



Accident de l'avion Robin Aircraft - DR400-140B (DR401 155CDI EcoFlyer)

immatriculé F-HVAN

survenu le 22 juin 2017

à Daix (21)

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

Heure	Vers 17 h 20 ⁽¹⁾
Exploitant	Aéroclub du Pays de Vannes (ACPV)
Nature du vol	Vol local
Personnes à bord	Deux pilotes instructeurs et un passager
Conséquences et dommages	Aéronef fortement endommagé, passager blessé

Arrêt du moteur lors de la montée initiale, atterrissage forcé dans un champ

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues de l'enregistrement des paramètres de l'ISEI Safety Plane et du calculateur moteur, des données du GPSmap695, des témoignages des personnes à bord et au sol.

Les trois personnes à bord de l'aéronef sont deux instructeurs de l'ACPV et un membre de l'aéroclub également partenaire commercial de Robin Aircraft. Les vols depuis l'aérodrome de Dijon-Darois (21) doivent permettre de finaliser l'achat de l'avion avant le vol de convoyage vers l'aérodrome de Vannes-Meucon où est basé l'aéroclub.

Les deux pilotes, accompagnés du passager prenant place à l'arrière, embarquent à bord du DR401 en vue de se familiariser avec une motorisation diesel qu'ils connaissent peu et de valider les procédures et les paramètres de la check-list établie au préalable par le club sur la base du supplément au manuel de vol du constructeur⁽²⁾.

Ils décident de faire plusieurs circuits d'aérodrome en piste 20⁽³⁾ avec à chaque fois un atterrissage complet. À l'issue du premier tour de piste, les deux pilotes permutent leurs rôles : le pilote assis en place gauche devient commandant de bord et le pilote en place droite est en charge de lire et valider la checklist.

Lors du deuxième tour de piste, en début de la branche vent arrière, ils constatent une brève variation du régime moteur avant un retour à la valeur nominale. À l'issue de l'atterrissage, le pilote commandant de bord décide de faire un nouveau tour de piste. Lors du troisième décollage, vers 400 ft, le moteur s'arrête brutalement. Aucune alarme n'est émise. Le pilote en place droite, qui est plus expérimenté, reprend les commandes et indique qu'il va réaliser un atterrissage forcé dans un champ de cultures hautes à gauche de l'axe d'envol. Pendant ce temps, le pilote en place gauche essaie d'identifier l'origine de la panne.

⁽²⁾ Supplément au manuel de vol DR400/155CDI, document n°1002382, édition 2 de juillet 2014 en vigueur au moment de l'accident.

⁽³⁾ Piste revêtue, 750 m x 20 m.



RÉPUBLIQUE
FRANÇAISE

Liberté
Égalité
Fraternité

Au moment du toucher des roues, le pilote estime qu'il ne parviendra pas à immobiliser l'avion avant une ligne d'arbres située à l'extrémité du champ. Il agit énergiquement sur le palonnier vers la droite pour tenter d'arrêter l'avion plus rapidement. Ce dernier part violemment en lacet vers la droite. Le passager qui avait débouclé sa ceinture est éjecté et traverse la vitre arrière gauche. L'avion s'immobilise environ 20 m plus loin. Les deux pilotes évacuent rapidement l'aéronef après l'avoir sécurisé et se portent au secours du passager.

