



Accident du DIAMOND DA62
immatriculé **D-IRAY**
le jeudi 21 septembre 2023
à Seichamps (54)

Heure	Vers 10 h 50 ¹
Exploitant	Privé
Nature du vol	Navigation
Personnes à bord	Pilote et une passagère
Conséquences et dommages	Pilote et passagère blessés, avion détruit.

**Défaillance d'un moteur en montée, atterrissage
d'urgence, collision avec la végétation**

1 DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues des calculateurs des moteurs (EECU), des témoignages, des enregistrements des radiocommunications ainsi que des données radar.

Le pilote et sa passagère effectuent un voyage de plusieurs jours en France avec plusieurs étapes prévues. La veille de l'événement, ils commencent leur trajet retour en décollant depuis l'aéroport de Béziers - Vias (34). Ils atterrissent à Nancy - Essey (54) en fin de matinée et décident d'y faire une étape d'une nuit. Le pilote avitaille 200 litres de carburant.

Le matin de l'événement, le pilote et sa passagère s'apprêtent à décoller sous plan de vol IFR à destination de Bonn-Handlar (Allemagne). La piste 21 est en service, le vent provient du 170° pour 10 kt.

Le pilote demande la mise en route, puis roule jusqu'au point d'attente Bravo. Il y patiente quelques minutes en attendant la prise en compte de son plan de vol. Le pilote indiquera qu'il programme son vol dans la suite avionique et qu'il effectue les vérifications des calculateurs moteurs. Il ajoutera qu'il effectue la check-list avant décollage jusqu'à la procédure d'alignement. Il opte pour un décollage volets rentrés.

Une fois le plan de vol confirmé, en contact avec l'agent AFIS², il remonte la piste 21 et décolle.

¹ Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale. Il convient d'y enlever 2 h pour obtenir l'heure en temps universel coordonné (UTC).

² Le glossaire des abréviations et sigles fréquemment utilisés par le BEA est disponible sur son [site Internet](#).

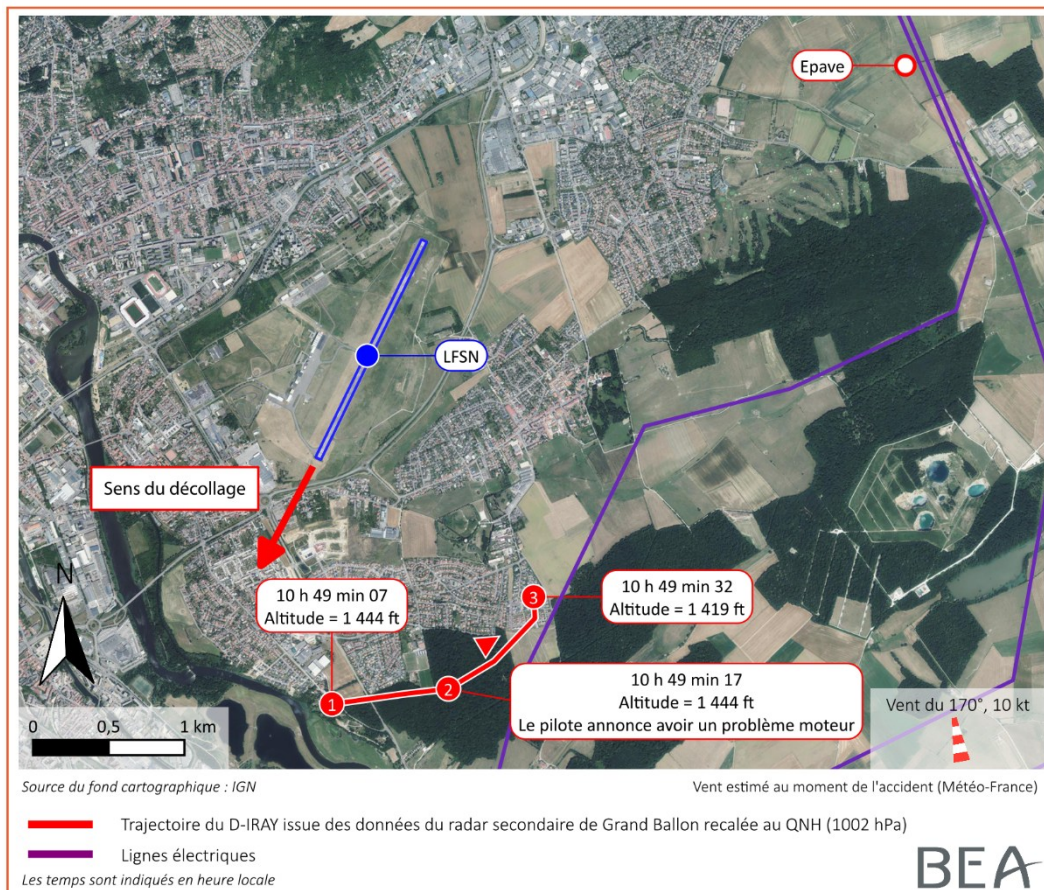


Figure 1 : trajectoire de l'avion DA62 immatriculé D-IRAY

Alors qu'il est en montée, à une altitude d'environ 1 400 ft (soit une hauteur d'environ 700 ft) en virage à gauche, le pilote annonce sur la fréquence AFIS avoir un problème moteur et revenir vers le terrain « *Coming back to field having engine problem* » (voir **Figure 1**, point **2**).

Trente secondes plus tard, il annonce ne disposer que d'un seul moteur « *Having single engine* ». Moins d'une minute plus tard, le pilote d'un DR400 aligné en piste 21 annonce sur la fréquence le voir en descente.

