



Accident du PILATUS PC-6/B2-H4 immatriculé **HB-FDU** le mardi 21 janvier 2025 sur l'aérodrome de Maripasoula (Guyane française)

Heure	Vers 14 h ¹
Exploitant	Privé (Entrepreneur individuel)
Nature du vol	Transport pour compte propre en location coque nue ²
Personne à bord	Pilote
Conséquences et dommages	Avion fortement endommagé, pilote grièvement blessé

Perte de contrôle en courte finale, collision avec le sol

1 DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues des témoignages, des données radar, des enregistrements des radiocommunications et des équipements avioniques embarqués³.

Le pilote décolle de l'aérodrome de Cayenne-Félix Éboué (Guyane française) à 12 h 58 à destination de l'aérodrome de Maripasoula. L'avion est chargé de fret, principalement des denrées alimentaires.

Après environ 50 minutes de vol à une altitude moyenne de croisière de 3 100 ft⁴, le pilote commence la descente vers Maripasoula. Le pilote met l'avion en palier à une altitude d'environ 850 ft et rejoint la branche vent arrière main droite pour la piste 07⁵ de Maripasoula (voir **Figure 1**, point **①**). Le pilote indique qu'il règle la manette de puissance pour avoir 20 PSI, actionne la pompe à carburant (*booster pump*) et commence à sortir les volets (4 tours de manivelle). Le pilote vire à gauche pour s'éloigner de la piste avant d'entamer sa descente finale. Il la fait débiter à une altitude d'environ 800 ft (point **②**) et fait un large virage continu à 180° pour s'aligner sur l'axe de la piste 07. En début d'approche finale, à une altitude d'environ 520 ft, la vitesse indiquée (IAS) est d'environ 61 kt.

¹ Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale. Il convient d'y ajouter 3 h pour obtenir l'heure UTC le jour de l'événement.

² Pour le contexte et le cadre réglementaire du vol, voir § 2.7

³ Le HB-FDU était équipé d'un EFIS Garmin GTN750XI, d'un horizon artificiel Garmin GI275, d'un calculateur GNSS portable Garmin AERA660 et d'un capteur multifonctions LEVIL BOM.

⁴ Le glossaire des abréviations et sigles fréquemment utilisés par le BEA est disponible sur son [site Internet](#).

⁵ Piste revêtue de dimensions 1 198 m X 15.

Le pilote indique qu'une fois sur l'axe, en courte finale, il sort les volets proches du déploiement complet et vérifie leur bon déploiement. La vitesse diminue progressivement et quelques secondes plus tard l'assiette augmente (point ④), pour atteindre environ 12°. La vitesse indiquée est alors de 53 kt. La vitesse indiquée continue à diminuer jusqu'à un minimum de 46 kt. L'assiette oscille, atteint un pic à 14° et diminue brusquement (point ⑤). Le pilote perd le contrôle de l'avion. L'avion entre en collision avec le sol et s'immobilise à gauche de la piste 07.

