



Accident de l'avion Bachoffer BA-01 immatriculé F-PCBJ

survenu le 15 août 2019
à Pamiers Les Pujols (09)

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

Heure	Vers 16 h 35 ⁽¹⁾
Exploitant	Privé
Nature du vol	Vol local
Personne à bord	Pilote
Conséquences et dommages	Pilote décédé, avion détruit

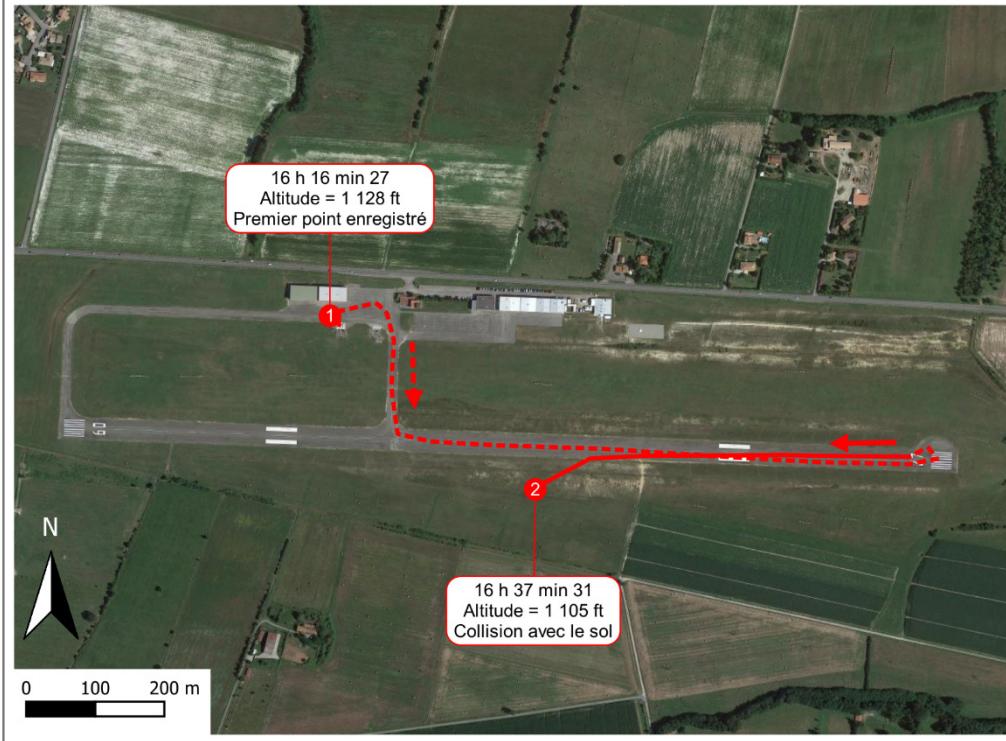
Perte de contrôle en montée initiale, collision avec le sol

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues des témoignages, des enregistrements des radiocommunications ainsi que des données issues du calculateur GNSS portable.

Le pilote décolle de la piste 27 de l'aérodrome de Pamiers-Les Pujols. Les témoins au sol observent l'avion quitter le sol puis faire un palier à faible hauteur au-dessus de la piste et prendre une forte assiette à cabrer. Ils voient ensuite l'avion décrocher sur l'aile gauche puis entrer en collision avec le sol.

Les enregistrements des radiocommunications indiquent que le pilote était conscient avant la collision avec le sol.



Source du fond cartographique : Google

Trajectoire du F-PCBJ issue du calculateur GPSmap296 :

- Cheminement au sol jusqu'à l'alignement piste 27
- Décollage jusqu'à la collision avec le sol

Les temps sont indiqués en heure locale

BEA

Source : BEA

Figure 1 : Trajectoire du F-PCBJ

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur l'avion

2.1.1 Généralités

L'avion Bachoffer BA-01 immatriculé F-PCBJ était un exemplaire unique d'avion de construction amateur.