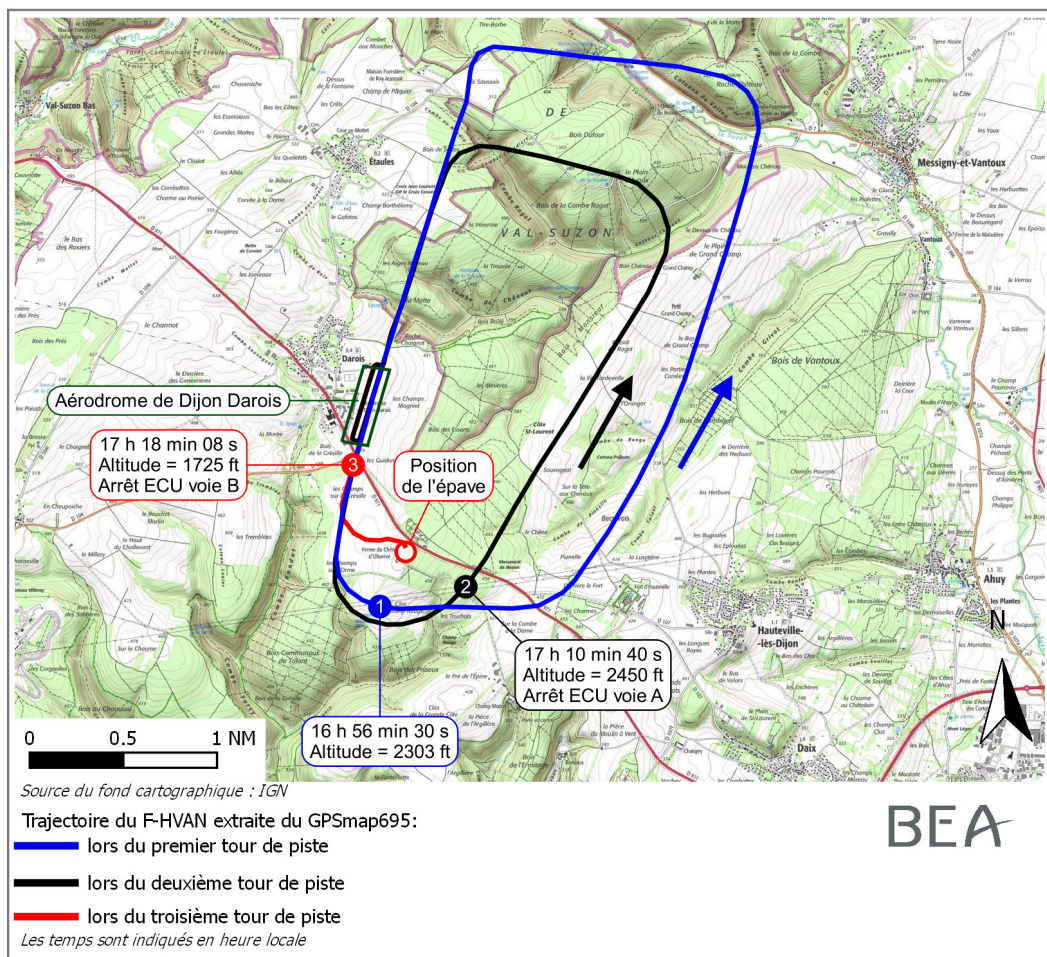


Figure 1 : Trajectoire du F-HVAN

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Examen du site et de l'épave

L'épave se situe dans un champ de colza à environ un kilomètre au sud-est de l'extrémité de la piste 20. Les traces laissées par le train d'atterrissage sont orientées au 155° sur une distance d'environ 35 m. L'épave est regroupée et complète. Elle est orientée au cap 275°. L'examen des commandes de vol a montré qu'elles étaient continues et fonctionnelles au moment de l'impact avec le sol.

L'examen visuel extérieur du moteur n'a pas montré de dommages. Actionné à la main via l'hélice, le moteur est libre en rotation. L'état d'endommagement des pales est cohérent avec un impact hélice tournante (en moulinet) et moteur arrêté.

Les tensions de la batterie principale, de la batterie secours du FADEC⁽⁴⁾ et de la batterie d'excitation de l'alternateur sont nominales.

⁽⁴⁾ Système électronique réalisant sur cet avion la régulation de l'alimentation en carburant, la régulation de l'hélice, la gestion et l'enregistrement des paramètres moteur et l'enregistrement de codes de pannes.

2.2 Renseignements sur les personnes à bord

2.2.1 Renseignements sur les pilotes

Le jour de l'accident, le pilote installé en place droite, âgé de 50 ans, était le chef pilote de l'aéroclub. Il était titulaire d'une licence de pilote professionnel avion CPL(A) délivrée par conversion en 2002 assortie des qualifications SEP(T), instructeur (FI) et vols aux instruments (IR) avion monomoteur en cours de validité ainsi que des variantes EFIS et SLPC (i. e. monomanette).

Il totalisait environ 6 000 heures de vol dont 2 500 sur DR400. Il s'agissait de son second vol sur un DR401 équipé d'une motorisation turbo-diesel TAE 125-02-114.

