



**Accident** survenu au PIPER PA-28RT - 201T  
immatriculé **HB-PNP**  
le jeudi 23 juillet 2020  
sur l'aérodrome de Bâle - Mulhouse (68)

Heure	Vers 13 h 40 <sup>1</sup>
Exploitant	Privé
Nature du vol	Vol local
Personnes à bord	Pilote, deux passagers
Conséquences et dommages	Un passager décédé, un passager blessé, avion détruit

## Incendie en vol, atterrissage d'urgence

1	Déroulement du vol .....	2
2	Renseignements complémentaires .....	3
2.1	Renseignements sur l'avion .....	3
2.2	Examens techniques .....	5
2.3	Procédures d'urgence du manuel de vol .....	- 18 -
2.4	Renseignements sur le pilote .....	- 20 -
2.5	Renseignements sur le passager, propriétaire de l'avion .....	- 21 -
3	Conclusions .....	- 22 -
4	Recommandations de sécurité .....	- 25 -

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

## 1 DÉROULEMENT DU VOL

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

Le vol de l'accident est le premier vol sur l'avion depuis l'installation d'une nouvelle avionique et d'un pilote automatique. Ce vol doit permettre de tester le bon fonctionnement de ces nouveaux équipements et permettre au propriétaire de l'avion de se familiariser avec leur utilisation. Prennent part au vol le propriétaire de l'avion, un technicien en électronique qui a participé aux travaux et le pilote qui est instructeur et a déjà effectué un vol de contrôle sur ce type d'avion après des travaux similaires. Le programme de vol élaboré par le pilote comporte :

- un décollage de l'aérodrome de Bâle - Mulhouse en régime VFR<sup>2</sup> puis un passage en IFR au-dessus du point ALTIK (voir **Figure 1**) ;
- une approche RNP piste 15 interrompue en finale ;
- une approche ILS en piste 33.

Le pilote a informé au préalable les contrôleurs de l'aérodrome du programme de vol.

Le pilote décolle à 15 h 17 de la piste 15. Les premières minutes du vol se déroulent normalement et les différents tests du pilote automatique et du directeur de vol sont satisfaisants. Après environ 15 minutes de vol, entre le point ALTIK et la finale de la piste 15, le pilote constate une indication de charge de l'ampèremètre proche de 70 A qui correspond à une position de l'aiguille proche de la butée de l'indicateur. Cette valeur de charge est très supérieure aux valeurs attendues pour une telle phase de vol, comprises normalement entre 10 et 30 A (voir **Figure 1**, point **1**).

Le pilote coupe l'alternateur (interrupteur Master ALT) et constate que l'ampèremètre indique alors une valeur nulle. En remettant l'alternateur en fonctionnement, l'ampèremètre indique de nouveau une valeur constante d'environ 70 A. Le pilote et ses passagers supposent que la batterie doit être déchargée et que sa recharge sollicite l'alternateur. Ils décident de poursuivre le programme de vol prévu. Le pilote s'aligne en finale pour la piste 15, interrompt l'approche à environ 3 000 ft et poursuit pour une approche ILS piste 33.

En montée vers 7 000 ft, le pilote et les passagers perçoivent une odeur en cabine (point **2**) que le pilote qualifie « d'odeur électrique ». Le pilote soupçonne un début d'incendie et décide de réaliser un atterrissage d'urgence sur la piste 33. Il annonce au contrôleur « *We have to abort the exercise actually we have an electrical problem. Request from position short approach 3 3 and land* ». Le contrôleur l'autorise à l'atterrissage en piste 33. Dans les secondes qui suivent, de la fumée en provenance de la soute à bagages puis des flammes envahissent la cabine (points **3** et **4**). Le pilote débute une descente rapide et isole la batterie et l'alternateur en positionnant respectivement les interrupteurs Master BAT et Master ALT sur OFF<sup>3</sup>. Il parvient à atterrir sur la piste 33.

Alors que l'avion roule encore sur la piste à une vitesse que le pilote estime comprise entre 30 et 40 kt, les trois personnes évacuent l'avion. Le propriétaire de l'avion assis sur le siège avant droit est le premier à avoir évacué<sup>4</sup> l'avion. Il décède en heurtant la piste. Le passager assis à l'arrière est gravement brûlé.

---

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

<sup>3</sup> Le Master ALT est un interrupteur qui commande l'excitation de l'alternateur et donc son fonctionnement. Le Master BAT est un interrupteur qui commande la connexion/déconnexion de la batterie au circuit de puissance. Cet ensemble de deux interrupteurs est également appelé *Master Switch*.

<sup>4</sup> Le Piper PA-28 possède une seule porte située à l'avant de l'avion, côté droit.

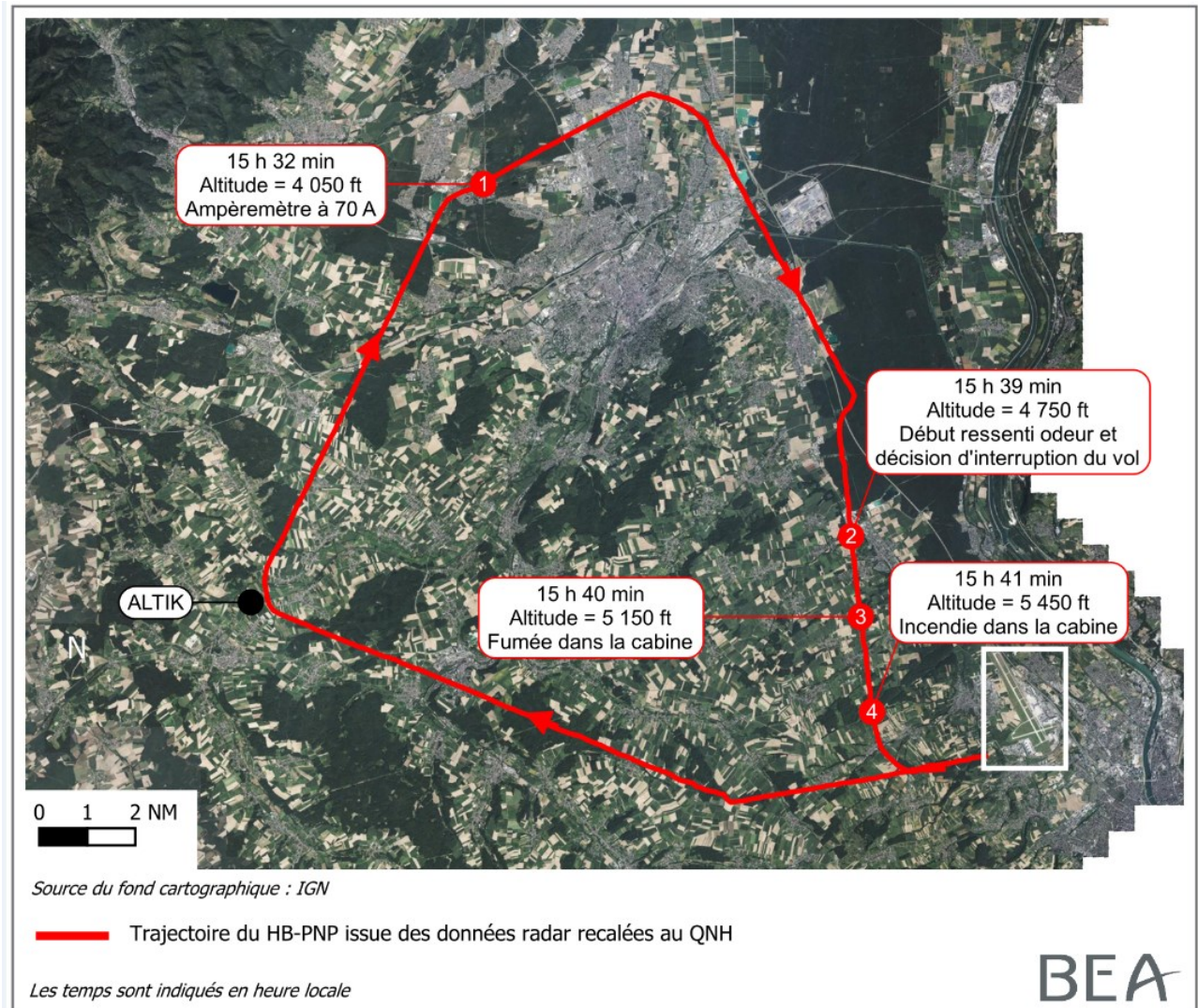


Figure 1 : trajectoire du HB-PNP issue des données radar et du témoignage du pilote. Le positionnement des pastilles rouges sur la trajectoire est approximatif car uniquement basé sur le témoignage du pilote

## 2 RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

### 2.1 Renseignements sur l'avion

L'avion immatriculé HB-PNP est un Piper PA-28RT-201T Arrow IV fabriqué en 1981. Il existe deux types de PA-28 de ce modèle : l'un avec un empennage classique dénommé PA-28R-201T et l'autre équipé d'un empennage en T dénommé PA-28RT-201T.

L'avion totalisait 5 386 heures de vol et 5 560 cycles. Son certificat d'examen de navigabilité délivré le 3 octobre 2019 était en cours de validité. L'avion était équipé d'un extincteur portatif à halon situé sous le siège avant droit du passager.