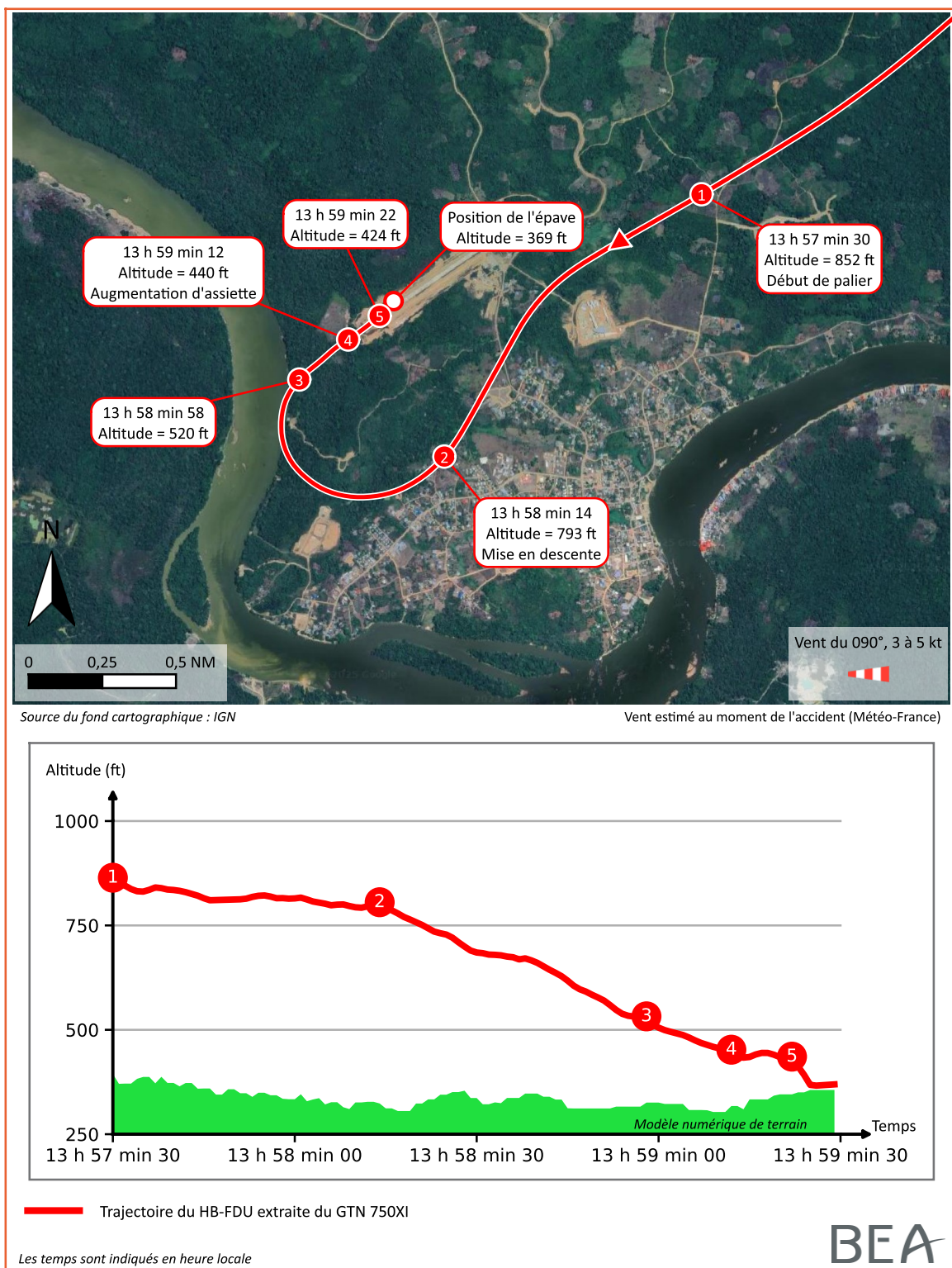


Figure 1 : trajectoire de la fin du vol du HB-FDU

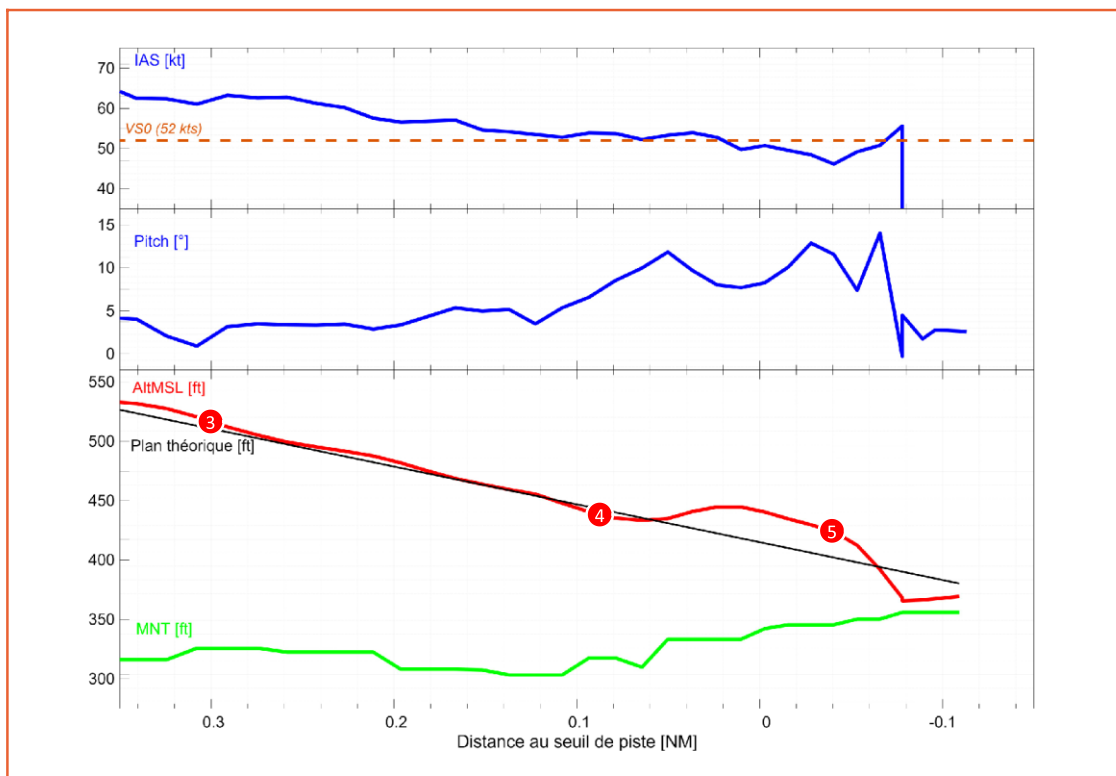


Figure 2 : descente finale du HB-FDU

2 RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur le site et l'épave



Figure 3 : vue par drone du site de l'accident (Source : GTA)

L'épave est située à 20 m à gauche de l'axe de piste 07 et à environ 160 m du seuil. Des enquêteurs de première information du BEA et des gendarmes de la GTA se sont déplacés sur le site. Ces derniers ont pesé l'ensemble de la cargaison de l'avion pour une masse constatée de 1 069 kg. En raison du déplacement du fret après l'impact, la répartition des charges n'a pas pu être établie avec précision. La jauge du réservoir gauche indiquait moins de 90 l, le réservoir droit a été retrouvé vide en raison d'une fuite due à l'arrachement partiel de l'aile droite.



Figure 4 : dégâts sur la cellule (Source : GTA)

L'indicateur de trim en cockpit est retrouvé en position 2, légèrement à cabrer. La position des volets était d'environ 10 tours de manivelle sur un maximum de 11,5. Les commandes de vol étaient continues et fonctionnelles sur les trois axes. L'examen de l'hélice a permis d'établir la présence de couple moteur (puissance modérée à élevée, sans mise en drapeau) lors de l'impact de l'hélice avec le sol.