Le pilote réalise un atterrissage d'urgence dans un champ (à 2 Nm du seuil de piste 21), l'avion entre en collision avec une haie et s'immobilise quelques mètres plus loin.

Le pilote et sa passagère évacuent l'avion.

2 RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur le pilote

Au moment de l'accident, le pilote, âgé de 58 ans, était titulaire d'une licence de pilote commercial avion CPL(A) obtenue en 2015 assortie d'une qualification de classe multimoteurs à piston (MEP) et d'une qualification de vol aux instruments (IR). Il totalisait environ 1 140 heures de vol, dont 775 sur avion bimoteur. Il avait notamment volé 500 h sur DA62, dont 40 dans les trois mois précédents.

2.2 Renseignements météorologiques

Le jour de l'événement, la température à Nancy était de 21 °C. Les relevés météorologiques de la station de Nancy - Essey indiquent :

- à 8 h 30 UTC (soit 10 h 30 local), un vent moyen de 8 kt du 170°, une visibilité supérieure à 10 km, des nuages épars à une hauteur de 4 500 ft et fragmentés à une hauteur de 5 500 ft ;
- à 9 h UTC (soit 11 h local), un vent moyen de 8 kt provenant du 180°, une visibilité supérieure à 10 km, quelques nuages à une hauteur de 5 300 ft et épars à une hauteur de 7 480 ft.

2.3 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Nancy - Essey dispose d'une piste revêtue orientée 03/21 d'une longueur de 1 600 m.

Pour un décollage en IFR depuis la piste 21, la procédure de départ est omnidirectionnelle : « Climb straight ahead to 2 000', then depart directly climbing to MEA. Minimum climb gradient 4,4% due to obstacle 1 631', 4.3 NM from DER, 1.0 NM right of axis and mast 1 929', 1.8 NM/330° from ARP. »

Bien qu'effectuant un départ IFR, le pilote n'a pas adopté cette trajectoire et a viré à gauche dans le circuit de piste dès 1 400 ft.

2.4 Renseignements sur l'avion

Le DA62 est un avion bimoteur à ailes basses et train rentrant. Il est équipé de moteurs diesel à pistons de type E4P-C du motoriste Austro Engine. Il est équipé d'hélices MTV-6-R-C-F / CF194-80.

Le D-IRAY appartenait à la société du pilote qui l'avait acheté neuf en 2017, année de sa construction. L'avion totalisait 500 heures de vol à la date de l'accident.

L'avion était équipé d'une suite avionique Garmin G1000 de type *Glass Cockpit* composée d'un PFD (*Primary Flight Display*) et d'un MFD (*Multi Function Display*). Chaque unité dispose de deux emplacements pour carte SD utilisée pour le stockage des bases de données cartographique et de terrain ainsi que pour l'enregistrement des données de vol.

Le DA62 est certifié pour maintenir un taux de montée avec un moteur en panne aux altitudes rencontrées dans les limites de la masse maximale autorisée.

Le jour de l'événement, la masse au décollage estimée était de 2 123 kg pour une masse maximale au décollage de 2 300 kg. L'avion était dans l'enveloppe de masse et centrage.

Le taux de montée pour les conditions du jour (température de 21 °C, altitude de 2 000 ft, masse de 2 100 kg, configuration lisse) est de 220 ft/min avec un moteur en panne, soit un gradient de 2,4 %. Ce taux de montée suppose que la puissance du moteur opérationnel soit à 95 %, que le moteur en panne soit mis en drapeau. La vitesse à adopter est 89 kt.

Sur le DA62, le passage en drapeau d'une hélice se fait lorsque l'interrupteur « *Engine master* » est mis sur OFF. Si la puissance moteur est réduite à l'aide du levier de puissance, la vitesse de l'hélice sera réglée conformément à la courbe de consigne d'hélice (voir **Figure 3**). Si le levier de puissance est ramené à 0 %, la vitesse de l'hélice sera réglée à 2 100 tr/min. La consigne tentera de maintenir environ 2 100 tr/min tant que la vitesse avion sera suffisante pour permettre le maintien de ce régime.

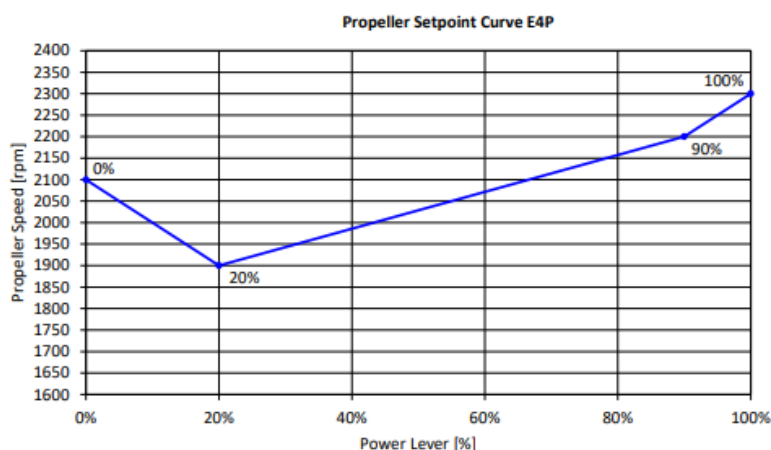


Figure 3 : vitesse de l'hélice en fonction de la puissance moteur (Source : Diamond Aircraft)

2.5 Renseignements sur le site et l'épave

Le site de l'accident se situe au nord-est de l'aéroport de Nancy - Essey à environ 2 NM du seuil de piste 21. L'examen du site montre que l'aile gauche de l'avion s'est détachée de la cellule lorsqu'elle a touché une haie. L'épave principale de l'avion se trouve à environ 30 m de cette zone d'impact.