Cet avion était basé sur l'aérodrome de Bâle - Mulhouse et l'entretien était assuré par l'atelier de la société FLUGSCHULE BASEL (organisme agréé Part CAO - *Combined Airworthiness Organisation*<sup>5</sup>). La dernière visite annuelle des 100 heures avait été effectuée en octobre 2019 et n'avait pas mis en évidence de problème particulier.

<sup>5</sup> Il est adapté aux petites structures, organismes effectuant les activités d'entretien et/ou de gestion de navigabilité pour les aéronefs qui ne sont pas dans le groupe des aéronefs complexes, et qui ne sont pas utilisés pour le transport commercial de passagers ou de fret.

L'avion disposait de plusieurs équipements électriques relevant de différents STC<sup>6</sup> (voir le document technique du BEA disponible sur la [page liée à l'accident du HB-PNP](#) du site internet du BEA) :

- STC SA01147W concernant l'installation d'une batterie RG-35AXC fabriquée par la société CONCORDE BATTERY CORPORATION La batterie avait été installée en octobre 2017 ;
- STC SA3531NM concernant l'installation de câbles fabriqués par la société BOGERT AVIATION INC, entre la batterie et le démarreur. Ils avaient été installés en novembre 2019. L'avion avait volé environ huit heures entre cette modification et l'accident.

Les modifications effectuées sur l'avion avant le vol de l'accident relevaient également d'un STC (GARMIN AML STC SA01866WI). Ces modifications concernaient l'installation de deux EFIS Garmin G5 (EASA STC 10060846 Rev.2) et d'un pilote automatique Garmin GFC500 (EASA STC 100694439 Rev.1). Les travaux se sont déroulés du 19 juin au 16 juillet 2020.

La société AVIONITEC (organisme agréé Part 145) a réalisé les travaux « avioniques ». Elle précise qu'ils ont suivi la procédure fournie par Garmin pour ce STC. Elle s'est occupée du câblage électrique de l'avion et du remplacement des anciens instruments par les nouveaux fournis par Garmin. Lors du câblage, elle précise qu'ils ont retiré les anciens câbles de l'avionique et installé les nouveaux par les mêmes cheminements.

L'atelier de FLUGSCHULE BASEL a effectué tous les travaux « mécaniques » qui consistaient à :

- démonter les sièges et garnitures intérieures ;
- déposer les anciens et installer les nouveaux servomoteurs ;
- installer les adaptateurs pour les nouveaux instruments dont les tailles étaient différentes des anciens, puis remonter les garnitures et les sièges.

À la fin des travaux, un test de consommation électrique a été réalisé lors d'essais au sol le 16 juillet 2020. Ces tests au sol ont montré que la consommation électrique totale des nouveaux équipements était inférieure d'environ 5 A à celle des équipements précédents. La consommation électrique totale de tous les équipements en fonctionnement était inférieure à 60 A soit 85 % de la capacité de l'alternateur (70 A). Ces tests ont été effectués avec un groupe de parc pour l'alimentation électrique de l'avion. L'alternateur n'était donc pas sollicité.

Le STC Garmin ne demande pas d'essais en vol avant la remise en service de l'avion. L'approbation pour remise en service (APRS) a été délivrée le 16 juillet 2020 par le technicien en électronique de la société AVIONITEC qui était le passager arrière lors du vol de l'accident.

La veille de l'accident, la batterie a été démontée et rechargée totalement par le personnel de l'atelier de FLUGSCHULE BASEL qui a ensuite réalisé des essais au sol d'environ deux heures le jour de l'accident, moteur tournant avec un groupe de parc. Ces essais ont permis de vérifier le fonctionnement de tous les instruments et de les calibrer.

La société FLUGSCHULE BASEL possède deux autres Piper PA-28 équipés depuis 2017 comme le HB-PNP des STC relatifs à la batterie et aux câbles (câbles Bogert, batterie Concorde et bac de batterie d'origine). En janvier 2024, chacun d'eux totalisait environ 2 000 heures de vol depuis les installations de ces STC sans avoir rencontré de défaillance électrique.

---

<sup>6</sup> Lorsque des modifications importantes d'aéronefs ou d'équipements d'aéronefs ne sont pas conçues par le titulaire du certificat de type de l'aéronef concerné, il est nécessaire d'obtenir une autorisation des autorités. Ces modifications, appelées STC (*Supplemental Type Certificate*), sont approuvées par un document délivré, dans le cas présent, par l'Autorité des Etats-Unis en charge de l'Aviation civile (FAA) confirmant l'autorisation de modifier un aéronef ou un équipement d'aéronef. L'AESA a également approuvé ces STC.

La société possède également un autre PA-28 du même type que le HB-PNP. Il était également équipé des STC relatifs à la batterie et du STC relatif à l'avionique Garmin. Ce STC avait été appliqué deux mois avant son application sur le HB-PNP sans que l'avion rencontre de défaillance électrique.

## 2.2 Examens techniques

L'examen visuel des endommagements observés sur l'épave (voir **Figure 2**) et l'évaluation de leur sévérité ont permis de déterminer que le foyer de l'incendie était localisé dans le compartiment situé derrière la soute à bagages. Cette zone comprend le dispositif de ventilation, la pompe hydraulique pour les trains d'atterrissage, la batterie et de multiples composants du circuit électrique général d'alimentation des équipements de l'avion (voir **Figure 3**).



Figure 2 : vue générale de la zone d'endommagement (Source : BEA)



Figure 3 : foyer de l'incendie (Source : BEA)

Les endommagements constatés sur le dispositif de ventilation et la pompe hydraulique ne témoignent pas d'un endommagement préalable sur ces équipements. Les travaux se sont donc concentrés sur le circuit électrique de l'avion.

En raison des nombreux STC qui équipaient le HB-PNP, le BEA, en coordination avec le NTSB, son homologue américain, a sollicité l'assistance de Piper et des équipementiers à l'origine des STC. Ces derniers ont indiqué au BEA qu'ils n'avaient pas connaissance d'événement similaire.

Le BEA a également sollicité l'assistance :

- de l'atelier de l'ENAC de Castelnaudary (11) ;
- d'un pompier expert incendie ;
- du laboratoire de l'Institut National de l'Énergie Solaire (INES) situé à Chambéry (73). Il s'agit d'un établissement du Commissariat à l'Énergie Atomique (CEA) avec des compétences spécifiques dans les systèmes électriques.

Le BEA s'est attaché à identifier quel composant pouvait avoir subi une défaillance électrique engendrant une surconsommation électrique prolongée d'une intensité proche de la capacité maximale de l'alternateur (70 A).

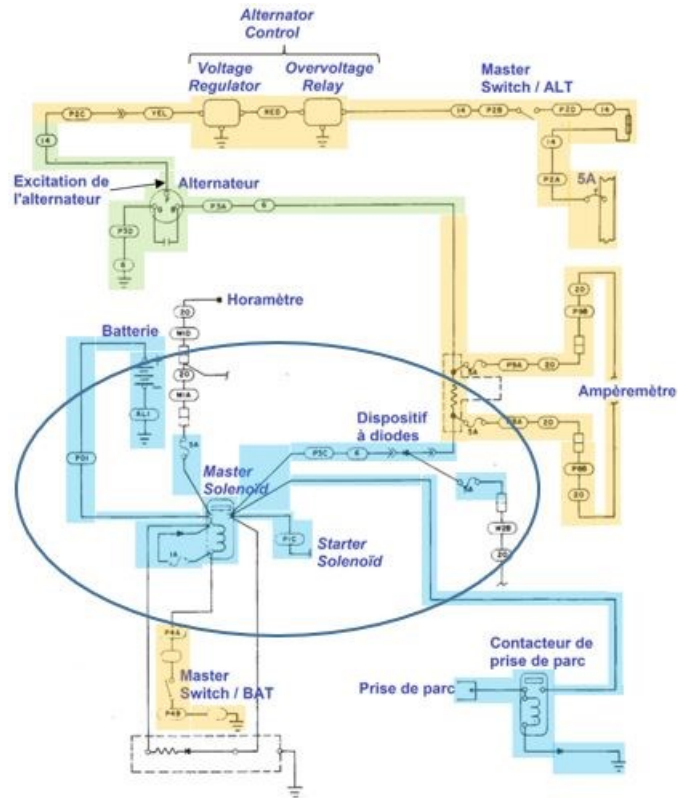
L'ensemble des examens est détaillé dans le document technique disponible sur la [page liée à l'accident du HB-PNP](#) du site Internet du BEA.

Les endommagements observés et les examens réalisés sur l'ensemble des composants du circuit électrique de l'avion (batterie, alternateur, contacteurs, équipements liés à l'installation du STC Garmin, etc.) et les informations collectées ont amené à émettre comme hypothèse la plus probable, une défaillance électrique au droit du dispositif à diodes. Dans le présent rapport, seules les informations relatives au dispositif à diodes ont été détaillées.

## 2.2.1 Dispositif à diodes.

### 2.2.1.1 Généralités

Dans le circuit électrique de puissance du PA-28, le dispositif à diodes (équipement Piper P/N 79412-011) est localisé entre la batterie et l'alternateur. Il participe au redressement de la tension en sortie de l'alternateur pour recharger la batterie. Ce dispositif permet aussi d'éviter le retour du courant de la batterie vers l'alternateur (voir **Figure 4**).



