

RAPPORT TECHNIQUE

**Accident du Jodel DR1050 Ambassadeur
immatriculé F-BJOZ**

le 05/07/2025

**à proximité de l'aérodrome
de Châteauroux - Villers (36)**

Examen de l'épave



Préambule

Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses rapports et documents ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.

Les documents du BEA sont indépendants, distincts et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.

Table des matières

TABLE DES MATIÈRES	3
1 - EQUIPEMENTS EXAMINES	5
1.1. Introduction	5
1.2. Méthodologie et calendrier des examens	6
2 - TRAVAUX EFFECTUÉS	6
2.1. Site de l'accident	6
2.2. Examen de l'épave sur le site de l'accident.....	8
2.2.1. Généralités	8
2.2.2. Structure de l'avion	10
2.2.3. Poste de pilotage	15
2.2.4. Commandes de vol	19
2.2.5. Systèmes propulsifs et circuits associés	25
2.3. Examen détaillé et démontage du moteur	31
2.3.1. Aspect général.....	32
2.3.2. Bloc moteur	38
2.3.3. Circuit d'allumage	51
2.4. Examen du circuit carburant	66
2.4.1. Composition.....	66
2.4.2. Aspect général.....	67
2.4.3. Réservoir avant.....	69
2.4.4. Réservoir arrière	70
2.4.5. Sélecteur carburant.....	74
2.4.6. Filtre décanteur.....	78
2.4.7. Pompe électrique.....	78
2.4.8. Pompe mécanique.....	79
2.4.9. Carburateur	82
2.5. Examen de la planche de bord	90
2.6. Circuit électrique	95
2.7. Analyse carburant	104

2.7.1.	Quantité de carburant analysée	104
2.7.2.	Carburant attendu pour cette application	104
2.7.3.	Contexte des analyses physico-chimiques.....	104
2.7.4.	Précisions sur la durée entre les prélèvements et les analyses physico-chimiques réalisées sur ces prélèvements.....	104
2.7.5.	Caractéristiques physico-chimiques du carburant AVGAS 100 LL	104
2.7.6.	Analyses réalisées	106
2.7.7.	Résultats des analyses physico-chimiques	106
2.8.	Historique de l'avion	109
2.8.1.	Statut de l'avion F-BJOZ.....	109
2.8.2.	Rappel de la documentations exploitées.....	109
2.8.3.	Déclaration d'entretien et programme d'entretien.....	109
2.8.4.	Dossier de travaux LAVI-23-07-957/5	109
2.8.5.	Dossier de travaux LAVI-23-08-1025/6	111
2.8.6.	Dossier de travaux LAVI-25-03-1200/7	113
3 -	RÉSULTATS.....	114

1 - EQUIPEMENTS EXAMINES

1.1. Introduction

Information sur l'accident :

Aéronef	Jodel DR1050 (Ambassadeur) immatriculé F-BJOZ
Date et Heure	samedi 5 juillet 2025
Lieu	à proximité de l'aérodrome de Châteauroux-Villers (36)
Exploitant	Privé
Nature du vol	Vol local
Lien vers le rapport final	

Objectif des examens :

Déterminer l'état de l'avion lors de l'impact avec le sol.

Équipements examinés :



Constructeur	Société Aéronautique Normande
Numéro de type	DR 1050
Numéro de série	30

	Moteur de l'avion immatriculé F-BJOZ	Circuit carburant de l'avion immatriculé F-BJOZ	Circuit électrique de l'avion immatriculé F-BJOZ
Constructeur	Rolls-Royce	Détail du circuit carburant au § 2.4	Détail du circuit au § 2.6
Numéro de type	O-200A		
Numéro de série	24R990		

1.2. Méthodologie et calendrier des examens

Les enquêteurs du BEA se sont rendus sur le site de l'accident le 5 juillet 2025, le jour de l'accident. Le site de l'accident a été documenté et un examen de l'épave a été réalisé en présence des représentants de Brigade de Gendarmerie des Transports Aériens. À l'issue, l'épave a été conditionnée pour son transport vers un hangar de l'aéroport de Châteauroux-Déols.

Le système propulsif de l'avion, les composants du circuit carburant associé et ceux du circuit électrique ont été prélevés par le BEA le 15 juillet 2025.

Ces équipements ont été examinés dans les locaux du BEA du 15 au 23 juillet 2025.

Les prélèvements de carburant réalisés dans le réservoir arrière de l'épave ont été analysés dans un laboratoire partenaire du BEA en août 2025.

Un examen spécifique et détaillé du carburateur et des magnétos a été réalisé dans les locaux d'un partenaire du BEA, spécialisé dans l'entretien des moteurs à pistons, le 26 novembre 2025.

Le circuit électrique a été examiné et les composants testés dans les locaux du BEA en novembre et décembre 2025.

Les résultats des examens menés par le BEA ont été partagés et discutés avec l'atelier de maintenance qui entretenait l'avion.

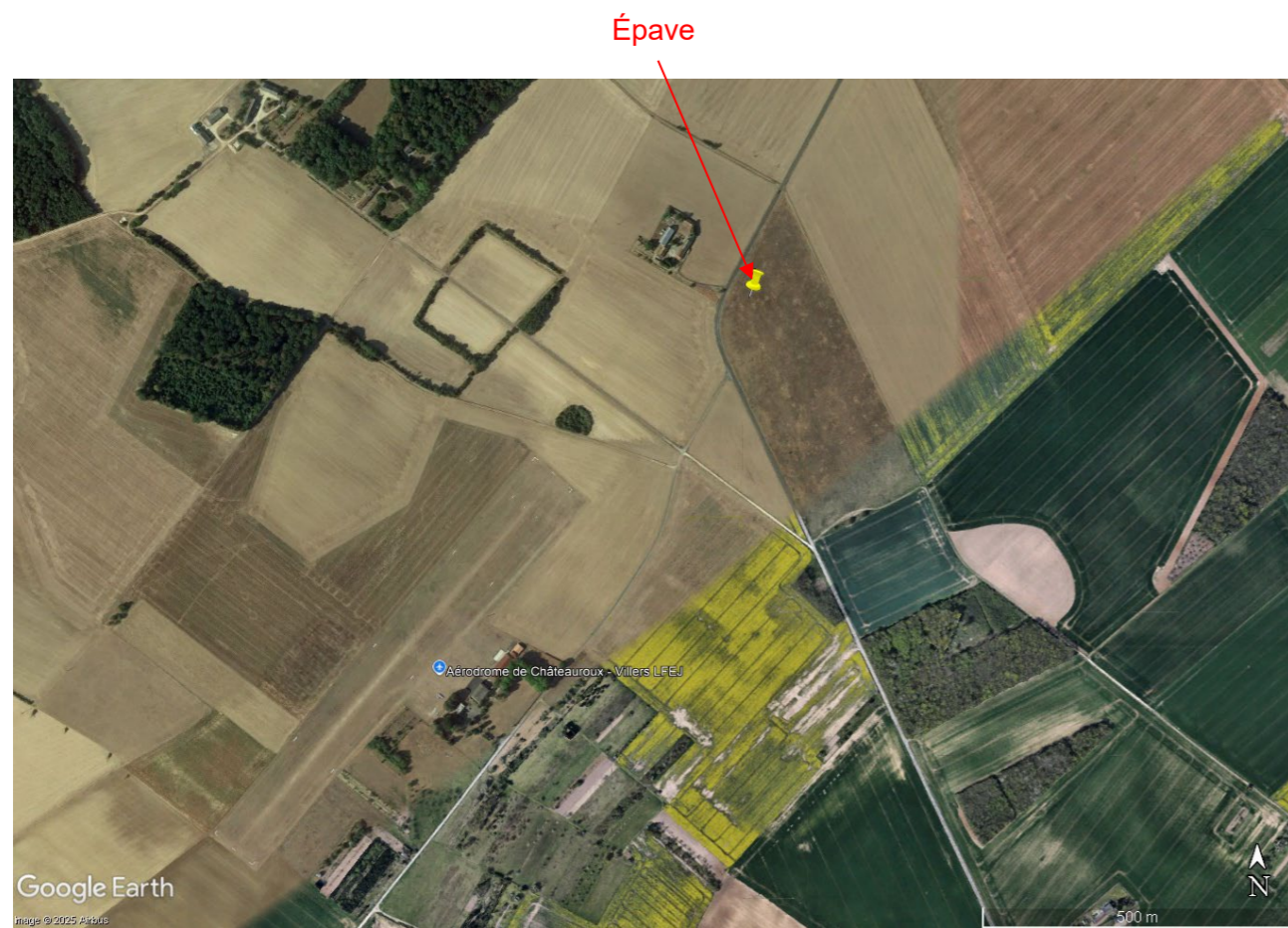
2 - TRAVAUX EFFECTUÉS

2.1. Site de l'accident

Le site de l'accident se situe à environ 420 m de l'extrémité de la piste 04 de l'aérodrome de Châteauroux-Villers (Figure 2) et se situe à environ 6 600 m de la tour de contrôle de l'aérodrome de Châteauroux-Déols.

L'épave se situe dans un champ sans culture et sans obstacle (Figure 2). Elle se trouve en bordure de la route départementale D64B.

Dans l'environnement de l'épave, une seule trace au sol significative est identifiée. Elle présente la forme d'un petit « cratère » au sol (Figure 2).



Drone situé au-dessus de l'épave (environ 175 mètres) avec la caméra orientée vers l'aérodrome de Châteauroux-Villers

Barrières de sécurité mises en position pour protéger le site



Position d'un petit « cratère » au sol

Figure 2 : position de l'épave par rapport à l'aérodrome de Châteauroux-Villers et environnement du site de l'accident
(Source cartographique : Google Earth, annotations BEA)

2.2. Examen de l'épave sur le site de l'accident

2.2.1. Généralités

Sur le site de l'accident, l'épave est regroupée et entière. Elle repose à plat sur le fuselage, avec l'aile droite reposant sur son extradors et l'aile gauche sur son bord d'attaque (Figure 3).

La partie avant et la partie droite de l'avion présentent les destructions les plus significatives.

Les morceaux de la verrière sont repartis juste devant l'épave et son côté droit.

Aucune trace d'incendie n'est identifiée. Aucun indice de la présence d'objets étrangers (FOD) n'a été observé.

Sur le site de l'accident, les secours ont déplacé certains débris avant l'arrivée du BEA, sans influence sur le travail d'enquête. Il est également noté qu'une pale de l'hélice a été coupée.



Profil avant gauche



Profil arrière gauche



Profil droit

Figure 3 : vue d'ensemble de l'épave
(Source : BEA)

2.2.2. Structure de l'avion

L'avion DR1050 a une structure « bois et toile ».

Toute la structure de liaison avec la cloison pare-feu est détruite. La cloison est totalement désolidarisée du fuselage (Figure 4).



Figure 4 : partie avant
Source : BEA

La structure de l'aile droite est détruite (Figure 5 et Figure 6). Malgré cette destruction, l'aileron est en position et entier. L'aérofrein droit est entier et arraché de l'aile (Figure 7).

Le train d'atterrissage droit est désolidarisé en raison de la rupture de la structure le supportant (Figure 8). La jambe du train d'atterrissage avant est déformé vers l'arrière.



Figure 5 : aile droite
Source : BEA



Figure 6 : structure interne détruite de l'aile droite
Source : BEA



Figure 7 : aérofrein droit désolidarisé de l'aile droite
Source : BEA



Figure 8 : train d'atterrissage droit (jambe de train déformé vers l'arrière)

Source : BEA

La structure de l'aile gauche est intègre, avec le train d'atterrissage en place, l'aileron attaché et mobile et l'aérofrein en position fermé (Figure 9).



Figure 9 : aile gauche

Source : BEA

La structure arrière du fuselage et l'empennage sont intègres (Figure 10). Les gouvernes de profondeur et la gouverne de direction sont en place et mobiles.

La seule singularité est notée sur l'extrados de la gouverne de profondeur droite : une perforation très locale de la toile.



Figure 10 : empennage et gouvernes
Source : BEA

2.2.3. Poste de pilotage

Les deux assises avant sont en place sur le longeron (Figure 11 et Figure 12). Les dossiers associés ont leur structure métallique rompue de façon brutale.

La ceinture de sécurité ventrale associée au siège droit est retrouvée fermée et verrouillée.

La ceinture de sécurité ventrale associée au siège gauche est retrouvée avec les deux parties séparées et la boucle fermée.



Figure 11 : siège avant droit
Source : BEA



Figure 12 : siège avant gauche
Source : BEA

Les manches de contrôle de l'avion sont en place et non déformés (Figure 13).

Les palonniers sont toujours fixés à la cloison pare-feu (Figure 14). Une pédale présente une légère déformation vers l'avant.



Figure 13 : manches de contrôle
Source : BEA



Figure 14 : palonniers

Source : BEA

La planche de bord est fortement déformée avec plusieurs instruments arrachés. Les informations recueillies sont présentées sur les photos en page suivante (Figure 16).

La planche de bord comportait également une carte de détection CO (Figure 15), dont la date d'ouverture n'est pas précisée. La pastille de cette carte n'a pas changé de couleur¹.



Figure 15 : carte de détection CO sur la planche de bord

Source : BEA

¹ Ce type de détecteur est équipé d'une partie centrale colorée. Cette partie centrale devient grise/noire en présence de monoxyde de carbone (CO) dans l'air. Elle reprend sa couleur initiale après exposition à de l'air pur. Les informations fournies par ce capteur plusieurs heures après l'accident ne sont pas représentatives de son état au moment de l'accident.

Sélecteur magnéto :

Quatre positions sont possibles : 0 (pas de magnéto active), 1 (une magnéto active), 2 (une magnéto active) et 1+2 (les deux magnétos sont actives).

La clé semble avoir été cassée dans le barillet. La position semble être 0.



Anémomètre :

L'aiguille se trouve sur l'indication 210 km/h (aiguille bloquée).



Commande de gaz :

La commande est repoussée contre la planche de bord. Le support de la commande est rompu.



Commande de richesse :

La commande est repoussée contre la planche de bord.



Figure 16 : planche de bord

Source : BEA

La verrière a été retrouvée séparée du fuselage. La partie droite de la structure métallique de la verrière est déformée vers le haut et vers l'arrière (Figure 17a).



Figure 17 : déformation de la structure métallique de la verrière

Source : BEA

2.2.4. Commandes de vol

Note : le manuel de vol consulté par le BEA ne présente pas de schéma des commandes de vol. De ce fait, un schéma est proposé ci-dessous pour faciliter la compréhension.

Pour les commandes de vol primaires (ailerons, gouvernes de profondeur et de direction), toutes les liaisons mécaniques entre les commandes en poste de pilotage et les ailerons et gouvernes sont réalisées par des câbles métalliques.

