



**Accident** du CESSNA 208 « Caravan »  
immatriculé **F-GUTS**  
survenu le jeudi 25 avril 2024  
sur l'aérodrome de Gap - Tallard (05)

Heure	15 h 32 <sup>1</sup>
Exploitant	C2C AVIATION
Nature du vol	Convoyage
Personne à bord	Pilote
Conséquences et dommages	Avion fortement endommagé

**Défaillance du système de régulation hélice dans le circuit  
d'aérodrome, atterrissage forcé en campagne**

**1 DÉROULEMENT DU VOL**

*Note : Les informations suivantes sont principalement issues des témoignages, des données OGN<sup>2</sup>, d'enregistrements vidéo ainsi que des données du FLARM de l'aéronef.*

Le pilote décolle de l'aérodrome de Vérone-Boscomantico (Italie) à 14 h 01 pour un vol à destination de l'aérodrome de Gap-Tallard.

À l'arrivée à Gap, le service AFIS est actif et la piste 20 revêtue est en service. Cependant, en raison d'un avion déjà intégré dans le tour de piste pour la piste revêtue 02, le pilote décide de s'intégrer en vent arrière pour cette même piste. Le pilote arrive en début de vent arrière à une altitude de 3 460 ft, soit 760 ft au-dessus de l'altitude du tour de piste. En milieu de vent arrière (voir **Figure 1**, point **1**), le pilote indique qu'il réduit la puissance puis qu'il ressent soudainement des vibrations provenant du groupe motopropulseur.

Le pilote anticipe le virage en étape de base afin d'écourter son tour de piste. En milieu d'étape de base l'avion est à une altitude de 2 706 ft, avec une vitesse sol d'environ 100 kt (point **2**). L'avion survole le seuil de piste à une hauteur d'environ 185 ft, la vitesse sol de l'avion est de 100 kt (point **3**). Alors qu'il survole la piste, le pilote vire légèrement à droite (point **4**) avant de partir vers la gauche. Il effectue ensuite un atterrissage forcé dans une clairière au nord de la piste.

L'avion termine sa course dans un talus en fin de clairière. Le pilote avise de l'accident sur la fréquence de l'aérodrome de Gap - Tallard et évacue l'aéronef par ses propres moyens.