- zones du circuit localisées derrière la soute à bagages
- zones du circuit localisées dans le compartiment moteur
- zones du circuit localisées au droit de la planche de bord

Figure 4 : circuit électrique de puissance de l'aéronef (Source : Piper, annotations BEA)

Cet équipement se compose d'un ensemble comprenant quatre diodes fixées sur un radiateur métallique (dissipateur thermique). Ce radiateur est un alliage d'aluminium protégé extérieurement par une couche d'anodisation électrolytique.

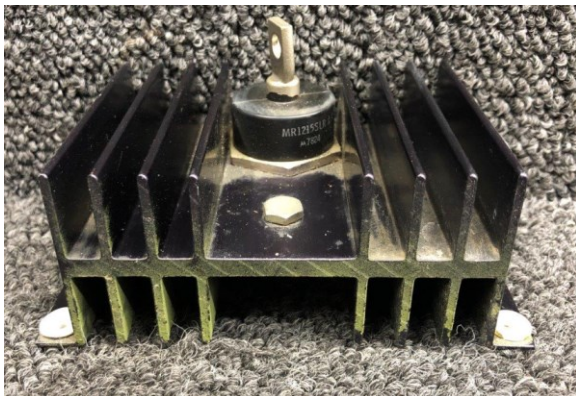


Figure 5 : dispositif à diodes non endommagé (Source : Internet, magasin de pièces détachées Piper)

Ce dispositif est localisé dans le compartiment situé derrière la soute à bagages à proximité de la batterie. Le radiateur métallique est fixé sur le plancher de l'avion par quatre vis en acier au carbone. Il est isolé électriquement du plancher par un feillard phénolique et isolé électriquement des éléments de fixation par des rondelles isolantes. Le radiateur est protégé extérieurement par un capot en matière plastique (ABS<sup>7</sup>).

<sup>7</sup> L'acrylonitrile butadiène styrène, ou ABS, est un polymère thermoplastique et amorphe industriel.

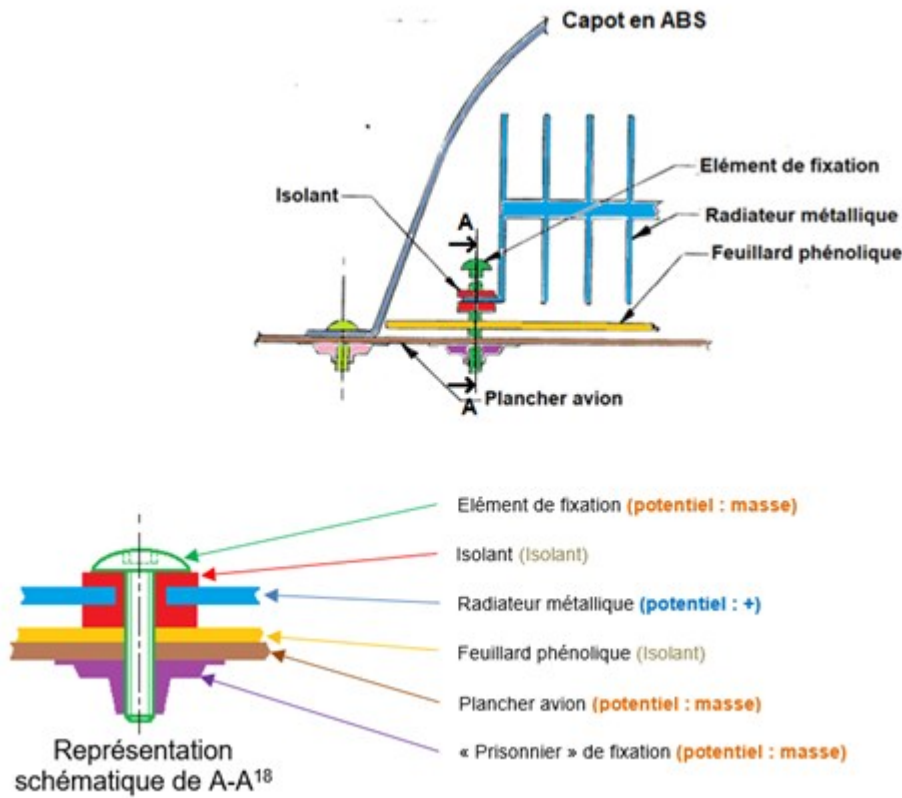


Figure 6 : schéma de l'installation du dispositif à diodes (Source : Piper, annotations BEA)

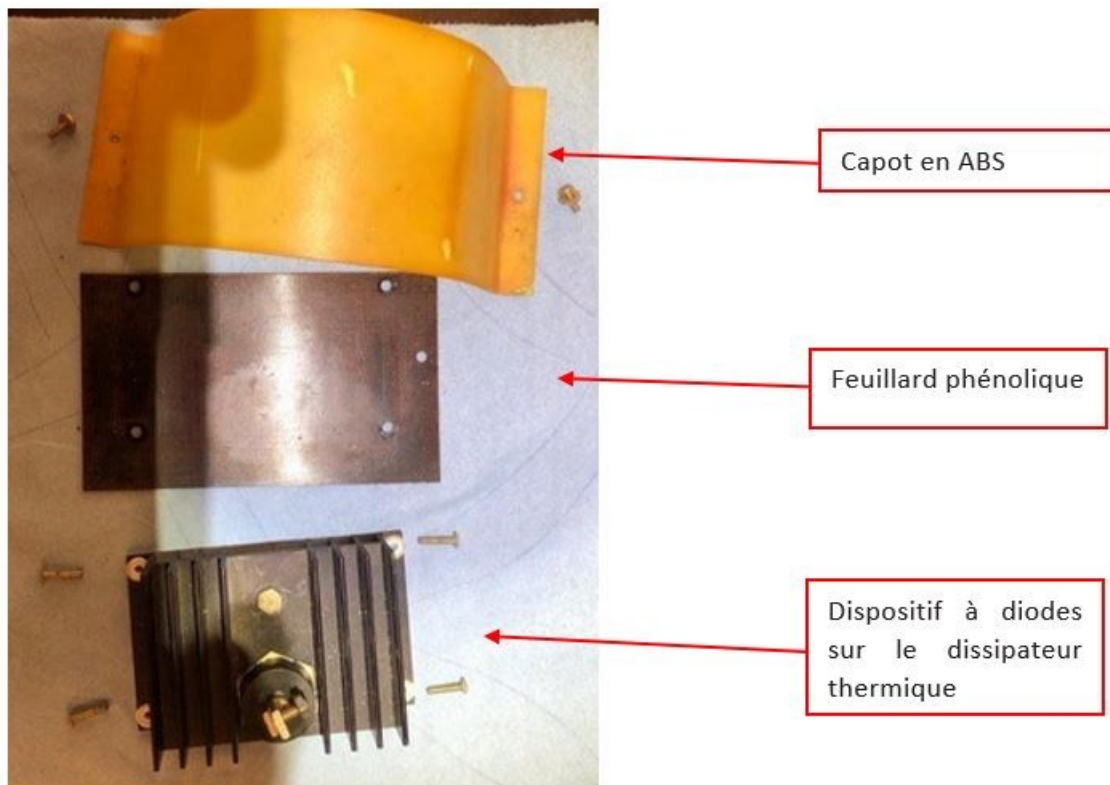


Figure 7 : photo du dispositif provenant d'un PA-28RT-201T  
(Source : aéroclub de la FLUGSCHULE BASEL)

La borne électrique du dispositif à diodes, en contact avec le dissipateur, est reliée à l'alternateur. Par conséquent, en cas de défaut d'isolement entre le dissipateur et le plancher de l'avion, l'alternateur est relié directement à la structure de l'avion. Cela pourrait créer un court-circuit et l'alternateur fournira alors sa puissance maximale.



### 2.2.1.2 Maintenance liée au dispositif à diodes

La revue des documents de maintenance du constructeur Piper n'indique aucune action liée au dispositif à diodes. Spécifiquement, il n'est pas prévu d'inspection de cet équipement pour s'assurer de son isolement vis-à-vis du plancher de l'avion.

Piper a publié le bulletin de service [SB 623](#), le 1<sup>er</sup> novembre 1978, afin d'avertir les ateliers d'entretien qu'une mauvaise installation des fixations du dissipateur au plancher pouvait provoquer un court-circuit et la délivrance de la puissance maximale de l'alternateur.

Ce bulletin de service fournit un croquis indiquant l'installation correcte du matériel et des instructions pour retirer toute rondelle isolante mal installée afin d'éviter un éventuel dysfonctionnement du système électrique.

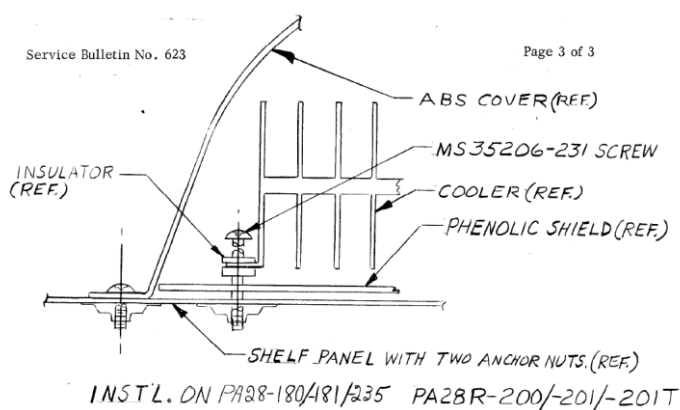


Figure 8 : extrait du bulletin de service SB 623 de Piper.