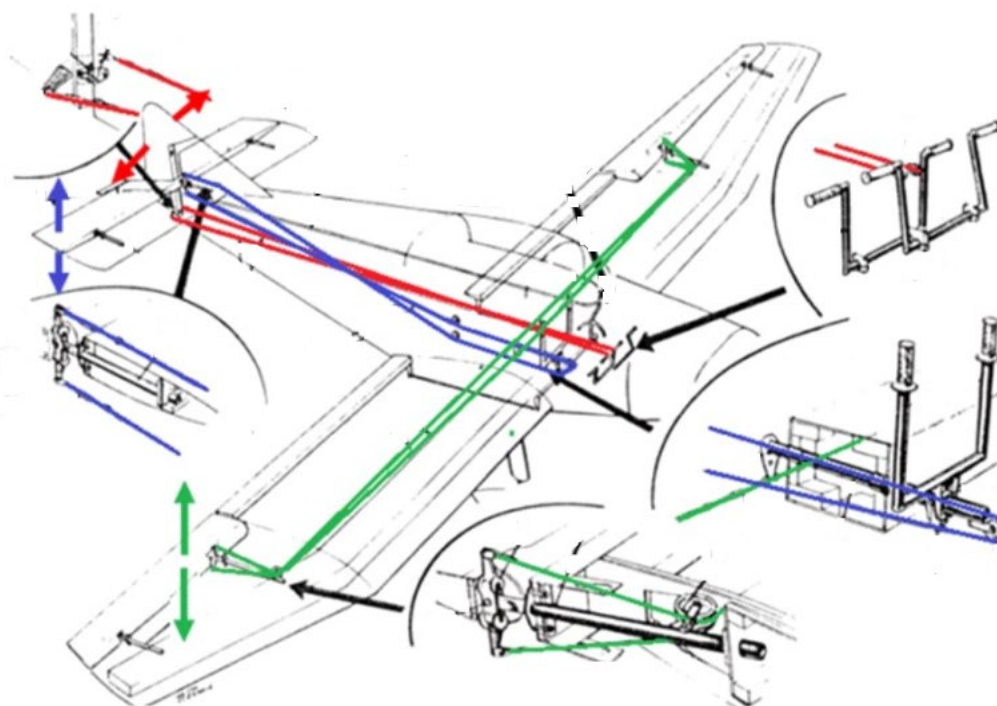


Schéma uniquement présenté pour la compréhension (schéma des commandes de vol d'un avion Jodel DR1050)

Les câbles métalliques sont tous continus entre les commandes dans le poste de pilotage et les ailerons et gouvernes (Figure 18, Figure 19, Figure 20 et Figure 21). Les câbles ne présentent pas d'endommagement. Des déformations des supports sont observées, toutes consécutives aux efforts engendrés lors de la collision avec le sol.

Les aérofreins sont actionnés par un levier situé au centre du poste de pilotage. Les aérofreins sont retrouvés en position « fermée » (Figure 22).

La gouverne de profondeur droite est équipée d'un tab, il est retrouvé incliné vers le bas (induisant une position à cabrer) (Figure 23).

Ailerons et commande associée

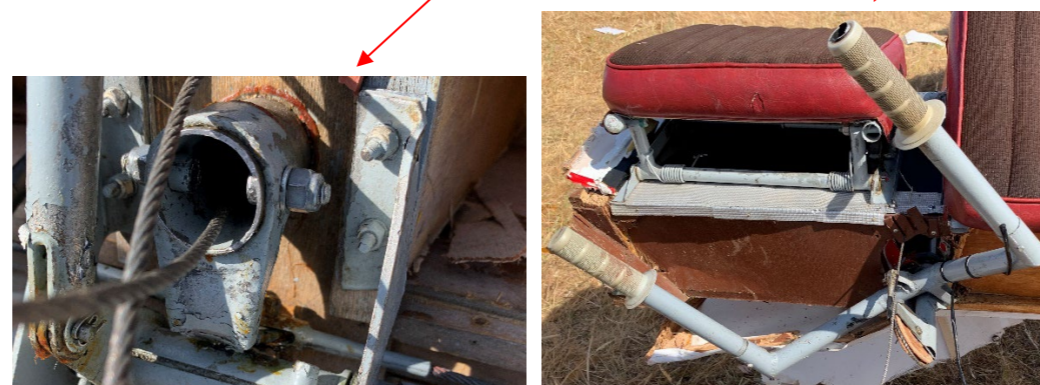
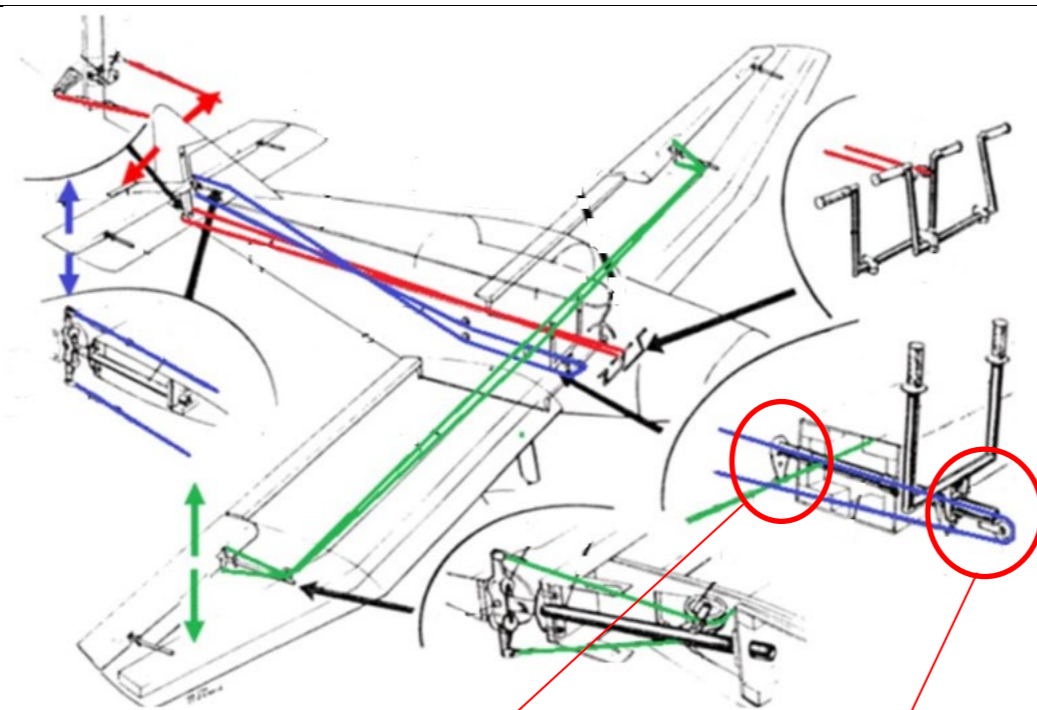
Aileron droit



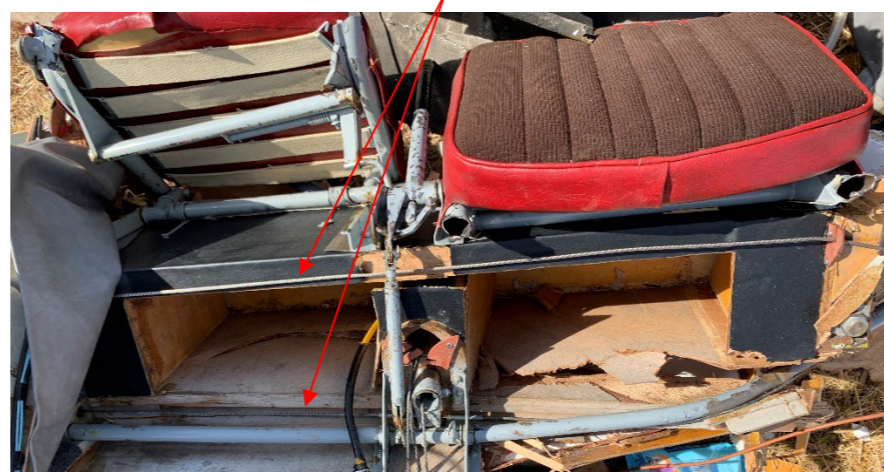
Câble attaché à l'intrados de l'aileron



Câble attaché à l'extrados de l'aileron



Câbles de commande des ailerons



Aileron gauche



Figure 18 : ailerons et commande associée

Source : BEA

Gouvernes de profondeur et commande associée
Gouverne de direction et commande associée



Figure 19 : intérieur de la poutre de queue
Source : BEA



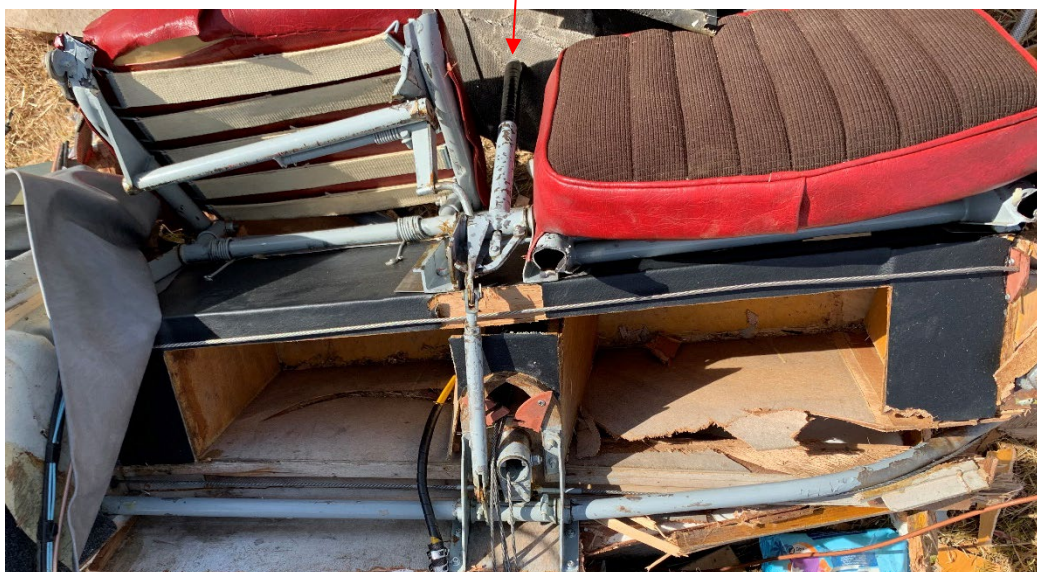
Figure 20 : câbles de commande à la liaison entre la poutre de queue et la cabine
Source : BEA



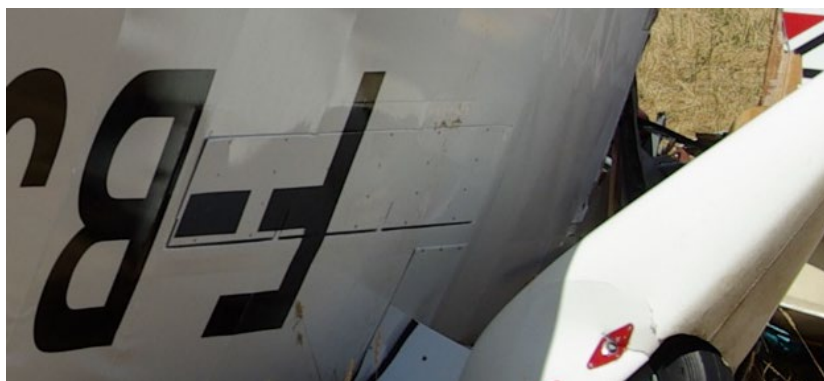
Figure 21 : câbles de commande associés aux palonniers
Source : BEA

Aérofreins

Levier de commande



Aérofrein droit



Aérofrein gauche

Figure 22 : aérofreins et commande associée

Source : BEA



Figure 23 : tab associé à la gouverne de profondeur droite
Source : BEA

2.2.5. Systèmes propulsifs et circuits associés

Le système propulsif est composé des sous-ensembles suivants :

- moteur Rolls-Royce O-200A, S/N 24R990 ;
- hélice bipale en bois Evra D II 28 7 C, n°932 ST.

2.2.5.1 – Hélice

Une pale de l'hélice a été coupée au droit du moyeu par les services de secours (Figure 24). Le profil de cette pale ne présente aucun endommagement (Figure 25).



Figure 24 : pale coupée par les services de secours

Source : BEA



Figure 25 : profil de la pale non endommagé

Source : BEA

L'autre pale est retrouvée sous le moteur, repliée vers l'arrière (Figure 26). La pale est rompue au droit du moyeu. Son profil ne présente pas d'endommagement significatif (Figure 27).



Figure 26 : Pale repliée sous le moteur

Source : BEA



Figure 27 : profil de la pale

Source : BEA

En conclusion, l'état des pales de l'hélice ne témoigne pas de la transmission d'un couple moteur lors de la collision avec le sol.

Note relative à l'analyse des déformations des hélices dans le cadre d'un accident :

L'examen d'une hélice après un accident a pour principal objectif de tenter de déterminer si cette hélice présente des indices témoignant de la transmission d'un couple moteur lors de la collision avec le sol.

Le BEA s'appuie plusieurs documents pour analyser les déformations des pales des hélices dans le cadre d'un accident. Les principaux documents sont :

- une étude ancienne menée par la DGA ;*
- des travaux de thèse menés par un enquêteur de l'AAIB (bureau d'enquêtes britannique). Ces travaux récents démontrent que suivant la nature du sol, la déformation des pales est différente. De plus, il a été montré que les déformations les plus significatives de la transmission d'un couple étaient des déformations en torsion aux extrémités de pales. Avec un régime constant élevé, plus la surface du sol est dure, plus les pales se déformeront en torsion longitudinale.*

Il est important de noter qu'au stade des informations connues par le BEA, il n'est pas possible de déterminer quantitativement le couple transmis, quelles que soient les déformations identifiées sur les pales.

2.2.5.2 – Moteur

Le moteur repose sur sa partie inférieure et avant (Figure 28 et Figure 29). Son bâti est rompu partiellement et fortement déformé.

Sur sa partie supérieure, le carter est fissuré sur sa partie droite, au droit du cylindre 3 (Figure 28).

Sur sa partie inférieure, le corps du carburateur est rompu au droit de son embase de fixation sur le carter moteur. Le carter d'huile est déformé vers l'arrière.

Sur la table arrière, les équipements sont en position et serrés.



Figure 28 : partie supérieure du moteur

Source : BEA



Figure 29 : flanc gauche du moteur

Source : BEA

Sur la cloison pare-feu, les équipements listés ci-dessous sont en position :

- la batterie dont le pôle + a été arraché ;
- le régulateur de tension ;
- le filtre décanteur ;
- la pompe carburant électrique.

La batterie présente une tension de 12,29 V à ses bornes.

2.2.5.3 – Circuit carburant

Le schéma du circuit carburant de l'avion est présenté ci-dessous (Figure 30). Ses composants sont désignés arbitrairement pour faciliter la compréhension dans le reste du document.

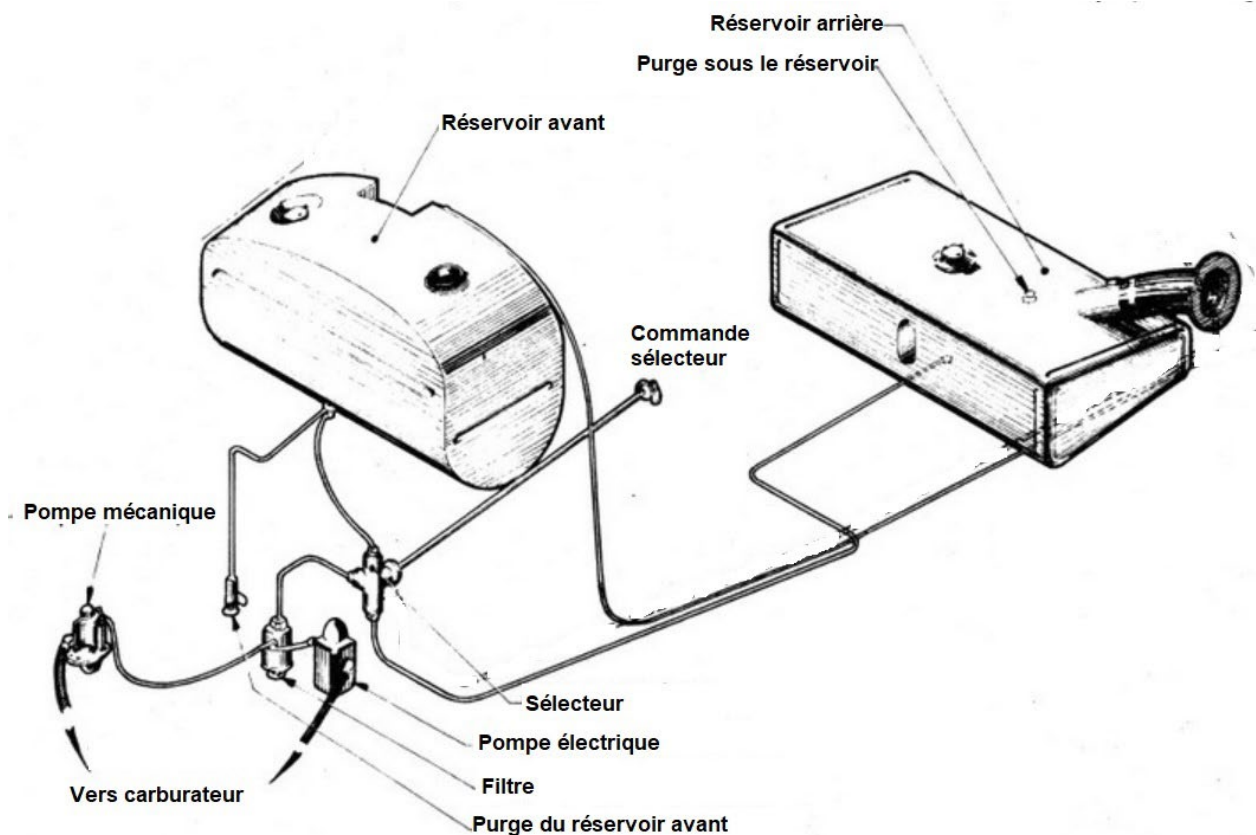


Figure 30 : schéma du circuit carburant

Source : *Extrait du document Flight Manual DR 1050, DR1051 AMBASSADEUR and SICILE, Édition 1 - December 196511 / document remis en page par le BEA*

Le réservoir avant est fortement déformé et éventré sur sa partie supérieure droite. Il ne contient pas de carburant. Aucun indice dans l'environnement n'a été identifié pour affirmer ou infirmer la présence de carburant lors de la collision avec le sol.