Il s'agissait d'un biplace en tandem (pilote à l'arrière) à structure en bois, à train d'atterrissement classique rétractable à commande hydraulique (voir [Figure 2](#)). Il était équipé d'un moteur Lycoming TIO-360-A1B de 200 ch et d'une hélice tripale en bois.



Source : John Bennett

Figure 2 : Photographie de l'avion le 11/05/2019

L'avion était inspiré du Peña Bilous, avion de voltige et de perfectionnement dérivé des CAP 21 et CAP 230. Le pilote constructeur amateur avait notamment rallongé l'arrière du fuselage, augmenté l'envergure et la surface alaire. Plusieurs autres modifications avaient été apportées dont l'installation de nombreux réservoirs dans la voilure afin de bénéficier d'une grande autonomie. L'avion disposait ainsi de 12 réservoirs d'essence dans les ailes plus un réservoir central et pouvait embarquer 500 litres de carburant dont 480 l utilisables. L'autonomie était alors de l'ordre de 11 h 30 de vol.

Le calage du plan horizontal réglable (PHR) était modifiable au sol par un système de quatre tiges filetées reprenant le longeron principal du plan horizontal pour le translater verticalement et faire pivoter le plan autour d'une articulation située sur le même axe que les articulations de la gouverne de profondeur (voir Figure 3).



Source : BEA

Figure 3 : Système de réglage du PHR

La gouverne de profondeur droite était équipée d'une surface de compensation articulée au bord de fuite (tab). La commande du compensateur de profondeur, de type « *teleflex* », était composée d'une corde à piano (câble métallique monobrin semi-rigide) entourée d'une gaine souple, elle-même constituée d'une spirale métallique hélicoïdale à spires jointives recouverte d'une enveloppe de protection plastifiée. La gaine, fixée au fuselage, assurait le guidage de la corde à piano qui était connectée à la surface de compensation par un guignol situé à l'intrados.

⁽²⁾ Publié au JO du 24 novembre 1962, p. 11427.

⁽³⁾ Cette réglementation a été remplacée par l'[arrêté du 15 mars 2005 relatif au certificat de navigabilité restreint d'aéronef \(CNRA\)](#).

⁽⁴⁾ Informations principalement issues du site web de la Direction Générale de l'Aviation Civile <https://www.ecologie.gouv.fr/aeronefs-construction-amateur-cnra>

⁽⁵⁾ Organisme pour la Sécurité de l'Aviation Civile (OSAC) depuis 2010, auparavant Groupement pour la sécurité de l'Aviation Civile (GSAC).

2.1.2 Particularités réglementaires des aéronefs de construction amateur

La réglementation applicable lors du dépôt de demande du Certificat de Navigabilité Restreint d'Aéronef (CNRA) du F-PCBJ en 1999 était l'arrêté du 23 octobre 1962⁽²⁾. Le dossier a donc été instruit selon cet arrêté⁽³⁾.

La philosophie du CNRA est la suivante⁽⁴⁾ :

- Les aéronefs construits par des amateurs peuvent bénéficier d'un CNRA qui offre un cadre réglementaire adapté à ces aéronefs construits et utilisés sans aucun objectif commercial et qui ne peuvent pas être utilisé pour des baptêmes de l'air, des activités particulières ou encore des vols d'instruction au bénéfice d'élèves-pilotes. Sauf autorisation particulière, un aéronef titulaire d'un CNRA doit être utilisé en VFR de jour.
- Il peut s'agir d'un prototype, d'une réplique construite à partir d'une liasse de plans ou d'un « *lot matière* », ou encore de la reconstruction/restauration d'un aéronef ancien dont la définition originale n'est plus connue.
- Les aéronefs CNRA ne sont pas construits dans un cadre agréé et il appartient au constructeur de s'assurer que la conception retenue offre un niveau de sécurité acceptable, de la qualité de la construction et notamment du respect des règles de l'art et de la qualité des matériaux utilisés.
- Chaque aéronef doit faire l'objet de plusieurs visites d'un inspecteur de l'autorité⁽⁵⁾ à différentes étapes de la construction. Ces visites portent principalement sur la revue de l'avion dans son ensemble, sur la réalisation de la structure, sur des vérifications documentaires et réglementaires ainsi que sur l'analyse des actions restantes à réaliser.