2.2 Renseignements sur la masse et le centrage

D'après la pesée effectuée par l'entreprise ayant chargé l'avion à Cayenne, la masse de la cargaison était de 1 060 kg. Cette masse est cohérente avec la pesée effectuée par la GTA après l'accident.

Sur site, le devis de masse et centrage n'a pas été retrouvé. Le pilote a fourni un devis de masse et centrage ainsi qu'un abaque après l'accident. Ces documents indiquent pour l'atterrissage un centrage arrière à l'intérieur des limites de l'enveloppe de centrage, ainsi qu'une masse légèrement inférieure à la masse maximale à l'atterrissage.

En complément des documents transmis par le pilote, le centrage n'a pas pu être déterminé d'après la position réelle des charges à bord, car la collision avec le sol a provoqué un déplacement du fret (voir § 2.1).

Il n'a pas été possible de déterminer la masse exacte de l'avion lors de l'atterrissage, car les réservoirs ont été endommagés par l'accident et le carburant s'est répandu. En revanche, sur la base des témoignages du pilote et de l'avitailleur, la quantité de carburant au départ était proche du plein complet.

D'après le constructeur Pilatus, en considérant différentes hypothèses de chargement et d'avitaillement réalistes, l'avion a atterri proche des limites de masse et centrage (centrage arrière, masse maximale à l'atterrissage).