Le réservoir arrière est entier. Il contient plusieurs litres de carburant. Environ 500 millilitres de carburant ont été prélevés, répartis dans quatre flacons de prélèvements. Pour chaque prélèvement, une seule phase est identifiée, aucune présence d'eau libre² n'est détectée. Le carburant présente une teinte bleu caractéristique du carburant AVGAS 100 LL.

Le sélecteur carburant n'est plus solidaire de la commande en cabine. Le sélecteur est retrouvé dans une position intermédiaire telle qu'illustrée sur la figure à suivre, proche de celle associée au réservoir avant (Figure 31).

² La désignation « eau libre » désigne un volume d'eau dissocié d'un volume de carburant. La présence d'eau libre est rendue possible lorsque la quantité d'eau dans le carburant dépasse une certaine teneur. Cette teneur n'est pas définie comme une spécification. D'après le laboratoire contracté par le BEA, pour une teneur en eau au-delà de 5000 mg/kg, l'apparition « d'eau libre » est fort probable. La densité de l'eau étant supérieure à celle de l'hydrocarbure considéré, ce volume d'eau libre sera situé au fond du contenant.

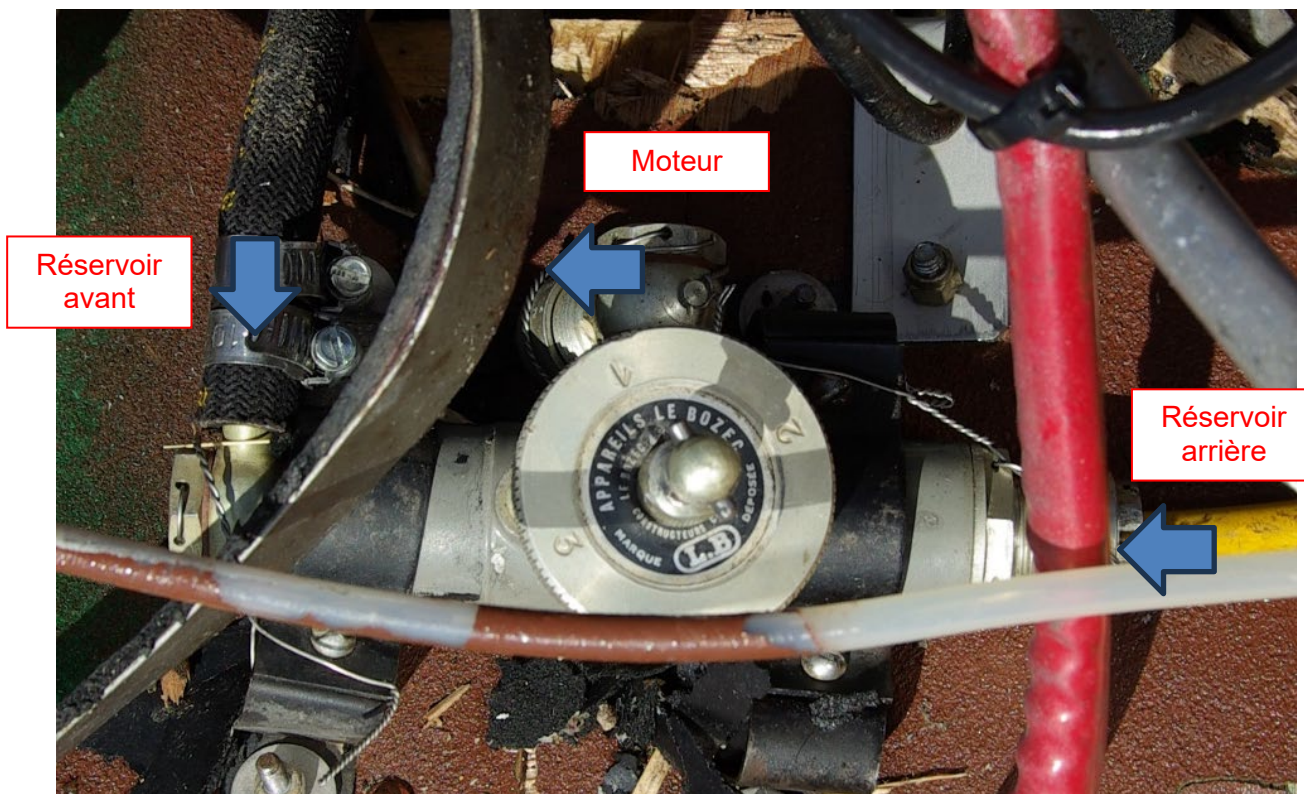


Figure 31 : sélecteur carburant (les flèches indiquent le sens nominal du flux de carburant)

Source : BEA

La durite d'arrivée carburant sur le filtre décanteur a été retrouvée desserrée. Il faut toutefois noter que l'environnement du filtre est fortement déformé. Ces déformations ont pu induire un desserrage. La durite d'arrivée carburant a été déposée, le filtre contient du carburant. Ce carburant a été prélevé. Une seule phase est identifiée, aucune présence d'eau libre n'est détectée.

L'embout de la pompe électrique, contenant le filtre d'entrée, a été déposé. Aucune pollution n'est constatée. Il est noté la présence de carburant, qui a été prélevé. Une seule phase est identifiée, aucune présence d'eau libre n'est détectée.

Le bouchon de vidange de la cuve du carburateur est serré et freiné. Ce bouchon a été démonté. Il est noté l'absence de carburant dans la cuve.

2.3. Examen détaillé et démontage du moteur

Note introductive relative à la composition du moteur :

Le moteur Rolls-Royce O-200A est un moteur à quatre cylindres, à entraînement direct, à plat, à carter humide et refroidis par air.

La désignation O-200-A est la suivante :

O : « Opposé » fait référence à la disposition des cylindres ;

200 : fait référence à la cylindrée en pouces cubes ;

A : fait référence au modèle de moteur spécifique.

Le schéma ci-dessous présente la structure du moteur avec la désignation des sous-ensembles. La composition détaillée de chaque sous-ensemble sera précisée dans chaque chapitre concerné.

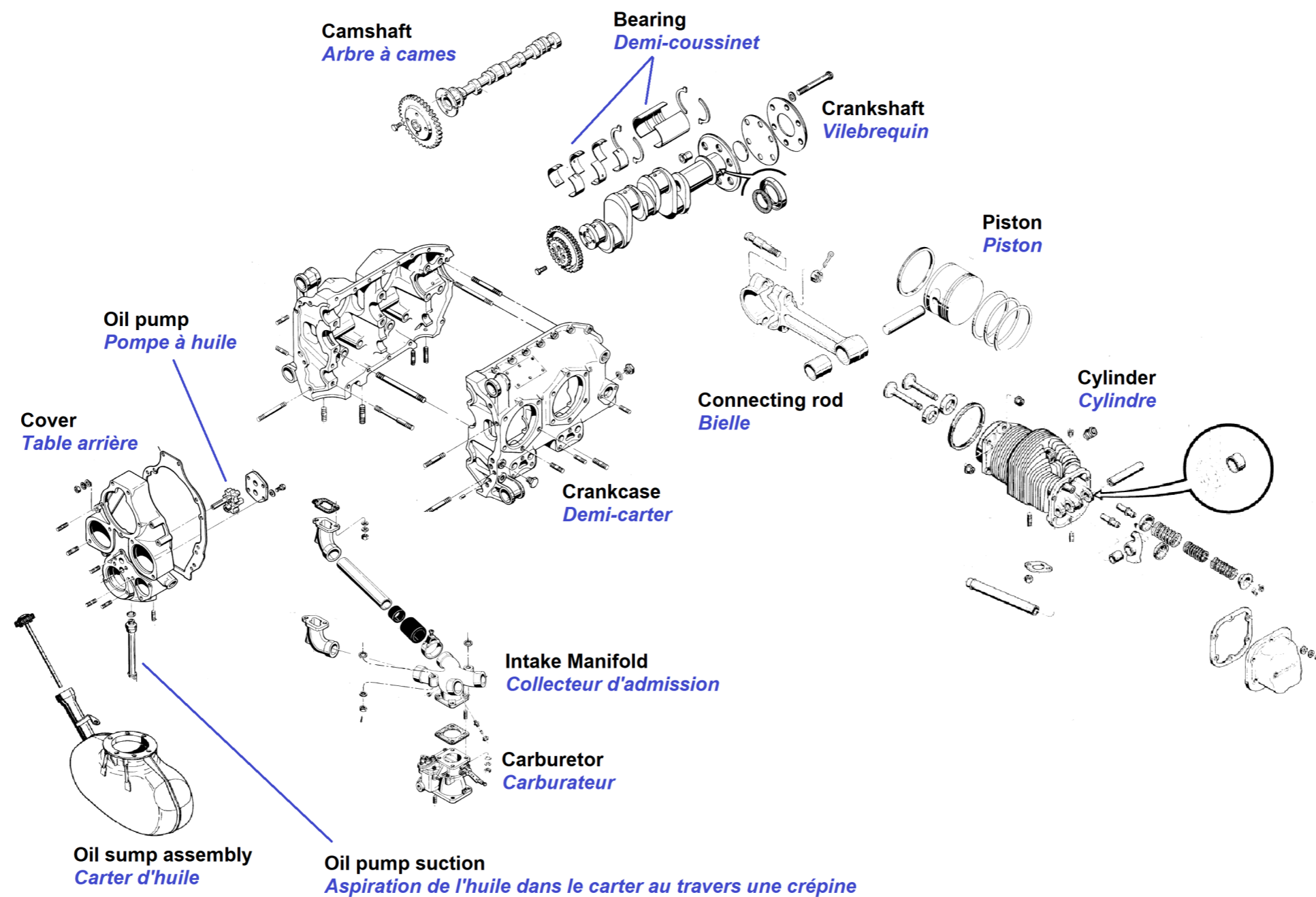


Figure 32 : schéma de composition du moteur

Source : Figures extraites de l'illustrated Parts Catalog du moteur Continental O-200A³

³ [Rolls-Royce](#) produit sous licence le moteur O-200A, reprenant la même désignation que la version Continental.

2.3.1. Aspect général

Sollicité à la main par le flasque du vilebrequin, le moteur est libre en rotation sur un secteur de 10 à 15°.

Le déflecteur de refroidissement droit⁴ est écrasé contre le moteur.

Le cylindre avant droit est légèrement repoussé vers l'arrière, il est noté la présence de terre dans ses ailettes de refroidissement. Ces singularités sont les conséquences de l'arrivée au sol de l'avion (Figure 33).

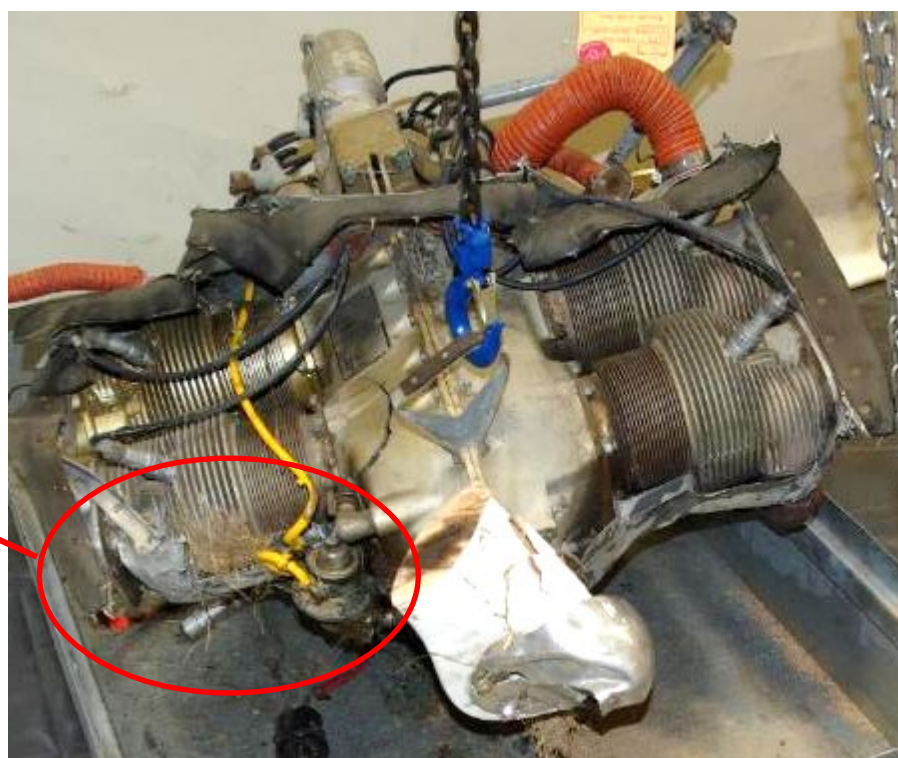
La pompe carburant mécanique, située juste devant le cylindre avant droit, a été arrachée du carter moteur (Figure 33).



Avant droit



Avant gauche



Face supérieure

Présence de terre
Cylindre repoussé vers l'arrière
Pompe carburant mécanique arrachée

Figure 33 : vue d'ensemble du moteur

Source : BEA

⁴ Le moteur est équipé de déflecteurs (tôles métalliques formées) afin de diriger les flux d'air et permettre un meilleur refroidissement des cylindres.

En partie inférieure, l'ensemble comprenant le canal d'entrée d'air et la boîte à air est écrasé (Figure 34).

Le carburateur est fixé de façon nominale à la boîte à air et à l'embase du collecteur d'admission.

Le collecteur d'admission est rompu au droit de l'embase de fixation du carburateur. La pièce rompue est composée d'alliage d'aluminium. Cette rupture présente un faciès caractéristique d'une cassure brutale, sans endommagement préalable (faciès très granuleux). Cette rupture est une conséquence de la collision avec le sol (Figure 35Figure 35).