2.1.3 Historique de construction de l'avion

La conception et la construction de l'avion a débuté en 1993 et le dossier de demande de CNRA en tant que prototype a été déposé le 7 janvier 1999. Conformément à la réglementation en vigueur, l'avion a fait l'objet de visites effectuées par un représentant du GSAC. Elles ont eu lieu les 10 mars 1999, 9 novembre 2007 et 5 octobre 2009. Aucune mention particulière relative au centrage ou à la stabilité longitudinale n'a été notée lors de ces visites. À l'issue de la troisième visite, le GSAC a donné son accord pour la réalisation des essais en vol.

Le premier vol d'essai a eu lieu le 27 décembre 2009 sur l'aérodrome de Persan Beaumont (95) et consistait en un circuit d'aérodrome. Le compte rendu des essais en vol porte pour ce vol la mention « *instabilité en profondeur* ». Le compte rendu des quatre vols suivants comporte la mention « *RAS* ». Il porte la mention « *réglage profondeur* » pour le sixième vol d'essai effectué le 16 mai 2010. Les vols suivants ne comportent pas de remarque particulière. À l'issue du dernier vol d'essai effectué le 19 septembre 2010, après les 15 heures de vol et les 50 atterrissages réglementaires nécessaires, le constructeur a obtenu le CNRA le 26 octobre 2010. Aucune modification majeure n'a été soumise à l'autorité depuis le premier vol d'essai.

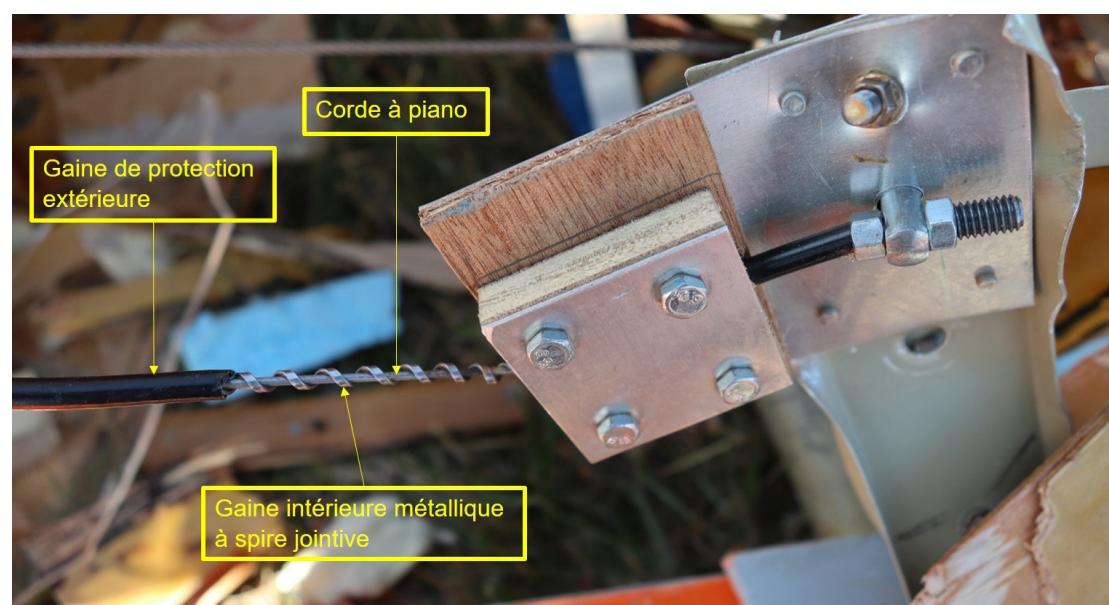
Conformément à la réglementation en vigueur, le CNRA a été renouvelé tous les trois ans. Le dernier renouvellement du CNRA date du 1^{er} août 2019, soit 15 jours avant l'accident. L'avion totalisait alors 79 heures de vol, soit trois de plus que lors du précédent renouvellement effectué le 5 août 2016.