Le pilote installé en place gauche, âgé de 51 ans, était titulaire d'une licence de pilote professionnel obtenue ab initio en 2010 assortie de la qualifications SEP(T) et TMG, instructeur (FI) en cours de validité.

Il totalisait 2 375 heures de vol dont 730 sur DR400. Il s'agissait de son premier vol sur un DR401 équipé d'une motorisation turbo-diesel.

2.2.2 Renseignements sur le passager

Le passager installé à l'arrière était membre du club et prestataire commercial indépendant pour la vente d'avions Robin Aircraft. Il était titulaire d'une licence de pilote privé. Il pouvait être amené à réaliser des vols de démonstration à la demande de clients potentiels.

Il totalisait environ 500 heures de vol dont environ 200 sur DR401.

2.3 Renseignements sur l'aéronef accidenté

2.3.1 Généralités

L'avion neuf totalisait quatre heures de vol avant le vol de l'accident. Aucune anomalie sur le fonctionnement du moteur n'avait été détectée lors de ces vols.

L'avion était équipé d'un moteur turbo-diesel TAE 125-02-114 de 155 ch (communément désigné THIELERT⁽⁵⁾ Centurion 2.0s) et d'une hélice tripale à pas variable hydraulique de marque MT-PROPELLER. La gestion électronique du moteur s'effectue via un calculateur moteur de type FADEC.

L'installation du moteur TAE 125-02-114 sur le DR400 a été réalisée en conformité avec le Certificat de type supplémentaire (STC) n°10014219. Cette configuration a également été accompagnée de l'ajout d'un supplément au manuel de vol de l'avion qui décrit les systèmes, les nouvelles fonctionnalités ainsi que la gestion des pannes pouvant être induites par ces nouveaux systèmes.

⁽⁵⁾ Le nom commercial du moteur est Continental CD-155.

2.3.2 Fonctionnement et particularités du FADEC

Le FADEC se compose de deux voies indépendantes du calculateur moteur (ECU) : ECU A (ou voie A) et ECU B (ou voie B). Par conception, l'ECU A assure prioritairement la gestion du moteur. L'ECU B n'entre en fonction que lorsque l'ECU A subit une défaillance. Chaque voie dispose d'une fonction d'autodiagnostic qui permet de piloter l'allumage d'un voyant d'alarme en poste de pilotage⁽⁶⁾. Cependant, du fait de cette conception, la voie concernée ne pourra pas présenter d'alarme si elle n'est plus alimentée, l'autodiagnostic ne pouvant être exécuté. De même, compte tenu de la ségrégation des deux voies, le voyant d'alarme d'une voie ne peut pas être piloté par l'autre voie même si une perte d'alimentation est détectée.

Le test des ECU A et B est prévu par la checklist « *Avant le décollage* ». Si l'une des deux voies est défaillante, le voyant d'alarme indique au pilote que le vol ne doit pas être réalisé. Le constructeur a indiqué au BEA lors de l'enquête qu'il était attendu que les vérifications « *avant décollage* » soient réalisées avant chaque nouveau décollage, y compris au cours d'un même vol (cas d'un redécollage après un atterrissage complet, sans arrêt du moteur entre-temps).

En vol, comme indiqué dans le supplément au manuel de vol, le basculement de l'ECU A vers l'ECU B se traduit habituellement par une brève variation de régime du moteur et l'allumage du voyant « *FADEC A* » correspondant. Une batterie de secours du FADEC est également prévue pour alimenter les ECU A et B dans le cas d'une panne générale d'alimentation (batterie et alternateur). La ligne d'alimentation de chaque voie est équipée d'un disjoncteur 20 A (accessible en poste de pilotage). La coupure du moteur se fait via un interrupteur qui coupe simultanément l'alimentation des deux voies. Cet interrupteur est également situé en poste de pilotage.