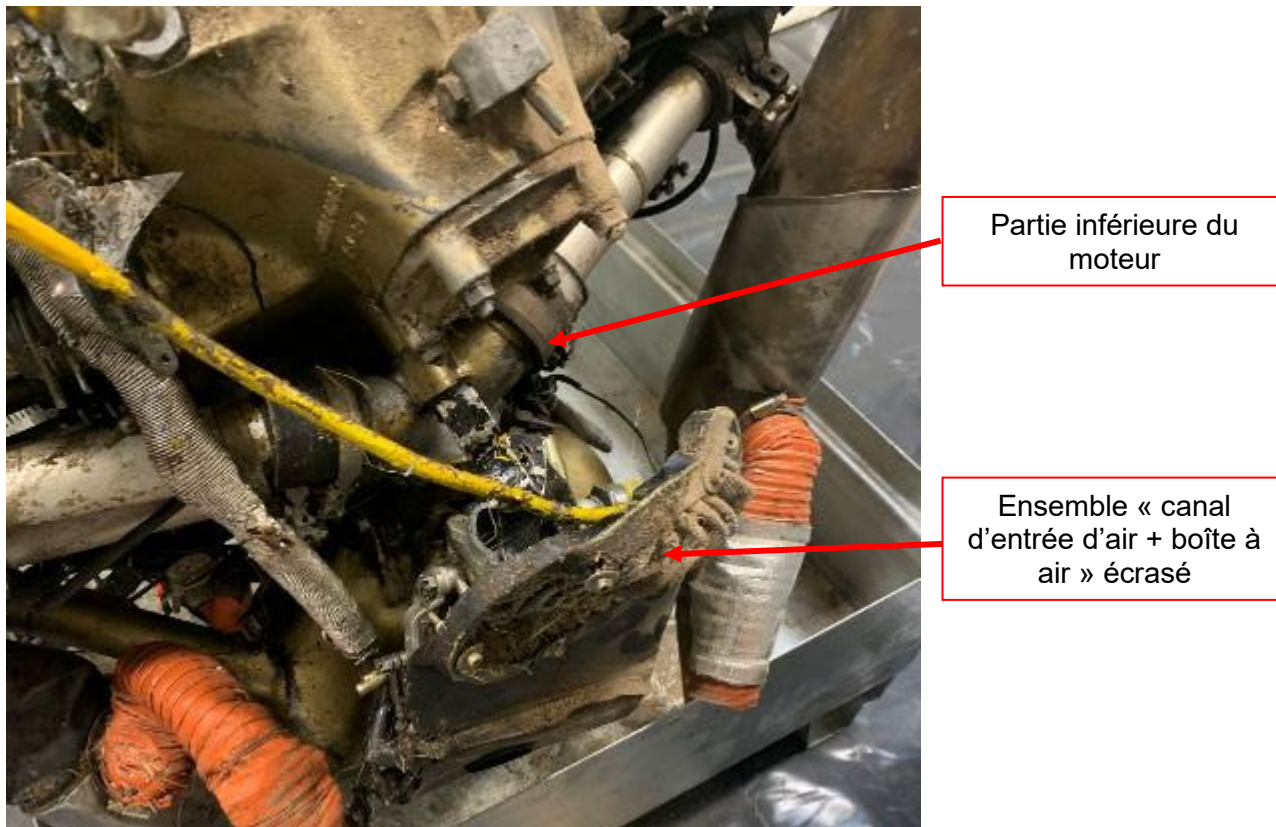


Figure 34 : partie inférieure du moteur

Source : BEA

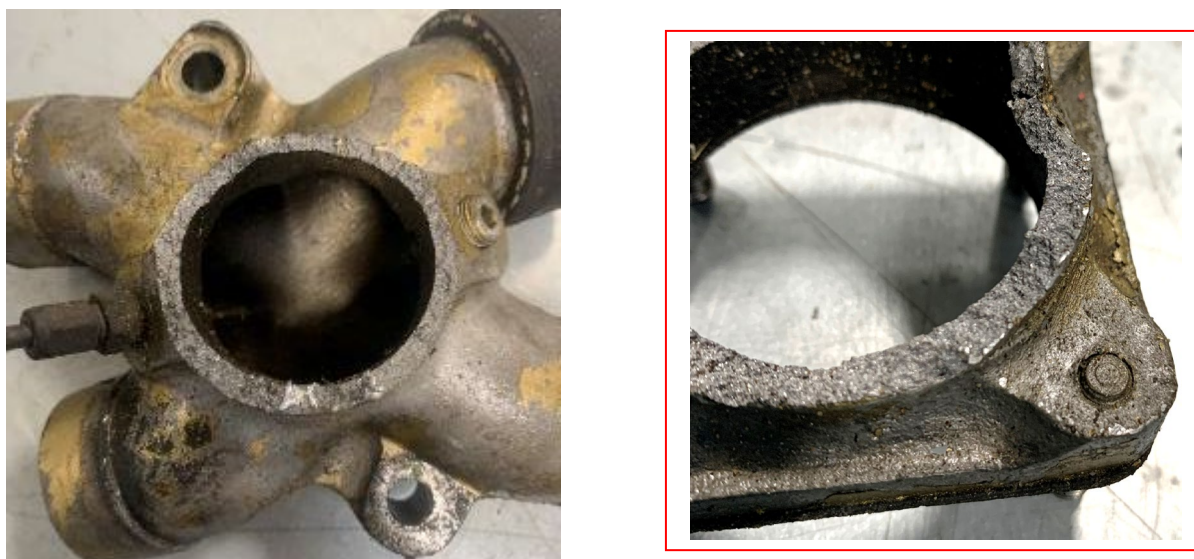


Figure 35 : cassure du collecteur d'admission au droit de l'embase de fixation du carburateur

Source : BEA

Note relative au circuit de lubrification du moteur :

L'huile est aspirée du carter d'huile par un tube d'aspiration qui descend dans le carter et est acheminée sous pression vers un filtre qui retient les particules étrangères. De là, l'huile passe par des passages percés dans la table arrière et les demi-carter vers tous les demi-coussinets, le vilebrequin et les manetons. L'huile moteur est également acheminée par des passages percés dans les demi-carter jusqu'aux poussoirs hydrauliques. Après avoir pénétré dans les poussoirs, elle circule par le mécanisme de culbuteurs via des tiges de culbuteurs creuses, puis se répand sur le culbuteur et le mécanisme de soupapes. En s'écoulant, elle lubrifie abondamment les tiges et les guides de soupapes. L'huile retourne au carter par les logements des tiges de culbuteurs et s'écoule dans le carter par l'orifice situé à l'arrière du carter. Les parois des cylindres et les pistons sont lubrifiés par pulvérisation. L'huile excédentaire présente dans le carter est retournée au carter.

En partie inférieure, le carter d'huile est en position, non perforé, fixé de façon nominale aux carters moteur (Figure 36Figure 36).

Le carter d'huile est toutefois fortement déformé vers l'arrière. Ces déformations sont les conséquences de la collision avec le sol.

Le carter d'huile est équipé d'un raccord de vidange rapide. Ce raccord a été retrouvé en position FERME.

Après le démontage du carter d'huile, il est noté que la crépine d'aspiration d'huile⁵ est en position, sans pollution (Figure 37).

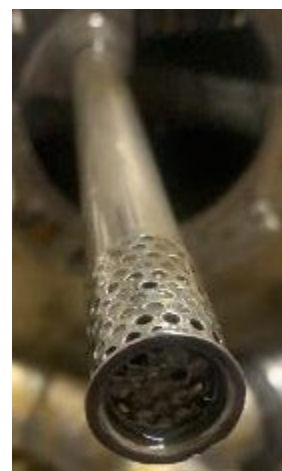
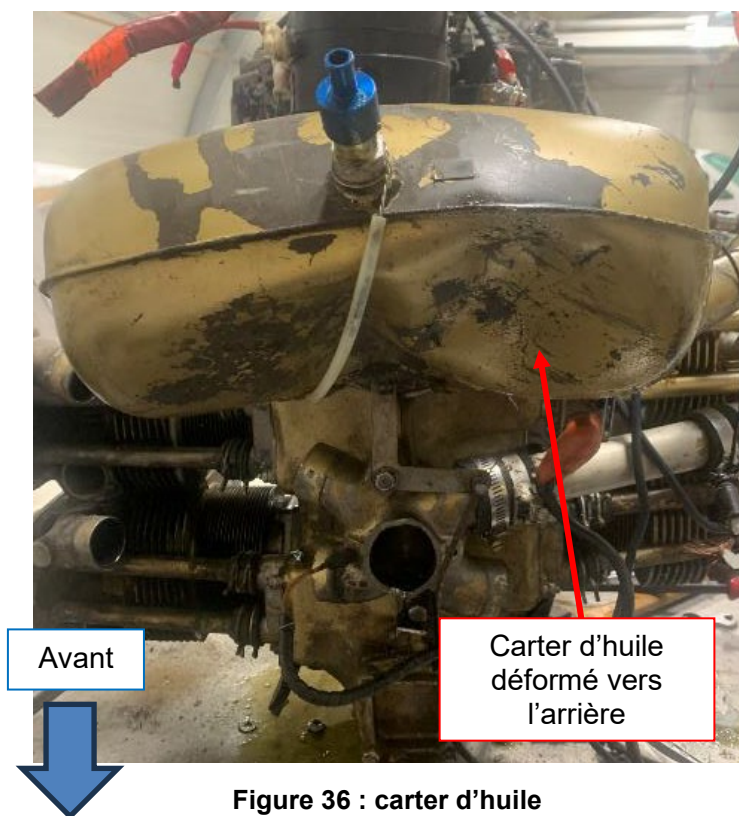


Figure 37 : crépine d'aspiration d'huile
Source : BEA

⁵ Point d'aspiration de l'huile pour la lubrification des composants du moteur.

En partie inférieure, les deux dispositifs d'échappement (côté gauche et côté droit) sont en position, fixés aux cylindres de façon nominale. Entre chaque conduit d'échappement et la culasse correspondante, un joint est en place, entier et non endommagé.



Partie inférieure
du moteur



Figure 38 : échappements
Source : BEA

La table arrière est perforée sur sa partie supérieure gauche (Figure 39). Cette perforation est la conséquence de la pénétration de la vis de fixation supérieure gauche du bâti-moteur. Cette perforation est très probablement la conséquence de la collision avec le sol et de la déformation extrême du silent bloc associé au point de fixation considéré.

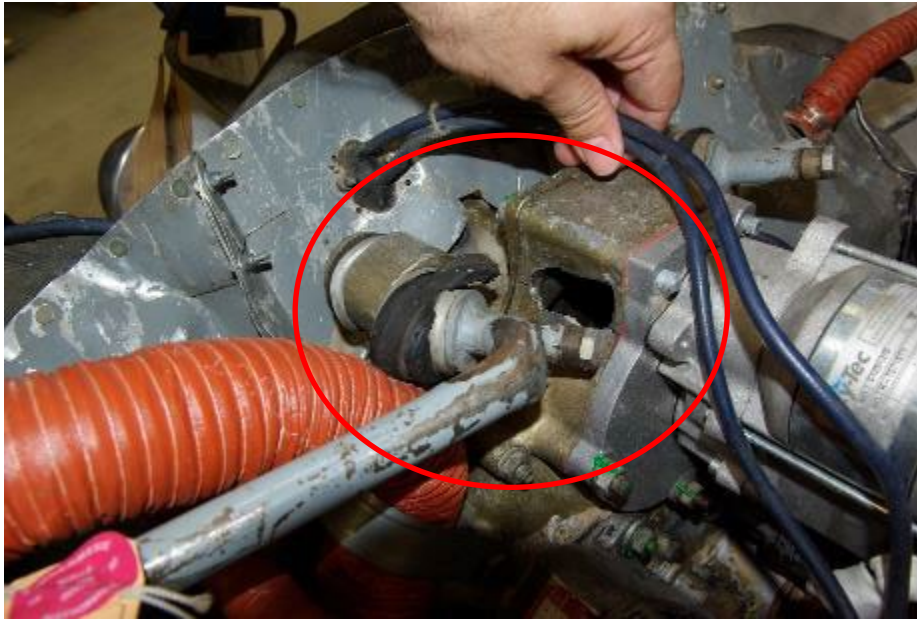


Figure 39 : perforation du carter de la table arrière

Source : BEA

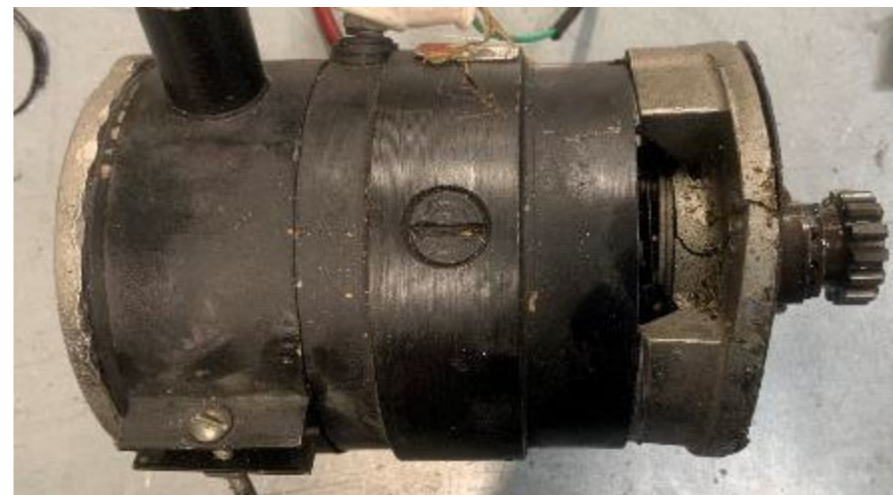
Sur la table arrière, tous les équipements (démarreur, magnétos et génératrice) sont en position, serrés. Aucune trace de fuite d'huile n'est identifiée. Chaque équipement a été déposé. Il est noté que, pour chaque équipement, le joint est entier et en bon état. Chaque équipement est relié mécaniquement au moteur par des roues dentées. Ces dernières sont entières, non endommagées (Figure 40).



Table arrière du moteur



Démarreur



Alternateur



Magnétos

Figure 40 : table arrière et équipements associés

Source : BEA

2.3.2. Bloc moteur

Note : Pour faciliter la compréhension, les cylindres du moteur sont numérotés tels que définis sur le schéma ci-dessous.

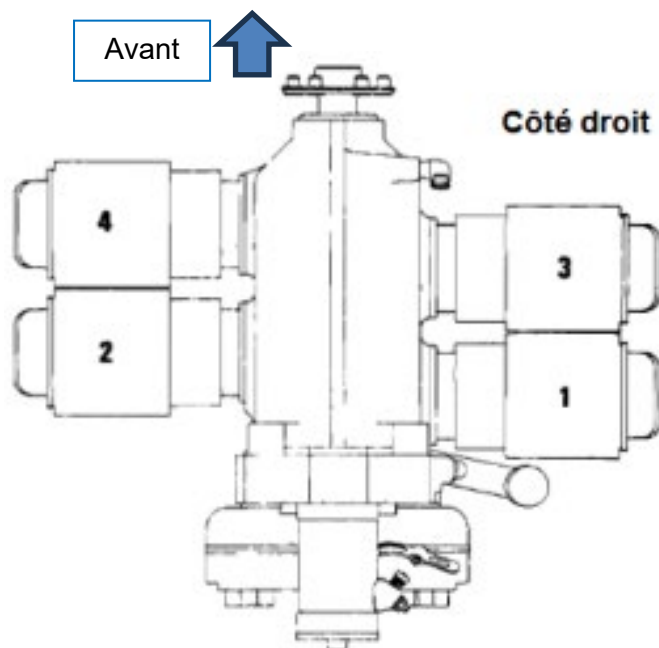


Figure 41 : Schéma de numérotation des cylindres, moteur vu de dessus

Extérieurement, le cylindre 1 présente un aspect différent des trois autres cylindres. D'après la documentation de maintenance consultée par le BEA, le cylindre 1 a fait l'objet d'une opération de maintenance, validée le 18 mars 2025.