<sup>1</sup> Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

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

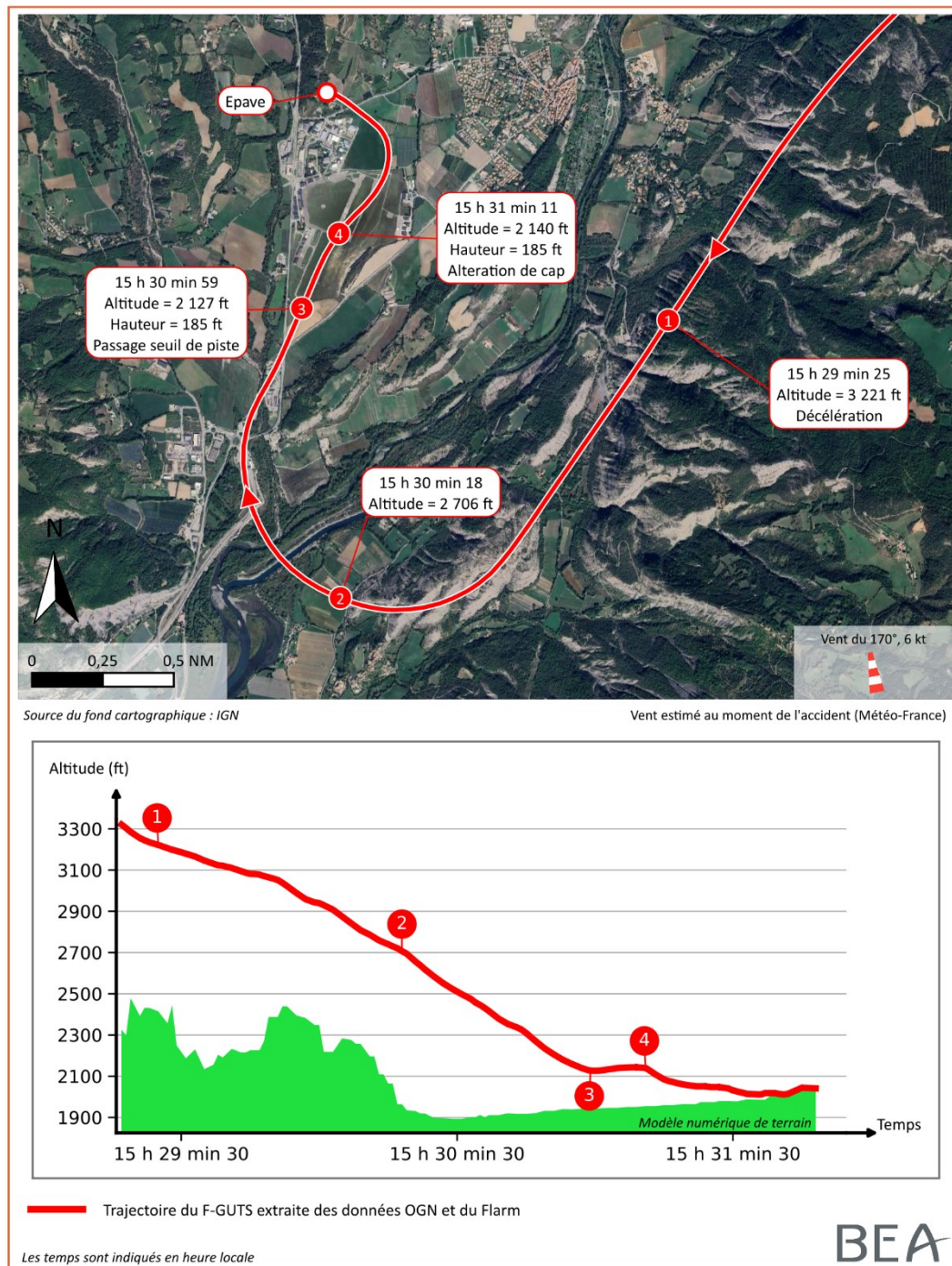


Figure 1 : trajectoire du F-GUTS

## 2 RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

### 2.1 Renseignements météo

Au moment de l'accident, la station Météo-France de l'aérodrome de Gap - Tallard a mesuré un vent du 170° pour une vitesse moyenne de 6 kt, avec des rafales à 13 kt. Le ciel était clair avec une visibilité supérieure à 10 km. La température extérieure était de 15 °C avec un point de rosée de -5 °C.

## 2.2 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Gap - Tallard dispose de trois pistes parallèles d'orientation 02/20. Deux de ces pistes ne sont pas revêtues et sont de dimension 700 m x 80 et 400 m x 60. La piste revêtue est de dimension 945 m x 30.

En horaires d'été, ce qui était le cas le jour de l'accident, un agent AFIS est présent de 8 h à 11 h 30 et de 13 h à 16 h 30.

La carte VAC mentionne que la forte activité de vol à voile et de parachutage implique des contraintes opérationnelles particulières. Ainsi : « durant les heures d'activité de parachutage ou de vol à voile, les avions de servitude (avions largueurs ou remorqueurs) peuvent utiliser le QFU 024° à l'atterrissage alors que le QFU préférentiel est le 204° ».