2.2 Examen de l'épave et des documents de l'avion

2.2.1 Examen de l'épave sur site

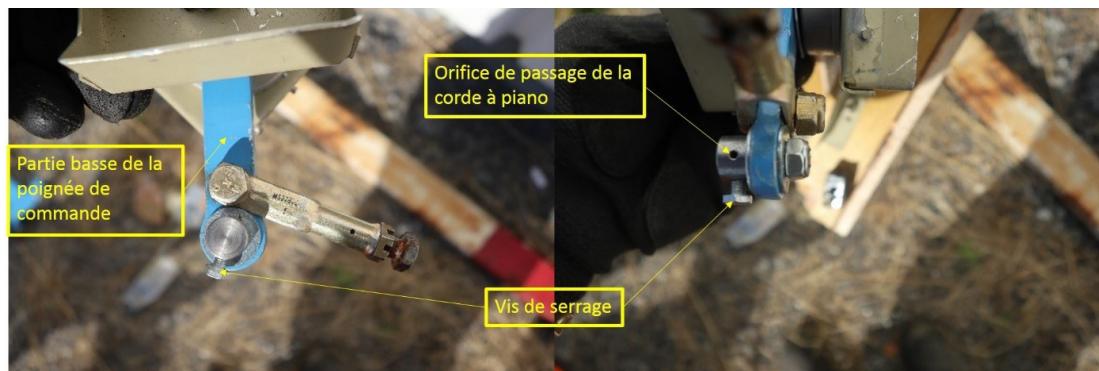
L'examen de l'épave a permis d'établir les faits suivants :

- L'épave est complète et regroupée. Le moteur est en bon état général et les ruptures des pales d'hélice sont cohérentes avec une hélice en rotation avec de la puissance.
- Les volets semblent être en position « *rentrés* »⁽⁶⁾. Le train d'atterrissement est sorti.
- Les timoneries de gauchissement, profondeur et direction sont continues des commandes en cabine jusqu'aux différentes surfaces.
- La commande du compensateur de profondeur est continue du compensateur jusqu'à la cabine. À ce niveau (voir Figure 4), la gaine de protection à spires jointives est étirée et l'extrémité de la corde à piano est désolidarisée de la vis de serrage en partie basse du levier de commande. La vis est en place et desserrée (voir [Figure 5](#)). Le système a été prélevé pour examens complémentaires au BEA.



Source : BEA

Figure 4 : Commande du compensateur de profondeur en cabine



Source : BEA

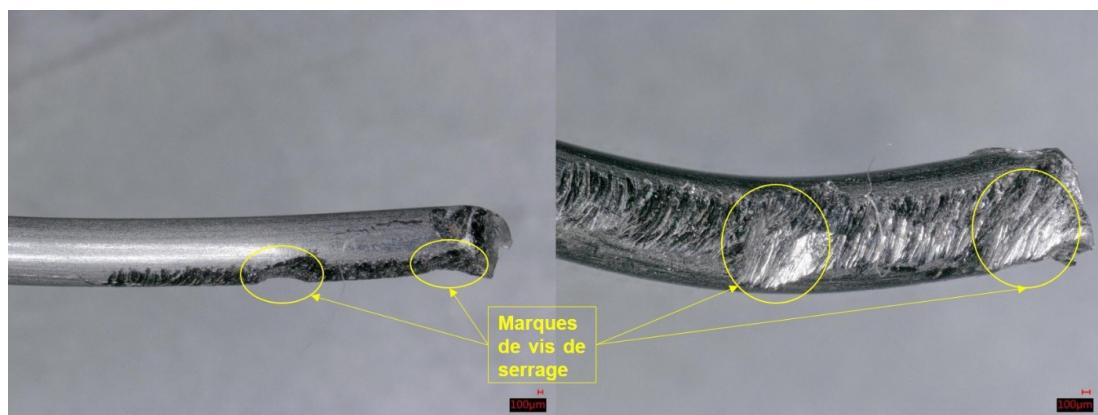
Figure 5 : Vis de serrage de la commande du compensateur de profondeur