Les quatre cylindres sont fixés de façon nominale aux carters moteur. Les écrous de fixation sont serrés (Figure 42 et Figure 43).

La culasse du cylindre 3 est endommagée avec plusieurs ruptures (Figure 43). Ces endommagements sont les conséquences de la collision avec le sol.

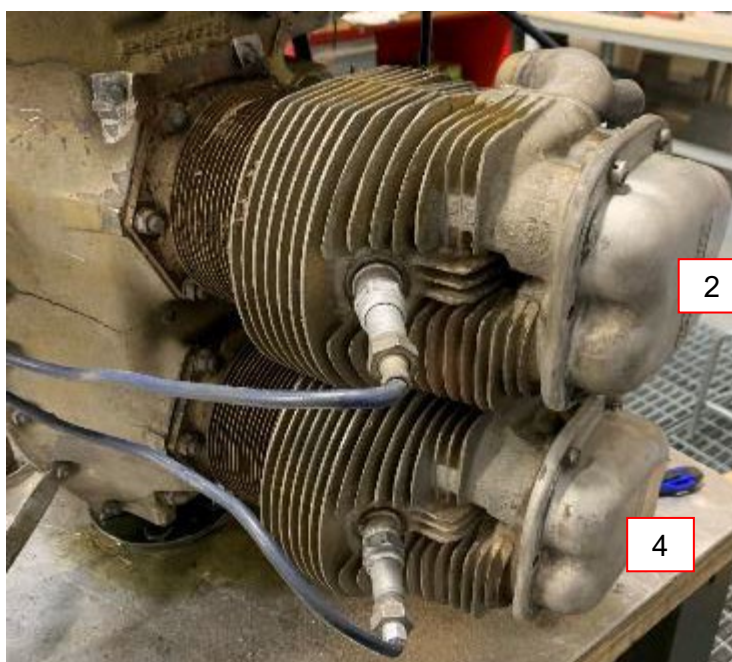


Figure 42 : cylindres 2 et 4 (partie supérieure)

Source : BEA



Cylindre 1



Cylindre 3

Figure 43 : cylindres 1 et 3

Source : BEA

Sur le cylindre 3, la bougie supérieure a été arrachée de la culasse (Figure 44). Les autres bougies sont en position, serrées dans les culasses.

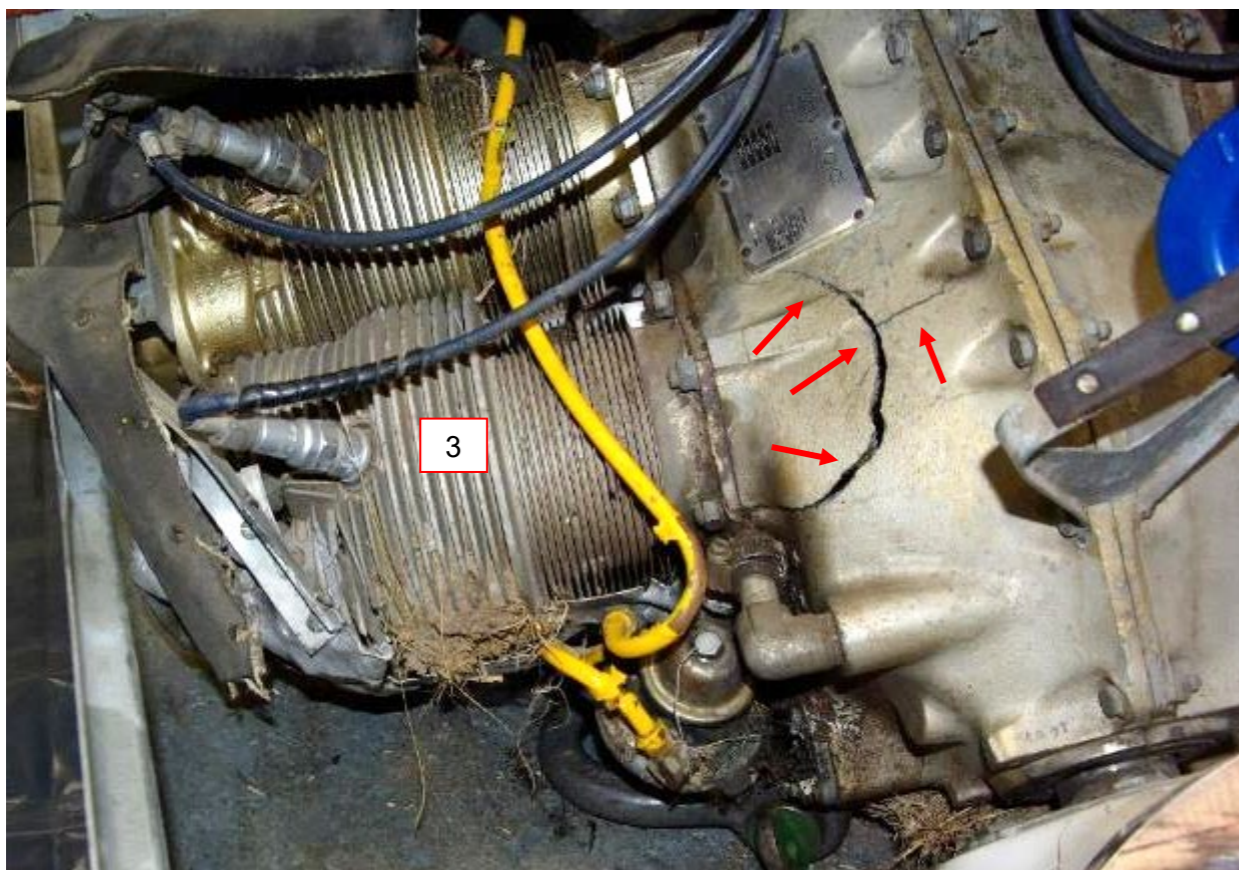


Figure 44 : bougie supérieure arrachée de la culasse du cylindre 3

Source : BEA

Le carter moteur (composé d'un alliage d'aluminium) droit présente de multiples fissures (Figure 45). Lors du démontage, le carter s'est disloqué en multiples fragments. Les cassures du carter droit ont été nettoyées et observées à la loupe binoculaire. Toutes les cassures présentent un faciès caractéristique d'une rupture brutale, sans indice de fissuration préalable. Ces endommagements sont très probablement les conséquences de la collision avec le sol ayant conduit au déplacement vers l'arrière du cylindre 3 et à l'application d'efforts anormalement élevés sur le demi-carter droit.

Le demi-carter gauche est intact.

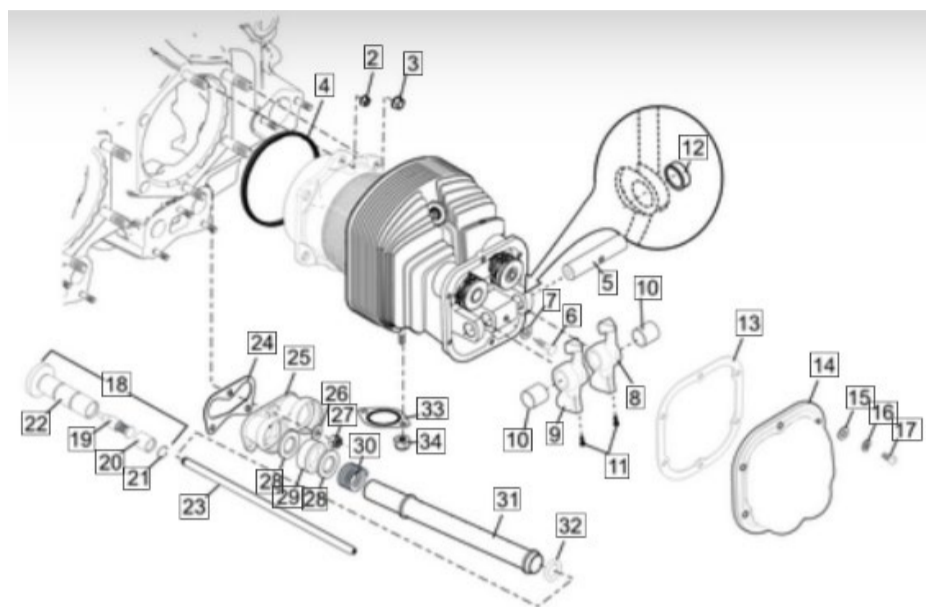


Cassures du carter moteur droit

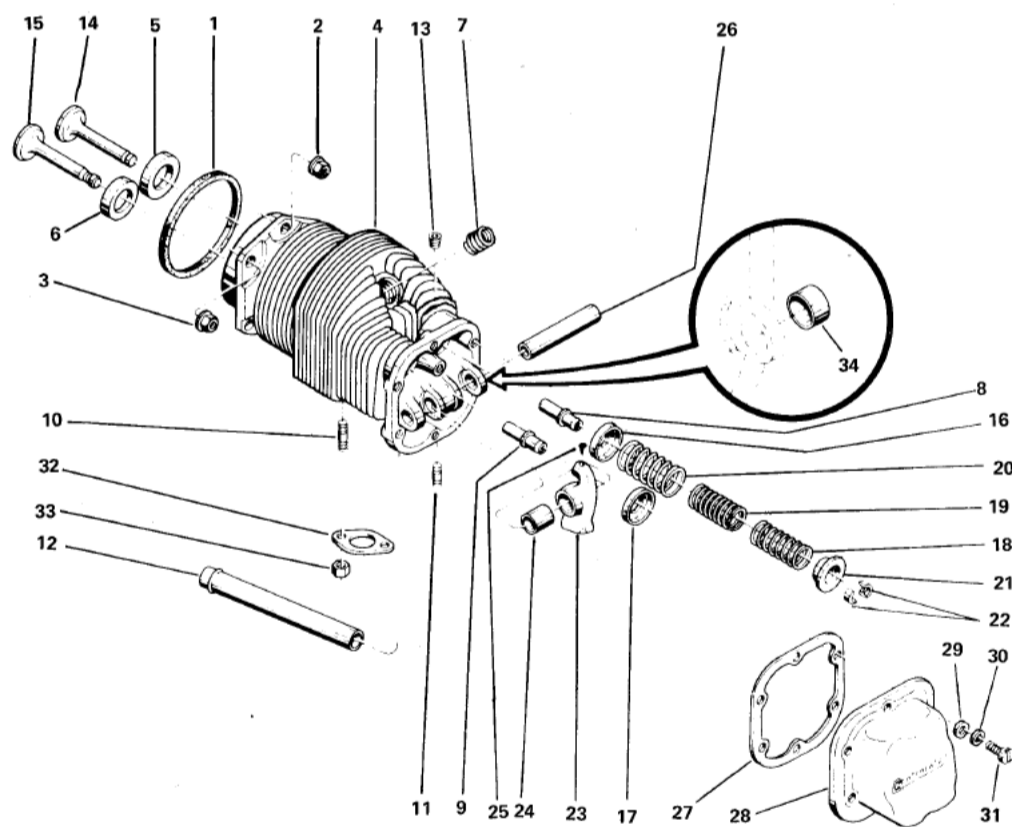
Figure 45 : multiples cassures du carter moteur droit
Source : BEA

Les quatre cylindres ont été démontés et les soupapes déposées.

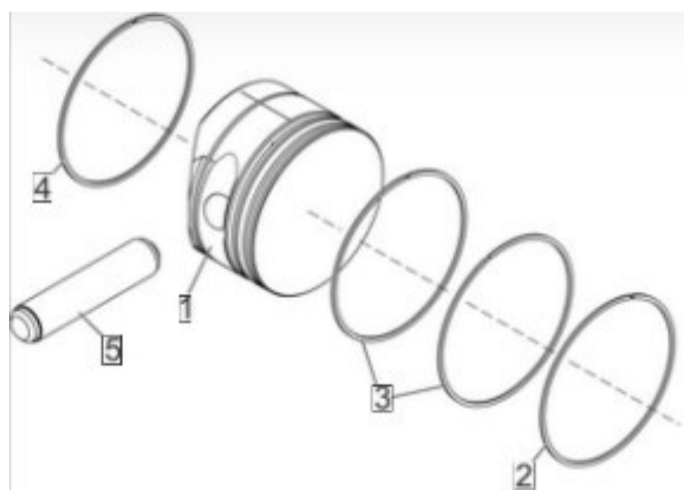
Note : La composition de chaque cylindre est précisée sur les schémas à suivre. Pour chaque schéma, pour faciliter la compréhension dans le reste du chapitre, les composants sont désignés dans le tableau associé.



Rep.	Désignation
1	Cylinder kit / <i>Kit Cylindre</i>
2	Nut / <i>Écrou</i>
3	Nut / <i>Écrou</i>
4	O-ring / <i>Joint torique</i>
5	Valve rocker shaft / <i>Axe culbuteurs</i>
6	Screw / <i>Vis</i>
7	Washer / <i>Rondelle</i>
8	Intake rocker arm / <i>Culbuteur admission</i>
9	Exhaust rocker arm / <i>Culbuteur échappement</i>
10	Bearing / <i>Palier</i>
11	Screw / <i>Vis</i>
12	Ring / <i>Bague</i>
13	Seal / <i>Joint</i>
14	Valve rocker cover / <i>Cache culbuteur</i>
15	Washer / <i>Rondelle</i>
16	Washer / <i>Rondelle</i>
17	Screw / <i>Vis</i>
18	
19	
20	Hydraulic Valve lifter assembly / <i>Ensemble poussoir hydarulique</i>
21	
22	
23	Pushrod tube assembly / <i>Tige culbuteur</i>
24	Seal / <i>Joint</i>
25	Adapter / <i>Adaptateur</i>
26	Washer / <i>Rondelle</i>
27	Nut / <i>Écrou</i>
28	Washer / <i>Rondelle</i>
29	Seal / <i>Joint</i>
30	Spring / <i>Ressort</i>
31	Pushrod tube assembly cover / <i>Carter tige culbuteur</i>
32	Seal / <i>Joint</i>
33	Seal / <i>Joint</i>
34	Nut / <i>Écrou</i>



Rep.	Désignation
1	O-ring / <i>Joint torique</i>
2	Nut / <i>Écrou</i>
3	Nut / <i>Écrou</i>
4	O-ring / <i>Joint torique</i>
5	Intake valve seat / <i>Siège de la soupape d'admission</i>
6	Exhaust valve seat / <i>Siège de la soupape d'échappement</i>
7	Helical coil / <i>Insert hélicoïdal</i>
8	Intake valve guide / <i>Guide de soupape d'admission</i>
9	Exhaust valve guide / <i>Guide de soupape d'échappement</i>
10	Stud / <i>Goujon</i>
11	Stud / <i>Goujon</i>
12	Pushrod tube assembly cover / <i>Carter tige culbuteur</i>
13	Plug / <i>Bouchon</i>
14	Intake valve / <i>Soupape d'admission</i>
15	Exhaust valve / <i>Soupape d'échappement</i>
16	Intake valve spring retainer / <i>Support de ressort d'admission</i>
17	Exhaust valve spring retainer / <i>Support de ressort d'échappement</i>
18	Inner spring / <i>Ressort intérieur</i>
19	Intermediate spring / <i>Ressort intermédiaire</i>
20	Outer spring / <i>Ressort extérieur</i>
21	Intake valve spring seat / <i>Siège des ressorts de la soupape d'admission</i>
22	Intake valve spring lock / <i>Demi-anneaux de blocage de la soupape d'admission</i>
23	Rocker arm / <i>Culbuteur</i>
24	Ring / <i>Bague</i>
25	Screw / <i>Vis</i>
26	Valve rocker shaft / <i>Axe culbuteurs</i>
27	Seal / <i>Joint</i>
28	Valve rocker cover / <i>Cache culbuteur</i>
29	Washer / <i>Rondelle</i>
30	Washer / <i>Rondelle</i>
31	Screw / <i>Vis</i>
32	Seal / <i>Joint</i>
33	Nut / <i>Écrou</i>



Rep.	Désignation
1	Piston / <i>Piston</i>
2	
3	Rings / <i>Segments</i>
4	
5	Piston pin / <i>Axe de piston</i>

Figure 46 : composition des cylindres

Source : Schémas extraits de l'illustrated Parts Catalog du constructeur Continental Aerospace technologies

Pour chaque cylindre, les composants sont en position, sans endommagement constaté (Figure 47, Figure 48, Figure 49 et Figure 50). Seule la soupape d'admission du cylindre 3 n'a pas pu être démontée en raison des endommagements survenus sur la culasse lors de la collision avec le sol.