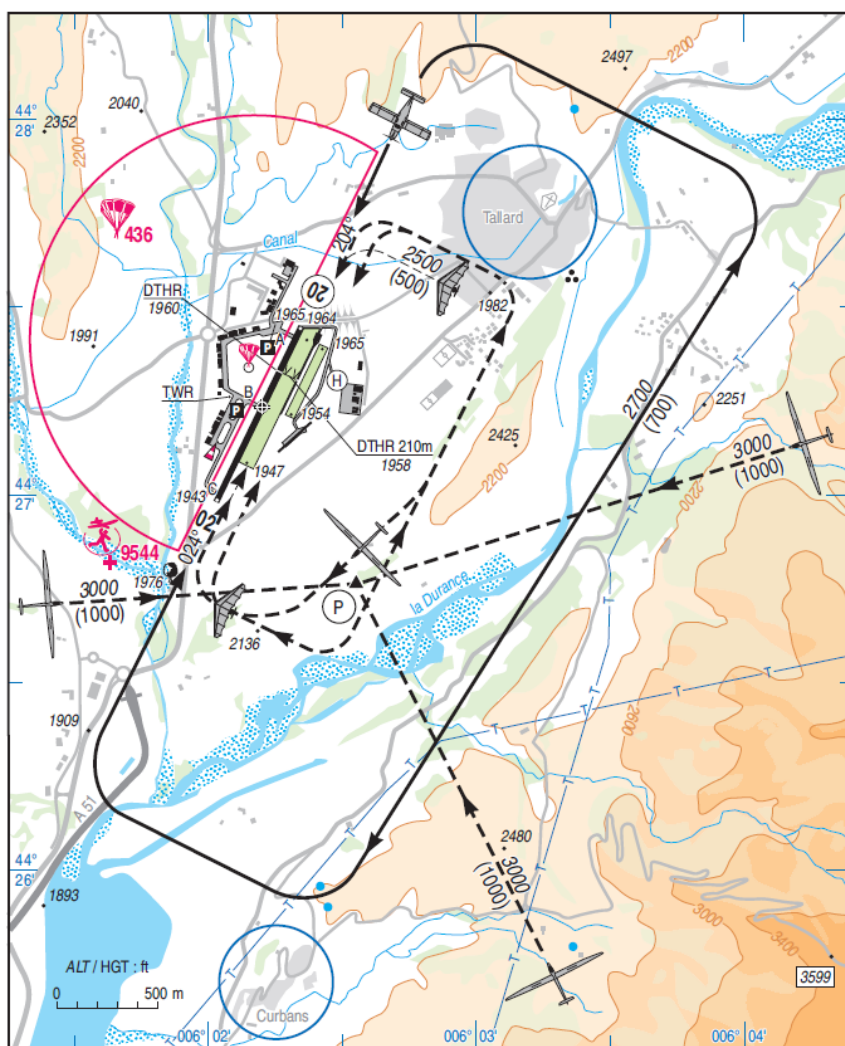


Figure 2 : extrait de la carte VAC de l'aérodrome de Gap-Tallard (Source : SIA)

## 2.3 Renseignements sur l'avion

### 2.3.1 Le Cessna 208 Caravan

Le Cessna 208 Caravan F-GUTS est un avion monomoteur équipé d'une turbine Pratt & Whitney Canada PT6A-114A développant 600 SHP<sup>3</sup> <sup>4</sup> et d'une hélice métallique à trois pales McCauley à pas variable. La masse maximale de l'avion au décollage est de 8 035 lb soit 3 645 kg.

Lors d'un atterrissage d'urgence sans puissance moteur, la checklist d'urgence mentionne que l'hélice doit être mise en drapeau et donne une vitesse d'approche de 80 kt avec les volets sortis à 30° (position FULL) ou une vitesse de 95 kt avec les volets en position rentrée.

Le manuel de vol ne contient pas de procédure d'urgence spécifique en cas de panne de la régulation de l'hélice.

### 2.3.2 Renseignements sur la régulation de l'hélice

#### 2.3.2.1 Description générale

Le groupe motopropulseur du C208 est équipé d'une hélice à régime constant. Cela signifie qu'en conditions normales de vol, le pilote fixe une vitesse de rotation avec la commande de contrôle de l'hélice puis que, pour toute action sur la commande de puissance, ou en réponse à toute perturbation extérieure, le pas de l'hélice sera automatiquement ajusté par le système de contrôle de pas (régulateur ou gouverneur d'hélice), de sorte à maintenir la vitesse de rotation constante.

#### 2.3.2.2 L'hélice et le servopiston

La variation de l'angle d'incidence des pales de l'hélice est contrôlée par un piston hydraulique, le servopiston, monté à l'avant du moyeu de l'hélice. Ce servopiston est mécaniquement relié au bord de fuite de chaque pied de pale afin de modifier le pas de celle-ci.

Deux forces mécaniques agissent sur le servopiston. D'un côté, un ressort de rappel pousse le piston avec une force constante dans le sens de l'augmentation de l'angle d'incidence des pales (vers la position « grand pas », puis « drapeau » en butée maximum). De l'autre, de l'huile sous pression génère une force s'opposant à celle produite par le ressort dans le sens de la diminution de l'angle d'incidence des pales.

Cette pression d'huile est appliquée au servopiston via le régulateur d'hélice (voir § 2.3.2.3).

#### 2.3.2.3 Le régulateur d'hélice

Le régulateur d'hélice adapte la pression d'huile délivrée au servopiston. Le système comporte deux valves : la valve pilote et la valve beta.

**La valve pilote** (en **bleu** sur la **Figure 3**) est le principal moyen de régulation de l'hélice. Ainsi, dans des conditions normales de vol, la valve pilote permet de réguler la pression d'huile délivrée au servopiston de sorte à maintenir la vitesse de l'hélice sélectionnée par le pilote.

---

<sup>3</sup> Shaft Horsepower.

<sup>4</sup> La turbine PT6-114A du F-GUTS est exploitée avec les limitations de la turbine PT6A-114, soit une puissance maximale de 600 SHP. Les C208 postérieurs au S/N 20800277 sont équipés d'une turbine PT6A-114A développant 675 SHP.