2.3 Renseignements météorologiques

D'après l'analyse de Météo-France, entre 13 h et 14 h, les conditions météorologiques sur l'aérodrome de Maripasoula étaient les suivantes : vent orienté est pour une vitesse de 3 à 5 kt avec des rafales à 10 kt, ciel peu nuageux, sans précipitation. À 14 h, la température était d'environ 30 °C et la pression atmosphérique au niveau de la mer d'environ 1 013 hPa.

L'aérodrome de Maripasoula ne dispose pas de messages météorologiques METAR ou TAF. La station METAR la plus proche est située sur l'aérodrome de Cayenne, à 227 km de Maripasoula.

2.4 Renseignements sur l'avion

2.4.1 Caractéristiques

Le HB-FDU est un PC6/B2-H4, avion monomoteur pouvant accueillir neuf passagers ou du fret. D'après le manuel de vol, la masse maximale admissible en cabine derrière les sièges avant est de 1 000 kg. La masse maximale au décollage de l'avion est de 2 800 kg et la masse maximale à l'atterrissage est de 2 660 kg. La vitesse de décrochage en configuration atterrissage, à la masse maximale au décollage et à inclinaison nulle est de 52 kt (VS0). La vitesse de décrochage est de 53 kt avec les volets en position décollage.

Le HB-FDU était équipé d'un système de volets mécanique : la commande s'effectue au moyen d'une manivelle située au plafond du cockpit. La position des volets est indiquée au pilote par un indicateur à tige situé sur le bord d'attaque de l'aile. La position décollage correspond à un braquage de 28° et 8 tours de manivelle, le déploiement complet correspond à un braquage de 38° et 11,5 tours de manivelle.

L'avion était équipé d'une turbine Pratt & Whitney PT6A-27 et d'une hélice quadripale en métal de marque Hartzell. Les commandes de conduite du moteur et de l'hélice sont :

- une manette de puissance (*power lever*) qui permet d'ajuster le couple ;
- une manette de pas d'hélice (*propeller lever*) qui permet d'agir sur le régime de l'hélice (RPM) ;
- une manette de ralenti (*idle control*) qui permet de régler le débit carburant de ralenti selon la phase de vol.

La manette de ralenti n'est pas progressive comme les deux autres, mais dispose de trois positions possibles : HIGH IDLE (FLIGHT IDLE), LOW IDLE (GROUND-IDLE) et CUT-OFF. Le manuel de vol contient un avertissement précisant que la manette de ralenti doit être positionnée en HIGH IDLE lorsqu'on anticipe un besoin d'accélération rapide du moteur.

La manette de ralenti a été retrouvée en position LOW IDLE après l'accident (voir **Figure 5**). L'enquête n'a pas permis de déterminer la position de cette manette lors de l'approche finale ni si cette manette a pu être déplacée après l'accident (voir § 2.6.2).

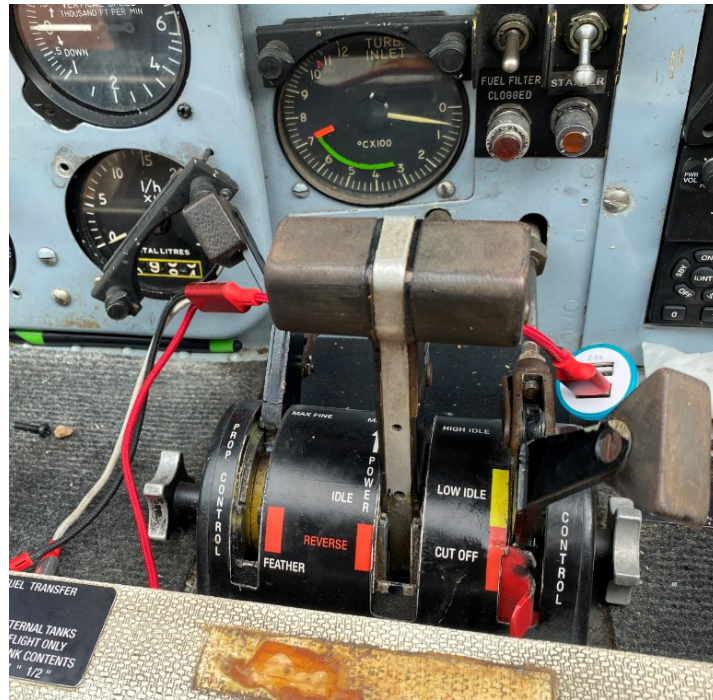


Figure 5 : photo des manettes de contrôle moteur et hélice du HB-FDU, prise après l'accident
(Source : GTA)

2.4.2 Maintenance

Le HB-FDU totalisait environ 11 690 heures de vol et 10 937 cycles au moment de l'accident. L'hélice du HB-FDU avait été installée lors de la dernière visite de maintenance. Le vol précédant l'accident était un vol de contrôle de 30 minutes pour vérifier son bon fonctionnement ; ce vol n'avait révélé aucune anomalie.

L'analyse de la documentation de maintenance par le BEA et par Pilatus, ainsi que l'analyse des photos de l'hélice par le constructeur Hartzell, n'a pas révélé d'anomalie.

2.4.3 Procédures d'exploitation

La procédure normale avant atterrissage décrite dans le Manuel de vol demande de positionner la manette de ralenti sur HIGH IDLE⁶, de sortir les volets selon le besoin (AS REQUIRED) et de compenser l'avion de façon à maintenir une vitesse de 68 kt⁷. Le préaffichage de couple doit permettre de voler sur une pente à 3°.

Les volets du HB-FDU étaient sortis, proches de la position maximale. Certains exploitants de PC6 ont indiqué lors de l'enquête préférer utiliser les volets en position décollage lors de l'atterrissage et majorer la vitesse d'approche vers 75 kt, sur des pistes de plus de 500 m. Selon leurs observations, une configuration des volets en position maximale rend l'avion plus difficile à manœuvrer. Ainsi, ils considèrent que cette configuration engendre un risque accru de perte de contrôle en cas de réduction prématurée de la vitesse.

⁶ Dans le but de réduire le bruit lors de l'approche, la manette de ralenti peut aussi être utilisée en position LOW IDLE. Dans ce cas, un supplément au manuel de vol relatif aux opérations avertit que des temps d'accélération plus longs doivent être anticipés en cas de dépassement nécessitant une reprise de puissance, en particulier par températures extérieures élevées.

⁷ Cette vitesse correspond à environ 1,3 x VS0.

Pilatus a indiqué au BEA que cette analyse est raisonnable, mais qu'il est néanmoins toujours possible d'atterrir avec les volets pleinement déployés.

2.4.4 Performances de vol

Pilatus a indiqué ne pas disposer de données suffisantes pour déterminer avec précision les conséquences de la masse et du centrage du HB-FDU sur les performances de vol. Dans l'hypothèse où les limitations de masse et centrage auraient été dépassées de peu, Pilatus a indiqué que le pilotage n'aurait pas été altéré. En revanche, Pilatus a indiqué que le PC6 devait être piloté avec précaution lorsqu'il est centré arrière et proche de la masse maximale, en particulier concernant la surveillance de la vitesse et la manette de puissance.

Le constructeur a précisé que le déploiement des volets s'accompagne d'une augmentation de la traînée de l'avion et d'un couple cabreur. Ce couple cabreur associé à un centrage arrière peut favoriser une augmentation d'assiette.

Pilatus précise que l'augmentation de traînée due au déploiement des volets en finale, combinée à la masse élevée du HB-FDU lors du vol de l'accident, a pu favoriser la décélération de l'avion. Dans ces conditions, la récupération par le pilote au moyen de la manette de puissance a pu en être ralentie.

2.5 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Maripasoula est situé à proximité de la frontière avec le Suriname. La frontière étant située à moins de 800 m du seuil de la piste 07, l'approche pour cette piste nécessite la réalisation d'une finale courte pour ne pas survoler le territoire du Suriname (voir **Figure 6**).