Les pistons ne présentent pas de zones brûlées. Les segments sont en position et « souples ».

Les culbuteurs sont mobiles. Les soupapes coulissent librement dans leurs guides.

Le bord des soupapes et les sièges de soupapes ne présentent pas d'endommagement.



Piston



Piston



Axe de piston



Intérieur du cylindre



Admission



Échappement

Figure 47 : cylindre 1
Source : BEA



Piston



Axe de piston



Culbuteurs



Admission



Échappement



Intérieur du cylindre

Figure 48 : cylindre 2
Source : BEA



Piston



Piston



Axe de piston



Intérieur du cylindre



Échappement

Figure 49 : cylindre 3
Source : BEA



Piston



Piston



Axe de piston



Intérieur du cylindre



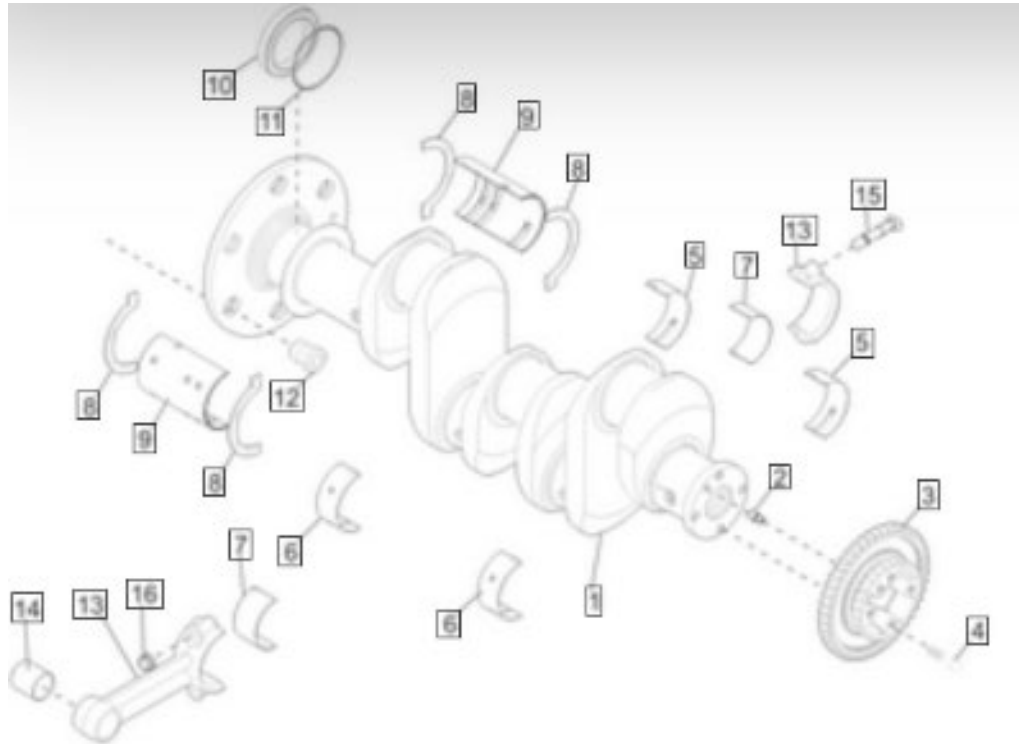
Admission



Échappement

Figure 50 : cylindre 4
Source : BEA

Note : Les composants associés au vilebrequin sont précisés sur le schéma à suivre. Pour faciliter la compréhension dans le reste du chapitre, les composants sont désignés dans le tableau associé.



Rep.	Désignation
1	Crankshaft / <i>Vilebrequin</i>
2	Screw / <i>Vis</i>
3	Gear / <i>Roue dentée</i>
4	Nut / <i>Écrou</i>
5	Bearing / <i>Demi-coussinet</i>
6	Bearing / <i>Demi-coussinet</i>
7	Bearing / <i>Demi-coussinet</i>
8	Washer / <i>Rondelle</i>
9	Bearing / <i>Demi-coussinet</i>
10	Seal / <i>Joint</i>
11	Spring of the seal / <i>Ressort du joint</i>
12	Nut / <i>Écrou</i>
13	Connecting rod / <i>Bielle</i>
14	Ring / <i>Bague</i>
15	Screw / <i>Vis</i>
16	Nut / <i>Écrou</i>

Figure 51 : désignation des composants autour du vilebrequin

Source : Schéma extrait de l'illustrated Parts Catalog du constructeur Continental Aerospace technologies

Les demi-carters ont été démontés. Tous les composants internes sont en position et non endommagés. Aucun indice d'une lubrification non nominale n'a été constaté. De ce fait, aucun examen détaillé complémentaire n'a été mené sur le circuit de lubrification (Figure 52, Figure 53, Figure 54 et Figure 55).

Les bielles sont mobiles sur le vilebrequin. Les poussoirs hydrauliques sont également mobiles, sans endommagement identifié sur leur face en contact avec l'arbre à cames.

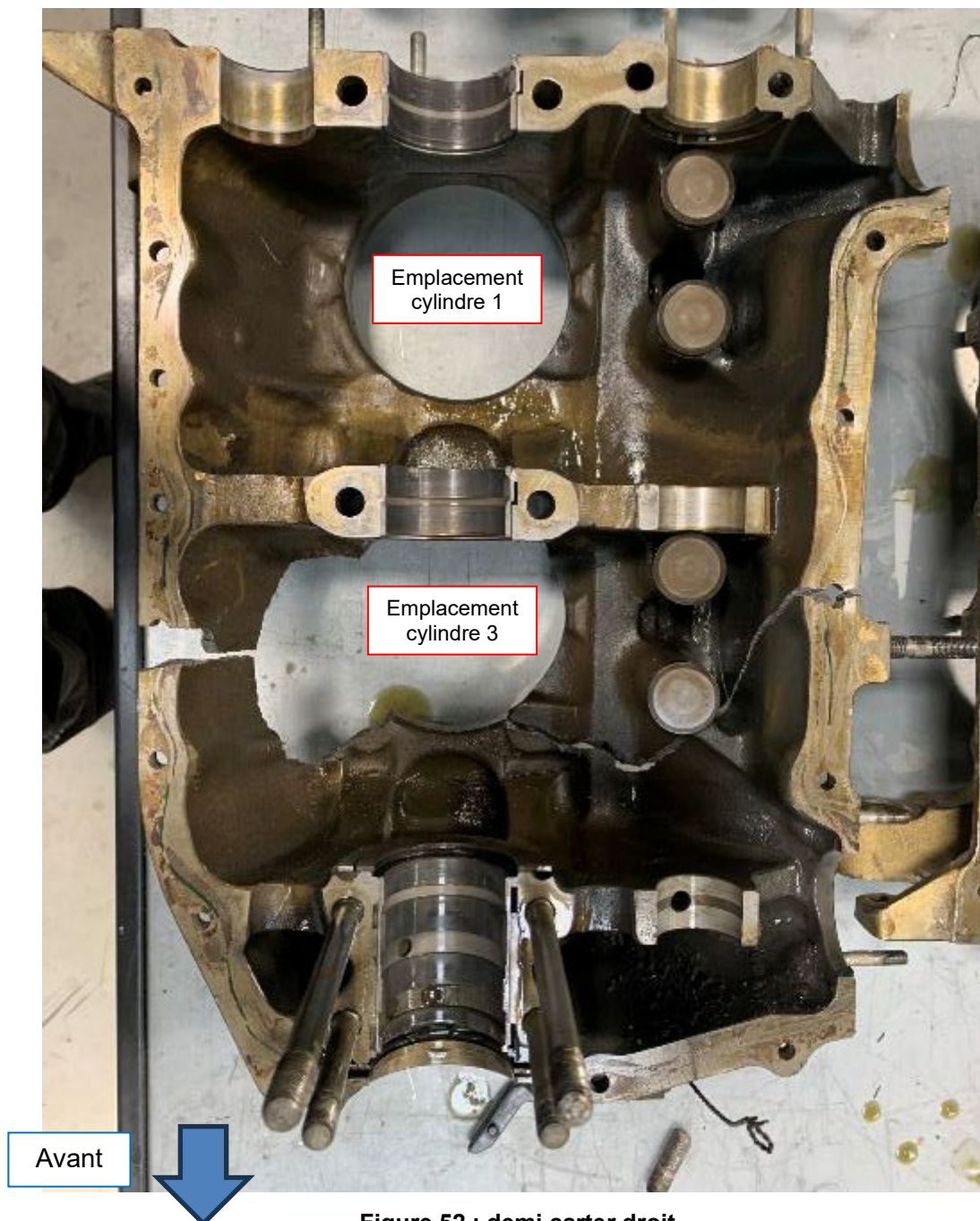


Figure 52 : demi carter droit
Source : BEA



Avant



Figure 53 : détail du demi carter gauche
Source : BEA



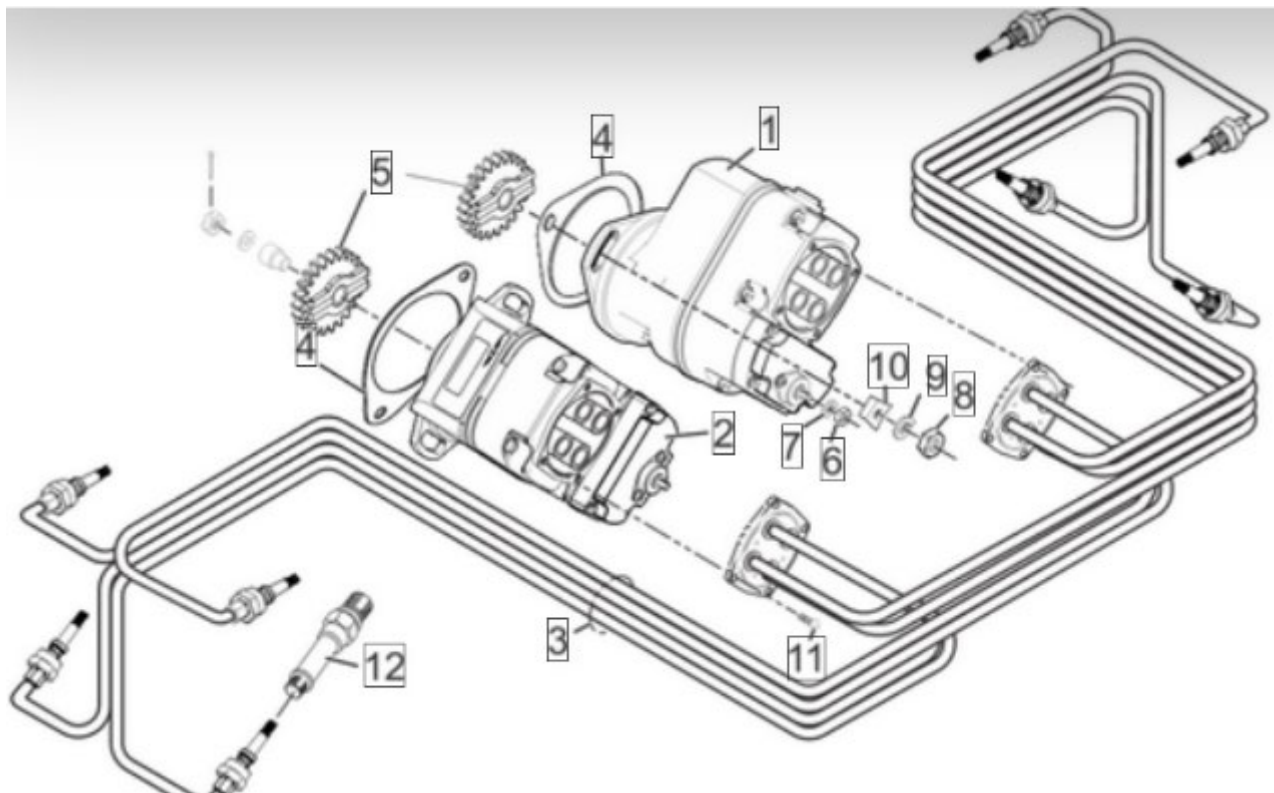
Figure 54 : vilebrequin
Source : BEA



Figure 55 : arbre à cames
Source : BEA

2.3.3. Circuit d'allumage

Note : Le schéma ci-dessous présente le circuit d'allumage du moteur. Pour faciliter la compréhension dans le reste du chapitre, les composants sont désignés dans le tableau associé. Le circuit d'allumage est composé de deux magnétos et deux bougies par cylindre. La liaison entre les magnétos et les bougies est réalisée par des conducteurs (désigné également faisceau d'allumage).



Rep.	Désignation
1	Right magneto / <i>Magnéto droite</i>
2	Left magneto / <i>Magnéto gauche</i>
3	Ignition cables between magnetos and spark plugs / <i>Câbles d'allumage entre magnétos et bougies</i>
4	Seal / <i>Joint</i>
5	Gears / <i>Pignons d'entraînement</i>
6	Nut / <i>Écrou</i>
7	Washer / <i>Rondelle</i>
8	Nut / <i>Écrou</i>
9	Washer / <i>Rondelle</i>
10	Magneto mounting interface on the rear engine table / <i>Interface de fixation des magnétos sur la table arrière du moteur</i>
11	Screw / <i>Vis de fixation</i>
12	Spark plug / <i>Bougie</i>

Figure 56 : désignation des composants du circuit d'allumage

Source : Schéma extrait de l'illustrated Parts Catalog du constructeur Continental Aerospace technologies

Le moteur est équipé des deux magnétos suivantes :

- magnéto droite : Bendix / S4LN21 / P/N : 10-51360-37 / S/N : 426606;
- magnéto gauche : Bendix / S4LN21 / P/N : 10-51360-37 / S/N : 569737

D'après le document Overhaul Manual / Publication X30010 / AUG 2011 / CONTINENTAL® AIRCRAFT ENGINE, ces magnétos sont celles spécifiées par le constructeur pour le moteur considéré.

Les huit bougies équipant le moteur sont du même type :

- Champion Aerospace / modèle REM40E

D'après le document AVIATION CATALOG AV-14 / REVISED AUGUST 2014 / Champion Aerospace, ce modèle de bougie est bien celui spécifié pour le moteur considéré.

Ce circuit d'allumage est associé à un contacteur à clé, monté sur la planche de bord, permettant la sélection magnéto et leur mise à la masse⁶.

Ce contacteur à clé présente quatre positions possibles :

- 0 (pas de magnéto active),
- 1 (une magnéto active),
- 2 (une magnéto active),
- 1+2 (les deux magnétos sont actives).

Les références relevées sur le contacteur sont les suivantes : SCINTILLA, MM1-NR, Made in Switzerland.

Dans l'avion, ce sélecteur est situé à l'extrémité gauche de la planche de bord (Figure 57).



Figure 57 : position du sélecteur magnéto

Source : Photo remise au BEA par l'ancien propriétaire de l'avion

⁶ La mise à la masse de la magnéto rend cette dernière inactive.

2.3.3.1 – Description, test et démontage des magnétos

Les magnétos ne présentent pas d'endommagement externe. Elles sont libres en rotation.

Les deux magnétos ont été testées sur un banc spécifique dans l'atelier de maintenance d'un partenaire du BEA. Sur cette installation d'essai, chaque conducteur est relié à un éclateur qui remplace les bougies sur le moteur.

