



**Accident du Cessna 172-R
immatriculé F-HATK
survenu le 20 mai 2016
à Aix-les-Milles (13)**

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

| | |
|---------------------------------|---|
| Heure | À 15 h 15 ⁽¹⁾ |
| Exploitant | Club |
| Nature du vol | Aviation générale |
| Personnes à bord | Pilote et deux passagers |
| Conséquences et dommages | Pilote et un passager blessés, un passager légèrement blessé, avion détruit |

**Atterrissage dur, sortie latérale de piste,
incendie post-impact**

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Le pilote, accompagné de deux passagers, effectue un vol depuis l'aérodrome de Carpentras (84) à destination de l'aérodrome d'Aix-les-Milles.

Lors de la finale pour la piste 32, le contrôleur autorise le pilote à atterrir en lui indiquant un vent du 330° pour 10 kt. L'approche est stabilisée. Au moment où le pilote s'apprête à effectuer l'arrondi, l'avion pique brutalement. L'avion touche la piste durement sur le nez. Le train d'atterrissement avant se rompt. L'avion glisse sur la piste sur 124 mètres, sort latéralement de piste et s'immobilise sur l'herbe. Il prend feu pendant que les occupants évacuent.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Exploitation vidéo

L'analyse d'une vidéo extraite d'une caméra de surveillance a permis d'estimer une assiette à piquer d'environ 20° et un taux de descente moyen de 1 500 ft/min, dans les derniers instants avant l'impact.

L'analyse de la vidéo a également permis de confirmer que les volets étaient sortis mais la qualité de l'image n'a pas permis de déterminer la configuration des volets utilisée.



Figure 1 : image de l'avion à l'impact

2.2 Examen du site et de l'épave

Au moment de la collision avec le sol, les gouvernes étaient en place, attachées et fonctionnelles. La continuité des commandes sur les trois axes (roulis, tangage, lacet) ainsi que sur la commande des volets a été confirmée. En raison des endommagements majeurs sur la commande de volets, la position de ceux-ci au moment de la collision avec le sol n'a pas pu être déterminée.

La position du compensateur de profondeur (trim) a été vérifiée. La surface mobile a été retrouvée orientée vers le haut, provoquant une réaction à piquer de la gouverne. La position du vérin de commande du compensateur est cohérente avec cette position de la surface mobile.

2.2 Renseignements sur l'aéronef

Le trim peut être actionné manuellement au travers d'une roue située au niveau du piédestal central ou électriquement au travers de deux pousoirs activés simultanément sur la corne du manche du pilote. Il peut également être actionné automatiquement à partir des informations fournies par les fonctions du pilote automatique.

L'avion était équipé d'un pilote automatique Allied Signal INC Bendix King de type KAP 140.

Deux opérations d'entretien liées au pilote automatique⁽²⁾ ont été placées en travaux reportés par l'atelier en charge des travaux d'entretien⁽³⁾ lors des visites successives effectuées depuis avril 2015. L'enquête n'a pas permis de déterminer si l'atelier d'entretien avait prévenu oralement le gestionnaire de navigabilité (CAMO) des travaux reportés. Ces opérations, inscrites dans le chapitre 5 du manuel d'entretien du constructeur ainsi que dans le programme d'entretien approuvé, faisaient l'objet d'une butée calendaire et horaire (un an et 600 heures pour l'une, 1 000 pour l'autre, la première des butées étant atteinte). Sur la base des informations fournies par le CAMO, ces opérations d'entretien accusaient un retard de 498 jours, rendant l'avion non navigable en l'état.

⁽²⁾Opérations de contrôle permettant de vérifier le bon fonctionnement de l'équipement et, éventuellement, d'anticiper des déviations pouvant avoir des conséquences sur le bon fonctionnement de l'équipement.

⁽³⁾L'atelier d'entretien n'avait pas la capacité technique pour effectuer ce type de travaux.

