

RAPPORT TECHNIQUE

**Accident du Piper PA28
immatriculé HB-PNP
survenu le 23/07/2020
à Bâle-Mulhouse**

Examen de l'épave



Avertissement

Ce document et les photographies ou renseignements techniques qu'il contient sont soumis aux règles de diffusion et de confidentialité du règlement européen 996 du 20 octobre 2010.

Les conclusions du présent document sont établies d'après les travaux effectués par le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) pour la sécurité de l'aviation civile. Elles ne peuvent en aucune façon préjuger des conclusions finales de l'enquête de sécurité.

Table des matières

1 -	RENSEIGNEMENT SUR L'AVION	5
2 -	TRAVAUX EFFECTUES.....	5
2.1.	INTRODUCTION ET PRESENTATION DU PROCESSUS D'INVESTIGATION	5
2.2.	EXAMENS PRELIMINAIRES : observation visuelle et préservation de l'épave	7
2.3.	PHASE A : localisation du foyer de l'incendie.....	11
2.4.	PHASE B : circuit électrique général d'alimentation de l'avion.....	32
2.5.	PHASE C : circuit de démarrage du moteur.....	115
2.6.	PHASE D : circuit du pilote automatique	129
3 -	CONSULTATION DES CONSTRUCTEURS ET DES EXPERTS	141
3.1.	Piper – Constructeur de l'avion	141
3.2.	Concorde Aircraft Batteries – Constructeur de la batterie	141
3.3.	CEA de Grenoble	142
4 -	CONCLUSION	143
4.1.	Rappel du témoignage du pilote du vol de l'événement.....	143
4.2.	Résultats des examens	143
4.3.	Conclusion sur l'ensemble des travaux réalisés.....	144

Glossaire

	<i>National Transportation Safety Board</i>
NTSB	Le National Transportation Safety Board est une agence fédérale indépendante chargée par le Congrès d'enquêter sur chaque accident d'aviation civile aux États-Unis et sur les événements importants dans les autres modes de transport : chemin de fer, transport en commun, autoroute, mer, pipeline et espace commercial.
CEA	Commissariat de l'Énergie Atomique
	<i>Supplemental Type Certificate</i>
STC	Un <i>Supplemental Type Certificate</i> est un document délivré par l'Administration aéronautique américaine confirmant l'autorisation de modifier un aéronef ou un équipement d'aéronef.
EPI	Enquêteur de Première Information
	Acrylonitrile Butadiène Styrène
ABS	L'ABS est un polymère thermoplastique et amorphe industriel combinant trois différents monomères : Acrylonitrile, Butadiène et Styrène.
INRS	Institut National de Recherche et de Sécurité
Cold Cranking Amps	Capacité d'une batterie à démarrer un moteur par temps froid
Rated Capacity C1	Un taux de 1C signifie que le courant de décharge déchargera toute la batterie en 1 heure. Pour une batterie d'une capacité de 100 ampères-heures, cela équivaut à un courant de décharge de 100 ampères.
Parts Catalog	Un <i>Parts Catalog</i> est un livre publié par un fabricant qui contient les illustrations, les numéros de pièces et d'autres données pertinentes pour leurs produits ou parties de ceux-ci.
	Ethylène Tétrafluoroéthylène
ETFE	L'ETFE est un fluoropolymère thermoplastique.
	<i>Absorbed Glass Mat</i>
Batterie AGM	Cette technologie de batterie ne contient pas d'électrolyte liquide libre. L'électrolyte est contenue dans des buvards en fibre de verre, situés entre les électrodes.
	<i>Energy Dispersive Spectrometry</i>
EDS	Cette méthode consiste à analyser, à l'aide d'un spectromètre, le rayonnement X produit par un échantillon soumis au bombardement d'un faisceau d'électrons. Le spectre en énergie de ce rayonnement est caractéristique des écarts entre niveau d'énergie électronique des atomes émetteurs, et il permet donc d'identifier les atomes présents dans l'échantillon.
SOH	<i>State of Health</i> Etat de « santé » d'une batterie
SOC	<i>State of Charge</i> Rapport entre la charge de la batterie et sa capacité nominale
DOD	<i>Depth of Discharge</i> Rapport entre la capacité déjà déchargée et la capacité nominale de l'accumulateur

1 - RENSEIGNEMENT SUR L'AVION

Avion PIPER – PA-28RT-201T immatriculé HB-PNP



Source : <https://www.jetphotos.com/registration/HB-PNP>

Constructeur	Piper PA-28
Numéro de type	PA-28RT-201T
Numéro de série	28R-8131037

2 - TRAVAUX EFFECTUES

2.1. INTRODUCTION ET PRESENTATION DU PROCESSUS D'INVESTIGATION

Le BEA représente la France, en tant qu'État d'occurrence de l'accident. Des enquêteurs du NTSB, représentant les États Unis d'Amérique, État du constructeur de l'aéronef, le constructeur de l'avion PIPER, le constructeur de la batterie de l'avion CONCORDE AIRCRAFT BATTERIES, le laboratoire du CEA de Grenoble, un pompier d'aéroport et expert en recherche incendie ont pris part à cette enquête de sécurité.

La coordination entre le BEA et les industriels américains (Piper et Concorde) a été facilitée par le NTSB.

Les examens mis en œuvre par le BEA avaient pour objectif de déterminer l'origine de l'incendie survenu en vol. Le calendrier des examens menés par le BEA est présenté en annexe 1.

2.1.1. Examens préliminaires sur site

Les examens ont débuté sur le site de l'accident, l'aéroport de Bale Mulhouse. Ils ont consisté en une observation visuelle générale de l'épave (voir §Erreur ! Source du renvoi introuvable. pour le détail). L'épave a ensuite été préparée pour un transport du fuselage de l'avion dans les locaux du BEA.

Les examens réalisés dans les locaux du BEA se sont décomposés en quatre phases décrites ci-dessous et identifiées A à D. Les phases B, C et D ont été réalisées en parallèle, la phase B ayant été la plus longue et la plus complexe.

2.1.2. Phase A : localisation du foyer de l'incendie

Sur la base de l'examen visuel des dommages observés sur l'épave et la qualification de leur sévérité (voir §2.3 pour le détail des travaux), la position du foyer a été définie en arrière de la soute à bagage, dans la zone comprenant divers systèmes associés au circuit électrique général d'alimentation des divers équipements de l'avion, dont la batterie et divers contacteurs.

Pour caractériser les endommagements observés, le BEA s'est appuyé sur l'expertise d'un pompier spécialisé dans ce type de démarche d'investigation.

2.1.3. Phase B : examen du circuit électrique général d'alimentation des équipements de l'avion

Après la localisation du foyer de l'incendie, les équipements et les circuits associés présents dans la zone du foyer ont été étudiés. Cette phase du processus a consisté à faire un bilan du circuit électrique général d'alimentation des divers équipements de l'avion, ce qui incluait les sources d'énergie et les divers composants alimentés électriquement (voir §Erreur ! Source du renvoi introuvable. pour le détail).

Les objectifs étaient de :

- comparer le circuit de l'avion à celui spécifié par le constructeur Piper ;
- faire un bilan de l'état des diverses sources d'énergies électriques utilisées durant le vol de l'accident : la batterie et l'alternateur ;
- identifier les zones et les systèmes endommagés ;
- caractériser ces endommagements, en définissant ceux consécutifs à l'accident et ceux préalables.

A l'issue de ces travaux, il a été constaté l'application de plusieurs STC hors des spécifications définies initialement par le constructeur Piper.

Ces travaux ont montré que l'alternateur et son régulateur étaient fonctionnels, non endommagés et que le courant anormalement élevé visualisé par le pilote durant le vol correspondait aux performances maximales de l'alternateur.

Les endommagements les plus singuliers ont été constatés sur la batterie et un dispositif à diode associé qui ont fait l'objet de travaux plus approfondis (voir §2.4.4 et §2.4.5).

2.1.4. Phase C : circuit de démarrage du moteur

Lors des travaux de l'examen du circuit électrique général d'alimentation (phase B), le BEA a échangé avec le constructeur Piper et les constructeurs en charge des STC. Des réflexions ont en particulier été menées sur les causes possibles du courant anormalement élevé dans le circuit électrique général d'alimentation, constaté par le pilote au cours du vol, avant l'identification des premiers indices d'incendie. Parmi les hypothèses étudiées, la défaillance du circuit de démarrage du moteur de l'avion est apparue comme une origine possible. Cette défaillance avait déjà été étudiée par le constructeur en charge du STC associé à la batterie de l'avion.

Les objectifs des travaux sur le circuit de démarrage du moteur (voir §2.5) étaient de :

- comparer le circuit de démarrage de l'avion à celui spécifié par le constructeur Piper ;
- faire un bilan de l'état des divers composants ;
- identifier les zones et les systèmes endommagés ;
- caractériser ces endommagements, en définissant ceux consécutifs à l'accident et ceux préalables.

Ces travaux ont montré que le circuit de démarrage était fonctionnel, sans endommagement préalable à l'accident.

2.1.5. Phase D : circuit du pilote automatique

Le vol de l'accident était le premier vol de l'avion depuis la réalisation des travaux d'installation d'une avionique moderne et d'un nouveau pilote automatique. Ces circuits ont été spécifiquement examinés de façon détaillée (voir §2.6), en complément des travaux relatifs à la phase B.

Ces travaux n'ont pas montré d'endommagement préalable à l'accident.

2.2. EXAMENS PRELIMINAIRES : observation visuelle et préservation de l'épave

2.2.1. Observation visuelle sur le site de l'accident

Lors des premières constatations sur l'aéroport de Bâle Mulhouse (**Figure 1**), un enquêteur de première information (EPI) du BEA était présent.

À l'issue de ces premières constatations, l'avion a été déplacé à l'entrée d'un hangar des pompiers de l'aéroport (**Figure 2**).



Figure 1 : Avion sur le bord de la piste de l'aéroport de Bale Mulhouse, le jour de l'accident
Source : BEA - Photo réalisée le jour de l'accident



Figure 2 : Avion remis à l'entrée d'un hangar des pompiers de l'aéroport
Source : BEA - Photo réalisée le jour de l'accident

Le jour de l'accident, sur le bord de la piste, les constatations réalisées sont les suivantes :

- L'aéronef est sur ses trains d'atterrissage. Aucune pièce majeure n'a été perdue en vol. Malgré les endommagements, la cellule de l'avion demeure quasi entière.
- Sur la surface externe, les endommagements sont concentrés sur le flanc droit de l'avion, sur la partie arrière de la soute à bagage et autour de la fenêtre passager arrière droite (**Figure 1**).
- À l'intérieur, la cabine est recouverte de suie, du tableau de bord jusque derrière la soute à bagages. Les sièges ont partiellement brûlé (**Figure 3** et **Figure 4**).



Figure 3 : Intérieur de la cabine, vue de 3/4 arrière droit
Source : BEA - Photo réalisée le jour de l'accident



Figure 4 : Tableau de bord
Source : BEA - Photo réalisée le jour de l'accident

- Les vitres côté gauche et les vitres arrière côté droit sont brisées ou fondues.
- Sur le tableau de bord, on note la position des commandes suivantes (**Figure 5**) :

Note : Les positions ci-dessous sont celles identifiées après les opérations menées par les services de secours. L'hypothèse que ces commandes aient été modifiées entre l'accident et la réalisation du cliché ci-dessous est peu probable, mais elle ne peut pas être exclue.

Repères	Commandes	Position de la commande
1	Master BAT (batterie)	ON
2	Master ALT (alternateur)	OFF
3	AUX FUEL PUMP	LOW
4	LANDING LIGHT	OFF
5	LIGHT (*)	OFF
6	PITOT HEAT	OFF

* indication non visible rendant l'identification impossible



Figure 5 : Commandes au tableau de bord
Source : BEA

Sur la planche de bord, aucun disjoncteur n'est constaté « ouvert » (**Figure 6**).

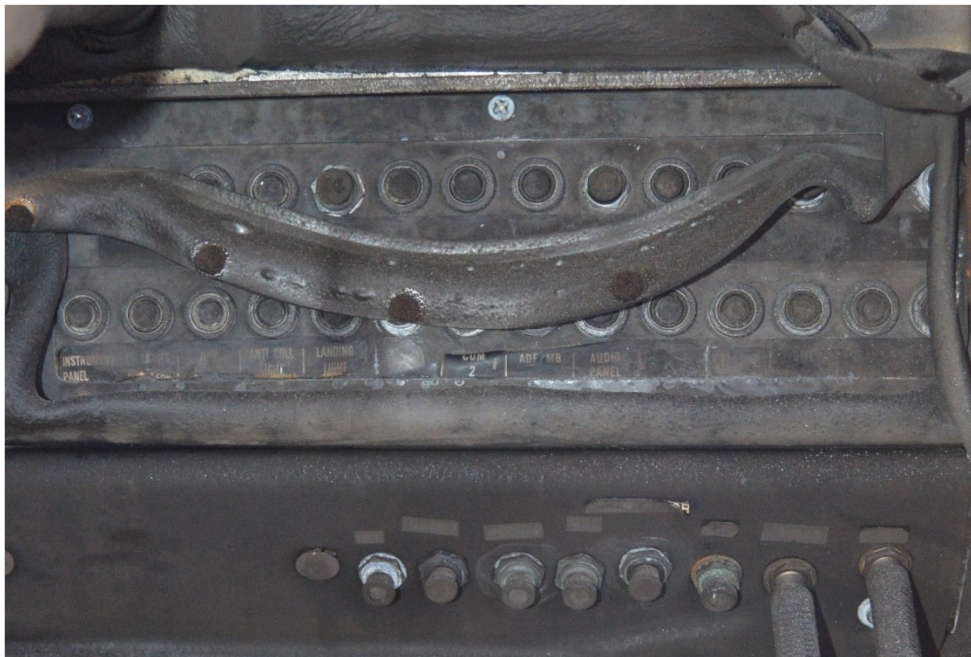


Figure 6 : Tableau comprenant les disjoncteurs sur la planche de bord
Source : BEA

L'interrupteur de commande du ventilateur cabine est sur la position OFF.

2.2.2. Préservation de l'épave et transport vers le hangar du BEA

Afin de faciliter le transport de l'épave vers les locaux du BEA, les deux demi-ailes ont été coupées au droit de leur emplanture. La découpe des deux demi-ailes a été décidée après avoir validé au préalable que ces parties de l'aéronef n'étaient pas en cause dans le phénomène d'incendie.

Afin de préserver le fuselage de l'avion durant son transport, l'ensemble a été filmé à l'aide d'un film en matière plastique de forte épaisseur, en multicouches (**Figure 7**). L'objectif de ce conditionnement était de conserver le fuselage en l'état sans l'altérer.

Le fuselage ainsi conditionné a été transporté par les personnels du BEA jusque dans le hangar d'investigation du BEA.



Figure 7 : Conditionnement du fuselage pour son transport vers les locaux du BEA
Source : BEA

2.3. PHASE A : localisation du foyer de l'incendie

L'objectif de la phase A est de définir la position du foyer de l'incendie et de décrire les systèmes présents dans la zone considérée.

2.3.1. Description détaillée de la surface externe de l'épave

Deux zones d'endommagement caractéristiques sont identifiées. Elles sont les suivantes :

- **Zone d'endommagement 1 (Figure 8) :**

Cette zone est située sur le flanc droit, juste derrière la soute à bagages.

Cette zone se caractérise par la destruction de la tôle composant le fuselage de l'avion (tôle en alliage d'aluminium). Elle présente une forme de V, qui est typique d'un endommagement survenu suite au dégagement d'une chaleur intense. La pointe du V correspondrait à la zone où cette chaleur a été maximale. À l'extrémité supérieure de ce V, on note que la tôle composant le fuselage a été mise à nu, son revêtement externe (couches de peinture) ayant été détruit.

- **Zone d'endommagement 2 (Figure 8) :**

Cette zone est localisée au droit de la soute à bagages, à proximité immédiate du dossier de la banquette arrière. Dans cette zone, on ne trouve pas d'équipement particulier.

Cette zone se caractérise par la destruction de la tôle composant le fuselage de l'avion.

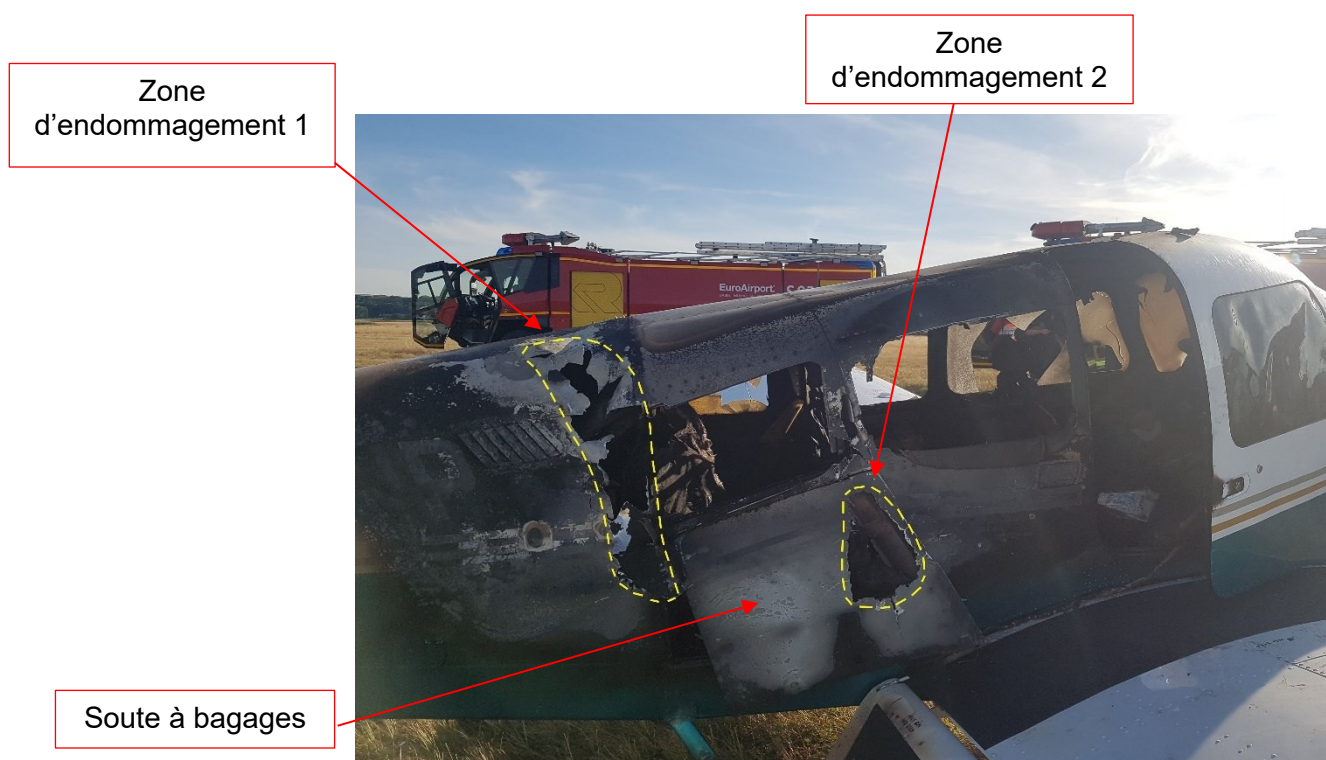


Figure 8 : Flanc droit de l'avion
Photo réalisée le jour de l'accident

Par ailleurs, on note un endommagement de la peinture externe du fuselage sur son flanc arrière droit et une partie de sa face supérieure arrière. On note une sévérité de l'endommagement variant en fonction de la zone de la cellule. Cette variation des endommagements est à l'image de la propagation des fumées en cabine (fumée à haute température). La peinture est plus dégradée à l'arrière, derrière la soute et sur le côté droit.

L'étendue de cette zone endommagée est illustrée sur les schémas à suivre (**Figure 9**).

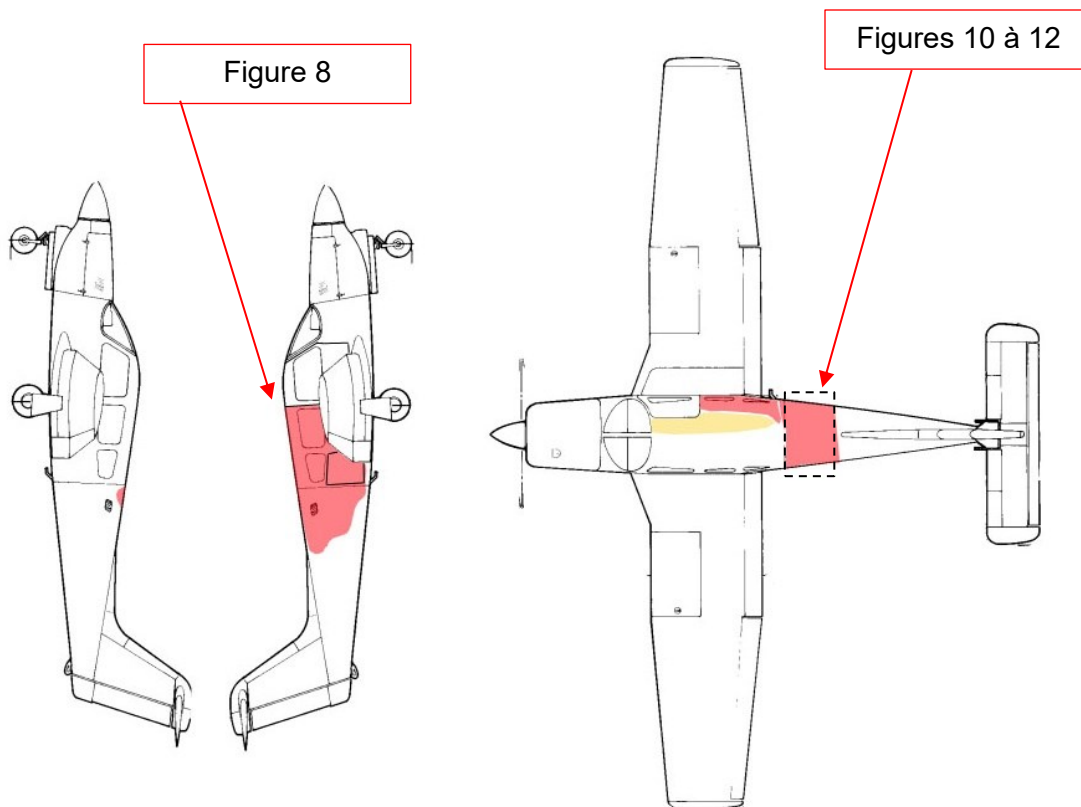


Figure 9 : Identification des zones où le revêtement externe est détruit ou endommagé
Source du schéma initial : Maintenance Manual Piper

Légende :

	Zone où la peinture externe de la tôle est endommagée ou détruite
	Zone où la peinture externe de la tôle est juste recouverte de suie



Figure 10 : Zone où la peinture externe de la tôle est endommagée ou détruite sur la partie supérieure de l'avion

Source : BEA



Figure 11 : Zone où la peinture externe de la tôle est endommagée ou détruite sur la partie supérieure de l'avion

Source : BEA



Figure 12 : Détail de l'état de la peinture externe
Source : BEA

Sur le flanc gauche, les surfaces vitrées sont brisées (**Figure 13**). On note que le profil de ces ruptures est courbe. D'après l'expert consulté, ce type de profil tend à montrer que ces endommagements sont les conséquences d'une élévation de température et non d'une action mécanique.



Figure 13 : Surfaces vitrées sur le flanc gauche
Source : BEA

Sur le flanc droit, les deux surfaces vitrées arrière ont fondu (**Figure 14**). La surface vitrée associée à la porte droite est entière mais déformée.



Figure 14 : Surfaces vitrées sur le flanc droit
Source : BEA

Le pare-brise de l'avion est entier, non déformé (**Figure 15**).



Figure 15 : Pare-brise
Source : BEA

2.3.2. Description détaillée de la surface interne de l'épave

En cabine, les divers composants sont en position, ils présentent des endommagements variés.

Les quatre sièges présentent des endommagements importants (**Figure 16**), avec en particulier la destruction par combustion d'une grande partie des éléments non métalliques. Seuls l'assise et le dossier du siège avant droit sont peu endommagés. Cet état s'explique par le pliage du siège par le passager arrière lors de son extraction de l'aéronef. Cette observation montre que les dommages dans la cabine se sont poursuivis après l'extraction des personnes à bord. L'état de l'avion, tel que décrit précédemment, n'est donc pas celui lors du toucher des roues, à l'atterrissage.



Figure 16 : Sièges extraits de l'habitacle dans les locaux du BEA
Source : BEA

L'habitacle se caractérise par un endommagement important des revêtements sur les côtés, au plafond et sur le tableau de bord. Ces endommagements sont consécutifs au contact avec les fumées (**Figure 17** à **Figure 19**), ils sont à l'image du mouvement des fumées à bord dû à la circulation d'air. Ces endommagements se traduisent en particulier par une fusion ou une déformation des revêtements de type plastique.

Au sol, la moquette au pied des sièges avant a conservé sa teinte normale (**Figure 17**). Cette moquette a été endommagée thermiquement au pied du siège arrière droit, à côté de la porte (**Figure 17**).

Au plafond, la doublure a pris une teinte noire sur sa surface externe, elle n'a pas été détruite (**Figure 19**).

Dans la queue de l'aéronef, la surface interne s'est couverte de suie (teinte très noire).



Figure 17 : Habitacle après la découpe du fuselage et le dégagement des sièges
Source : BEA



Figure 18 : Habitacle après la découpe du fuselage et le dégagement des sièges
Source : BEA



Figure 19 : Habitable après la découpe du fuselage et le dégagement des sièges
Source : BEA

Sur le tableau de bord, les revêtements en matière plastique ont partiellement fondu et sont déformés. La face avant des instruments est couverte de suie (**Figure 20**).



Figure 20 : Tableau de bord
Source : BEA

2.3.3. Détail de la zone située derrière la soute à bagages

2.3.3.1 - Composition de la zone concernée

La description de la zone située derrière la soute à bagages est réalisée à partir d'observations sur un avion identique, immatriculé HB-PPB. Cet avion est entretenu par le même atelier que l'aéronef HB-PNP accidenté.

L'accès à la soute à bagages se fait par une petite porte sur le flanc droit de l'aéronef (**Figure 21**).



Figure 21 : Porte d'accès à la soute à bagages

Source : BEA

Dans cette soute à bagages, deux fenêtres sont situées sur chaque côté. Cette soute n'est pas délimitée en hauteur par une « plage arrière ». L'accès à la soute est donc possible par les sièges arrière.

L'arrière de la soute est délimité par une cloison en matériau composite (**Figure 22**).

Sur cette cloison, côté gauche (en place pilote, vue vers l'avant), une grille associée au système de ventilation est présente.

Côté droit, une trappe est présente pour l'accès aux équipements situés derrière la soute à bagages : il s'agit de la zone qui présente le plus d'endommagement sur l'aéronef HB-PNP.

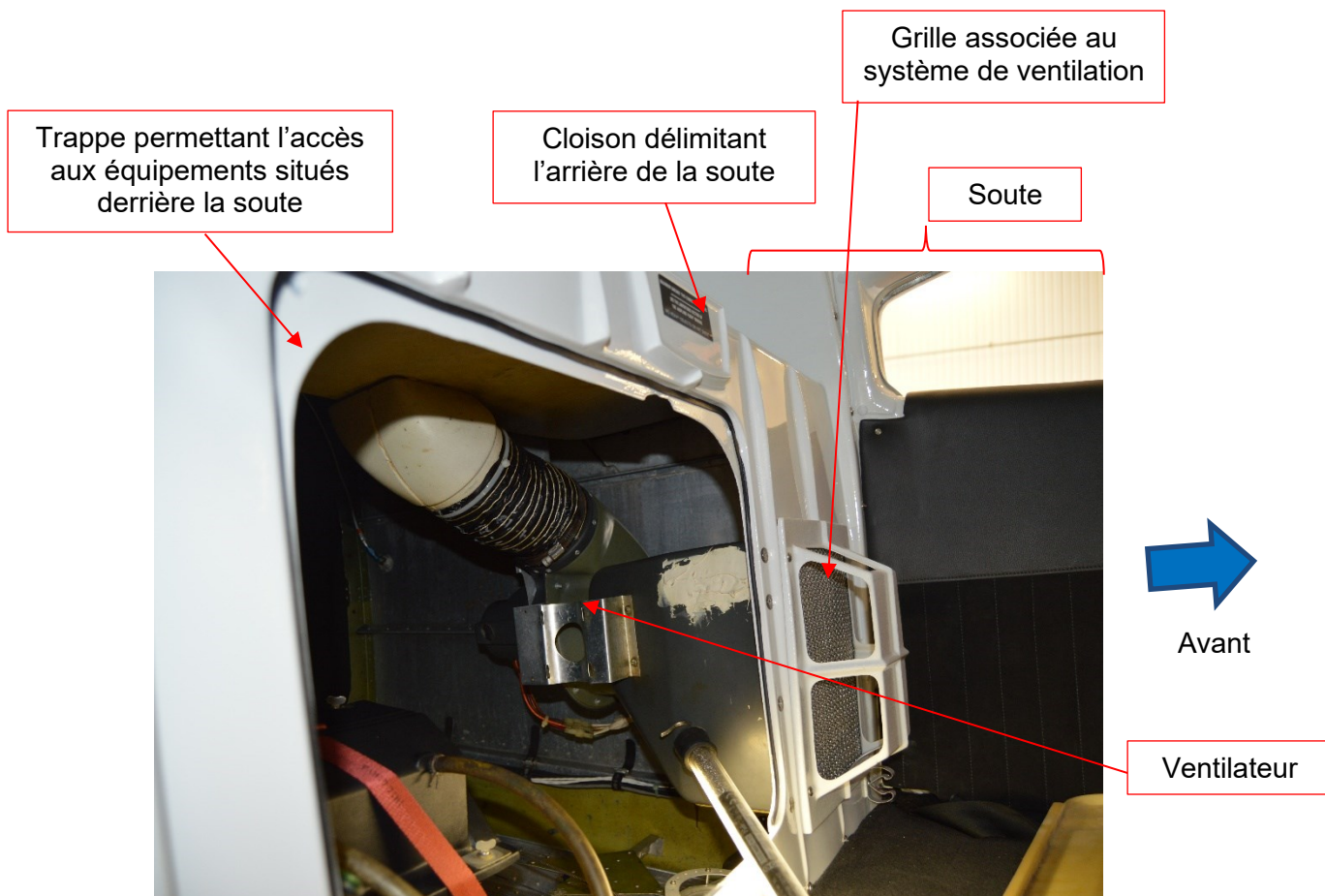


Figure 22 : Intérieur de la soute à bagages (vue de droite à gauche) et du compartiment situé derrière la soute

Source : BEA

Derrière la soute, on retrouve les équipements décrits ci-dessous.

- Sur le côté gauche, à mi-hauteur environ, on trouve le ventilateur, alimenté électriquement (**Figure 22**). Ce ventilateur est rattaché à un boa, lui-même fixé à des conduits en composite permettant l'extraction de l'air vers l'extérieur, via deux sorties latérales (une de chaque côté de la cellule).
- Sur le plancher, côté gauche, est positionnée une servocommande du pilote automatique (**Figure 23**). Cette servocommande est également alimentée électriquement, le moteur électrique se situant sous la servocommande.

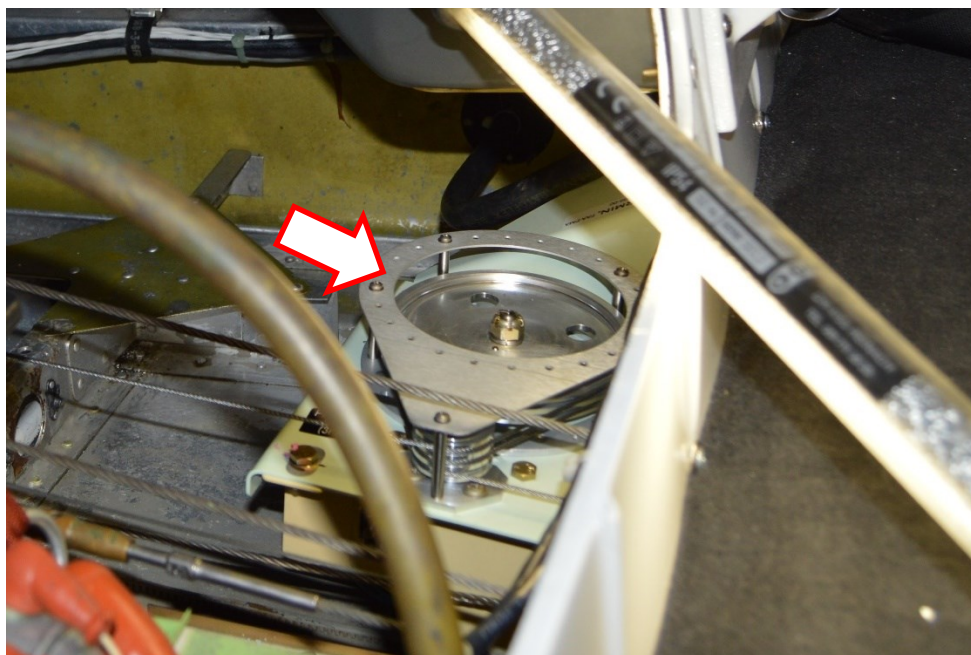


Figure 23 : Servocommande située sur le plancher, côté gauche

Source : BEA

- Sur le côté droit, la pompe hydraulique est fixée le long de la cloison avec la soute (**Figure 24**). Cette pompe est alimentée électriquement.



Figure 24 : Pompe hydraulique

Source : BEA

- À côté de la pompe hydraulique, on retrouve la batterie et plusieurs contacteurs attachés au plancher (**Figure 25**).

La batterie est enfermée dans un bac en matériau composite. Ce bac est sanglé sur le plancher (sangles en tissu).

Le bac à batterie est équipé de trois durites de mise à l'air débouchant à l'extérieur de l'aéronef ; une durite raccordée au fond du bac et deux durites raccordées sur la partie supérieure du bac.

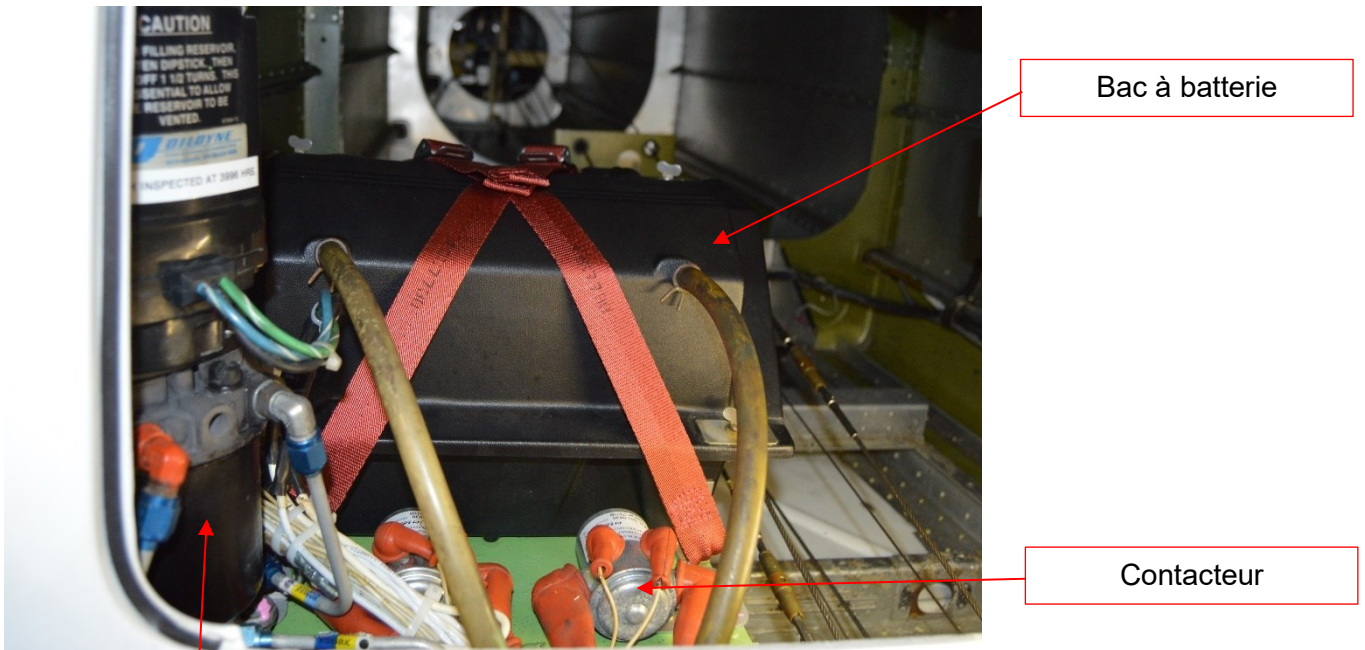


Figure 25 : Bac à batterie et contacteurs
Source : BEA

Pompe hydraulique

- Sur la paroi droite, légèrement en arrière de la pompe hydraulique, un ensemble, comprenant deux relais et une résistance réglable, est positionné (**Figure 26**).



Figure 26 : Ensemble électrique situé sur la paroi droite
Source : BEA

- Plusieurs équipements sont positionnés derrière la batterie (**Figure 38**). Ils n'ont pas été illustrés sur l'avion intact qui a servi de modèle de référence :
 - un convertisseur 12 V – 24 V (fabriquant : FLITE-TRONICS CO. INC / S/N : 875), situé au-dessus de la pompe hydraulique ;
 - un contacteur associé à la prise de parc ;
 - un dispositif à diodes monté sur un radiateur métallique (dispositif associé au circuit de puissance, § 2.4.1), ce dispositif est recouvert d'un capot composé en ABS¹ ;
 - un *Regulated Power Booster* (fabriquant : KCS ELECTRONICS , Modèle : RB-125, S/N : 3524) ;
 - un *Circuit Breaker* situé derrière la batterie².

La zone située derrière la soute à bagages contient essentiellement des équipements électriques. La plupart des équipements qui composent le circuit électrique général d'alimentation des divers équipements de l'avion se trouvent dans cet espace.

2.3.3.2 - Description détaillée de la zone située derrière la soute sur l'aéronef accidenté

La cloison délimitant la partie arrière de la soute est partiellement détruite (**Figure 27**).

¹ L'acrylonitrile butadiène styrène, ou ABS, est un polymère thermoplastique et amorphe industriel combinant trois différents monomères : Acrylonitrile, Butadiène et Styrène.

Concorde Aircraft Batteries indique que ce capot en ABS a les caractéristiques suivantes :

- point de ramollissement : 103-128°C ;
- point éclair : 349°C ;
- température d'auto-inflammation : 508°C.

Ces caractéristiques sont issues de la FDS disponible par le lien suivant :

<https://www.acplasticsinc.com/media/SDS%20for%20ABS.pdf>. Ce document précise également que, lorsque ce matériau est exposé à une source d'inflammation externe, le matériau ABS va brûler et libérer une chaleur intense et de la fumée noire et dense.

L'INRS (Institut National de Recherche et de Sécurité) propose également une fiche produit précisant que ce matériau se dégrade à partir de 276°C, et une dégradation à 92 % à la température de 450°C. Lien vers la fiche de l'INRS :

https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwj65P GG5d-EAxXBdqQEhc8iD3c4ChAWegQIAhAB&url=https%3A%2F%2Fwww.inrs.fr%2Fdms%2Fplastiques%2FPoly merePlastiques%2FPLASTIQUES_polymere_4-25%2FPOLYMERE_ABS.pdf&usg=AOvVaw044DN1soQoEs5Kb4Y5Vj8n&opi=89978449

² : Cet équipement ne présente plus de plaque d'identification.



Cloison délimitant la partie arrière de la soute

Figure 27 : Délimitation arrière de la soute à bagages

Source : BEA

Côté gauche, le ventilateur est retrouvé posé sur le plancher. La conduite de chauffage et/ou de ventilation (aussi appelé « boa ») et les conduits en matériau composite sont détruits.

La servocommande est toujours en place sur le plancher (**Figure 28**). Elle ne présente pas d'endommagement significatif. Ses connexions électriques et les conducteurs associés sont intègres, aucune singularité n'est notée (**Figure 29**).



Figure 28 : Servocommande en position
Source : BEA

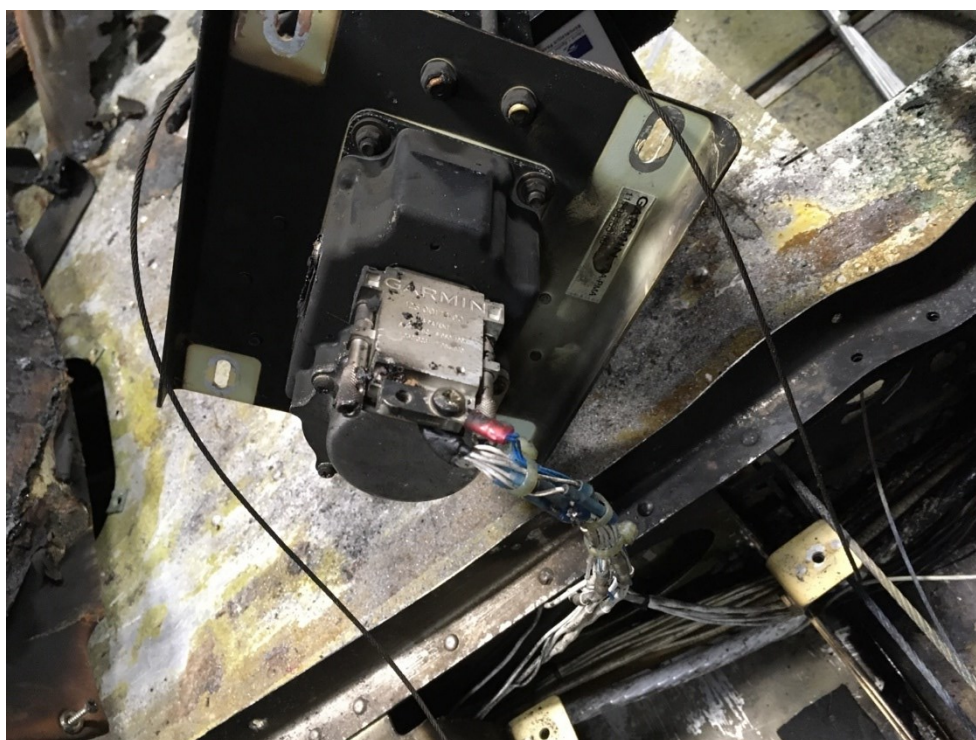


Figure 29 : Connexions électriques de la servocommande
Source : BEA

Côté droit, la pompe hydraulique est en position, vissée de façon nominale au plancher (**Figure 30**).

Trois conducteurs sont associés à la pompe hydraulique. Ces conducteurs sont continus (un conducteur de masse fixé au plancher de l'avion et deux conducteurs reliés aux contacteurs adjacents). Leur isolant a été détruit, très probablement par l'élévation de température. Malgré l'isolant détruit, l'âme de ces conducteurs reste souple. Ces observations ne témoignent pas d'un problème électrique sur ces composants.



Figure 30 : Pompe hydraulique
Source : BEA

Les deux contacteurs, situés devant la batterie, sont toujours en position (**Figure 31**), avec leurs conducteurs toujours fixés de façon nominale et électriquement continus. L'isolant de certains de ces conducteurs est détruit, très probablement par l'élévation de température. Malgré l'isolant détruit, l'âme de ces conducteurs reste souple. Ces observations ne témoignent pas d'un problème électrique sur ces composants.

On note que la surface externe d'un des relais est corrodée ; cette altération de surface est très probablement consécutive à la dégradation de la batterie adjacente.



Figure 31 : Contacteurs situés devant la batterie
Source : BEA

Les deux composants situés sur la paroi droite présentent les endommagements suivants :

- L'ensemble électrique, comprenant les deux relais et la résistance variable, est en position. Les conducteurs associés sont en place (**Figure 32**), leur isolant a été détruit par l'élévation de température. Malgré l'isolant détruit, l'âme de ces conducteurs reste souple. Ces observations ne témoignent pas d'un problème électrique sur ces composants³.



Figure 32 : Ensemble électrique déposé de la paroi droite
Source : BEA

³ Cette propriété a été partagée par l'expert consulté par le BEA.

- Le convertisseur 12 V – 24 V est en position. Aucun conducteur n'est associé à cet ensemble (**Figure 33**). On retrouve ces conducteurs dans la zone autour de la batterie. L'isolant de ces conducteurs a été détruit par l'élévation de température. L'âme de ces conducteurs reste souple.



Figure 33 : Convertisseur 12 V - 24 V déposé de la paroi droite
Source : BEA

À l'ouverture de ce convertisseur, il est noté une odeur de « brûlé ». Les composants ont été endommagés par l'exposition à une source de chaleur importante. Les carters ne présentent pas de zone singulière qui se distingue du reste de l'équipement⁴.



Figure 34 : Composants du convertisseur 12 V - 24 V
Source : BEA

⁴ Dans le cas d'un échauffement dû à la dégradation d'un composant interne au boîtier, il est généralement observé des indices d'échauffement locaux sur la surface interne du boîtier au droit de ce composant (coloration, suie, fusion, etc.).



Figure 35 : Surface interne du carter du convertisseur 12 V - 24 V

Source : BEA

- Le *Circuit Breaker* (différent des disjoncteurs équipant le reste du circuit électrique) est en place sur le plancher de l'aéronef (**Figure 36**). L'équipement présente un endommagement de sa surface supérieure en raison de son exposition à une température excessive (**Figure 37**). Ce *Circuit Breaker* n'était pas connecté électriquement sur l'aéronef.