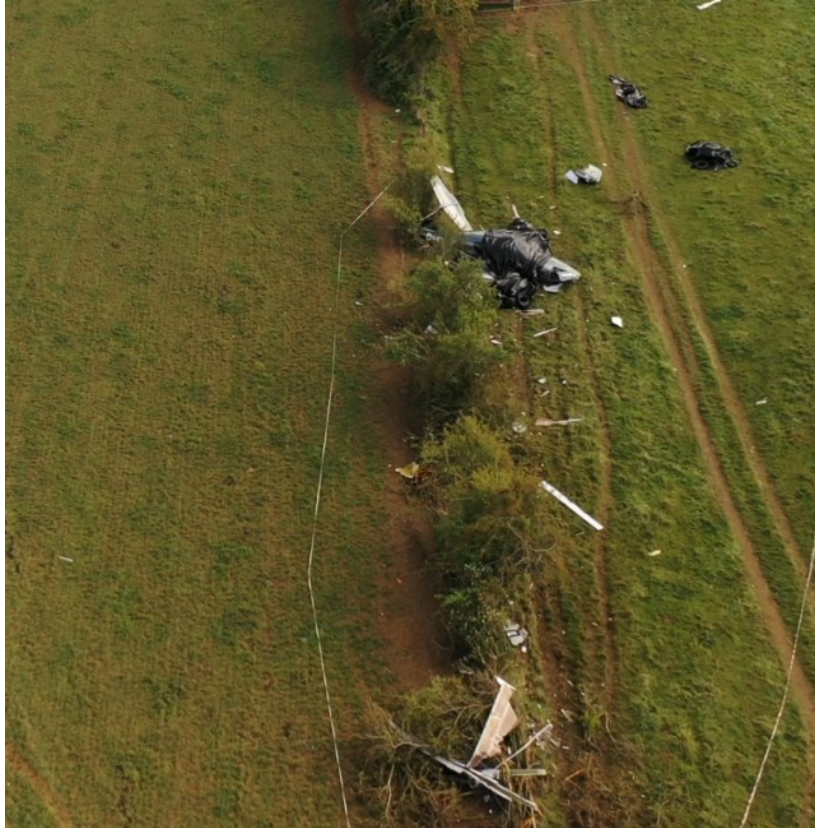


Figure 4 : photo du site d'accident (Source : BEA)

Le poste de pilotage est en bon état. Les indications suivantes ont été relevées :

- un des interrupteurs de commande du moteur a été manipulé par les secours. Les secours ne se souviennent plus lequel ;
- les deux pompes carburant gauche et droite étaient sur « On » ;
- le trim de lacet était sur la position centrale, légèrement à droite ;
- la commande des volets était sur la position « Take-off » ;
- le trim de profondeur était sur la position « Nose up » ;
- aucune carte SD n'était présente dans les emplacements de la suite avionique³.

³ Le pilote a indiqué que des cartes SD étaient normalement présentes. Il paraît peu probable que celles-ci aient été éjectées lors de l'impact.



Figure 5 : vue du poste du pilotage (Source : BEA)

2.6 Témoignage du pilote

Note : Le BEA ne s'est pas entretenu immédiatement avec le pilote. Seul un témoignage écrit (en langue allemande) a été transmis au BEA par le pilote quelque temps après l'événement. Les éléments principaux de ce témoignage ont été repris dans le déroulement du vol et retranscrits ci-dessous.

Le pilote explique que le départ était initialement prévu à 10 h 30 et qu'il a été repoussé de dix minutes en raison d'une mise à jour du plan de vol.

Le pilote indique qu'après avoir démarré les moteurs, il a programmé son plan de vol dans la suite avionique tandis que les moteurs ont continué à tourner à environ 10 %. Il a effectué les vérifications de l'EECU et la check-list « Before T/O C/L » jusqu'à la procédure d'alignement.

Il indique que pendant la montée, il a viré à gauche dans le circuit de piste. Il explique avoir vu le voyant rouge **R GBOX TEMP** (alerte indiquant une température excessive du réducteur du moteur droit) et la température associée dans la zone rouge peu avant la sortie du virage. Il indique avoir fait un message radio indiquant une panne moteur et un retour vers le terrain. Il ajoute avoir effectué de mémoire la procédure **L/R GBOX TEMP** et avoir réduit la puissance du moteur droit pour refroidir le réducteur.

Il explique avoir jeté un coup d'œil rapide à la piste et au terrain environnant et passé en revue toutes les options possibles en monomoteur.

Il a estimé qu'un virage à droite n'était pas possible à cause de la colline sur la droite. Un virage prolongé au-dessus d'une zone habitée dans un terrain en pente ascendante avant la piste 21 aurait été, selon lui, trop risqué et il a estimé qu'il était trop bas. Il a également estimé que l'option tout droit avec un taux de montée minimal au-dessus d'un terrain en pente ascendante et de poteaux électriques à la fin du circuit de piste, n'était pas réalisable. Il explique qu'il n'était pas non plus possible d'atterrir à contre QFU.

Il ajoute qu'il a décidé de poursuivre le vol pour un atterrissage de précaution dans un champ, au cas où la température dans la boîte de vitesse ne diminuerait pas et qu'il doit couper le moteur droit et mettre l'hélice en drapeau.

Il indique qu'il a pris la check-list et vérifié la procédure d'urgence **L/R GBOX TEMP**. Il a contrôlé l'indication de température associée et constaté qu'il n'y avait pas de baisse de température.