Le certificat d'examen de navigabilité (CEN) a cependant été renouvelé par erreur par le CAMO le 7 avril 2016 pour un an, malgré ces dépassements d'échéances. Afin de renouveler le CEN dans ces conditions, le CAMO aurait dû demander une dérogation à l'Autorité qui aurait alors étudié la faisabilité de ces reports. Il aurait également été possible de désactiver le pilote automatique en tirant le breaker AUTO PILOT et le déclarer inopérant par une mention au carnet de route.

⁽⁴⁾Organisme pour la sécurité de l'aviation civile

⁽⁵⁾Le couplage avec le pilote automatique existait déjà avec l'installation précédente.

⁽⁶⁾Cette temporisation a été introduite par le constructeur à la suite de plusieurs incidents et accidents où un déclenchement intempestif du pilote automatique a été détecté.

Un audit du CAMO par l'OSAC⁽⁴⁾ a conclu que cette erreur était probablement isolée.

Le mardi précédent l'accident, l'avion avait été convoyé à l'aérodrome d'Aix-les-Milles pour y remplacer le GPS KLN 94 et le boîtier COM/NAV KX155A par un calculateur GNS 430, couplé au pilote automatique⁽⁵⁾. Lors de ces opérations, aucune intervention n'a été faite sur le pilote automatique ou le trim. Les essais au sol, comprenant notamment un test du pilote automatique à l'initiative de l'installateur suivant le manuel d'entretien du constructeur, n'avaient pas révélé d'anomalie.

Le boîtier de commande du pilote automatique est installé sur la partie basse de la console centrale du poste de pilotage, à proximité de la commande de puissance. Le bouton AP permet l'engagement du pilote automatique. Un appui d'au moins un quart de seconde⁽⁶⁾ est nécessaire sur ce bouton pour enclencher le pilote automatique. Le désengagement s'effectue en appuyant sur un bouton rouge positionné sur la corne gauche du manche du pilote ou en appuyant à nouveau sur le bouton AP. Pendant la mise en puissance du moteur, un appui involontaire sur le bouton AP d'engagement du pilote automatique est possible.



Figure 2 : mise en situation de la commande de puissance par rapport à la position du bouton AP

Lors de l'engagement du pilote automatique, le mode ROL (maintien de l'inclinaison existante au moment de l'engagement) et le mode VS (pilotage d'une vitesse verticale correspondant à la celle courante à l'engagement) sont engagés.

Le pilote automatique comprend d'autres modes, comme le mode ALT (maintien d'altitude), qui permet de conserver l'altitude existante au moment de l'engagement. Lorsque ce mode est engagé, un signal visuel d'alerte d'altitude s'allume 1 000 ft avant l'altitude sélectionnée et s'éteint 200 ft avant. Une alarme sonore (cinq bips) retentit également 1 000 ft avant l'altitude sélectionnée et lorsque l'avion s'écarte de plus de 200 ft de l'altitude sélectionnée.

Un voyant PITCH TRIM s'allume sur le tableau de pannes sous l'une ou l'autre des conditions suivantes :

- un fonctionnement anormal du pilote automatique ou du trim automatique, comme par exemple un déplacement anormal de la roue du trim (mise en butée ou utilisation trop longue). Dans ce cas, il faut désengager le pilote automatique et tirer le breaker AUTO PILOT ;
- un fonctionnement anormal du trim manuel, comme un déplacement anormal de la roue du trim avec le pilote automatique sur OFF et sans mise en œuvre par le pilote de la commande de trim sur le manche. Dans ce cas également, il faut tirer le breaker AUTO PILOT.

L'allumage du voyant « *PITCH TRIM* » est accompagné d'une alarme sonore.

Une alarme sonore « *trim in motion, trim in motion* » se répète toutes les cinq secondes lorsque le fonctionnement du trim est actif depuis plus de cinq secondes. Une alarme sonore « *check pitch trim* » est émise lorsque le pilote automatique détecte une anomalie (butée) sur le trim de profondeur pendant environ 20 secondes.

A la mise sous tension de l'avion, le boîtier de commande effectue un auto test, qui valide le fonctionnement nominal du pilote automatique. Le bon fonctionnement de celui-ci est indiqué par l'allumage de l'ensemble des segments lumineux et une alarme sonore identique à celle du désengagement du pilote automatique.

