



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 SISl
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Rapport final n° 2434 du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

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

survenu le 20 mai 2023

Les Combes-Dernier,
commune de Les Ponts-de-Martel (NE)

Remarques générales sur le présent rapport

Le seul objectif de l'enquête sur un accident d'avion ou un incident grave est la prévention des accidents ou des incidents graves. L'enquête de sécurité et le présent rapport n'ont expressément pas pour but d'établir une culpabilité ou une responsabilité.¹

Si ce rapport est utilisé à d'autres fins que la prévention des accidents, il convient d'en tenir compte.

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 d'été de l'Europe centrale (*Central European Summer Time – CEST*). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*Coordinated Universal Time – UTC*) est :

LT = CEST = UTC + 2 h.

¹ Article 3.1 de la 13^e édition de l'annexe 13, entrée en vigueur le 5 novembre 2020, de la convention relative à l'aviation civile internationale du 7 décembre 1944, entrée en vigueur pour la Suisse le 4 avril 1947, état au 27 novembre 2025 (RS 0.748.0)

Article 24 de la loi fédérale sur l'aviation du 21 décembre 1948 ; état au 1^{er} janvier 2026 (LA, RS 748.0)

Article 1, ch. 1 du règlement (UE) n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile et abrogeant la directive 94/56/CE, entré en vigueur pour la Suisse le 1^{er} février 2012 sur décision du Comité mixte des transports aériens Union européenne/Suisse et en vertu de l'accord entre la Communauté européenne et la Confédération suisse sur le transport aérien conclu le 21 juin 1999 (accord aérien)

Article 2, al. 1 de l'ordonnance du 17 décembre 2014 sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports ; état au 1^{er} janvier 2025 (OEIT, RS 742.161)

Résumé

Type d'aéronef	Robin DR 400/180 R	HB-EQD
Exploitant	Aéro-Club des Montagnes Neuchâteloise, Boulevard des Eplatures 56, CH-2300 La Chaux-de-Fonds	
Propriétaire	Aéro-Club des Montagnes Neuchâteloise, Boulevard des Eplatures 56, CH-2300 La Chaux-de-Fonds	
Pilote	Citoyen suisse, né en 1951	
Licence	Licence de pilote privé d'avion (<i>Private Pilot Licence Aeroplane – PPL (A)</i>) selon l'Agence de l'Union Européenne de la sécurité aérienne (AES/A) (<i>European Union Aviation Safety Agency – EASA</i>), établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).	
Heures de vol	total 1141:19 h	au cours des 90 derniers jours 3:42 h
	sur le type en cause Inconnu ² h	au cours des 90 derniers jours 2:27 h
Lieu	Les Combes-Dernier, commune de Les Ponts-de-Martel (NE)	
Cordonnées	542 488 / 204 069 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 46° 59' 06" / E 006° 40' 57" (WGS ³ 84)	Altitude 1137 m/M 3730 ft AMSL ⁴
Date et heure	20 mai 2023, 10 h 31 min	
Type d'exploitation	Privé	
Règles de vol	Règles de vol à vue (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>)	
Lieu de départ	Aéroport des Eplatures (LSGC)	
Destination	Aéroport des Eplatures (LSGC)	
Phase de vol	Croisière	
Nature de l'accident	Défaillance d'un système autre que le moteur	

Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	1	2	3	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	0	0	0	sans objet
Total	1	2	3	Total

Dommages à l'aéronef détruit

Autres dommages Légers dommages dans la forêt

² Il n'a pas été possible de déterminer avec certitude l'expérience sur le type en cause. Selon les témoignages, le pilote était familier avec ce type d'avion depuis des années.

³ WGS: *World Geodetic System*, système de référence géodésique : la norme WGS 84 a été adoptée pour l'aviation civile par décision de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) en 1989.

⁴ AMSL : *Above Mean Sea Level*, au-dessus du niveau moyen de la mer.

1 Renseignements de base

1.1 Faits antécédents et déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol est basée sur les données des organismes de contrôle de la circulation aérienne et sur les renseignements de personnes en tant qu'informateurs et observateurs.

1.1.2 Faits antécédents

Le pilote concerné par l'accident faisant l'objet de ce rapport effectuait régulièrement des vols de remorquage et des vols de découverte⁵ dans le cadre de ses activités de vol. Le jour de l'accident, un vol de découverte de 30 minutes avec deux passagers était prévu. Son intention, entre autres, était de survoler le secteur du Creux-du-Van.

Le pilote est arrivé à l'aéroport des Eplatures (LSGC) vers 9 h du matin. L'avion était dans un hangar fermé. Le pilote a déplacé l'avion sur le tarmac avec l'aide d'un employé de l'aérodrome, puis a effectué la préparation du vol prévu. L'avion a été déplacé vers la station de carburant et avitaillé à 9 h 50 min avec 40 litres d'essence pour aviation (*Aviation Gasoline – AVGAS*) 100LL.

1.1.3 Déroulement du vol au cours duquel s'est produit l'accident

L'avion monomoteur DR 400/180 R, immatriculé HB-EQD, décolle de la piste 06 de l'aérodrome des Eplatures à 10 h 18 min et, après un virage à droite, vole en direction des Brenets.

À 10 h 21 min, le pilote annonce sur la fréquence des Eplatures qu'il a survolé le village des Brenets à environ 4000 ft AMSL. Ce faisant, il informe le contrôleur aérien qu'il va rejoindre le Creux-du-Van.

L'avion quitte ensuite la zone de contrôle (*control zone – CTR*) en se dirigeant vers le sud. En raison de la topographie, la trajectoire de l'avion déterminée à l'aide du radar est incomplète à partir de 10 h 27 min 3 sec. L'avion est à nouveau détecté par le radar à 10 h 29 min 17 s⁶. À cet instant il vole en direction nord-ouest à une altitude de 4100 ft AMSL et à une vitesse sol (*Ground Speed – GS*) de 96 kt.

À 10 h 29 min 54 s, l'avion atteint 4600 ft AMSL et continue de monter jusqu'à une altitude de 4800 ft AMSL avant de redescendre (cf. figure 1).

Trois observateurs (ci-après dénommés observateurs A, B et C), qui se trouvaient dans le secteur des Combes-Dernier, en contrebas de la seule ferme du lieu, ont entendu l'avion passer au-dessus d'eux avec un bruit de moteur irrégulier, mais ne l'ont pas aperçu dans un premier temps.

L'avion est soudainement apparu dans le champ de vision de l'observateur A. Celui-ci observe que l'avion effectue une figure qui ressemble à un *looping*⁷ vers le bas avant d'entamer une trajectoire en spirale descendante vers la gauche. Après avoir passé le sommet du relief, l'avion s'écrase dans la forêt, le nez en bas.

Les observateur B et C n'ont pas aperçu l'avion avant qu'il ne plonge en spirale. L'observateur C décrit le bruit du moteur comme si l'avion faisait de la voltige.

⁵ Les vols de découverte font références à une exploitation non commerciale d'un aéronef en vertu de l'article 6, paragraphe 4a(c) du règlement (UE) n° 965/2012 de la Commission européenne.

⁶ Avec une vitesse sol de 100 kt la distance env. parcourue par l'avion en 2 min 14 sec est de 6.6 km, ce qui n'a vraisemblablement pas permis de survoler le Creux-de-Van.

⁷ Lors d'un *looping*, l'avion effectue un cercle vertical vers le haut ou vers le bas.

Lorsqu'il a aperçu l'avion, il a également remarqué que le bruit du moteur diminuait très fortement pendant la descente en spirale.

À 10 h 31 min, l'avion s'écrase dans une pente raide et boisée. L'avion est détruit et les trois occupants subissent des blessures mortelles. La balise de détresse (*Emergency Locator Beacon* – ELT) se déclenche. Le signal de détresse est bien reçu, mais ne contient pas les informations précises sur la position de l'accident⁸. Aucun incendie ne se déclare et les hydrocarbures embarqués provoquent une légère pollution du sol.