Ce SB s'applique à différents modèles de Piper PA-28 fabriqués entre 1975 et 1978 dont le PA-28R-201T (modèle avec un empennage classique). Il n'est pas référencé comme applicable aux PA-28RT-201T qui ont été fabriqués entre 1979 et 1988 soit après la publication du SB qui n'a pas été mis à jour depuis.

Les documents de maintenance du HB-PNP indiquent qu'aucune action de maintenance sur le dispositif à diodes n'avait été réalisée. Les mécaniciens de l'atelier de FLUGSCHULE BASEL et les électroniciens d'Avionitec expliquent qu'ils n'ont pas démonté ce dispositif lors de la réalisation des travaux d'installation de l'avionique.

## 2.2.1.3 Observations sur le dispositif à diodes du HB-PNP

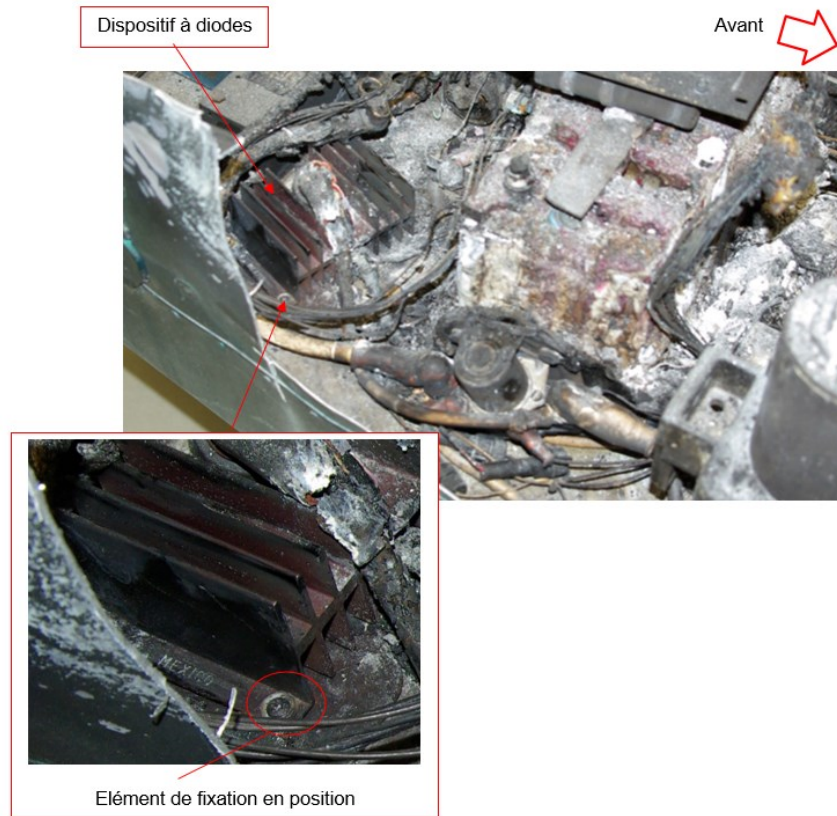


Figure 9 : dispositif à diode dans le HB-PNP (Source : BEA)

Le dispositif à diode présente les endommagements suivants :

- Le capot en ABS a été détruit. Seules les brides de ce capot sont encore partiellement présentes avec leur vis de fixation en position et serrée. Le point de fusion du matériau constituant le capot est de 349 °C.
- L'un des quatre coins du radiateur métallique est très endommagé (effet thermique qui a engendré la fusion de l'alliage d'aluminium le composant). La vis de fixation associée et la rondelle isolante ne sont plus présentes. Les trois autres vis de fixation et les isolants des trois coins de fixations sont en position (voir **Figure 10**) et peu endommagés. Le point de fusion de l'aluminium est 660 °C.
- Le radiateur présente également une coloration marron/violette. Initialement, ce radiateur a une teinte noire. Cette coloration indique que le radiateur a été exposé à une température très importante.



Figure 10 : radiateur métallique du dispositif à diodes après démontage (Source : BEA)

- Le feuillard phénolique est en position sous le radiateur métallique. Il présente un aspect noirci autour du point de fixation au droit duquel le coin du radiateur métallique a fondu. Il est également partiellement brûlé au droit du coin avant gauche, situé le plus proche de la borne + de la batterie (voir **Figure 11**).



Figure 11 : feuillard phénolique sur le plancher de l'avion (Source : BEA)

- La tôle en alliage d'aluminium composant le plancher de l'avion présente un aspect noirci autour du point de fixation du radiateur retrouvé fondu. Le « prisonnier » assurant le maintien de la vis de fixation présente également un aspect foncé. Cet aspect noirci n'est pas constaté autour des trois autres points de fixation (voir **Figure 12**).

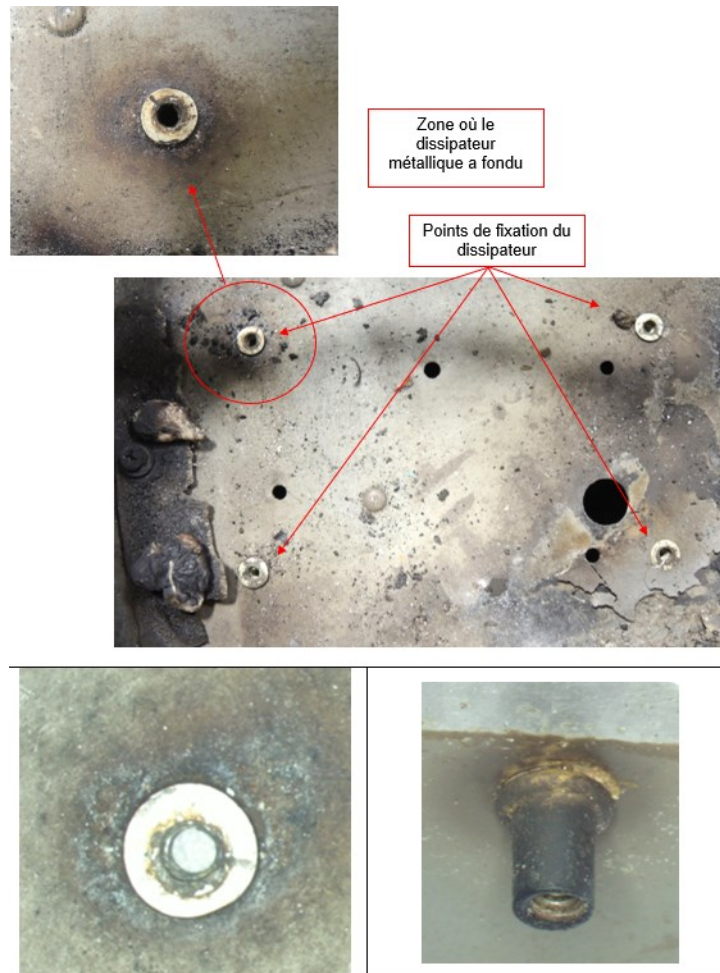


Figure 12 : plancher sur lequel est fixé le radiateur (Source : BEA)

- L'ensemble comprenant les diodes s'est désolidarisé du radiateur métallique, après la fusion de la zone d'assemblage brasée.
- Le conducteur provenant de l'alternateur est bien connecté au dispositif à diodes. L'âme du conducteur est en revanche oxydée et présente un « gonflement » au droit de la cosse fixée sur le radiateur.
- Le fusible de 5A, connecté au dispositif à diodes, est en position et entier. Le porte-fusible associé est entier, non endommagé.

Ces observations sur le dispositif à diodes indiquent que ce dernier a subi une température très importante au droit de l'une des quatre fixations du radiateur au point de faire fondre l'alliage d'aluminium le composant. La répartition de ces endommagements très localisés ne semble pas être la conséquence d'un incendie extérieur.

#### 2.2.1.4 Examen détaillé du radiateur métallique

Le coin du radiateur endommagé par effet thermique a été examiné au laboratoire du BEA. La zone endommagée (voir **Figure 13**) a été prélevée par découpe, enrobée puis polie afin de réaliser des analyses de la composition chimique dans la zone fondue par spectrométrie à dispersion d'énergie (EDS, *Energy Dispersive Spectrometry*).