Figure 36 : *Circuit Breaker* en place sur le plancher cabine et non connecté électriquement

Source : BEA

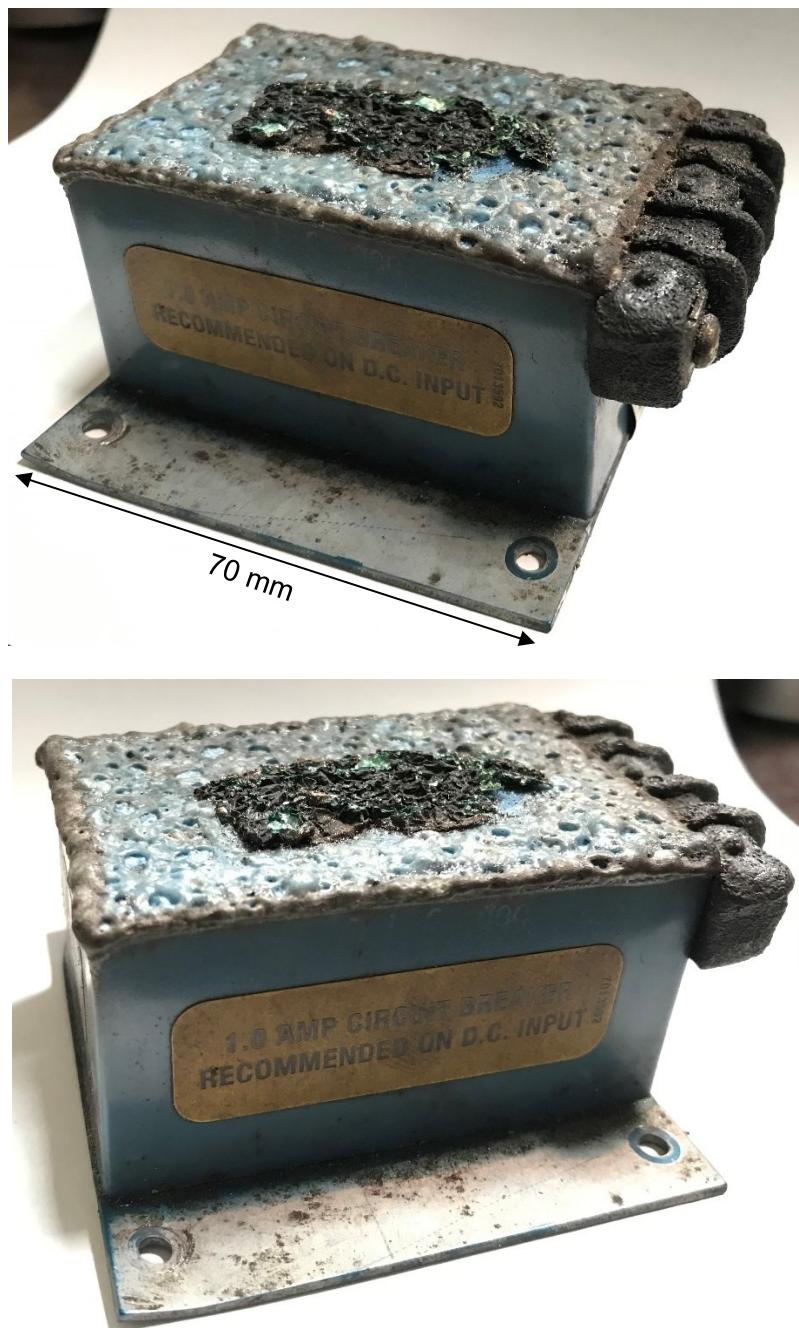


Figure 37 : *Circuit Breaker*
Source : BEA

Derrière la batterie, les divers composants sont présents. Ils font l'objet de descriptions détaillées dans les chapitres à suivre.

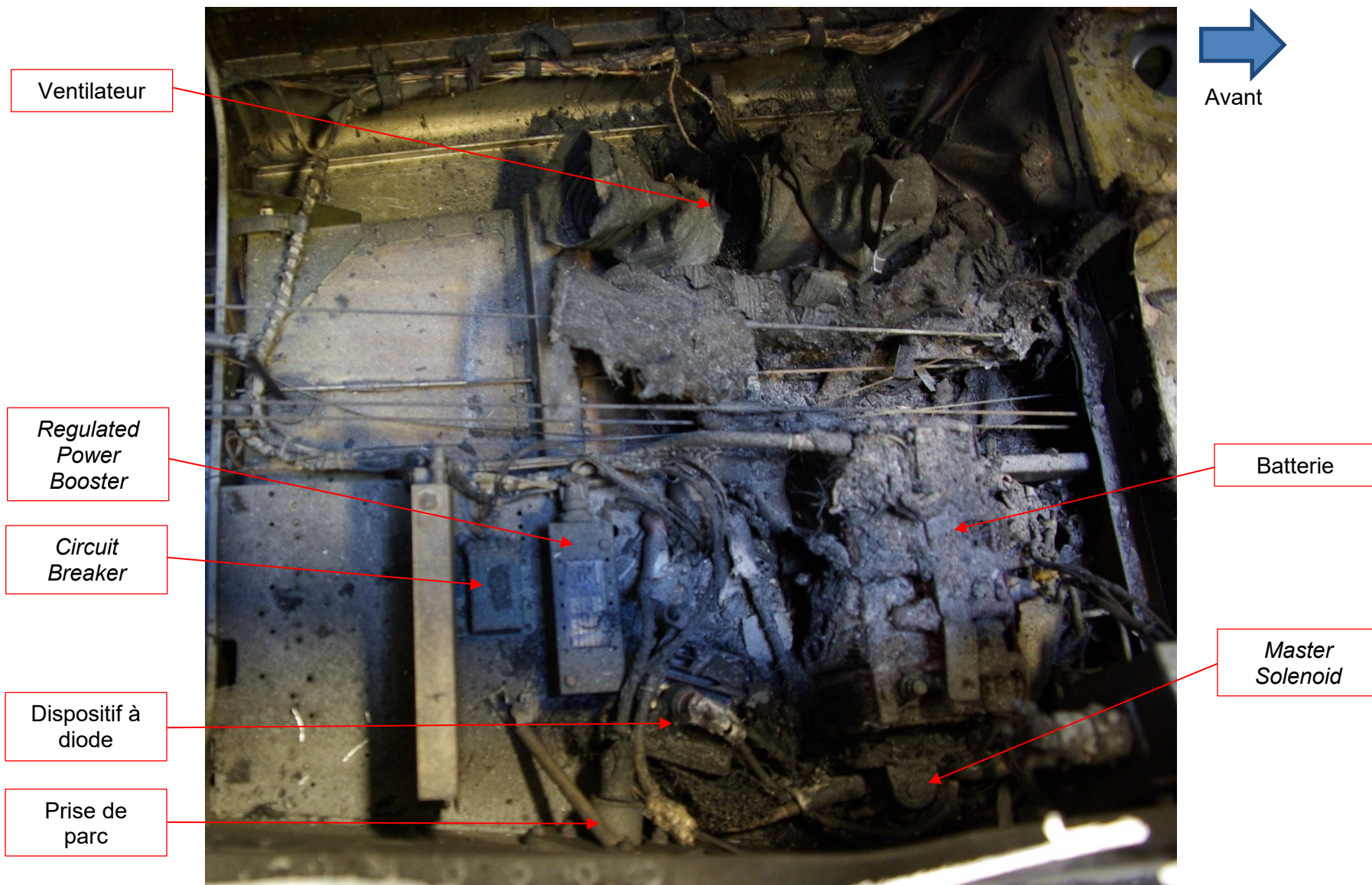


Figure 38 : Zone autour de la batterie
Source : BEA

2.3.4. Conclusion de la phase A

Le foyer de l'incendie se situe dans le compartiment derrière la soute à bagages. Cette zone comprend le dispositif de ventilation, la pompe hydraulique pour les trains d'atterrissage et de multiples composants du circuit électrique général d'alimentation des divers équipements de l'avion.

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.

2.4. PHASE B : circuit électrique général d'alimentation de l'avion

L'objectif de la phase B est de faire un bilan du circuit électrique général d'alimentation de l'avion ; des sources d'énergie jusqu'aux divers composants alimentés électriquement.

2.4.1. Composition du circuit spécifié par le constructeur Piper

L'avion accidenté est doté d'une génération électrique 12 V DC.

Le schéma à suivre (**Figure 39**) présente le circuit électrique général d'alimentation des divers équipements spécifié par le constructeur Piper pour l'avion considéré.

Sur ce schéma :

- les zones du circuit localisées derrière la soute à bagages sont surlignées en bleu ;
- les zones du circuit localisées dans le compartiment moteur sont surlignées en vert ;
- les zones du circuit localisées au droit de la planche de bord sont surlignées en orange.

Note : Dans ce circuit, il est noté l'absence d'un disjoncteur entre l'alternateur et la batterie.

Un grand nombre d'aéronefs (ex : Daher Socata TB20, Cirrus SR22, Cessna 206, Cessna 172, Beechcraft 58, DR400-180, etc.) ont un circuit électrique équipé d'un disjoncteur entre l'alternateur et le circuit de bord⁵. Sur les circuits électriques consultés, ce disjoncteur possède un seuil de disjonction compris entre 60 et 100 ampères.

Le constructeur Piper qui a été consulté par l'intermédiaire du NTSB, indique que la mise en œuvre d'un tel disjoncteur n'était pas requise lors de la certification du type d'avion considéré.

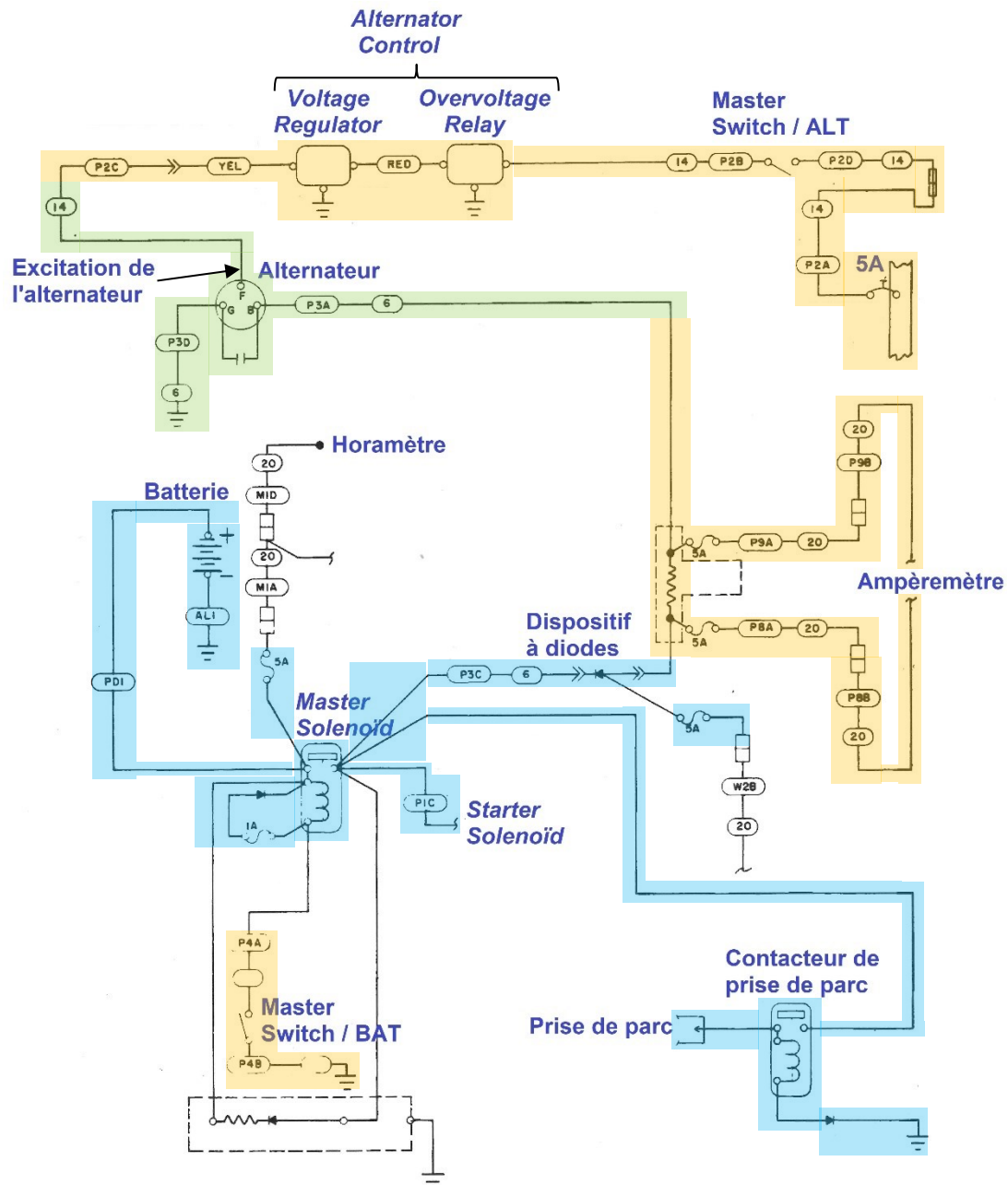
Le BEA a demandé au constructeur Piper quel était le courant maximal que cet équipement pouvait supporter. Le constructeur a précisé que ce dispositif était équipé de composants du fabricant Motorola et qu'il n'avait pas les spécifications associées.

⁵ Ce type de disjoncteur est activé sous deux conditions : une valeur anormalement élevée d'intensité et/ou de température.

Le BEA a mené des examens sur ce type de disjoncteur en 2019. Le disjoncteur d'un calibre de 60 A équipait un avion Cessna 206G. Les spécifications du disjoncteur étaient les suivantes :

- le disjoncteur doit supporter 60 A indéfiniment à une température ambiante de 25° C +/-3° C ;
- lorsqu'une charge de 120 A est appliquée, le disjoncteur doit s'ouvrir en 30 secondes ou moins.

Par ailleurs, le BEA avait démontré que l'ouverture de ce type de disjoncteur était effective à une température d'environ 160°C.



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

Figure 39 : Circuit électrique de puissance de l'aéronef

Source : PA-28RT-201 / 201 T Maintenance Manual, version du 17 août 1982, Figure 91-10. Alternator System/External Power, PA-28RT-201 SN's: 28R-8118006 and up, PA-28RT-201T SN's: 28R-8131006 and up

2.4.2. Circuit de l'avion HB-PNP

Le circuit électrique identifié sur l'avion HB-PNP correspond au circuit spécifié par le constructeur.

La désignation exacte des composants du circuit de l'aéronef accidenté est précisée dans les tableaux à suivre. Les composants sont ceux spécifiés pour l'avion concerné.

Composants	Désignations/Références
Alternateur	<ul style="list-style-type: none"> Fabricant : Hartzell Engine Tech P/N : ALX-9525BR OEM P/N : ALX-9525B 12V/70A S/N : H-R052153
Batterie	<ul style="list-style-type: none"> Fabricant : Concorde Aircraft Batteries Modèle : RG-35AXC S/N : 40764283 Tension : 12 V Rated Capacity C1 = 1 hr (Quantité d'électricité en Ah que la batterie est capable de délivrer en 1 h) : 33 A Cold Cranking Amps (capacité d'une batterie à démarrer un moteur par temps froid) : 440 A Boîtier de la batterie en polypropylène qui a un point de fusion de 160°C et un point éclair de 329°C <div data-bbox="1507 604 1828 852" style="text-align: center;"> </div> <p style="text-align: center;">Figure 40 : Batterie Concorde Aircraft Batteries, modèle RG-35AXC Source : https://www.concordebattery.com/search-by-your-aircraft/battery_detail/159</p> <p><i>Note</i> : L'installation de ce type de batterie sur un avion Piper . PA-28RT-201T répond aux spécifications du STC SA01147WI (https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwieidmLxqD6AhULKhoKHaoMAwAQFnoECA0QAQ&url=https%3A%2F%2Frgl.faa.gov%2FRegulatory%20and%20Guidance%20Library%2FrgSTC.nsf%2F0%2F524C9D62448A72CE86257A79004D6EB8%3FOpenDocument&usq=AOvVaw0TVVD0czyFSQMiU15zUz9S). Concorde Aircraft Batteries⁶ a précisé au BEA que le STC SA01147WI avait été installé sur environ 3 000 aéronefs et qu'aucune difficulté ou anomalie de service n'a été signalée.</p>
Alternator Control (Voltage Regulator + Overvoltage Relay)	<ul style="list-style-type: none"> Fabricant : Lamar Technology P/N : B-00371-1 S/N : 80U05309 14.0 V 5 A O/V CUT OFF : 16.0 V FAA-PMA Date of Mfg : FEB-2020 <p><i>Note</i> : Les informations communiquées par le constructeur Piper précisent que, la référence B-00371-1 remplace la référence B-00331-2 initialement spécifiée mais qui n'est plus disponible.</p> <p><i>Note</i> : Ce matériel a été installé en juillet 2020 durant les travaux de modification de l'avionique de bord.</p>

⁶ Les échanges avec Concorde Aircraft Batteries ont été réalisés via le NTSB.

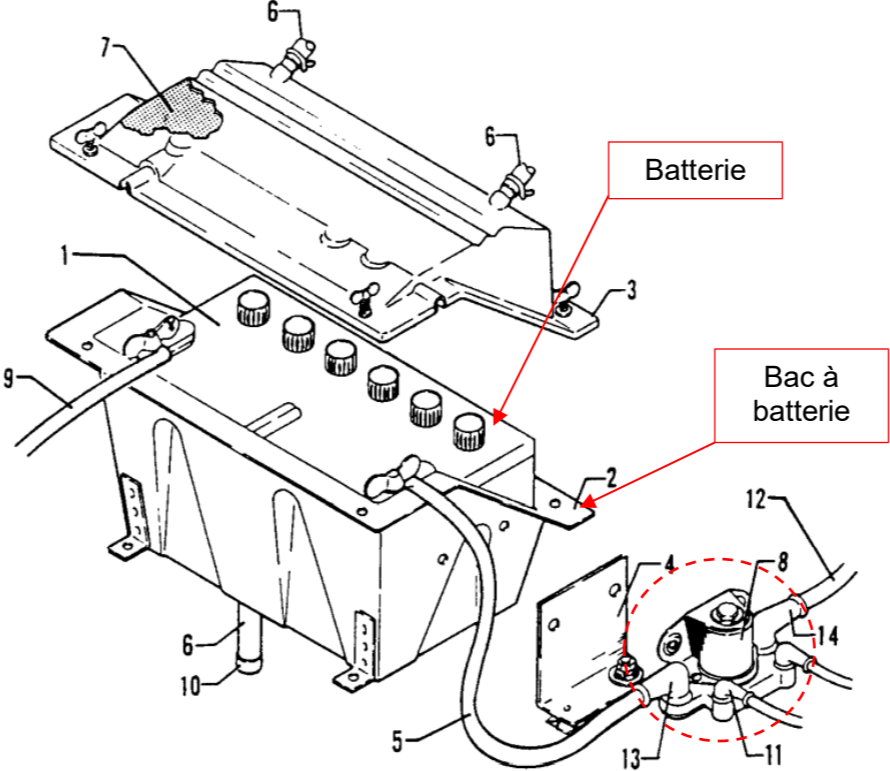
Composants	Désignations/Références
<p>Master Solenoid</p>	<ul style="list-style-type: none"> Fabricant : Eaton Cutler Hammer TYPE II COIL 12 VDC No : 6041H105A Le Master Solenoid est positionné sur le côté droit du bac batterie. <p><i>Note : Les informations communiquées par le constructeur Piper indiquent que la position du Master Solenoid répond à la spécification (Parts Catalog, figure 70).</i></p>  <p>Figure 41 : Schéma du bac à batterie et du Master Solenoid <i>Source : Piper</i></p>
<p>Dispositif à diode entre l'alternateur et le Master Solenoid</p>	<ul style="list-style-type: none"> Modèle : MR1215SLR <p><i>Note : Les informations communiquées par le constructeur Piper précisent que ce composant fait partie d'un ensemble référencé P/N 79412-002, répondant à la spécification du constructeur.</i></p>



Figure 43 : New Bogert Battery Box _ STC SA01582SE



Figure 44 : Battery Box Modification _ STC SA4008NM



Figure 45 : Adaptateurs pour les batteries Concorde

Note :

- L'atelier assurant l'entretien de l'avion a indiqué au BEA que les bornes de la batterie Concorde (STC SA01147WI) étaient plus basses de 8 mm que celles d'une batterie GILL normalement spécifiée pour l'avion considéré (**Figure 46**).
- L'utilisation des adaptateurs pour les batteries Concorde (08M-1-1-6 FAA/PMA), compense cette différence de hauteur (**Figure 47**).

Note : Concorde Aircraft Batteries a précisé au BEA qu'aucun signalement de bornes endommagées ou surchauffées en raison de contraintes mécaniques appliquées par les conducteurs associés n'avait été enregistré.



Figure 46 : Comparaison entre une borne d'une batterie GILL et celle d'une batterie Concorde
Source : Flugschule Basel AG

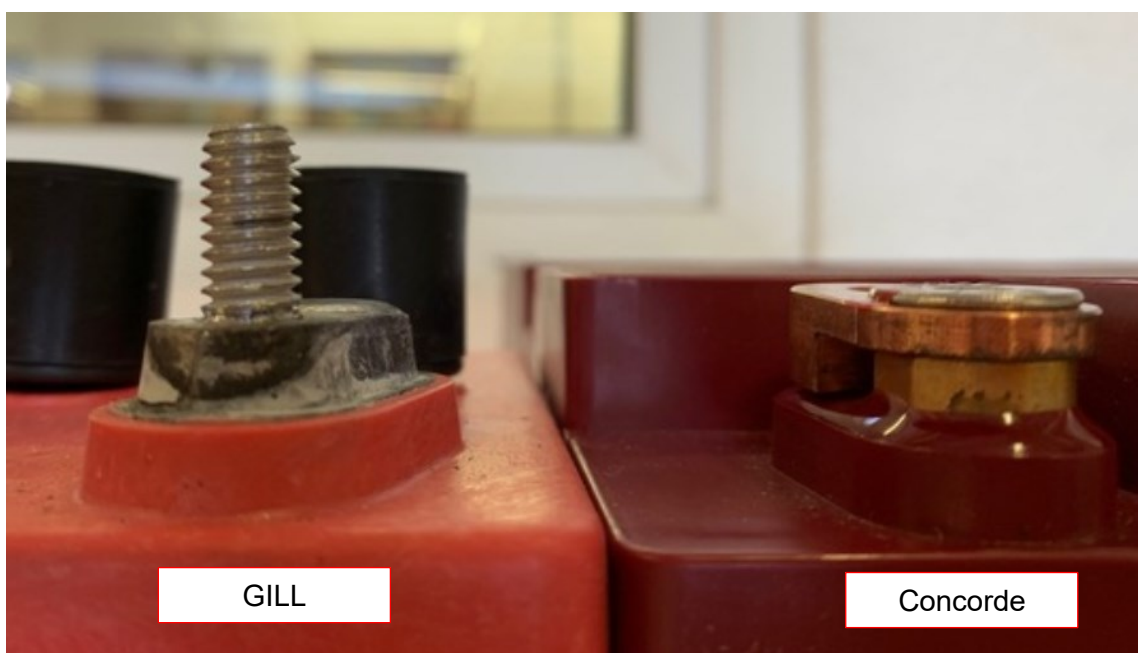


Figure 47 : Comparaison entre une borne d'une batterie GILL et celle d'une batterie Concorde avec adaptateur
Source : Flugschule Basel AG

2.4.3.2 – Application du STC SA 3531NM sur l'avion HB-PNP

L'installation du STC SA 3531NM avait été réalisé le 4 novembre et 7 novembre 2019.

Les câbles équipant l'aéronef accidenté présentent tous la référence M22759\16-1, correspondant bien à une des références spécifiées dans le STC.

Les câbles ont tous une longueur répondant à la spécification. Aucun endommagement n'est constaté sur ces câbles.

Sur l'avion accidenté HB-PNP, les STC SA4008NM / STC SA01582SE et les adaptateurs pour les batteries Concorde (08M-1-1-6 FAA/PMA) n'étaient pas installés.

2.4.4. Batterie et câbles associés

2.4.4.1 – Technologie et historique de la batterie

L'avion HB-PNP était équipé d'une batterie RG-35AXC, fabriquée par la société Concorde Aircraft Batteries.

La batterie RG-35AXC est une batterie au plomb régulée par soupape, également désignée *batterie AGM (Absorbed Glass Mat)*. Cette technologie de batterie ne contient pas d'électrolyte liquide libre. L'électrolyte est contenue dans des buvards en fibre de verre, situés entre les électrodes.

La batterie a été fabriquée le 12 novembre 2015. Elle a été installée sur l'avion accidenté le 18 octobre 2017.

Note : Le constructeur de la batterie ne spécifie aucune délai entre la date de fabrication et la date de la première utilisation. Les conditions de stockage et d'installation sont spécifiées dans le document référencé 5-0171 « Component Maintenance Manual for RG Series Main Aircraft Batteries », publié par la société Concorde Aircraft Batteries ¹⁰.

La batterie faisait l'objet de contrôles périodiques de sa capacité lors de chaque visite annuelle. L'atelier entretenant l'avion a précisé que ce contrôle était réalisé suivant les recommandations du document référencé 5-0324 « Owner/Operator Manual » publié par le constructeur de la batterie¹¹. Le constructeur de la batterie a précisé que la procédure de test de la batterie était présente dans le document référencé 5-0171 et non celui référencé 5-0324. Ce dernier fait en revanche référence au premier.

La batterie avait fait l'objet d'une recharge la veille de l'accident. Pour cette recharge, la batterie avait été déposée de l'avion.

L'atelier entretenant l'avion a indiqué au BEA que le couple de serrage appliqué sur chaque borne de la batterie (fixation des conducteurs sur les bornes + et -) était de 70 in.lbs. Le constructeur de la batterie a confirmé que cette valeur de couple était nominale.

*Note : Le constructeur Concorde Aircraft Batteries a étudié les conséquences d'un serrage excessif des vis des bornes. Si le sur-couple de serrage est « modeste », la conséquence est la fissuration de la partie non métallique autour de la borne. Ce type d'endommagement est visible facilement lors d'une inspection externe. Si le serrage excessif est en revanche « extrême », la conséquence n'est pas seulement la fissuration de la partie non métallique autour de la borne, mais la rupture du joint d'étanchéité sous-jacent (voir schéma en **Figure 56**), ce qui pourrait entraîner une fuite d'électrolyte.*

2.4.4.2 – Aspect extérieur de la batterie de l'avion HB-PNP

Le bac à batterie¹² (**Figure 41**) est en grande partie détruit. Seul le fond du bac présente encore une forme usuelle. La durite est toujours raccordée au fond du bac. Les résidus des deux autres durites sont retrouvés en partie basse ; elles ont probablement fondu sur la partie supérieure. Les sangles maintenant en position le bac à batterie ont été détruites. Seuls des résidus retrouvés sur le plancher de l'aéronef sont identifiés grâce aux boucles métalliques.

¹⁰<https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwjt7-Zz0AhVGzYUKHS2IAwsQFnoECACQAQ&url=https%3A%2F%2Fbatterymanagement.concordebattery.com%2FBatteryDocs%2F5-0171.pdf&usq=AOvVaw2I-NsgVKJZ6uTns3wOp7MJ>

¹¹<https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwis6ZKtgp30AhVBExoKHS9cDmUQFnoECACQAQ&url=https%3A%2F%2Fbatterymanagement.concordebattery.com%2FBatteryDocs%2F5-0324-rg-manual.pdf&usq=AOvVaw3rkbnKr4a8ja6GIQTLJlU0>

¹² Les informations communiquées par Concorde Aircraft Batteries indique que le bac à batterie serait composé en Kydex 100, une matière plastique. Ce matériau a un point éclair de 390°C.

La batterie ne présente pas un aspect homogène entre sa partie supérieure et sa partie inférieure (**Figure 48 et Figure 49**) :

- sur sa partie supérieure, le carter de la batterie a fondu, avec des indices de coulure du haut vers le bas, mettant localement en évidence des composants internes (sans endommagement identifié). Les bouchons de la batterie sont encore identifiés ;
- sur sa partie inférieure, le carter en matière plastique est toujours identifiable, avec sa couleur grise initiale. Dans les deux tiers inférieurs de la batterie, on note l'absence de gonflement.

Sur la partie inférieure de la batterie, on peut également noter un contraste entre le secteur côté borne - et le secteur côté borne + (**Figure 50 et Figure 51**). Les endommagements sont plus importants côté borne +.



Figure 48 : Batterie
Source : BEA

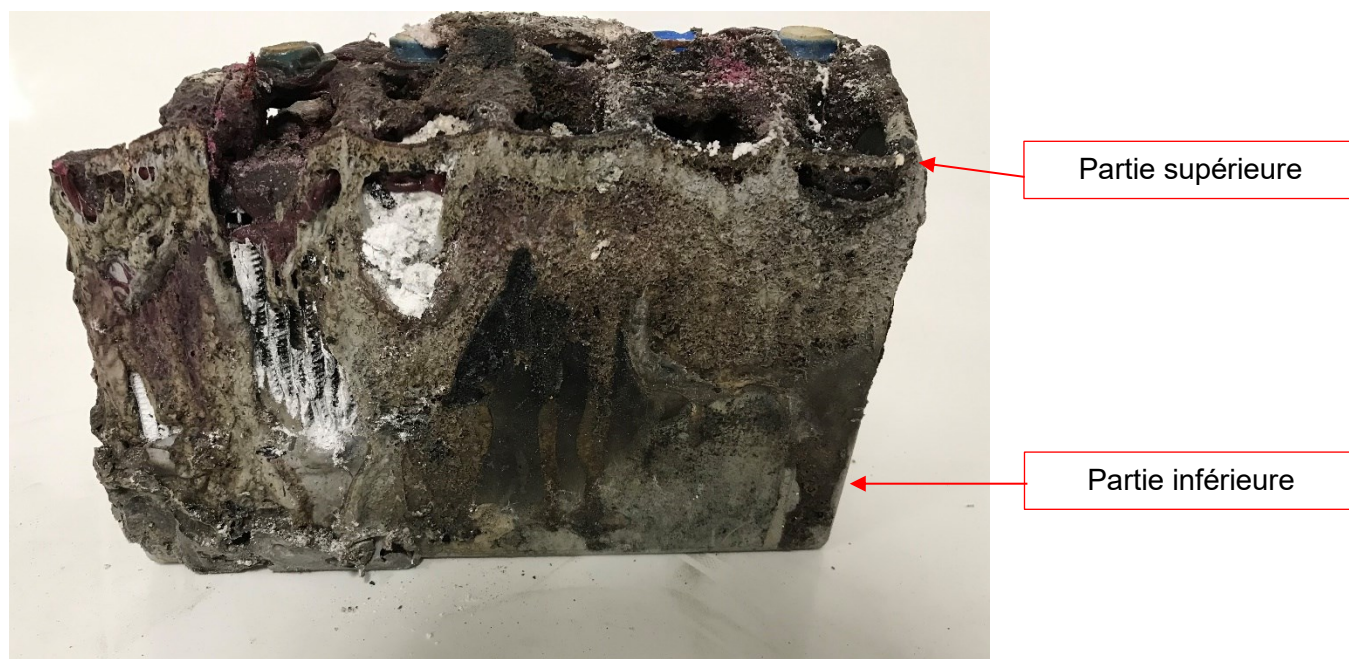


Figure 49 : Face latérale de la batterie
Source : BEA



Figure 50 : Partie inférieure de la batterie côté
borne +
Source : BEA



Figure 51 : Partie inférieure de la batterie côté
borne -
Source : BEA

La borne – de la batterie est toujours en position. Le conducteur associé est fixé sur cette borne (**Figure 52**). Le couple de serrage n'a pas pu être vérifié en raison des températures atteintes durant l'accident ; cette exposition à de fortes températures rend peu fiable les valeurs potentiellement relevées.



Figure 52 : Borne - de la batterie

Source : BEA

La borne + de la batterie est partiellement détruite (**Figure 53**). On note des traces de fusion au droit de cette borne. Le conducteur associé n'est plus connecté. Une partie de la borne est restée solidaire de l'extrémité du conducteur, elle s'est donc désolidarisée de la batterie (**Figure 54**). Le joint torique assurant l'étanchéité de la batterie est en place, non rompu.

Le conducteur normalement connecté à la borne + de la batterie a son isolant endommagé au droit de la cosse. Dans cette zone, le câble électrique semble également « gonflé » et oxydé (**Figure 54**).

En repositionnant ce conducteur sur la borne + de la batterie, on note que l'effort nécessaire est important et que l'extrémité du conducteur, côté batterie, est fortement contrainte (**Figure 55**). Ces efforts engendrés s'expliquent très probablement par la rigidité et la longueur du conducteur (de section importante, diamètre variant de 9,1 à 9,9 mm), et par la forme devant lui être appliquée pour assurer sa connexion sur la borne de la batterie.



Joint torique assurant l'étanchéité de la batterie

Figure 53 : Borne + de la batterie
Source : BEA



Destruction de l'isolant et « gonflement » de l'âme du conducteur

Partie de la borne de la batterie

Figure 54 : Conducteur associé initialement à la borne + de la batterie
Source : BEA



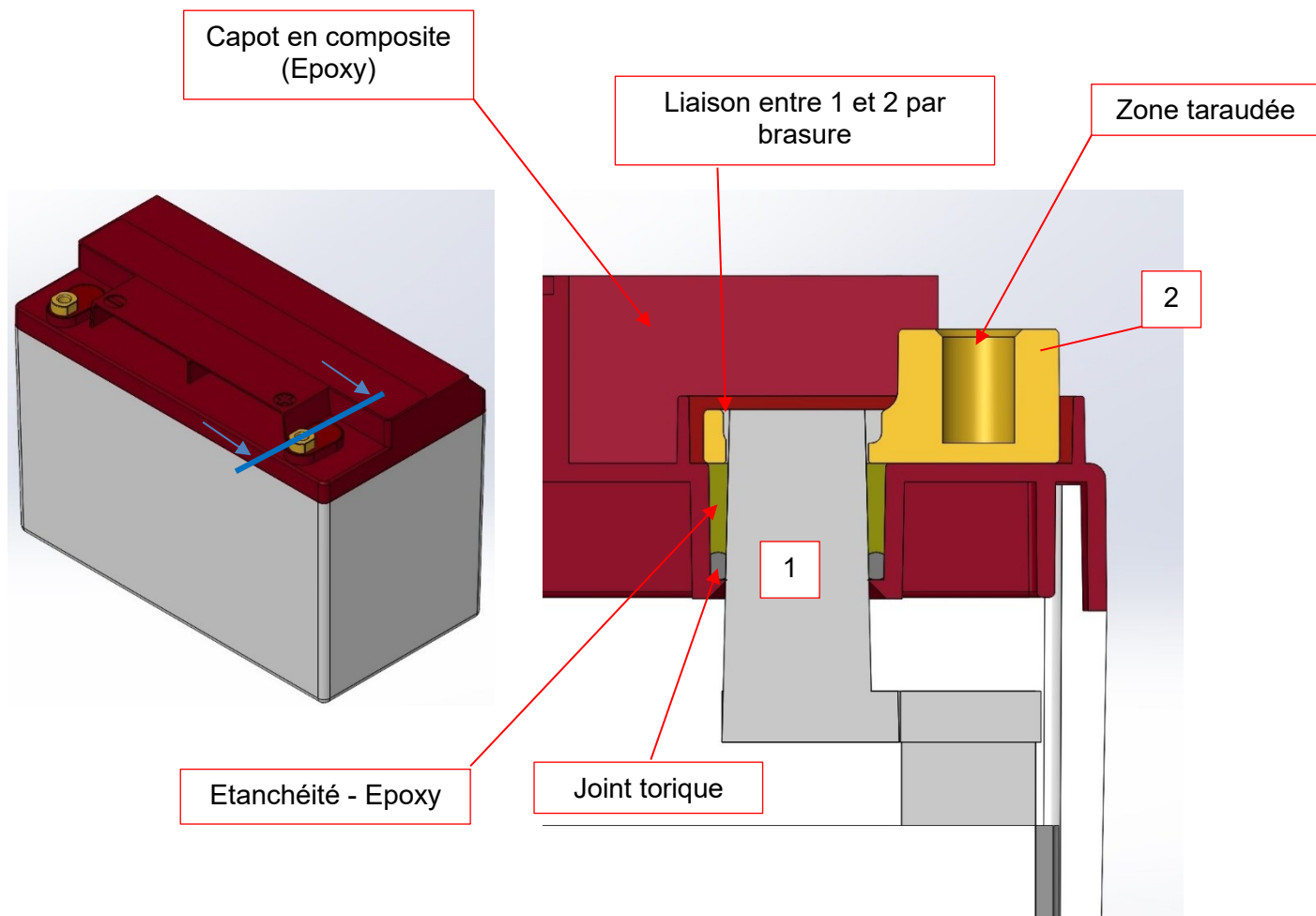
Figure 55 : Repositionnement du conducteur sur la borne + de la batterie
Source : BEA

2.4.4.3 – Description détaillée des bornes de la batterie

2.4.4.3.1 – Composition des bornes de la batterie

La batterie comporte deux bornes : une borne + et une borne -. La composition est identique au droit de chaque borne.

Les schémas ci-dessous (**Figure 56**) présentent cette composition, avec une nomenclature arbitraire afin de faciliter la compréhension dans le document.



Légende	
1	Borne en plomb reliée aux éléments internes de la batterie
2	Composant en alliage de cuivre sur lequel le conducteur est fixé par une vis de fixation

Figure 56 : Composition des bornes de la batterie

Source : CONCORDE AIRCRAFT BATTERIES

La liaison entre les parties désignées 1 et 2 est réalisée par brasure. Les analyses menées par spectrométrie à dispersion d'énergie couplée au microscope électronique à balayage (EDS) montrent une brasure dont la composition est la suivante (voir § suivant) :

- Plomb : base ;
- Étain : environ 2 %.

Note : Le constructeur Concorde Aircraft Batteries indique que la température de fusion de la zone brasée est comprise entre 183 et 191°C.

2.4.4.3.2 – Examen des bornes

Les bornes + et – de la batterie ont été prélevées par découpe pour un examen approfondi au laboratoire du BEA (Figure 57 et Figure 58).



Figure 57 : borne + de la batterie
Source : BEA



Figure 58 : borne - de la batterie
Source : BEA

Une éprouvette a été réalisée par découpe au droit de chaque borne.

- **Borne - :**

La borne - ne présente pas d'endommagement. Les divers composants sont en position. La liaison brasée est intacte (**Figure 59**).

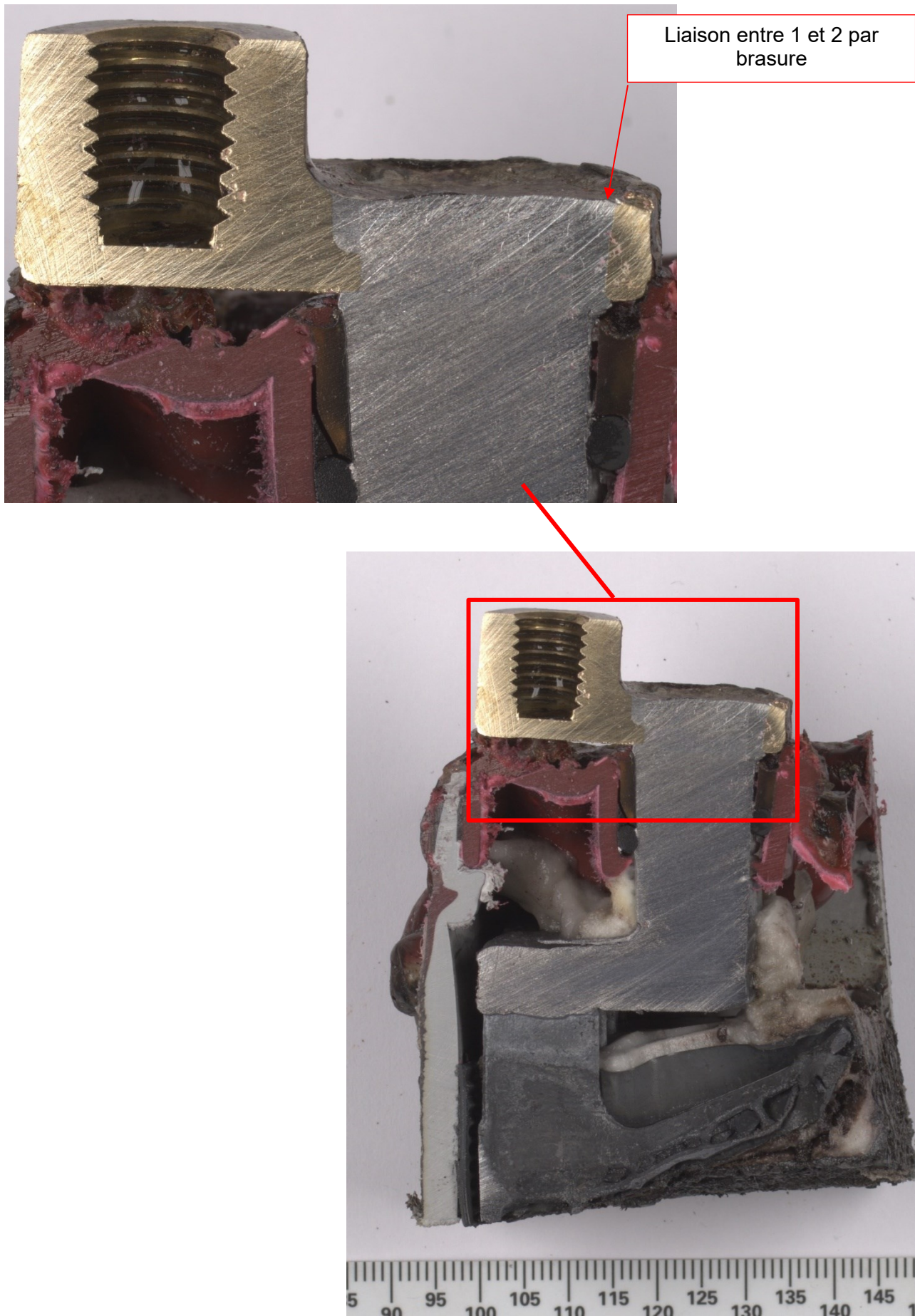


Figure 59 : Coupe de la borne -
Source : BEA

- **Borne + :**

La borne + présente deux singularités comparativement à la borne - :

- La brasure, qui solidarise normalement les composants désignés 1 et 2 (**Figure 56**), n'est pas à son emplacement normal. La brasure semble avoir coulé vers le bas (**Figure 60**, **Figure 61** et **Figure 63**) ;
- L'époxy d'étanchéité n'est plus présent ;
- Un endommagement de type « arc » est observé dans un des plans de coupe, au niveau de la liaison entre la borne et les cellules de la batterie (**Figure 62** et **Figure 64**).
- La pièce repérée 2 est restée connectée au conducteur.



Figure 60 : Borne +
Source : BEA



Figure 61 : Coupe de la borne +
Source : BEA

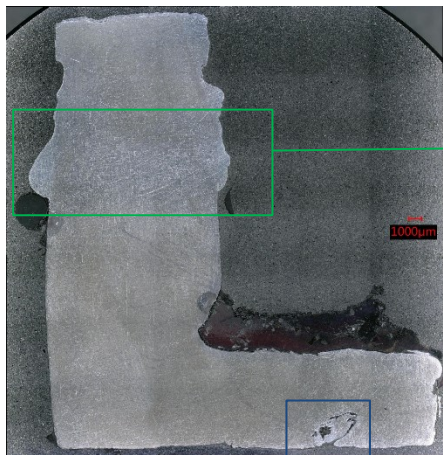


Figure 62 : vue d'ensemble en coupe de la borne +
Source : BEA

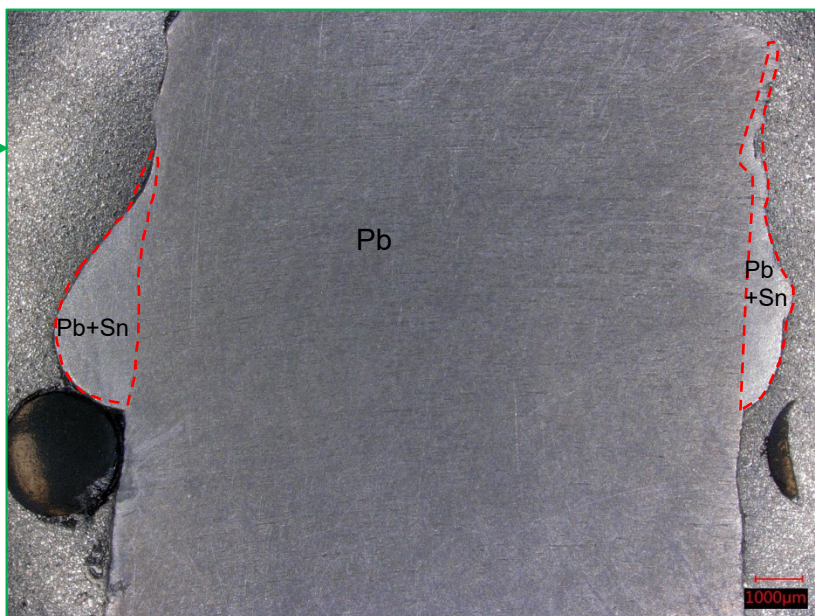


Figure 63 : détail de la coupe de la borne +
Source : BEA

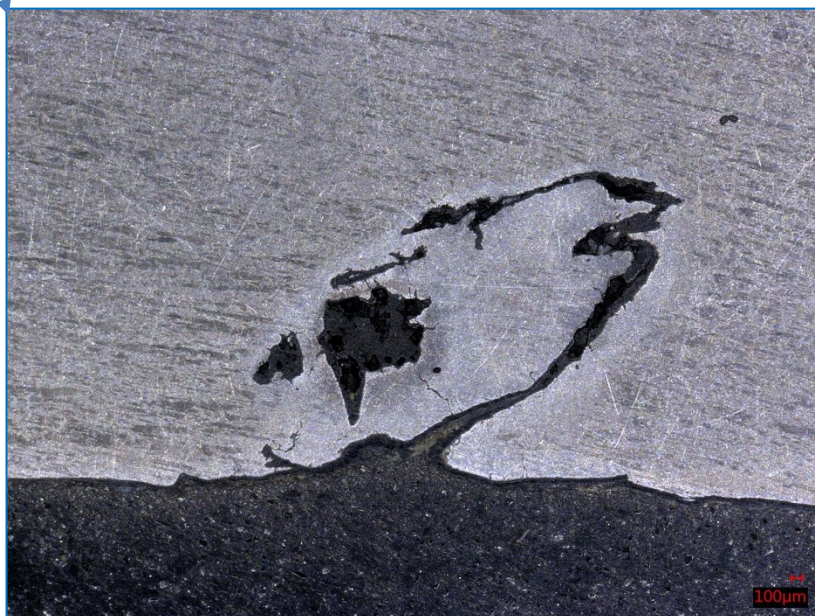


Figure 64 : endommagement de type « arc » au sein de la borne +
Source : BEA

2.4.4.4 – Description détaillée du conducteur normalement connecté à la borne +

Le conducteur présente des traces d'échauffement principalement sur son isolant (**Figure 65**). La destruction est plus importante sur la partie du câble du côté de la borne de la batterie.