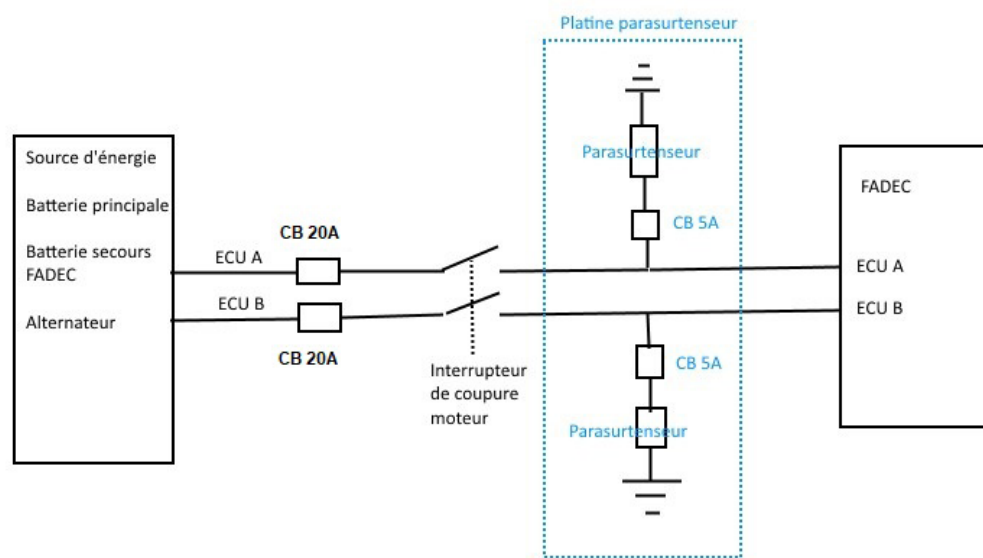


Figure 2 : Schéma de principe de l'alimentation en énergie des ECU A et B

⁽⁶⁾ Voyant « *FADEC A* »
(FADEC voie A) ou
voyant « *FADEC B* »
(FADEC voie B).

2.4 Examens techniques

2.4.1 Prélèvement et exploitation

Plusieurs équipements enregistrant des paramètres de vol ont été prélevés pour être exploités par le BEA.

- ❑ Les données issues du calculateur GNSS GPSmap695 ont permis de retracer la totalité du vol depuis la mise en route jusqu'à l'atterrissage d'urgence.
- ❑ Le calculateur ISEI Safety Plane enregistre des données de vol. L'analyse de ces données a permis de confirmer l'arrêt du moteur en vol à 400 ft en montée initiale lors du troisième décollage.
- ❑ Le FADEC enregistre les données relatives au fonctionnement du moteur. L'analyse de ces données a permis de déterminer que la gestion du moteur est passée de l'ECU A vers l'ECU B après la coupure de l'alimentation de l'ECU A, puis que l'arrêt du moteur est consécutif à la coupure de l'alimentation de l'ECU B.

2.4.2 Origine de la perte d'alimentation

La perte d'alimentation des ECU A et B a pour origine un branchement incorrect de l'alimentation des deux calculateurs sur la platine supportant les parasurtenseurs. Ces parasurtenseurs ont pour rôle de lisser les pics de tension de l'alimentation et de protéger les deux calculateurs. Des disjoncteurs 5 A sont montés en série avec les parasurtenseurs pour protéger le circuit principal en cas de court-circuit ou de défaillance thermique des parasurtenseurs.

Le raccordement de l'alimentation a été fait entre le disjoncteur (circuit breaker CB 5 A) et le parasurtenseur ce qui a conduit à inclure le disjoncteur en série sur la ligne d'alimentation des ECU A et B (voir Figure 3).

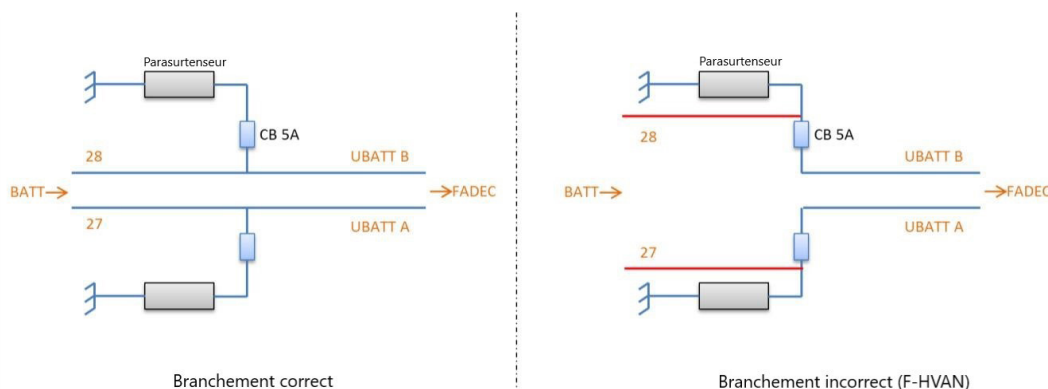


Figure 3 : Schéma de principe montrant les branchements correct et incorrect des parasurtenseurs