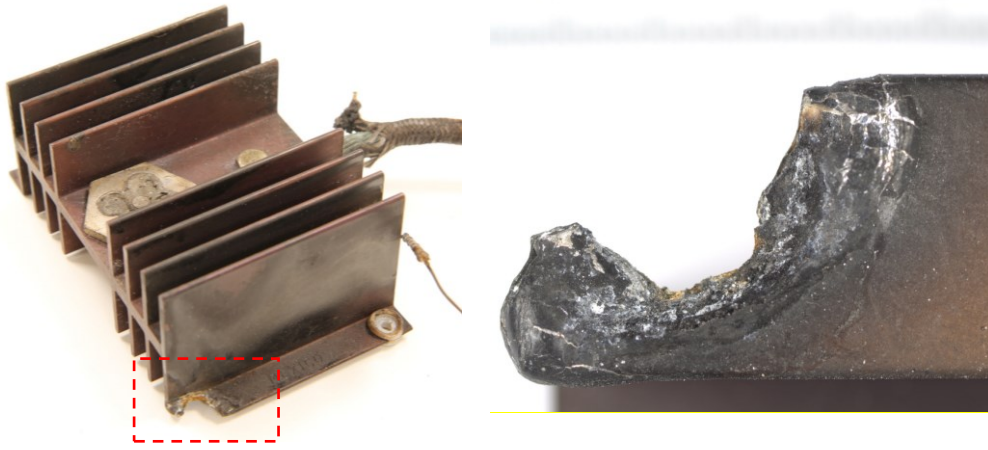


Figure 13 : dissipateur thermique du HB-PNP et vue de détail de la zone endommagée (Source : BEA)

Au préalable, une analyse par EDS a été réalisée sur une vis et une rondelle similaire, normalement en place sur la patte de fixation du radiateur métallique. Il en ressort que la vis est en acier non allié galvanisé (présence de fer (Fe) à cœur, et de zinc (Zn) en surface). La rondelle fait apparaître un pic de fluor.

Lors de coupes successives, l'analyse par EDS a permis de mettre en évidence la présence de Fer (Fe) et de Fluor (F) en quantités significatives dans la zone fondue du radiateur du HB-PNP. L'aluminium (Al) est quant à lui le matériau constitutif du radiateur métallique.

Ces analyses EDS de la zone fondue du radiateur permettent de déterminer que la vis en acier et la rondelle en fluor étaient présentes lorsque l'échauffement s'est produit et qu'il a entraîné leur fusion.

#### 2.2.1.5 Observation des rondelles isolantes d'un dispositif à diodes installé sur un avion identique

Le Piper PA-28RT-201T immatriculé HB-PPB est entretenu par le même atelier que le HB-PNP. Son circuit électrique est similaire. Le dispositif à diodes de cet avion a été déposé et les quatre rondelles isolantes examinées. Deux d'entre elles ont leur collerette supérieure fissurée (voir **Figure 14**).

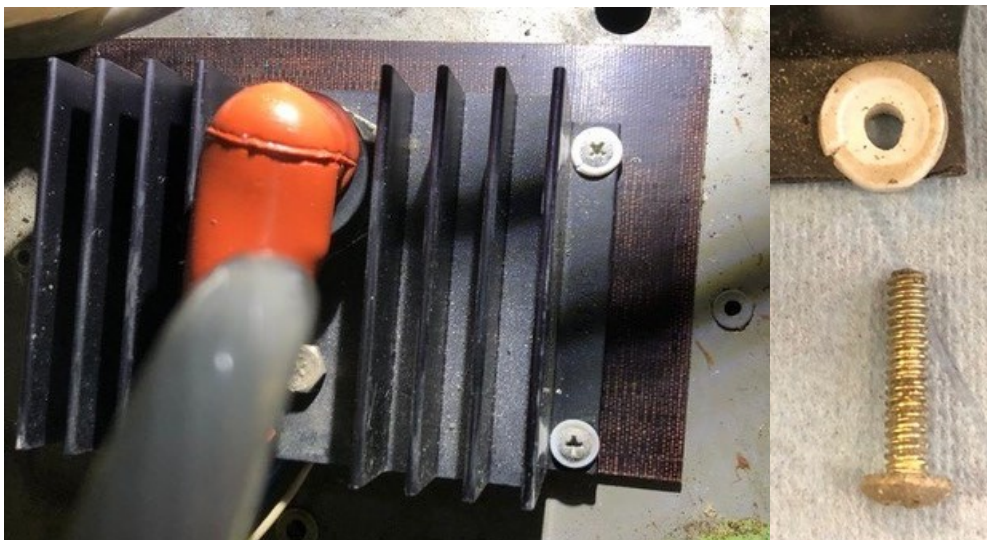


Figure 14 : dispositif à diodes monté sur le plancher de l'avion HB-PPB et collerette supérieure de l'une des rondelles isolantes fissurées (Source : BEA)

Un examen visuel détaillé et en tomographie de ces rondelles fissurées a mis en évidence la présence de déformations permanentes.

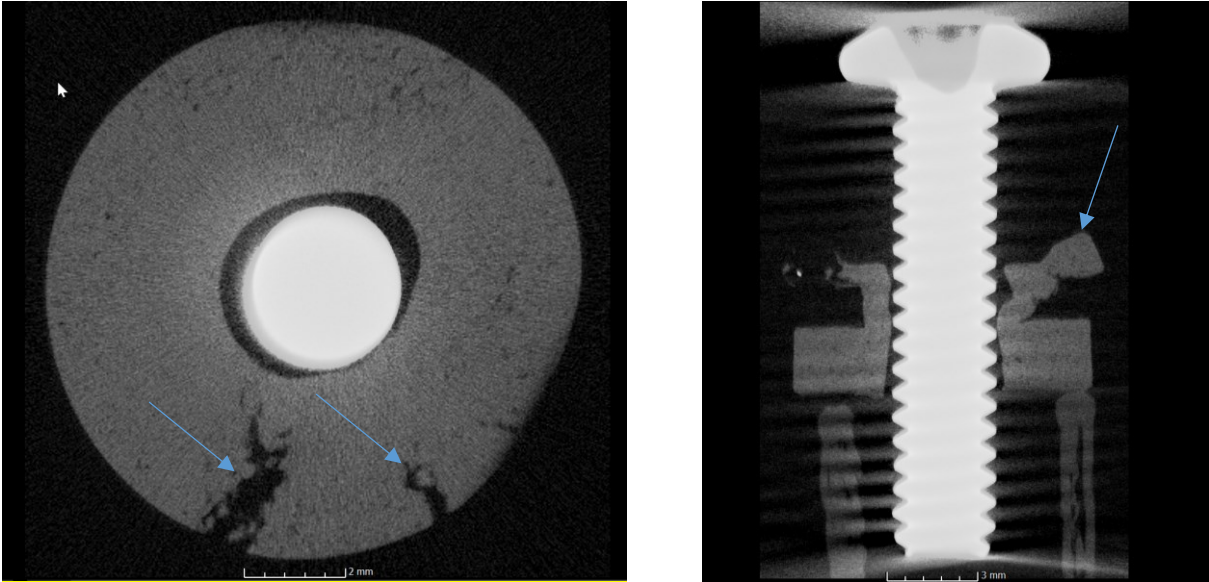


Figure 15 : exemple de vis et rondelle observées – la rondelle présente des fissures (à gauche) et des déformations plastiques (à droite) – (Source : BEA)

#### 2.2.1.6 Examens réalisés sur un dispositif à diodes similaire à celui équipant l’avion accidenté

En coordination avec le BEA, CONCORDE BATTERY CORPORATION, le fabricant de la batterie a réalisé des tests sur un dispositif à diodes semblable à celui qui équipait le HB-PNP.

- **Série d’essais n° 1 :**

Ces tests ont consisté à vérifier que le dispositif à diodes était capable de supporter la puissance maximale de l’alternateur durant plusieurs dizaines de minutes (trente minutes qui est la durée approximative du vol de l’accident, puis soixante). Après ces tests, le dispositif à diodes était toujours fonctionnel.

- **Série d’essais n° 2 :**

Ces essais ont consisté à simuler un court-circuit entre le radiateur métallique et la structure de l’avion. Ces tests trouvent leur origine dans l’existence du bulletin de service de Piper informant de la possibilité d’occurrence d’un court-circuit sur cet équipement et de l’observation d’endommagements sur l’un des points de fixation du dissipateur du HB-PNP.

La rondelle isolante entre le radiateur métallique et une vis de fixation ont été retirées et la rondelle remplacée par une métallique légèrement pliée pour traverser la couche d’oxydation protégeant la surface du radiateur (voir **Figure 16**). Le test a été répété trois fois.

Durant deux tests, le courant était de 77 A (valeur nominale de l’alternateur avec une surcharge de 10 %). Durant le dernier test, le courant était de 70 A.