Figure 65 : Conducteur associé à la borne + de la batterie
Source : BEA



Figure 66 : Conducteur associé à la borne + de la batterie, avec connecteur
Source : BEA

Une fois l'isolant retiré, le conducteur présente un bleuissement sur une longueur d'environ 30 mm à partir de la cosse normalement fixée sur la borne + (**Figure 67**). Cette observation correspond très probablement à des signes d'échauffement. Dans la même zone, le conducteur présente également une déformation des torons composant le câble (**Figure 68**). Sur un câble identique, la destruction de l'isolant et cette teinte bleutée sont reproduites après une exposition à une température comprise entre 250 et 300°C (essai réalisé dans une enceinte climatique de laboratoire, à une pression ambiante).

Une coupe transversale a été réalisée dans une zone du câble peu endommagée. Le diamètre du câble a été mesuré par analyse d'image (**Figure 69**). Le câble n'est pas parfaitement circulaire et son diamètre varie entre 9,1 mm et 9,9 mm.

Une analyse par spectrométrie à dispersion d'énergie (EDS) a permis d'établir que les brins du conducteur sont en cuivre.



Figure 67 : Bleuissement du conducteur (échauffement du conducteur)
Source : BEA



Figure 68 : Déformation des torons composant le conducteur
Source : BEA

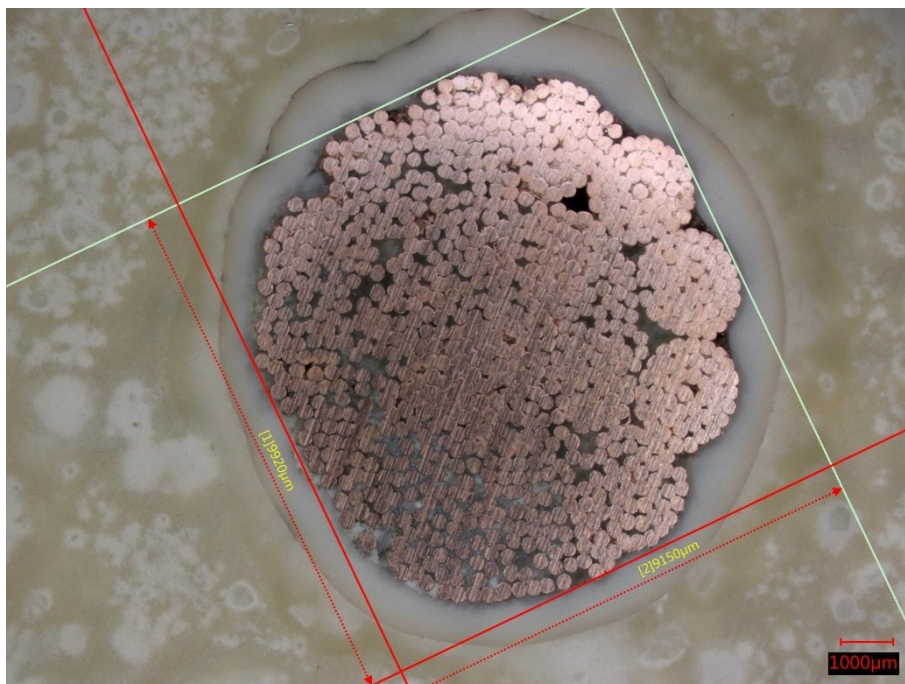


Figure 69 : Coupe transversale du conducteur
Source : BEA

2.4.4.5 – Tests menés par Concorde Aircraft Batteries

Trois tests ont été menés par Concorde Aircraft Batteries sur des batteries de même type que celle de l'avion HB-PNP. Le BEA n'était pas présent durant ces tests.

Tests menés et résultats acquis :

Test 1 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à chauffer la borne de la batterie au moyen d'un fer à souder d'une puissance maximale de 550 kW.

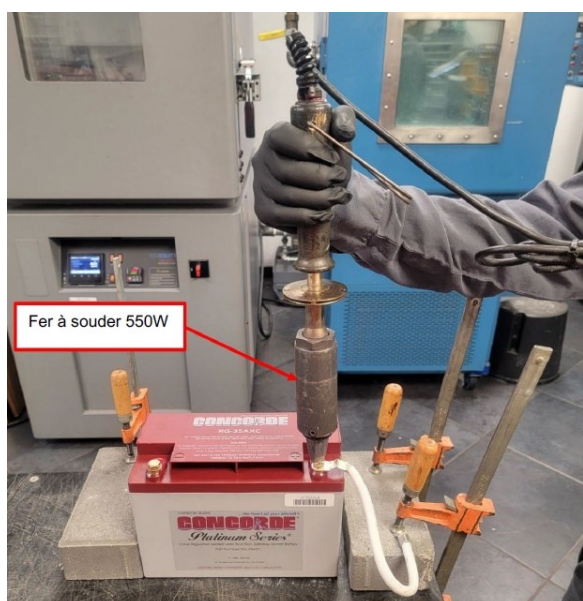


Figure 70 : Test 1
Source : Concorde Aircraft Batteries

Ce test a été stoppé lorsqu'est survenue la désolidarisation des pièces 1 et 2 de la borne (voir Figure 56).

Constats :

La désolidarisation des pièces 1 et 2 de la borne a nécessité une exposition d'environ 6 minutes. Cette désolidarisation n'a pas été associée à une flamme. Les endommagements sont restés concentrés sur la borne.

L'examen détaillé de la borne montre que la brasure a fondu. L'Epoxy d'étanchéité est en revanche toujours présente.



Figure 71 : Désolidarisation des parties 1 et 2 de la borne
Source : Concorde Aircraft Batteries



Figure 72 : Détail de la borne après l'essai
Source : Concorde Aircraft Batteries

Test 2 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à chauffer la borne de la batterie au moyen d'un dispositif d'induction d'une puissance de 1000 W.



Figure 73 : Test 2

Source : Concorde Aircraft Batteries

Ce test a été arrêté lors de la désolidarisation des pièces 1 et 2 de la borne.

Constats :

La désolidarisation des pièces 1 et 2 de la borne a nécessité une exposition d'environ 2 minutes. Cette désolidarisation n'a pas été associée à une flamme. Les endommagements sont concentrés sur la borne.

L'examen détaillé de la borne montre que la brasure a fondu. L'Epoxy d'étanchéité est en revanche toujours présente.



Figure 74 : Désolidarisation des parties 1 et 2 de la borne
Source : Concorde Aircraft Batteries

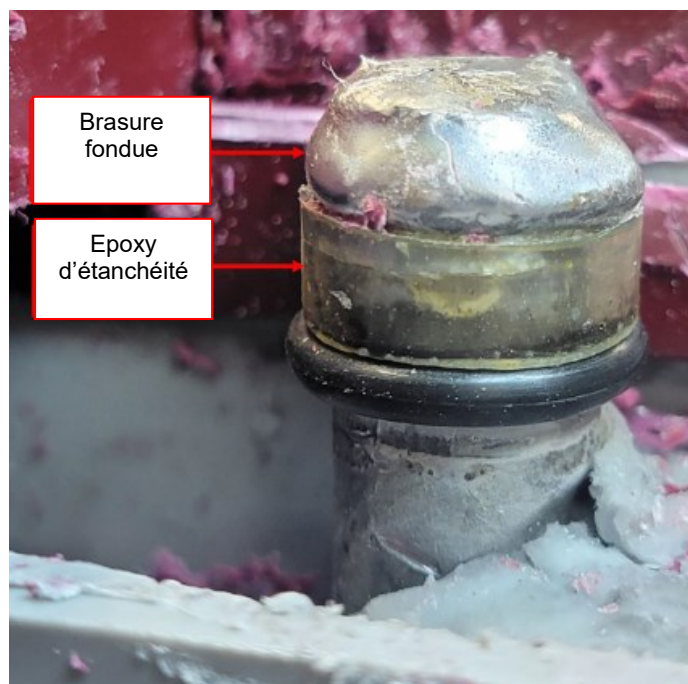


Figure 75 : Détail de la borne après l'essai
Source : Concorde Aircraft Batteries

Test 3 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à chauffer l'environnement de la borne + de la batterie au moyen d'une flamme générée par un dispositif hydrogène/oxygène.

Ce test a été arrêté lors de la désolidarisation des pièces 1 et 2 de la borne.

Constats :

La désolidarisation des pièces 1 et 2 de la borne a nécessité une exposition d'environ 2 minutes.

L'examen détaillé de la borne montre que la brasure a fondu. L'Epoxy d'étanchéité n'est plus présente.



Figure 76 : Désolidarisation des parties 1 et 2 de la borne
Source : Concorde Aircraft Batteries

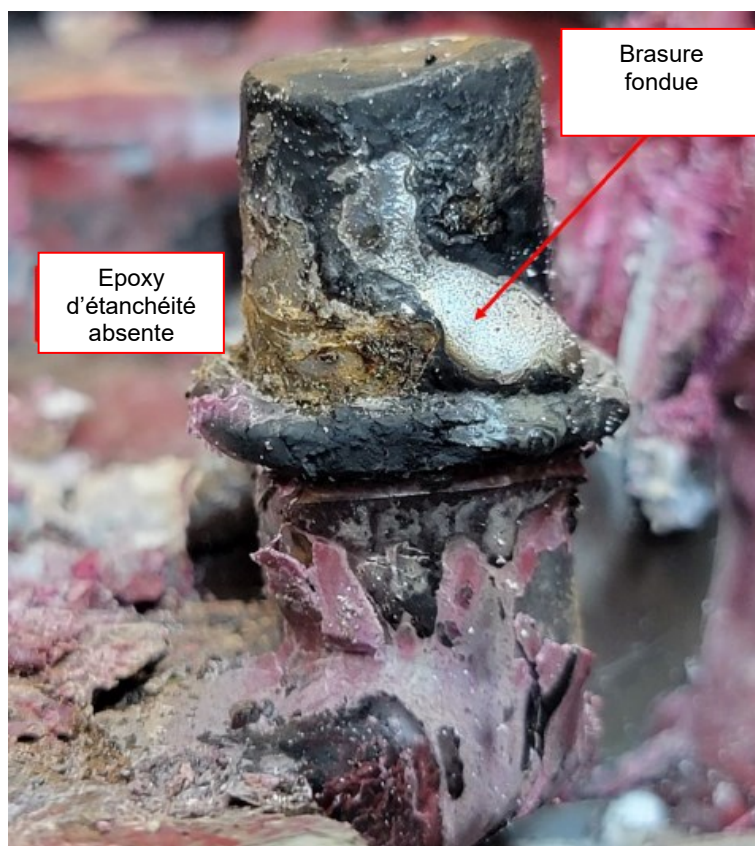


Figure 77 : Détail de la borne après l'essai
Source : Concorde Aircraft Batteries

2.4.4.6 – Examen d'une batterie identique

2.4.4.6.1 – Avion concerné

L'avion Piper PA-28RT-201T immatriculé HB-PPB était entretenu par le même atelier que l'avion accidenté. Son circuit électrique est également similaire à celui de l'avion accidenté.

L'avion HB-PPB était équipé d'une batterie Concorde RG-35AXC (**Figure 78**), identique à celle de l'avion HB-PNP.



Figure 78 : Batterie déposée de l'avion HB-PPB
Source : BEA

D'après la documentation du constructeur de la batterie, ses spécifications sont les suivantes :

Tension	12 V
Capacité C ₁ <i>Définition (source : technical Bulletin Concorde Aircraft Batteries du 1 mai 1998) : Quantité d'électricité (en Ah) que la pile ou la batterie est capable de délivrer en 1 h, tout au long de sa durée de vie normale, après une charge complète, dans des conditions définies de température et de tension de fin de décharge.</i>	33 AH
Masse maximale	14,5 kg

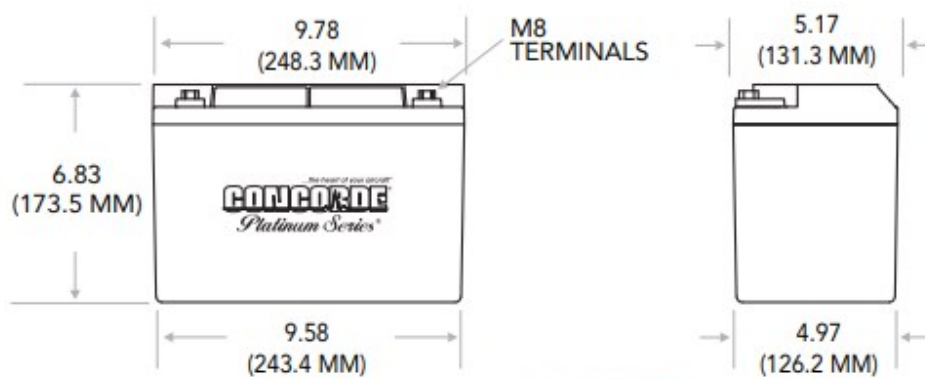


Figure 79 : Dimensions de la batterie

Source : <https://www.concordebattery.com/knowledge-base.html?media=brochure>

2.4.4.6.2 – Historique de la batterie

Les derniers contrôles de cette batterie avaient été les suivants :

Date	Mesure du SoH ¹³
08/01/2019	95,5 %
12/08/2019	96,3 %
23/01/2020	94 %
13/10/2020	87 %
28/04/2021	81,6 %

Le constructeur de la batterie indique que ces valeurs correspondent à un vieillissement nominal.

¹³ SoH : State of Health, état de santé de la batterie. Le SoH évalue le niveau d'usure d'une batterie.

Le constructeur Concorde Aircraft Batteries a également précisé au BEA les informations ci-dessous :

- la batterie a été expédiée par Concorde Aircraft Batteries le 31/08/2017 ;
- lors de l'expédition, la batterie avait une masse de 13 644,1 g.

2.4.4.6.3 – Aspect extérieur de la batterie

Aucun endommagement n'est constaté.

2.4.4.6.4 – Examen non destructif des bornes de la batterie

Un examen de chaque borne de la batterie a été réalisé par tomographie. La résolution de cet examen est de 56 μm . Avec ce niveau de résolution, la possibilité d'observer des fissures ne peut être garantie par cet examen.

Aucune singularité n'a été identifiée sur la borne +.

Un manque de brasure locale est constaté au droit de la borne – (**Figure 80**).

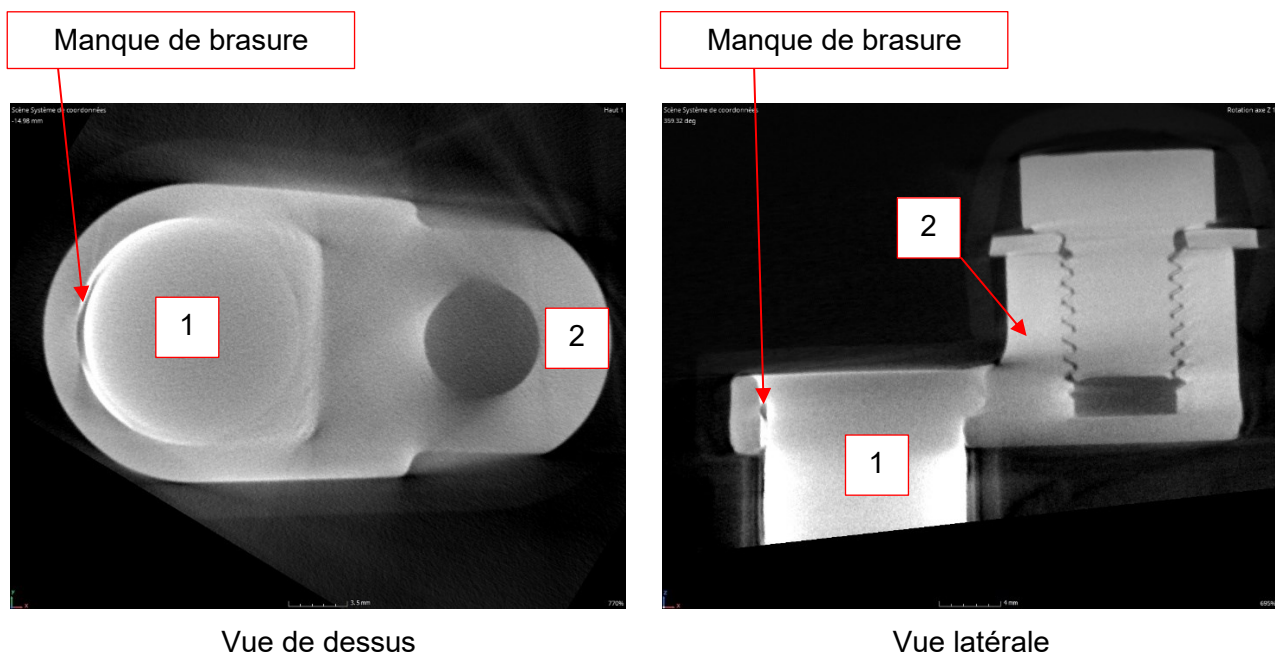


Figure 80 : Borne -
Source : BEA

2.4.4.6.5 – Processus, Tests et mesures

Les tests et mesures ont été réalisés dans le laboratoire de l'Institut National de l'Energie Solaire (INES), un établissement du Commissariat à l'Energie Atomique (CEA), situé à Chambéry.

Le processus suivi durant ces travaux est détaillé dans le tableau ci-dessous :

Phase du processus	Opérations
0	Examen physique tel que défini dans la norme NF EN 60952-1
1	Évaluation de l'état de charge (SoC)
2	Charge complète de la batterie
3	Réalisation de trois cycles : recharge ¹⁴ – décharge ¹⁵ Définition de la capacité de la batterie Définition de l'état de santé de la batterie (SoH)
4	Étude de comportement en surcharge à 23 et à 40°C
5	Étude de comportement lors de micro-cyclage à $I = 70 \text{ A}$

Durant ces tests, en plus des mesures électriques, trois thermocouples ont été installés. Leurs positions (TC1, TC2 et TC3) sont indiquées sur la **Figure 81** ci-dessous.



Figure 81 : Position des thermocouples sur la batterie
Source : INES CEA

Évaluation du SoC lors de la réception de la batterie au laboratoire :

SoC est l'abréviation anglaise de *State of Charge* qui signifie état de charge.

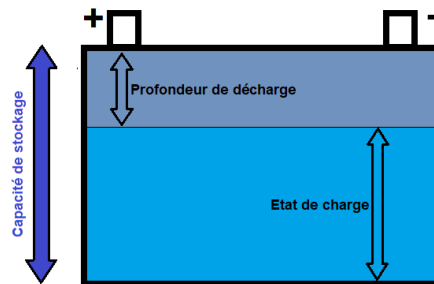
L'état de charge, exprimé en %, est le rapport entre la capacité résiduelle et la capacité nominale de l'accumulateur au moment de la mesure à l'instant t . C'est-à-dire l'énergie restant dans la batterie.

La profondeur de décharge (DOD), exprimé en %, est le rapport entre la capacité déjà déchargée et la capacité nominale de l'accumulateur. C'est-à-dire l'énergie consommée dans la batterie.

La somme des valeurs de SOC et DOD donne toujours 100 %.

¹⁴ Le processus de chargement de la batterie s'est effectué systématiquement à une température de 21°C, à une tension constante de 14,1 V et durant une durée minimale de 20 heures.

¹⁵ Le processus de décharge a été effectué suivant les spécifications de la norme NF EN 60952-1 / chapitre 5.1 - Essais de capacité au régime de 1 I₁ (version en vigueur publiée le 15 février 2014), à une température de 21°C, à un courant constant de 33 A, avec une fin de processus définie lorsque la tension d'arrêt (EPV) est atteinte, soit 10 V (1,67 V par cellule telle que définie dans la norme NF EN 60952-1).



Le SoC a été évalué en définissant la relation entre la tension en circuit ouvert (OCV) et l'état de charge avec l'équation suivante (méthode classique et mise en œuvre régulièrement par le CEA) :

$$SoC (\%) = (83,333 \cdot OCV) - 975$$

À la réception au laboratoire, la batterie présente les caractéristiques suivantes :

Masse	13 634,8 g => Soit 9,3 g inférieure à la masse de la batterie lors de son expédition initiale par Concorde en 2017. Cette évolution de masse n'est pas significative.
Impédance à 1 kHz	5,65 mOhm
OCV	12,76 V

Le SoC est donc évalué à SoC = 88 %.

Définition de la capacité de la batterie, définition du SoH :

SoH est l'abréviation anglaise de State of Health qui signifie État de Santé.

Le SoH est un pourcentage qui évolue de 100 % à 0 % et qui va permettre de caractériser précisément le niveau de détérioration d'une batterie. Initialement une batterie possède une certaine capacité exprimée en ampère-heure (Ah). Au cours du temps, les batteries subissent des réactions électrochimiques internes et des dégradations physiques qui réduisent cette capacité initiale.

Le SoH permet donc de comparer la capacité maximale de la batterie à un instant donné par rapport à la capacité maximale de la batterie lorsqu'elle était neuve.

Les trois essais de déchargement de la batterie permettent de définir la capacité de la batterie, comprise entre 10 et 10,5 Ah, soit SoH compris entre 30 et 32 %. Un écart important est donc noté entre cette valeur et celle définie à 81,6 %. le 28/04/2021 Cet écart semble indiquer un vieillissement précoce de la batterie entre le 28/04/2021 et la date d'examen au CEA ; cet écart est, probablement favorisé par la dépose de la batterie et son stockage sans charge avant la date d'examen au CEA.

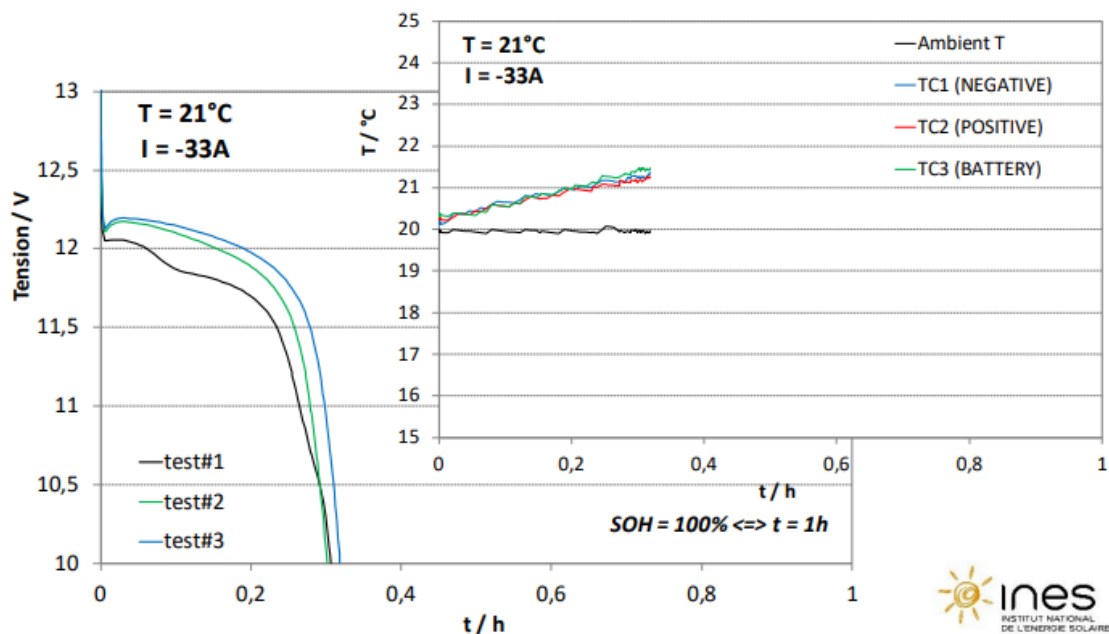


Figure 82 : Données acquises lors des trois déchargements de la batterie
Source : INES CEA

Étude de comportement en surcharge à $23 \pm 5^\circ\text{C}$ et à 40°C :

Ces tests se sont appuyés sur les spécifications de la norme NF EN 60952-1 (chapitre 5.12-Endurance en surcharge), avec les adaptations suivantes :

- ce test a été mené avec une batterie partiellement chargée, à l'issue du déchargement précédent ;
- la tension a été stabilisée à 14 V (14,5 V demandés dans la norme) ;
- la durée du test a été réduite à 150 heures.

Après la phase de surcharge, un déchargement, identique à ceux décrits précédemment, est réalisé.

À l'issue du test mené à 21°C , il est constaté :

- une stabilisation du courant à 86 mA après 80 heures de test ;
- l'absence de l'élévation de la température de la batterie ;
- une capacité lors du déchargement légèrement supérieure à celle mesurée précédemment.

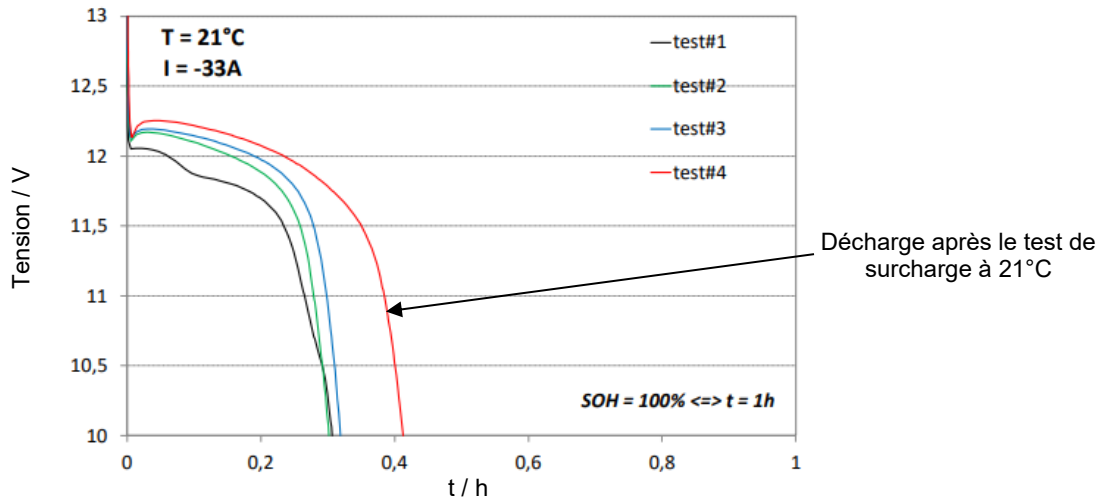


Figure 83 : Données acquises lors du déchargement de la batterie réalisé après le test de surcharge à 21°C
Source : INES CEA

À l'issue du test mené à 40°C, il est constaté :

- l'absence de l'élévation de la température de la batterie ;
- une capacité lors du déchargement nettement supérieure à celle mesurée précédemment.

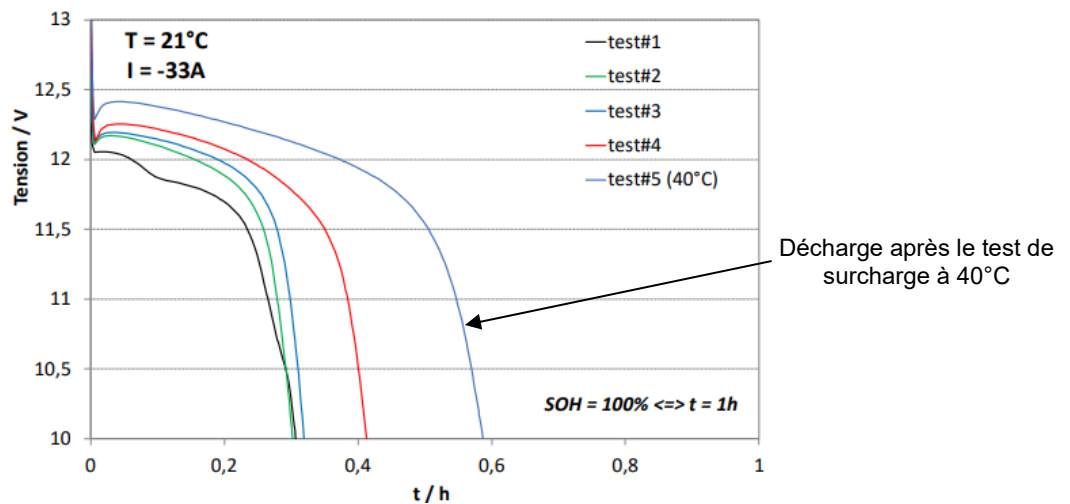


Figure 84 : Données acquises lors du déchargement de la batterie réalisé après le test de surcharge à 40°C
Source : INES CEA

Étude de comportement lors de micro-cyclage à I = 70 A :

Durant ces tests, il est constaté que :

- la tension de la batterie reste dans les limites d'utilisation spécifiée ;
- la température du « corps » de la batterie s'élève à environ 50°C ;
- la température au droit des bornes de la batterie s'élève à environ 40°C.

Les experts du CEA indiquent que ces résultats démontrent que l'application d'un tel courant sur une batterie contenant des séparateurs faiblement saturés en électrolytes pourrait amorcer un processus d'emballement thermique violent. Si un tel phénomène s'amorce, la température augmentera encore.

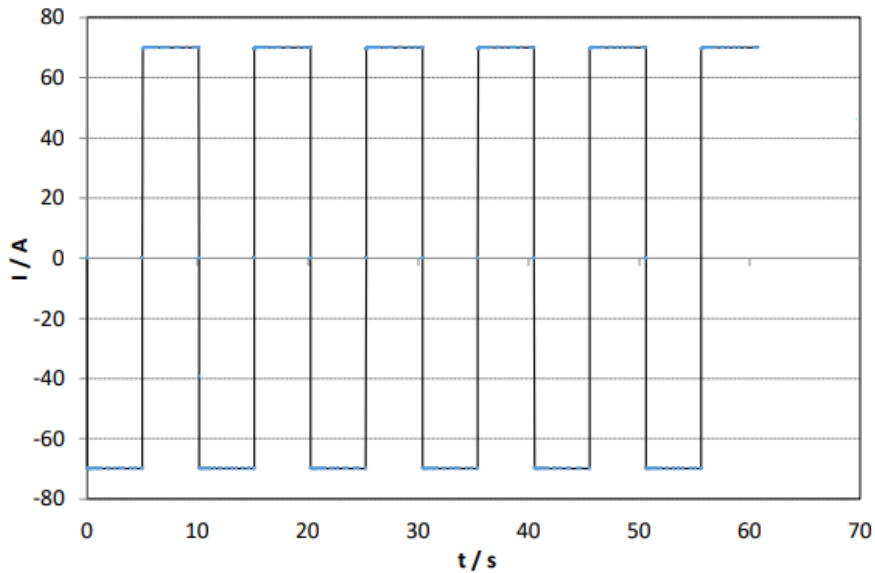


Figure 85 : Profil du courant durant le test
Source : INES CEA

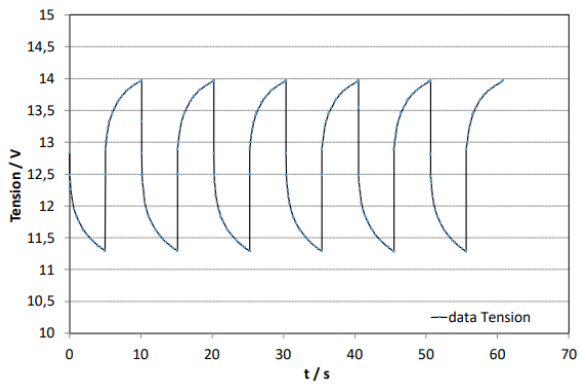


Figure 86 : Profil de tension au début du test
Source : INES CEA

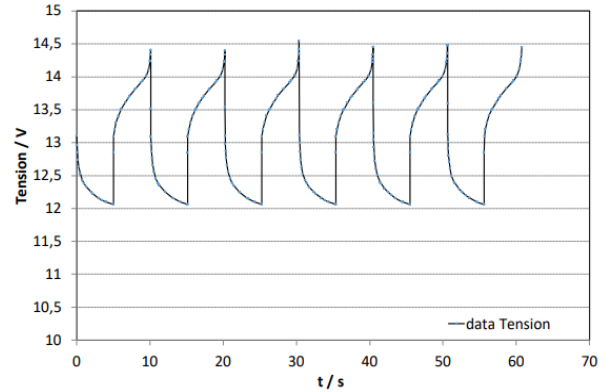
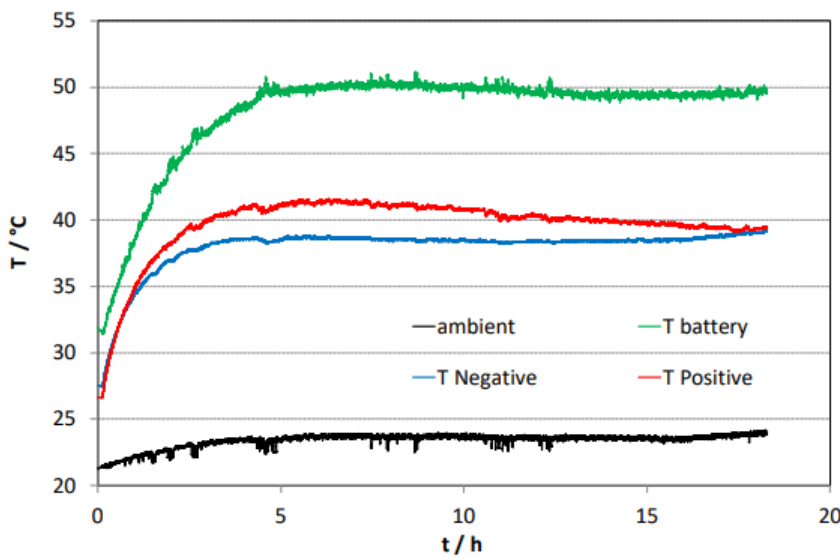


Figure 87 : Profil de tension à la fin du test
Source : INES CEA



Légende :

- : Température de l'environnement
- : Température du corps de la batterie
- : Température au droit de la borne +
- : Température au droit de la borne -

Figure 88 : Mesures des températures durant le test
Source : INES CEA

2.4.4.6.6 – Examen destructif

Note : La masse de la batterie est demeurée identique entre le début des tests décrits précédemment et leur fin. La résistance interne de la batterie est également demeurée constante. Ces deux constats indiquent que les tests électriques n'ont pas été « destructifs ». Les observations faites lors de l'examen destructif traduisent donc bien le vieillissement de la batterie avant sa transmission au CEA.

Les spécialistes du CEA définissent la batterie RG-35AXC comme une batterie de très haute qualité d'assemblage.

La batterie est composée de six cellules (**Figure 89**).



Figure 89 : Cellules composant la batterie
Source : INES CEA

Pour chaque cellule, le tableau ci-dessous indique la densité d'acide sulfurique (à 25°C et pour une tension aux bornes de la batterie de 12,99 V avant son ouverture), la tension et la résistance interne :

Numérotation des cellules	Densité d'acide sulfurique (g/ml)	Tension (V)	Résistance interne (Ohm)
1 (associée à la borne – de la batterie)	1,323	2,153	0,94
2	1,337	2,166	0,85
3	1,340	2,170	0,83
4	1,337	2,166	0,86
5	1,332	2,160	0,87
6 (associée à la borne + de la batterie)	1,326	2,155	0,96

Chaque cellule comporte huit plaques positives, de dimensions 110 x 115 mm et d'épaisseur 1,4 mm, et neuf plaques négatives, de dimensions 110 x 115 mm et d'épaisseur 1,1 mm (Figure 90). Les plaques positives sont enveloppées de l'assemblage suivant (épaisseur de l'assemblage : 1,08 mm) :

- couche externe en polyéthylène ;
- couche interne AGM, bien saturée en électrolyte.

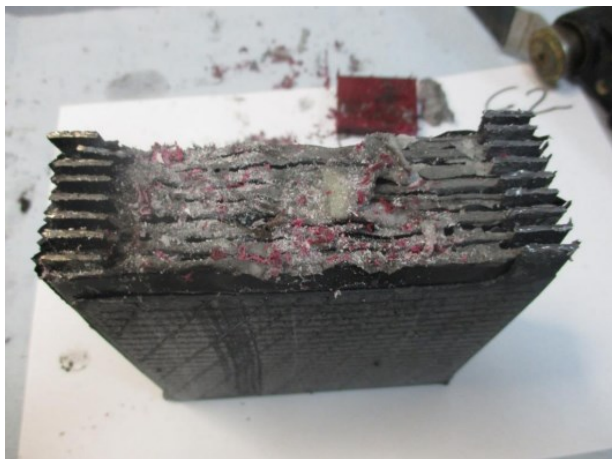
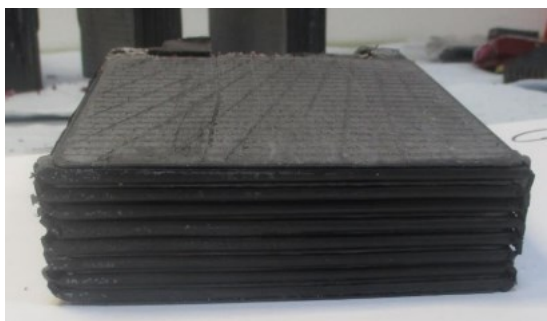


Figure 90 : Cellule 2
Source : INES CEA

L'examen détaillé de chaque cellule n'a pas mis en évidence d'endommagement associé au processus de fabrication et d'assemblage.

Les plaques négatives sont en très bon état ; elles ont un aspect homogène (**Figure 91**).

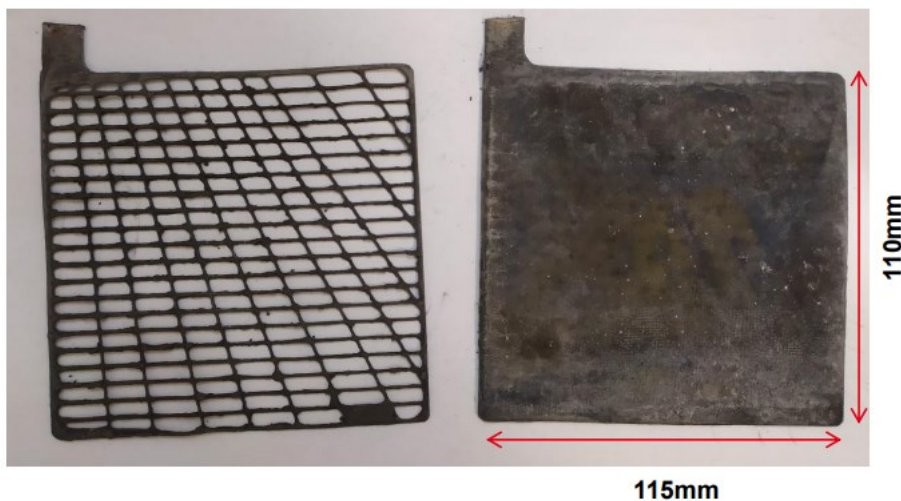


Figure 91 : Exemple de plaque négative
Source : INES CEA

Les plaques positives présentent une corrosion modérée à sévère (**Figure 92**). Ces plaques sont rendues très fragiles en raison de ce phénomène d'endommagement.
Les spécialistes du CEA indiquent que cet état de dégradation des plaques positives peut expliquer la faible capacité de la batterie mesurée au laboratoire.



Figure 92 : Exemple de plaque positive
Source : INES CEA

Les valves sont en très bon état.

2.4.4.6.7 – Conclusion des experts du CEA

En conclusion, ces essais montrent que :

- À son arrivée au laboratoire, la batterie présente un état de santé, SoH, d'environ 30 %, bien inférieur au dernier contrôle réalisé le 28/04/2021. Les spécialistes du CEA indiquent que cette baisse conséquente de la capacité de la batterie pourrait être consécutive au phénomène de corrosion des plaques positives. Ce phénomène de corrosion est le mécanisme de vieillissement le plus courant à la fin de la durée de vie des batteries au plomb, avec un mode d'utilisation similaire à celui sur l'aéronef.
- Les résultats des tests de micro-cyclages à $I = 70$ A montrent que l'application d'un tel courant sur une batterie contenant des séparateurs faiblement saturés en électrolyte pourrait amorcer un processus d'emballement thermique violent.
- La batterie est capable de fonctionner en toute sécurité à une tension de 14 V, à une température de 40°C. Ce constat est en adéquation avec les observations réalisées lors de l'examen destructif, ainsi qu'avec la technologie de cette batterie qui la protège d'un phénomène de recombinaison excessive de l'oxygène.

2.4.4.6.8 – Commentaires et tests réalisés par Concorde Aircraft Batteries

La société Concorde Aircraft Batteries est globalement d'accord avec les travaux réalisés.

Les deux principaux commentaires sont les suivants :

- La faible capacité mesurée au laboratoire est probablement le résultat d'un phénomène de sulfatation, en raison du stockage sans recharge de la batterie du 28/04/2021 à la date de mesure au laboratoire du CEA.

Les spécialistes du CEA indiquent que le phénomène de sulfatation n'est pas intervenu. Ils le justifient par les constats réalisés lors de l'examen destructif.

- Au cours du test de micro-cyclage à $I = 70$ A, la température du corps de la batterie a atteint 50°C puis est restée stable à cette température. Le constructeur précise qu'il est impossible de statuer sur la possibilité d'amorcer d'un phénomène d'emballement thermique à partir de ces données.

Les spécialistes du CEA indiquent que le test de micro-cyclage minimise l'élévation de température par rapport à une situation au court de laquelle l'intensité serait continue.

Concorde Aircraft Batteries a réalisé des tests en considérant trois scénarios décrits ci-dessous. Les tests ont été effectués avec une batterie RG-35AXC de 6 ans, fabriquée en avril 2017.

- **Scénario 1 :**

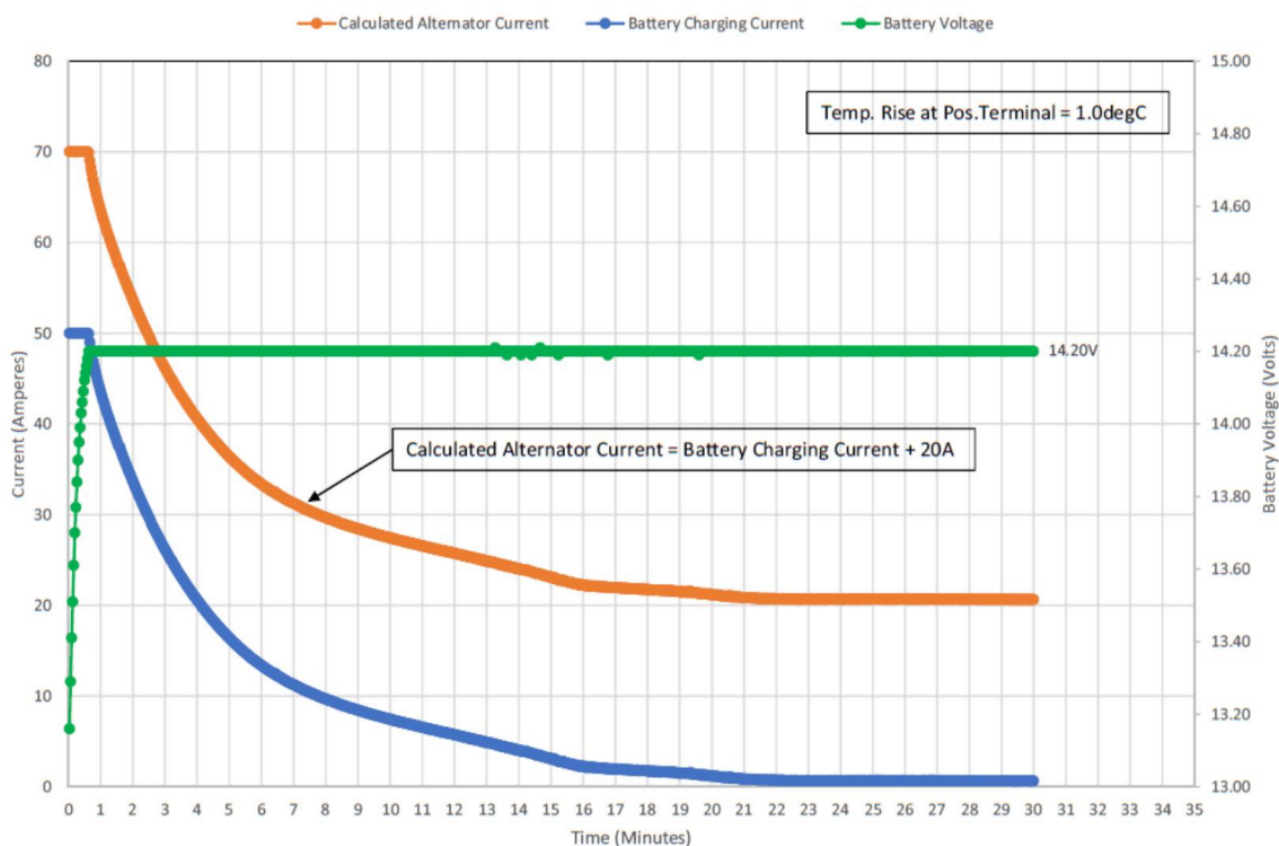
Dans ce scénario, la batterie démarre à trois reprises le moteur de l'avion puis l'alternateur recharge la batterie (comme attendu) après le démarrage du moteur et pendant le vol. Il a été estimé que les vérifications avant vol et le démarrage du moteur réduisaient de 12 % environ la capacité de la batterie.