2.3 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques estimées sur le site de l'accident sont les suivantes : vent du 260° pour 5 kt,

- CAVOK ;
- température 24 °C ;
- turbulence faible à modérée.

Le pilote avait écouté l'ATIS E de 12 h 15 UTC avant le décollage. Celui-ci indiquait un vent du 040° pour 5 kt.

2.4 Renseignements sur le pilote

Le pilote totalisait 169 heures de vol dont 7 heures et 30 minutes dans les trois mois précédents. Il volait régulièrement sur cet avion.

A l'issue de l'installation du GNS 430, le pilote avait convoyé l'avion, la veille de l'accident, vers l'aérodrome de Carpentras. Il avait alors vérifié le fonctionnement de la radio et celui du pilote automatique. Ce dernier avait immédiatement émis une alarme, à l'engagement, et le pilote avait pensé que ceci était dû aux conditions météorologiques turbulentes. Aucun autre vol n'avait été effectué avant le vol de l'accident.

Le pilote indique que lors du vol de l'accident, en montée, en arrivant à l'altitude de croisière de 2 500 ft, il a engagé le pilote automatique en mode ALT. Celui-ci émettant immédiatement une alarme, il l'a désengagé à l'aide de la commande au volant, puis a affiché une altitude de 7 000 ft. En approche finale, en raison des conditions de vent de travers indiquées dans l'ATIS, il a remis un peu de puissance. Il ne se rappelle pas de la suite jusqu'à l'évacuation de l'avion.

Il précise qu'il n'a pas fait attention à l'auto test du pilote automatique lors de la mise sous tension de l'avion.

2.5 Témoignages

Le passager avant indique qu'il n'a pas entendu d'alarme lors de l'approche finale. Il précise que le pilote était conscient et a vivement réagi lors du piqué de l'avion au moment de l'arrondi.

Le passager arrière confirme que le pilote était conscient et pense qu'ils ont rencontré une turbulence très forte et très localisée ou que le manche a échappé au pilote.

Un témoin au sol indique qu'il a entendu des alarmes pouvant correspondre à celles du pilote automatique et du trim alors que l'avion était au sol et en feu. Il ne se rappelle pas précisément du type d'alarme. Ces alarmes peuvent être une conséquence de l'incendie.

3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

L'accident est dû à un déroulement à piquer du trim de profondeur au moment de l'atterrissement. L'enquête n'a pas permis d'identifier clairement les causes de ce déroulement de trim. Il a cependant été exclu une incapacité du pilote ou une action volontaire de sa part.

L'enquête a mis en évidence que le pilote automatique n'avait pas été contrôlé comme cela est requis par le manuel d'entretien du constructeur et qu'aucune mesure compensatoire n'avait été prise pour pallier cette situation. Le certificat d'examen de navigabilité avait d'ailleurs été renouvelé.

La veille de l'accident et lors du vol de l'accident, le pilote automatique a généré des alarmes à l'engagement. Une défaillance du pilote automatique, en particulier une commande inappropriée sur le trim, est possible.

En cas de fonctionnement anormal du pilote automatique, afin d'éviter que celui-ci exerce des commandes inappropriées sur les gouvernes, il est recommandé de le désactiver en tirant le breaker AUTO PILOT.

Un engagement involontaire du pilote automatique par le pilote lors de l'augmentation du régime du moteur effectué en approche finale est également possible. Dans ce cas, le pilote automatique aurait maintenu la vitesse verticale courante (en descente) et lors de l'arrondi, ceci pourrait avoir eu comme conséquence un déroulement du trim à l'opposé de la commande manuelle, entraînant une forte assiette à piquer lorsque le pilote relâche les efforts. Après un certain déroulement du trim, une alarme lumineuse apparaît sur le tableau de pannes et les alarmes sonores « *trim in motion* » puis « *check pitch trim* » se font entendre. Ces alarmes peuvent correspondre aux alarmes entendues par le témoin au sol.