Il explique qu'il a coupé le moteur droit pour que l'hélice se mette en drapeau, que le réducteur ne chauffe pas davantage et qu'il dispose d'une marge de manœuvre avec le moteur gauche pour l'atterrissage.

Il ajoute qu'il a décidé de continuer tout droit vers un champ en pente ascendante, avec un espace suffisant avant la ligne électrique. Il a ensuite sorti les trains, et en raison de rafales, il a préféré ne pas sortir les volets pour ne pas réduire davantage la vitesse d'approche.

Il explique que peu avant de toucher le sol, il a été surpris par une rafale venant de l'arrière. L'aile droite s'est légèrement inclinée. Il a alors mis la pleine puissance sur le moteur gauche, appuyé sur le palonnier gauche et l'aile est revenue à l'horizontale.

Il indique que le roulis vers la droite et la pleine puissance délivrée par le moteur gauche ont changé la direction du vol vers la droite vers une haie de buissons. Il a alors tiré sur le manche afin de franchir les buissons et de poser l'avion.

Il ajoute que l'avion a touché durement le sol et que lui et sa passagère ont pu sortir de l'avion sans difficulté.

2.7 Paramètres moteurs des EECU

Les moteurs sont équipés d'EECU qui enregistrent en continu les paramètres des moteurs. L'examen et le déchargement des données des EECU ont été effectués chez le motoriste Austro Engine.

Les moteurs ont été démarrés à 10 h 36. Entre leur démarrage et leur mise en puissance pour la course au décollage, on n'observe pas de montée en puissance brève des moteurs à 97 % qui correspondrait à l'exécution de l'action « *Available power check* », dernier item de la check-list avant décollage « *Before T/O C/L* ». Cet item, selon le constructeur, permet de s'assurer que les moteurs sont capables de délivrer la pleine puissance avant la course au décollage.

Le graphique suivant présente les paramètres sur les quatre dernières minutes du vol.

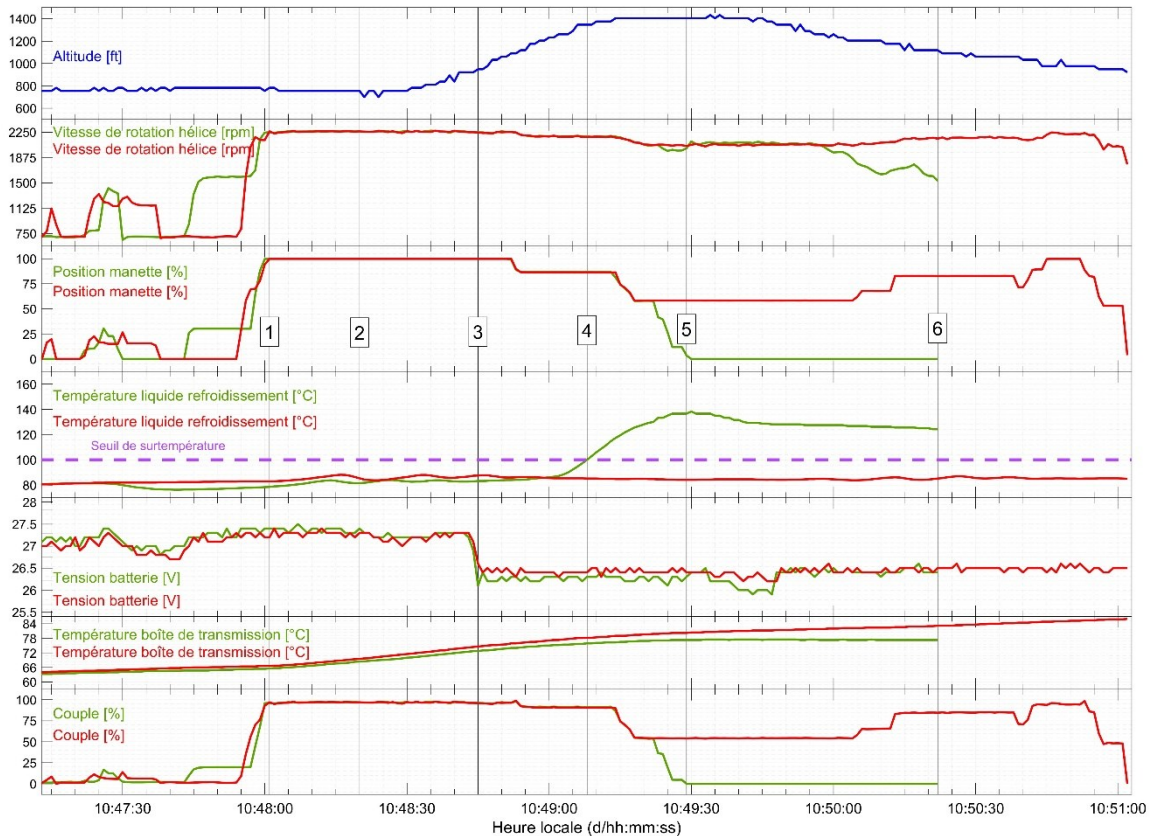


Figure 6 : paramètres issus des EECU sur les 4 dernières minutes d'enregistrement
 En rouge : Moteur gauche, en vert : Moteur droit

Les principaux événements sont les suivants :

Les moteurs ont été mis en puissance à 10 h 48 (voir **Figure 6**, Marque 1) et l'avion a décollé vingt secondes plus tard (Marque 2). Environ trente secondes après le décollage, alors que les manettes de puissance étaient positionnées à 100 %, les tensions des batteries des moteurs gauche et droit sont passées de 27,2 V à respectivement 26,5 V et 26,1 V (Marque 3). Vingt secondes plus tard, la température du liquide de refroidissement du moteur droit a commencé à augmenter anormalement. Les manettes de puissance sont réduites à 90 % pendant la montée.