Ce test consiste à entraîner en rotation la magnéto et à vérifier la production d'une étincelle au droit de chaque éclateur. L'étincelle doit être régulière. Pour chaque magnéto, ce test est mené durant une période de plusieurs minutes, à différents régimes de rotation. Durant le test, la magnéto s'échauffe progressivement permettant ainsi de vérifier son fonctionnement également « à chaud ».

Les deux magnétos sont fonctionnelles jusqu'à un régime de rotation de 3 800 tr/min. Lors de ces essais, les étincelles sont régulières. Les deux magnétos sont équipées d'un coupleur d'impulsion (ou *Impulse Coupling*)⁷. Ce dispositif s'efface respectivement à des régimes de 280 et 300 tr/min, valeurs considérées usuelles.



Figure 58 : magnéto testée sur un banc d'essai spécifique

Source : BEA

Après ces essais, les magnétos ont été démontées. L'état des composants interne n'est pas celui constaté usuellement sur des magnétos maintenues en service, d'après la documentation du constructeur. Il est noté par exemple, l'utilisation de cosses « non aéronautique » entre le condensateur et le rupteur. Il est également noté des traces d'échauffement sur un roulement de la magnéto gauche, avec un jeu anormalement élevé de l'axe de la magnéto. Il avait d'ailleurs été noté un bruit anormal lors de l'essai de cette magnéto sur le banc dédié.

⁷ Un coupleur d'impulsion applique une brève accélération à la magnéto, ce qui produit une étincelle intense pour le démarrage. Ce dispositif se compose d'une came, d'un ensemble de masselottes, d'un ressort et d'un corps.

2.3.3.2 – Description des câbles d'allumage associés aux magnétos

Note relative à la composition d'un câble d'allumage et à la méthode d'examen :

Chaque magnéto est associée à un faisceau d'allumage, composé de quatre câbles d'allumage dont le rôle est d'acheminer l'énergie électrique de la magnéto à la bougie d'allumage.

Chaque câble d'allumage contient un conducteur isolé ; une extrémité de ce conducteur est connectée au bloc distributeur de la magnéto et l'autre extrémité à la bougie d'allumage correspondante.

La composition de chaque câble est schématisée ci-dessous :

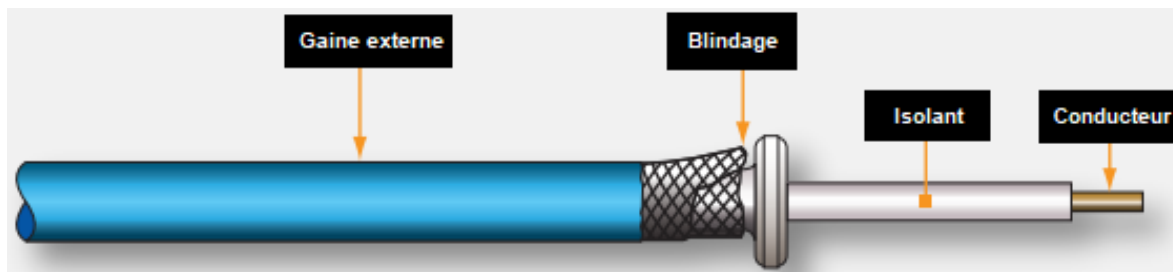


Figure 59 : schéma de la composition d'un câble d'allumage

Source : <https://www.faa.gov/regulationspolicies/handbooksmanuals/aviation/faq-h-8083-32b-chapter-4-engine-ignition-electrical>

Le câble comporte, au centre, le conducteur. Ce dernier est entouré d'un épais isolant, lui-même entouré d'un blindage, au potentiel « châssis » de l'avion.

L'examen des faisceaux d'allumage consiste à examiner visuellement chaque câble d'allumage pour identifier les endommagements de la gaine externe, du blindage et de la couche isolante. De telles dégradations peuvent en effet générer une perte d'isolement du conducteur central et conduire à un défaut d'étincelle à la bougie. Chaque câble a de plus fait l'objet d'un test électrique de mesure de la résistance d'isolement entre le conducteur central et le blindage. Cette mesure de la résistance d'isolement a été réalisée avec une tension test de 50 V.

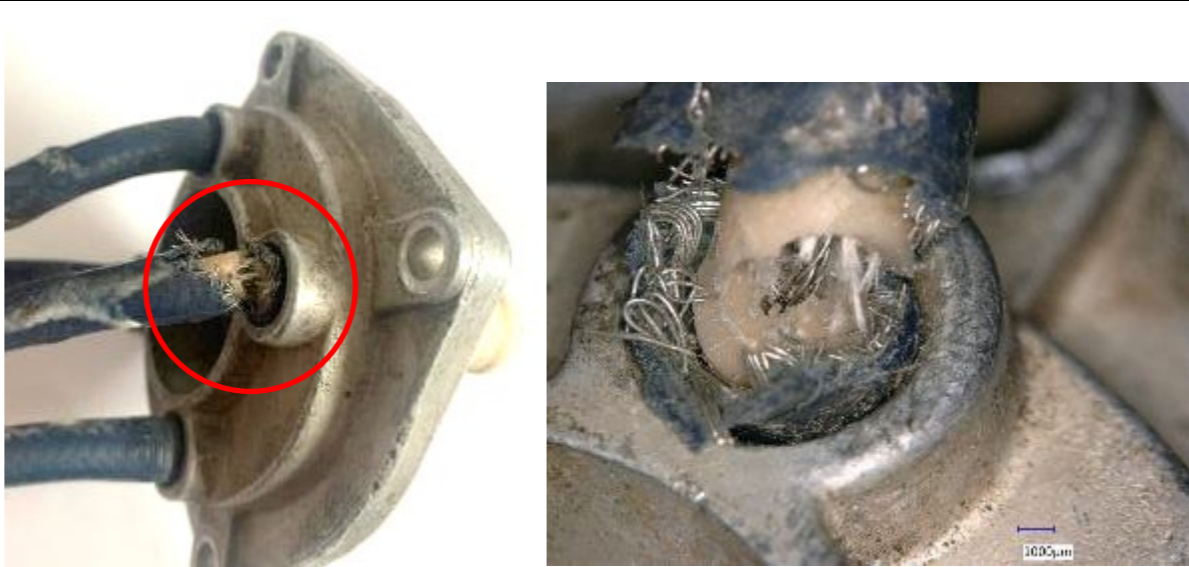

- **Câbles d'allumage associés à la magnéto gauche**

La figure ci-dessous indique la correspondance des câbles d'allumage avec les bougies



Figure 60 : identification des câbles d'allumage
Source : BEA

Le tableau à suivre synthétise les endommagements constatés et les résistances d'isolement mesurées.

	Description des endommagements	Mesure de la résistance d'isolement (sous une tension de 50 V)
<p>Câble associé à la bougie inférieure du cylindre 1</p>	<p>Deux zones endommagées :</p> <p>Un endommagement majeur au droit de la platine de fixation sur la magnéto La gaine externe, le blindage et la couche isolante sont sectionnés. Le conducteur est donc mis à nu. L'examen détaillé de la zone endommagée montre des strictions des fils du blindage, ce qui tend à montrer que ces endommagements sont principalement dus à des efforts de traction sur le câble. Aucun endommagement thermique n'est identifié.</p>  <p>Figure 61 : endommagement du câble d'allumage (Source : BEA)</p>	<p>Résistance d'isolement = 10 GΩ</p>
	<p>Un endommagement moins conséquent situé à environ 15 cm de l'extrémité du câble fixée sur la bougie La gaine externe, le blindage et la couche isolante apparaissent comme « tranchés ».</p>  <p>Figure 62 : endommagement du câble d'allumage (Source : BEA)</p>	

Câble associé à la bougie supérieure du cylindre 2	Pas d'endommagement significatif	Résistance d'isolement = 5,7 GΩ
Câble associé à la bougie inférieure du cylindre 3	<p>Un endommagement de la gaine externe à proximité immédiate de la platine de fixation sur la magnéto</p>  <p>Figure 63 : endommagement du câble d'allumage Source : BEA</p>	Résistance d'isolement = 3,3 GΩ
Câble associé à la bougie supérieure du cylindre 4	<p>Un endommagement de la gaine externe et du blindage à proximité immédiate de l'extrémité du câble fixée sur la bougie</p>  <p>Figure 64 : endommagement du câble d'allumage Source : BEA</p>	Résistance d'isolement = 5,1 GΩ

Observations :

Au droit de la platine de fixation sur la magnéto, il est à noter que les câbles listés ci-dessous présentent comme un léger gonflement :

- câble associé à la bougie supérieure du cylindre 2 ;
- câble associé à la bougie supérieure du cylindre 4.

Afin de tenter de définir l'état du reste des composants sous-jacents, la gaine externe au droit de ces deux zones, puis le blindage pour un accès visuel à l'isolant, ont été découpés.

Les observations dans les deux cas diffèrent :

- pour le câble associé à la bougie supérieure du cylindre 2 :
Le blindage présente quelques brins rompus et la couche isolante est fissurée ;

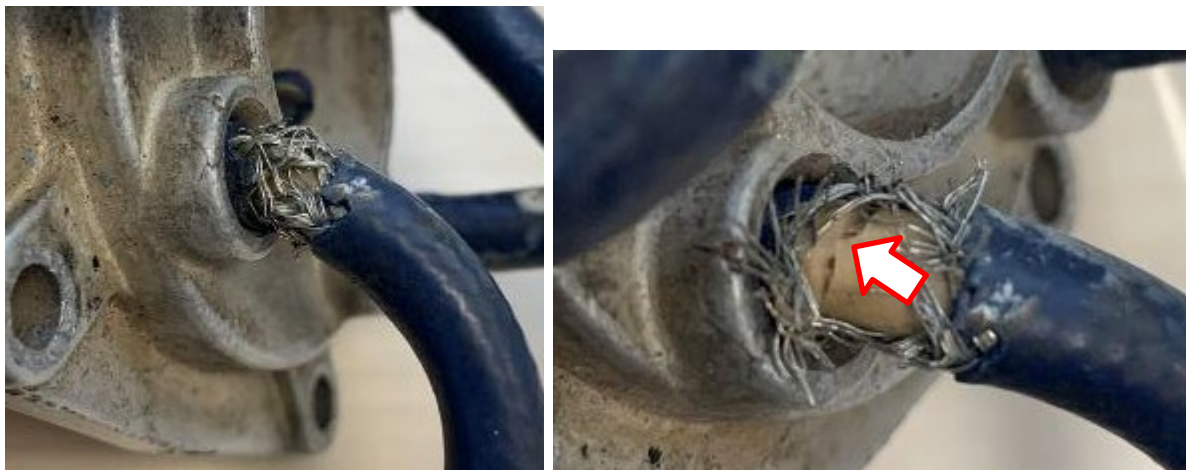


Figure 65 : câble d'allumage associé à la bougie supérieur du cylindre 2

Source : BEA

- câble associé à la bougie supérieure du cylindre 4 :
Aucun endommagement n'a été constaté.






Figure 66 : câble d'allumage associé à la bougie supérieur du cylindre 4
Source : BEA

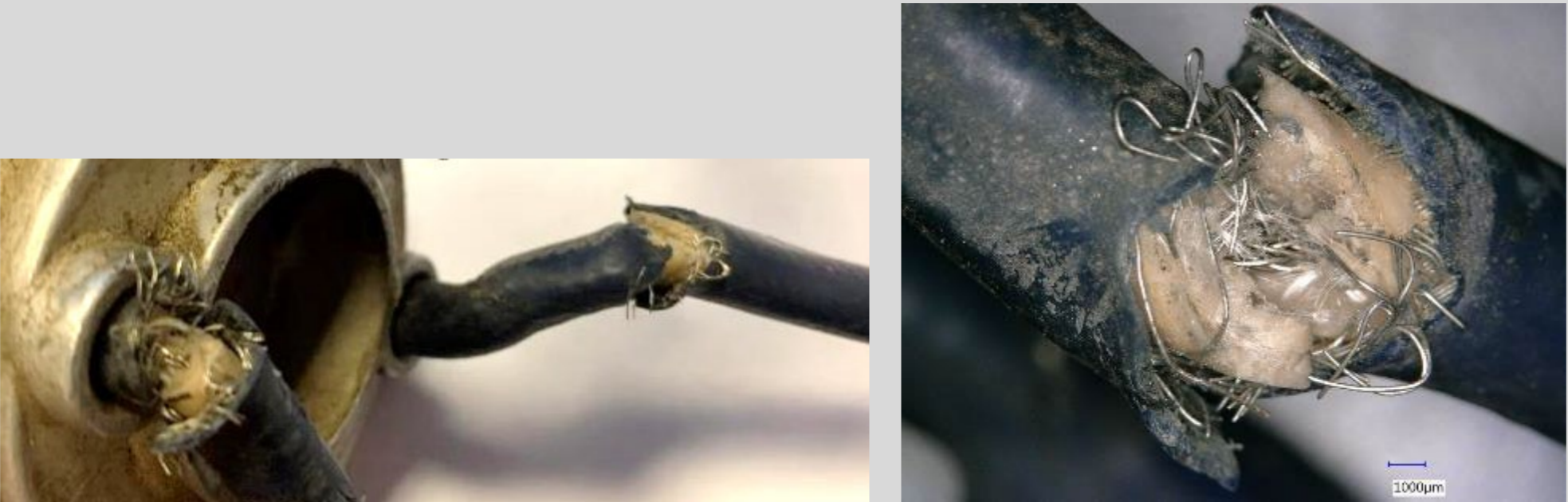
• **Câbles d'allumage associés à la magnéto droite**



Figure 67 : identification des câbles d'allumage
 Source : BEA

	Description des endommagements	Mesure de la résistance d'isolement (sous une tension de 50 V)
<p>Câble associé à la bougie supérieure du cylindre 1</p>	<p>Un endommagement majeur au droit de la platine de fixation sur la magnéto La gaine externe, le blindage et la couche isolante sont sectionnés. Le conducteur est donc mis à nu. L'examen détaillée de la zone endommagée montre des strictions des fils du blindage, ce qui tend à montrer que ces endommagements sont principalement dus à des efforts de traction sur le câble. Aucun endommagement thermique n'est identifié.</p>  <p>Figure 68 : endommagement du câble d'allumage Source : BEA</p>	<p>Pas de résistance d'isolement</p>

<p>Câble associé à la bougie inférieure du cylindre 2</p>	<p>Un endommagement à proximité immédiate de la platine de fixation sur la magnéto La gaine externe, le blindage et la couche isolante sont tranchés.</p>  <p>Figure 69 : endommagement du câble d'allumage Source : BEA</p>	<p>Résistance d'isolement = 10 GΩ</p>
<p>Câble associé à la bougie supérieure du cylindre 3</p>	<p>Un endommagement majeur au droit de la platine de fixation sur la magnéto La gaine externe, le blindage et la couche isolante sont sectionnés. Le conducteur est donc mis à nu. L'examen détaillée de la zone endommagée montre des strictions des fils du blindage, ce qui tend à montrer que ces endommagements sont principalement dus à des efforts de traction sur le câble. Aucun endommagement thermique n'est identifié.</p>  <p>Figure 70 : endommagement du câble d'allumage Source : BEA</p>	<p>Pas de résistance d'isolement</p>





<p>Câble associé à la bougie inférieure du cylindre 4</p>	<p>Un endommagement à proximité immédiate de la platine de fixation sur la magnéto La gaine externe, le blindage et la couche isolante sont tranchés. Le conducteur est donc mis à nu. Aucun endommagement thermique n'est identifié.</p>  <p>Figure 71 : endommagement du câble d'allumage <i>Source : BEA</i></p>	<p>Résistance d'isolement = 3,8 GΩ</p>
--	---	--

Commentaires :

Lors de l'accident, des endommagements significatifs sont intervenus sur le système propulsif. De ce fait, il est impossible de statuer sur l'origine exacte des endommagements décrits précédemment (avant ou consécutifs à l'accident). Il faut toutefois noter que les câbles d'allumage étaient reliés ensemble à proximité des magnétos, avec des colliers plastiques. De ce fait, les endommagements majeurs, situés au droit des platines de fixation sur les magnétos, pouvaient être antérieurs à l'accident.