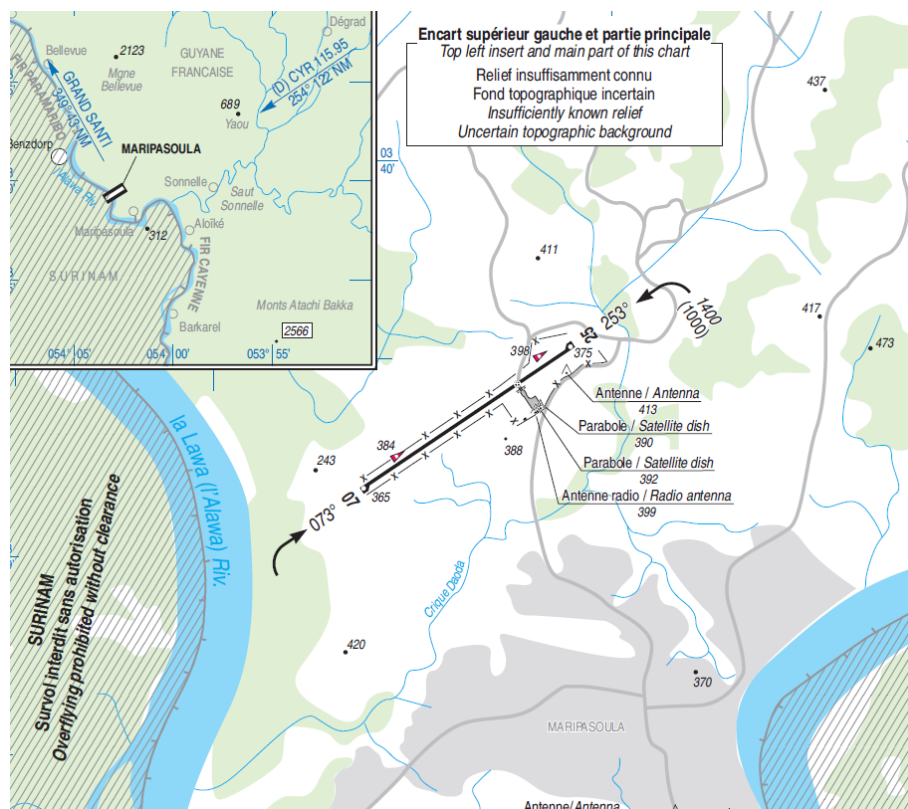


Figure 6 : extrait de la carte VAC de Maripasoula (Source : SIA)

2.6 Renseignements sur le pilote

2.6.1 Expérience

Le pilote, âgé de 48 ans à la date de l'événement, est titulaire d'une licence de pilote professionnel CPL(A) obtenue en 2010, assortie d'une qualification de classe Pilatus PC6 SET obtenue en 2023. Il totalisait environ 4 000 heures de vol, dont 400 sur PC6. Il avait effectué 45 heures de vol sur PC6 dans les trois mois précédant le vol de l'accident. Son dernier vol sur PC6 avait eu lieu plus d'un mois avant le vol de l'accident, le 17 décembre 2024. Le pilote détenait un certificat médical de classe 1 valide.

2.6.2 Témoignage du pilote

Le pilote indique que le donneur d'ordres attendait depuis plusieurs semaines l'acheminement du fret, car une sécheresse rendait le transport en pirogue impossible. Le départ de Cayenne était initialement prévu à 8 h 30, mais a été retardé après 12 h 30 à la suite de problèmes logistiques du donneur d'ordres. Une entreprise avait chargé le fret dans l'avion et le pilote supervisait la répartition des charges, en faisant positionner le plus léger à l'arrière. Il indique qu'une cargaison d'une masse de 1 000 kg était placée dans la cabine et de 60 kg dans le poste de pilotage, sur le siège à sa droite. Le pilote explique que l'avion était chargé au maximum et qu'il avait fait enlever environ 120 kg de fret pour ne pas excéder la masse maximum.