En dix secondes, le liquide de refroidissement du moteur droit a dépassé les 100 °C, seuil associé au déclenchement de l'alarme **R ENG TEMP** (Marque 4).

Les manettes des deux moteurs ont été réduites à 58 %. Dix secondes plus tard, la manette du moteur droit a été réduite progressivement jusqu'à 0 %.

La température maximale du liquide de refroidissement du moteur droit a été de 138 °C (Marque 5).

La vitesse de rotation de l'hélice du moteur droit est restée inchangée vingt-huit secondes pendant que la puissance du moteur était à 0 %, puis la vitesse de rotation a diminué.

Note : la consigne fait que la vitesse de l'hélice a été maintenue à environ 2 100 tr/min jusqu'à ce que la vitesse aérodynamique soit insuffisante pour pouvoir maintenir cette vitesse (voir § 2.4).

Le moteur droit a été coupé cinquante secondes après la diminution de puissance à 0 %, soit une minute quatorze secondes après la survenue de l'alarme (Marque 6). Une fois le moteur coupé, l'hélice est probablement passée en drapeau⁴.

La manette du moteur gauche a été augmentée progressivement jusqu'à 100 % puis a été réduite à nouveau dans les dernières secondes.

Les températures des réducteurs des deux moteurs sont restées inférieures à 85 °C tout au long du vol. Il y a ainsi une incohérence entre l'alarme reportée par le pilote dans son témoignage (**R GBOX TEMP**) et l'alarme effectivement déclenchée au cours du vol (**R ENG TEMP**).

2.8 Examens complémentaires sur les moteurs

Les moteurs ont été prélevés et inspectés dans les locaux du BEA. Aucune anomalie de fonctionnement n'a été relevée sur le moteur gauche.

Lors de l'examen du moteur droit, il a été noté l'absence de la courroie d'accessoires. De nombreux résidus de celle-ci étaient présents à proximité.

L'avion était entretenu dans un centre de maintenance Part 145. Un changement des courroies d'accessoires des deux moteurs avait eu lieu le 23 février 2022, ce qui est conforme au changement préconisé des courroies tous les 5 ans. Ce changement est intervenu 18 mois et moins de 200 heures de fonctionnement avant le jour de l'accident.

Le bloc tendeur, l'alternateur et la pompe à eau ont été examinés dans les locaux d'Austro Engine. La pompe à eau et l'alternateur étaient fonctionnels. Aucun jeu ni blocage n'a été observé sur les différents roulements. Une des poulies du bloc tendeur de la courroie était sortie de son logement, en raison de la déformation du support de fixation (voir **Figure 7**).

⁴ Lorsque la vitesse de l'hélice est supérieure à 1 300 tr/min, l'arrêt du moteur entraîne le passage en drapeau de l'hélice.

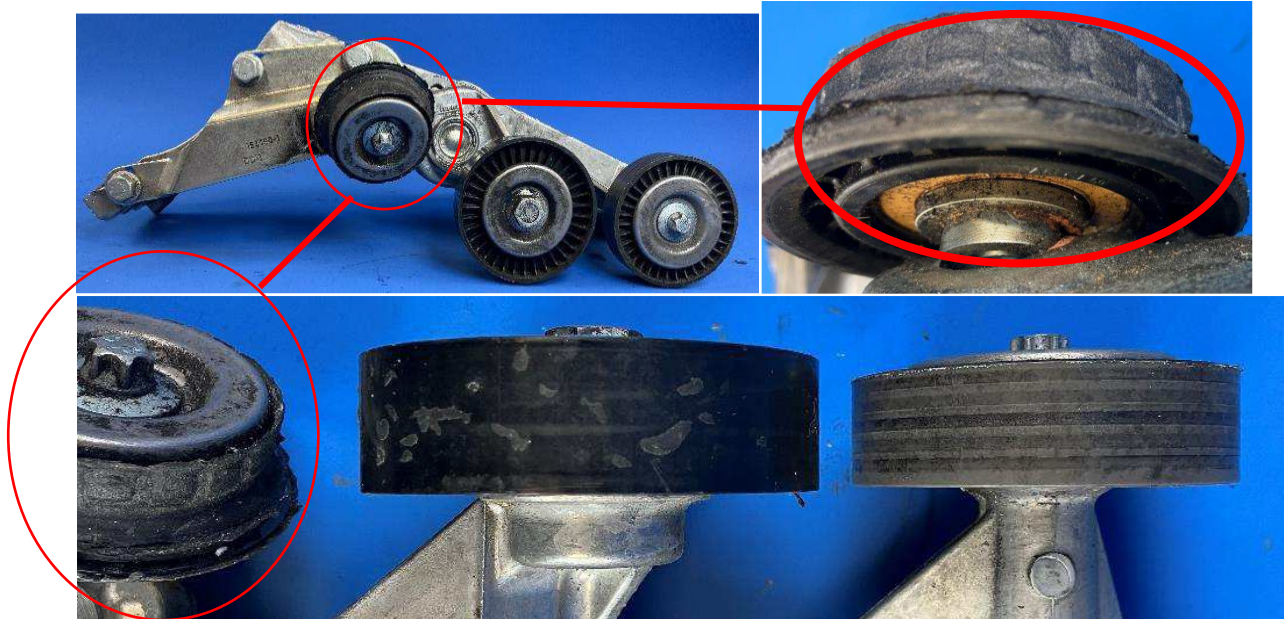


Figure 7 : bloc tendeur du moteur droit – Poulie encerclée de rouge sortie de son logement
(Source : BEA)

Il n'a pas été possible de déterminer avec certitude les causes du détachement de la courroie.