- L'angle de calage du PHR par rapport au longeron supérieur du fuselage (servant de référence de calage longitudinal) était de l'ordre de +7,2 à +7,8°, le bord d'attaque du plan fixe horizontal étant plus haut que le bord de fuite.

2.2.2 Examens complémentaires

Les examens effectués au BEA sur l'extrémité de la corde à piano, zone du point d'attache sur le levier de commande du compensateur, ont montré que (voir Figure 6) :

- Le profil de l'extrémité de la corde à piano est caractérisé par une forme en « V », typique d'une coupure du fil effectuée avec un outil de type pince coupante.
- Deux marques de compression sûrement dues à la pression d'une vis de serrage étaient présentes, l'une à l'extrémité de la corde à piano et l'autre à 5 mm de l'extrémité. La marque de la pression de la vis à l'extrémité ainsi que des griffures en diagonale mises en évidence indiquent qu'à un certain moment, la corde à piano était bien en prise, serrée par la vis de serrage à l'extrémité du câble. Ces griffures semblent indiquer également que la corde à piano s'est désengagée de sa fixation.



Source : BEA

Figure 6 : Marques de vis de serrage

La corde à piano était serrée en son extrémité en cabine par une seule vis pression. Elle n'était pas équipée d'un système de retenue additionnel en cette extrémité. Les bonnes pratiques de conception auraient nécessité la présence d'un dispositif de retenue plus robuste. Elle a donc pu se libérer de son point d'attache.

L'observation de la rupture du tab (voir Figure 7) et de l'attache arrière de la corde à piano au niveau du guignol sur le tab indique que la corde à piano a vraisemblablement subi un effort de traction lors de la séquence de l'impact, associé à l'étiirement de la gaine.



Source : BEA

Figure 7 : Rupture du tab

Il est ainsi très probable que la désolidarisation observée au niveau de la commande du trim en cabine soit la conséquence de la collision avec le sol.

2.2.3 Examen de la documentation de l'avion et comparaison avec des avions similaires

La documentation de l'avion déposée par le concepteur, constructeur et propriétaire de l'avion auprès de l'autorité a été étudiée au cours de l'enquête. Les données ont été comparées aux avions dont le BA-01 a été inspiré : Bilouïs, CAP 21 et CAP 230.

2.2.3.1 Calage du plan horizontal

Le dossier indique que, pour le plan horizontal réglable, « *l'angle de calage du plan fixe sur la référence du fuselage est compris entre + 3° et -4°* ». Cela correspond à l'installation réglable au sol par le système des quatre tiges filetées vu au paragraphe [2.1.1](#).

⁽⁷⁾ Angle formé par la ligne de référence du profil d'aile et la ligne de référence du profil du stabilisateur, appelé parfois également « *dièdre longitudinal* ».

⁽⁸⁾ Le profil de l'aile du BA-01 étant asymétrique à cambrure positive, il induit un moment aérodynamique à piquer et ne peut être à l'origine d'une tendance à cabrer.

⁽⁹⁾ La quantité de carburant embarquée était estimée à 120 l.

L'angle de calage du plan fixe du BA-01 mesuré sur l'épave était d'environ +7,2 à +7,8° par rapport à la référence longitudinale du fuselage. L'empennage était donc généralement porteur, induisant de ce fait un couple piqueur pour l'avion. Ce calage induit un « *vé longitudinal* »⁽⁷⁾ négatif de l'ordre de 5 à 6° avec la voilure (calée à +2°). Il s'agit d'une configuration inusuelle par rapport à celle d'avions comparables, pour lesquels le vé longitudinal est de l'ordre de -1 à -2° par rapport à la voilure, l'empennage étant déporteur. Un tel calage à piquer de l'empennage a très probablement été introduit pour corriger une tendance à cabrer de l'avion due à un centrage nettement plus arrière que celui d'avions comparables⁽⁸⁾.