Le pilote indique qu'à l'arrivée à Maripasoula, il est passé à proximité du seuil 25 pour estimer les conditions aérologiques à partir de l'observation de la manche à air et des fumées. Il a constaté qu'il n'y avait pas de vent et a rejoint le milieu de vent arrière piste 07. Il a ensuite réalisé les actions habituelles avant atterrissage. Il indique qu'il a réglé la manette de ralenti sur la position HIGH IDLE. Il ajoute qu'il a réduit la puissance en étape de base, car il a trouvé qu'il était un peu rapide. Une fois aligné, il a continué à sortir les volets jusqu'à 10 tours de manivelle et il a contrôlé leur bon déploiement en tournant la tête pour observer l'indicateur situé sur l'aile. Il explique qu'à ce moment-là il s'est aperçu que l'assiette augmentait trop et il a donc poussé le manche, réglé le trim à piquer, et ajusté la manette de puissance pour augmenter la vitesse. Il indique qu'il visait 70 kt, mais a eu l'impression que l'avion ne réagissait pas. Il explique avoir ensuite aperçu une vitesse indiquée entre 50 et 55 kt, entendu l'alarme de décrochage et avoir senti que l'avion décrochait. Il explique qu'il a ensuite voulu faire une remise de gaz, mais n'en a pas eu le temps : l'avion est entré en collision avec le sol.

Il a évacué l'avion par la porte de droite en poussant le fret qui se trouvait sur le siège passager. Le pilote indique ne pas se souvenir s'il a modifié la position des manettes en quittant l'avion.

Le pilote explique qu'il connaissait l'aérodrome de Maripasoula, mais qu'il était habitué à y trouver un vent plus fort, de l'ordre de 10 kt.

2.7 Renseignements sur le cadre du vol

Maripasoula est une commune accessible uniquement par voie aérienne ou fluviale. L'accès par voie fluviale depuis Saint-Laurent-du-Maroni peut nécessiter un temps de trajet de 12 h à plusieurs jours. La distance entre les aérodromes de Cayenne et de Maripasoula est d'environ 123 NM.

Pour le vol de l'accident, le transport du fret appartenant au donneur d'ordre entre Cayenne et Maripasoula a été organisé au moyen d'un contrat de location coque nue de l'aéronef et d'un contrat distinct de prestation de pilotage. Le BEA n'a pas cherché à déterminer précisément les modalités d'organisation du vol, en particulier les relations entre le donneur d'ordre, le pilote et le loueur de l'avion. Ces modalités peuvent avoir un impact sur le type d'exploitation dont le vol de l'accident relevait réglementairement.

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 a réalisé un vol de transport de marchandises. Il a indiqué s'être assuré que la cargaison respectait les limites de chargement de l'avion et a pour cela refusé l'embarquement d'une partie du fret. Lors de l'atterrissage, l'avion était proche de la masse maximale autorisée à l'atterrissage et de la limite de centrage arrière. La température extérieure était d'environ 30 °C.

À l'arrivée à Maripasoula, le pilote est passé à proximité du seuil 25 pour observer les conditions aérologiques. Il a déployé partiellement les volets (4 tours de manivelle). Puis il a commencé sa descente et fait un virage continu de 180° pour s'aligner sur l'axe d'approche finale à une hauteur d'environ 200 ft.

En finale, le pilote a sorti les volets proches de la position maximale. Il a vérifié visuellement le bon déploiement de ceux-ci en tournant la tête. Lorsqu'il a porté de nouveau son regard vers l'avant de l'avion, il a constaté que l'assiette était importante et que la vitesse était faible. Il a tenté de corriger ces paramètres en augmentant la puissance, mais a eu l'impression que l'avion ne réagissait pas. La vitesse était alors inférieure à la vitesse de décrochage et le pilote a perdu le contrôle de l'avion.

Le couple cabreur lié au déploiement des volets et le centrage proche de la limite arrière ont pu favoriser l'augmentation de l'assiette. L'augmentation de traînée liée au déploiement des volets et la masse de l'avion proche de la masse maximale à l'atterrissage ont pu favoriser la décélération de l'avion et diminuer l'efficacité d'une action donnée sur la manette de puissance.

Facteurs contributifs

Ont pu contribuer à la perte de contrôle en approche finale :

- une gestion de la trajectoire d'approche et de la configuration de l'avion amenant à achever la sortie manuelle des volets et la stabilisation de l'approche en un temps restreint, occasionnant une charge de travail importante en finale ;
- une surveillance insuffisante de la vitesse en courte finale résultant probablement d'une charge de travail importante du pilote.

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.