Un courant de 33 A pendant 5 minutes a été utilisé pour simuler les charges avant le démarrage du moteur.

Trois démarrages du moteur ont été simulés (pic d'intensité = 330 A, durée = 15 secondes).

Une tension de charge de 14,2 volts a été supposée, ce qui correspond au réglage typique des régulateurs de tension.

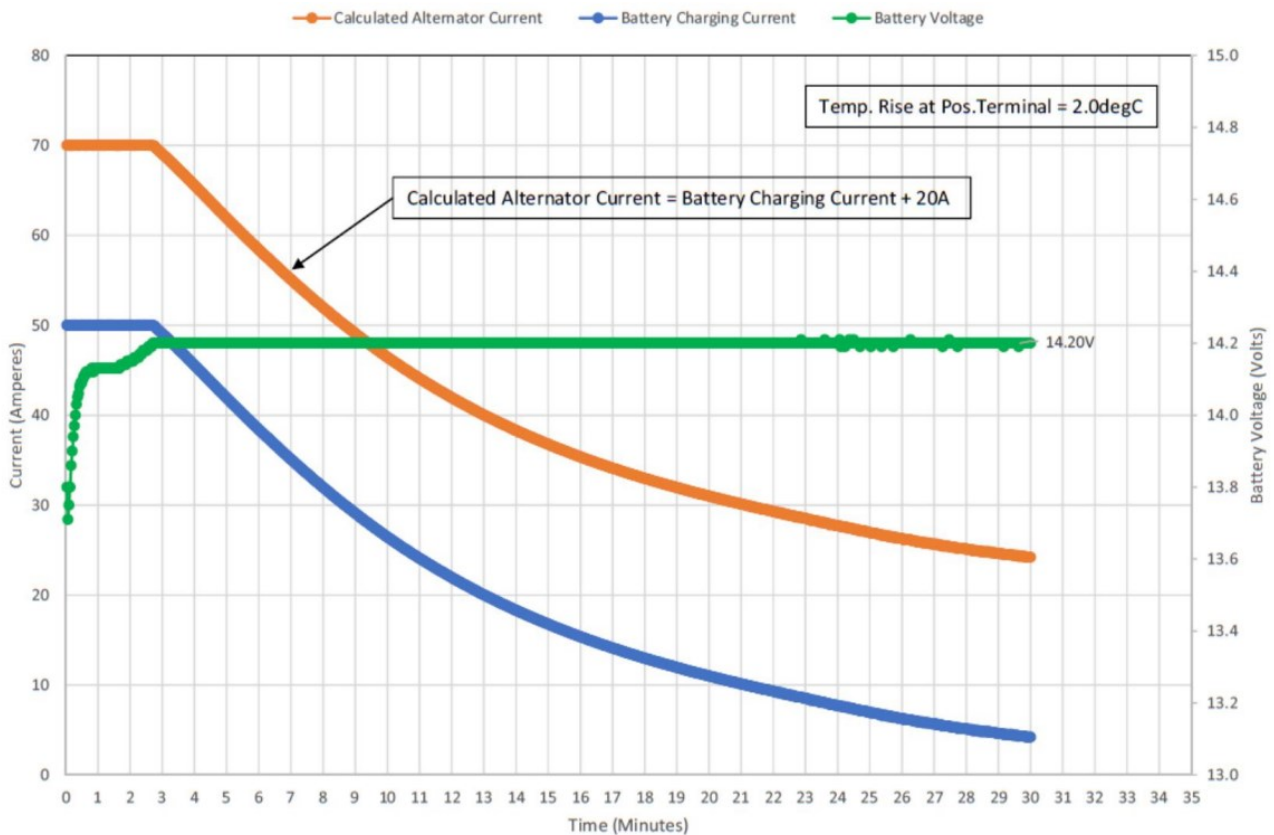
L'alternateur délivre sa puissance maximale avec une intensité maximale en sortie de 70 A pendant moins d'une minute. Une fois que la tension de la batterie atteint 14,2 volts, le régulateur de tension maintient ce point de consigne et le courant diminue à mesure que l'état de charge de la batterie augmente. Au bout de 15 minutes, le courant « alternateur » se stabilise à environ 23 A. Il est noté que la température mesurée à la borne positive n'a augmenté que de 1°C lors de ce test.



- **Scénario 2 :**

Dans ce scénario, la batterie démarre une seule fois le moteur de l'avion puis l'alternateur recharge la batterie normalement après le démarrage du moteur et pendant le vol. Il a été estimé que les vérifications avant vol et le démarrage du moteur réduisaient d'environ 34 % la capacité de la batterie.

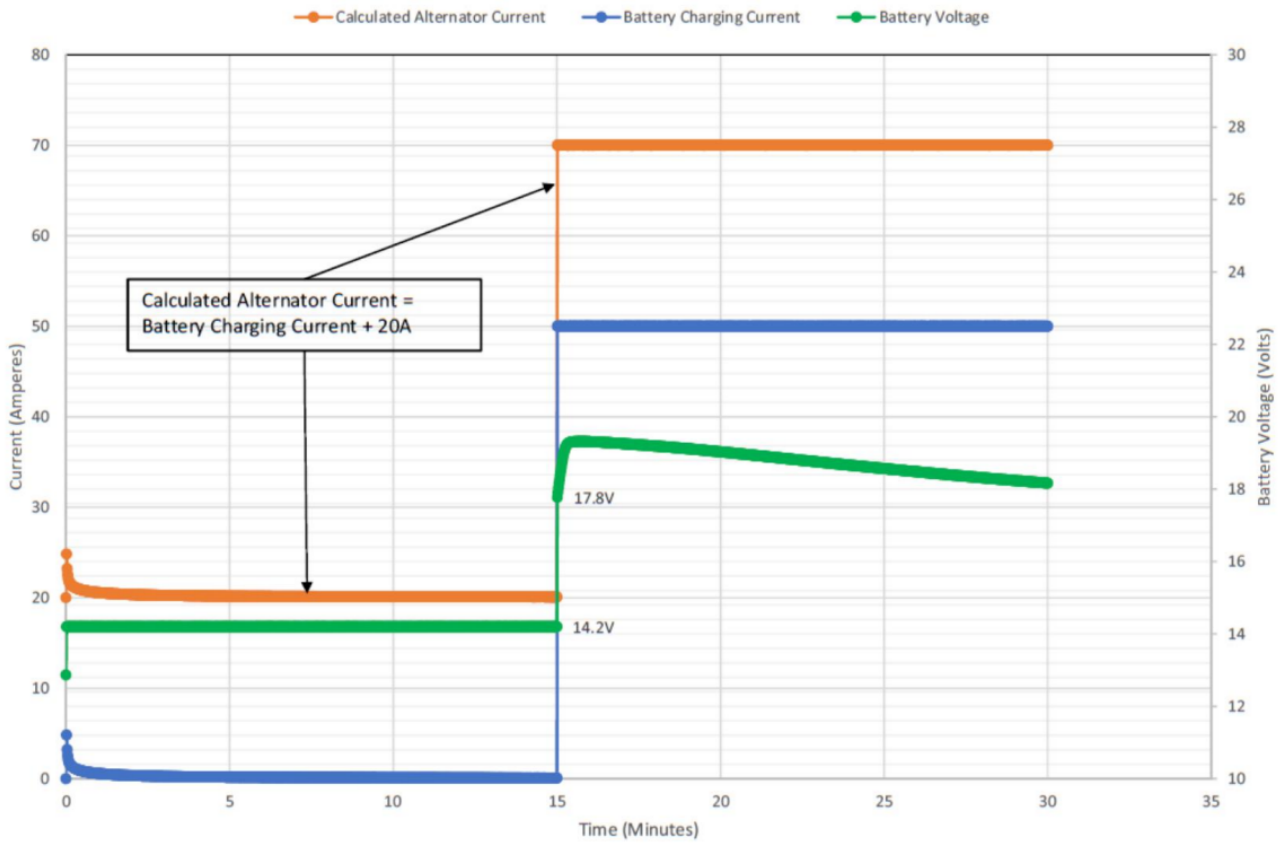
L'alternateur délivre sa puissance maximale avec une intensité maximale en sortie de 70 A pendant moins de 3 minutes. Une fois que la tension de la batterie atteint 14,2 volts, le régulateur de tension maintient ce point de consigne et le courant diminue à mesure que l'état de charge de la batterie augmente. Au bout de 15 minutes, le courant alternateur se stabilise à environ 37 A. Il est noté que la température mesurée à la borne positive n'a augmenté que de 2°C lors de ce test.



- **Scénario 3 :**

Le scénario n°3 suppose que l'augmentation soudaine du courant en sortie de l'alternateur (jusqu'à 70 A, reporté dans le témoignage du pilote) pouvait être produite par une défaillance soudaine du régulateur de tension, provoquant l'application d'une tension de sortie élevée de l'alternateur à la batterie.

La batterie a été chargée à 14,2 volts pendant 15 minutes, puis un courant constant de 50 A a été appliqué pendant 15 minutes. La tension de la batterie a immédiatement dépassé 17 V (le premier point de données en 1 seconde était de 17,8 V). La température de la borne positive a atteint 32°C lors de ce test, soit une augmentation de seulement 13°C.



Concorde Aircraft Batteries précise l'absence de scénario ou de mode de panne connu de la batterie qui pourrait expliquer l'élévation soudaine de la puissance délivrée par l'alternateur après 15 minutes de vol.

2.4.5. Dispositif à diodes entre l'alternateur et le *Master Solenoid*

2.4.5.1 – Composition du dispositif à diodes

Le dispositif à diode est composé d'un assemblage de diodes de puissance fixé sur un radiateur métallique. Ce radiateur est fixé au plancher de l'aéronef en quatre points. Le détail du montage sur le plancher de l'avion est schématisé sur la **Figure 94**.

Le radiateur métallique est composé en alliage d'aluminium et protégé extérieurement par une couche d'anodisation électrolytique, dont la température de fusion est d'environ 700°C (définie par le BEA par des essais au four¹⁶).

Le dispositif à diodes est positionné au centre du radiateur métallique. Il se compose de quatre cellules identiques fabriquées par Motorola (**Figure 93**).

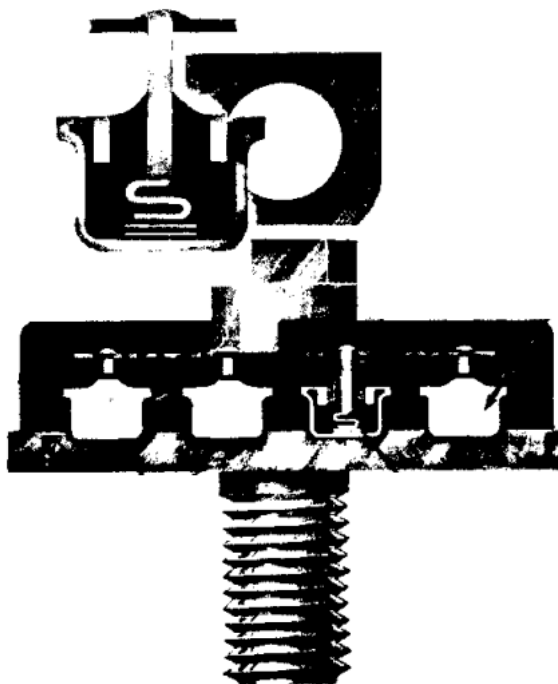


Figure 93 : Schéma extrait de la *datasheet* de l'équipement

Source :

<https://www.datasheetarchive.com/pdf/download.php?id=f047b9144a0ad735bf38bf912096678e62d51e&type=O&term=MR1215SLR>

Ce dispositif est fixé sur le plancher de l'avion. Il est isolé électriquement du plancher par un feuilard phénolique et isolé électriquement des éléments de fixation par des rondelles isolantes.

Les informations délivrées par Concorde Aircraft Batteries indiquent que le feuilard de phénolique a les caractéristiques suivantes :

- Point éclair : 349°C ;
- Température d'auto-inflammation : 508°C.

¹⁶ Ces essais ont débuté à 250°C jusqu'à la constatation de la fusion. La fusion a été atteinte entre 690 et 720°C. A chaque pas de température, cette dernière a été stabilisée durant 30 minutes. Ces essais ont été réalisés à pression ambiante. Le four utilisé est le modèle Carbolite GERO, type ELF 11/23 (modèle de 2022).

La température de ramollissement et la température de fusion d'une rondelle isolante ont été définies par le BEA par des essais au four¹⁷. Les températures sont les suivantes :

- Température de ramollissement : lors des essais réalisés, le ramollissement débute à environ 450°C ;
- Température de fusion/destruction par effet thermique : la destruction a été constatée à une température comprise entre 480 et 500°C.



Ramollissement de la rondelle isolante



Destruction de la rondelle isolante

¹⁷ Ces essais ont débuté à 80°C et la température a été élevée par pas de 30°. Un palier de 30 minutes a été respecté après chaque changement de température. Le test a été interrompu lorsque la fusion a été atteinte. Ces essais ont été réalisés à pression ambiante. Entre 80 et 290°C, le four utilisé est un modèle Memmert. Au-delà de 290°C, le four utilisé est le modèle Carbolite GERO, type ELF 11/23 (modèle de 2022).

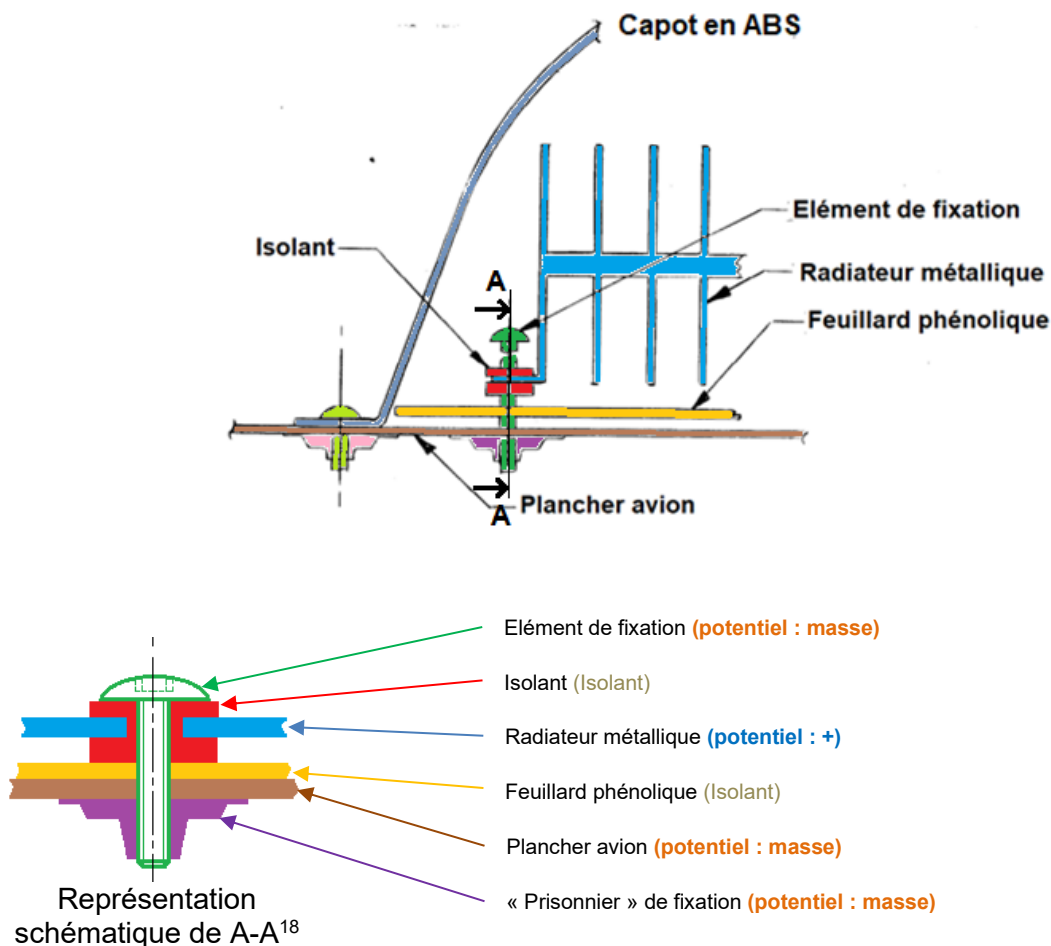


Figure 94 : Schéma de montage du radiateur sur le plancher de l'avion

Source : https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwjWsbr3qf-AAxV2VaQEHT1dDtsQFnoECACQAQ&url=https%3A%2F%2Fwww.dolmint.com%2Fsites%2Fdefault%2Ffiles%2Fservice%2FSB_0623.pdf&usq=AOvVaw0nCM9aih5LzjOE1eou5DNK&opi=89978449

¹⁸ La figure proposée est un schéma de principe pour faciliter la compréhension ; elle n'est pas une représentation à l'échelle.

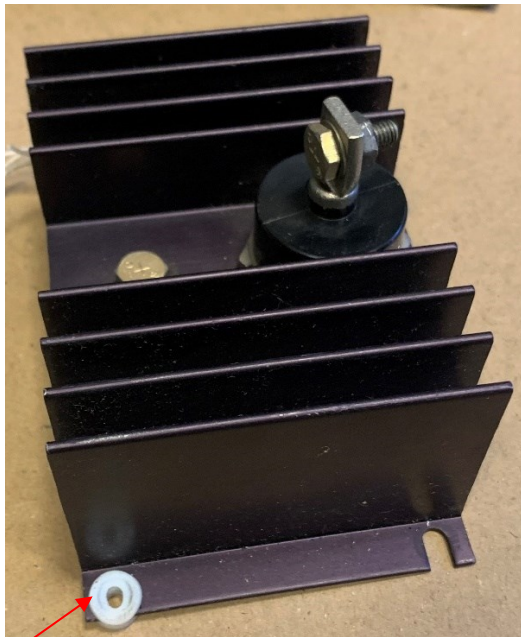


Figure 95 : Dispositif à diodes fourni au BEA par Concorde Aircraft Batteries¹⁹

Source : BEA

Isolant au droit d'un point de fixation

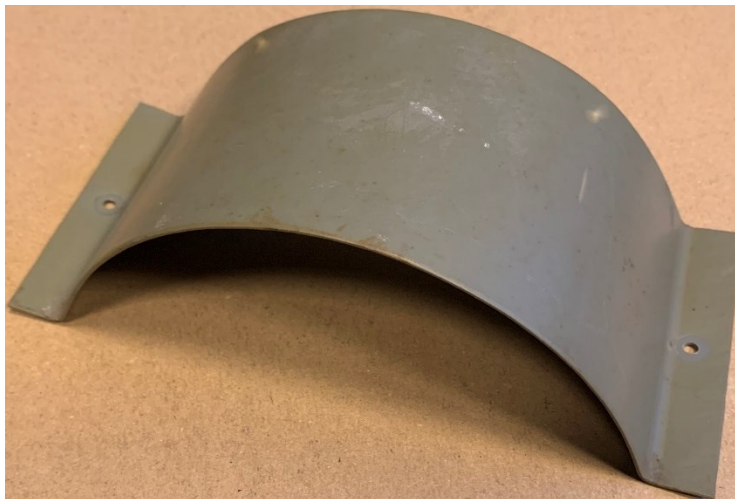


Figure 96 : Capot en ABS fourni au BEA par Concorde Aircraft Batteries

Source : BEA

Le constructeur de l'avion Piper a publié le Service Bulletin # 623, le 1 novembre 1978²⁰. Le numéro de série de l'avion HB-PNP ne figure pas dans les aéronefs concernés par ce Service Bulletin.

Ce document précise qu'une mauvaise installation d'une ou plusieurs rondelles isolantes peut mener les vis de fixation associées à entrer en contact mécanique – et de facto électrique -. Ce contact, même par intermittence, avec le dispositif à diodes peut provoquer un court-circuit temporaire et conduire l'alternateur à délivrer sa puissance maximale.

¹⁹ Lors de la réception de ce matériel par le BEA, il est noté qu'un isolant (normalement au nombre de quatre, un par point de fixation) est absent.

²⁰ https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwjWsbr3qf-AAxV2VaQEHT1dDtsQFnoECACQAQ&url=https%3A%2F%2Fwww.dolmint.com%2Fsites%2Fdefault%2Ffiles%2Fservice%2FSB_0623.pdf&usq=AOvVaw0nCM9aih5LzjOE1eou5DNK&opi=89978449

Par ailleurs, le constructeur de l'avion Piper a précisé au BEA les points suivants :

- Le manuel de maintenance Piper applicable pour le modèle PA-28RT-201T ne spécifie aucune exigence de maintenance relative au dispositif à diodes.
- Le Service Bulletin # 623, publié le 1 novembre 1978, s'applique à divers modèles Arrow fabriqués entre 1975 et 1978. Le PA-28RT-201T a été fabriqué entre 1979 et 1988, ce qui est en dehors des dates applicables au SB 623.

2.4.5.2 – Examens détaillés du dispositif à diodes

Le dispositif à diodes présente les endommagements suivants :

- Le capot en ABS (cf page 22) est totalement détruit. Seules les brides du capot sont encore partiellement présentes avec leur vis de fixation en position et correctement serrées. Les résidus de la bride située le long du fuselage sont plus conséquents.
- Dans l'un de ses coins, le radiateur métallique s'est dégradé sous l'effet d'une exposition thermique qui a engendré la fusion de l'alliage qui le compose (**Figure 104**). La vis de fixation associée et la rondelle isolante ne sont plus présentes. Les trois autres vis de fixation sont en revanche en position (**Figure 98**)²¹.
- Le radiateur métallique présente également une coloration marron/violette. Initialement, ce radiateur métallique a une teinte noire. Concorde Aircraft Batteries a indiqué au BEA qu'un essai avait été réalisé sur un radiateur métallique similaire, en l'exposant à une torche au propane. A l'issue de cet essai, Concorde Aircraft Batteries a constaté un changement de teinte externe du radiateur métallique, de la teinte noire vers une teinte « violette ».
- Le feuillard de phénolique est en position sous le radiateur métallique (**Figure 99**). Le feuillard présente un aspect noirci autour du point de fixation au droit duquel le radiateur métallique a fondu (Pt1) (**Figure 99** et **Figure 100**). Le feuillard est également partiellement brûlé au droit du coin avant gauche (autour de Pt3), situé le plus proche de la borne + de la batterie.
- 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 (Pt1) (**Figure 101**). Le « prisonnier » assurant le maintien de la vis de fixation présente également un aspect foncé (**Figure 102**). Cet aspect noirci n'est pas constaté autour des trois autres points de fixation (Pt2, Pt3 et Pt4).
- L'ensemble comprenant la diode s'est désolidarisé du radiateur métallique, après la fusion de zones brasées (**Figure 103**) ;
- Le conducteur provenant de l'alternateur est bien connecté au dispositif à diodes (**Figure 104** et **Figure 105**). L'âme du conducteur est en revanche oxydée et présente un « gonflement » au droit de la cosse fixée sur le radiateur métallique.
- Le fusible de 5A, connecté au dispositif à diode, est en position et entier (**Figure 106**). Le porte fusible associé est entier, non endommagé.

En conclusion, les constats sur le dispositif à diodes traduisent une élévation de température anormalement élevée, bien supérieure à la quantité de chaleur pouvant être évacuée par le radiateur métallique.

²¹ Pour simplifier la compréhension dans le reste du document, les points de fixation du radiateur métallique ont été désignés arbitrairement Pt1, Pt2, Pt3 et Pt4 tel que présentés sur la **Figure 98**.

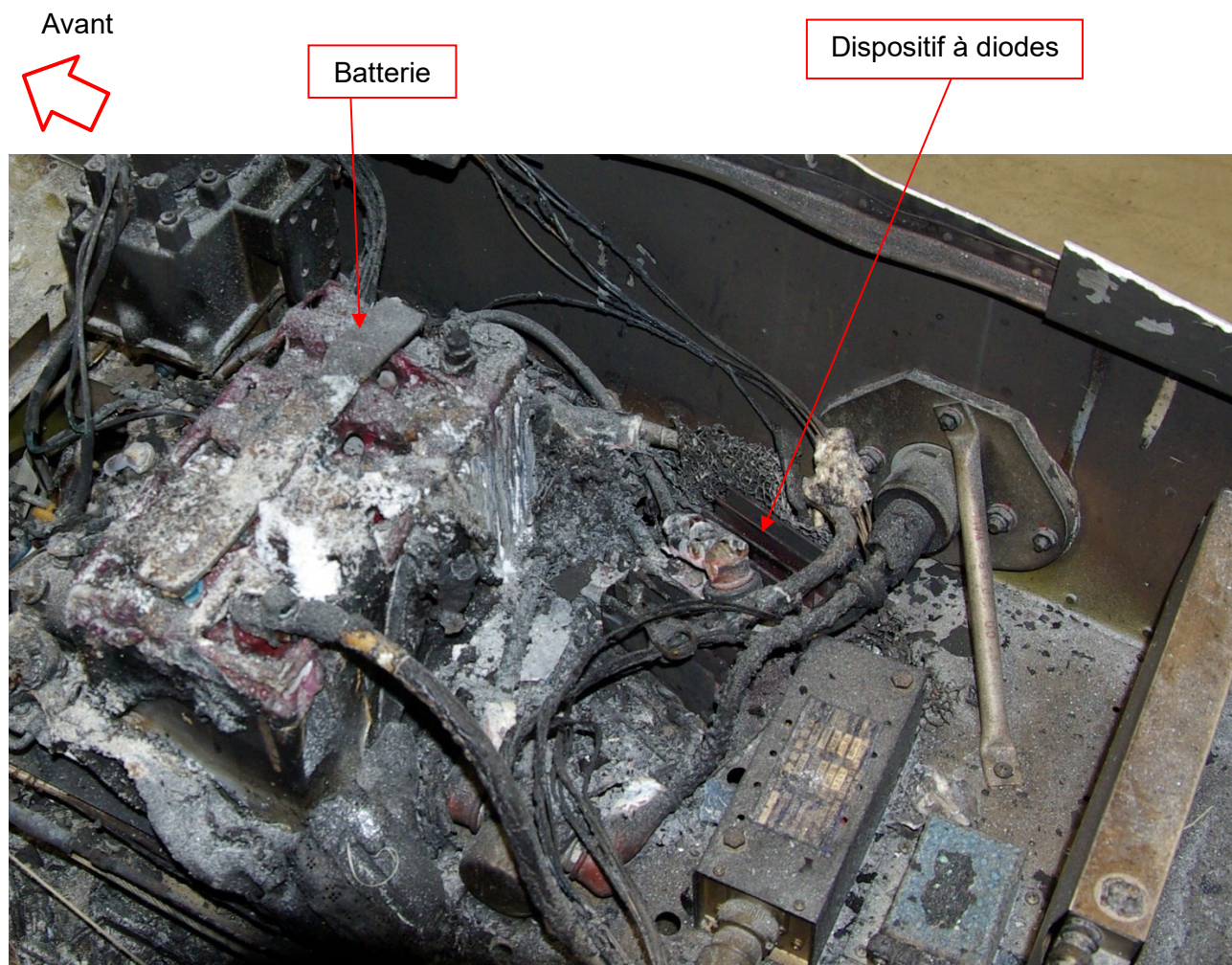
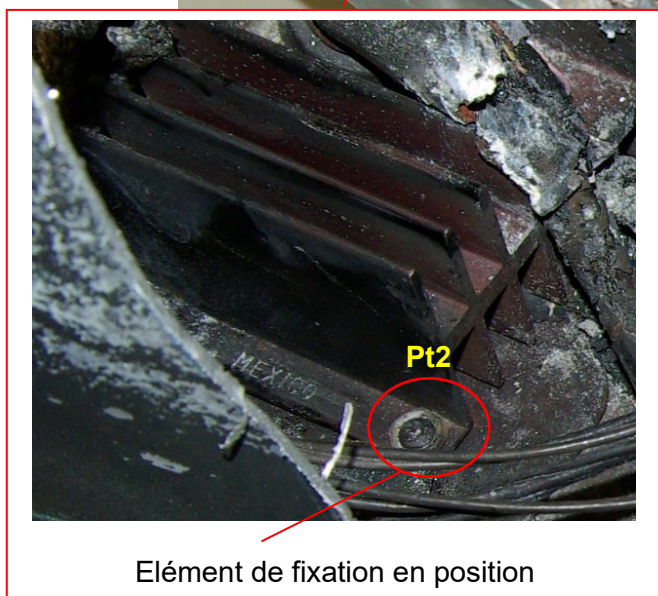
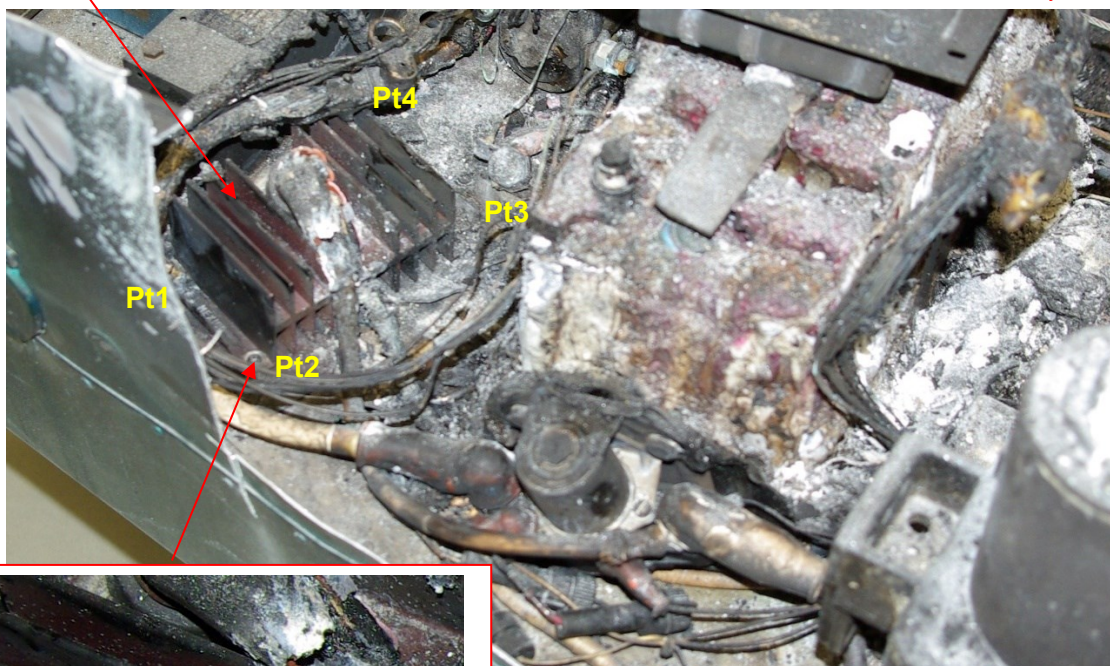


Figure 97 : Dispositif à diodes en position sur le plancher de l'avion
Source : BEA

Dispositif à diodes

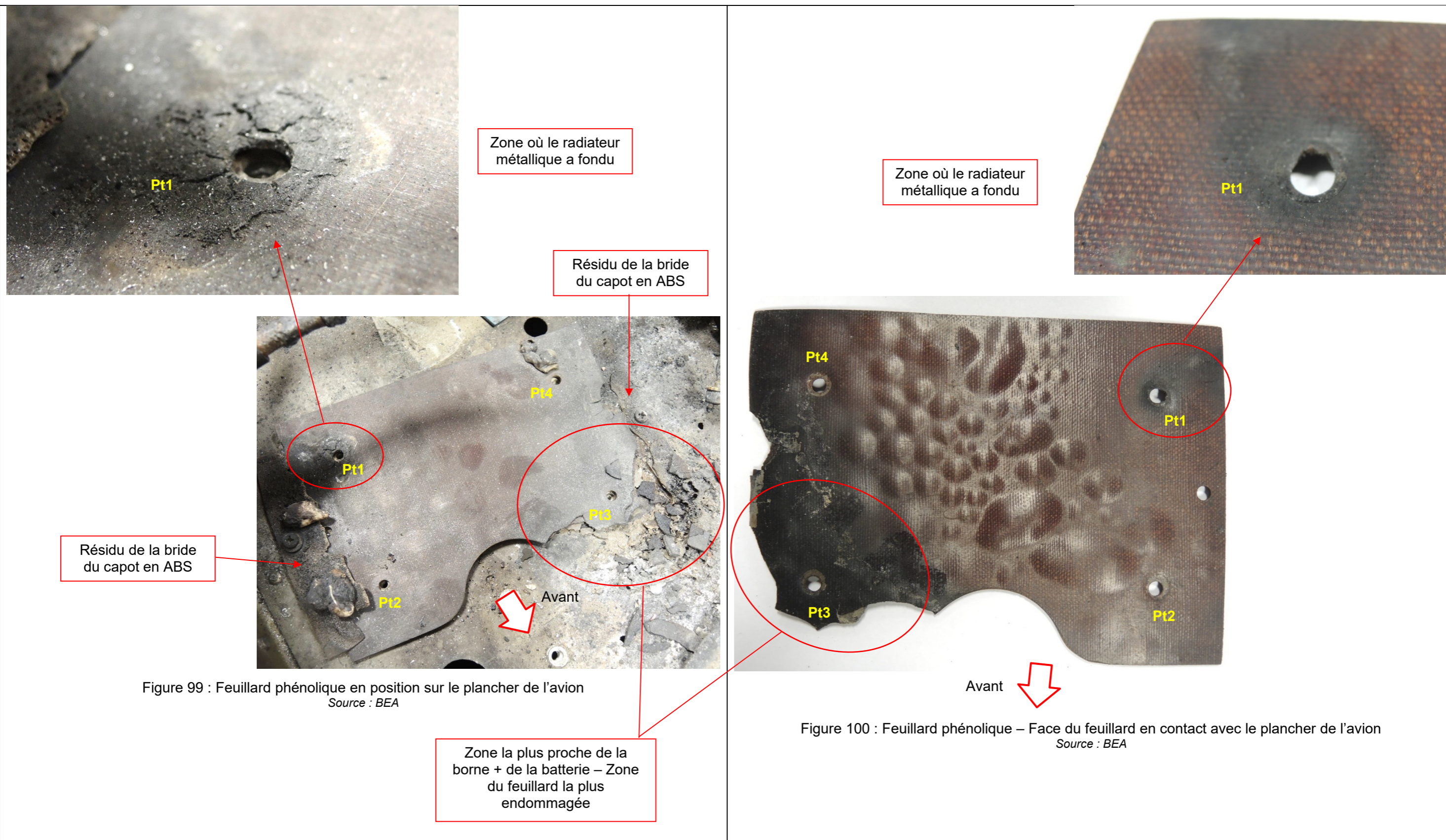
Avant



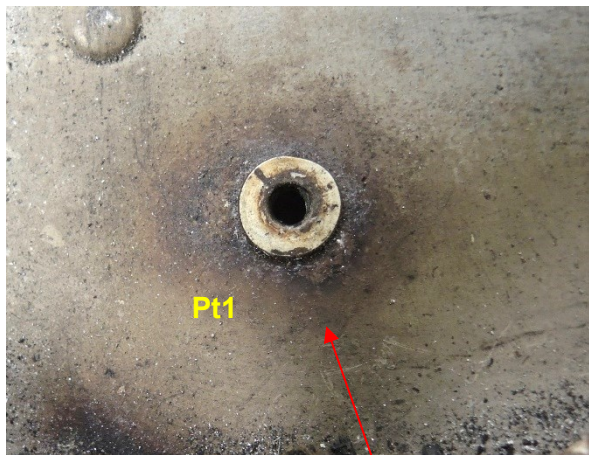
Élément de fixation en position

Figure 98 : Dispositif à diodes en position sur le plancher de l'avion

Source : BEA



Rappel : Les points de fixation du dispositif à diodes sur le plancher de l'avion ont été repérés arbitrairement Pt1, Pt2, Pt3 et Pt4 pour faciliter la compréhension.



Zone où le radiateur métallique a fondu

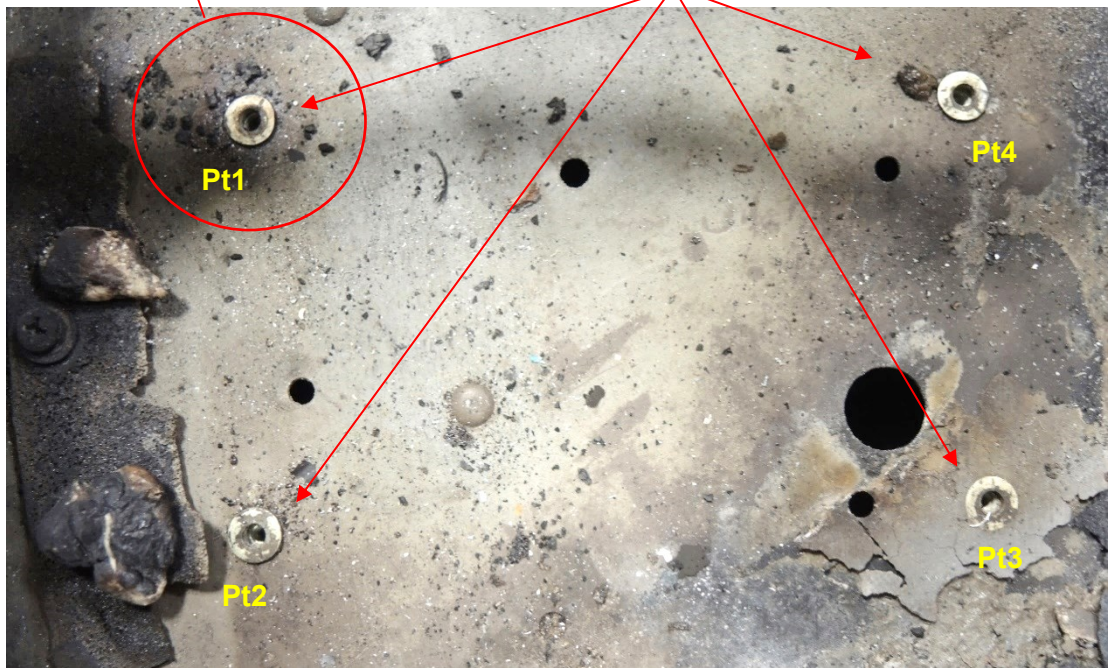


Figure 101 : Plancher de l'avion sous le dispositif à diodes
Source : BEA

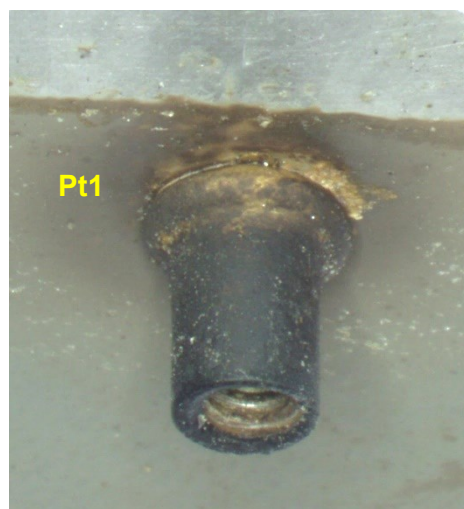


Figure 102 : Point de fixation du plancher de l'avion au droit de la zone fondue du radiateur métallique
Source : BEA