À la suite de cette opération de maintenance, l'avion a été convoyé le 7 mars, à Vérone (Italie) par le pilote du vol de l'accident. Du 9 mars au 21 avril, l'avion a été loué en coque nue à un club de parachutisme de Vérone. Pendant cette période, le club de parachutisme de Vérone a réalisé 11 vols, totalisant 30 heures de vol et 90 atterrissages avec le F-GUTS.

L'accident a eu lieu lors du vol de convoyage à la fin de cette période de location.

## 2.4 Renseignements sur le site et l'épave

### 2.4.1 Site de l'accident

L'avion est entré en collision avec un talus en bordure d'un champ situé à 600 m au nord du seuil de piste 20. D'après l'examen de l'épave, l'ensemble des dommages constatés étaient consécutifs à la collision avec le sol.

L'hélice a été retrouvée en position de drapeau sur l'épave.



*Figure 4 : site de l'accident (Source : BGTA)*

Le BEA a effectué des examens complémentaires du groupe motopropulseur.

### 2.4.2 Examen de la régulation hélice

L'examen du groupe motopropulseur a permis de mettre en évidence un mauvais montage du levier d'inversion de l'hélice. En position normale, ce levier est positionné en dessous d'un guide métallique (voir **Figure 5** et **Figure 6**), de sorte que le bloc carbone ne puisse pas sortir de la gorge de la bague collectrice. Sur le F-GUTS, celui-ci était positionné au-dessus du guide métallique (voir **Figure 7**).

En raison du mauvais montage, le bloc carbone n'était plus correctement maintenu dans la gorge de la bague collectrice, et celui-ci en est sorti (voir **Figure 7**). Cela a permis le mouvement du levier d'inversion de l'hélice et l'actionnement de la valve Beta jusqu'à la mise en drapeau de l'hélice.

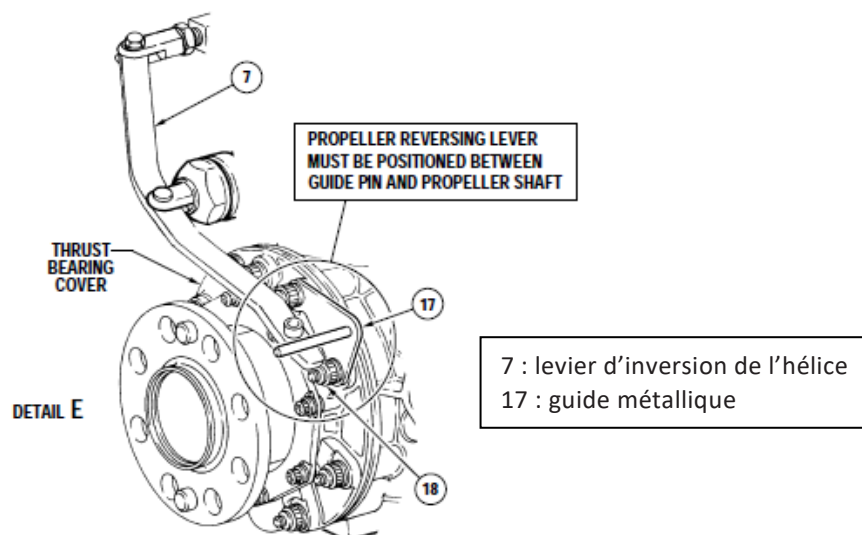


Figure 5 : extrait du manuel de maintenance de la turbine PT6A-114A  
(Source : Pratt & Whitney Canada)

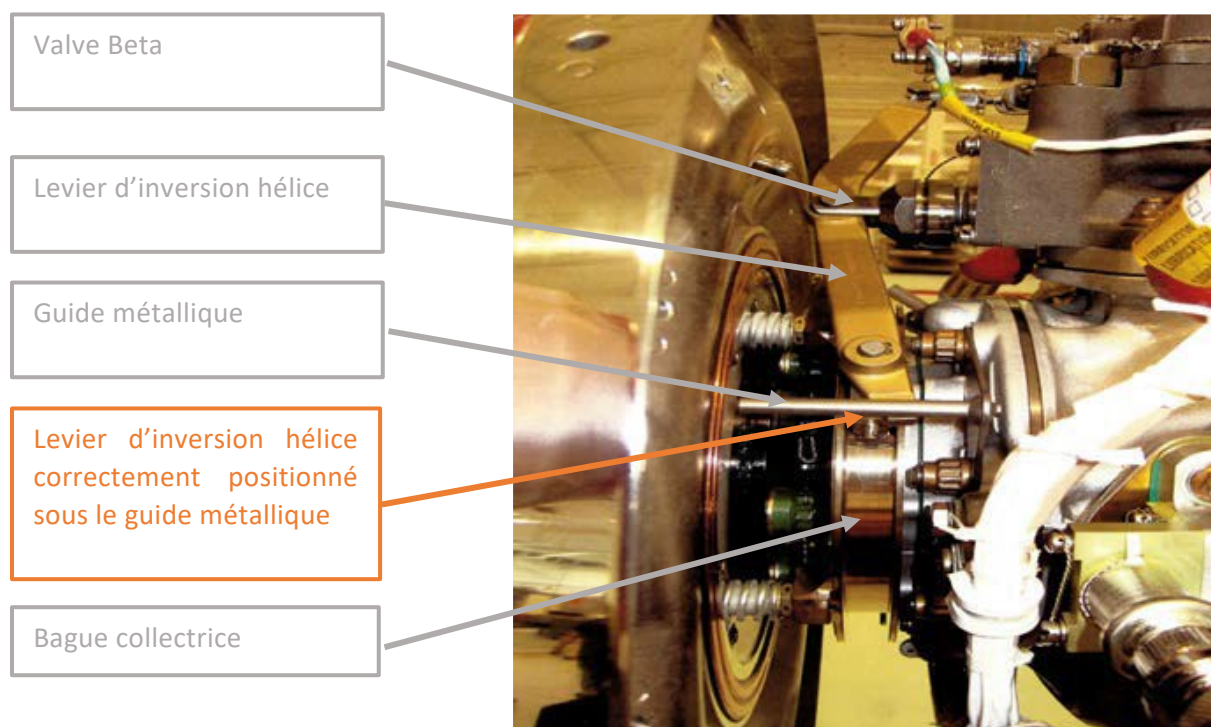


Figure 6 : photo du montage correct du levier d'inversion hélice sur une turbine de type PT6  
(Source : [NTSB](#))

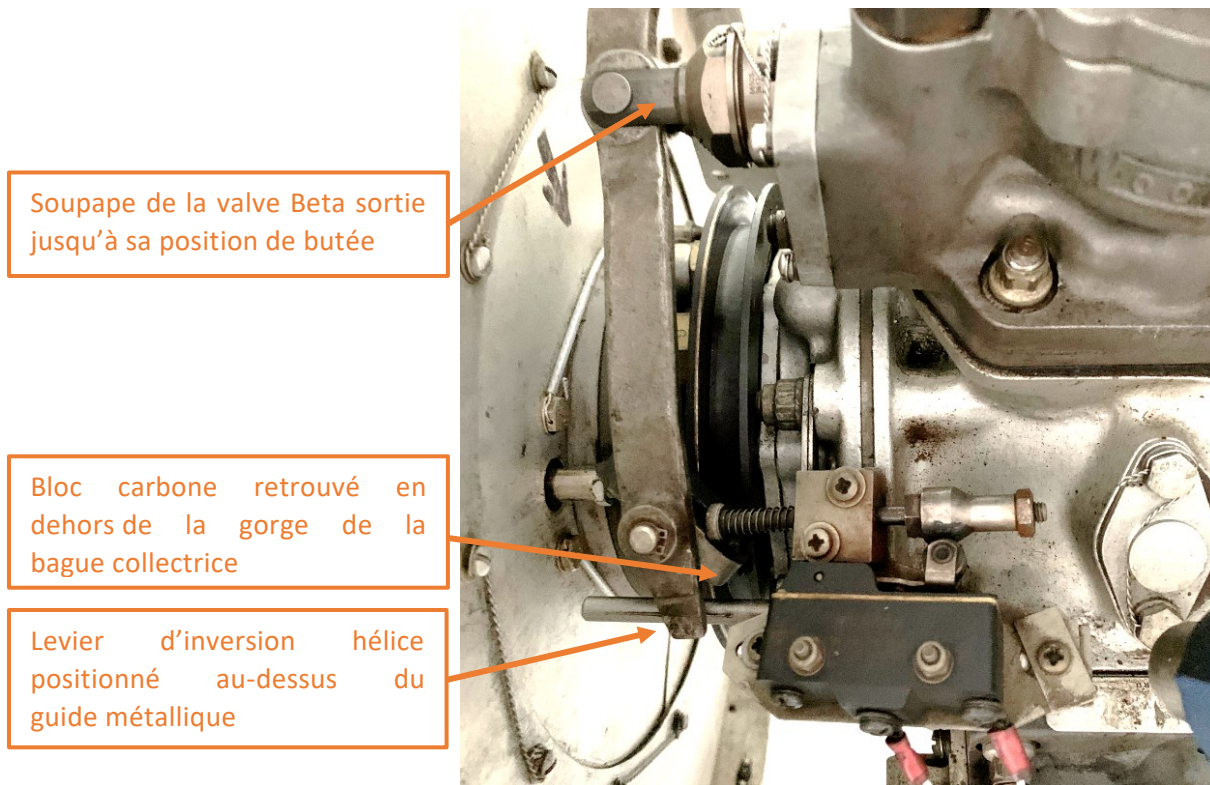


Figure 7 : photo du montage du levier d'inversion hélice prise sur l'épave du F-GUTS (Source : BEA)

## 2.5 Publications relatives au montage du levier d'inversion de l'hélice

L'AMM (*Aircraft Maintenance Manual*) présente une mise en garde quant au bon positionnement du levier d'inversion hélice sous le guide métallique et renvoie vers le manuel de maintenance du moteur pour la procédure d'installation du levier d'inversion de l'hélice.

Le manuel de maintenance du moteur décrit de manière détaillée la procédure d'installation du levier et mentionne le risque de mauvais positionnement de ce dernier en l'illustrant avec la **Figure 5**.

En outre, une lettre d'information (SIL, *Service Information Letter*)<sup>6</sup> mentionnant le risque de mauvais montage avait été publiée par Pratt & Whitney Canada en mars 2016.

De plus, à la suite de plusieurs enquêtes ayant mis en évidence le risque de sécurité que posait le mauvais montage du levier d'inversion et du guide métallique, le NTSB a publié en décembre 2016 un document contenant deux recommandations de sécurité demandant des actions urgentes à la FAA et au motoriste :

- une première recommandation s'adressait à la FAA pour que soit émis un bulletin d'information spécial, demandant aux personnels de maintenance de vérifier visuellement, pendant les inspections programmées et après tout remontage d'hélice sur un moteur Pratt & Whitney PT6A, le bon positionnement du levier d'inversion hélice et du guide métallique, et si nécessaire de corriger tout mauvais montage ;
- une seconde recommandation demandait à Pratt & Whitney Canada d'achever dès que possible le développement et la mise en place d'un nouveau design du guide métallique pour empêcher le mauvais montage du levier d'inversion hélice et du guide métallique.

<sup>6</sup> Document dans l'onglet Médiathèque de la page Internet de ce rapport.

À la suite de la recommandation du NTSB, la FAA a publié en 2020 une [SAFO](#) (*Safety Alert for Operators*) reprenant les éléments présentés dans le document du NTSB.

Dans le cadre de cette enquête et afin de répondre à la recommandation du NTSB, Pratt & Whitney Canada a indiqué au NTSB et au BEA, en septembre 2025, qu'une modification du design du guide métallique avait été certifiée. Ce nouveau design sera installé en production sur les moteurs équipant le Cessna Caravan (moteurs de type PT6A, modèles 114, 114A, 140) à partir du premier trimestre 2026. Cette modification de design sera accompagnée d'un Service Bulletin permettant le retrofit des moteurs en service avec le nouveau guide métallique.

Pratt & Whitney Canada ajoute que l'installation d'un nouveau guide métallique est envisagée pour d'autres modèles de PT6A, mais que des travaux complémentaires doivent encore être menés.

## 2.6 Renseignements sur l'atelier de maintenance

### 2.6.1 Contexte de l'opération de maintenance

La société ICARIUS AEROTECHNICS est un organisme de maintenance agréé Partie 145 et un organisme de gestion de la navigabilité agréé Partie CAO<sup>7</sup>.

L'organisme de gestion de la navigabilité a pour rôle de définir les opérations de maintenance devant être réalisées afin de maintenir l'avion navigable. Il rédige ensuite un bon de commande détaillant les tâches à réaliser par l'organisme de maintenance. L'organisme de maintenance reçoit le bon de commande et a la charge de réaliser les actes de maintenance. Dans chaque dossier, la liste des tâches critiques identifiées par l'organisme est annexée.

D'après le règlement (UE) n° 1321/2014<sup>8</sup>, une tâche critique de maintenance est une tâche qui « implique l'assemblage ou toute altération d'un système ou de toute partie d'un aéronef, moteur ou hélice qui, si une erreur s'est produite pendant son exécution, pourrait directement mettre en danger la sécurité du vol. » Une tâche critique implique par conséquent la mise en place d'une barrière de récupération des erreurs. Cela peut par exemple prendre la forme d'une double vérification, faite par deux personnes différentes, des opérations de maintenance.