2.2.3.2 Masse et centrage

Une étude a été effectuée par le BEA pour vérifier les données de centrage de l'avion. Les données indiquées dans les informations déposées par le concepteur auprès du GSAC (notamment celles issues de la fiche de pesée réalisée le 29 mai 2009) ont été comparées à des mesures faites sur le plan trois vues générales présentant l'avion. Il s'avère que la distance entre la référence de centrage (cloison pare-feu) et le bord d'attaque de la corde moyenne aérodynamique (Cm_A) est plus longue de 28 cm sur le plan trois vues (pour un bras de levier à 108,4 cm avec un centrage à vide d'après la fiche de pesée) que sur les données indiquées dans la documentation déposée auprès de l'autorité.

Il est ainsi possible que les informations présentes dans la fiche de pesée soient basées sur une référence de centrage erronée. En introduisant cette différence de 28 cm, le CG à vide serait positionné à environ 47 % de la Cm_A au lieu de 29 % comme indiqué dans la documentation déposée. La limite de centrage maximale arrière définie pour cet avion est de 36 %. Le centrage estimé lors du vol de l'accident serait d'environ 50 % de la Cm_A .⁽⁹⁾

L'examen détaillé de la fiche de pesée a montré que les mesures de masse relevées sur les trois points d'appui (roulette arrière et deux roues principales) étaient notablement différentes de celles des fiches de pesée des avions de même type servant de comparaison. Ces dernières donnent des masses relevées sur la roulette arrière de l'ordre de 33 à 36 kg, l'axe des roues principales étant le point de mesure. La valeur relevée sur le BA 01 est de 63 kg. Cette valeur, quasiment double, ne peut être imputable à la seule masse à vide de l'avion (supérieure à celle des avions ayant servi à la comparaison). Elle est cependant cohérente avec un déplacement du centre de gravité associé à l'allongement du fuselage sur l'arrière sans qu'une correction adéquate ait été apportée vers l'avant.

2.2.3.3 Aérodynamique

Une situation de centrage très arrière nécessite pour équilibrer longitudinalement l'avion, de compenser avec un braquage constant à piquer de la profondeur ou de régler l'empennage pour le rendre porteur, ce qui est le cas sur cet avion. En vol, cette configuration de centrage très arrière se traduit par un vol instable, particulièrement à faible vitesse et/ou forte incidence, nécessitant des corrections permanentes de la part du pilote pour rester dans la position d'équilibre aérodynamique. De plus, le calage positif du PHR induit un risque de décrochage de l'empennage horizontal prématûr, avant le décrochage de la voilure principale, et peut réduire l'autorité de la commande à piquer pour sortir d'une situation de décrochage.

2.3 Renseignements sur le pilote

Le pilote, âgé de 79 ans, était titulaire d'une licence de pilote privé d'avion PPL(A) depuis 1964. Il totalisait environ 1 400 heures de vol dont 79 sur le F-PCBJ, 2 h 30 dans les trois mois précédents dont aucune sur le F-PCBJ. Il était un instructeur de personnel de maintenance chez Airbus, à la retraite. Il était le concepteur et constructeur du F-PCBJ qu'il avait baptisé Bachoffer BA-01.

Le jour de l'événement, le pilote reprenait en main l'avion après une longue période d'inutilisation, son dernier vol sur le F-PCBJ remontant à plus d'un an et demi. Il comptait ensuite réaliser un autre vol avec un membre de sa famille présent sur l'aérodrome.