Les deux disjoncteurs 5 A ont été retrouvés en position « *déclenchée* » (circuit ouvert) ce qui confirme la coupure d'alimentation des ECU A et B pendant le vol. Ni la vérification ni le réarmement de ces disjoncteurs ne sont possibles en vol.

2.4.3 Analyse des caractéristiques techniques des disjoncteurs

Selon le fabricant du moteur, en fonctionnement normal, l'intensité circulant sur la ligne d'alimentation des ECU A et B est comprise entre 5 et 7 A, ce qui est supérieur au seuil théorique de déclenchement du disjoncteur au seuil théorique de déclenchement du disjoncteur associé à chaque parasurtenseur. L'anomalie aurait donc dû théoriquement être détectée lors des vols précédents et ce peu de temps après la mise en route du moteur.

Toutefois, l'analyse des caractéristiques et les essais pratiqués par le BEA sur les disjoncteurs ont montré que le seuil et le délai de déclenchement des disjoncteurs varient en fonction de l'intensité du courant le traversant mais aussi de la température ambiante.

Les tableaux 1 et 2 détaillent les tests de disjonction à température constante ou à intensité constante.

Note : l'indication « pas de disjonction » signifie qu'aucune disjonction n'a été remarquée pour un temps de fonctionnement inférieur à dix minutes.

Intensité (A)	Température (°C)	Comportement disjoncteur
4,6	24	Pas de disjonction
5,53	24	Pas de disjonction
6,38	24	Disjonction à 7 min 40
7,56	24	Disjonction à 1 min 10
7,7	24	Disjonction à 39 s

Tableau 1 : Résultat de test des disjoncteurs à une température de 24 °C

Intensité (A)	Température (°C)	Comportement disjoncteur
6,38	10	Pas de disjonction
6,38	24	Disjonction à 7 min 40
6,38	39,5	Disjonction à 4 min 40

Tableau 2 : Résultat de test des disjoncteurs à une intensité constante de 6,38 A

Les tests effectués sur la platine ont permis de déterminer que :

- ☐ La durée avant le déclenchement des disjoncteurs diminue avec l'augmentation de consommation de courant (intensité demandée par le moteur).
- ☐ La durée avant le déclenchement des disjoncteurs diminue avec l'élévation de la température.

Lors des vols précédents, la température extérieure était comprise entre 17 et 26 °C alors que lors du vol de l'accident elle était de 32 °C. Cette différence de température pourrait expliquer la raison pour laquelle les disjoncteurs ne se sont pas déclenchés au cours des premiers vols.

2.5 Origine de l'erreur de branchement

2.5.1 Généralités liées au Certificat de type supplémentaire

Le constructeur de l'avion est en charge de l'intégration des systèmes et du moteur dans le cadre du STC. À cet effet, le motoriste envoie au constructeur de l'avion l'ensemble des équipements devant être montés sur l'avion, ce qui inclut également des faisceaux de câbles pour raccorder les équipements. Les câbles sont référencés selon le standard du motoriste et les étiquettes sur les équipements qu'il fournit sont en concordance avec ce standard. Ces références ne sont généralement pas celles du constructeur de l'avion. Ce dernier doit donc s'assurer de disposer des documents, cartes de travail et tables de correspondance permettant l'identification correcte des différents câbles et leur raccordement. En cas de modification d'équipement, il doit être en mesure d'évaluer les conséquences de ces modifications et d'effectuer les mises à jour de sa documentation.

2.5.2 Évolution des équipements

Le STC du TAE 125-02-114 pour les avions de la famille DR400 a été acheté par le constructeur de l'avion en 2015. À cette date, la platine des parasurtenseurs ne comportait pas encore de disjoncteurs. En 2016, le motoriste a modifié la platine en ajoutant des disjoncteurs pour prendre en compte l'éventualité de courts-circuits sur les parasurtenseurs et protéger les lignes d'alimentation des ECU A et B du FADEC.