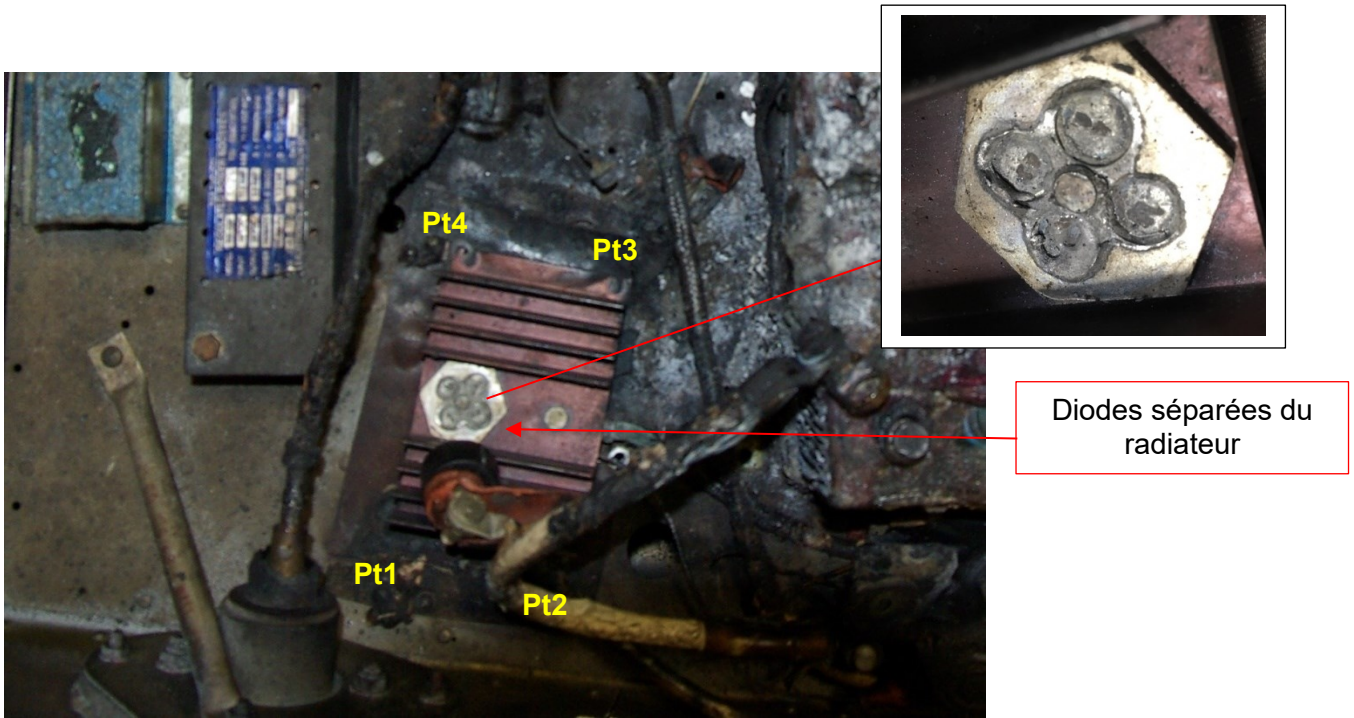


Figure 103 : Diodes et son radiateur
Source : BEA

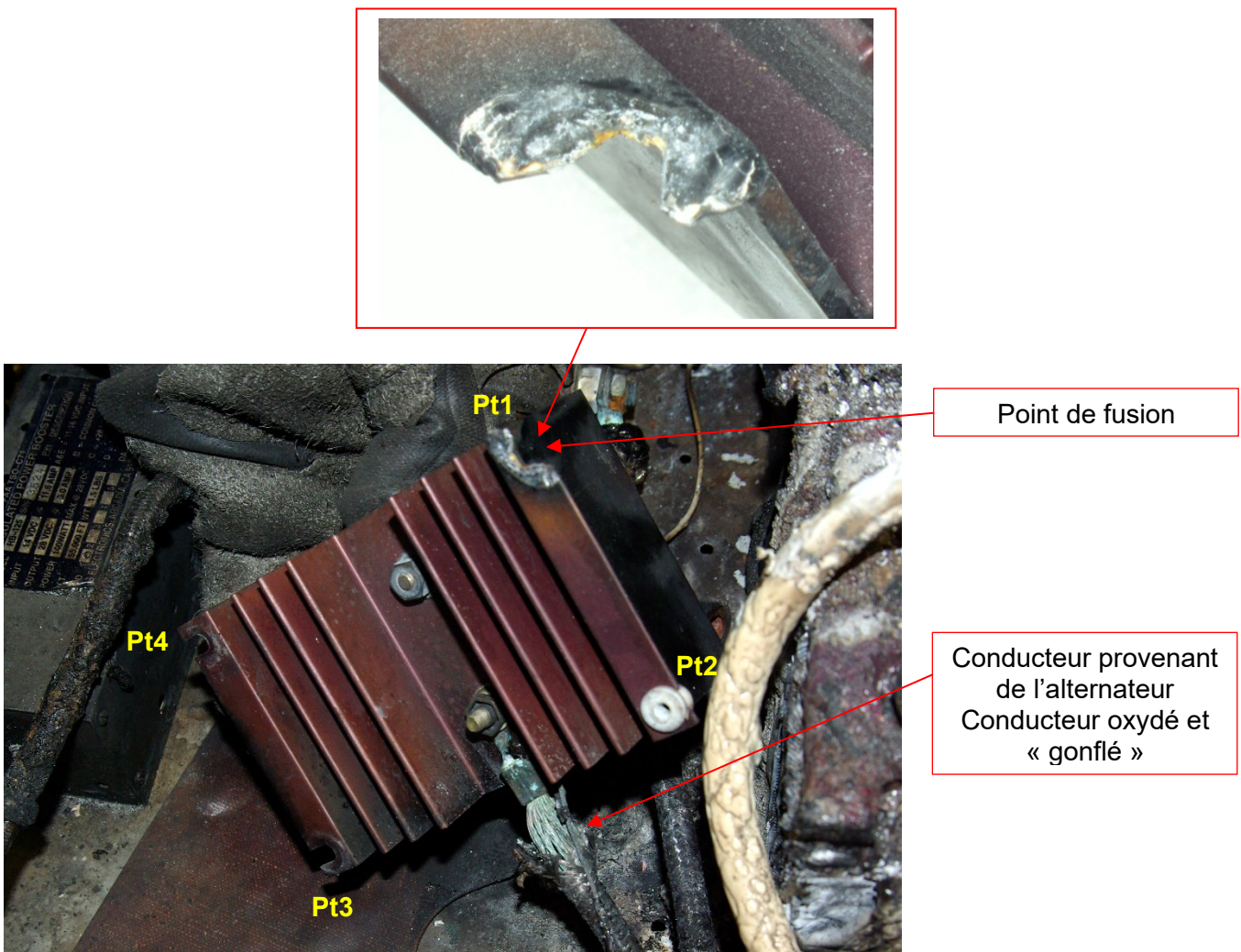


Figure 104 : Câble provenant de l'alternateur fixé au radiateur
Source : BEA

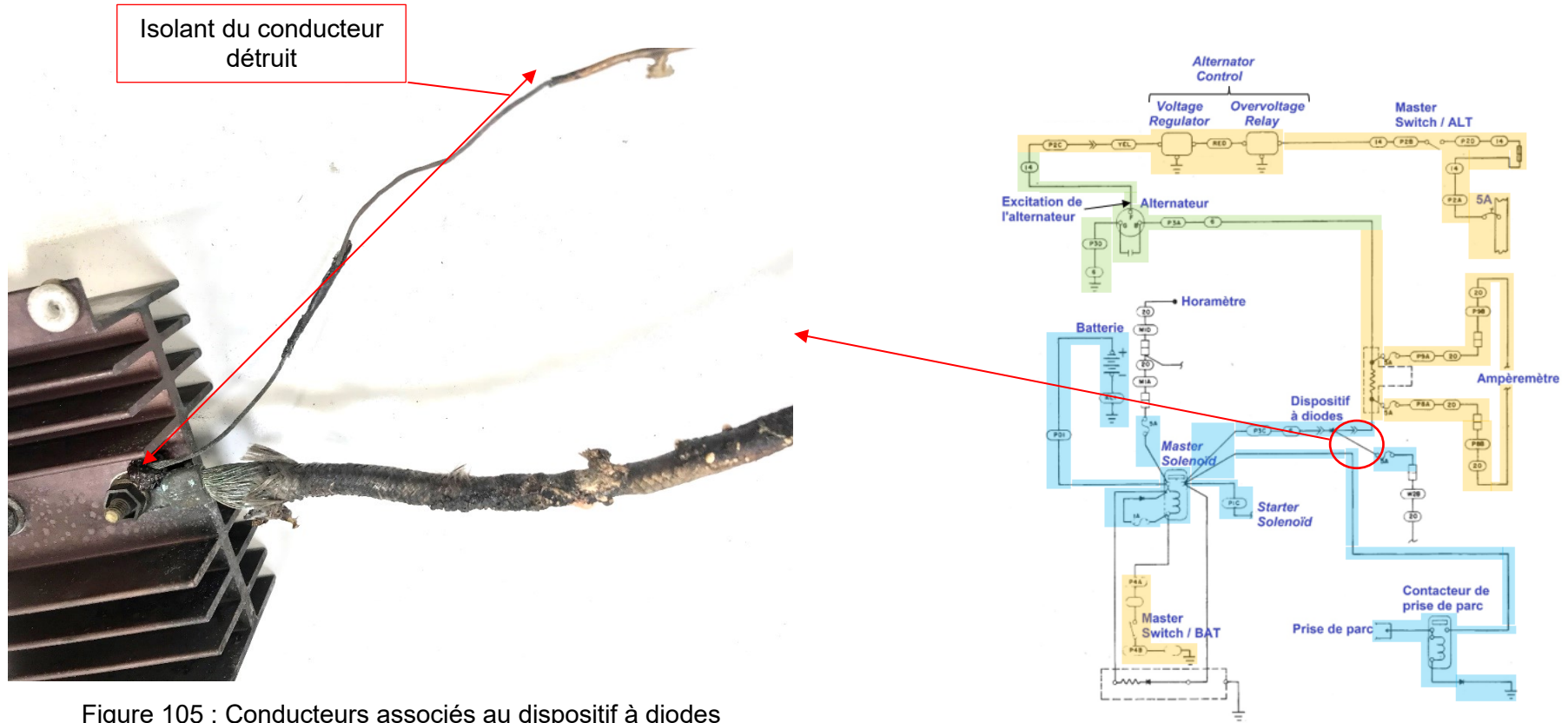


Figure 105 : Conducteurs associés au dispositif à diodes
Source : BEA

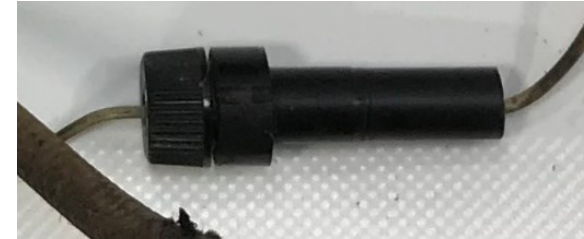
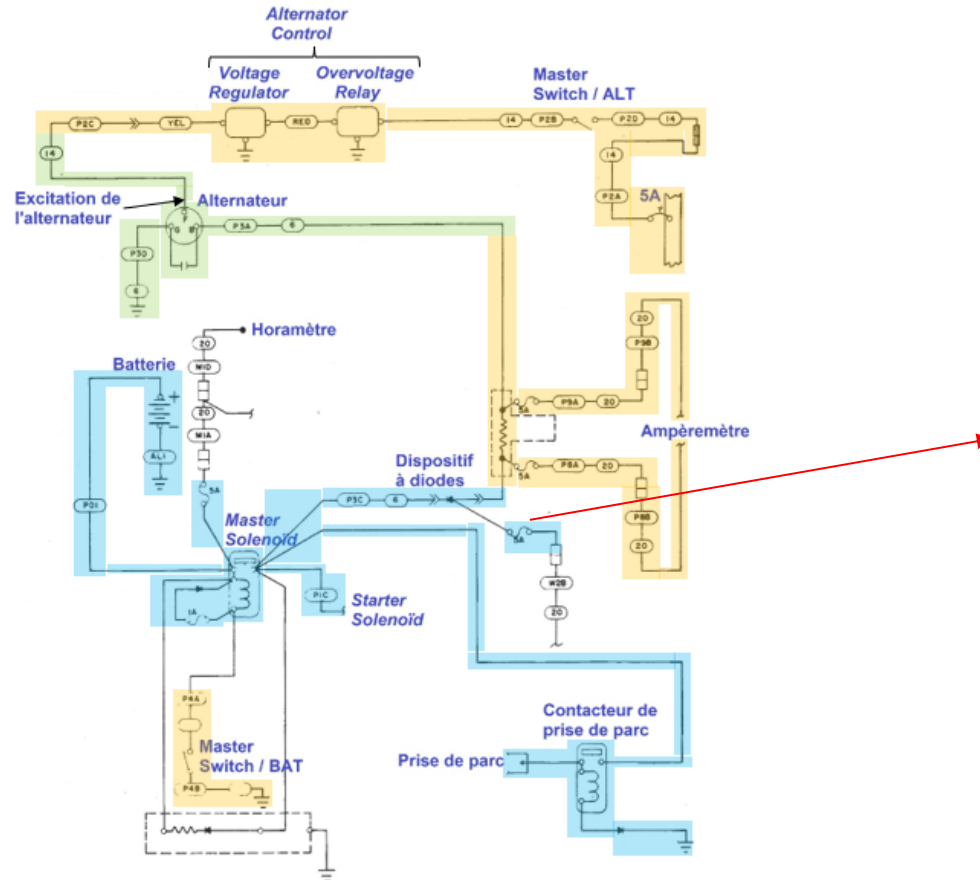


Figure 106 : Fusible 5A associé au dispositif à diode
Source : BEA

Le coin du radiateur métallique endommagé par une forte thermique (au droit de Pt1) a été examiné au laboratoire du BEA.



Figure 107 : radiateur métallique et vue de détail de la zone endommagée
Source : BEA

La zone endommagée a été prélevée par découpe, enrobée puis polie par étapes successives afin de réaliser des analyses de la composition chimique dans la zone fondue par spectrométrie à dispersion d'énergie (EDS, energy dispersive spectrometry).

Au préalable, une analyse par EDS a été réalisée sur une vis et une rondelle similaires, 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 Fe à cœur, et Zn en surface). La rondelle fait apparaître un pic de fluor (F) (Figure 108).

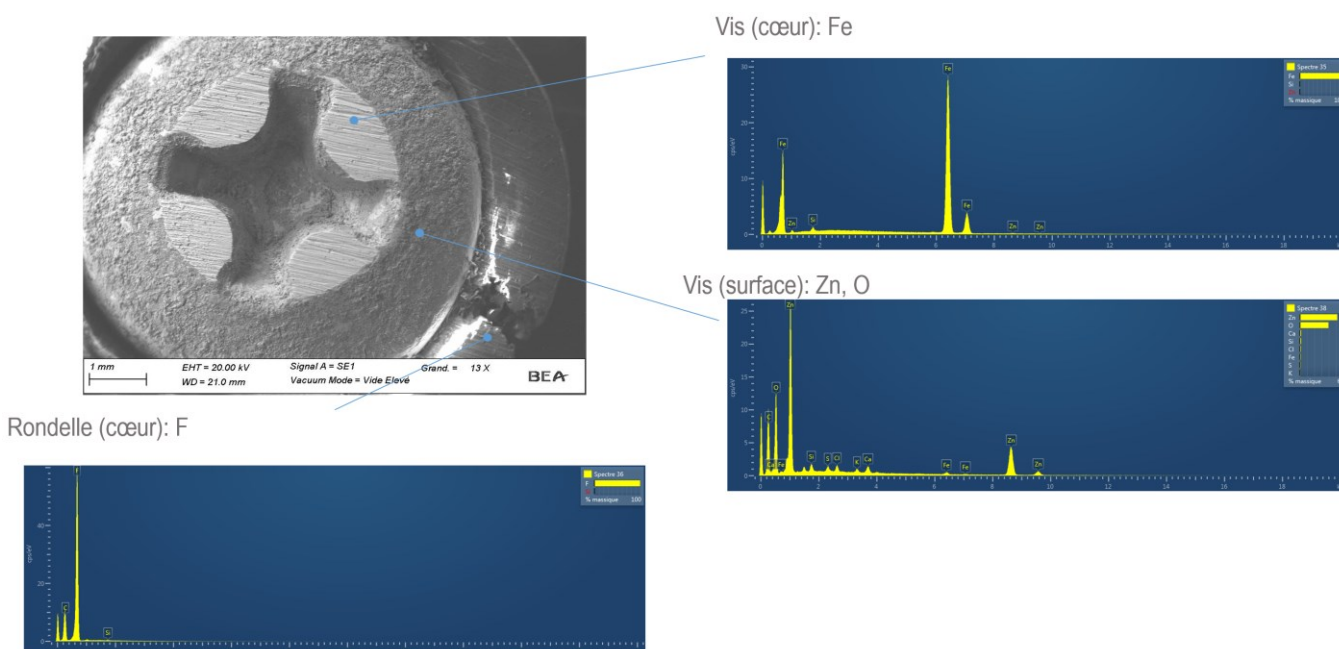


Figure 108 : analyse par EDS des matériaux constitutifs de la vis et de la rondelle
Source : BEA

Lors de coupes successives, l'analyse EDS a permis de mettre en évidence la présence de Fer (Fe) et de Fluor (F) en quantités significatives dans la zone fondue, tel qu'illustré sur la Figure 109. L'aluminium (Al) est quant à lui le matériau constitutif du radiateur métallique.

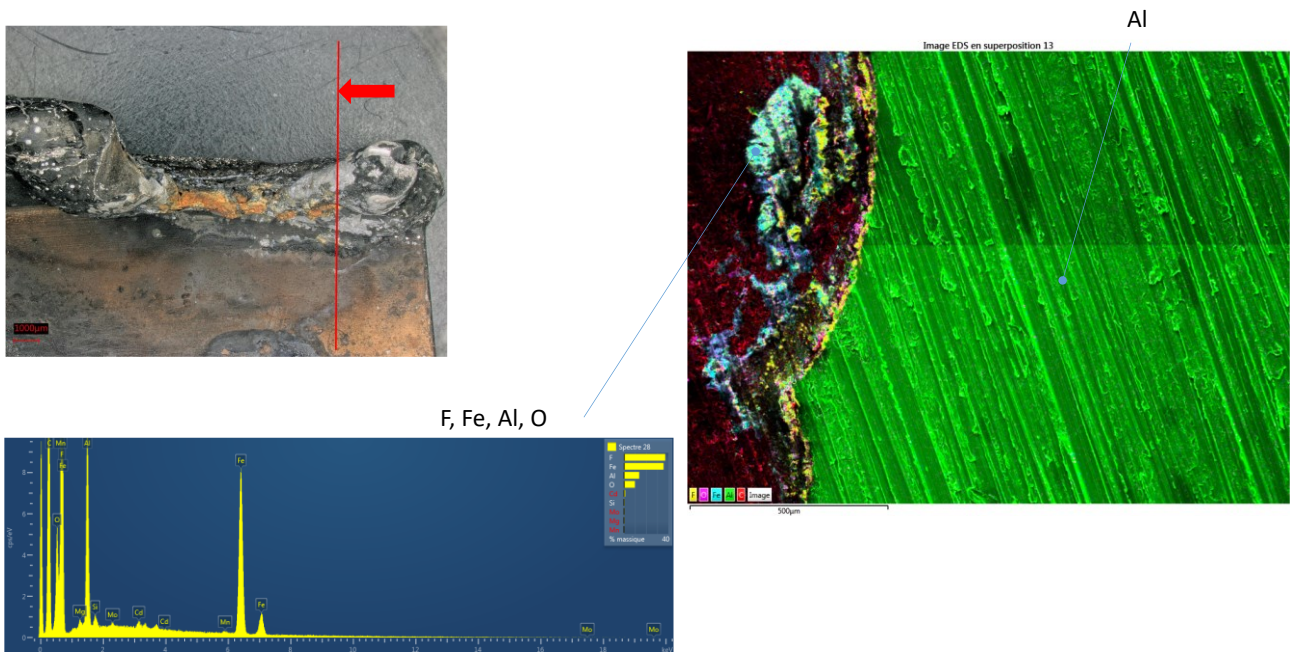


Figure 109 : analyse par EDS sur coupe de la zone fondue – présence de Fe et de F en surface
Source : BEA

La vis en acier et la rondelle composée de fluor étaient donc présentes lorsque l'échauffement s'est produit, entraînant leur fusion.

2.4.5.3 – Observation des rondelles isolantes d'un dispositif à diodes installées sur un avion identique

L'avion Piper PA-28RT-201T immatriculé HB-PPB est entretenu par le même atelier que l'avion accidenté. Son circuit électrique est également similaire à celui de l'avion accidenté.

Le dispositif à diodes de cet avion a été déposé et les rondelles isolantes examinées. Sur quatre rondelles, deux d'entre elles ont leur collerette supérieure fissurée (**Figure 111** et **Figure 112**).

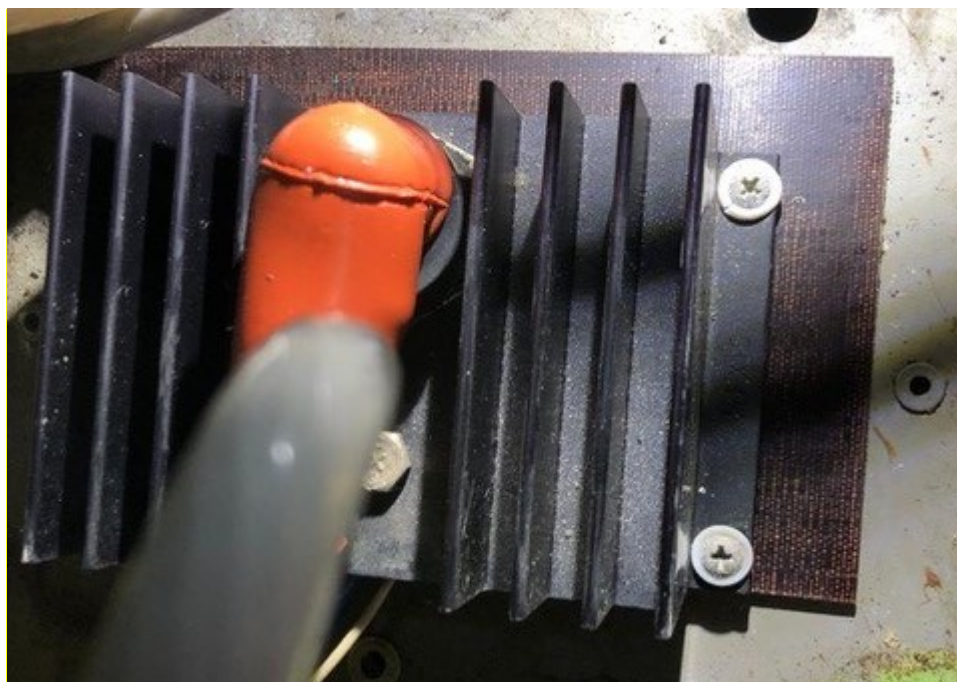
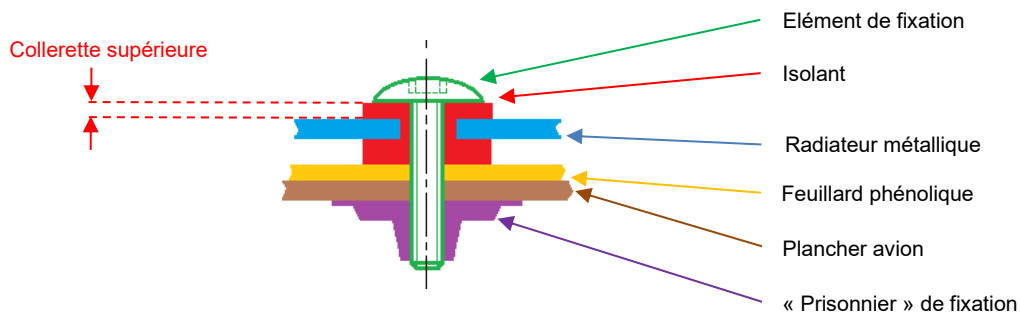


Figure 110 : Dispositif à diodes monté sur le plancher de l'avion (photo réalisée après la dépose du capot en ABS)

Source : Atelier entretenant l'avion HB-PPB



Figure 111 : Collerette supérieure de la rondelle isolante fissurée
Source : Atelier entretenant l'avion HB-PPB

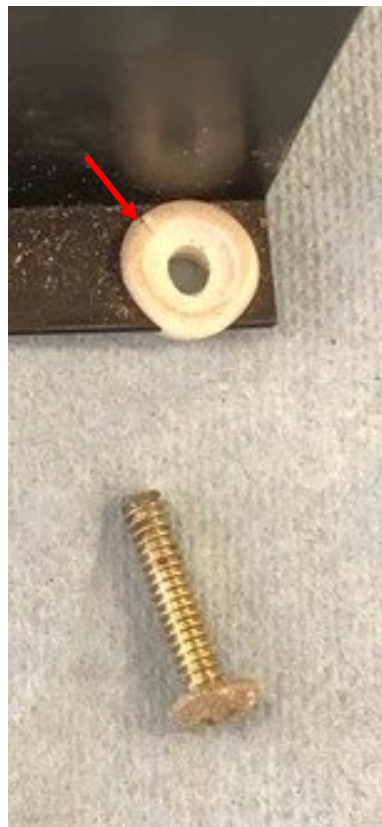


Figure 112 : Collerette supérieure de la rondelle isolante fissurée
Source : Atelier entretenant l'avion HB-PPB

Ces constats visuels ont été complétés par des observations en tomographie.

La figure ci-dessous montre l'une des rondelles décrites précédemment, on note la présence de déformations permanentes et de fissures (Figure 113).

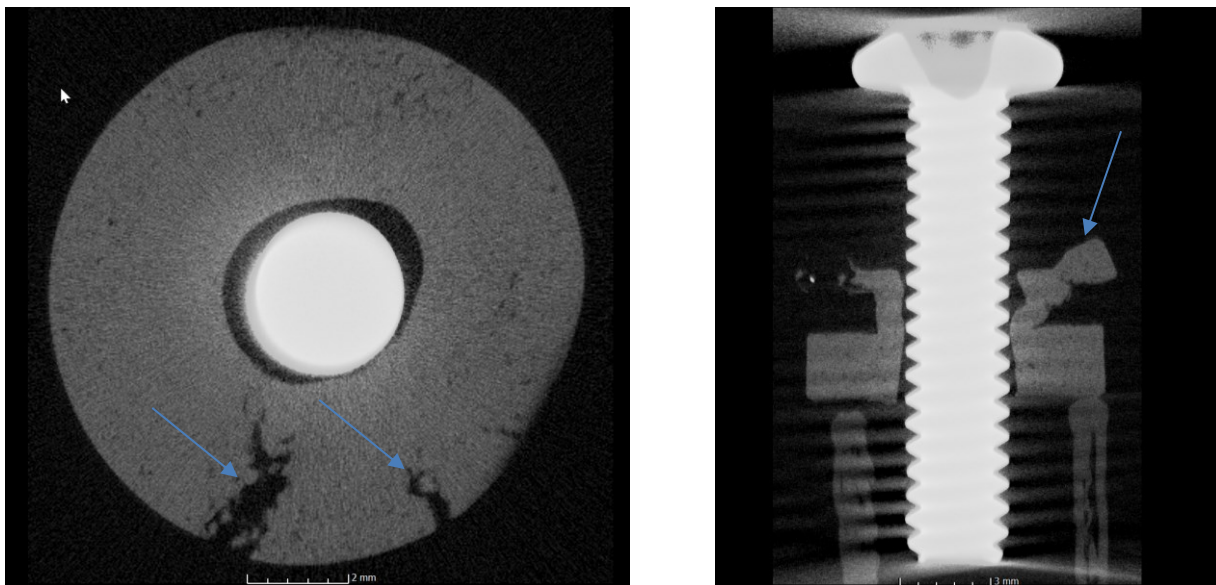


Figure 113 : exemple de vis et rondelle observées – la rondelle présente des fissures (à gauche) et des déformations plastiques (à droite)

Source : BEA

Les deux figures à suivre montrent en tomographie un montage que l'on peut considérer « nominal » (seul le feuillard de phénolique n'a pas été mis en place) (**Figure 114**) et un montage avec une rondelle isolante endommagée (**Figure 115**).

Avec le montage « nominal » (**Figure 114**), il est noté que le radiateur métallique est bien isolé de la vis de fixation.

Dans l'autre montage réalisé (**Figure 115**), on note que l'épaisseur isolante entre la tête de vis et le radiateur métallique est nettement réduite, mais le contact mécanique entre les deux pièces métalliques n'est pas établi.

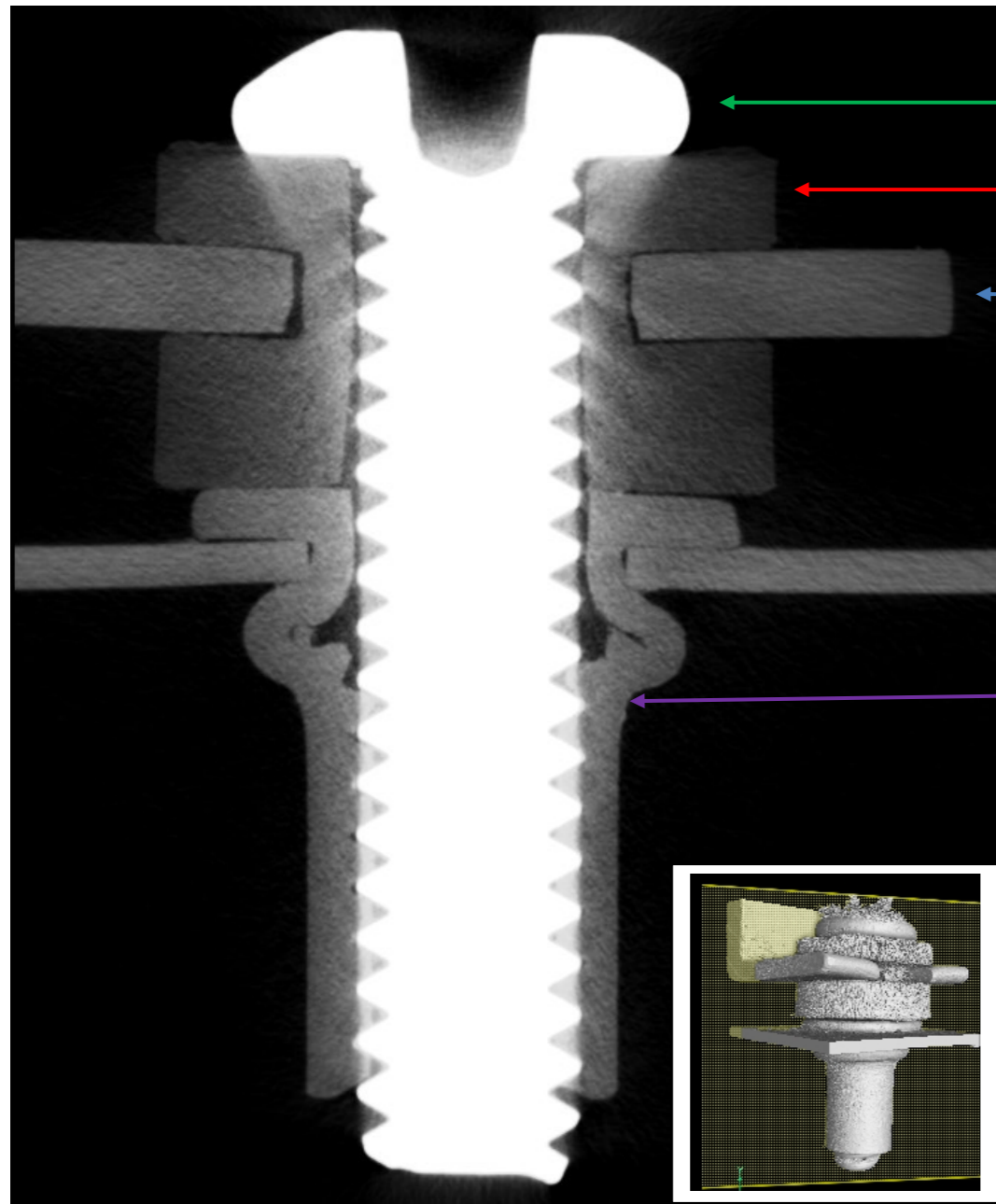


Figure 114 : Montage nominal
Source : BEA

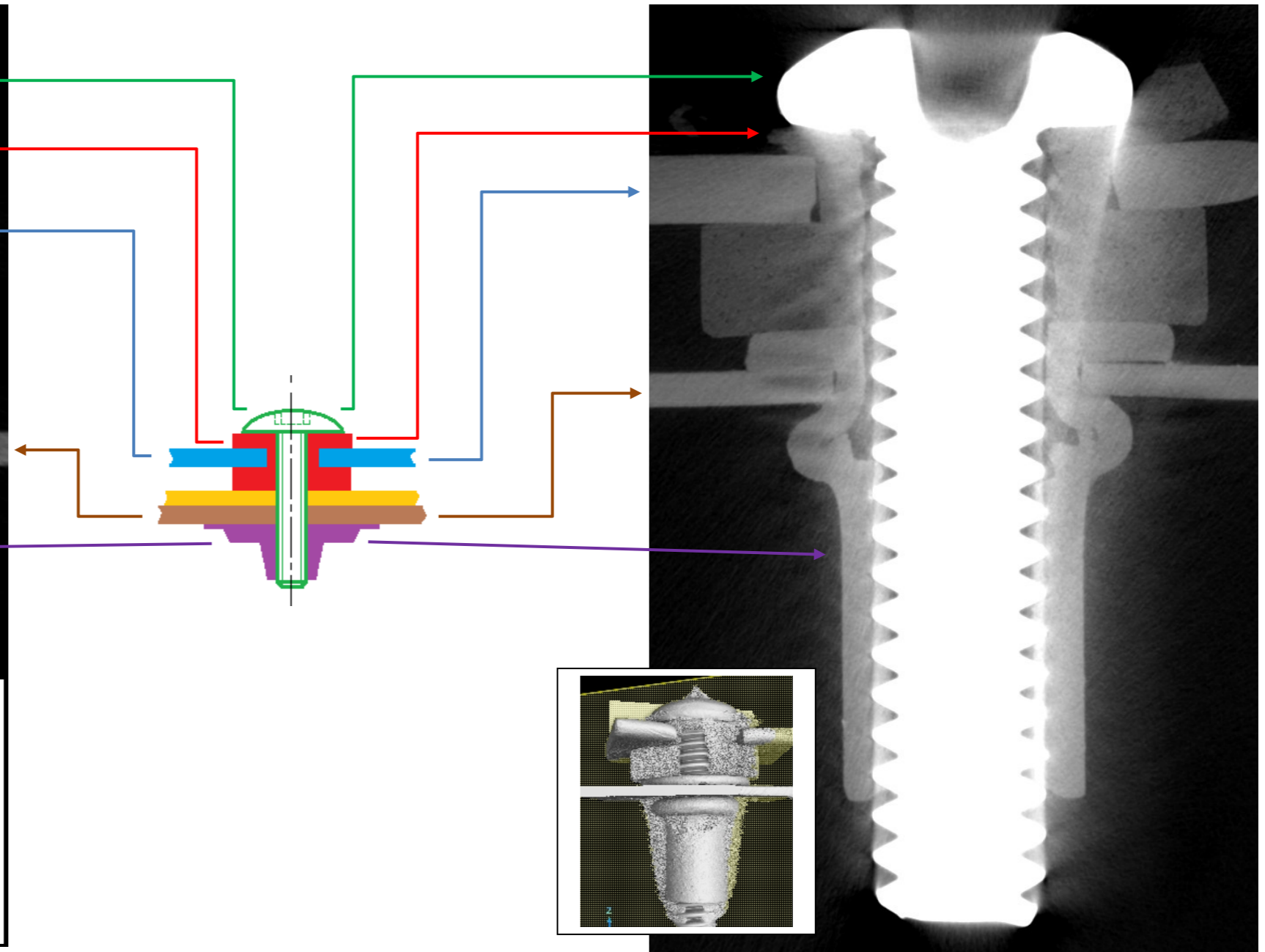


Figure 115 : Montage avec une rondelle isolante dégradée
Source : BEA

2.4.5.4 – Description détaillée des diodes et conducteurs associés

Un examen visuel à fort grossissement de la zone de désolidarisation a été réalisé au laboratoire du BEA. Les surfaces normalement en contact présentent des zones où la brasure est absente. Ces zones font apparaître le matériau de base à nu. La désolidarisation de la diode est très probablement consécutive à la montée en température de la brasure, menant à la séparation des deux surfaces brasées et mettant à nu localement le matériau de base.

Le conducteur menant au *Master Solenoïd* présente des traces d'échauffement, en particulier au niveau de son isolant (**Figure 116**).



Figure 116 : diode et son conducteur
Source : BEA

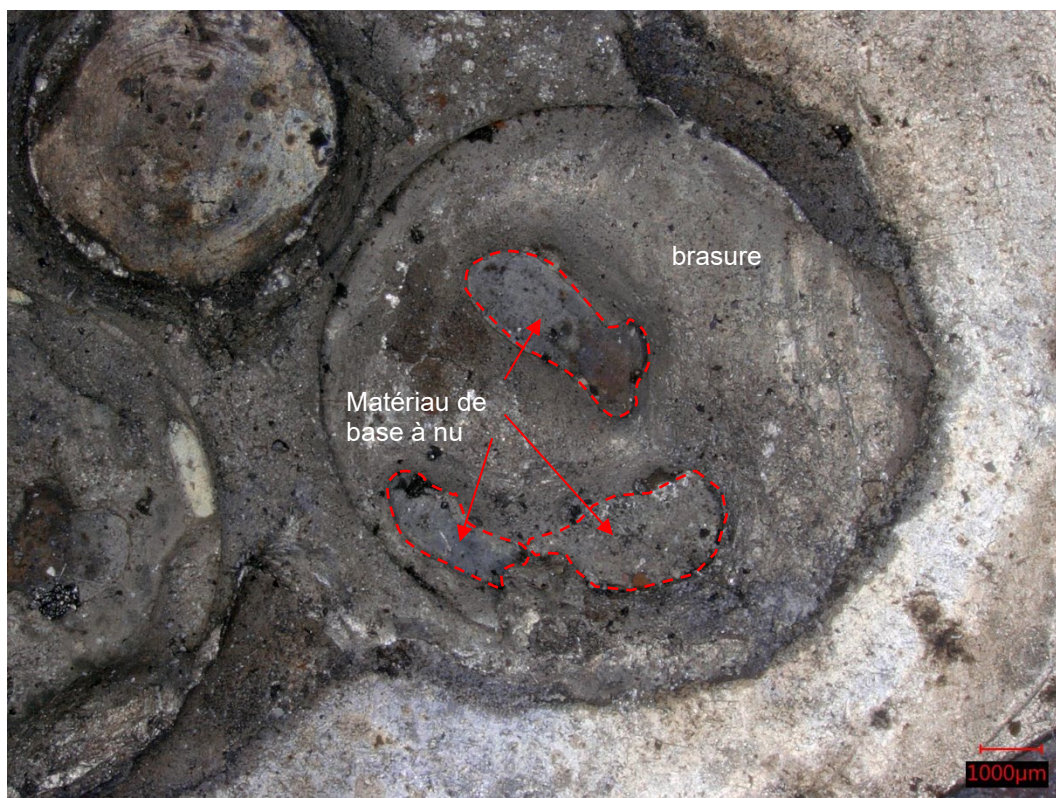
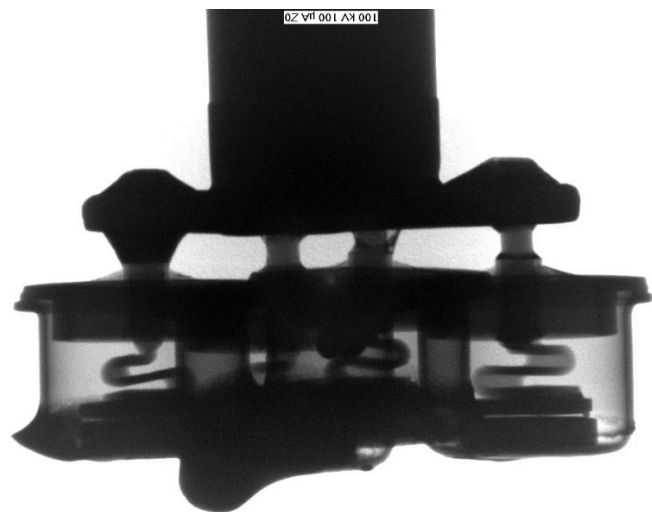


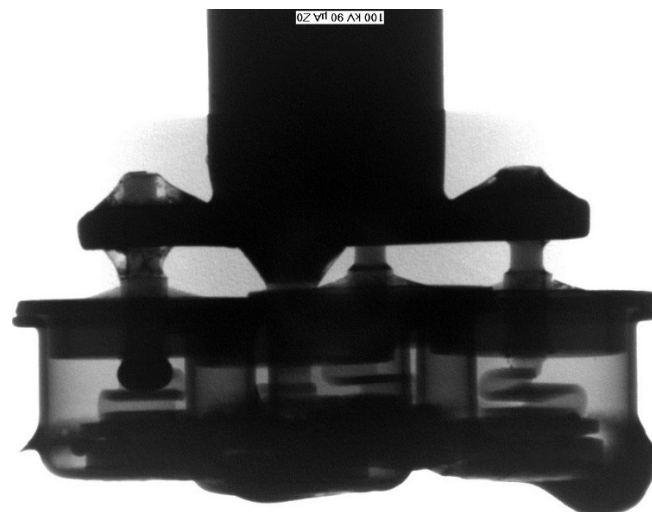
Figure 117 : cliché à fort grossissement de la zone brasée de la diode.
Présence de zones sans brasure.
Source : BEA

Un examen radiographique a été réalisé (**Figure 118**). Il montre :

- la présence de chaque cellule ;
- le contenu visuellement non endommagé de chaque cellule.



2022.04.26 14:28



2022.04.26 14:29
2022.04.26 14:14

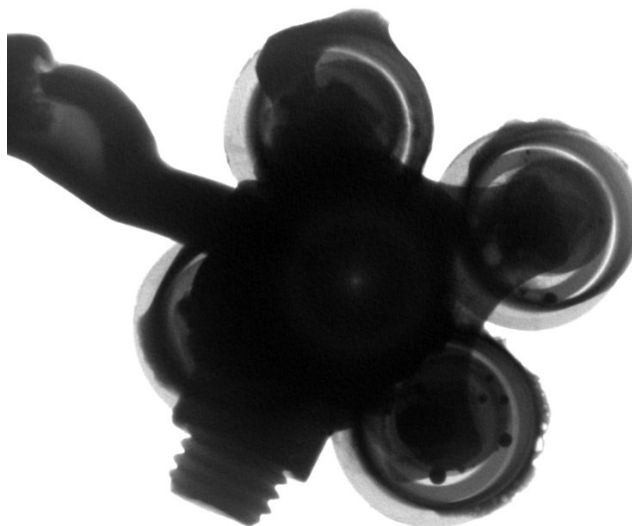


Figure 118 : Observations en RX du dispositif à diodes
Source : BEA

2.4.5.5 – Test électrique sur le dispositif à diodes de l'avion accidenté

Deux types de test ont été réalisés :

- **Test 1 :**

L'objectif de ce test est de mesurer la chute de tension dans la diode lorsqu'elle est polarisée en sens direct, puis en sens indirect. Ce test a été réalisé au moyen d'un multimètre numérique, en mode « contrôle de diode ». Le mode Test diode d'un multimètre produit une faible tension entre les cordons de mesure. Le multimètre affiche ensuite la chute de tension lorsque les cordons de mesure sont connectés sur une diode polarisée en sens direct.

- **Test 2 :**

L'objectif de ce test est de mesurer la résistance en sens direct, puis en sens indirect. Ce test a également été réalisé au moyen d'un multimètre numérique, en mode « résistance ».

Afin de tester chaque cellule individuellement, les résidus de produits de brasage ayant fondu et resolidifié entre les cellules ont été coupés.

Les cellules ont été identifiées arbitrairement de 1 à 4.

Les résultats sont les suivants :

	Chute de tension Sens direct	Chute de tension Sens indirect	Résistance Sens direct	Résistance Sens indirect
Cellule 1	0 V	0 V	0 Ω	0 Ω
Cellule 2	0 V	0 V	0 Ω	0 Ω
Cellule 3	0,47 V	1,7 V	4 k Ω	5,5 k Ω
Cellule 4	0 V	0 V	0 Ω	0 Ω

Ces valeurs indiquent un court-circuit des cellules 1, 2 et 4. La cellule 3 présente des valeurs différentes mais ne correspondant pas à des valeurs attendues pour une diode fonctionnelle. Cette dernière semble également être endommagée.

Note : Généralement, une diode se met en court-circuit lorsque le courant qui la traverse excède la valeur maximale admissible par ce composant.

En conclusion, les quatre cellules identiques qui composent le dispositif sont toutes endommagées et non fonctionnelles.

2.4.5.6 – Tests sur des dispositifs à diodes non endommagés par Concorde Aircraft Batteries

Quatre tests ont été menés par Concorde Aircraft Batteries sur des dispositifs à diodes de même type que celle de l'avion HB-PNP. Le BEA n'était pas présent durant ces tests.

Tests menés et résultats acquis :

Test 1 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à vérifier que le dispositif à diodes est capable de supporter une intensité d'environ 70 A durant 30 minutes. Durant ce test, le courant était de 77 A (valeur maximale en sortie d'alternateur avec une surcharge de 10 %).

Durant ce test, la température a été mesurée au moyen d'un thermomètre infrarouge.

Constats :

Le corps du dispositif à diodes a atteint la température de 140°C à la fin du test.

Le radiateur métallique a atteint la température de 106°C à proximité du dispositif à diodes et 101°C au droit des points de fixation sur la structure de l'avion.

Après le test, le dispositif à diodes est toujours fonctionnel.

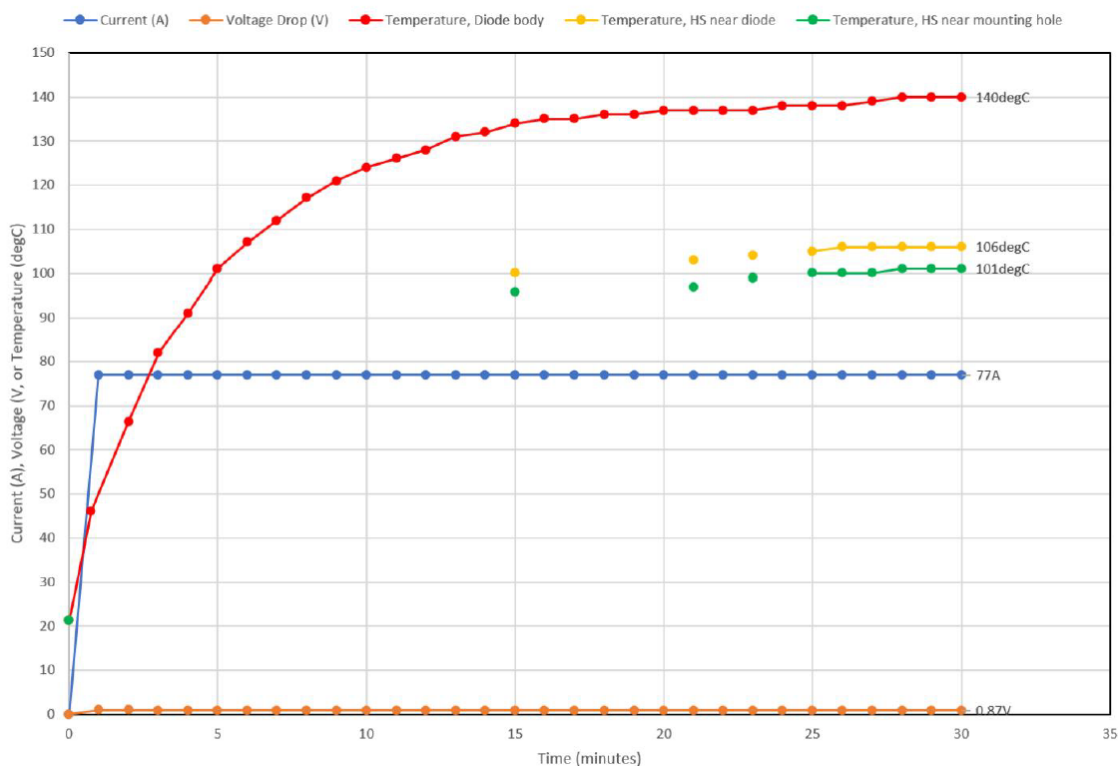


Figure 119 : Evolution des paramètres durant le test 1

Source : Concorde Aircraft Batteries

Test 2 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à vérifier que le dispositif à diodes est capable de supporter une intensité d'environ 70 A durant 60 minutes. Durant ce test, le courant était de 77 A (valeur nominale de l'alternateur avec une surcharge de 10 %).

Durant ce test, la température a été mesurée au moyen d'un thermomètre infrarouge.

Constats :

Après le test, le dispositif à diodes est toujours fonctionnel.

Test 3 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à simuler un court-circuit entre le radiateur métallique (ou radiateur métallique) et la structure de l'avion. La rondelle isolante entre le radiateur métallique et une vis de fixation a été retirée et remplacée par une rondelle métallique légèrement pliée (**Figure 120**). L'objectif de cette rondelle pliée était de pénétrer la couche d'oxyde qui protège la surface externe du radiateur métallique. 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 un test, le courant était de 70 A.

Pour un courant fixe, la chute de tension au droit du défaut de mise à la terre était mesurée. Concorde Aircraft Batteries en a déduit la puissance dissipée ($W = U.I$).