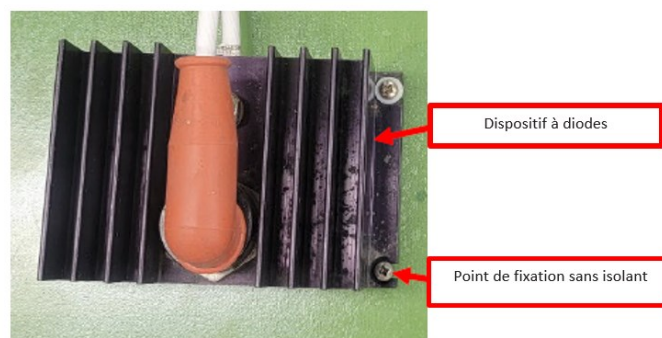
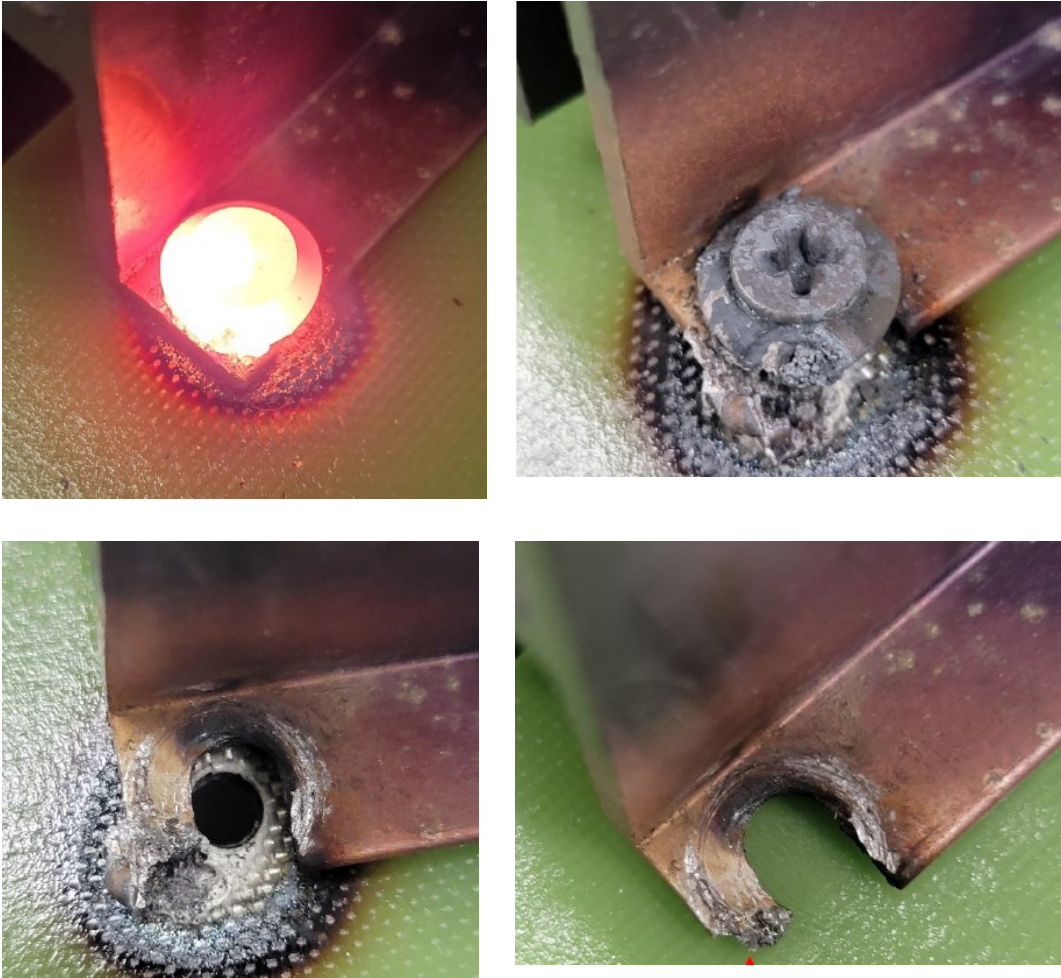


Figure 16 : installation pour les tests (Source : CONCORDE BATTERY CORPORATION)

La fusion du point de fixation sans isolant du dissipateur a été constatée lors des trois essais. Cette fusion s'est produite après des durées variables de 9 à 35 minutes. Les résultats de ces trois essais montrent des endommagements du radiateur semblables aux endommagements constatés sur le radiateur du HB-PNP (voir **Figure 17**).



*Figure 17 : essai d'un court-circuit au niveau de l'une des fixations du dispositif à diodes.  
(Source : Concorde Aircraft Batteries)*

- **Essai n°3 :**

Ce test a consisté à reproduire l'un des tests précédents avec le capot en ABS en place. Le capot a été positionné lorsque le point de fixation a pris une teinte indiquant un échauffement intense.

L'inflammation du capot en ABS est intervenue environ 20 secondes après son positionnement. Le capot s'est consumé en 13 minutes environ.



Figure 18 : positionnement du capot en ABS avec le point de fixation soumis à un échauffement intense (Source : CONCORDE BATTERY CORPORATION)



Figure 19 : capot en ABS se consumant (Source : CONCORDE BATTERY CORPORATION)



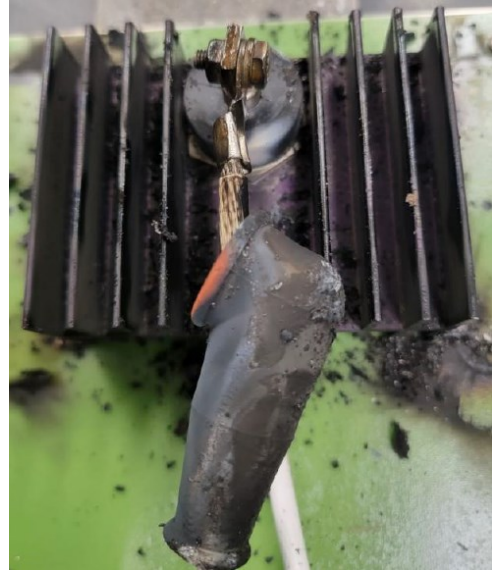
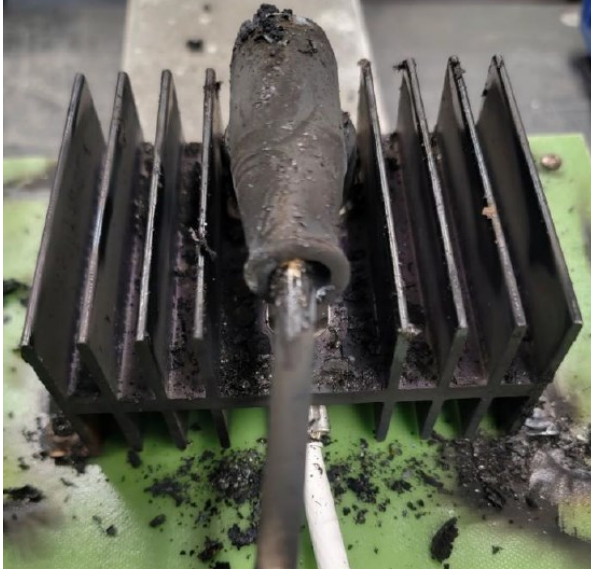


Figure 20 : état du dispositif à diodes après l'essai (Source : CONCORDE BATTERY CORPORATION)

- **Essai n°4 :**

Ce test a consisté à exposer le dispositif à diodes à une flamme hydrogène/oxygène.

Le dispositif à diodes s'est séparé du radiateur métallique après environ 8 minutes d'exposition à la flamme. Cette séparation est identique à celle constatée sur le HB-PNP.

À l'issue de cette séparation, les diodes sont en court-circuit, tout comme sur le HB-PNP.



Figure 21 : séparation du pont de diodes du radiateur métallique (Source : CONCORDE BATTERY CORPORATION)

### 2.2.1.7 Défaut d'isolement du dispositif à diodes

L'étude des rondelles d'un autre dispositif à diodes équipant un autre PA28 indique que ces dernières peuvent être endommagées et permettre le contact direct entre la tête de vis et le radiateur ou réduire la distance entre ces deux composants et permettre l'apparition d'arcs électriques.

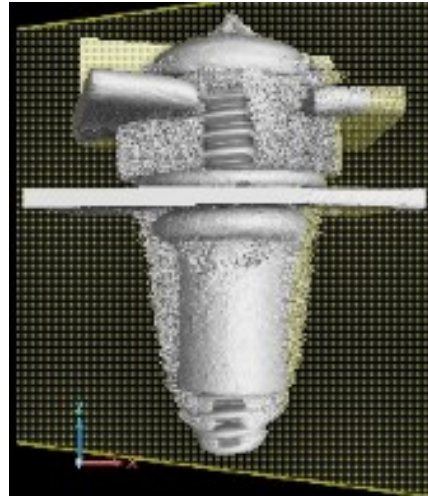
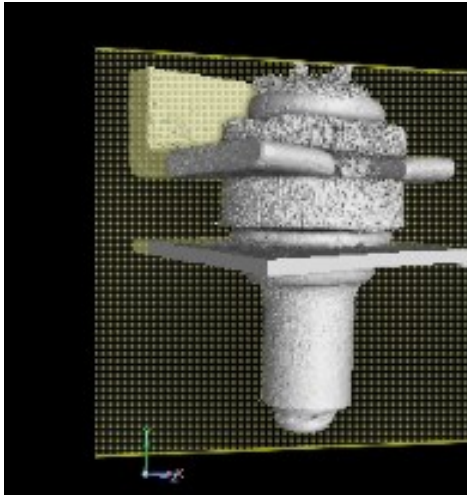
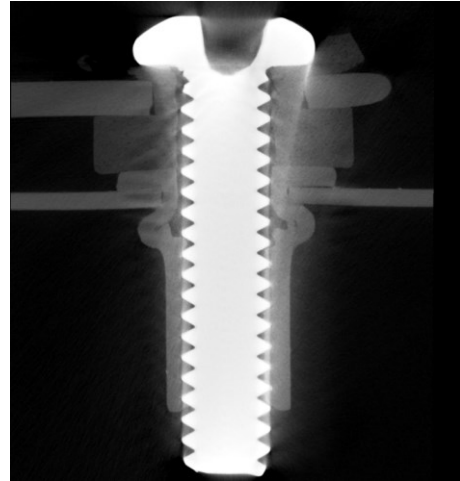
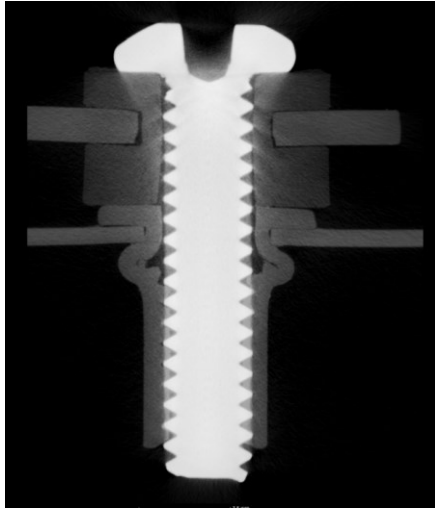


Figure 22 : tomographie du montage avec une rondelle isolante en bon état (Source : BEA)

Figure 23 : tomographie d'un montage avec l'une des rondelles fissurées équipant un avion identique (Source : BEA)

Les montages réalisés ci-dessus indiquent une distance entre la face inférieure de la tête de vis et le radiateur d'environ 1,5 mm dans le cas d'un montage avec une rondelle en bon état et d'environ 0,5 mm avec une rondelle partiellement fissurée.

## 2.3 Procédures d'urgence du manuel de vol

### 2.3.1 Procédure d'urgence en cas de surcharge électrique

Le manuel de vol définit la surcharge électrique comme une indication de l'ampèremètre de 20 A supérieure à la charge électrique normale.

La procédure, présentée ci-dessous, requiert alors de laisser le Master ALT sur « ON » et de positionner le Master BAT sur « OFF ». Cette première étape dans la procédure permet de tester si la surcharge en intensité fournie par l'alternateur résulte d'une défaillance du circuit alimenté par la batterie.

Si le pilote ne constate pas de réduction dans la charge électrique, il doit alors positionner l'interrupteur Master ALT sur « OFF » et déterminer la position de l'interrupteur Master BAT en fonction de la situation.

Le pilote doit alors atterrir dès que possible et anticiper une défaillance électrique complète.

**ELECTRICAL OVERLOAD (alternator over 20 amps above known electrical load)**

ALT switch ..... ON  
BAT switch ..... OFF

If alternator loads are reduced  
Electrical load ..... reduce to minimum

Land as soon as practical.

**NOTE**

Due to increased system voltage and radio frequency noise, operation with ALT switch ON and BAT switch OFF should be made only when required by an electrical system failure.

REPORT: VB-940  
3-6

ISSUED: NOVEMBER 30, 1978  
REVISED: JUNE 30, 1981

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION SECTION 3  
PA-28RT-201T, TURBO ARROW IV EMERGENCY PROCEDURES**

If alternator loads are not reduced  
ALT switch ..... OFF  
BAT switch ..... as required

Land as soon as possible. Anticipate complete electrical failure.

**NOTE**

If the battery is depleted, the landing gear must be lowered using the emergency extension procedure. The gear position lights will be inoperative.

*Figure 24 : procédure d'urgence en cas de feu en vol d'origine électrique  
(Source : Piper Aircraft)*



Le pilote a poursuivi l'approche jusqu'à 3 000 ft sur la piste 15 puis l'a interrompue en changeant de cap et en remontant vers 5 500 ft. Il précise que tous les équipements fonctionnaient de manière nominale. Le but de cette manœuvre était d'effectuer une approche ILS sur la piste 33.

Lors de la montée vers 5 500 ft, le pilote indique avoir senti une odeur « électrique » confirmée par les deux passagers. Le pilote a alors pensé à un début d'incendie et décidé d'atterrir en urgence. Il a réduit le régime du moteur au ralenti et entamé une descente à vitesse élevée. Il précise avoir coupé l'alternateur (Master ALT) et l'interrupteur général (Master BAT). Il ajoute que la fumée commençait à envahir la cabine depuis l'arrière. Au cours de la descente, le pilote a confié les commandes au propriétaire afin d'effectuer la procédure de panne radio<sup>8</sup>. Il a tenté de contacter les contrôleurs avec son téléphone portable, mais la connexion Bluetooth entre ce dernier et son casque était trop longue à s'établir. Il a ensuite repris les commandes. Il indique que des flammes commençaient à entrer dans la cabine alors qu'il était dans l'axe de la piste 08 en longue étape de base main gauche pour la piste 33. En finale sur la piste 33, il a sorti les pleins volets et a demandé au propriétaire d'ouvrir la porte et se tenir prêt à évacuer l'avion. Le pilote a atterri à une vitesse élevée d'environ 90 kt et a commencé à freiner dès le toucher des roues. À environ 30 ou 40 kt, ils ont évacué l'avion qui a continué à rouler sur plusieurs centaines de mètres avant de s'immobiliser dans l'herbe.

Le pilote indique qu'il n'a pas pensé à utiliser l'extincteur ni n'a demandé au passager avant droit de l'utiliser. Il ne se souvient plus où cet extincteur était installé. Son éventuelle utilisation n'avait pas été discutée avant le vol.

Le pilote précise qu'il avait probablement été sollicité par le propriétaire pour effectuer ce vol, car il était instructeur au sein de l'école de FLUGSCHULE BASEL et il connaissait bien le PA-28. Il avait déjà réalisé un vol de contrôle sur PA-28 modifié avec le même STC. Il a également été ingénieur d'essai en vol chez Pilatus avant de devenir pilote de ligne.

Il a établi le programme de ce vol de contrôle en s'appuyant sur celui réalisé pour le PA-28 précédemment modifié. Ce programme comprenait différentes procédures afin de tester les nouveaux automatismes installés. Il précise qu'il a choisi un jour où les conditions météorologiques étaient telles qu'elles garantissaient l'intégralité du vol en conditions VMC. Il s'est également coordonné avec les services du contrôle aérien pour pouvoir effectuer des approches à contre QFU (notamment la procédure RNP en piste 15) lui permettant de vérifier le bon fonctionnement de tous les systèmes de l'avion. Enfin, il précise qu'il avait fait une analyse de risque concernant la défaillance du pilote automatique.

## **2.5 Renseignements sur le passager, propriétaire de l'avion**

Le passager, propriétaire, âgé de 65 ans, était titulaire d'une licence de pilote commercial CPL(A) et d'une qualification monomoteur à pistons (SEP).

Il avait acquis le HB-PNP en août 2007. Il totalisait le jour de l'accident environ 350 heures de vol sur le HB-PNP. En 2020, le pilote avait réalisé quatre vols sur le HB-PNP en janvier, février, mars et juin, pour un total de moins de cinq heures de vol.

---

<sup>8</sup> Avec le Master Switch sur OFF, les équipements électriques de l'avion n'étaient plus alimentés dont la radio.

### 3 CONCLUSIONS

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

#### Scénario

À la fin des travaux d'installation d'une nouvelle avionique GARMIN et d'un pilote automatique, les essais au sol se sont déroulés normalement. Le STC de GARMIN ne requérait pas de vol de contrôle ; l'approbation pour remise en service (APRS) a alors été délivrée par un technicien de l'atelier d'entretien.

Le propriétaire de l'avion qui souhaitait vérifier le bon fonctionnement des systèmes installés et se familiariser avec leur utilisation a alors demandé à un pilote instructeur qui connaissait l'avionique installée d'effectuer le premier vol avec lui. Ils étaient accompagnés par un technicien en électronique qui avait participé aux travaux.

Lors du vol, l'indication anormalement élevée de l'ampèremètre à environ 70 A (correspondant à la graduation maximale de l'ampèremètre), et supérieure de plus de 30 A aux valeurs normales, n'a pas été interprétée par le pilote et les passagers comme le signe d'une défaillance électrique (surcharge). Ils ont considéré qu'il s'agissait de la conséquence d'une mise en charge de la batterie qu'ils pensaient partiellement déchargée.

La procédure relative à une surcharge électrique n'a ainsi pas été considérée et le vol a été poursuivi. Les personnes à bord ne savaient pas que la batterie avait été totalement rechargée la veille. Cette absence d'information a pu contribuer à favoriser l'interprétation erronée de la situation de surcharge électrique indiquée par l'ampèremètre.

L'ensemble des dommages observés et des informations collectées lors des différents examens et essais indiquent qu'un défaut d'isolement au droit d'un point de fixation du radiateur du dispositif à diodes a très probablement entraîné une continuité électrique entre ce radiateur et le plancher de l'avion. Du fait de ce court-circuit, l'alternateur de l'avion a délivré sa puissance maximale, expliquant l'intensité excessive constatée par le pilote et ses passagers durant l'événement.

Cette intensité excessive a très probablement conduit à un échauffement intense du dispositif à diodes au droit de la zone du court-circuit, puis à l'inflammation du capot de protection en plastique ABS. Les flammes se sont ensuite propagées à l'intérieur du compartiment puis de la soute à bagages. Les essais ont montré que le capot en ABS était un facteur aggravant dans la propagation de l'incendie.

Dès que les personnes à bord ont senti l'odeur « électrique », le pilote a appliqué la procédure d'urgence « incendie en vol » et décidé d'atterrir le plus rapidement possible. Les flammes ont envahi la cabine peu après. Le pilote et les passagers ont évacué l'avion pendant le roulement à l'atterrissage réalisé à une vitesse élevée. L'extincteur situé sous le siège avant droit n'a pas été utilisé. Il est cependant très probable que son utilisation n'aurait pas permis d'atteindre l'incendie en son foyer. Il aurait éventuellement pu ralentir sa vitesse de propagation.

Les éléments collectés lors de l'enquête ne permettent pas de dater précisément l'inflammation du capot du dispositif à diodes. Par conséquent, l'enquête ne permet pas d'affirmer que l'application de la procédure d'urgence liée à une surcharge après que le pilote s'est aperçu de l'indication de l'ampèremètre aurait permis d'éviter l'incendie. Ce dernier aurait pu débuter avant l'observation de la surcharge survenue environ quinze minutes après le décollage.

Les tests de consommation électrique réalisés à la fin des travaux et les essais au sol effectués avant le vol de l'accident s'étaient déroulés sans dysfonctionnement. Ces derniers réalisés avec le groupe de parc branché ne permettaient pas de mettre en évidence un tel court-circuit car l'alternateur n'était pas sollicité.

Selon les témoignages du personnel ayant réalisé les travaux d'installation de la nouvelle avionique, le dispositif à diodes n'a pas été démonté ni contrôlé. La revue de la documentation de maintenance de l'avion indique qu'aucune action de maintenance (contrôles ou démontage) n'a été réalisée sur ce dispositif à diodes. Piper ne prévoit pas d'actions de maintenance sur cet équipement au cours de la vie de l'avion. Les examens réalisés attestent de la présence des quatre rondelles isolantes et des quatre vis permettant la fixation du dispositif sur le plancher de l'avion lorsque l'échauffement s'est produit. Les observations réalisées sur un autre avion du même type équipé d'un dispositif à diodes similaire montrent des fissures et des déformations sur les rondelles isolantes.

L'enquête n'a pas pu déterminer l'origine exacte du défaut d'isolement entre le radiateur du dispositif à diodes et le plancher de l'avion à l'origine du court-circuit. Il pourrait s'expliquer par une combinaison :

- d'une usure des rondelles isolantes et,
- d'une conséquence indirecte des travaux réalisés lors de l'installation de la nouvelle avionique (choc involontaire sur le dispositif, introduction de résidu ferreux lors des opérations de perçage, etc.).

## **Enseignement de sécurité**

### **Préparation d'un vol après une opération de maintenance sur de nombreux équipements**

Le programme de vol prévu par le pilote était complet en ce qui concerne les manœuvres et procédures à réaliser afin de vérifier le bon fonctionnement de l'ensemble des nouveaux systèmes installés et les présenter au passager propriétaire de l'avion.

Le vol avait été entrepris avec l'idée que seule une défaillance avec un impact sur la navigation pouvait survenir. Ainsi, le programme prévu ne comportait pas de volet lié aux actions à réaliser en cas de survenue de pannes liées aux travaux électriques réalisés sachant qu'il s'agissait du premier vol après les opérations de maintenance.

Il n'était pas requis réglementairement de réaliser un vol de contrôle après maintenance (MCF) tel que défini par la réglementation de l'AIR-OPS car cela n'était pas précisé dans le STC de Garmin et que cela n'avait pas été demandé par le donneur d'ordre.

Après une opération de maintenance impliquant des travaux importants, il peut ainsi être intéressant pour le donneur d'ordre de considérer l'ajout d'un vol de contrôle.

Dans l'AIR-OPS, un vol MCF est défini comme « un vol d'un aéronef disposant d'un certificat de navigabilité ou d'une autorisation de vol qui est effectué pour rechercher une panne ou pour vérifier le fonctionnement d'un ou plusieurs systèmes, pièces ou équipements après maintenance, si le fonctionnement des systèmes, pièces ou équipements ne peut être établi lors des contrôles au sol et qui est effectué dans l'une des situations suivantes :

- a) comme requis par le manuel de maintenance de l'aéronef ou toute autre donnée de maintenance publiée par un titulaire d'agrément de conception responsable du maintien de la navigabilité de l'aéronef ;
- b) après l'entretien, comme requis par l'exploitant ou proposé par l'organisme responsable du maintien de la navigabilité de l'aéronef ;
- c) à la demande de l'organisme d'entretien, pour vérifier qu'un défaut a été corrigé ;
- d) pour aider à rechercher ou à identifier une panne. »

Lorsque les vols MCF sont réalisés à titre non commercial sur un aéronef non complexe, ils doivent se faire en conformité avec la Partie NCO de l'AIR-OPS, notamment sa sous-partie NCO.SPEC.MCF (voir § 7.11.4 du [guide DSAC « Exploitation Spécialisée – Partie SPO »](#)). Il y est notamment mentionné que pour tout vol de type MCF, « lorsqu'un vol de contrôle de maintenance vise à vérifier le bon fonctionnement d'un système ou d'un équipement, ce système ou équipement est identifié comme potentiellement non fiable et des mesures d'atténuation appropriées (en application du processus de gestion des risques du système de gestion de l'exploitant) sont adoptées avant le vol afin de réduire au minimum les risques pour la sécurité du vol. »

Dans le cas de l'accident, ces mesures d'atténuation auraient, entre autres, pu être les suivantes :

- revue des procédures d'urgence associées à une défaillance électrique ;
- briefing sur l'utilisation de l'extincteur ;
- limitation du nombre de personnes à bord au strict nécessaire.

Il n'est pas garanti que l'utilisation de l'extincteur à bord de l'avion aurait permis d'éteindre l'incendie, mais elle aurait possiblement permis d'en limiter les conséquences et la vitesse de propagation. Le témoignage du pilote indique que personne à bord n'a pensé à utiliser l'extincteur.



#### 4 RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

*Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues par l'article 18 du règlement précité.*

##### **Vérification de l'isolement du dispositif à diodes**

Un défaut d'isolement au droit d'un des points de fixation du radiateur métallique du dispositif à diodes a entraîné une continuité électrique entre ce radiateur et le plancher de l'avion. En raison de ce court-circuit, l'alternateur de l'avion a délivré sa puissance maximale de manière continue entraînant un échauffement intense puis l'inflammation du capot en plastique ABS. Les flammes se sont ensuite propagées à l'intérieur de la soute à bagages et de la cellule de l'avion.

Les examens réalisés attestent de la présence des quatre rondelles isolantes et des quatre vis permettant la fixation du dispositif sur le plancher de l'avion lorsque l'échauffement a débuté. Les observations réalisées sur un autre avion du même type, également équipé d'un dispositif à diodes similaire, montrent des traces de fissures et de déformations sur les rondelles isolantes compatibles avec l'apparition des mêmes phénomènes que sur le HB-PNP. Ces observations semblent indiquer que l'usure en service des rondelles isolantes peut contribuer à créer un défaut d'isolement. En l'absence d'action de maintenance spécifique sur le pont de diode dans la documentation de maintenance du constructeur, ce défaut d'isolement peut ne pas être détecté.

En conséquence, le BEA recommande que :

- *Considérant que la publication par Piper du bulletin de service SB N°623 en novembre 1978 indique que ce constructeur avait eu connaissance de cas de courts-circuits générés par l'absence ou le mauvais positionnement de l'une des rondelles isolantes entre le dissipateur thermique du dispositif à diodes et le plancher de l'avion ;*
- *Considérant que ce SB était applicable à tous les avions fabriqués par Piper avant novembre 1978 et équipés de ce type de dispositif à diodes. Le Piper PA-28RT-201T fabriqué à partir de 1979 n'était pas concerné par ce SB qui n'avait pas été mis à jour depuis ;*
- *Considérant que la documentation de maintenance de Piper ne requiert pas de contrôle de l'état de l'isolement entre le radiateur du dispositif à diodes et le plancher de l'avion ;*
- *Considérant que les PA-28RT-201T ont été construits entre 1979 et 1992 et que certains de ces avions sont donc équipés de rondelles isolantes de plus de 40 ans ;*
- *Considérant que l'examen de ce dispositif sur un autre PA-28RT-201T a montré la présence d'usure sur ces rondelles sous forme de fissures. Ces fissures pourraient aboutir à la mise en contact du radiateur avec le plancher, créant ainsi un court-circuit et pouvant entraîner un incendie en enflammant le capot en ABS ;*

Piper mette en place une procédure de maintenance afin de s'assurer que les rondelles isolantes du dispositif à diodes sur les avions équipés d'un tel dispositif assurent leur rôle d'isolant tout au long de leur cycle de vie [FRAN-2024-0015].

Piper évalue la nécessité de remplacer le capot en ABS par un autre dispositif dans un matériau permettant de limiter les risques de propagation d'un feu [FRAN-2024-0016].

l'AESA, en coordination avec la FAA, s'assure que le risque d'incendie à la suite d'un court-circuit au niveau des points de fixation du dispositif à diodes est maîtrisé par les constructeurs d'aéronefs utilisant un dispositif à diodes semblable à celui du HB-PNP [FRAN-2024-0017].

*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.*