Le constructeur de l'avion indique qu'il n'a pas été informé de cet ajout et n'a pas détecté la modification sur les nouvelles platines livrées ensuite. Il n'a donc pas mis à jour son plan de câblage électrique.

2.5.3 Examen des branchements sur la platine des parasurtenseurs

L'examen de la platine montre que les câbles électriques référencés « 27 » et « 28 » (références du constructeur de l'avion) sont raccordés entre le parasurtenseur et le disjoncteur (voir [Figures 3](#) et [4](#)). Les autres câbles, notamment ceux référencés « *U BATT A T36 (FADEC)* » et « *U BATT B T37 (FADEC)* » (références Continental), sont eux raccordés en conformité avec les indications portées sur la platine.

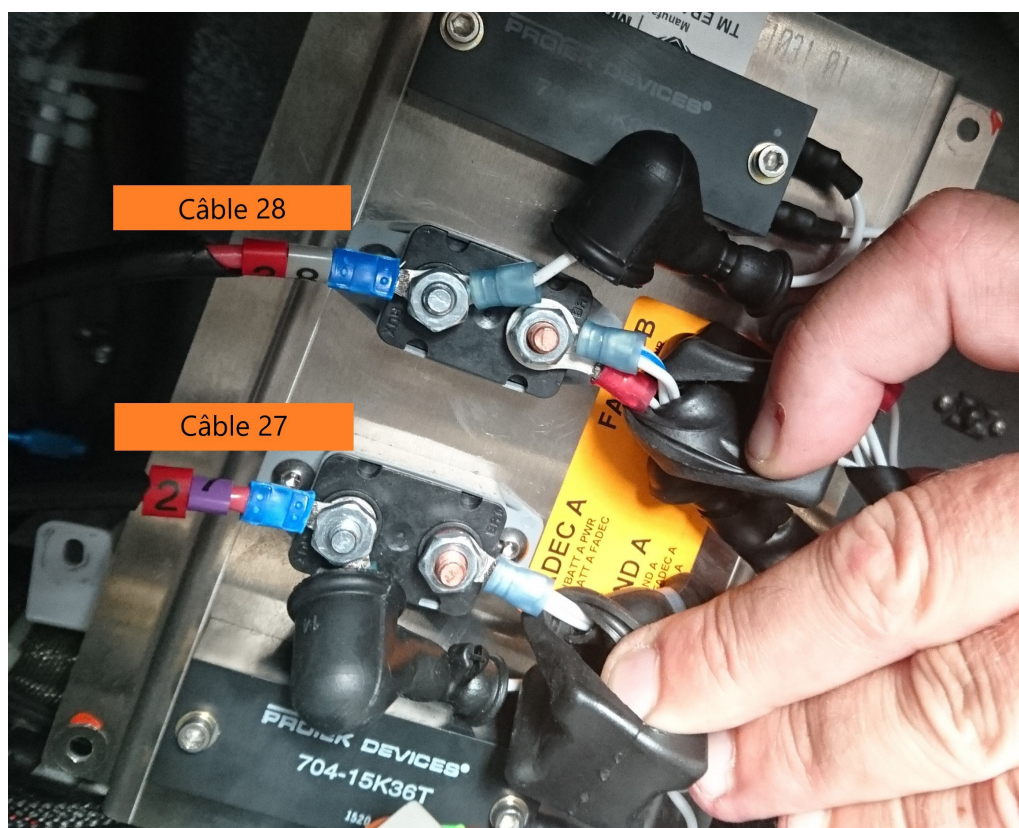


Figure 4 : Raccordement incorrect des câbles 27 et 28 sur la platine du F-HVAN

Par ailleurs lors de la livraison de cette platine (voir Figure 5), deux des bornes sont sous des caches de protection sécurisés par des colliers de serrage en Nylon. Seules quatre bornes sont accessibles et l'étiquette apposée entre ces bornes indique les références des câbles (références du motoriste) devant y être raccordés.