Même si le constructeur ne définit pas de tâches critiques, l'organisme de maintenance doit évaluer la criticité des tâches réalisées afin de déterminer la nécessité d'un contrôle indépendant. Le règlement n° 1321/2014 fournit, dans l'AMC 1 CAO.A.060(h), une liste de tâches qui doivent être passées en revue pour évaluer leur caractère critique ou non. Cette liste comprend notamment la révision, la calibration ou l'installation de moteurs, d'hélices, de transmissions et de boîtes d'accessoires.

Ces éléments figurent également dans les procédures de l'organisme de maintenance.

Dans le cas du Cessna 208, aucune tâche critique n'était définie par le constructeur. Le remontage de l'hélice n'était pas considéré comme critique par l'organisme de maintenance au moment de l'accident. Cela a été modifié à la suite de l'accident.

---

<sup>7</sup> Combined Airworthiness Organisation.

<sup>8</sup> Règlement de la Commission du 26 novembre 2014 relatif au maintien de la navigabilité des aéronefs et des produits, pièces et équipements aéronautiques, et relatif à l'agrément des organismes et des personnels participant à ces tâches ([Version en vigueur le jour de l'accident](#)).

Par ailleurs, l'organisme de gestion de la navigabilité n'avait pas connaissance de la SIL publiée par le constructeur du moteur ni de la SAFO publiée par la FAA évoquant les risques liés au montage du levier d'inversion de l'hélice.

## 2.6.2 Témoignage des membres de l'atelier de maintenance

Dans le cadre de l'enquête, le BEA s'est entretenu entre autres avec le chef d'atelier. Celui-ci indique que le remontage d'une hélice sur une turbine de type PT6 est une opération couramment réalisée par l'atelier.

Les circonstances dans lesquelles l'erreur de montage s'est produite n'ont pas pu être identifiées.

## 2.7 Analyse vidéo

Une vidéo de l'avion survolant la piste quelques secondes avant l'atterrissage forcé a été prise depuis la tour de contrôle.

D'après cette vidéo, il a été possible d'établir que les volets étaient sortis. Néanmoins, il n'a pas été possible de déterminer la position exacte de ces derniers. De plus, toujours d'après cette vidéo, l'hélice semblait être dans une position de drapeau ou proche du drapeau à ce moment du vol.

## 2.8 Renseignements et témoignage du pilote

Le pilote, âgé de 62 ans, est titulaire d'une licence CPL depuis 2003 assortie des qualifications CRI(A), FI(A), IR/SE(A), ainsi que des qualifications de classe et de type SEP, Cessna SET et Pilatus PC6 SET. Le pilote avait été titulaire de la qualification IR/ME(A) jusqu'en 2020 et des qualifications de type Cessna 406/425, Beechcraft 300/1900 jusqu'en 2019 et 2020 respectivement. Il est aussi pilote examinateur et totalisait au moment de l'accident plus de 9 000 heures de vol, dont 869 sur monomoteur Cessna à turbine (Cessna 208 Caravan ou Cessna 208B Grand Caravan). Le pilote avait volé 35 h dans le mois précédant l'accident. Il ajoute qu'il réalise régulièrement du largage de parachutistes à l'aérodrome de Gap-Tallard.

Le pilote indique être arrivé à Vérone à 11 h 18 après avoir volé 1 h 50 sur un PC6. Il a ensuite fait une inspection du Cessna 208 avant d'aller manger. Après le repas, vers 13 h 30, le pilote a fait une visite prévol. Il a décollé à 14 h 01. Le survol de l'Italie et la traversée des Alpes se sont déroulés sans événement notable.

À l'arrivée à Gap, il a entendu qu'un pilote largueur de parachutistes était dans le tour de piste 02. Pour ne pas le gêner et après avoir contacté l'AFIS, il a décidé d'atterrir lui aussi sur la piste 02, malgré le vent arrière, indiqué du 160° pour 5 kt par l'AFIS. Le pilote indique être entré dans le tour de piste à une vitesse d'environ 100 kt. Au moment de sortir les volets 10° et de réduire la puissance, le pilote a remarqué des « vibrations fortes et inhabituelles », et a observé l'hélice dans une position inconnue, entre celle de grand pas et celle du drapeau. Il pensait initialement à un problème de régulation et a augmenté la puissance par deux fois, mais le problème a persisté. Il a alors pensé à un problème de FCU<sup>9</sup> et il a déplacé de quelques centimètres la manette « *Emergency Power* » sans que cela ait d'effet. Il précise que l'indication de torque était à 0. Il ajoute que selon lui le moteur délivrait toujours une faible force de traction.