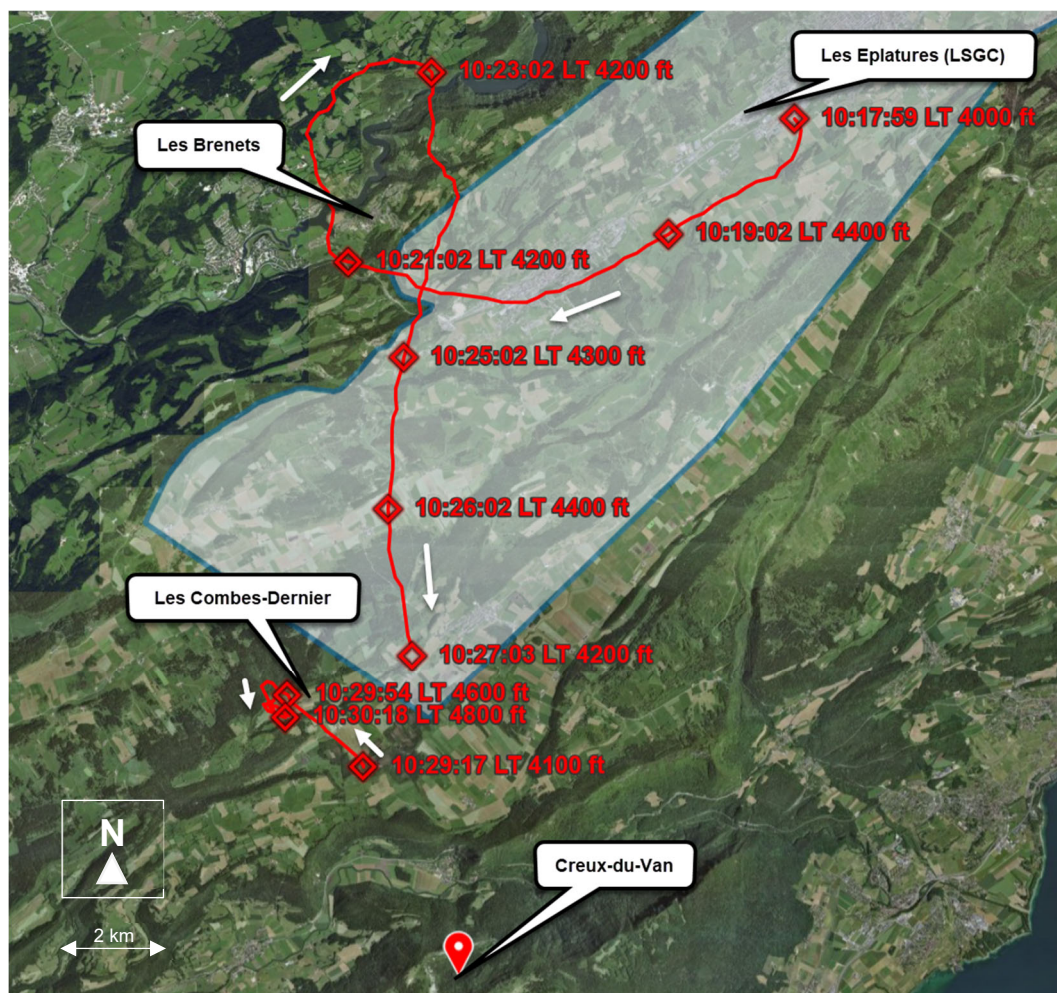


Figure 1: Enregistrement radar du vol de l'accident (représenté en rouge). La zone de contrôle des Eplatures est représentée par l'aire en blanc contournée d'une ligne bleue. Les flèches blanches indiquent la trajectoire du HB-EQD. Source de la carte de base: Office fédéral de topographie, modifiée par le SESE.

⁸ Voir l'avis de sécurité n° 58 publié dans le [rapport final n° 2421 du SESE](#) et [l'information de l'OFAC sur la recherche et secours \(Search and Rescue – SAR\) et les balises de détresse](#).

1.2 Renseignements sur l'aéronef

1.2.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-EQD
Type d'aéronef	Robin DR 400/180 R, TCDS ⁹ EASA.A.367 Base de certification : France AIR2052 Exigences de navigabilité : <ul style="list-style-type: none"> • France AIR2052 amendement du 6 juin 1966 • FAR part 23 modifié par l'amendement 7 du 14 septembre 1969
Caractéristiques	Avion remorqueur, monomoteur quadriplace à aile basse. Structure en bois et toile avec train d'atterrissage tricycle fixe.
Détenteur du certificat de type	Centre Est Aéronautique Pierre Robin (C.E.A.P.R.), 1 route de Troyes, 21121 Darois / France
Année de construction	1982, importé la même année en Suisse
Numéro de série	1564
Moteur	Lycoming Engines O-360-A3A, moteur boxer quatre cylindres refroidis par air, numéro de série L-30007-36A, année de construction 1981, puissance nominale de 180 CV, équivalent à 133 kW à 2700 tr/min.
Heures d'exploitation	Cellule 3071 :44 h (TSN ¹⁰) Moteur 3071 :44 h (TSN) ; 317 :47 h (TSO ¹¹)
Nombre d'atterrissages	19 586
Masse maximale admissible au décollage	1000 kg
Masse et centre de gravité	La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites définies par le constructeur.
Réserve de carburant	La quantité embarquée était suffisante pour le vol projeté.
Contrôle technique	Les derniers travaux de maintenance planifiés ont été terminés et attestés le 5 mai 2023 à 3066 :11 h TSN. L'avion totalisait 19566 atterrissages. Il s'agissait d'un contrôle annuel de 100 h. L'inspection a été faite selon le <i>minimum inspection programme</i> (MIP) de l'AESA.

1.2.2 Commande de la gouverne de direction et du train d'atterrissage avant

La commande de la gouverne de direction et du train avant se fait par des câbles et des biellettes en conjonction avec le système de palonnier (cf. figure 2). Sur chaque pédale interne gauche et droite (cf. figure 3) est soudé un goujon fileté sur lequel vient se fixer la biellette de conjugaison. Les biellettes de conjugaison traversent la paroi pare-feu et sont fixées sur la platine supérieure du train avant (cf. figure 3).

⁹ TCDS : *Type Certificate Data Sheet*, Fiche technique du certificat de type

¹⁰ TSN : *Time Since New*, temps d'utilisation depuis neuf

¹¹ TSO : *Time Since Overhaul*, temps d'utilisation depuis la révision

Les biellettes de conjugaison sont équipées de ressorts de compression. Ceux-ci servent, pendant le vol, à assurer la liberté de mouvement nécessaire aux pédales. Par un mécanisme de centrage-blocage, le train avant est maintenu dans une position centrée lorsque l'amortisseur est détendu.

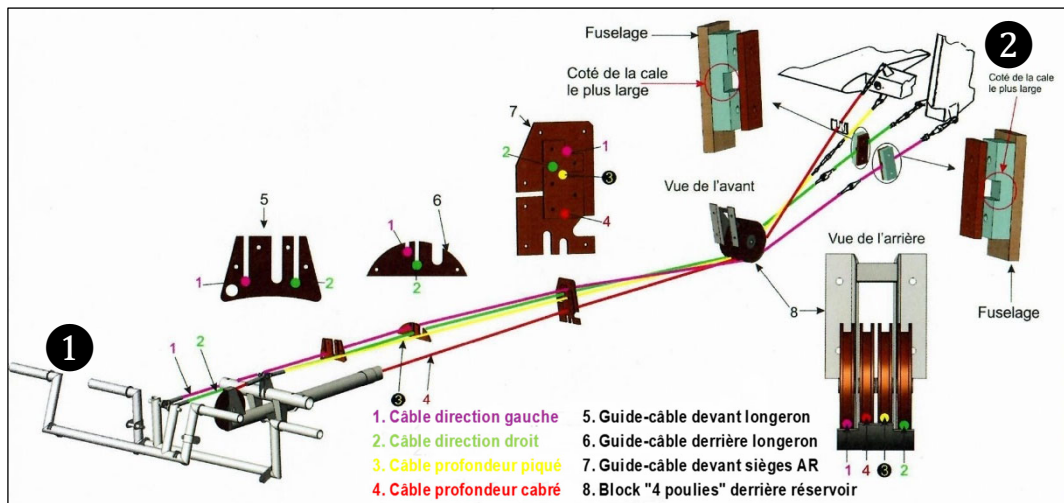


Figure 2: Représentation schématique de la commande de la gouverne de direction avec le système des palonniers ① et la gouverne de direction ②, source : C.E.A.P.R., adaptée par le SESE.