Lors de chaque test, le technicien tournait périodiquement la vis de fixation montée avec la rondelle métallique pliée.

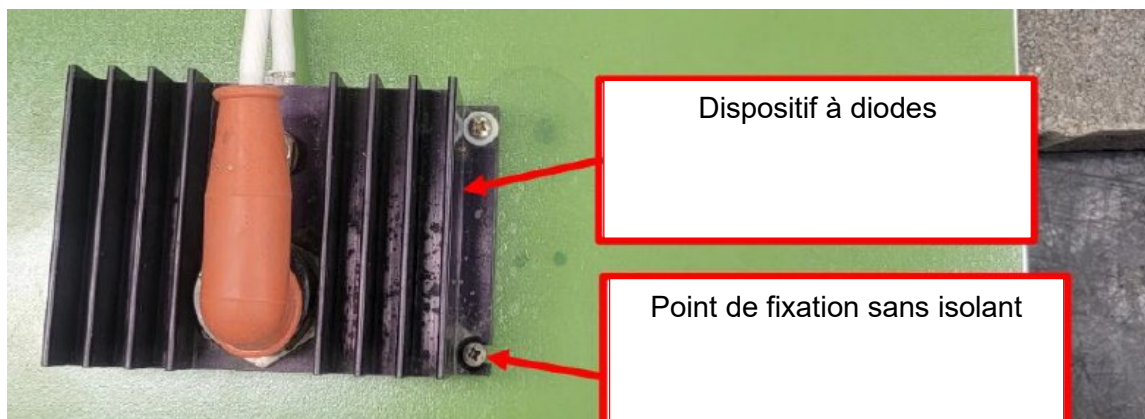


Figure 120 : Installation pour le test 3

Source : Concorde Aircraft Batteries

Constats :

Les constats sont synthétisés et illustrés dans le tableau à suivre.

<p>Test 3-1</p>	<p>La chute de tension au droit du défaut de mise à la terre a augmenté lors de l'essai, due en partie à la rotation de la vis par le technicien. La dissipation thermique a été maximale à la fin du test. L'alliage d'aluminium du radiateur métallique a fondu au droit du point de fixation. Cette fusion a été atteinte après environ 35 minutes de test.</p>	<p>Note: Heat Dissipation was calculated from Current and Voltage ($W = I \times V$)</p>	<p>Échauffement du point de fixation pendant l'essai</p> <p>Aspect après l'essai</p> <p>Figure 121 : Installation durant le test Source : Concorde Aircraft Batteries</p>
<p>Test 3-2</p>	<p>La chute de tension au droit du défaut de mise à la terre a augmenté lors de l'essai, due en partie à la rotation de la vis par le technicien. La dissipation thermique a été maximale à la fin du test. L'alliage d'aluminium du radiateur métallique a fondu au droit du point de fixation. Cette fusion a été atteinte après environ 25 minutes de test.</p>	<p>Note: Heat Dissipation was calculated from Current and Voltage ($W = I \times V$)</p>	<p>Échauffement du point de fixation pendant l'essai</p> <p>Aspect après l'essai</p> <p>Figure 122 : Installation durant le test Source : Concorde Aircraft Batteries</p>
<p>Test 3-3</p>	<p>Les constats sont identiques au test 3-1. La fusion de la partie inférieure du radiateur métallique au niveau de la fixation a en revanche été atteinte après environ 9 minutes de test.</p> <p>Figure 123 : Installation durant le test (Source : Concorde Aircraft Batteries)</p>		

Test 4 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à reproduire le test 3 avec le capot en ABS en position. Le capot a été positionné lorsque le point de fixation a pris une teinte indiquant un échauffement intense (**Figure 124**).

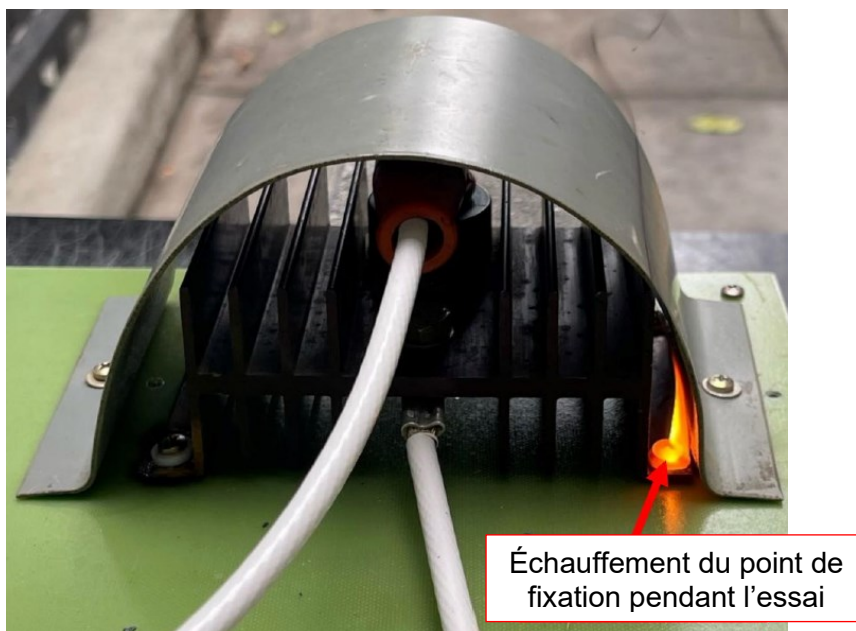


Figure 124 : Positionnement du capot en ABS avec le point de fixation soumis à un échauffement intense

Source : Concorde Aircraft Batteries

Constats :

L'inflammation du capot en ABS est intervenue environ 20 secondes après son positionnement. La destruction du capot a demandé environ 13 minutes (**Figure 125** et **Figure 126**).



Figure 125 : Capot en ABS se consumant

Source : Concorde Aircraft Batteries

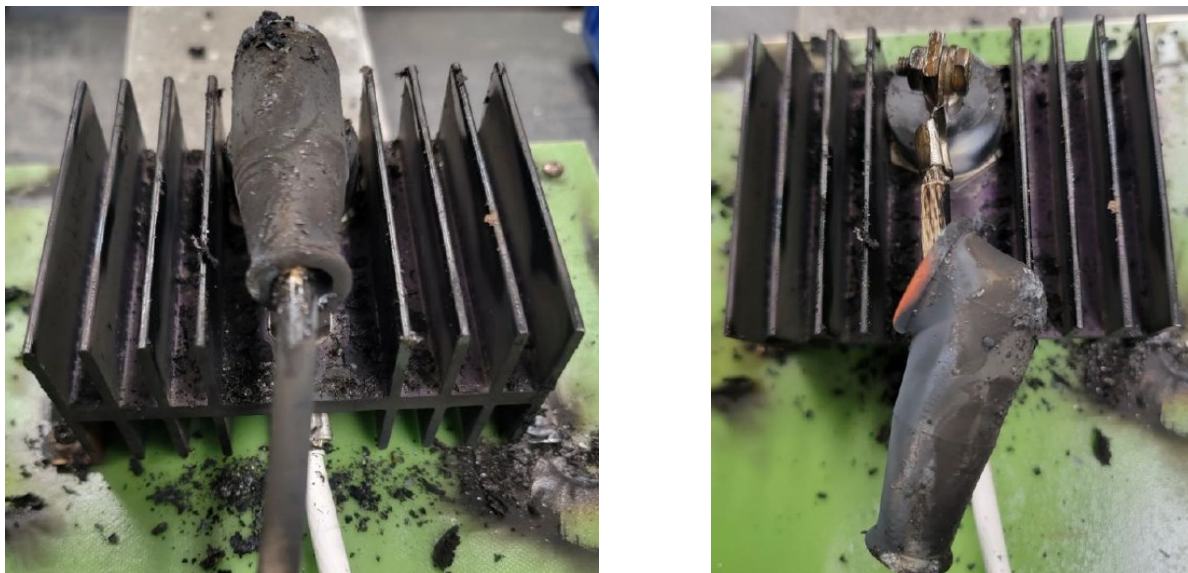


Figure 126 : Etat du dispositif à diodes après l'essai
Source : Concorde Aircraft Batteries

Test 5 :

Contenu et conditions :

Ce test a consisté à exposer le dispositif à diodes du test 4 à une flamme hydrogène/oxygène.

Constats :

Le dispositif à diodes s'est séparé du radiateur métallique après environ 8 minutes d'exposition à la flamme (**Figure 127**). Cette séparation est identique à celle constatée sur l'avion HB-PNP.

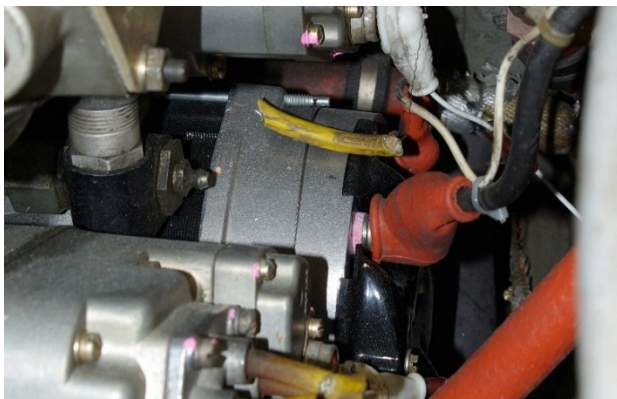
A l'issue de cette séparation, les diodes sont en court-circuit, tout comme les diodes du HB-PNP.



Figure 127 : Séparation du pont de diodes du radiateur métallique
Source : Concorde Aircraft Batteries

2.4.6. Composants du circuit de puissance situés à l'avant de l'aéronef

Les composants présents dans le compartiment moteur (voir **Figure 39**) sont en position. Les conducteurs sont fixés et ils ne sont pas endommagés (**Figure 128**).



Conducteurs en position sur l'alternateur



Alternateur déposé



Figure 128 : L'alternateur
Source : BEA

Les composants situés sur ou derrière la planche de bord (voir **Figure 39**) sont en position, recouverts parfois de suie. Les conducteurs ne présentent pas d'endommagement, seule la surface externe de leur isolant est parfois noircie en raison du contact avec les fumées (**Figure 129**, **Figure 130** et **Figure 131**).



Conducteurs connectés à l'ampèremètre, situés derrière la planche de bord



Face arrière de l'ampèremètre

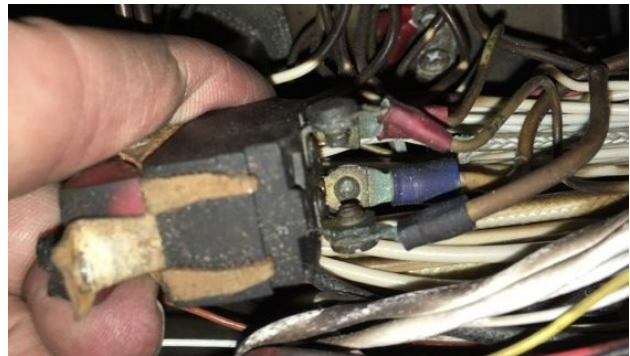
Figure 129 : Ampèremètre
Source : BEA



Commande sur la planche de bord – *Master Switch*



Conducteurs connectés au *Master Switch*, situés derrière la planche de bord



Conducteurs connectés au *Master Switch*, situés derrière la planche de bord

Figure 130 : *Master Switch* (BAT/ALT)

Source : BEA

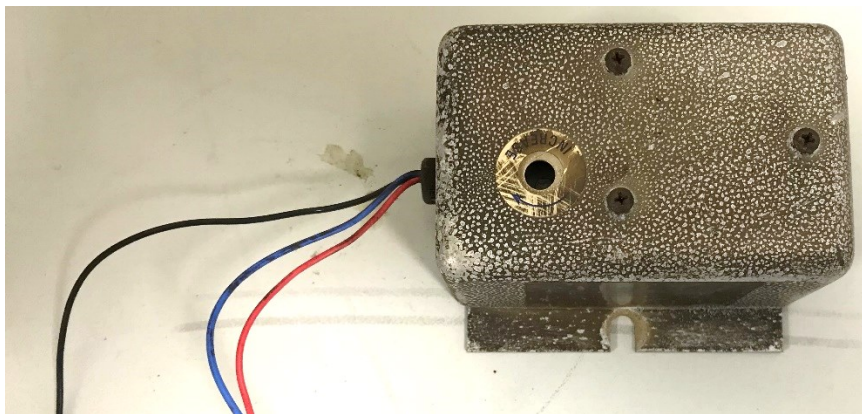


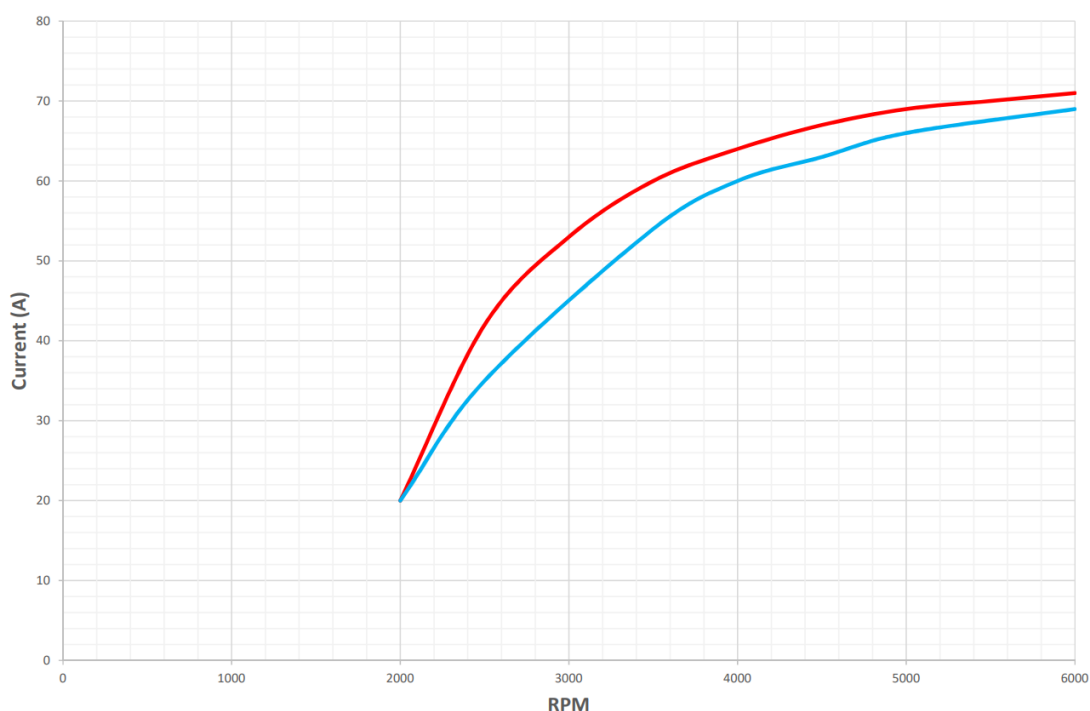
Figure 131 : *Alternator Control*

Source : BEA

2.4.7. Alternateur

L'alternateur a été testé à l'ENAC de Castelnaudary, en présence du BEA. Ce test a consisté à appliquer une tension nominale à la borne de l'enroulement de l'inducteur afin de produire le courant de sortie le plus élevé possible à une vitesse donnée. La vitesse est automatiquement balayée de quelques centaines à quelques milliers de tours par minutes par le banc d'essai. Lorsque la tension de sortie de l'alternateur tente de s'élever, le banc d'essai ajoute plus de charge (augmentation du courant absorbé) pour maintenir le point de consigne de tension cible, qui, dans le cas d'un alternateur 12V, est de 14 V DC. Les données sont collectées automatiquement pendant l'essai et sont utilisées pour produire une courbe de sortie du courant par rapport à la vitesse du rotor.

La courbe obtenue lors de l'essai est présentée sur la **Figure 132** ci-dessous.



Légende

	Mesures réalisées lors de la montée en régime
	Mesures réalisées lors de la descente en régime

Figure 132 : Mesures réalisées lors du test de l'alternateur

Source : BEA

Le constructeur de l'alternateur indique que les données mesurées sont normales. Il précise également que ce test suffit à définir la fonctionnalité de l'alternateur.

2.4.8. Alternator Control

2.4.8.1 – Examen

Avant d'être testé, un examen radiographique de l'*Alternator Control* a été réalisé par l'observation détaillée par petite zone. Une vue reconstituée de l'équipement avec les divers clichés détaillés réalisés est proposée en **Figure 133**. Cet examen n'a révélé aucun endommagement interne.

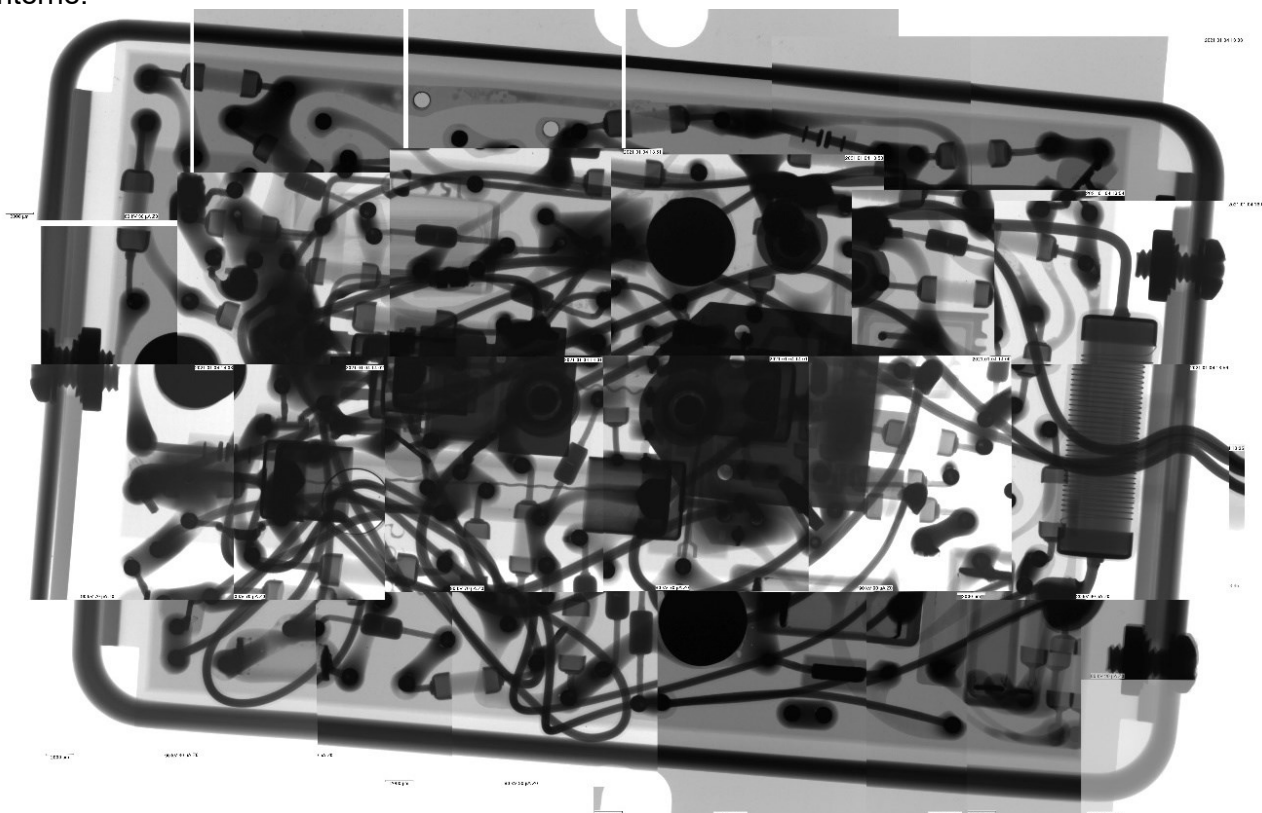


Figure 133 : Vue reconstituée de l'Alternator Control
Source : BEA

2.4.8.2 – Test

L'*Alternator Control* a été testé suivant les spécifications du constructeur Lamar Technologies. Le test réalisé était le suivant :

- Étape 1 : Connecter une alimentation courant continu réglable entre les fils rouge (alimentation) et noir (masse) ;
- Étape 2 : Positionner un multimètre numérique entre les fils bleu (excitation alternateur) et noir (masse) ;
- Étape 3 : À partir de 0 volt, augmenter la tension de l'alimentation progressivement, la tension d'excitation de l'alternateur devra suivre la tension d'entrée jusqu'à atteindre le point de régulation qui est défini par la position (valeur) du potentiomètre accessible depuis le haut du régulateur de tension.

Ce test a été réalisé par l'ENAC de Castelnaudary, en présence du BEA. Les résultats obtenus sont les suivants :

Tension d'alimentation (V)	Tension d'excitation de l'alternateur (V)
12	11,9
12,5	12,4
13	12,9
13,5	13,4
13,6	13,5
13,7	13,3
13,8	13,06
13,9	12,9
14	12,55
14,1	0

Le constructeur Lamar Technologies indique que le comportement de *l'Alternator Control* est normal. Ce composant est donc fonctionnel.

2.4.9. *Master Solenoid* et partie du circuit associée

La **Figure 134** à suivre correspond à la reconstitution du circuit associé au *Master Solenoid*.

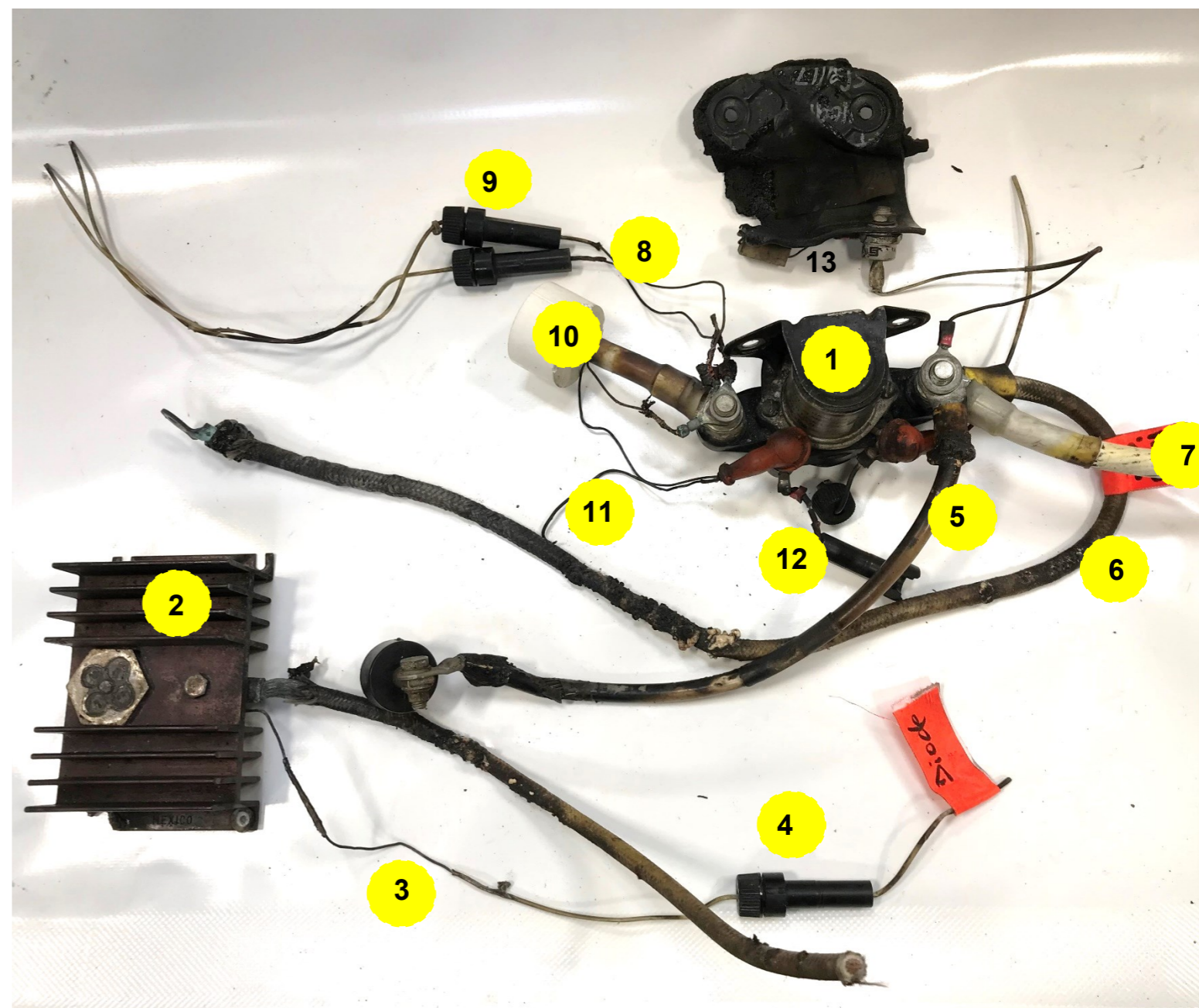
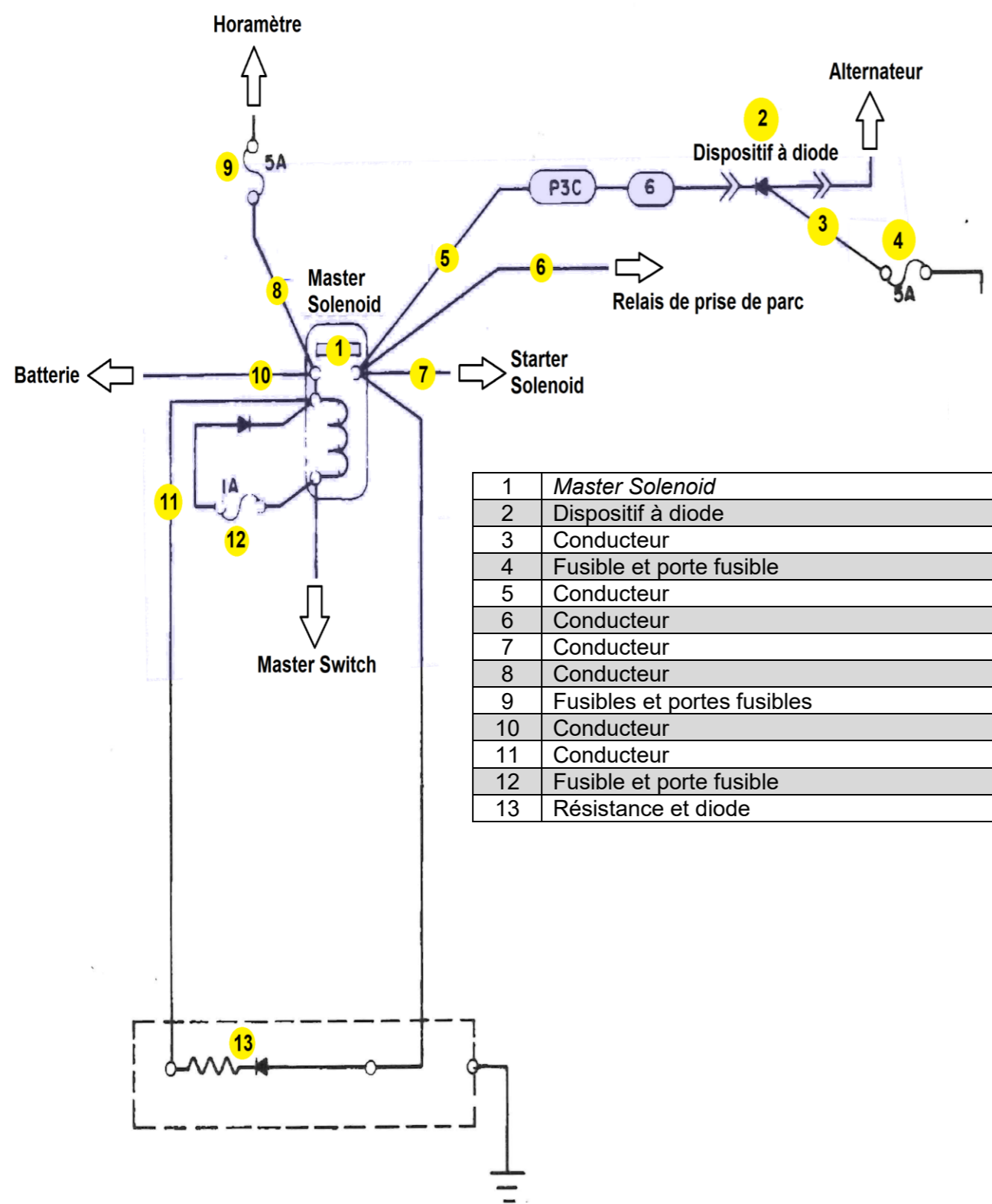


Figure 134 : Reconstitution du circuit associé au *Master Solenoid*
 Source : BEA

Le *Master Solenoid* est retrouvé à la position attendue dans l'aéronef, le long du flanc droit de la batterie. Un résidu du compartiment batterie est retrouvé le long du *Master Solenoid*. Ce résidu est déformé en raison de la chaleur atteinte durant l'accident.

Le *Master Solenoid* présente une teinte noire sur sa surface externe, consécutive à l'exposition à une température élevée et aux fumées (**Figure 135**).

Le *Master Solenoid* a été testé au BEA. Le test a consisté à commander électriquement le *Master Solenoid* de façon répétée, et de vérifier systématiquement son activation et sa désactivation. Ce test a été réalisé à température ambiante. Aucune dysfonctionnement n'a été identifié. Ce composant est fonctionnel.

Le *Master Solenoid* a ensuite été démonté dans le laboratoire du BEA²² (**Figure 136**). Les composants internes du *Master Solenoid* sont en position, sans endommagement significatif. Il est noté la présence d'endommagements sur les contacts au travers desquels la liaison électrique est réalisée. Ces endommagements correspondent à la fusion locale du matériau, due à la présence ponctuelle d'arcs électriques. Ce type d'endommagement est usuel sur ce type d'équipement. Ces endommagements ne remettent pas en cause la fonctionnalité de l'équipement.



Figure 135 : *Master Solenoid*
Source : BEA

²² Sur ce type d'équipement, le test fonctionnel est insuffisant. Une observation détaillée de l'état des contacts internes est nécessaire.

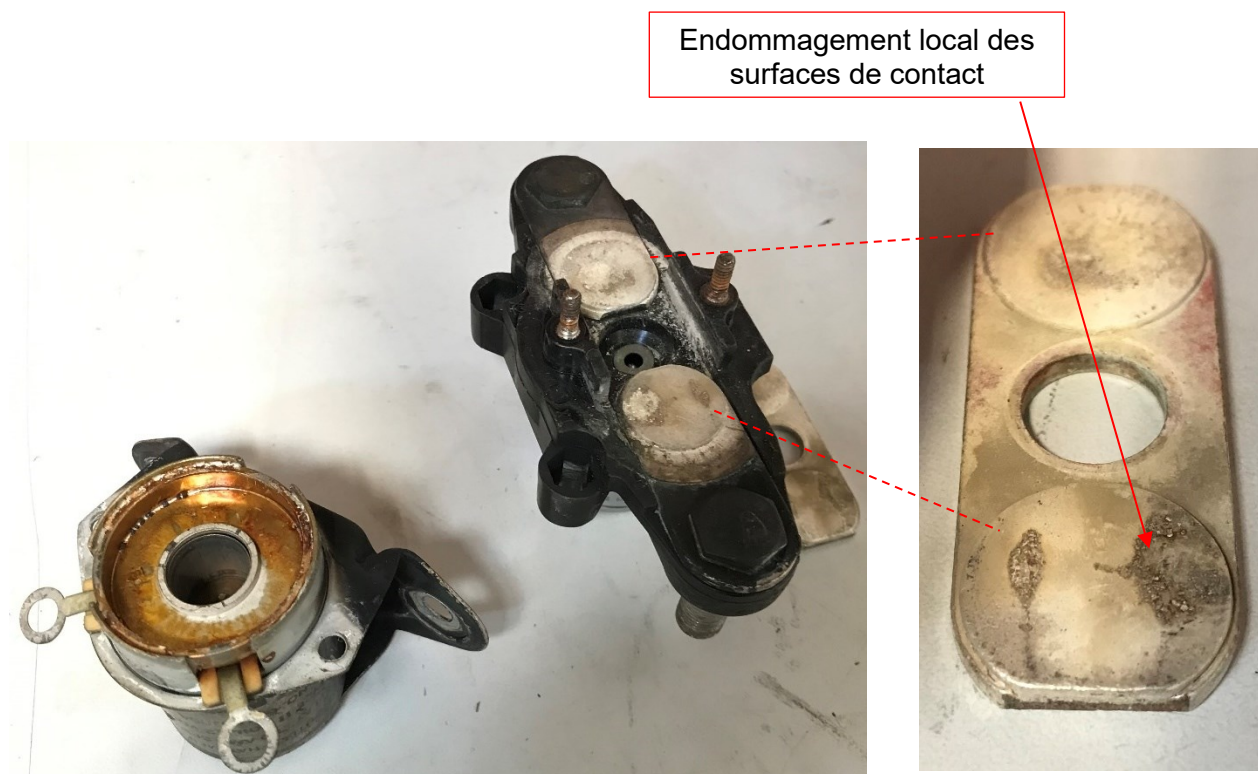


Figure 136 : *Master Solenoid* démonté dans le laboratoire du BEA
Source : BEA

Le conducteur repéré 3 (**Figure 134** et **Figure 137**) a son isolant détruit sur plusieurs centimètres au droit du dispositif à diode.

Le porte fusible 4 (**Figure 134**) est entier, avec le fusible en place et entier (**Figure 106**).

Le conducteur repéré 5 (**Figure 134**), entre le dispositif à diode et le *Master Solenoid*, est en position, serré sur la borne de ce dernier (**Figure 137**). La protection externe située entre la cosse fixée sur le *Master Solenoid* et le conducteur a partiellement fondue (**Figure 138**).

Conducteur associé
au dispositif à diode

Master Solenoid

Conducteur fixé et serré sur la
borne du Master Solenoid

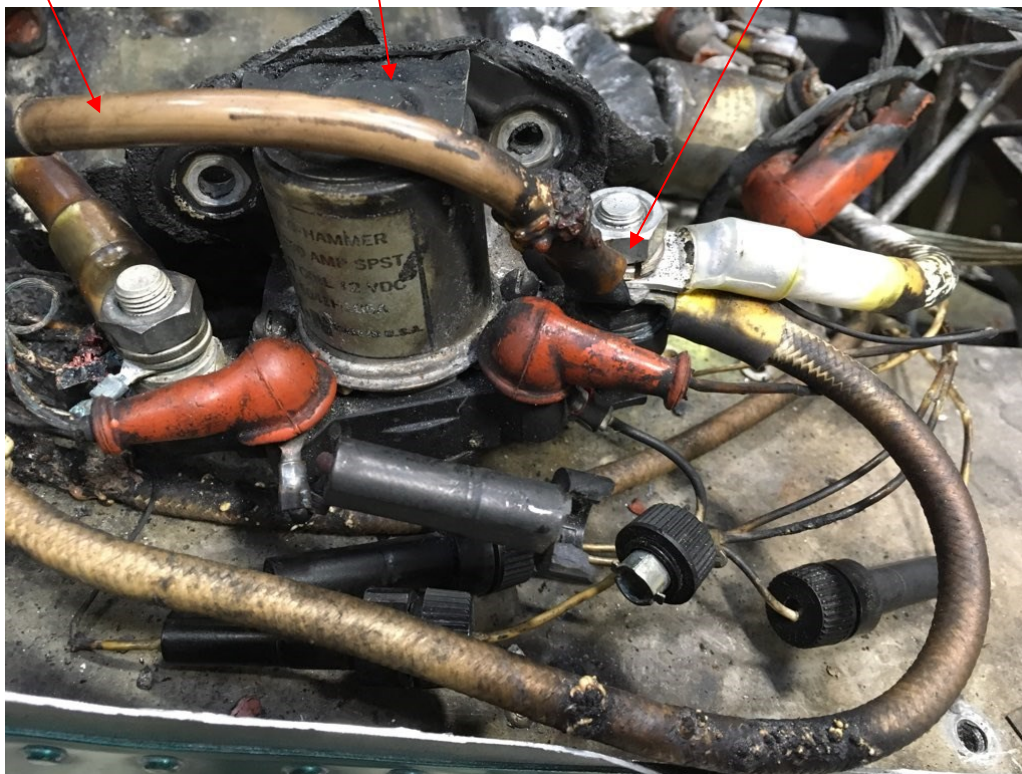


Figure 137 : Montage sur l'aéronef
Source : BEA

Cosse fixée sur la borne du
Master Solenoid

Fusion

Conducteur associé
au dispositif à diode

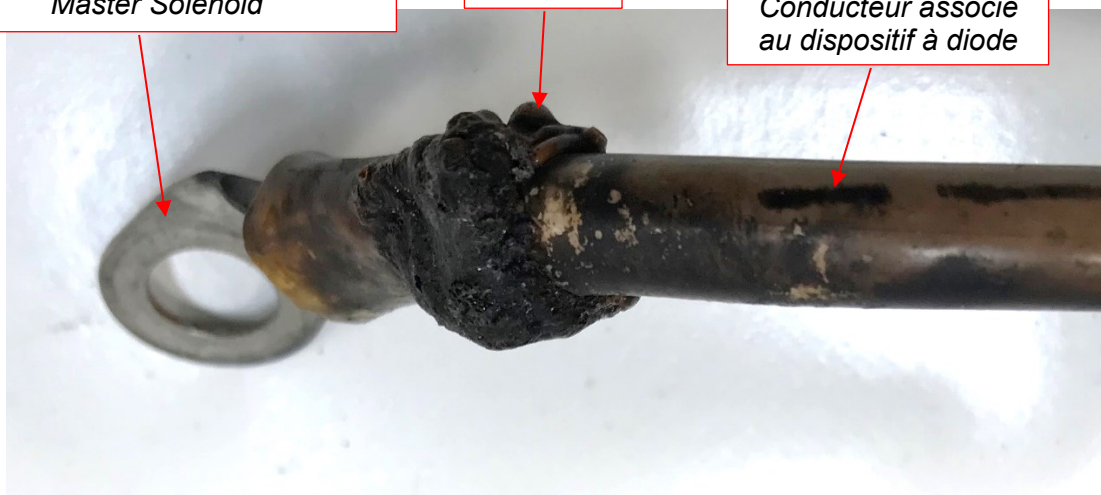
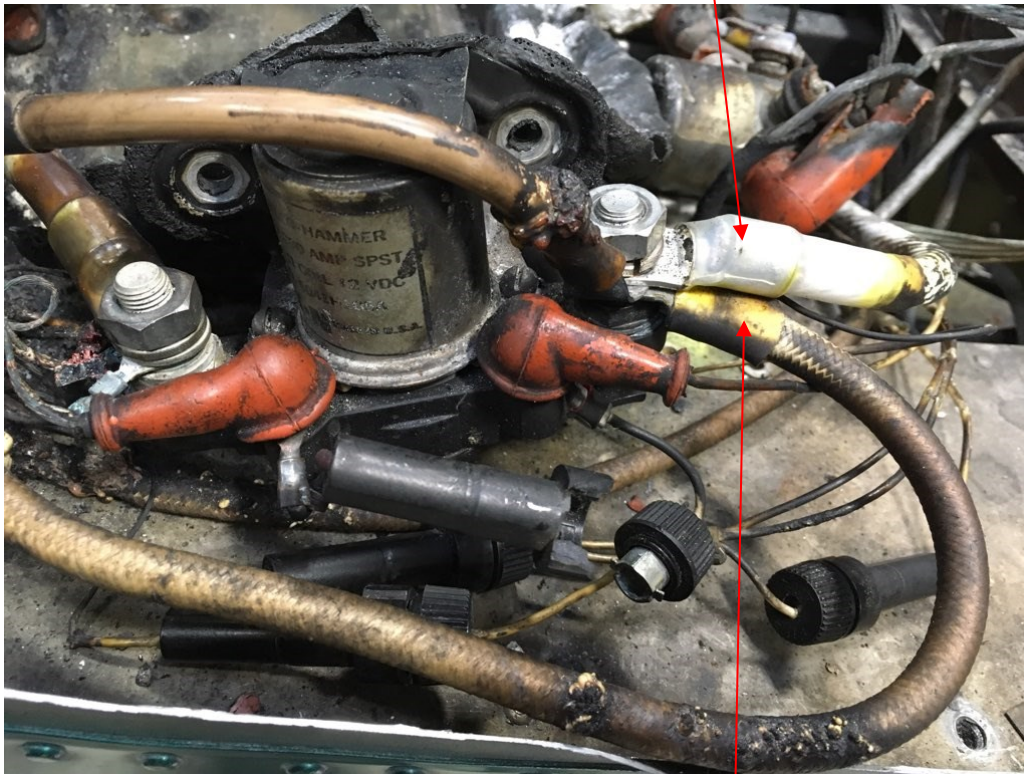


Figure 138 : Détail du conducteur repéré 5
Source : BEA

Le conducteur repéré 6 (**Figure 134**), entre le relais de prise de parc et le *Master Solenoid*, est en position, serré sur ce dernier (**Figure 139**). Ce conducteur ne présente pas d'endommagement significatif.

Conducteur, associé au *Starter Solenoid*, fixé et serré sur la borne du *Master Solenoid*



Conducteur, associé au relais de prise de parc, fixé et serré sur la borne du *Master Solenoid*

Figure 139 : Montage sur l'aéronef
Source : BEA

Le conducteur repéré 7 (**Figure 134**), entre le *Starter Solenoid* et le *Master Solenoid*, est en position, serré sur la borne de ce dernier (**Figure 139**). Ce conducteur ne présente pas d'endommagement significatif.

Les conducteurs repérés 8 (**Figure 134**) sont fixés et serrés sur la borne du *Master Solenoid*. Leur isolant est détruit entre le *Master Solenoid* et les porte-fusibles (**Figure 140**). Les porte-fusibles repérés 9 (**Figure 134**) sont entiers ; leurs fusibles respectifs sont fonctionnels (**Figure 141**). Les conducteurs, entre les porte-fusibles et les horamètres, sont continus et non endommagés.

Cosses fixées sur la borne du
Master Solenoid

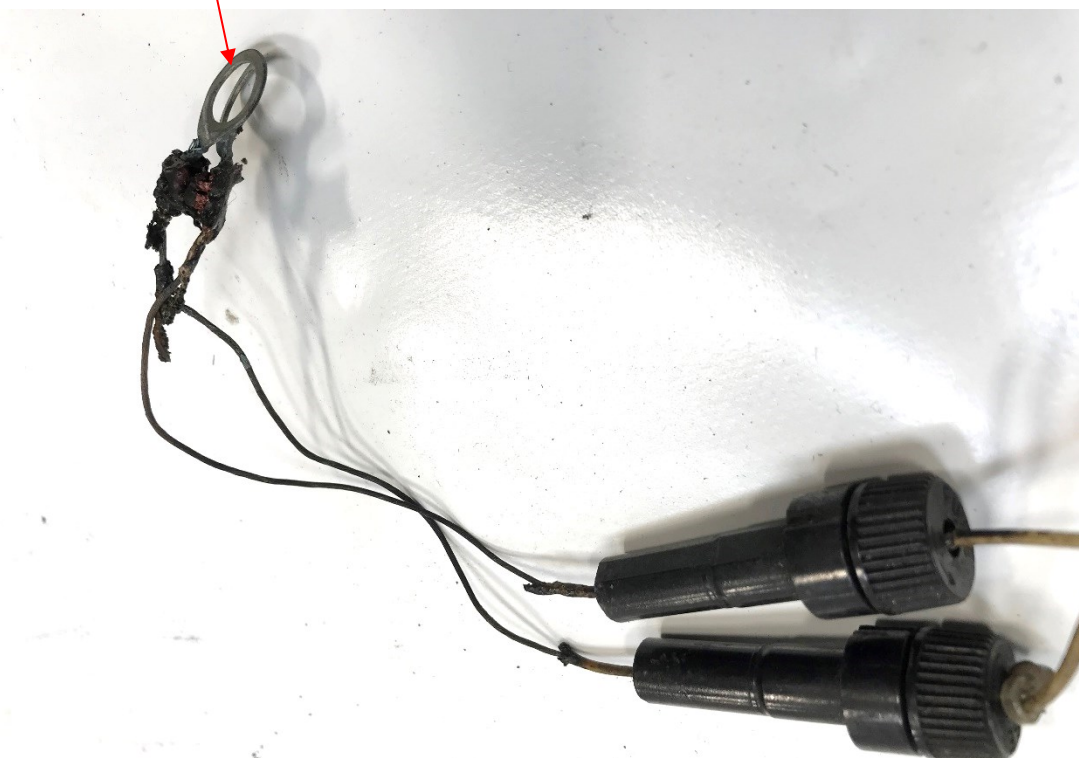


Figure 140 : Conducteur repéré 8 et porte-fusibles 9
Source : BEA

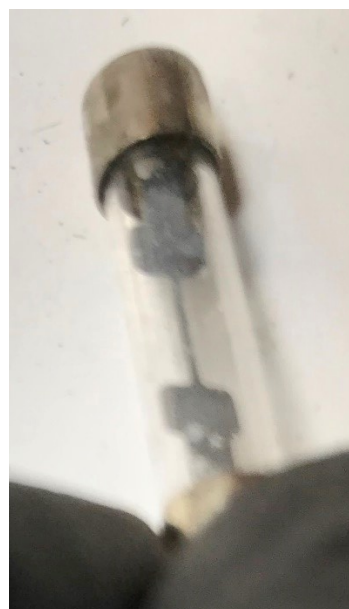


Figure 141 : Fusibles repérés 9
Source : BEA

Le conducteur repéré 10 (**Figure 134**), entre la borne + de la batterie et le *Master Solenoid*, est en position et serré sur la borne de ce dernier (**Figure 142**). Au droit de cette fixation, le conducteur présente une teinte marron clair mais aucune trace de fusion n'est constatée.