2.4 Témoignages

Le BEA s'est entretenu avec plusieurs personnes qui connaissaient le pilote. Il ressort des entretiens les points suivants :

- Après s'être procuré la liasse de plan du Bilouis auprès de son concepteur au début des années 1990, le pilote n'a pas eu d'autres échanges avec ce dernier depuis. Le pilote aurait ensuite travaillé principalement seul sur son avion.
- Lors du premier vol d'essais effectué en 2009 sur l'avion, l'avion était parti en chandelle lors du décollage et le pilote avait dû mettre fortement le manche en avant pour stabiliser l'avion.
- Le pilote rapportait qu'il avait un problème de centrage sur son avion (a priori trop arrière) et qu'il était instable en tangage. Il indiquait de plus avoir parfois des difficultés à stabiliser l'avion sur l'axe longitudinal lors du décollage ou de l'atterrissement.
- La seule autre personne à avoir piloté l'avion qualifie cet avion de « *très délicat et très pointu à piloter* ». Pour cette personne, l'avion était instable « *donc quand tout se passe bien c'est bon, sinon ... il devient incontrôlable* ».
- Le pilote n'était pas titulaire d'une qualification de voltige, n'en pratiquait pas et ne souhaitait pas en faire.

2.5 Renseignements météorologiques

Les conditions météorologiques locales estimées par Météo-France au moment de l'accident sont les suivantes :

- Un vent au sol du 260° pour 10 kt avec des rafales à 15 kt ;
- Une visibilité supérieure à 10 km, temporairement comprise entre 5 et 10 km pendant les rares passages pluvieux de faible intensité ;
- Un plafond (6 à 8/8) de Cumulus-Stratocumulus avec une base entre 2 000 et 4 000 ft et un sommet vers 9 000 ft.

Les enregistrements des radiocommunications montrent que l'agent AFIS avait indiqué au pilote pour le décollage une information de vent du 280° pour 13 à 16 kt.

3 - CONCLUSIONS

Les conclusions sont uniquement établies à partir des informations dont le BEA a eu connaissance au cours de l'enquête. Elles ne visent nullement à la détermination de fautes ou de responsabilités.

Scénario

Le pilote a conçu et construit seul son avion à partir des plans d'un autre avion de construction amateur, le Bilouis, avion biplace en tandem. Il s'est écarté significativement des plans originaux en allongeant le fuselage, en augmentant l'envergure et la surface alaire sans en discuter les conséquences avec le concepteur du Bilouis.

Lors du premier vol d'essai, le pilote a constaté un problème de stabilité sur l'axe de tangage. Ce problème a, semble-t-il, été corrigé par la suite et notamment jugé acceptable par le pilote, à l'issue du sixième vol d'essai. Le pilote mentionnait toutefois avoir toujours des difficultés à manœuvrer l'avion longitudinalement.

L'enquête a montré que le centrage réel de l'avion était bien plus en arrière que ne l'indiquaient les documents de l'avion et la fiche de pesée notamment. Ce centrage très arrière induisait un couple cabreur important. Le pilote a très probablement utilisé le système de réglage au sol de l'angle de calage du plan horizontal réglable pour compenser ce couple cabreur. Ce réglage permettait d'équilibrer l'avion en situation de vol normal mais ne pouvait pas corriger l'instabilité résultant du centrage trop arrière de l'avion. Ce centrage arrière et ce calage du plan horizontal risquaient par ailleurs de détériorer le comportement de l'avion en situation de décrochage. Les témoignages suggèrent que le pilote avait conscience de problèmes d'équilibrage et de stabilité de son avion, mais il est probable qu'il n'avait pas conscience qu'il était impossible de résoudre ces problèmes par une action sur le calage du plan horizontal seul.

Le jour de l'accident, après une longue période d'inutilisation de l'avion, le pilote a perdu le contrôle de l'avion au décollage qui est entré en collision avec le sol après avoir pris une forte assiette à cabrer. Le manque d'expérience récente du pilote, sur cet avion particulièrement délicat à piloter, a pu contribuer à la perte de contrôle en vol lors du décollage.