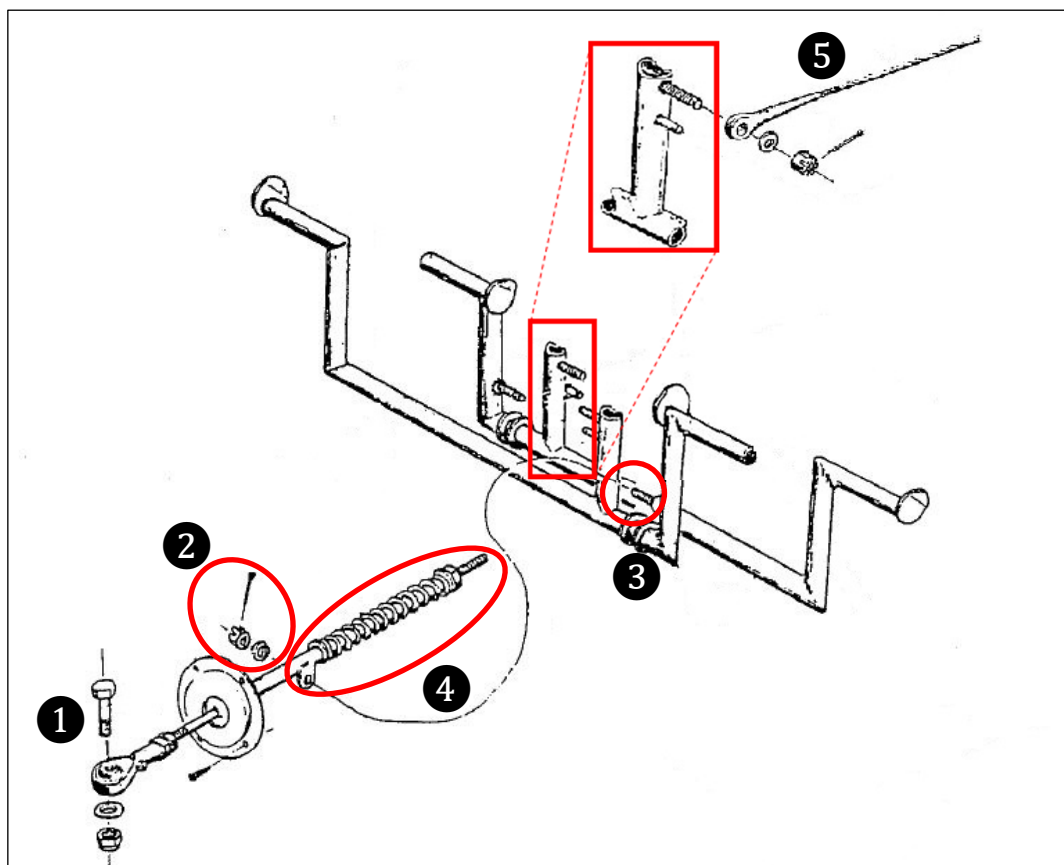


Figure 3 : Commande de direction du train avant et de la gouverne de direction, avec la fixation de la biellette de conjugaison sur la platine supérieure du train avant ① (cf. également dans la figure 4, ⑤), l'écrou à créneaux avec une rondelle et une goupille fendue de sécurité ②, servant à limiter le mouvement de la biellette de conjugaison sur le goujon fileté ③, lequel est soudé sur le palonnier (pédale), ressort de compression de la biellette de conjugaison ④ et le câble de commande de la gouverne de direction ⑤, source : C.E.A.P.R., adaptée par le SESE.

1.2.3 Structure et description du train d'atterrissage avant

Le train d'atterrissage avant se compose d'une jambe de train directionnelle qui est reliée au bâti-train au moyen d'un pivot, appelé également axe de train (cf. figure 4, ③) monté depuis le bas et tenu en position par un écrou principal. Cet écrou principal est bloqué en rotation par une vis de freinage, qui est elle-même sécurisée par un assemblage de rondelles et un écrou auto-freiné (cf. figure 4, ⑥). Ils existent plusieurs versions constructives de l'ensemble pivot – bâtis train atterrissage avant. Celle appliquée sur l'avion impliqué dans l'accident était installée sur les avions jusqu'au numéro de série 2113 en 1991. À partir de cette date le pivot a été modifié. Actuellement, il est installé par le haut avec une plaquette de retenue (cf. figure 8) empêchant une sortie par le bas et l'écrou principal installé sous la platine inférieure. Les deux versions constructives ne sont pas interchangeables.

Le bâti-train est composé d'un cadre de tubes d'acier soudés, relié au fuselage.

Un amortisseur vertical est intégré dans la jambe du train qui se détend après le décollage et amène ainsi la jambe dans sa configuration la plus longue.

Un mécanisme de centrage-blocage est installé sur la jambe du train, empêchant le pivotement de la roue de proue en vol. Au sol, la roue de proue est dirigée par deux biellettes de conjugaison fixées sur la platine supérieure du train et reliées aux palonniers (cf. figure 3, ① et ③).

La vision sur l'emplacement de l'écrou principal par le bas du moteur lors des inspections pré-vol n'est pas possible.

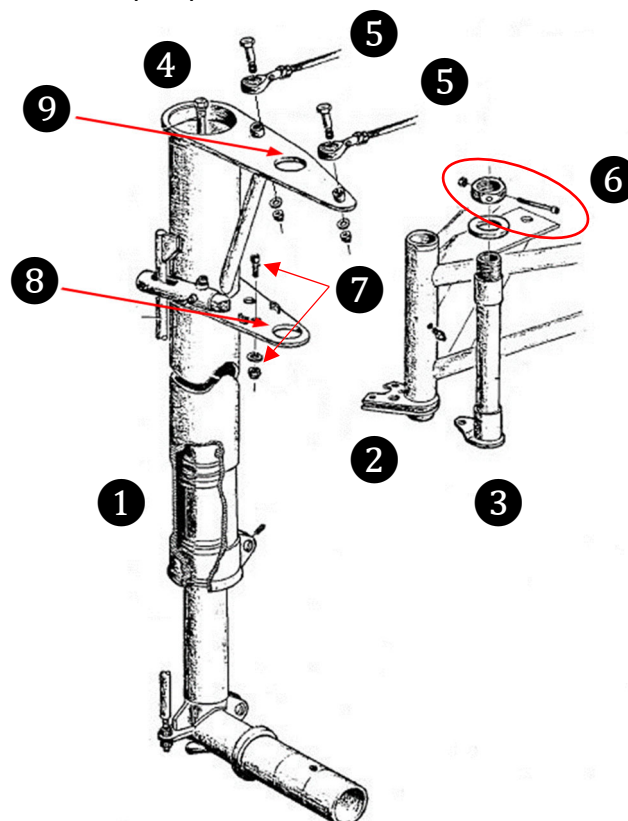


Figure 4 : Vue du caisson et de la jambe de train avant ①, du bâti-train ② et du pivot ③, avec la valve de remplissage d'azote ④ et les deux biellettes de conjugaison ⑤, installées sur la platine supérieure de la jambe de train (cf. figure 3, ①), l'écrou principal du pivot ⑥ la vis de freinage et la vis d'entraînement du pivot sur la platine inférieure ⑦, ainsi que les deux orifices prévus pour l'installation du pivot ⑧ et ⑨, source : C.E.A.P.R., adaptée par SESE.