Conducteur, associé à la borne + de la batterie, fixé et serré sur la borne du *Master Solenoid*



Figure 142 : Montage sur l'aéronef
Source : BEA

Le conducteur repéré 11 est en position et serré sur la borne du *Master Solenoid*. Ce conducteur est en revanche coupé au droit de la résistance repérée 13 (**Figure 143**). La coupure se situe au droit d'une zone où on note une fusion du bac à batterie. La coupure du conducteur est très probablement une conséquence de l'accident²³ ; elle résulte de la fusion du conducteur ou d'une fragilisation liée à son exposition à une température anormalement élevée. Le dispositif repéré 13 (résistance et diode) est complet, sans endommagement externe (**Figure 144**).

²³ Le constructeur Piper indique que la coupure de ce conducteur ne modifie pas la fonctionnalité du *Master Solenoid*.

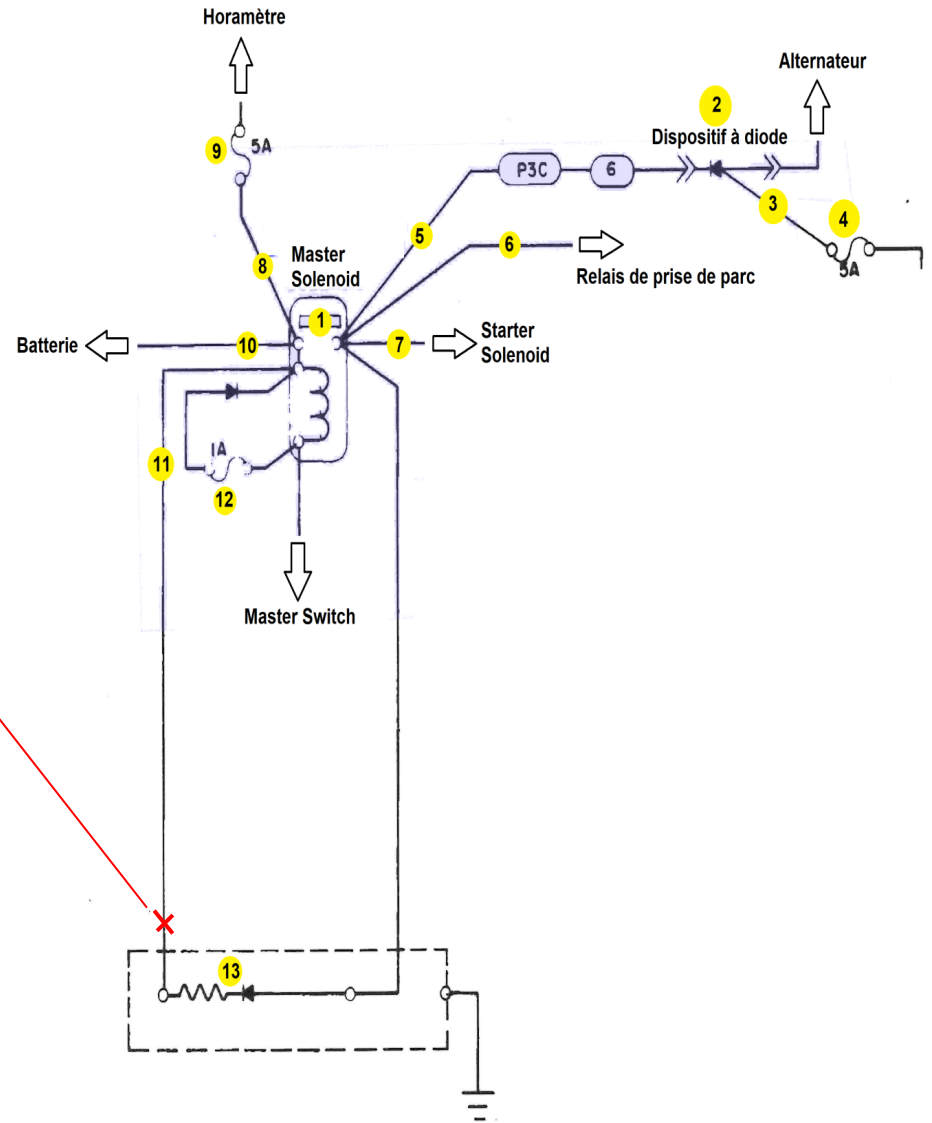
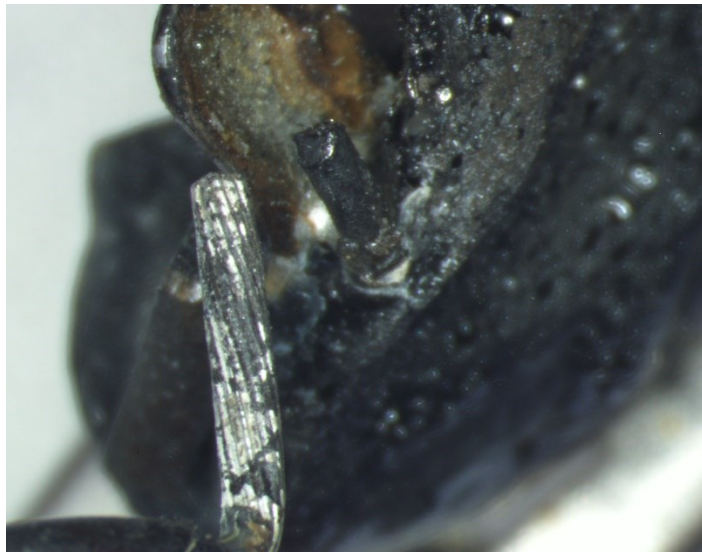


Figure 143 : Conducteur repéré 11
Source : BEA

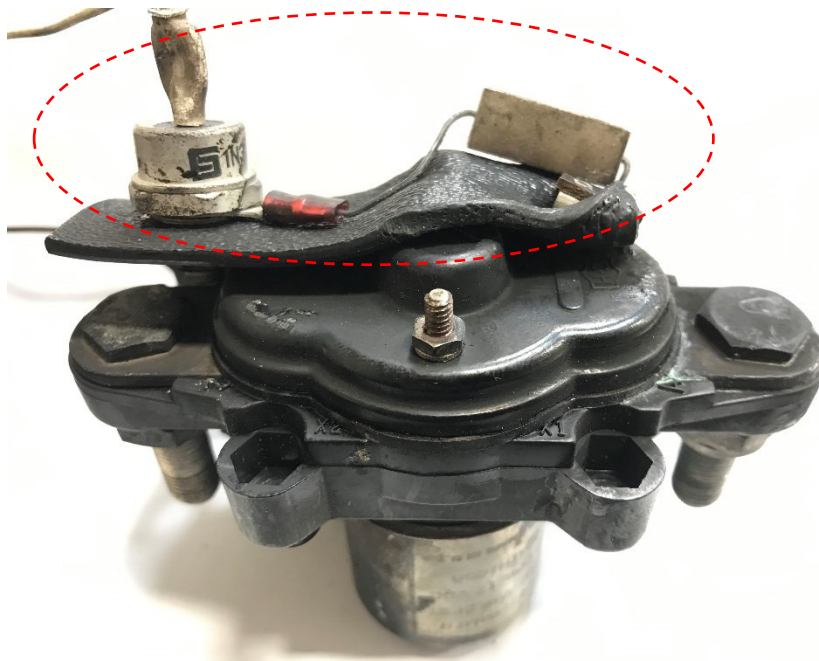


Figure 144 : Dispositif repéré 13
Source : BEA

Le porte fusible repéré 12 a été retrouvé ouvert, avec une zone du porte fusible rompue (**Figure 145** et **Figure 146**). Le fusible 1A a été retrouvé entier dans l'aéronef, à proximité (**Figure 147**). L'origine de la rupture du porte fusible demeure inconnue. L'examen détaillé de la cassure n'a pas permis d'obtenir plus d'information en raison de la nature du matériau composant le porte fusible. Les conducteurs associés au porte fusible sont en position et serrés sur les bornes du *Master Solenoid*.

Note : Le constructeur Piper a été questionné sur le rôle de ce fusible et les conséquences en cas de discontinuité.

Piper indique que la diode – associée au fusible de 1 A - est destinée à la suppression des surtensions de la bobine de relais qui bloque les champs électromagnétiques qui peuvent induire un bruit électrique pouvant interférer avec les signaux électriques à proximité, le bruit dans les radios de communication ou d'autres avioniques sensibles. Le circuit fonctionnera de la même manière si le fusible est ouvert, à l'exception des éventuels bruits/interférences électriques évoqués ci-dessus.

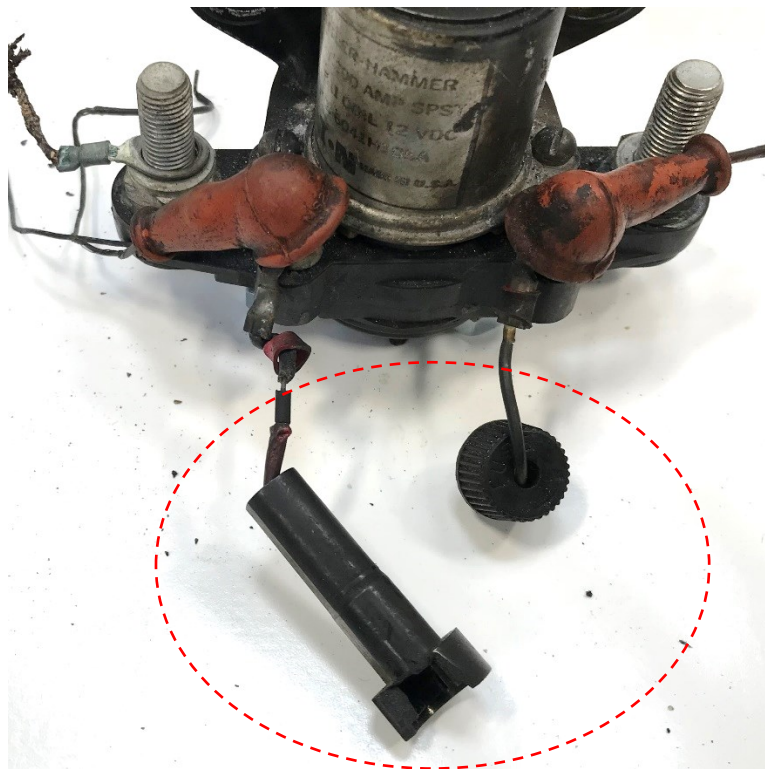


Figure 145 : Porte fusible repéré 12
Source : BEA

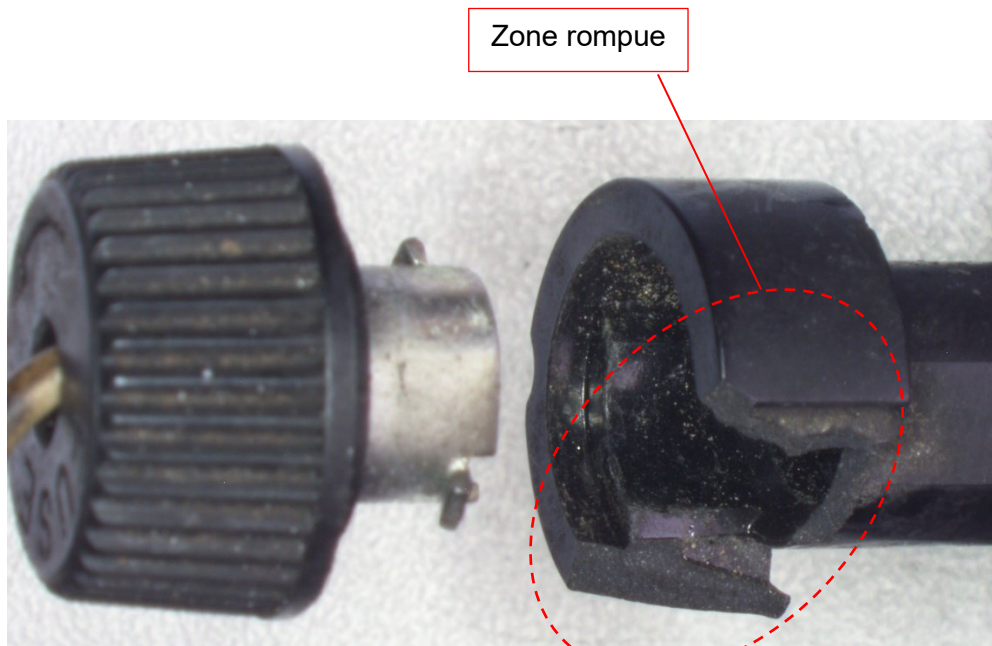


Figure 146 : Zone rompue du porte fusible repéré 12
Source : BEA



Figure 147 : Fusible associé au porte fusible repéré 12
Source : BEA

2.4.10. Conclusion de la phase B

Trois singularités sont identifiées :

- l'état très dégradé de la borne + de la batterie ;
- l'endommagement du conducteur connecté à cette borne et l'effort important nécessaire pour ramener l'extrémité de ce conducteur au droit de la borne de la batterie ;
- la séparation en deux parties du dispositif à diodes et la fusion du radiateur métallique associé au droit d'un de ses points de fixation sur le plancher de l'avion.

La fonctionnalité des composants suivants a été vérifiée et validée :

- l'alternateur ;
- l'*Alternator Control* ;
- les contacteurs ;
- les commandes sur la planche de bord.

L'examen détaillé de la borne + de la batterie montre une désolidarisation des deux principaux composants de cette borne, en raison de la fusion de la brasure assurant normalement la liaison. La borne – de la batterie est intacte.

Le dispositif à diodes s'est également désolidarisé en raison de la fusion d'une liaison brasée. Les quatre cellules identiques composant le dispositif sont toutes retrouvées en court-circuit.

Le radiateur métallique associé au dispositif à diodes a fondu au droit d'un de ses points de fixation sur le plancher de l'avion. Les analyses menées dans cette zone fondue montrent qu'une rondelle isolante et une vis étaient présentes avant la fusion du radiateur.

L'observation d'un dispositif à diodes sur un avion identique montre que la fissuration des rondelles isolantes est possible.

Les tests menés par Concorde Aircraft Batteries ont montré que :

- les destructions relevées au droit de la borne + de la batterie étaient compatibles avec celles relevées après un échauffement externe important (de type flamme) ;
- le dispositif à diodes supportait le passage d'un courant d'environ 70 A durant 60 minutes ;
- la présence d'un court-circuit au droit d'un point de fixation du radiateur métallique sur le plancher de l'avion conduisait à une élévation de température extrême très locale et à l'inflammation du capot en ABS.

2.5. PHASE C : circuit de démarrage du moteur

L'objectif de la phase C du processus d'investigation est de faire un bilan du circuit de démarrage du moteur de l'avion. Les constructeurs consultés indiquent qu'une défaillance dans ce circuit pourrait expliquer le courant anormalement élevé dans le circuit électrique général d'alimentation durant l'accident.

2.5.1. Informations fournies par Bogert Aviation Inc et Concorde Aircraft Batteries

Les informations ci-dessous ont été fournies au BEA en janvier 2022 après la transmission par le BEA d'une synthèse complète traduite en anglais des travaux menés sur l'avion HB-PNP.

Sur la base des constats réalisés par le BEA et complétés par les tests menés par les différentes entités (industrielles et étatiques), Bogert Aviation Inc et Concorde Aircraft Batteries ont émis trois hypothèses ; ces dernières peuvent expliquer la présence d'un courant anormalement élevé dans le circuit, puis un incendie. Les hypothèses sont les suivantes :

- Hypothèse 1 : un blocage du *Starter Solenoid* en position fermée
=> Si le Starter Solenoid reste en position fermée, le démarreur serait alimenté continuellement. Cette situation conduirait à une consommation de courant très élevée, pouvant expliquer un échauffement anormal du circuit associé à la batterie.
- Hypothèse 2 : un dysfonctionnement du commutateur de démarrage, conduisant à une procédure de démarrage continue
=> La situation et les conséquences seraient identiques à celles de l'hypothèse 1.
- Hypothèse 3 : un court-circuit entre le *Master Solenoid* et le *Starter Solenoid*

Pour affirmer ou infirmer ces hypothèses, Bogert Aviation Inc a recommandé l'examen des composants suivants :

- pignon de démarrage du moteur ;
- démarreur ;
- *Starter Solenoid* ;
- commutateur de démarrage ;
- les différents conducteurs associés.

2.5.2. Composition du circuit associé au démarreur

Le schéma du circuit associé au démarreur est rappelé en **Figure 148**. La désignation des principaux composants y est également précisée.

2.5.3. État des conducteurs

Tous les conducteurs sont entiers, sans endommagement constaté sur leur isolant. Leur continuité a été contrôlée et validée.

2.5.4. Commutateur de démarrage

Le commutateur de démarrage comporte cinq positions :

Positions	Commentaires
OFF	Les deux magnétos sont mises à la masse. Aucune magnéto n'est active.
R	La magnéto gauche est mise à la masse. Seule la magnéto droite est active.
L	La magnéto droite est mise à la masse. Seule la magnéto gauche est active.
BOTH	Aucune magnéto n'est mise à la masse. Les deux magnétos sont actives.
START	Aucune magnéto n'est mise à la masse. Les deux magnétos sont actives. Le démarreur est alimenté électriquement.

La position « START » est une position instable. Pour la sélectionner, le pilote doit maintenir la clé sur cette position jusqu'au démarrage du moteur. Lorsque le pilote relâche la clé, le commutateur se remet automatiquement en position « BOTH » et l'alimentation électrique du démarreur est instantanément coupée.



Figure 149 : Plaquette positionnée au droit du commutateur de démarrage, indiquant les cinq positions possibles

Source : BEA

2.5.4.1 – État et position sur l'avion

Le commutateur de démarrage est en position sur le tableau de bord. La clé de contact n'est pas présente. Le commutateur de démarrage est en position « OFF » (**Figure 150**).



Figure 150 : Commutateur de démarrage en position sur le tableau de bord
Source : BEA

À l'arrière du commutateur, les conducteurs sont en position, sans endommagement constaté (**Figure 151**). L'isolant de ces conducteurs présente simplement une teinte marron en raison des fumées et de la chaleur atteinte durant l'accident.

Les connexions des conducteurs sur le commutateur et les autres organes sont en adéquation avec le schéma spécifié par le constructeur.



Figure 151 : Face arrière du commutateur de démarrage
Source : BEA

2.5.4.2 – Test

Le commutateur de démarrage est fonctionnel. Lorsque la position « START » est relâchée, l'alimentation électrique du démarreur est instantanément coupée tel qu'attendu.

2.5.4.3 – Examen destructif

Les composants internes du commutateur sont en position.

On note une couleur noirâtre et un début d'endommagement des diverses zones de contact électrique (**Figure 152**).

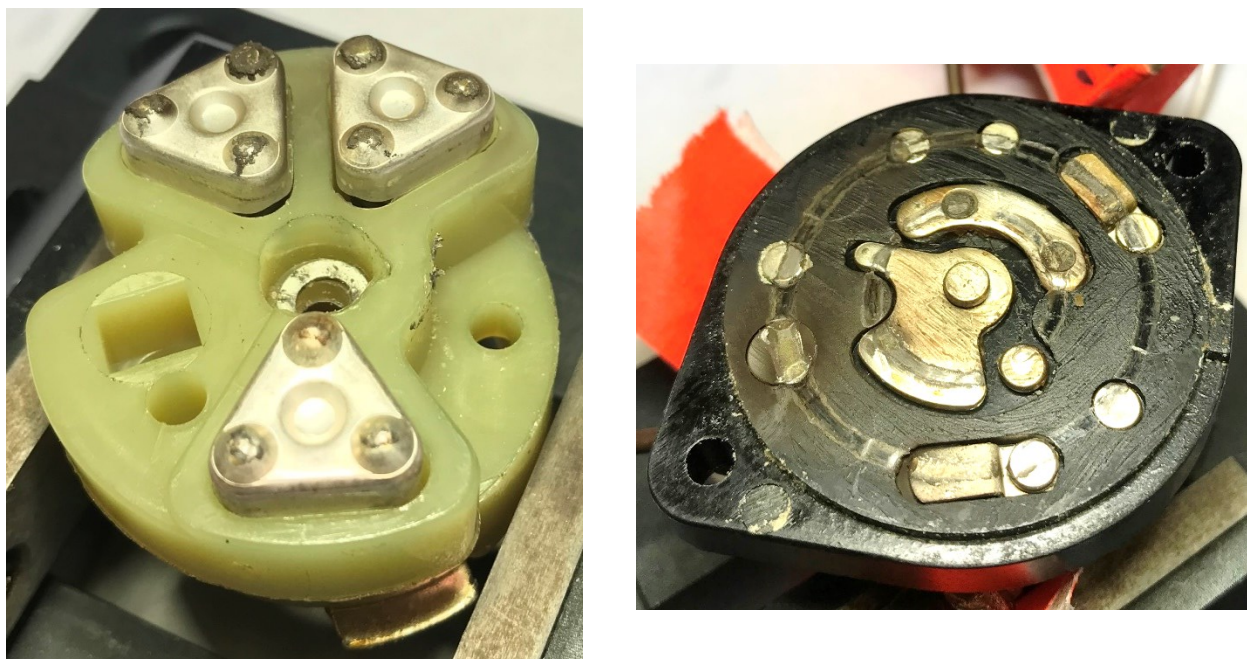


Figure 152 : Zones de contact électrique dans le commutateur de démarrage
Source : BEA

2.5.5. Starter Solenoid

2.5.5.1 – État et position sur l'avion

Le *Starter Solenoid* est en position sur l'avion, avec les divers conducteurs associés en position et serrés (**Figure 153**). Sur l'épave, il est constaté que le *Starter Solenoid* est ouvert électriquement comme attendu, le commutateur de démarrage sur la position OFF.



Figure 153 : *Starter Solenoid* en position dans le compartiment moteur, sur la cloison pare-feu
Source : BEA

Le *Starter Solenoid* ne présente aucun endommagement sur sa surface externe ni de teinte singulière (**Figure 154** et **Figure 155**).



Figure 154 : *Starter Solenoid* déposé de l'aéronef
Source : BEA



Figure 155 : *Starter Solenoid* déposé de l'aéronef
Source : BEA

2.5.5.2 – Examen non destructif

Cet examen a consisté en une observation tomographique. Plusieurs clichés réalisés lors de cette observation sont présentés dans les pages suivantes.

Cet examen ne met pas en évidence d'endommagement interne.

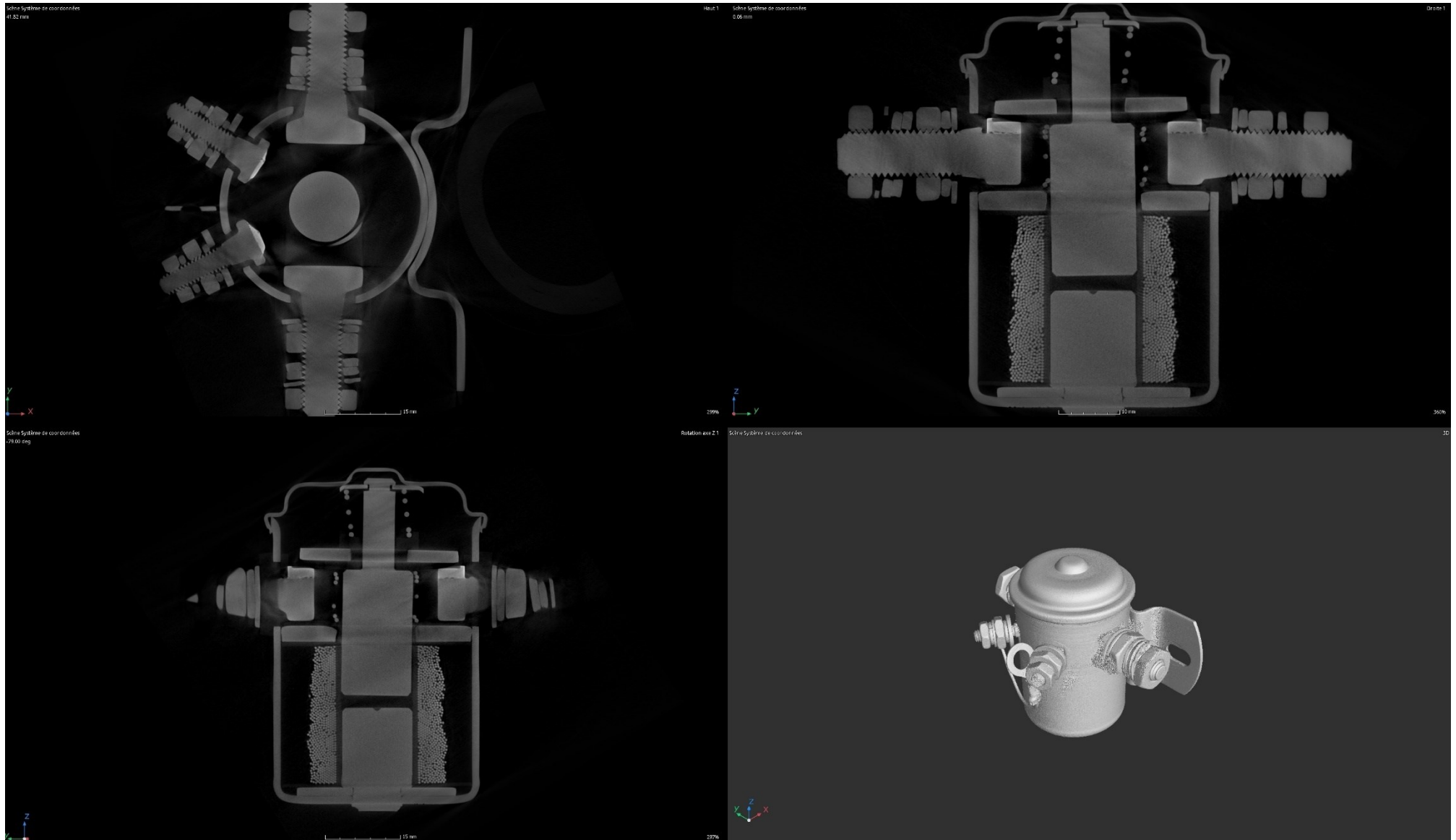


Figure 156 : Clichés issus de l'observation tomographique
Source : BEA

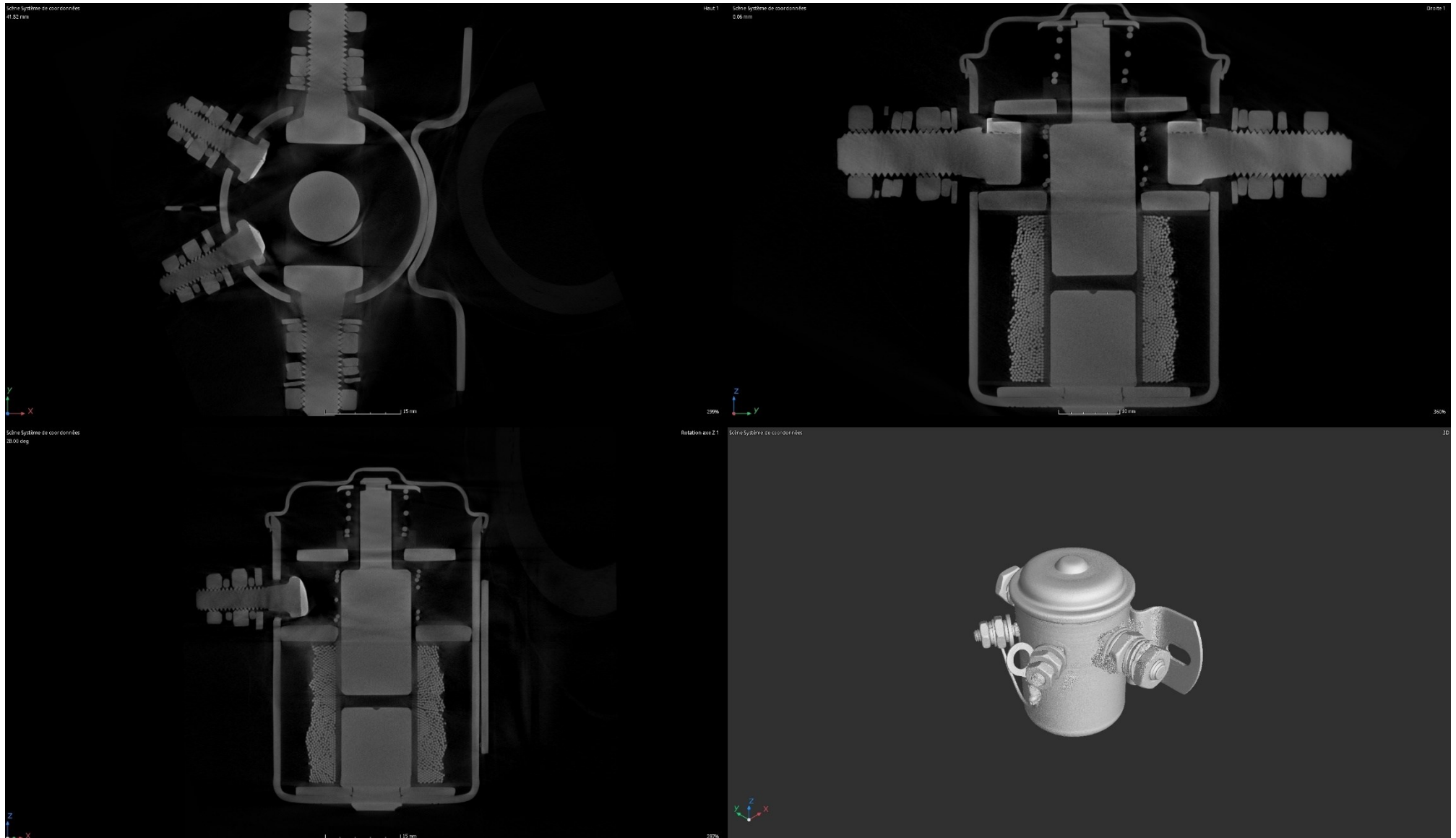


Figure 157 : Clichés issus de l'observation tomographique
Source : BEA

2.5.5.3 – Test

Note : Lamar Technologies a indiqué au BEA l'absence de procédure spécifique pour tester ce Starter Solenoid. La seule documentation disponible est un document de troubleshooting.

Le test a consisté à commander électriquement le *Starter Solenoid* de façon répétée, et à vérifier systématiquement son activation et sa désactivation.

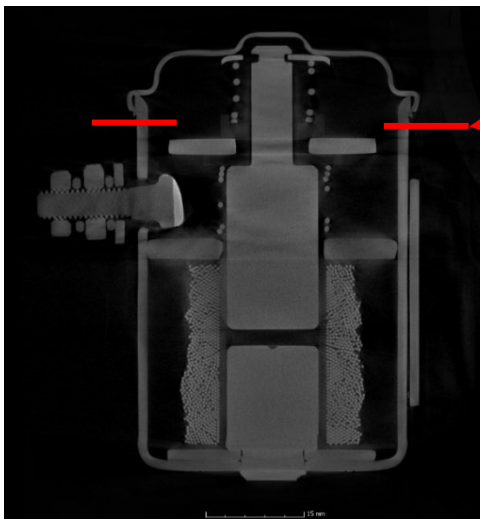
Ce test a été réalisé pour diverses températures externes, de 20°C à 90°C.

Aucun dysfonctionnement n'est constaté.

2.5.5.4 – Examen destructif

Cet examen a consisté à ouvrir la partie supérieure du *Starter Solenoid*.

Les composants sont en position. On note les indices de création de petits arcs électriques. Ce type d'endommagement est usuel sur ce type d'équipement. Ces endommagements ne remettent pas en cause la fonctionnalité de l'équipement.



Découpe de la partie supérieure

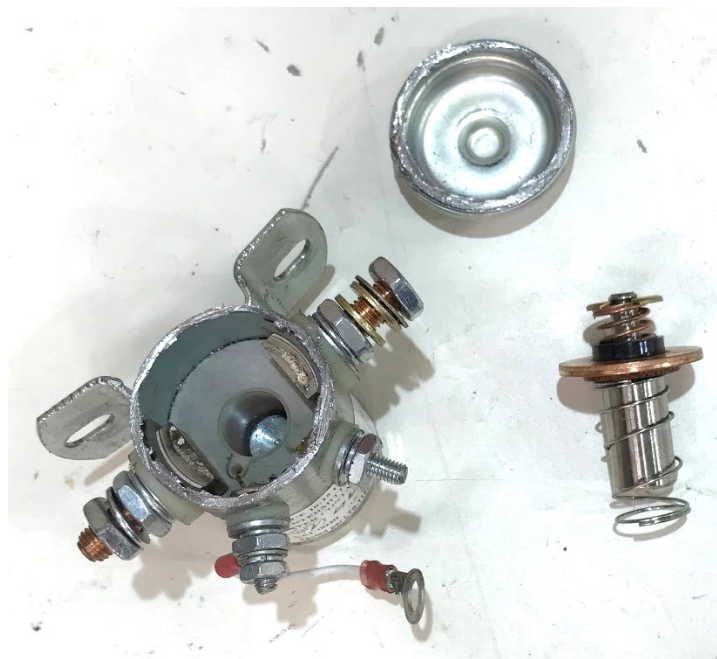


Figure 158 : Examen destructif du *Starter Solenoid*
Source : BEA

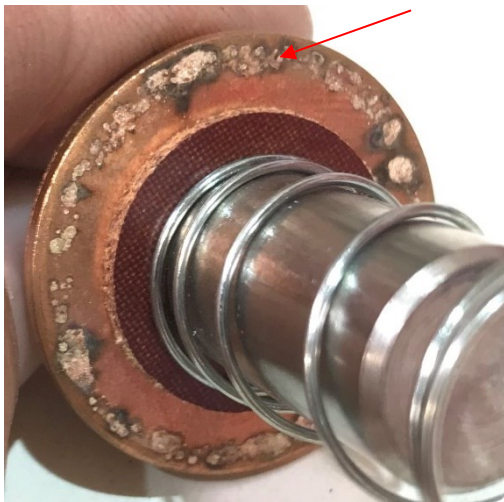
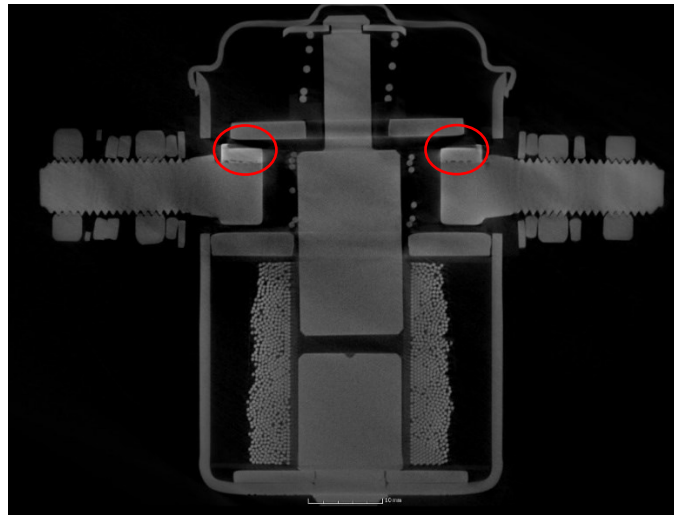


Figure 159 : Indices d'arcs électriques en fonctionnement
Source : BEA

2.5.6. Démarreur

2.5.6.1 – État et position sur l'avion

Le démarreur est en position sur le moteur (**Figure 160**), monté et serré sur le *Starter Adapter*.

Le conducteur d'alimentation électrique est en position et serré.

Après son démontage, il est constaté que l'axe d'entraînement du démarreur est entier et en position (**Figure 161**).

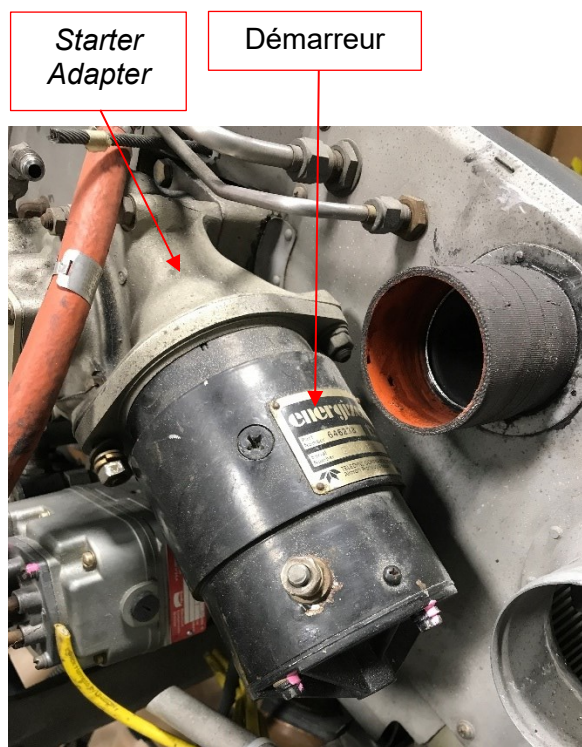


Figure 160 : Démarreur en position sur le *Starter Adapter*, Câble d'alimentation électrique déposé avant la réalisation de la photo
Source : BEA



Figure 161 : Axe d'entraînement du démarreur
Source : BEA

2.5.6.2 – Test

Le démarreur a été testé sur un banc dédié à l'ENAC de Castelnaudary.

Ce test consiste à alimenter électriquement le démarreur, à une tension de 13 V. Le courant est mesuré. Les courbes suivantes (**Figure 162**) présentent les données mesurées sur le démarreur de l'avion HB-PNP.

L'avis du constructeur Continental Motors a été demandé par l'intermédiaire du NTSB ; aucune réponse n'a été obtenue.

Les spécialistes de l'ENAC de Castelnaudary indiquent que les courbes obtenues n'amènent pas de commentaire particulier.

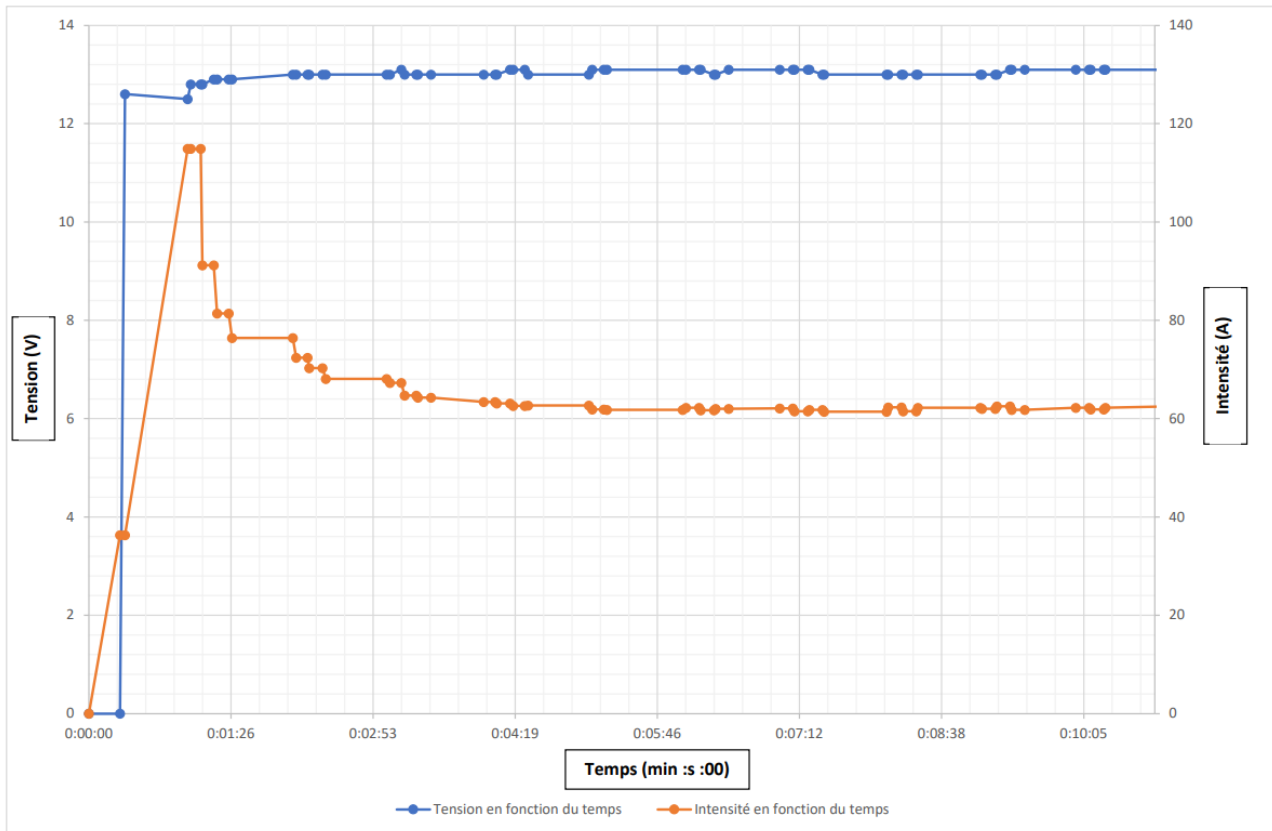


Figure 162 : Courbes obtenues lors de l'essai du démarreur
Source : BEA

2.5.7. Starter Adapter

2.5.7.1 – Composition et principe de fonctionnement

Le *Starter Adapter* assure la liaison mécanique entre le démarreur et le moteur.

La **Figure 163** présente la composition du *Starter Adapter*. Une nomenclature arbitraire est proposée pour simplifier la compréhension dans le reste du document.

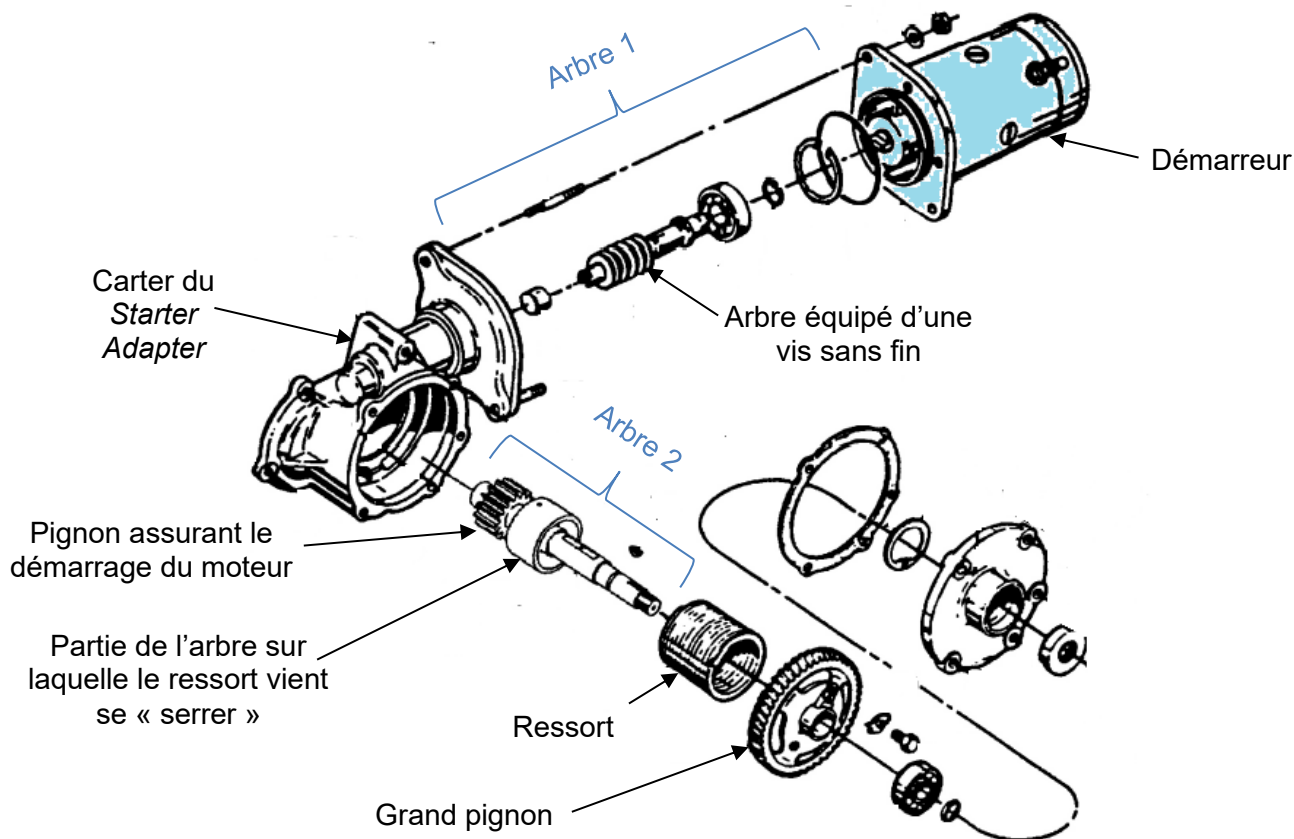


Figure 163 : Schéma de principe du *Starter Adapter*
Source : BEA

Le démarreur est connecté mécaniquement à l'arbre 1. Ce dernier est équipé d'une vis sans fin permettant la mise en rotation du grand pignon lorsque le démarreur est actionné.