Le motoriste et le BEA ont échangé et considéré plusieurs hypothèses pour déterminer l'origine de la déformation du bloc tendeur et du retrait de la courroie :

- des dommages liés au transport apparaissent comme peu probables, compte tenu du temps de fonctionnement du moteur de 500 h ;
- le changement de la courroie a eu lieu 18 mois auparavant, il est ainsi peu probable qu'une courroie mal alignée ou qu'un endommagement du support lors de la maintenance soient à l'origine de la défaillance ;
- la durée de vie de la courroie étant de 5 ans, l'hypothèse d'une courroie usagée ou endommagée est également peu probable ;
- un corps étranger dans le compartiment moteur pourrait avoir conduit à un endommagement de la poulie et de la courroie pendant le fonctionnement du moteur. Ce corps étranger pourrait également être à l'origine de la déformation du support et des abrasions qui en résultent sur l'alternateur.

L'hypothèse la plus probable, au vu des déformations constatées et compte tenu de l'ancienneté du moteur et de la courroie, est l'introduction d'un corps étranger dans le bloc moteur.

Les résultats des examens des moteurs sont cohérents avec les paramètres enregistrés pendant le vol de l'accident et conduisent à la séquence suivante : la courroie des accessoires du moteur droit s'est détachée peu après le décollage comme en témoigne la chute de tension batterie ; la pompe à eau du moteur droit n'était plus entraînée ce qui a conduit à une élévation de la température du liquide refroidissement et au déclenchement de l'alarme **RENG TEMP** lorsque cette température a dépassé les 100°C.

2.9 Gestion de la panne et de l'atterrissage d'urgence

2.9.1 Procédures d'urgence de l'AFM et check-lists correspondantes

Le tableau ci-dessous reprend les deux procédures présentes dans l'AFM pour l'alarme s'étant déclenchée (à gauche) et l'alarme reportée par le pilote dans son témoignage (à droite).

<p>3.2.2 L/R ENG TEMP</p> <table border="1"> <tr> <td>L/R ENG TEMP</td> <td>Left/Right engine coolant temperature is in the upper red range (too high/above 100 °C)</td> </tr> </table> <p>Coolant temperatures above the limit value of 100 °C can lead to a total loss of power due to engine failure.</p> <ul style="list-style-type: none"> - Check G1000 for L/R COOL LVL caution message (low coolant level) <p><i>L/R COOL LVL caution message not displayed:</i></p> <p>During climb:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Reduce power on affected engine by 10% or more as required. - Increase airspeed by 10 KIAS or more as required. - If the coolant temperature does not reach the green range within 60 seconds, reduce power on affected engine as far as possible and increase airspeed. <p>During cruise:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Reduce power on affected engine. - Increase airspeed. - Check coolant temperature in green range. <p style="text-align: center;">CAUTION</p> <p>If high coolant temperature is indicated and the L/R COOL LVL caution message is not displayed, it can be assumed that there is no technical defect in the cooling system and that the above mentioned procedure can decrease the temperature(s). This might not be the case if the coolant temperature does not return to the green range. In this case, perform a precautionary landing on the nearest suitable airfield. Prepare for an engine failure in accordance with 3.7.6 - ENGINE FAILURES IN FLIGHT.</p> <p>END OF CHECKLIST</p>	L/R ENG TEMP	Left/Right engine coolant temperature is in the upper red range (too high/above 100 °C)	<p>3.2.5 L/R GBOX TEMP</p> <table border="1"> <tr> <td>L/R GBOX TEMP</td> <td>Left/Right engine gearbox temperature is in the upper red range (too high/above 120 °C).</td> </tr> </table> <p>Gearbox temperatures above the limit value of 120 °C can lead to a total loss of power due to engine failure.</p> <ul style="list-style-type: none"> - Reduce power on affected engine. - Increase airspeed. <p style="text-align: center;">CAUTION</p> <p>At high ambient temperature conditions, and/or at low airspeeds with high power settings, it can be assumed that there is no technical defect in the gearbox and that the above mentioned procedure will decrease the temperature(s). This might not be the case if the gearbox temperature does not return to the green range. In this case, perform a precautionary landing on the nearest suitable airfield. Prepare for an engine failure in accordance with 3.7.6 - ENGINE FAILURES IN FLIGHT.</p> <p>END OF CHECKLIST</p>	L/R GBOX TEMP	Left/Right engine gearbox temperature is in the upper red range (too high/above 120 °C).
L/R ENG TEMP	Left/Right engine coolant temperature is in the upper red range (too high/above 100 °C)				
L/R GBOX TEMP	Left/Right engine gearbox temperature is in the upper red range (too high/above 120 °C).				
<p>Procédure liée à une augmentation anormale de température du liquide de refroidissement</p>	<p>Procédure liée à une augmentation de température du réducteur</p>				

Figure 8 : procédures L/R ENG TEMP et L/R GBOX TEMP de l'AFM (Source : Diamond Aircraft)

Le tableau ci-dessous reprend pour ces mêmes alarmes les check-lists normalement à disposition du pilote dans l'avion.

<p>L/R ENG TEMP COOLANT TEMPERATURE HIGH</p> <ul style="list-style-type: none"> > Check G1000 for LOW COOL LVL caution light ↔ If LOW COOL LVL caution light OFF <ul style="list-style-type: none"> ↳ During climb: <ul style="list-style-type: none"> ⇒ Reduce power on affected engine by 10% or more as required ⇒ Increase airspeed by 10 KIAS or more as required ● If coolant temp. not returning to green range within 60": <ul style="list-style-type: none"> ⇒ reduce power on affected engine as much as possible and increase airspeed ↳ During cruise: <ul style="list-style-type: none"> ⇒ Reduce power on affected engine ⇒ Increase airspeed ● If coolant temp. not returning to green range: <ul style="list-style-type: none"> ⇒ Be prepared for an engine failure; land at nearest suitable airfield ↔ If LOW COOL LVL caution light ON <ul style="list-style-type: none"> ⇒ Reduce power on affected engine ⇒ Expect loss of coolant fluid ⇒ Be prepared for an engine failure 	<p style="text-align: center;">DA62 EMERGENCY PROCEDURES</p> <p style="text-align: center;">L/R GBOX TEMP</p> <ul style="list-style-type: none"> > Reduce power on affected engine > Increase airspeed <ul style="list-style-type: none"> ● If gearbox temperature still in red range: <ul style="list-style-type: none"> ⇒ Land at nearest suitable airfield ⇒ Be prepared for an engine failure
<p>Check-list liée à une augmentation anormale de température du liquide de refroidissement</p>	<p>Check-list liée à une augmentation de température du réducteur</p>

Figure 9 : check-lists L/R ENG TEMP et L/R GBOX TEMP QRH (Source : Diamond Aircraft)

2.9.2 Gestion de la panne

Le voyant de panne **R ENG TEMP** s'est très probablement allumé alors que l'avion était en montée à une altitude d'environ 1 400 ft (soit une hauteur d'environ 700 ft) sur une trajectoire VFR et que la puissance des deux moteurs était de 86 %.

La procédure **L/R ENG TEMP**, associée à une alarme de température de liquide de refroidissement, demande, en phase de montée, de réduire la puissance du moteur affecté de 10 % ou plus si nécessaire, d'augmenter la vitesse, de surveiller si la température diminue dans les soixante secondes, de continuer la réduction de puissance et l'augmentation de vitesse si la température ne revient pas dans la zone verte.

Dans l'AFM, il est précisé que si ce n'est pas le cas, un atterrissage de précaution doit être effectué sur l'aérodrome adapté le plus proche, en se préparant à une panne moteur.

La procédure **L/R GBOX TEMP**, associée à l'alarme reportée par le pilote dans son témoignage, est semblable sans distinguer le cas d'occurrence en montée ou en croisière et demande également de réduire la puissance du moteur affecté tout en augmentant la vitesse et, si la température ne revient pas dans la zone verte, d'effectuer un atterrissage de précaution sur l'aérodrome adapté le plus proche, en se préparant à une panne moteur.

Le pilote a dans un premier temps réduit la puissance sur les deux moteurs à 58 %, pendant dix secondes puis maintenu une puissance à 58 % sur le moteur gauche, tout en diminuant la puissance du moteur droit jusqu'à 0 % en huit secondes. Il a ensuite maintenu le moteur à 0 % pendant cinquante secondes avant de le couper.

Si l'on compare ces actions à la procédure prévue, on peut noter que la réduction initiale est de plus de 30 % sur les deux moteurs et non de 10 % seulement sur le moteur affecté. De plus, la réduction n'est maintenue que dix secondes sur le moteur affecté avant de diminuer la puissance à 0 %, alors que la procédure demande d'attendre soixante secondes pour constater une diminution ou non de température.

La procédure **L/R ENG TEMP** indique qu'il faut réduire la puissance sur le moteur concerné **autant que possible** et augmenter la vitesse de l'avion. Cette procédure d'urgence peut inciter à réduire totalement la puissance du moteur. Or, lorsque la puissance est réduite en deçà d'un certain seuil de couple (régime de couple de transparence), sans que l'hélice soit en drapeau, cette dernière génère une traînée résiduelle significative et induit une asymétrie de vol qui altère les performances de montée. L'asymétrie sera supérieure à celle en vol moteur N-1 avec coupure du moteur et passage en drapeau de l'hélice.

La procédure et la check-list **L/R GBOX TEMP**, même si elles proposent une formulation différente, ne précisent pas non plus de limite de réduction de puissance.

Ces procédures et les check-lists associées sont en cours de révision par Diamond Aircraft.

On est ainsi dans un cas où la gestion de l’alarme demande une action immédiate mais modérée (diminution de 10% ou plus pendant 60 s sur un seul moteur) et où les performances de l’avion permettent normalement de poursuivre la montée avec 10% de réduction sur un des moteurs ou en N-1 avec l’autre moteur coupé et sécurisé. Les actions du pilote d’une forte amplitude sur le moteur affecté dans un temps réduit font apparaître une surréaction dans l’ampleur et le timing. Ce type de surréaction peut être symptomatique de stress. De plus, ces actions ont participé à la dégradation des performances de l’avion.

2.9.3 Vol moteur N-1 - Atterrissage d’urgence

La procédure prévoit de passer en drapeau l’hélice du moteur affecté, demande à réduire le plus possible la traînée en lacet et d’augmenter la puissance du moteur vif si nécessaire.

3.7.6 ENGINE FAILURES IN FLIGHT

(a) Engine Failure During Initial Climb

WARNING

As climb is a flight condition which is associated with high power settings, airspeeds lower than $v_{MCA} = 76$ KIAS (flaps UP) or 70 KIAS (flaps T/O) should be avoided as a sudden engine failure can lead to loss of control. In this case, it is very important to reduce the asymmetry in thrust to regain directional control.