1.3 Constatations techniques

1.3.1 Investigations sur l'épave

L'examen de l'épave a permis de relever les observations suivantes:

- L'écrou principal du pivot (cf. figure 4, ⑥) n'était pas en place et a été retrouvé dans les débris lors de l'examen de l'épave. Il présentait des traces de montages antérieurs.
- La vis de freinage de l'écrou principal du pivot était manquante.
- La vis d'entraînement qui maintient le pivot en position normale sur la platine inférieure était manquante. Dans la zone de montage de la vis et de l'écrou, des dommages ont été observés ainsi qu'une rayure sur la peinture. Ceci indique que la vis d'entraînement était présente pendant un certain temps. (cf. figure 5).

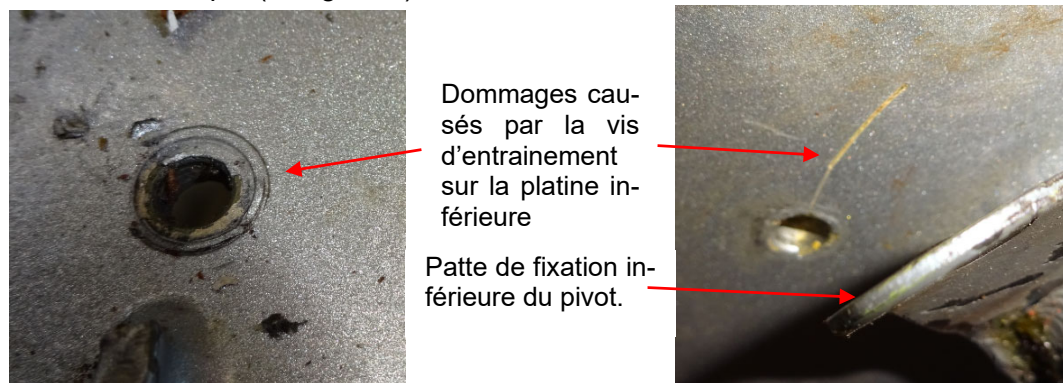


Figure 5: Perçage pour le passage de la vis d'entraînement du pivot. A gauche, vue de la partie supérieure de la platine. A droite vue de la partie inférieure de la platine.

- Le pivot a été retrouvé dans les débris de l'épave.
- Le pivot présentait des entailles à intervalles irréguliers sur sa partie inférieure. Le filetage de la tête du pivot n'a pas été endommagé, mise à part le premier filet. Le filetage du pivot et les perçages destinés à la vis de freinage de l'écrou principal contenaient de la graisse (cf. figure 6).

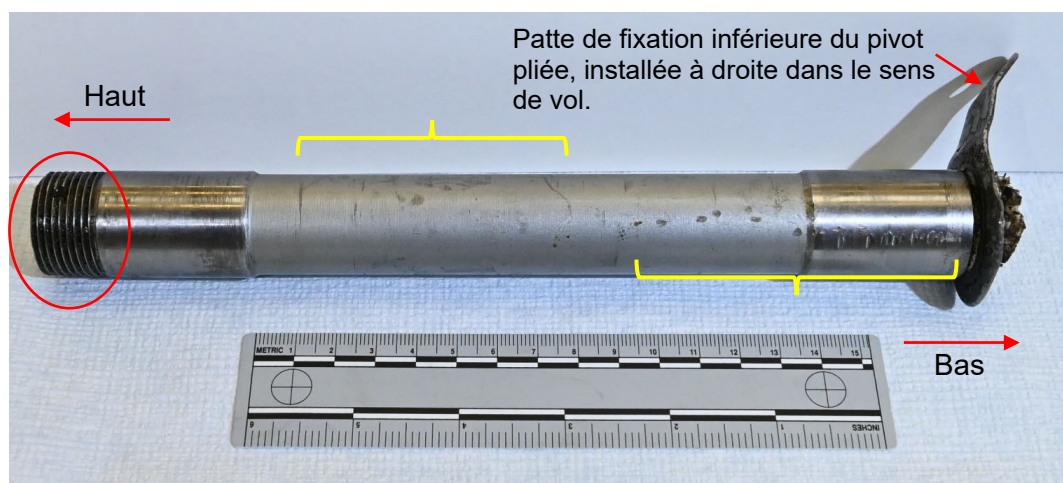


Figure 6: Vue du pivot avec les entailles observées (zones avec marquage jaune) et le filetage (cercle rouge) ainsi que la patte de fixation inférieure du pivot, endommagée.

L'écrou à créneaux du goujon fileté de la pédale droite du côté pilote (cf. figure 3, ③), sur lequel est fixé la bielle de conjugaison gauche du train d'atterrissage avant, était manquant. La goupille fendue pour sécuriser l'écrou à créneaux et la rondelle n'étaient pas présentes.

- Le goujon fileté était fortement émoussé sur la partie non filetée et plié dans le sens inverse de vol (cf. figure 7, ①).

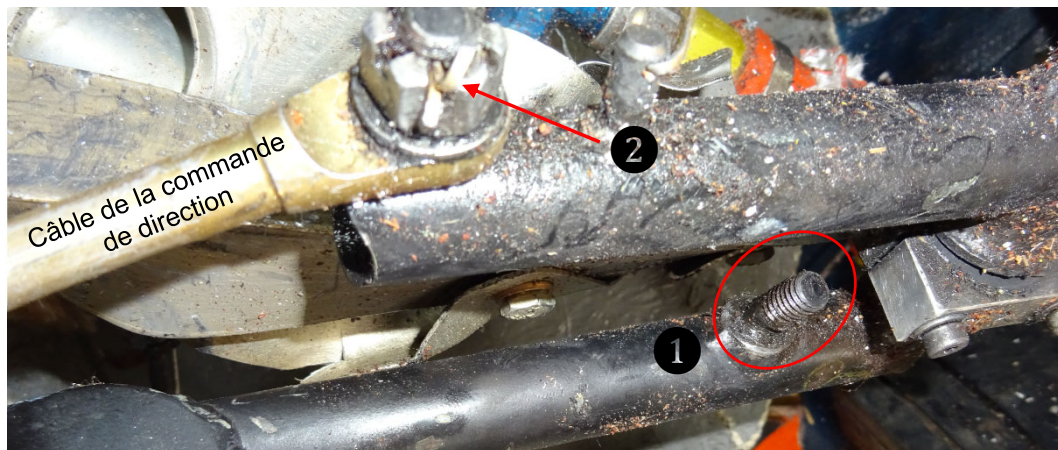


Figure 7: Zone de la pédale droite du côté pilote. Vue du goujon fileté, émoussé et plié ①, sur lequel est fixée la biellette de conjugaison gauche du train d'atterrissage avant. Dans le cercle rouge, le goujon est visible avec l'écrou à créneaux manquant. On aperçoit également le câble de commande de direction ② avec un écrou à créneaux installé et assuré avec une goupille fendue de sécurité.

- L'orifice de fixation de la biellette de conjugaison gauche du train d'atterrissage avant, qui s'était détachée du goujon fileté, était usé et ovalisé.
- Les traces observées sur le gouvernail et la partie arrière du fuselage indiquent un braquage à gauche. Les câbles de commande du gouvernail présentaient des pliures à différents endroits dans la zone des poulies du fuselage. Ces dommages sont compatibles avec une déflexion du gouvernail jusqu'à sa butée gauche lors de l'impact.

1.3.2 Essais et résultats sur un dispositif de train d'atterrissage avant similaire

Par des essais sur un dispositif similaire, il a été possible de déterminer, en collaboration avec le constructeur, le développement de l'interaction entre la jambe du train d'atterrissage avant, le bâti-train et la commande de la gouverne de direction, lorsque le pivot n'est plus dans sa position normale.

Lorsque le pivot se déplace vers le bas et se désengage de la platine supérieure du train et du bâti-train, le point d'appui supérieur est perdu. De ce fait, le jeu entre le bas du bâti-train et la platine inférieure du train augmente brusquement. Dans ce cas, la pression dynamique et les accélérations agissent sur la jambe du train avant (cf. figure 8). Le point d'appui se trouve alors que sur la platine inférieure.

Par conséquent, les biellettes de conjugaisons, qui commandent le train avant, sont ainsi soumises à des forces pour lesquelles elles ne sont pas conçues. Elles sont pressées contre les orifices qui traversent la paroi pare-feu, ce qui crée une friction supplémentaire.

Les ressorts de compression des biellettes de conjugaison, sont alors comprimés et empêchent tout mouvement des pédales.

Il a ensuite été possible de déterminer les conséquences lorsqu'une biellette de conjugaison du train avant se désengage de sa fixation, soit du goujon fileté de la pédale. Dans ce cas, le mouvement des pédales n'est plus possible.

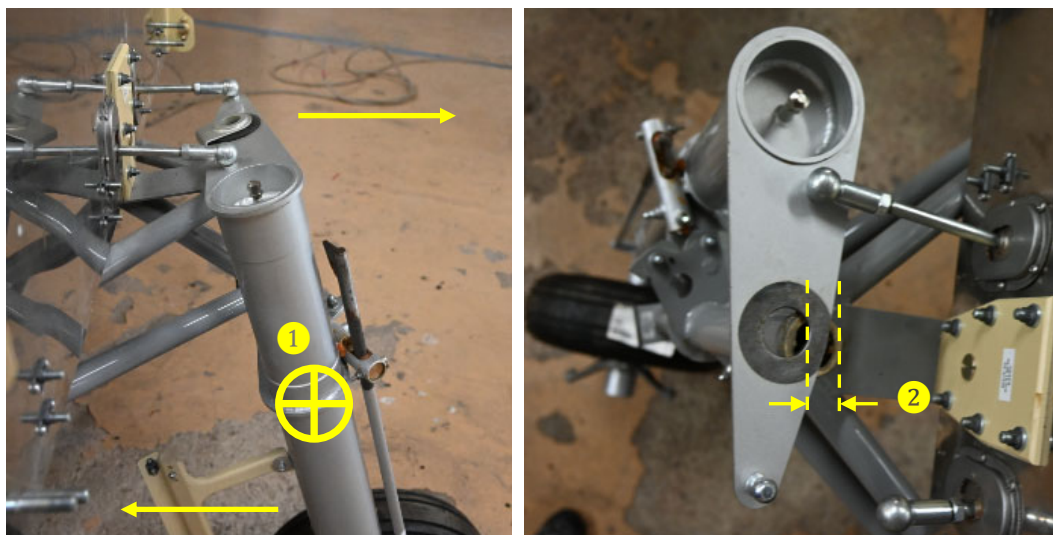


Figure 8: Dispositif similaire chez le constructeur. L'image de gauche montre la situation lorsque le pivot est correctement installé. Il faut noter que sur cette image, un pivot de nouvelle version est installé depuis le haut muni d'une plaquette de retenue, car aucun système comme celui installé sur l'avion HB-EQD n'était disponible. Les flèches jaunes indiquent les mouvements possibles autour du point de pivotement sur platine inférieure ①. Sur l'image de droite, on peut observer le déplacement de l'axe qui se produit lorsque la pression dynamique en vol agit contre la jambe du train d'atterrissage avant, dès l'instant où le pivot est désengagé de la platine supérieure ②. Il faut partir du principe que les forces en vol sont avec forte probabilité plus importantes que celles appliquées manuellement lors des essais. Le résultat final n'en est que quantitativement modifié, avec potentiellement, un déplacement de l'axe ② encore plus important.

1.4 Gestion du suivi de navigabilité et entretien

1.4.1 Gestion du suivi de navigabilité

Le 19 octobre 2022, lors d'un examen du suivi de la navigabilité, une non-conformité relative à un jeu excessif sur la gouverne de direction a été mentionnée (cf. chapitre 1.4.2). Le certificat de navigabilité a été renouvelé le 21 novembre 2022 avec une validité jusqu'au 30 novembre 2023.

Ces dernières années et jusqu'au début 2023, le suivi de navigabilité était accompli par différents *Continuing Airworthiness Management Organisation* (CAMO).

Depuis lors, le suivi de la navigabilité était géré par l'Aéro-Club des Montagnes Neuchâteloise (ACMN). Selon la révision 6.0 du 25 avril 2023, le programme d'entretien de l'aéronef (*Aircraft Maintenance Programme – AMP*) a été redéfini dans le cadre d'une auto-déclaration¹² par l'exploitant du HB-EQD.

La maintenance était confiée à une entreprise d'entretien agréée.

1.4.2 Travaux effectués

Le 5 avril 2019, un contrôle de 1000 h et 6 ans a été attesté. La cellule totalisait 2927:16 h TSN et 18 919 atterrissages. Entre autres travaux, le remplacement du caisson du train avant (cf. figure 4) et le remplacement des câbles de commande de la gouverne de direction, de la gouverne de profondeur et des ailerons ont été effectués.

Le train avant est soumis à une consigne de navigabilité, EASA AD 2018-0018, *Nose Landing Gear Oleo Outer Cylinder Support Plate Inspection*, qui prévoit une inspection visuelle à effectuer toutes les 100 h ou annuellement. L'exécution

¹² *Minimum Inspection Programme* (MIP) selon EASA ML.A.201

régulière de cette consigne de navigabilité a été attestée dans les documents techniques.

Les contrôles annuels, 2020, 2021 et 2022 ont été exécutés et attestés dans les documents techniques.

Lors du contrôle annuel des 100 h du 28 avril 2022, la tension des câbles de commande a été ajustée.

Aucun autre travail de maintenance n'a été attesté dans les documents techniques concernant le train d'atterrissage avant et les commandes de vol entre le 5 avril 2019 et le jour de l'accident.

1.4.3 Derniers travaux de maintenance effectués avant l'accident

Lors du contrôle annuel des 100 h débuté le 28 avril et terminé le 5 mai 2023, le jeu excessif sur la gouverne de direction relevé lors de l'examen de navigabilité du 19 octobre 2022, a été corrigé. Il s'agissait de reprendre le jeu sur le boulon de fixation de l'attache supérieure de la gouverne de direction. Le boulon n'a pas été remplacé.

Le contrôle annuel inclut entre autres un contrôle visuel de tous les trains d'atterrissage. La documentation technique (Manuel d'entretien) en français du constructeur spécifie « Atterrisseur avant : état du pivot, des deux paliers de pivot, de l'écrou et du frein d'écrou ». La traduction du même document en anglais, utilisé par l'atelier de maintenance, spécifie « *Ensure that the main axle, two axle bearings, nut and lock washer are in good operating condition* ». Le pivot n'est pas mentionné dans ce manuel. Dans le catalogue des parts (*Illustrated Parts Catalogue – IPC*) ce composant est défini comme « *Shaft, Front Landing Gear Pivot* »

Un remplissage d'azote a été effectué dans le train principal gauche. Il n'y a pas eu de constats de défauts relatifs aux trains d'atterrissage ou de travaux ultérieurs attestés dans la documentation technique sur ces composants.

Les travaux de maintenance ont été effectués par plusieurs mécaniciens avant la remise en service (*Certificate of Release to Service – CRS*).

Le HB-EQD a volé 5 h 33 min entre le dernier contrôle et l'accident.

1.5 Renseignements médicaux

1.5.1 Aspects généraux et de survivabilité

Les corps du pilote et du passager avant ont été soumis à une autopsie. Leur décès est consécutif à un polytraumatisme contondant grave, suite à l'impact.

Les analyses toxicologiques se sont révélées négatives pour l'alcool et toutes les substances dépistées ainsi que la carboxyhémoglobine (HbCO¹³).

Il n'était pas possible de survivre à l'accident.

1.5.2 Pilote

Le pilote était en possession d'un certificat médical d'aviation selon l'AESA émis le 8 février 2023, valable jusqu'au 2 mars 2024 (classe II (PPL)) respectivement le

¹³ HbCO : forme d'hémoglobine toxique pour l'organisme formée d'hémoglobine et de monoxyde de carbone (CO). Le CO est présent dans les fumées d'un incendie ou des gaz d'échappement.

2 mars 2025 (LAPL¹⁴) avec les inscriptions VML¹⁵ et SIC¹⁶. Le pilote avait des antécédents médicaux relatifs à une maladie cardiaque, traité et suivi régulièrement par des spécialistes depuis l'année 2014. Il a été évalué comme apte à poursuivre l'activité de pilote privé avec avion légers.

Selon le rapport d'autopsie, les pathologies cardiovasculaires sévères préexistantes pourraient avoir joué un rôle dans cet événement, sans toutefois que cette hypothèse puisse être vérifiée compte tenu de nombreuses lésions traumatiques constatées.

1.5.3 Passager avant

Les éléments analysés pendant l'autopsie ne montrent pas de pathologie qui pourraient avoir influencé le déroulement du vol et de l'accident.

1.6 Conditions météorologiques

1.6.1 Situation générale

Le Jura et les Alpes étaient situés à l'extrémité nord d'une zone de basse pression sur la Méditerranée occidentale

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

Les données météorologiques sur les lieux et à l'heure de l'accident se basent sur l'interpolation spatiale et temporelle des différentes données. Selon ces informations, en dessous d'un courant de haute altitude du sud-est se trouvait une masse d'air avec une situation de bise et une couche de nuages denses.

Temps/Nuages	Couvert avec base des nuages autour de 4500 ft AMSL	
Visibilité	10 km ou plus	
Vent	15 kt depuis 100 degrés, avec des rafales jusqu'à 20 kt	
Température / point de rosée	6 °C / 6 °C (<i>spread</i> < 0.5 °C)	
Pression atmosphérique	QNH ¹⁷ Les Eplatures (LSGC) : 1015 hPa	
Danger	Crêtes des montagnes dans les nuages	

1.6.3 Données astronomiques

Position du soleil	Azimut: 111°	Hauteur: 45°
Conditions d'éclairage naturel	Jour	

1.7 Réalisation des vols de découverte

Le vol de découverte prévu le jour de l'accident concerne une activité lucrative avec des passagers à bord, toutefois effectuée dans le cadre d'une exploitation non commerciale. Les conditions générales de tels vols sont décrites dans le règlement (UE) n° 965/2012 de la Commission européenne. Entre autres, l'exploitant doit désigner une personne responsable pour la supervision de la sécurité de

¹⁴ LAPL : *Light Aircraft Pilot License*, licence de pilote pour avion léger.

¹⁵ VML : *Valid only with correction for defective distant, intermediate and near vision*, obligation du port d'un moyen de correction optique adapté en vol pour corriger la vision de loin, intermédiaire et de près.

¹⁶ SIC : *Special medical examination(s). Contact licensing authority*, contact obligatoire avec l'autorité. Demande d'exams médicaux spécifiques si nécessaire.

¹⁷ QNH : pression réduite au niveau de la mer, calculée selon l'atmosphère standard de l'OACI

l'activité entreprise et le pilote doit quant à lui remplir des conditions par rapport au type de licence, de l'expérience de vol et de la formation continue.

Les pilotes engagés pour ce type d'exploitation doivent être en possession au minimum d'un certificat médical aéronautique de classe II selon l'AESA.

La réglementation ne définit pas de modalités de gestion de la documentation et de l'archivage, en particulier des documents de préparation du vol. L'OFAC peut exiger des documents en cas de nécessité.

1.8 Informations complémentaires

1.8.1 Application des exigences de navigabilité dans la conception des aéronefs

1.8.1.1 Généralités

Lorsqu'un aéronef est certifié pour la première fois dans l'environnement AESA, le constructeur demandeur doit déterminer avec l'autorité de certification les exigences (*Certification Specification – CS*) selon lesquelles le programme de certification doit être conçu.

En principe, la version des exigences de certification applicables lors de la première certification reste valable dans le cadre de la même fiche technique de certification de type (TCDS). Les révisions ne doivent pas être tenus en compte, sauf en cas de changements significatifs du projet.

1.8.1.2 Sécurisation des éléments de fixation

Les éléments de fixation tels que les vis, les boulons, les écrous, etc., utilisés seuls ou en combinaison, doivent être sécurisés contre le desserrage et dévissage de l'assemblage, selon leur application. Différentes méthodes sont utilisées à cet effet dans la pratique. L'autorité de surveillance américaine (*Federal Aviation Administration – FAA*) a développé l'exigence de navigabilité FAR¹⁸ 23.607 pour la sécurisation des assemblages vissés. Celle-ci a été développée deux fois au fil du temps :

- L'interprétation initiale de l'exigence de navigabilité FAR 23.607 de 1965¹⁹ ne se référait qu'à l'utilisation d'écrous autobloquants (*Self-Locking Nuts*) :

[...]

Texte original	Traduction en français
<i>No self-locking nut may be used on any bolt subject to rotation in operation.</i>	Un écrou autobloquant ne doit pas être utilisé sur une vis susceptible de tourner en cours d'utilisation.

[...]

¹⁸ FAR : *Federal Aviation Regulation*. Législation fédérale d'aviation des Etats Unis d'Amérique.

¹⁹ <https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/9C23315B1D7D89A985256687006D7A4D.0001>

- En 1977²⁰ l'exigence a été révisée pour inclure le texte suivant :

[...]

Texte original	Traduction en français
<i>No self-locking nut may be used on any bolt subject to rotation in operation unless a non-friction locking device is used in addition to the self-locking device</i>	Un écrou autobloquant ne doit pas être utilisé sur un boulon susceptible de tourner en cours d'utilisation, à moins qu'un dispositif de blocage sans frottement ne soit utilisé en plus du dispositif autobloquant.

[...]

- En 1996²¹ l'exigence a été à nouveau révisée, complétée sous le nouveau titre "*Fasteners*" (éléments de fixation) :

[...]

Texte original	Traduction en français
<i>(a) Each removable fastener must incorporate two retaining devices if the loss of such fastener would preclude continued safe flight and landing.</i>	(a) Chaque fixation amovible doit comporter deux dispositifs de sécurité si la perte de cette attache empêche la poursuite du vol et de l'atterrissage en toute sécurité.
<i>(b) Fasteners and their locking devices must not be adversely affected by the environmental conditions associated with the particular installation.</i>	(b) Les fixations et leurs dispositifs de fixation ne doivent pas être affectés par les conditions environnementales associées à l'installation particulière.
<i>(c) No self-locking nut may be used on any bolt subject to rotation in operation unless a non-friction locking device is used in addition to the self-locking device.</i>	(c) Un écrou autobloquant ne doit pas être utilisé sur un boulon soumis à une rotation en cours de fonctionnement, à moins qu'un dispositif de blocage sans frottement ne soit utilisé en plus du dispositif autobloquant.

[...]

L'AESA a défini et publié le 14 novembre 2003 les CS 23.607²² qui reprennent au mot près la définition selon FAR 23.607 édition 1996. Au moment de la publication de ce rapport final, le texte en vigueur est toujours celui-ci.

Les éléments des commandes de vol et leur montage sécurisé sont importants en raison de leur fonction. En cas de dysfonctionnement, la sécurité du vol ne peut plus être garantie.

²⁰ <https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/1508A8BDF6E5111E85256687006DA574.0001>

²¹ <https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/591A5ABA90B10F6C85256687006DDA80.0001>

²² <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-23-initial-issue>

Le 26 février 2015, l'AESA, a publié un *memorandum* de certification²³ par rapport à l'utilisation de moyens de fixation standard. Entre autres, l'AESA indique une remarque à la page 6 du document :

[...]

Note : To assess and address the potential risk for existing designs, EASA may issue a Continued Airworthiness Review Item (CARI) to TCH²⁴s and in the case of an immediately apparent unsafe condition, issue an Airworthiness Directive

[...]

Ce qui signifie que dans le cadre de projets existants, l'AESA peut imposer un point de suivi de navigabilité aux détenteurs de certificat de type, et dans le cas d'une condition qui apparaît immédiatement insécuritaire, l'émission d'une consigne de navigabilité.

1.8.1.3 Montage des écrous à créneaux sur le système de commande de la gouverne de direction sur l'avion impliqué dans cet accident.

Le type d'avion impliqué dans cet accident a été approuvé avec les exigences énumérées au chapitre 1.2.1, l'exigence FAR 23.607 publié initialement le 1 février 1965 étant toujours en vigueur dans le cadre de la révision FAR 23-7.

Les câbles de commande de la gouverne de direction étaient installés sur le système de pédalier chacun avec un écrou à créneaux, une rondelle et une goupille fendue de sécurité.

Les biellettes de conjugaison du train avant étaient montées sur le système de pédalier avec un écrou à créneaux, sans rondelle, et une goupille fendue de sécurité.

Il convient de noter que les écrous à créneaux ne sont pas serrés afin de permettre la rotation de l'élément de commande.

Selon les dires du constructeur, ce montage n'a jamais présenté de problèmes particuliers et aucun cas de défaillance est connu.

²³ https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/%27final%27%20CM-S-003%20Issue_01_Standard%20fasteners_PUBL.pdf

²⁴ TCH : *Type Certificate Holder*. Détenteur de certificat de type.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

Lors des derniers travaux de maintenance en mai 2023, aucune particularité n'a été constatée au niveau des commandes du train avant ou de sa structure par l'entreprise de maintenance.

Comme l'écrou principal du pivot du train avant n'était pas en place, les forces axiales s'exerçant sur le pivot à chaque décollage et lors de certains atterrissages étaient transmises à la vis d'entraînement installée sur la platine inférieure. Il est concevable que cette vis se soit rompue, ce qui correspond aux traces observées sur la platine inférieure et il en résulte que le pivot (cf. figure 4, ③) ne soit plus maintenu dans sa position prévue.

Le pivot s'est ensuite vraisemblablement déplacé vers le bas à chaque nouveau décollage et lors de certains atterrissages jusqu'à se désengager de la platine supérieure. Le mouvement provoqué par le bras de levier du train avant a bloqué le pivot dans l'orifice de la platine inférieure (cf. figure 4, ⑧), ce qui a occasionné des entailles à intervalles irréguliers à la surface du pivot (cf. figure 6).

Le fait que la conception du pivot de première génération a permis à celui-ci, à cause du manque de l'écrou principal, de se déplacer vers le bas et de sortir de son siège, est considéré comme contributif à la survenue de l'accident. Les nouvelles versions constructives, à partir de 1991, ont résolu ce problème.

Comme l'ont montré les essais effectués sur le dispositif expérimental, le pilote a dû fournir un effort nettement supérieur pour tenter de mouvoir la gouverne de direction laquelle était, avec une haute probabilité, bloquée (cf. chapitre 1.3.2).

L'œillet de la biellette de conjugaison était ovalisé et installé sur le goujon fileté qui était abimé et s'est plié sous les efforts déployés par le pilote. Ceci, en combinaison avec l'absence de l'écrou à créneaux a provoqué avec une haute probabilité un mouvement soudain du palonnier vers la gauche.

L'avion est donc devenu rapidement incontrôlable et s'est écrasé après plusieurs changements d'assiettes aléatoires lesquels ont pu ressembler à des figures de voltige sur le plan vertical et horizontal.

L'enquête n'a pas pu déterminer la raison de l'absence de l'écrou principal du pivot et de sa vis de freinage, ni le cadre temporel de l'absence de ces composants.

Le fait de n'avoir pas constaté l'absence de l'écrou principal et de sa vis de freinage peut s'expliquer par les circonstances suivantes :

- Emplacement difficilement visible avec le moteur installé ;
- Plusieurs variantes de construction différentes de l'ensemble du train d'atterrissage avant et des systèmes de fixation du pivot ainsi qu'inconsistance entre la documentation de maintenance française et la traduction anglaise de la même relative aux points d'inspection sur le train avant;
- La vis d'entraînement a probablement maintenu le pivot en position correcte pendant un certain temps, empêchant les pilotes de détecter le problème lors du control pré-vol.

Concernant le palonnier, l'absence de l'écrou à créneaux sur le goujon fileté sur lequel est installée la biellette de conjugaison de la commande du train avant (cf. figure 3, ③) était avec haute probabilité préalable au désengagement du pivot principal du train d'atterrissage et peut s'expliquer par les trois hypothèses suivantes :

- L'écrou à créneaux n'avait pas été installé ;

- L'écrou à créneaux a été installé sans la goupille fendue de sécurité ;
- La goupille fendue de sécurité s'est rompue et l'écrou à créneaux a pu se détacher librement ;

Le SESE considère ces deux dernières possibilités comme les plus probables.

N'étant pas sécurisé par la goupille fendue de sécurité, l'écrou à créneaux a pu se dévisser sous l'effet des vibrations et des mouvements de rotation autour du goujon fileté (voir Figure 3, ③ et ④). Le dévissage presque complet ou l'absence de l'écrou à créneaux était très probablement préalable à l'accident.

La conception des connexions des biellettes de commande du train avant, développée dans les années soixante-dix par le constructeur ne garantit pas une protection suffisante des éléments de liaison relatives aux commandes de vol, raison pour laquelle le SESE émet une recommandation de sécurité (cf. chapitre 4.1.1).

Selon les dires du constructeur, il n'y a pas eu d'autres cas similaires à sa connaissance sur les avions de même conception.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Conduite du vol

Il est fort probable que le blocage de la commande du palonnier se soit produit soudainement et sans signes préalables, empêchant le pilote de maintenir le contrôle de l'avion.

Une coïncidence temporelle entre une incapacité soudaine due à une maladie cardiaque aiguë avec le moment où le blocage des commandes est survenu semble improbable. Elle ne peut toutefois pas être exclue.

2.2.2 Maintenance

A titre général, le risque d'exécution partielle de tâches d'installation et maintenance trouve souvent son origine, notamment, dans les domaines suivants :

- Facteurs humains : communication ; stress ; fatigue ;
- Facteurs organisationnels : pression de temps ; manque de personnel qualifié ; documentation utilisée ; manque de formation (continue) ; réglementation en rapide et continue évolution, focalisé principalement sur la démonstration de la conformité.
- Facteurs techniques : instructions de travail ambiguës ; solutions constructives n'empêchant pas les erreurs ;

Ces aspects, entre d'autres, sont connus dans le monde de l'aviation sous la définition anglaise « *Dirty Dozen* » (littéralement : La douzaine sale)^{25,26}.

Il est donc important de traiter ces aspects lors des formations initiales et continues du personnel engagé dans la maintenance d'engins aéronautiques.

²⁵ [Human Factors in Aviation Maintenance | Federal Aviation Administration](#)

²⁶ [Leadership and the Dirty Dozen | EASA Community](#)

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'appareil était admis à la circulation selon les règles de vol à vue (*Visual Flight Rules – VFR*).
- Au moment de l'accident, la masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites selon le manuel d'exploitation de l'aéronef (*Aircraft Flight Manual – AFM*).
- Le dernier contrôle de 100h et annuel de l'aéronef a été attesté le 5 mai 2023 à 3066:11 h d'exploitation et totalisait 19 566 atterrissages.
- Au moment de l'accident, l'avion totalisait 3071:44 h d'exploitation et 19 586 atterrissages.
- Le dernier renouvellement du certificat de navigabilité a été effectué le 21 novembre 2022 avec une validité jusqu'au 30 novembre 2023.
- La balise de détresse (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) s'est déclenchée lors de l'impact.
- L'écrou principal du pivot du train d'atterrissage avant et sa vis de freinage étaient manquants.
- La vis d'entraînement qui maintient le pivot en position normale sur la platine inférieure du train d'atterrissage avant était manquante, ce qui a permis au pivot se désengager de son siège et provoquer un blocage des commandes du palonnier.
- L'écrou à créneaux de la fixation de la biellette de conjugaison sur la pédale gauche du côté pilote était manquant et le goujon fileté était endommagé et plié. Ce dernier ne présentait pas d'arrachement de filet.

3.1.2 Equipage

- Les documents mis à disposition de l'enquête indiquent que le pilote était titulaire d'une licence adéquate et qu'il possédait l'expérience minimale requise pour l'activité prévue.
- Le pilote était en possession d'un certificat médical aéronautique de classe II (PPL) selon l'AESA en cours de validité.

3.1.3 Déroulement du vol au cours duquel s'est produit l'accident

- L'avion monomoteur DR 400/180 R, immatriculé HB-EQD, décolle de l'aérodrome des Eplatures à 10 h 18 min.
- Après le décollage, l'avion se dirige en direction des Brenets avant de se rendre dans le secteur des Ponts-de-Martel.
- L'avion est observé effectuant des figures ressemblant à de la voltige peu avant de s'écraser dans la forêt à 10 h 31 min près du lieu-dit Les Combes-Dernier.

3.1.4 Conditions cadres

- Les crêtes du Jura étaient dans les nuages, ce qui exigeait une vigilance accrue. Le déroulement de l'accident ne montre toutefois aucun lien avec les conditions météorologiques qui régnaient.
- Il s'agissait d'un vol de découverte en exploitation non commerciale d'un aéronef en vertu de l'article 6, paragraphe 4a(c) du règlement (UE) n° 965/2012 de la Commission européenne.

3.2 Causes

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

La collision avec le relief est consécutive à une perte de contrôle par suite d'un blocage de la commande du palonnier. Le blocage a été causé par le désengagement du pivot du train d'atterrissage avant de son siège.

Les facteurs suivants ont contribué à la survenue de cet accident :

- La conception des pivots de première génération qui a permis le déplacement vers le bas du pivot en combinaison avec le manque de l'écrou principal.
- Le désengagement de la biellette de commande du palonnier qui s'est produit en raison de l'absence de son écrou à créneaux.

L'enquête a déterminé le facteur de risque (*factor to risk*) suivant, bien que son impact sur la survenue de l'accident n'a pas pu être démontré, celui-ci devrait néanmoins être éliminé pour améliorer la sécurité des opérations aériennes.

- L'emploi d'écrous à créneaux non autobloquants, sans serrage et en combinaison avec une goupille de sécurité fendue (manque de double assurance), sur d'autres commandes de vol des avions Robin DR 400/180 R.

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

4.1 Recommandations de sécurité

Selon les bases juridiques internationales²⁷ et nationales²⁸, toutes les recommandations de sécurité sont adressées à l'autorité de surveillance de l'état responsable. En Suisse, il s'agit de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) ou L'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (*European Union Aviation Safety Agency – EASA*). L'autorité de surveillance compétente doit décider dans quelle mesure ces recommandations doivent être mises en œuvre. Cependant, toutes les organisations, entreprises et personnes sont invitées à améliorer la sécurité aérienne conformément aux objectifs poursuivis par les recommandations de sécurité.

Le SESE publie les réponses de l'office fédéral compétent ou des autorités de surveillance étrangères sur son site (www.sust.admin.ch), offrant de la sorte un aperçu quant au degré de mise en œuvre de la recommandation de sécurité correspondante.

4.1.1 Sécurité de la connexion des organes de commande

4.1.1.1 Déficit de sécurité

Entre autres, la commande de la gouverne de direction d'un avion Robin DR 400/180 R s'est retrouvée bloquée après qu'une biellette de conjugaison du train avant se soit détachée de son goujon fileté du palonnier en raison de l'absence de l'écrou à créneaux. Le contrôle de l'avion a été perdu et a entraîné une collision avec le relief qui a provoqué le décès des occupants.

L'emploi d'écrous à créneaux non autobloquants, sans serrage et en combinaison avec une goupille de sécurité fendue (manque de double assurance) est commun aussi sur d'autres commandes des avions Robin DR 400/180 R. Les éléments de liaison des organes de commande ont été conçus et certifiés selon des standards applicables en 1972. Ils ne correspondent plus aux dernières versions des spécifications de certification (*Certification Specification – CS*) de l'AESA, respectivement FAR applicables pour des nouvelles constructions. L'AESA adresse la problématique de façon générale, en relation avec les moyens de fixation standard, dans le document [EASA CM-S-003 Issue 01 du 26 février 2015](#).

4.1.1.2 Recommandation de sécurité n 606

L'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA) devrait définir, en collaboration avec le constructeur Centre Est Aéronautique Pierre Robin (C.E.A.P.R.), des mesures permettant d'éviter le desserrage d'éléments de fixation de commandes sur le modèle Robin DR 400/180 R.

4.1.1.3 Recommandation de sécurité n 607

L'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA) devrait appliquer relativement aux moyens de fixation la procédure d'identification de point de suivi de navigabilité (*Continued Airworthiness Review Item - CARI*) de façon systématique aussi pour les avions avec certification de type plus ancienne.

²⁷ Annexe 13 de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) et article 17 du règlement (UE) n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile et abrogeant la directive 94/56/CE.

²⁸ Article 48 de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT) du 17 décembre 2014, état le 1^{er} janvier 2025 (OEIT, RS 742.161).

4.2 Avis concernant la sécurité

Aucun

4.3 Mesures prises après l'accident

Aucune

Ce rapport final a été approuvé par la commission du Service suisse d'enquête de sécurité SESE (art. 10 lit. h de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports du 17 décembre 2014).

Berne, le 10 mars 2026

Service suisse d'enquête de sécurité

Annexe 1

Conformément à la section 6.3 de l'Annexe 13 à la Convention du 7 décembre 1944 relative à l'aviation civile internationale, le SESE publie ci-après l'avis divergent d'un des États impliqués dans l'enquête sans le commenter plus en détail.

Observations majeures

Le BEA note que les recommandations émises par le SESE vont dans le sens d'un renforcement de la robustesse de certains assemblages du DR400.

Toutefois, le BEA considère que ces recommandations de sécurité visant à modifier le mode d'assemblage des biellettes de conjugaison du train avant et d'autres commandes apparaissent insuffisamment justifiées au regard des éléments établis par l'enquête et au regard de l'expérience en service du constructeur.

Fixation du pivot de train avant

La survenue de l'accident a été rendue possible par la désolidarisation du pivot du train avant, résultant de la perte de l'écrou principal. Le constructeur indique n'avoir connaissance d'aucun autre événement similaire de perte d'un écrou principal du pivot de train avant sur l'ensemble de sa flotte.

Dans cette première version du DR400, produite jusqu'au numéro de série 2113 en 1991, le pivot du train avant est maintenu en place à l'aide d'un écrou principal. Celui-ci est lui-même bloqué en rotation par une goupille filetée (ou vis de freinage), elle-même sécurisée par un assemblage de rondelles et un écrou auto-freiné de type Nylstop.

L'écrou principal a été retrouvé dans l'épave, ce qui indique qu'il était initialement présent mais qu'il s'est détaché. Ce détachement est très probablement la conséquence d'un mauvais assemblage, par exemple l'absence de la goupille filetée ou de son écrou auto-freiné. Une telle anomalie n'a pas été identifiée lors des actes de maintenance.

Liaison entre les palonniers et les biellettes de conjugaison

Les écrous assurant le maintien des biellettes de conjugaison sont des écrous à créneaux sécurisés par une goupille en inox de 2mm. Cet assemblage est supposé être vérifié lors des visites périodiques 100 heures.

Il semble peu probable qu'une telle goupille, qui n'est pas soumise à des efforts en utilisation normale, se soit rompue, puis que l'écrou se soit dévissé, le tout dans l'intervalle de 5 h 33 depuis la dernière visite, ce qui suggère également une anomalie lors du montage de l'écrou et de sa goupille.

Le BEA considère donc que les recommandations de sécurité envisagées par le SESE ne sont pas suffisamment justifiées :

- L'observation des endommagements du goujon de palonnier semble indiquer que l'écrou était déjà absent préalablement à l'accident ;
- La conception du système répond aux critères de certification en vigueur lorsque le DR400 a été certifié ;
- Le constructeur indique n'avoir connaissance d'aucun événement similaire de perte d'un écrou de liaison d'une biellette de conjugaison sur l'ensemble de sa flotte ;
- Le SESE n'a pas mis en évidence d'événement antérieur mettant en cause le mode d'assemblage incriminé.