Lorsque le grand pignon est mis en rotation, le ressort se resserme autour de l'arbre 2. Ce dernier est alors entraîné en rotation permettant le démarrage du moteur.

Cette interface entre le ressort et l'arbre 2 est un mécanisme « d'embrayage » qui permet au moteur de tourner après son démarrage, sans entraîner le démarreur à travers le *Starter Adapter*.

2.5.7.2 – Test

Le test a consisté à remonter le démarreur sur le *Starter Adapter* et à l'alimenter électriquement le démarreur.

Le *Starter Adapter* est fonctionnel.

2.5.8. Conclusion de la phase C

Les examens menés sur le circuit de démarrage du moteur n'ont mis en évidence aucune singularité qui pourrait justifier d'un dysfonctionnement d'un ou de plusieurs composants du circuit de démarrage durant le vol de l'événement.

2.6. PHASE D : circuit du pilote automatique

L'objectif de la phase D du processus d'investigation était de faire un bilan du circuit associé au pilote automatique de l'avion. Le vol de l'accident était le premier vol de l'avion depuis la fin de travaux visant à modifier l'avionique de l'aéronef et à installer ce pilote automatique.

L'ajout du pilote automatique relevait du STC FAA GARMIN SA01866WI ou STC EASA 10060846. Le *Workreport* N°11687 (document rédigé lors de l'installation) indique que les travaux ont été menés du 19 juin au 16 juillet 2020.

2.6.1. Contenu du STC GARMIN SA01866WI

Les matériels installés dans le cadre du STC Garmin SA01866WI sur l'aéronef HB-PNP étaient les suivants :

- trois servocommandes dont les positions sont indiquées sur les **Figure 164** et **Figure 165**.
 - une servocommande pour l'axe de roulis (**Figure 167**) ;
 - une servocommande pour l'axe de tangage (**Figure 166**) ;
 - une servocommande pour le trim sur l'axe de tangage (**Figure 168**).

Ces trois servocommandes sont identiques. Leur référence est la suivante :

- Garmin GSA28 (**Figure 170**) ;
- 011-02927-11 FAA PMA.

La servocommande est commandée électriquement. L'action sur les commandes est ensuite mécanique, au moyen de câbles métalliques.

- deux Garmin G5, assurant les fonctions EADI²⁴ et EHSI²⁵ (**Figure 171**), positionnés sur la planche de bord ;
- l'interface Garmin GFC 507 (**Figure 172**), positionnée sur la planche de bord ;
- l'adaptateur Garmin GAD 29B, positionné derrière la planche de bord (**Figure 173**) ;
- le Magnétomètre Garmin GMU 11, positionné à l'extrémité de la voilure (**Figure 174**).

L'application du STC Garmin SA01866WI sur l'aéronef HB-PNP a également conduit à la dépose des anciens matériels suivants :

- système de pilote automatique Century 31 (système Piper) ;
- récepteur ADF Bendix/King KR87 ;
- antenne ADF Bendix/King KA 44B ;
- RMI Bendix/King KI229 ;
- compas Century NSD 360 ;
- vanne de flux Century IB 495-4 ;
- accessoire d'asservissement ID 755 ;
- pompe à vide Airborne 211CC ;
- jauge d'aspiration gyroscopique Airborne 1G10-1 ;

²⁴ EADI : Electronic Attitude Director Indicator

²⁵ EHSI : Electronic Horizontal Situation Indicator

- régulateur à vide Airborne 2H3-19 ;
- filtre à vide Airborne 1J7-1.

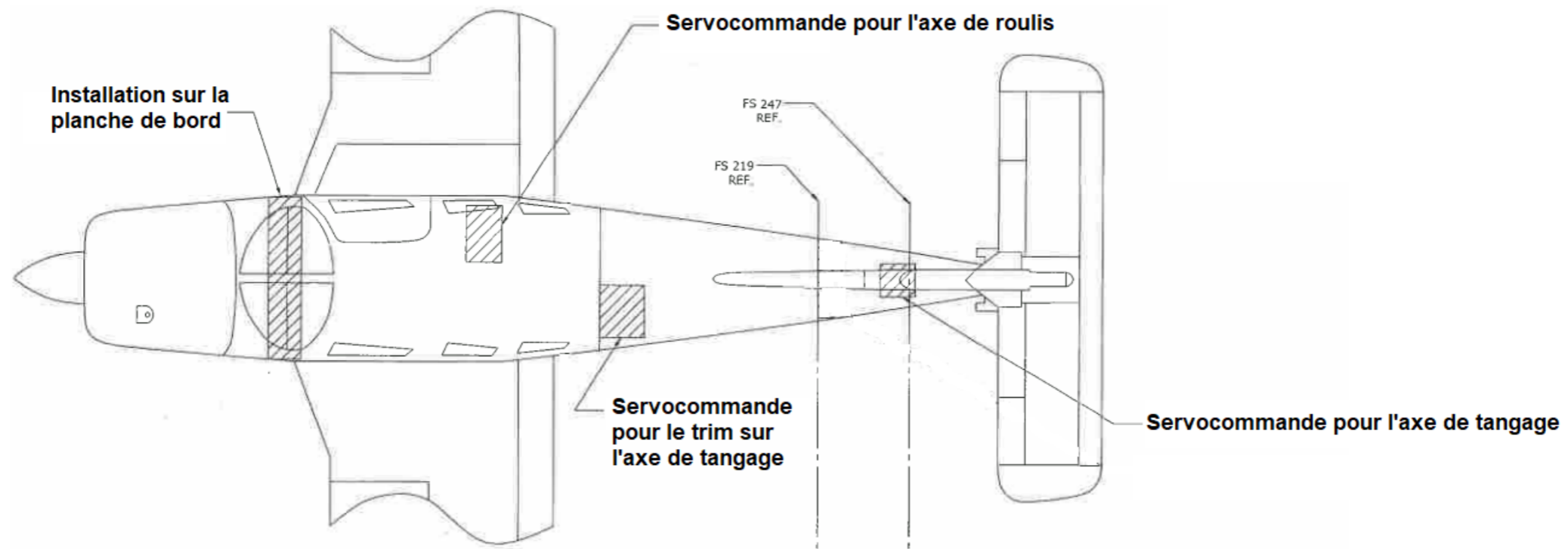


Figure 164 : Position des servocommandes
Source : GARMIN GFC 500 Install Manual Addendum, Piper PA-28RT_ DWG No 190-02291-49

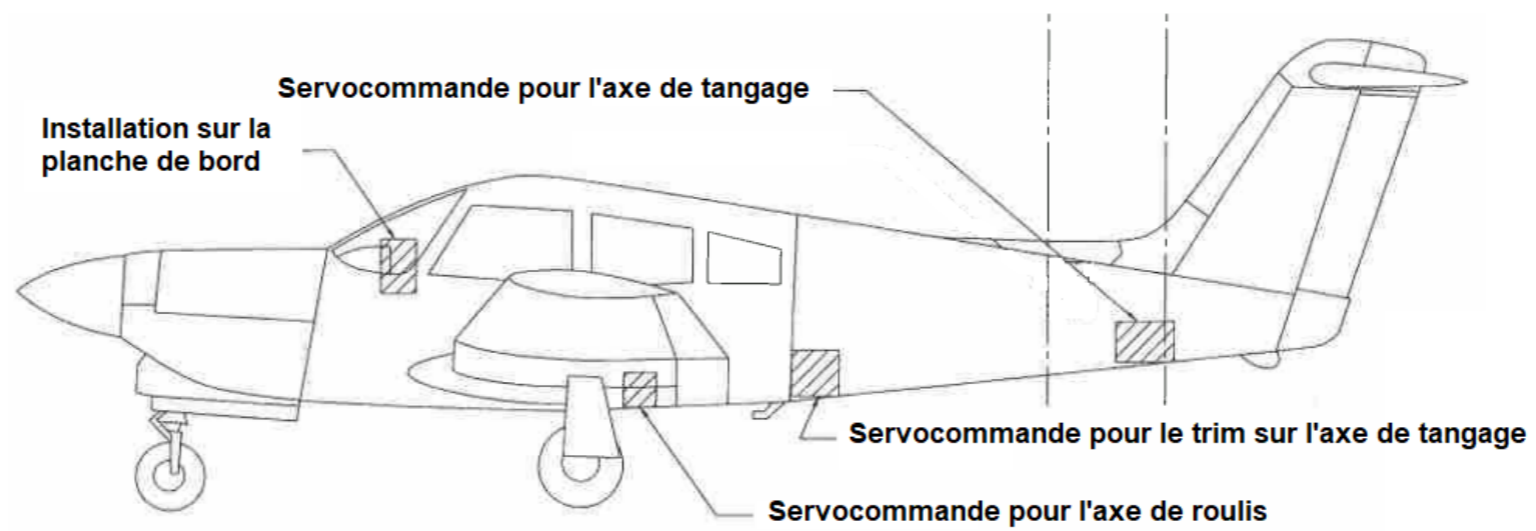


Figure 165 : Position des servocommandes
Source : GARMIN GFC 500 Install Manual Addendum, Piper PA-28RT_ DWG No 190-02291-49

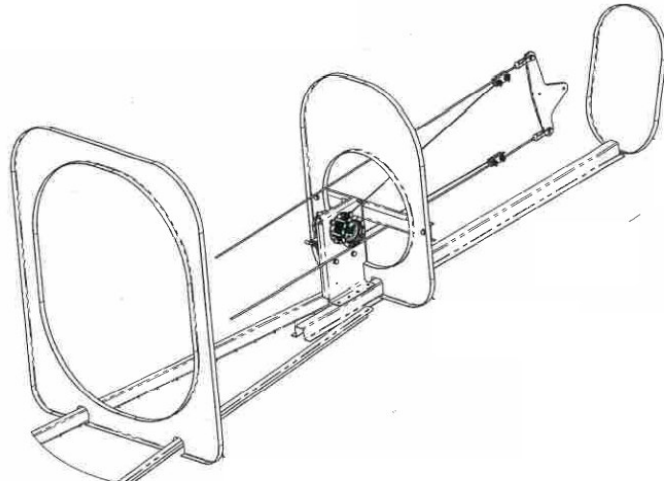


Figure 166 : Installation de la servocommande sur l'axe de tangage
Source : GARMIN GFC 500 Install Manual Addendum, Piper PA-28RT _ DWG No 190-02291-49

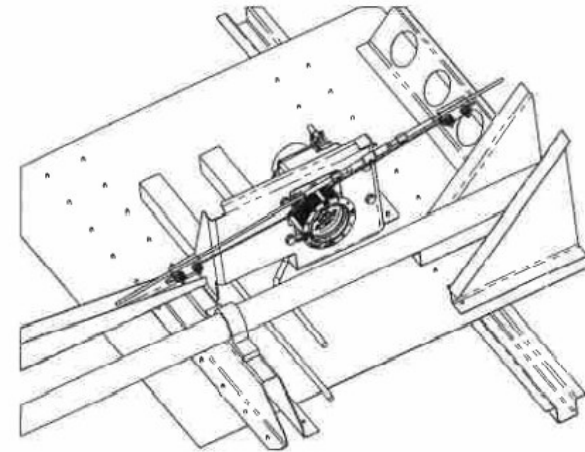


Figure 167 : Installation de la servocommande sur l'axe de roulis
Source : GARMIN GFC 500 Install Manual Addendum, Piper PA-28RT _ DWG No 190-02291-49

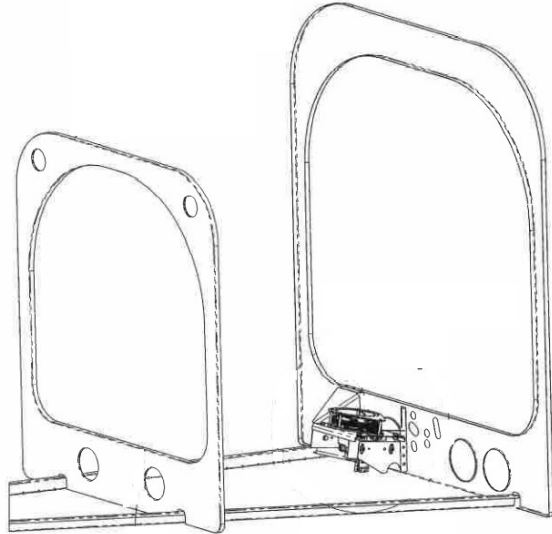


Figure 168 : Installation de la servocommande du trim sur l'axe de tangage
Source : GARMIN GFC 500 Install Manual Addendum, Piper PA-28RT _ DWG No 190-02291-49

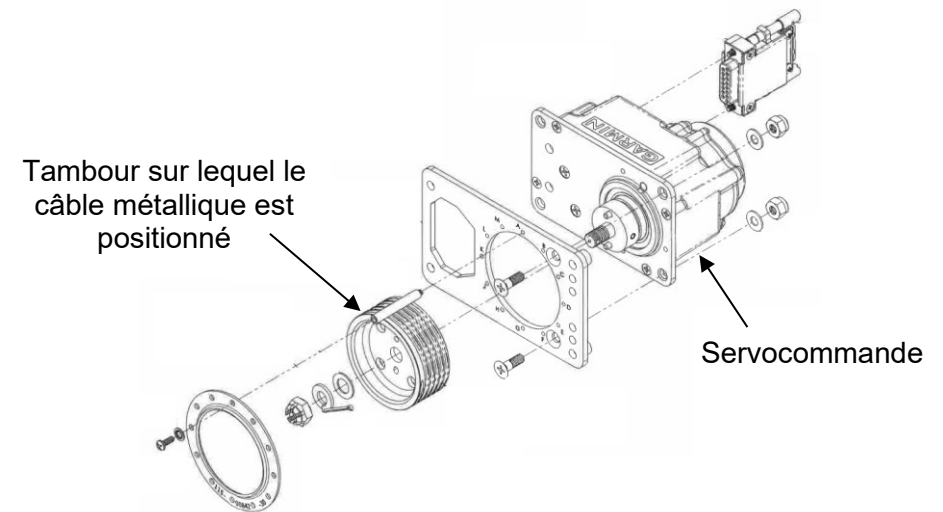


Figure 169 : Servocommande
Source : GARMIN GFC 500 Install Manual Addendum, Piper PA-28RT _ DWG No 190-02291-49



Figure 170 : Servocommande Garmin GSA 28
Source : <https://sarasotaavionics.com/avionics/gsa28-certified>



Figure 171 : Garmin G5
Source : <https://www.garmin.com/fr-FR/p/514383>



Figure 172 : Interface Garmin GFC 500
Source : <https://www.garmin.com/en-US/p/604257>



Figure 173 : Adaptateur Garmin GAD 29 B

Source : <https://www.seaerospace.com/sales/product/Garmin/GAD-29B>



Figure 174 : Magnétomètre Garmin GMU 11

Source : <https://www.opaleaero.com/garmin-gmu11-magnetometre-pro1504316.html>

2.6.2. État du dispositif sur l'avion HB-PNP

Les servocommandes sont en position sur l'aéronef, et fixées de façon nominale (**Figure 175** à **Figure 177**).

Sur chaque servocommande, le connecteur électrique est en position, sans endommagement constaté. La masse au droit de chaque servocommande est fixée et serrée à la cellule de l'aéronef.

Aucun endommagement n'est constaté sur les conducteurs du circuit électrique associé. Ces conducteurs sont continus. La surface externe de ces conducteurs présente simplement une teinte foncée localement due aux fumées haute température dégagées lors de l'accident.

Les interfaces sont en position sur la planche de bord. Leur face externe a été endommagée par les fumées à haute température produites durant l'accident (**Figure 178**). À l'arrière des équipements, les conducteurs sont en position, sans endommagement constaté.

L'adaptateur Garmin GAD 29 B est en position derrière la planche de bord, le long du flanc droit. L'adaptateur ne présente pas d'endommagement visuel externe (**Figure 179**). Les conducteurs associés sont en position, sans endommagement constaté.

Le schéma électrique associé au nouveau dispositif de pilote automatique de l'avion HB-PNP est présenté en **Figure 180**.

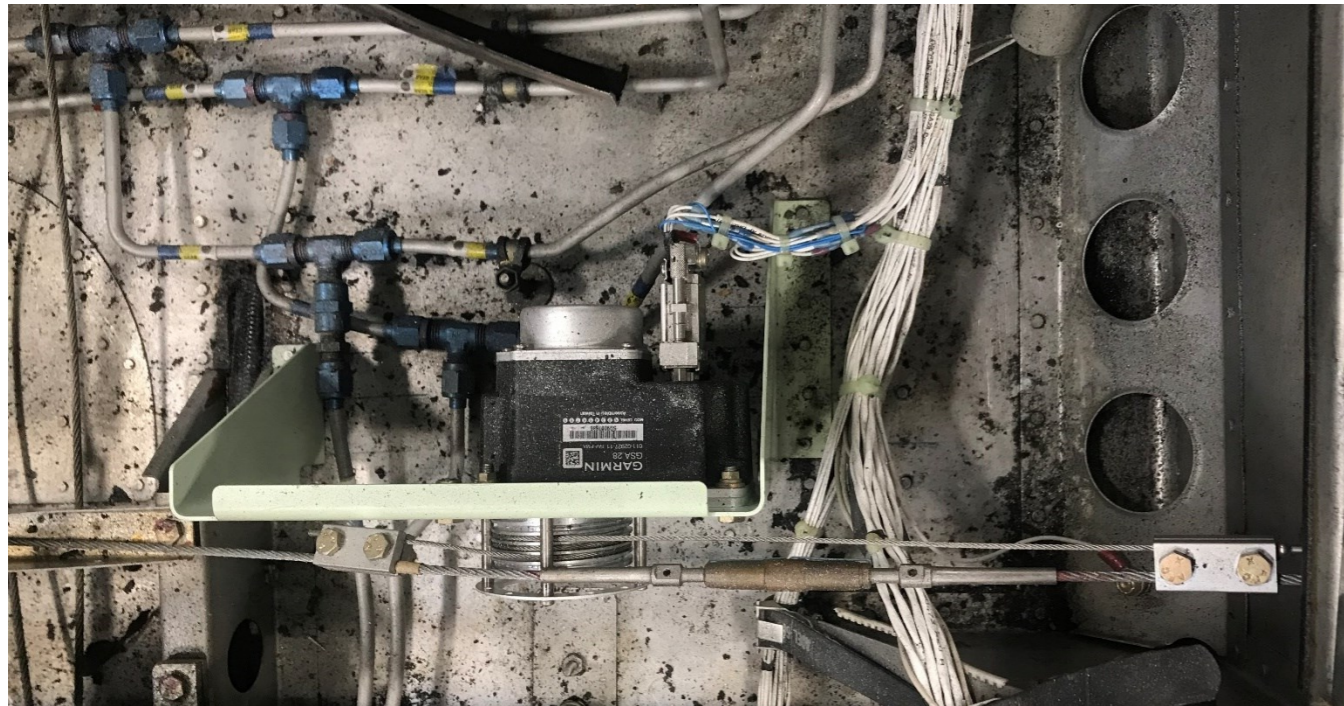


Figure 175 : Servocommande sur l'axe de roulis
Source : BEA



➔
Avant

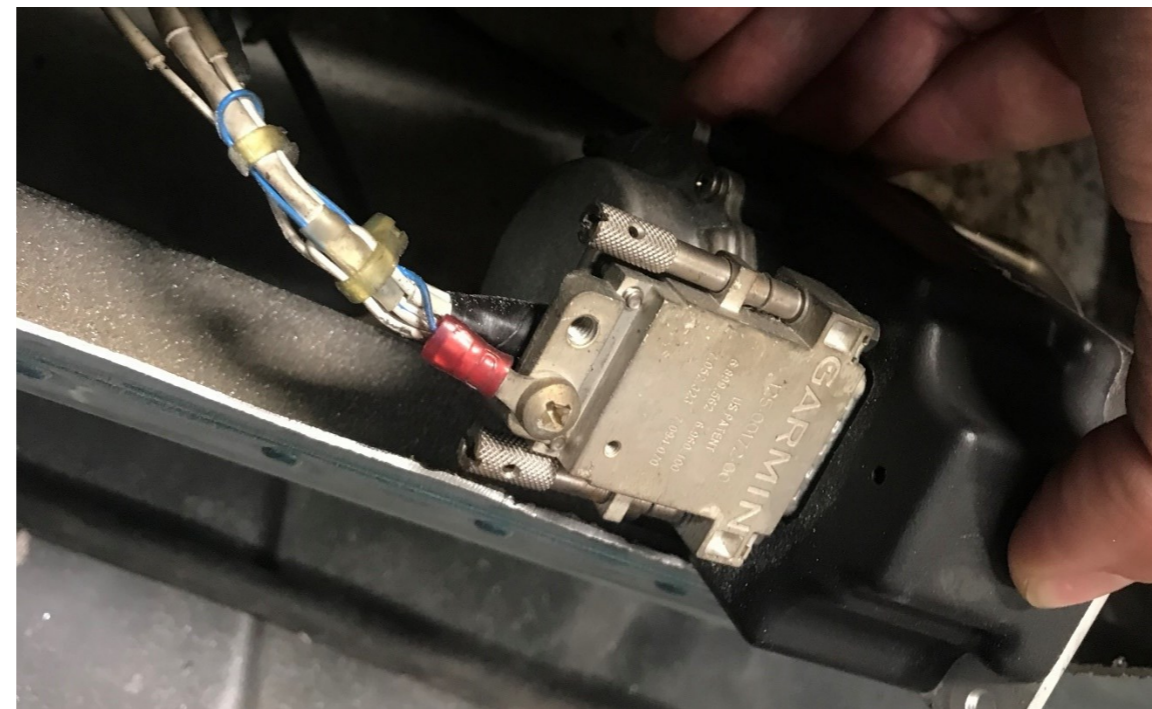
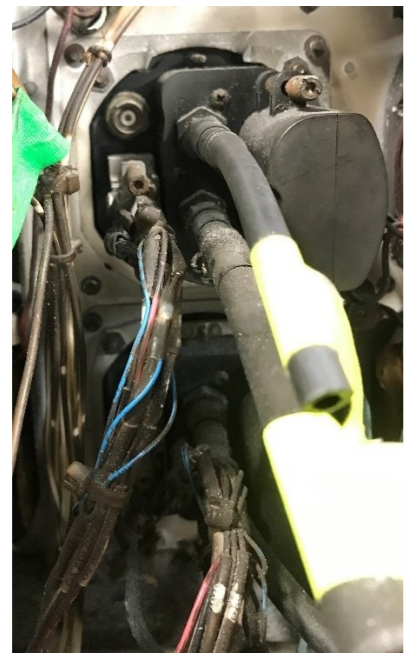


Figure 176 : Servocommande sur l'axe de tangage
Source : BEA



Avant

Figure 177 : Servocommande du trim sur l'axe de tangage
Source : BEA



Garmin G5



Garmin GFC 500

Figure 178 : Interfaces (Garmin G5 et Garmin GFC 500) sur la planche de bord
Source : BEA

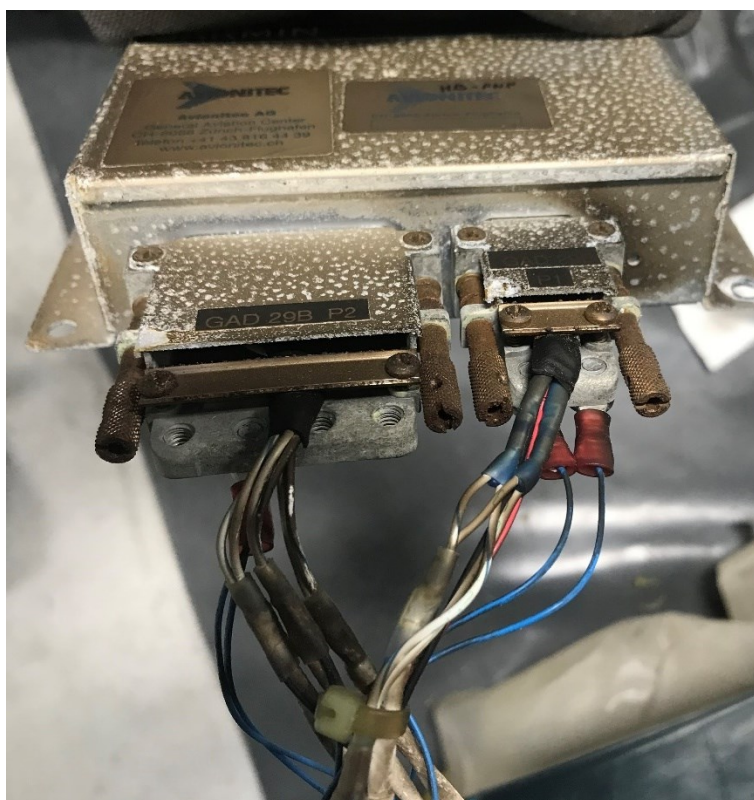


Figure 179 : Adaptateur Garmin GAD 29 B
Source : BEA

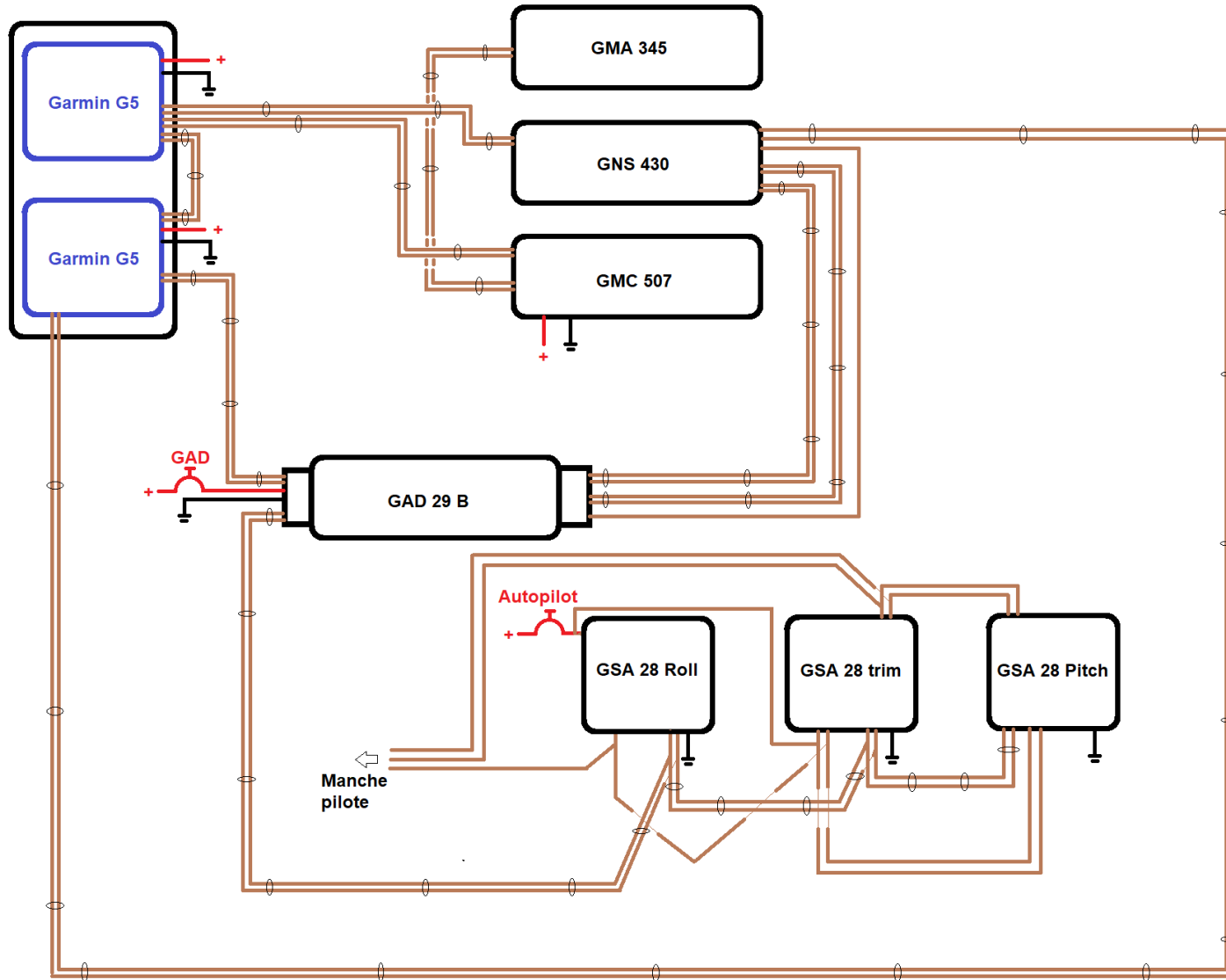


Figure 180 : Circuit électrique associé au pilote automatique de l'avion HB-PNP (circuit dessiné par le BEA identifié sur l'avion HB-PNP)
Source : BEA

2.6.3. Conclusion de la phase D

Les examens menés sur le circuit associé au pilote automatique n'ont pas révélé d'endommagement.

3 - CONSULTATION DES CONSTRUCTEURS ET DES EXPERTS

3.1. Piper – Constructeur de l'avion

Piper a indiqué qu'il n'a jamais rencontré de cas similaire par le passé.

Aucun commentaire relatif aux hypothèses émises par le BEA n'a été fait en raison des nombreuses modifications apportées sur l'avion et qui ne sont pas des modifications approuvées par Piper, mais approuvées par ailleurs par la FAA dans le cadre de STC.

3.2. Concorde Aircraft Batteries – Constructeur de la batterie

La société Concorde Aircraft Batteries a cité un événement survenu en France, à Perpignan, le 20 mars 2018. Cet événement concernait l'avion Cirrus SR22 G3 immatriculé F-HPVP. Il s'était produit au sol. Le BEA n'avait pas ouvert d'enquête.

Des examens ont en revanche été entrepris par la Justice qui a mandaté un expert. Ce dernier a partagé ses constats avec la société Concorde Aircraft Batteries. Le BEA a pu échanger avec cet expert.

Les photos transmises au BEA montrent une batterie fortement endommagée. Ces endommagements sont visuellement proches de ceux relevés sur la batterie de l'avion HB-PNP. On note en particulier un endommagement singulier de la borne + de la batterie.

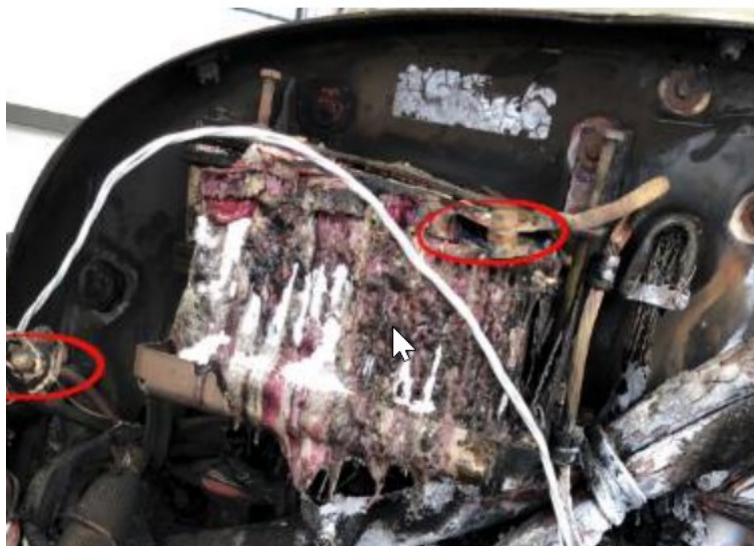


Figure 181 : Batterie détruite de l'avion F-HPVP
Source : Justice - Expert

Les informations communiquées par Concorde Aircraft Batteries précisent que ces endommagements de la borne de la batterie seraient les conséquences d'un échauffement excessif du conducteur connecté à cette borne, dû au passage d'un courant élevé ou à un échauffement externe.

D'après l'expert mandaté par la Justice, des indices de court-circuit ont été identifiés sur le conducteur associé à la batterie.

Sur l'avion HB-PNP, d'après Concorde Aircraft Batteries, les endommagements relevés sur la borne + de la batterie étaient bien les conséquences d'un échauffement anormal du conducteur fixé sur cette borne.

3.3. CEA de Grenoble

Le CEA de Grenoble mène dans un de ses laboratoires dédiés des expertises de batteries dites « conventionnelles ».

Les travaux réalisés sur une batterie identique à celle de l'avion HB-PNP démontrent que l'emballage thermique de la batterie de l'avion HB-PNP n'est pas exclu. La batterie ne présentait toutefois pas de symptôme traduisant un emballement thermique. Le CEA indique que lors de la survenue de ce phénomène, le symptôme le plus commun est un gonflement de la batterie. Ce type de dommage n'a pas été observé sur celle de l'avion HB-PNP.

L'expert du CEA a également précisé qu'un échauffement de la borne + de la batterie en raison du passage prolongé d'un courant anormalement élevé serait possible. Il note que pour une section de borne de 133 mm² en plomb, en considérant que le plomb est 12 fois plus résistif que le cuivre (avec une limite de sécurité d'environ 5 A/mm²), on pourrait s'attendre à une limite de sécurité de courant au niveau de la borne d'environ 56 A.

4 - CONCLUSION

4.1. Rappel du témoignage du pilote du vol de l'événement

Le pilote a précisé au BEA que le démarrage du moteur avait demandé plusieurs tentatives lors du vol de l'accident.

Après environ 15 min de vol, le pilote constate une indication de charge de l'ampèremètre proche de 70 A qui correspond à l'aiguille proche de la butée. Cette valeur de charge est très supérieure aux valeurs nominales de cette phase de vol comprises entre 10 et 30 A.

Le pilote coupe l'alternateur 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 décident de poursuivre le programme de vol prévu. Cette intensité excessive a donc été maintenue une dizaine de minutes environ.

4.2. Résultats des examens

Les endommagements les plus importants sont situés derrière la soute à bagages. Les principaux composants qui s'y trouvent sont les suivants :

- le ventilateur cabine ;
- la pompe hydraulique ;
- une servocommande électrique ;
- la batterie ;
- plusieurs contacteurs électriques ;
- un dispositif à diodes ;
- la prise de parc ;
- plusieurs convertisseurs.

Sur ces composants, les principales singularités ont été identifiées sur la batterie et le dispositif à diodes. Il est à noter que le dispositif à diodes est contigu à la borne + de la batterie.

Dommmages observés sur la batterie :

- Etat très dégradé de la borne + de la batterie. Cette dégradation résulte de la fusion de la zone brasée qui assure la liaison mécanique entre les deux principaux composants de cette borne (la température de fusion de la zone brasée est comprise entre 183 et 191°C) ;
- Endommagement du conducteur connecté à cette borne + (il est noté la fusion partielle de l'isolant dont la température de fusion est comprise entre 254 et 279°C) et l'effort important nécessaire pour ramener l'extrémité de ce conducteur au droit de la borne de la batterie post accident ;
- Fusion de la partie supérieure de la batterie, sans gonflement ni déformation particulière sur les autres parties de la batterie.

Dommmages observés sur le dispositif à diodes :

- Destruction du capot de protection en ABS ;
- Fusion du radiateur métallique associé (composé en alliage d'aluminium, avec une température de fusion d'environ 700°C) au droit d'un point de fixation sur le plancher de l'avion ;
- Endommagement du feuillard de phénolique qui isole électriquement, le radiateur métallique fixé au plancher de l'avion. Cet endommagement est plus sévère au droit de la borne + de la batterie (qui ne correspond pas à la zone de fusion du radiateur) ;

- Séparation en deux parties du dispositif à diode, en raison de la fusion d'une zone brasée.
- Court-circuit des quatre cellules identiques qui composent le dispositif à diodes.

Les autres composants présentent des endommagements qui semblent consécutifs à l'échauffement externe survenu durant l'événement.

Les endommagements relevés dans le reste de la cabine sont les conséquences du contact avec les fumées à haute température qui ont circulé dans l'habitacle.

Dans le circuit électrique de puissance de l'avion, la fonctionnalité des composants suivants a été vérifiée et validée :

- l'alternateur ;
- l'*Alternator Control* ;
- les contacteurs ;
- les commandes sur la planche de bord.

Les examens menés sur le dispositif de pilotage automatique n'ont pas mis en évidence de singularité qui pourrait justifier d'un dysfonctionnement d'un ou de plusieurs composants durant le vol de l'événement.

Les examens menés sur le circuit de démarrage du moteur n'ont pas mis en évidence de singularité qui pourrait justifier d'un dysfonctionnement d'un ou de plusieurs composants durant le vol de l'événement.

4.3. Conclusion sur l'ensemble des travaux réalisés

La valeur proche de 70 A, lue par le pilote sur l'ampèremètre de bord au cours du vol, indique que la demande sur le circuit de puissance était anormalement élevée. Cette valeur indique la présence d'une intensité anormalement élevée dans le circuit électrique pendant plusieurs minutes et en conséquence des échauffements locaux importants. Ces phénomènes ont très probablement été à l'origine de l'incendie à bord.

L'alternateur et l'*Alternator Control* ont été testés fonctionnels après l'accident, ce qui démontre que l'intensité anormalement élevée mesurée dans le circuit électrique n'était probablement pas due à une défaillance de ces composants.

La défaillance dans le circuit est localisée dans l'environnement immédiat de la batterie et du dispositif à diodes.

Les deux éléments suivants ont été relevés sur la batterie et son environnement direct lors de l'enquête :

- l'utilisation d'une batterie Concorde RG-35AXC (STC SA01147WI, sans l'application du STC SA01582SE, du STC SA4008NM et des adaptateurs pour la batterie considérée) ;

Il faut noter que l'application du STC SA01582SE, du STC SA4008NM et des adaptateurs n'est pas obligatoire lors de l'emploi d'une batterie Concorde.

Concorde Aircraft Batteries a précisé au BEA que le STC SA01147WI a été appliqué sur environ 3 000 aéronefs, sans avoir rencontré de difficulté en service.

- les contraintes importantes dans le conducteur reliant le *Master Solenoid* et la borne + de la batterie, en raison de la taille du conducteur, de sa section et de sa forme à l'issue du montage (conducteur faisant partie du STC SA 3531NM). Le BEA n'a pas de donnée factuelle pour étayer l'hypothèse d'un possible endommagement de la borne en raison d'efforts mécaniques dus aux caractéristiques du conducteur.

Concorde Aircraft Batteries a par ailleurs précisé au BEA qu'ils ne partageaient pas cette interrogation, en indiquant que la résistance de la borne de la batterie était suffisante et qu'ils n'avaient jamais enregistré de défaillance de ce type.

Le BEA n'a par conséquent pas étudié ce montage plus en détail.

Les éléments suivants ont été relevés sur le dispositif à diodes et son environnement direct lors de l'enquête :

- la fusion locale du radiateur métallique au droit d'un élément de fixation qui pourrait s'expliquer par un contact entre cet élément de fixation et le radiateur, lorsque le dispositif était alimenté électriquement, générant un court-circuit ;

Le constructeur Piper a publié, le 1 novembre 1978, le Service Bulletin # 623 qui précise l'importance de positionner une rondelle isolante entre chaque élément de fixation et le radiateur. Dans le cas contraire, il est indiqué qu'un court-circuit est possible, engendrant la délivrance dans le circuit de la puissance maximale de l'alternateur. Le constructeur Piper a précisé que le Service Bulletin # 623 s'applique à divers modèles Arrow fabriqués entre 1975 et 1978. Le PA-28RT-201T a été fabriqué entre 1979 et 1988, ce qui est en dehors des dates applicables au SB 623, bien que le dispositif à diodes soit similaire aux précédentes versions.

Le manuel de maintenance Piper applicable pour le modèle PA-28RT-201T ne spécifie aucune exigence de maintenance relative au dispositif à diodes.

L'observation d'un montage sur un avion identique a montré la fissuration de deux rondelles isolantes sur quatre. La dégradation des rondelles isolantes, évitant le court-circuit décrit dans le Service Bulletin # 623, est possible.

Concorde Aircraft Batteries a réalisé de nombreux tests qui démontrent que :

- l'échauffement local de la borne de la batterie conduit bien à la désolidarisation de la borne en deux parties mais avec des endommagements différents de ceux relevés sur la batterie de l'avion HB-PNP ;
- l'échauffement local de la borne de la batterie ne conduit pas à l'amorçage d'un incendie, les endommagements restent locaux et ne s'étendent pas ;
- un défaut d'isolement au droit d'un point de fixation du dispositif à diodes conduit à sa fusion localement telle que constatée sur l'avion HB-PNP ;
- l'échauffement intense survenant au droit d'un point de fixation du dispositif à diodes dû à un défaut d'isolement conduit à l'inflammation très rapide du capot en ABS, avec des flammes conséquentes ;

- le capot en ABS met plusieurs minutes pour se consumer.

De ce fait, une hypothèse très probable se dégage pour expliquer l'amorce du phénomène d'endommagement et l'incendie qui s'est ensuite développé à bord :

Le contact électrique entre un élément de fixation du dispositif à diode et le radiateur métallique associé à ce dispositif a engendré un court-circuit permanent.

Ce court-circuit a conduit l'alternateur de l'avion à délivrer sa puissance maximale dans le circuit de puissance pendant plusieurs minutes. La valeur maximale de l'intensité a par ailleurs été constatée par l'équipage durant l'événement.

Ce court-circuit a également conduit à un échauffement local intense du dispositif à diodes au droit de la zone de court-circuit, puis à l'inflammation quasi instantanée du capot en ABS. Les flammes associées à l'inflammation du capot en ABS ont contribué aux endommagements relevés sur la batterie, et sa borne + en particulier. L'incendie s'est ensuite propagé dans l'avion.

La publication du SB N°623 témoigne de cas de défaillances déjà rencontrés sur le dispositif à diodes, avec des conséquences importantes sur l'aéronef.

Les constats et les tests réalisés semblent exclure une défaillance primaire de la batterie.

Un dernier point n'a pas été étudié par le BEA, il concerne les conséquences de l'utilisation d'un GPU sur l'avion accidenté, équipé d'une batterie endommagée. Le BEA s'interroge sur l'intensité dans le circuit dans une telle situation et les possibles aggravations d'un endommagement préalable de la borne + de la batterie. Concorde Aircraft Batteries a précisé au BEA que l'utilisation d'un GPU sur l'avion n'avait pas de conséquence si l'amorce du phénomène est associé au dispositif à diodes. En effet, en cas d'alimentation via un GPU, sans le moteur en fonctionnement, la batterie aurait été rechargée directement et la partie du circuit comprenant le dispositif à diodes n'aurait pas été alimentée.

Annexe 1 : Calendrier des examens

Dates Lieux	Opérations
29 et 30 juillet 2020 AD Bâle-Mulhouse	Examen visuel et préparation de l'épave pour son déplacement vers le BEA
Septembre et octobre 2020 BEA	Préparation de l'aéronef pour l'examen de son circuit électrique
Novembre 2020 BEA	Examen de la zone la plus endommagée et du circuit électrique
23 novembre 2020 BEA	Bilan avec un expert en investigation incendie
24 novembre au 4 décembre 2020 BEA	Fin des constats généraux sur l'épave
Janvier 2021 BEA	Examens en laboratoire des bornes de la batterie et du dispositif à diode
10 mai 2021 DGA TA Toulouse	Bilan avec des experts « feu » et électricité
25 mai 2021 BEA	Bilan avec un expert des endommagements survenus sur l'avion F-HPVP
25 mai au 6 juin 2021 BEA	Travail sur le circuit de puissance
25 juin 2021 ENAC Castelnaudary	Test de l'alternateur et de l' <i>Alternator Control</i>
4 au 6 octobre 2021 BEA	Examen des composants associés au STC SA 3531NM
11 novembre 2021 BEA	Bilan visuel de la batterie de l'avion HB-PPB
15 novembre 2021 Société Sematec	Examen tomographique des bornes de la batterie de l'avion HB-PPB
10 décembre 2021 INES CEA Chambéry	Validation du processus d'investigation sur la batterie de l'avion HB-PPB

Dates Lieux	Opérations
15 janvier au 14 février 2022 INES CEA Chambéry	Tests et examens sur la batterie de l'avion HB-PPB
4 février 2022 BEA	Examen sur le circuit électrique de démarrage du moteur
16 février 2022 Société Sematec	Examen tomographique du <i>Starter Solenoid</i>
7 avril 2022 ENAC Castelnaudary	Test du démarreur
19 avril 2022 BEA	Examen destructif du commutateur de démarrage
19 avril 2022 BEA	Examen destructif du <i>Starter Solenoid</i>
1 septembre 2022 BEA	Examens complémentaires sur le dispositif à diode
25 août 2023	Réception d'un document rédigé par Concorde Aircraft Batteries argumentant contre l'hypothèse d'une défaillance de la batterie et proposant l'hypothèse d'une défaillance initiale au droit du dispositif à diode Réalisation de travaux complémentaires par le BEA
30 novembre 2023	Réception de deux questions complémentaires de Concorde Aircraft Batteries via le NTSB
13 décembre 2023	Réception d'un document rédigé par Concorde Aircraft Batteries synthétisant des essais réalisés sur des batteries et des dispositifs à diodes
10 janvier 2024	Observation d'un dispositif à diodes sur un avion similaire (HB-PPB)
22 janvier 2024	Informations reçues du constructeur de l'avion Piper sur l'application du Service Bulletin N°623 et sur les tâches de maintenance associées au dispositif à diodes
Février 2024	Complément d'examen par le BEA sur le dispositif à diodes endommagé

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

10 rue de Paris
Zone Sud - Bâtiment 153
Aéroport du Bourget
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero