite à 12 h 42 en direction de l'ouest.

À 12 h 43 min 44 s, soit peu de temps après le décollage, alors que l'hélicoptère se trouve en phase de montée continue, les aiguilles de l'indicateur de puissance combinée (*First Limit Indicator* - FLI) des deux turbomoteurs se séparent (*Needle split*). À 12 h 43 min 45 s, le moteur droit s'arrête de lui-même. Simultanément, les avertisseurs correspondants s'allument sur le système d'affichage (cf. Figure 1).

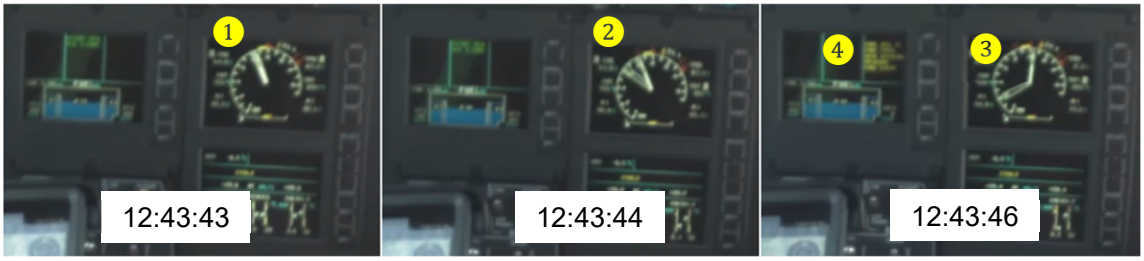

Figure 1 : Séquence en images des écrans d'affichage dans le cockpit de l'hélicoptère : juste avant l'incident grave (❶) ; 1 seconde après que le *needle split* a été identifié une première fois sur le FLI (❷) ; puis environ 2 secondes plus tard, alors que le moteur droit est déjà en panne (❸) et que les indicateurs d'alerte jaunes s'affichent (❹).

La puissance du moteur gauche encore fonctionnant est réglée par le calculateur de régulation digitale du moteur (*Full Authority Digital Engine Control* - FADEC) en mode de fonctionnement avec un moteur en panne (*One Engine Inoperative* - OEI).

Le pilote décide alors de rentrer à l'aérodrome de Saanen et atterri sans incident à 12 h 46 sur la piste 08 (cf. Figure 2).

[4] HEMS – *Helicopter Emergency Medical Service:* acronyme anglais pour Service médical d'urgence par hélicoptère

Figure 2 : Trajectoire de vol (violet) du HB-ZUI. Le cercle rouge avec le point indique la position au moment de la panne moteur. Source de la carte de base : Swisstopo, complétée par le SESE.

Informations concernant l'hélicoptère

L'Airbus Helicopters EC135T2+ est un hélicoptère civil, biturbine, équipé d'un rotor principal à tête rigide à quatre pales, d'un rotor de queue de type fenestron et d'un train d'atterrissage à patins. En configuration de sauvetage, l'hélicoptère peut transporter, outre le pilote, trois passagers assis et une personne couchée. La masse maximale au décollage est de 2910 kg.

L'hélicoptère est motorisé par deux turbomoteurs de type Arrius 2B2 fabriqué par Safran Helicopter Engines. Les turbomoteurs de type Arrius sont à turbine libre, comprenant un générateur de gaz (*Gas Generator*) et une turbine de puissance (*Power Turbine*), nécessaire pour entraîner la boite de transmission du rotor principal par l'intermédiaire d'un réducteur (*Reduction Gearbox*). L'arbre de transmission du générateur de gaz entraîne le système d'entraînement des accessoires (*Accessory Drive Train*) à l'aide d'un pignon menant. Le générateur de gaz peut atteindre un régime d'environ 57 000 tours par minute (cf. Figure 3).

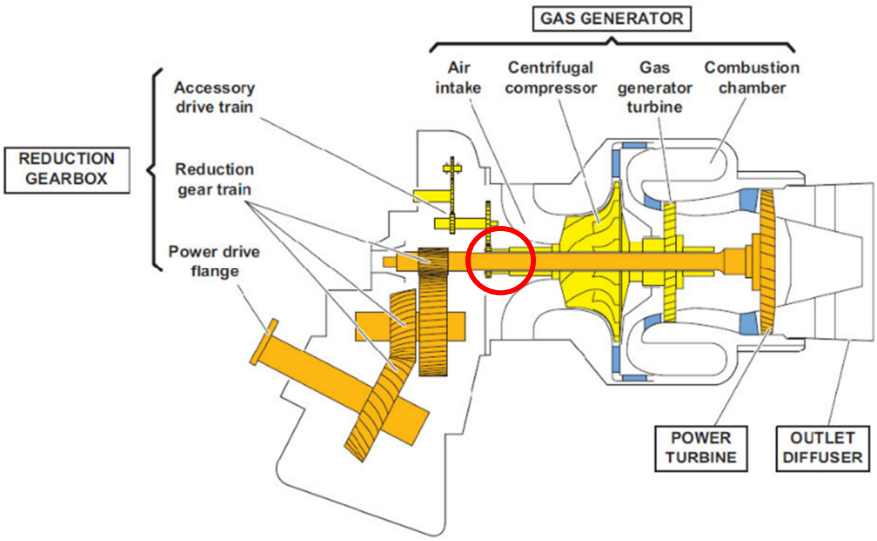

Figure 3 : Schéma d'un turbomoteur Arrius 2B2. En jaune, le générateur de gaz, en orange, la turbine de puissance et le réducteur. Le pignon menant de l'*accessory drive train* est entouré en rouge. Source : Safran Helicopter Engines.

Chaque turbomoteur peut générer une puissance de 633 SHP[5] au décollage (*Take-Off Power*) et de 580 SHP en régime de croisière. Si l'un des deux moteurs tombe en panne, le moteur restant peut développer temporairement une puissance de 819 SHP en mode OEI (*One Engine Inoperative*).

Le calcul des performances en OEI au moment de l'incident grave indiquait, pour une masse en vol actualisée d'environ 2650 kg, un taux de montée possible d'environ 350 ft/min pour une vitesse indiquée de 65 kt.

Le temps de fonctionnement entre deux révisions du moteur (*Time Between Overhaul* - TBO) est de 4000 heures. Chaque moteur est commandé et contrôlé numériquement par un système FADEC. Si le système FADEC présente un dysfonctionnement, le pilot peut reprendre la gouverne sur le moteur à l'aide d'une poignée des gaz.

Le turbomoteur concerné par la panne, portant le numéro de série 32862, a été fabriqué en 2014 et comptait, au moment de l'incident, 1815 heures depuis sa mise en service initiale (*Time Since New* - TSN).

Maintenance

Le moteur concerné a fait l'objet d'une maintenance programmée en octobre 2023[6]. Les contrôles de performance (*Engine Power Checks*) effectués dans le cadre de cette maintenance n'ont révélé aucune anomalie.

Constatations

Le lendemain de cet incident grave, le moteur a été examiné par le SESE. Extérieurement, le moteur ne présentait aucune anomalie. Le contrôle du bouchon magnétique du réducteur a permis de détecter la présence d'un fragment métallique.

Le moteur a été examiné en collaboration avec le *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile* (BEA) et le constructeur. L'examen a révélé que le pignon menant de l'*accessory drive train* était rompu (cf. Figure 4). D'autres engrenages de l'*accessory drive train* présentaient des dommages au niveau de la denture.

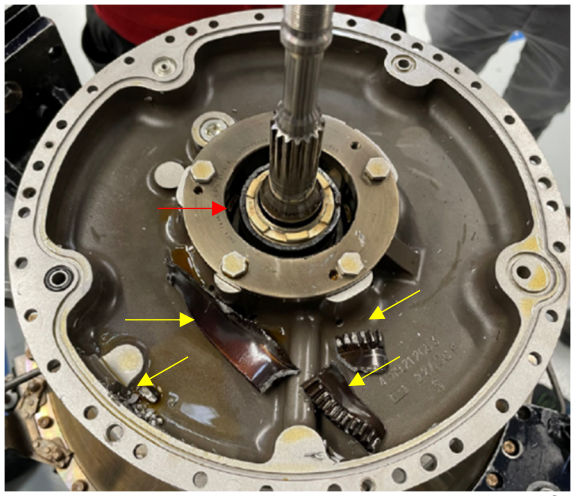

Figure 4 : Face arrière du système d'entraînement des accessoires avec les fragments du pignon d'entraînement (flèche jaune) et son corps principal (flèche rouge).

[5] SHP : *shaft horse power*, unité anglo-saxonne pour mesurer la puissance s'exerçant sur l'arbre de transmission (1 SHP = 0,746 kW)

[6] Les contrôles prévus ont été effectués pour les intervalles de fonctionnement suivants : 100h ; 200h ; 400h ; 500h ; 1000h ; 24 mois. À cela s'ajoute la mise en œuvre de autres consignes du constructeur et des consignes de navigabilité.

Les fragments du pignon menant ont été examinés en détail. Une rupture engendrée par un phénomène de fissuration par fatigue a pu être constatée, dont l'amorce se situait en surface, au pied d'une dent près de la jonction entre la partie usinée en décolletage et celle en découpe. (cf. Figure 5).

Le fabricant n'a pas pu expliquer la singularité métallurgique au niveau du rayon au pied d'une dent, qui a contribué à l'apparition et à la propagation de la fissure.

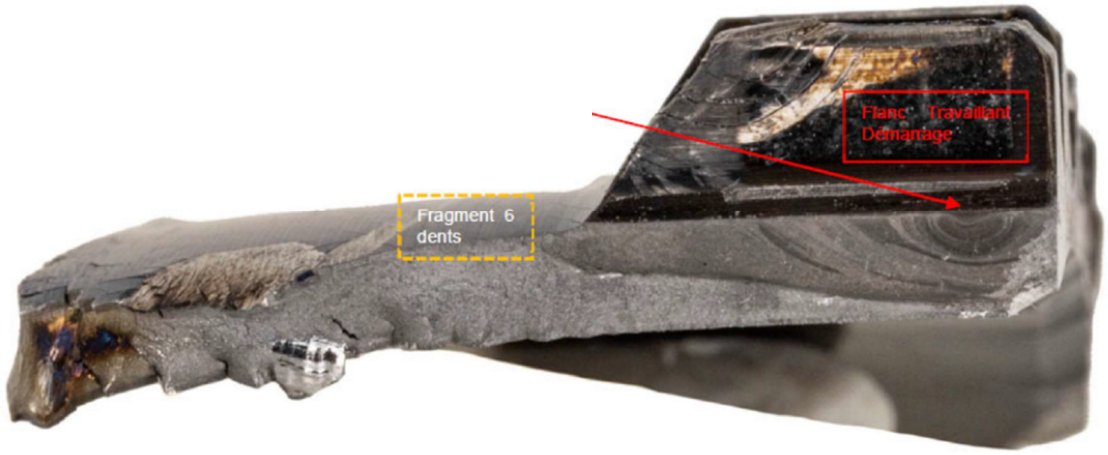

Figure 5 : Détail d'un des fragments du pignon menant. La flèche rouge indique la zone d'amorçage de la fissuration par fatigue. Source : Safran Helicopter Engines.

L'entaille, dont il a pu être conclue qu'elle était à l'origine de la rupture par fatigue, s'est très probablement produite en cours de fabrication. Le fabricant a indiqué comme possibilité supplémentaire une surcharge unique lors d'un démarrage. Sur la base des documents de production, le motoriste a identifié deux autres moteurs susceptibles d'être concernés et les a analysés. Les engrenages de ces deux moteurs examinés par le constructeur n'ont présenté aucune anomalie.

Analyse

La panne moteur survenue en phase de montée en raison de la rupture du pignon menant du système d'entraînement des accessoires s'est produite de manière inattendue et sans signes avant-coureurs qui auraient pu alerter l'organisme de maintenance ou l'équipage de conduite. Cette rupture a eu pour conséquence l'interruption de l'alimentation en carburant du moteur concerné, et a donc été à l'origine de cet incident grave.

Le mécanisme de fissuration, qui peut finalement aboutir à une rupture, ne produit pas de particules métalliques qui pourraient être identifiées par des systèmes de détection comme un bouchon magnétique ou par des analyses d'huile en laboratoire. Comme le moteur n'avait atteint qu'environ 45 % du temps de fonctionnement jusqu'à la première révision, il n'était donc pas possible de détecter et de réparer le dommage potentiel à un stade précoce.

La conception bimoteur de l'hélicoptère, avec un système FADEC de contrôle des turbomoteurs, ainsi que la réserve de puissance OEI disponible ont permis au pilote de maintenir l'altitude de vol pendant une phase non critique du vol et de revenir sans autre incident à l'aérodrome de départ. Celui-ci se trouvait à quelques minutes de vol et une piste d'atterrissage appropriée était disponible. Dans ce contexte, l'équipage a pris une décision adéquate du point de vue de la sécurité du vol.

Cet incident grave montre à quel point il est important de dispenser aux équipages un entraînement régulier aux procédures d'urgence et aux situations anormales à bord d'un simulateur ou d'un hélicoptère afin de se préparer à l'éventualité d'une panne moteur inattendue.

Conclusions

L'incident grave au cours duquel un turbomoteur s'est arrêté inopinément en phase de montée continue est dû à la rupture par fatigue du pignon menant du système d'entraînement des accessoires. Le pignon menant a cédé en raison d'une rupture par fatigue dont l'origine se trouvait au pied d'une dent, probablement causée lors de la fabrication ou par une surcharge ponctuelle lors du démarrage du moteur. Une surcharge lors du démarrage semble toutefois peu plausible, car elle aurait dû être remarquée par l'équipage.

Les deux autres moteurs potentiellement concernés ont pu être identifiés et examinés par le constructeur. Ils ne présentaient aucun défaut, ce qui permet de considérer qu'il s'agit d'un cas isolé.

Au vu de ces résultats, le Service suisse d'enquête de sécurité conclut qu'en ce qui concerne l'incident grave faisant l'objet de la présente enquête, aucun autre résultat utile à la prévention d'un tel incident n'est à attendre. Conformément à l'art. 45, al. 1, OEIT, le SESE renonce à des mesures d'enquête supplémentaires et conclut l'enquête avec le présent rapport sommaire.

Berne, 15 septembre 2025 Service suisse d'enquête de sécurité