Figure 5 : Etat de la platine lors de la livraison

2.5.4 Témoignage de l'opérateur ayant effectué le branchement

Le technicien qui a effectué les branchements sur les dix avions livrés ou en cours de finalisation et déjà équipés de cette platine reconnaît ne jamais avoir eu connaissance de l'existence de ces disjoncteurs 5 A et ne les a pas identifiés comme tels. Il est le seul employé à réaliser ces branchements. Il a considéré qu'il s'agissait d'un bornier. Il pensait donc que brancher les fils « 27 » et « 28 » sur l'une ou l'autre des bornes n'avait pas de conséquence. Par ailleurs, au moment de la réalisation du branchement, le plan du circuit électrique du constructeur ne faisait pas apparaître ces disjoncteurs.

2.6 Synthèse des témoignages des pilotes instructeurs et du passager

Les deux pilotes ont indiqué qu'ils s'attendaient à la présence d'un pilote d'essai de chez Robin Aircraft afin de réaliser un vol de réception avec une familiarisation aux spécificités de l'avion. À leur arrivée à l'aérodrome de Dijon, il leur a été indiqué qu'aucun vol avec un pilote d'essai n'avait été prévu⁽⁷⁾. Ils ont décidé de réaliser des tours de piste en compagnie du partenaire commercial, également membre de leur aéroclub.

Après le deuxième décollage, les pilotes ont détecté la variation de régime moteur. Ils ont pensé à un phénomène aérologique en atmosphère turbulente occasionnant une régulation brusque de l'hélice. Le passager, qui a une plus grande expérience des avions équipés de cette motorisation, a confirmé cette possibilité. Ils précisent également qu'après le deuxième atterrissage, ils ont emprunté la voie de circulation, ont pénétré la piste sans marquer d'arrêt et ont décollé.

Le passager insiste sur le fait que la variation de régime de l'hélice qu'ils ont tous trois observée n'a pas été brutale. Il indique qu'il n'y a pas eu d'à-coup dans le fonctionnement du moteur. Selon sa propre expérience, le phénomène ne présentait pas les caractéristiques d'un basculement de l'ECU d'une voie vers l'autre. Il était plutôt similaire à une régulation du pas de l'hélice comme il peut s'en produire quand, comme c'était le cas ce jour-là, un aéronef évolue en air turbulent. L'absence d'allumage de voyant d'alarme moteur l'a conforté dans son jugement.

2.7 Pratiques relatives aux vérifications « avant décollage »

Le BEA a interrogé plusieurs pilotes et instructeurs utilisant différents types d'avions. Il en ressort que les vérifications « avant décollage », en particulier les essais-moteurs, sont réalisés avant le premier décollage mais rarement répétés au cours du même vol (cas des redécollages entrepris à l'issue d'atterrissages complets, sans arrêt du moteur entre-temps).

Par ailleurs, le passager en place arrière se rappelle avoir bénéficié d'un vol de sensibilisation conduit par le pilote d'essai qui a assuré la mise au point du DR400 à moteur Diesel, vol durant lequel il n'a pas été procédé à des essais moteur à chaque tour de piste. Il ajoute qu'il a eu l'occasion de participer en tant que passager à des vols réalisés par les pilotes du constructeur pour lui montrer les capacités du DR401 ou pour des vols d'essai ou de démonstration au profit de clients. Durant ces vols où plusieurs atterrissages étaient réalisés, il n'a pas souvenir que les essais moteur aient été réitérés avant chaque nouveau décollage.

⁽⁷⁾ Le constructeur Robin Aircraft a précisé au BEA qu'il ne prévoyait pas de vol spécifique avec un pilote d'essai instructeur lors de la vente de ses avions sans une demande expresse du client. L'ACPV avait fait une demande en ce sens, demande confirmée par un courriel envoyé la veille de l'événement.

La réalisation du test automatique du calculateur FADEC avant le troisième décollage aurait très certainement mis en évidence la défaillance de l'ECU A, motif de non-poursuite du vol. Sur ce sujet, l'enquête a montré qu'il semble y avoir un écart généralisé entre :

- ❑ d'un côté ce que le constructeur concerné a confirmé, c'est à dire que les vérifications « *avant décollage* » doivent être systématiquement faites avant tous les décollages, y compris au cours d'un même vol et,
- ❑ de l'autre, les pratiques observées ou recueillies auprès de différents pilotes et instructeurs consistant à ne faire ces vérifications qu'avant le premier décollage.

Le BEA, au cours de cette enquête, n'a pas recueilli les attentes d'autres constructeurs ou de motoristes en la matière. Il convient de noter que cette barrière était uniquement disponible dans les circonstances précises de cet accident. Elle ne l'aurait pas été si les pilotes avaient réalisé un posé-décollé à la place d'un complet ou si l'interruption de l'alimentation des deux voies s'était produite au cours du même circuit d'aérodrome.

2.8 Mesures prises par le constructeur depuis l'accident

Le constructeur de l'avion, à la suite de l'accident et après avoir identifié l'origine du problème, a pris les mesures suivantes :

- ❑ Vérification en urgence de l'installation sur la flotte déjà en service ou en attente de livraison⁽⁸⁾ ;
- ❑ Modification du schéma de câblage électrique ;
- ❑ Modification de la carte de travail permettant de réaliser les branchements sur la platine des parasurtenseurs en identifiant clairement les références des câbles électriques et les bornes de raccordement ;
- ❑ Modification de la fiche de contrôle montrant le câblage correct.

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

Lors de l'assemblage de l'avion et du moteur, et plus particulièrement du câblage électrique, les branchements des lignes d'alimentation des deux voies du calculateur moteur (ECU A et B) n'ont pas été réalisés conformément aux dernières prescriptions du constructeur du moteur : le branchement réalisé a conduit à l'ajout d'un disjoncteur de 5 A en série sur la ligne d'alimentation de chaque voie.

En fonctionnement normal, l'intensité consommée par chacune des voies du calculateur moteur est comprise entre 5 et 7 A. Le seuil et la durée avant le déclenchement du disjoncteur dépendent de l'intensité du courant et de la température ambiante.

⁽⁸⁾ Parmi les neuf autres avions concernés, aucun ne présentait cette installation erronée des câbles d'alimentation.

Le jour de l'accident, la température extérieure était élevée et ce seuil avait diminué. Il a été dépassé sur la ligne d'alimentation de l'ECU A à l'issue du deuxième décollage. En raison du branchement erroné, l'ECU A n'était plus alimenté ni par la batterie principale, ni par l'alternateur, ni par la batterie de secours et le voyant « FADEC A » du panneau d'alarme ne pouvait pas s'allumer.

L'ECU B a pris en charge la gestion du moteur et le changement de voie a généré une variation temporaire du régime moteur sans déclenchement d'alarme. Le pilote assurant la conduite du vol, le second pilote en place droite et le passager ont attribué cette variation à un phénomène aérologique et ont décidé de poursuivre le vol.

Lors du troisième décollage, au cours de la montée, l'alimentation de la deuxième voie du calculateur moteur (ECU B) s'est interrompue pour les mêmes raisons que pour la voie A et le moteur s'est arrêté.

Le pilote en place droite, plus expérimenté, a repris les commandes et a réalisé un atterrissage forcé dans un champ de cultures hautes.

Facteurs contributifs

Ont contribué au câblage électrique erroné à l'origine de l'interruption d'alimentation des deux voies du calculateur moteur :

- ☐ Le manque d'information et de documentation relative au changement de la nouvelle platine « *parasurtenseur* » à destination du personnel en charge de l'installation du moteur sur la cellule. Toutefois, des échanges à ce sujet avaient eu lieu entre le constructeur de l'avion et le constructeur du moteur au moment de la première installation.
- ☐ La mise à jour tardive de cette documentation puisqu'au moment de l'événement, l'installation des nouveaux équipements se faisait depuis près de six mois.

A contribué à la non-détection par les personnes à bord du dysfonctionnement du calculateur moteur lors du vol et, en particulier, de la défaillance de l'ECU A :

- ☐ L'absence de signalisation en cockpit du changement de voie. En raison du câblage erroné et une fois le disjoncteur 5 A déclenché, le voyant d'alarme « FADEC A » associé à la défaillance de l'ECU A ne pouvait pas s'allumer.

A contribué à l'aggravation des conséquences corporelles de l'accident :

- ☐ La précipitation du passager à l'arrière qui s'est détaché avant l'immobilisation complète de l'aéronef.