---

<sup>9</sup> Fuel Control Unit.

Il indique que, n'ayant pu identifier avec certitude l'origine de la panne, il a suivi ses repères usuels d'approche en tant que largeur de parachutistes. Il a fait une base rapprochée et a sorti les volets 20°. Il indique avoir fini le dernier virage approximativement au niveau de la verticale du péage de l'A51 (voir **Figure 2**). Le pilote ne se souvient pas s'il a sorti les volets 30° pendant la finale. L'avion était en étape de base à 85 kt. Le pilote a été surpris par « la finesse de l'avion » et pensait que ce dernier planerait moins. L'avion a survolé la piste à une hauteur qu'il estime entre 150 et 300 ft. Se rendant compte qu'il n'arriverait pas à atterrir sur la piste, le pilote a légèrement viré à droite et a envisagé de faire un circuit basse hauteur. Réalisant qu'il n'avait pas une hauteur suffisante pour mener à bien cette manœuvre, il a alors viré à gauche et a décidé d'atterrir dans un champ légèrement à gauche de l'axe de piste. Le sol était en pente vers la gauche de la trajectoire. Lors du roulement à l'atterrissage, le pilote a essayé de maintenir l'avion dans l'axe du champ, mais celui-ci est parti vers la gauche et a heurté un talus. Le pilote indique que l'avion s'est immobilisé, le moteur toujours en fonctionnement. Il a donc actionné les *Cut-Off valve*. Il a passé un dernier message radio avant de couper les batteries et d'évacuer l'avion.

### 3 CONCLUSIONS

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

#### Scénario

À l'arrivée d'un vol de convoyage d'environ 1 h 30, le pilote s'est intégré dans le tour de piste pour la piste 02. Le vent présentait une composante arrière pour les atterrissages sur cette piste, mais le pilote ne voulait pas gêner un avion largeur, lui aussi en tour de piste 02. En vent arrière, l'hélice est passée en drapeau en raison d'un dysfonctionnement du système de régulation du pas de l'hélice.

Le pilote a réalisé une étape de base rapprochée. Il s'est finalement retrouvé trop haut en finale et a survolé la piste à environ 185 ft de hauteur avant d'effectuer un atterrissage forcé dans un champ situé à proximité de la piste.

Le dysfonctionnement du système de régulation de l'hélice résulte d'une erreur de montage du levier d'inversion de l'hélice lors de la dernière opération de maintenance réalisée sur l'avion un peu moins de deux mois avant le vol de l'accident.

#### Facteurs contributifs

Ont pu contribuer à l'erreur de montage du levier d'inversion de l'hélice :

- l'absence très probable de double contrôle par l'atelier de maintenance du bon positionnement du levier d'inversion d'hélice à l'issue de l'opération de maintenance. Le remontage d'une hélice n'était pas considéré comme tâche critique par l'atelier de maintenance ;
- la conception du guide métallique du système de régulation de l'hélice, rendant possible un mauvais montage du levier d'inversion d'hélice.

Ont pu contribuer au survol de la piste à basse hauteur et à l'atterrissage forcé dans un champ :

- une arrivée dans le tour de piste à une altitude d'environ 750 ft supérieure à celle recommandée ;
- une gestion inadaptée de la trajectoire à la suite de la panne du système de régulation hélice.

## **Mesures prises suite à l'accident**

L'atelier de maintenance a défini le remontage de l'hélice comme une tâche critique. Ainsi, après chaque remontage d'hélice, un contrôle indépendant est fait afin de vérifier la bonne réalisation de la tâche de maintenance. Cette pratique réduit le risque de mauvais montage du levier d'inversion d'hélice.

Par ailleurs, en réponse à une recommandation du NTSB faisant suite à plusieurs cas de mauvais montage du levier d'inversion d'hélice, le constructeur du moteur a conçu et obtenu la certification d'un nouveau design de guide métallique empêchant le mauvais montage du levier d'inversion sur les moteurs équipant le Cessna Caravan (moteurs PT6A – 114/114A/140). Ce nouveau design sera présent sur les moteurs produits à partir du premier trimestre 2026 et pourra être installé sur les moteurs plus anciens grâce à un *Service Bulletin*.

***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.***