- | | |
|---------------------------|--|
| 1. Rudder..... | maintain directional control |
| 2. Airspeed | $V_{YSE} = 87$ KIAS up to 1999 kg (4407 lb) |
| | 89 KIAS above 1999 kg (4407 lb) |
| 3. Operative engine | increase power as required if directional control has been established |

Establish minimum/zero sideslip condition. (approx. half ball towards good engine; 3° to 5° bank).

- | | |
|-----------------------------|--|
| 4. Inoperative engine | Secure according to 3.7.3 - ENGINE SECURING (FEATHERING) PROCEDURE |
|-----------------------------|--|

Land as soon as possible according to 3.7.7 - LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE. If a diversion is required before landing, continue according to Section 3.7.9 - FLIGHT WITH ONE ENGINE INOPERATIVE.

END OF CHECKLIST

5.3.9 ONE ENGINE INOPERATIVE CLIMB PERFORMANCE

Conditions:

- Remaining engine 95% load
- Dead engine feathered and secured
- Flaps UP
- Landing gear retracted
- Airspeed V_{YSE}
- Sideslip one ball out, max. 5° bank

NOTE

With respect to handling and performance, the left-hand engine (pilots view) is considered the "critical" engine.

The climb performance tables show the rate of climb. The gradient of climb can be calculated using the following formula:

$$\text{Gradient} [\%] = \frac{ROC [\frac{ft}{min}]}{ZAS [ZAS]} \cdot 0.98$$

Figure 10 : procédure Panne moteur en vol durant la montée (Source : Diamond Aircraft)

Le pilote a maintenu le moteur droit à 0 % et réaugmenté la puissance du moteur gauche. Lorsqu’il a coupé le moteur droit, il se trouvait à une altitude d’environ 1 000 ft (soit une hauteur d’environ 200 ft). Le trim de lacet est probablement resté sur la position décollage (légèrement à droite de la position centrale) et n’a probablement pas été utilisé pendant l’événement pour minimiser la traînée en lacet.

3 CONCLUSIONS

Les conclusions sont uniquement établies à partir des informations dont le BEA a eu connaissance au cours de l'enquête.

Scénario

Le pilote et sa passagère ont décollé depuis l'aérodrome de Nancy - Essey. Moins de deux minutes après le décollage, à une hauteur d'environ 700 ft, en virage à gauche, alors que le pilote tournait dans le circuit de piste, une alarme **R ENG TEMP** est apparue. Le pilote a annoncé sur la fréquence avoir un problème moteur et revenir vers le terrain.

L'analyse des paramètres et l'examen du moteur ont montré que la courroie des accessoires du moteur droit s'était détachée au cours du décollage, ce qui a provoqué une augmentation de la température du liquide de refroidissement au-delà du seuil d'alerte et déclenché l'alarme **L/R ENG TEMP** (voir § 2.8).

Selon son témoignage, le pilote a appliqué la check-list **L/R GBOX TEMP**, de mémoire dans un premier temps.

Lors de sa gestion de panne, le pilote a dans un premier temps réduit la puissance des deux moteurs. Il a gardé une puissance réduite sur le moteur gauche et a réduit totalement celle du moteur droit, sans le couper dans un premier temps. L'asymétrie additionnelle liée au passage en deçà du régime de transparence a rendu difficile le contrôle de la trajectoire. Ajouté à cette asymétrie, le fait de ne pas utiliser la puissance disponible sur le moteur gauche a compromis les chances de maintenir le palier ou de poursuivre la montée en monomoteur.

Considérant les performances comme dégradées, le pilote a renoncé à poursuivre vers la piste et a opté pour un atterrissage d'urgence en campagne.

Lors de l'atterrissage, le pilote a perdu le contrôle de l'avion qui est entré en collision avec la végétation. L'examen de l'épave a montré que le trim de lacet était sur la position centrale, légèrement à droite. Dans cette position, le lacet droit induit par la dissymétrie du vol avec le moteur droit coupé rend l'avion plus difficile à contrôler.

Facteurs contributifs

Les facteurs ayant pu contribuer au problème moteur c'est-à-dire au détachement de la courroie de la boîte accessoire du moteur droit n'ont pas été identifiés au cours de l'enquête.

En l'absence de son témoignage direct, il n'a pas été possible d'expliquer l'ensemble des actions du pilote et en particulier d'expliquer la réduction de puissance sur les deux moteurs au début du traitement de la panne puis la réduction totale de puissance d'un moteur sans le couper immédiatement.

Ont pu contribuer à la gestion non optimale de la panne et à la dégradation des performances de l'avion :

- un possible stress associé à la gestion d'une panne en montée à faible hauteur, qui a conduit à des actions de forte ampleur et précipitées impactant le contrôle de la trajectoire ;
- l'absence de précision d'une limite de réduction de puissance dans les procédures **L/R GBOX TEMP** (appliquée dans un premier temps de mémoire par le pilote puis à l'aide de la procédure écrite) et **L/R ENG TEMP** qui peut conduire un pilote à réduire le moteur sans le couper au-delà du régime de transparence.

Il n'a pas été possible de déterminer si la confusion entre les deux alertes a eu lieu pendant le vol ou s'il s'agit d'une erreur lors du report par le pilote. Quoi qu'il en soit, la confusion entre les deux alertes n'a probablement pas eu d'impact significatif sur la gestion de l'événement.

Les enquêtes du BEA ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement à la détermination de fautes ou responsabilités.