2.3.3.3 – Description et test des bougies

La description des bougies est présentée dans le tableau ci-dessous. Pour cette description, le BEA s'est appuyé sur le document Aviation Service Manual / Spark Plugs/Oil Filters / Revised August 2014 / Champion Aerospace.

Bougies	Aspect général	Aspect des électrodes	Photos
Cylindre 1 Bougie supérieure	La zone des électrodes présente de la suie noire. Sur la partie externe de la bougie, il est noté une coloration foncée sur un secteur d'environ 180° qui semble témoigner d'un échauffement intense.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 72 : bougie supérieure du cylindre 1 Source : BEA</p>
Cylindre 1 Bougie inférieure	La zone des électrodes est couverte d'huile moteur. La présence d'huile est très probablement la conséquence de l'accident et des mouvements du moteur non nominaux.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 73 : bougie inférieure du cylindre 1 Source : BEA</p>
Cylindre 2 Bougie supérieure	La zone des électrodes présente de la suie noire.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 74 : bougie supérieure du cylindre 2 Source : BEA</p>
Cylindre 2 Bougie inférieure	La zone des électrodes présente très légèrement de la suie noire. Sur la partie externe de la bougie, il est noté une coloration foncée sur un secteur d'environ 180° qui semble témoigner d'un échauffement intense.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 75 : bougie inférieure du cylindre 2 Source : BEA</p>

Cylindre 3 Bougie supérieure	La zone des électrodes présente très légèrement de la suie noire.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 76 : bougie supérieure du cylindre 3 Source : BEA</p>
Cylindre 3 Bougie inférieure	La bougie s'est rompue lors de l'accident.	Impossible de statuer en raison de la rupture de la bougie. Il faut toutefois noter que l'électrode centrale ne présente pas d'usure significative.	 <p>Figure 77 : bougie inférieure du cylindre 3 Source : BEA</p>
Cylindre 4 Bougie supérieure	La zone des électrodes présente de la suie noire.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 78 : bougie supérieure du cylindre 4 Source : BEA</p>
Cylindre 4 Bougie inférieure	La zone des électrodes présente de la suie noire.	Les électrodes ne présentent pas d'usure significative.	 <p>Figure 79 : bougie inférieure du cylindre 4 Source : BEA</p>

La coloration très foncée de la bougie supérieure du cylindre 1 et de la bougie inférieure du cylindre 2 n'est pas expliquée. Comme indiqué précédemment, cette coloration semble les conséquences d'un échauffement intense. Cet échauffement pourrait être une fuite au droit de la fixation des bougies mais sans élément identifié pouvant le confirmer.

Les bougies, à l'exception de celle rompue, ont été testées avec le moyen suivant :

- Aircraft Tool Supply C.O. / SPCT-100A

Le test consiste à alimenter électriquement la bougie et produire des étincelles au droit des électrodes.

Les bougies sont toutes fonctionnelles, avec des étincelles homogènes et régulières.

2.3.3.4 – Sélecteur magnétos

La clé du sélecteur est rompue dans le barillet, en position 0 (Figure 80). Cette position retrouvée sur le site de l'accident n'est pas expliquée.



Figure 80 : sélecteur magnétos, avec la clé rompue, en position 0

Source : BEA

La clé étant rompue au droit du barillet, il est impossible de le faire tourner.

La face avant du barillet a été démontée. Il est alors constaté que le dispositif interne est entier. Le sélecteur tourne librement. Pour chaque position, le sélecteur est fonctionnel (Figure 81), le contact électrique est nominal. Il est noté la présence de graisse qui n'a pas eu de conséquence lors de l'examen mené par le BEA.

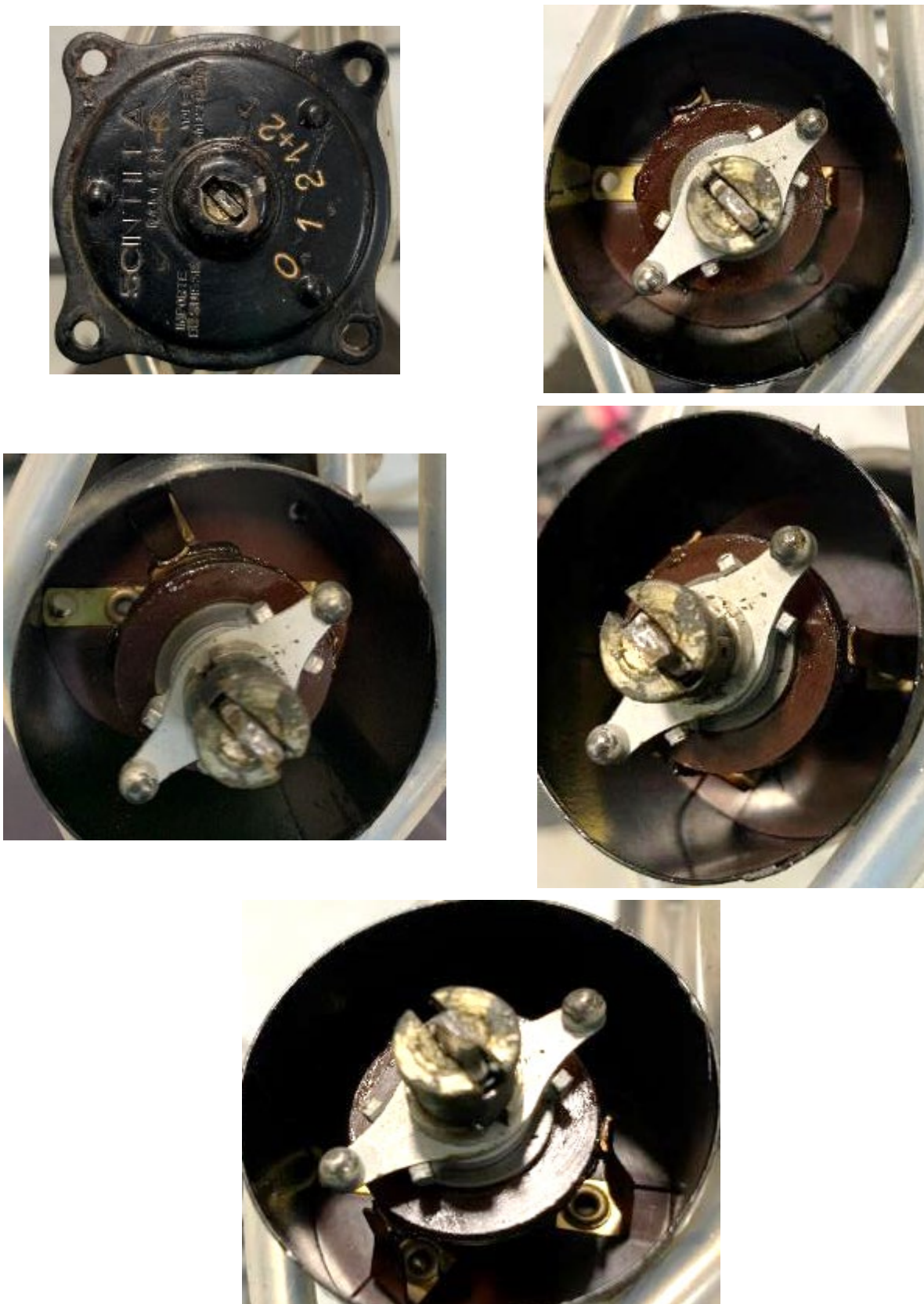


Figure 81 : sélecteur magnétos
Source : BEA

2.4. Examen du circuit carburant

2.4.1. Composition

Le schéma ci-dessous présente la composition du circuit. La référence des composants du circuit de l'avion F-BJOZ est ensuite précisée dans le tableau à suivre

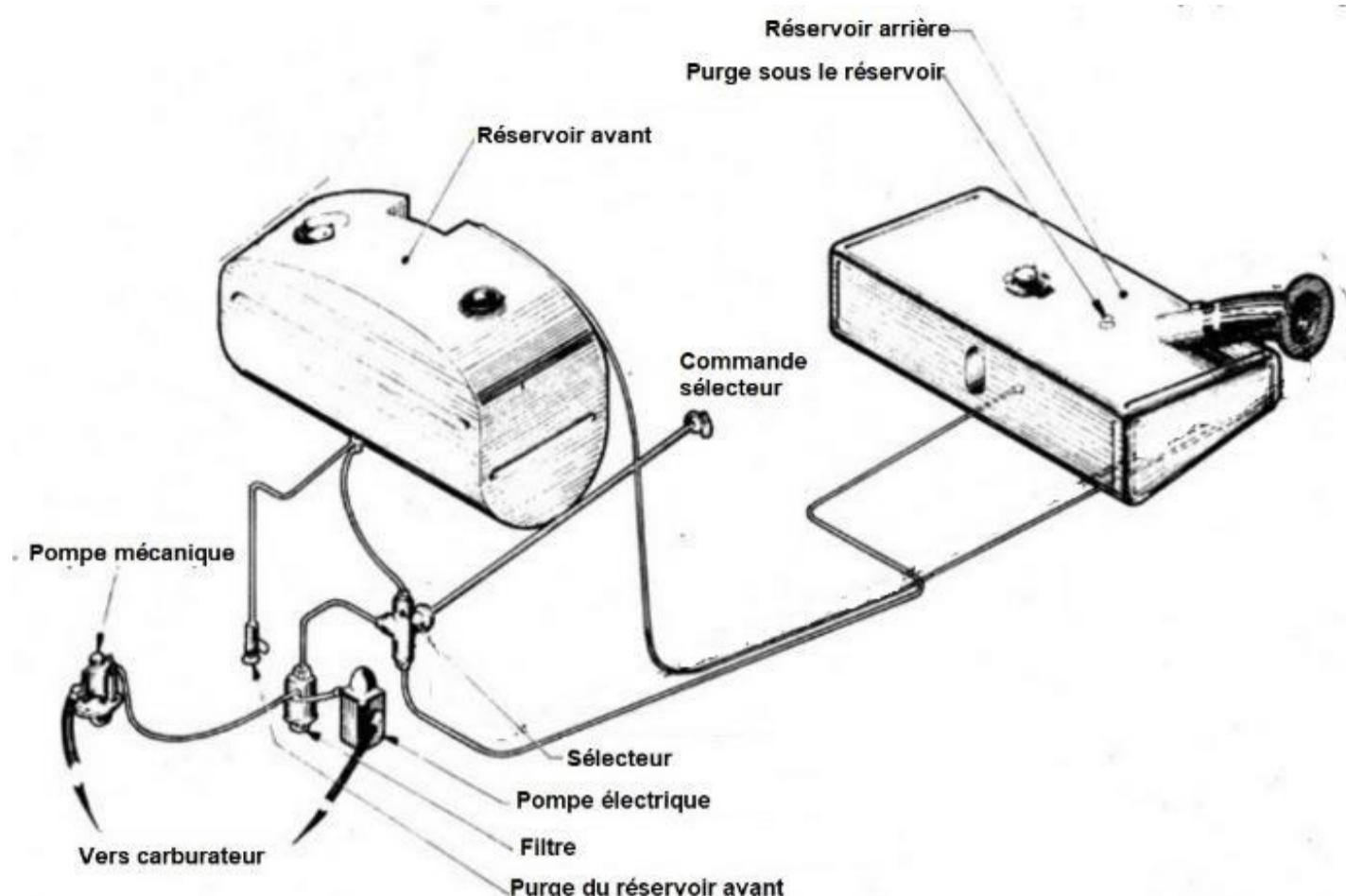


Figure 82 : schéma du circuit carburant

Source : Extrait du document Flight Manual DR 1050, DR1051 AMBASSADEUR and SICILE, Édition 1- December 196511 / document remis en page par le BEA

Équipements	Références
Carburateur	Marvel Schebler Modèle : MA-3SPA P/N : 10-4894 S/N : BE 22 15570 C'est le modèle de carburateur spécifié pour le moteur considéré.
Pompe mécanique	La seule référence relevée est gravée sur le bras mécanique assurant son fonctionnement et actionné par le moteur. Référence : 1523845
Pompe électrique	Facet Modèle : UL574A
Filtre décanteur	Le Bozec La plaque d'identification est endommagée. La seule référence relevée est la suivante : A-6065
Sélecteur carburant	Le Bozec
Réservoir avant	Beauplat Fils & CiE Contenance : 54 litres Dessin : A-101-1 TAR : 3K2 RES' N°74 AV
Réservoir arrière	Beauplat Fils & CiE Contenance : 53 litres Dessin : DR 105 TAR : 3K3 RES' N°5 AR

2.4.2. Aspect général

Afin d'extraire le circuit carburant de l'épave de l'avion F-BJOZ, le BEA a dû couper plusieurs durites. Ces zones de coupure sont symbolisées en vert sur le schéma à suivre.

Sur le site de l'accident, le 5 juillet 2025, environ 500 millilitres de carburant ont été prélevés dans le réservoir arrière. Le réservoir avant éventré était vide.

Après la récupération du réservoir arrière, le 15 juillet 2025, environ 2,5 litres de carburant ont été récupérés en plus. Le carburant présente une teinte bleu caractéristique du carburant AVGAS 100 LL. Une seule phase est identifiée, aucune présence d'eau libre n'est détectée (Figure 83).

Une rupture est identifiée dans le circuit, au droit de l'orifice de sortie de la pompe mécanique. La cassure présente un faciès sans indice de fissuration préalable. Cette cassure s'est produite brutalement, très probablement lors de la collision avec le sol.

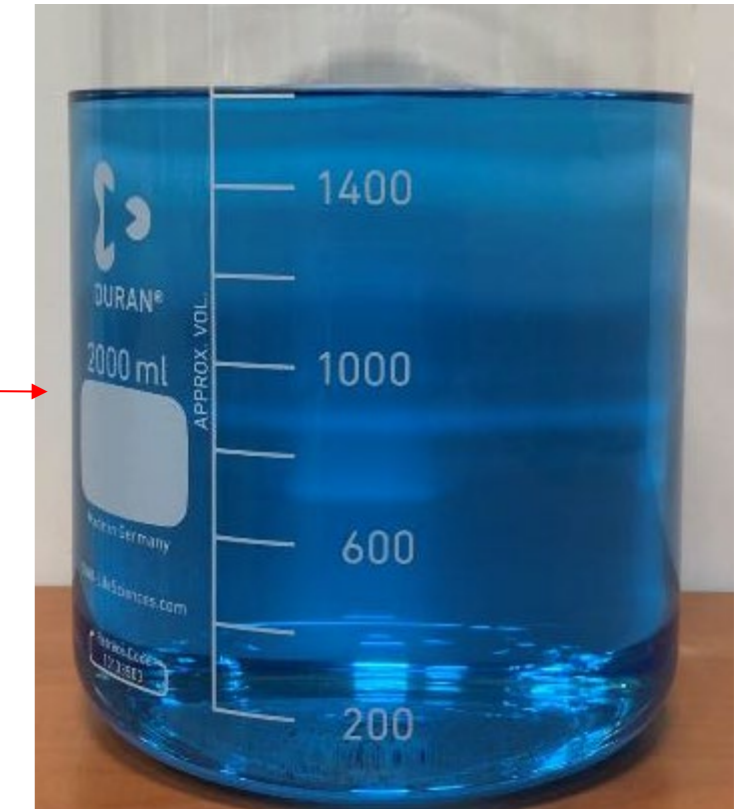
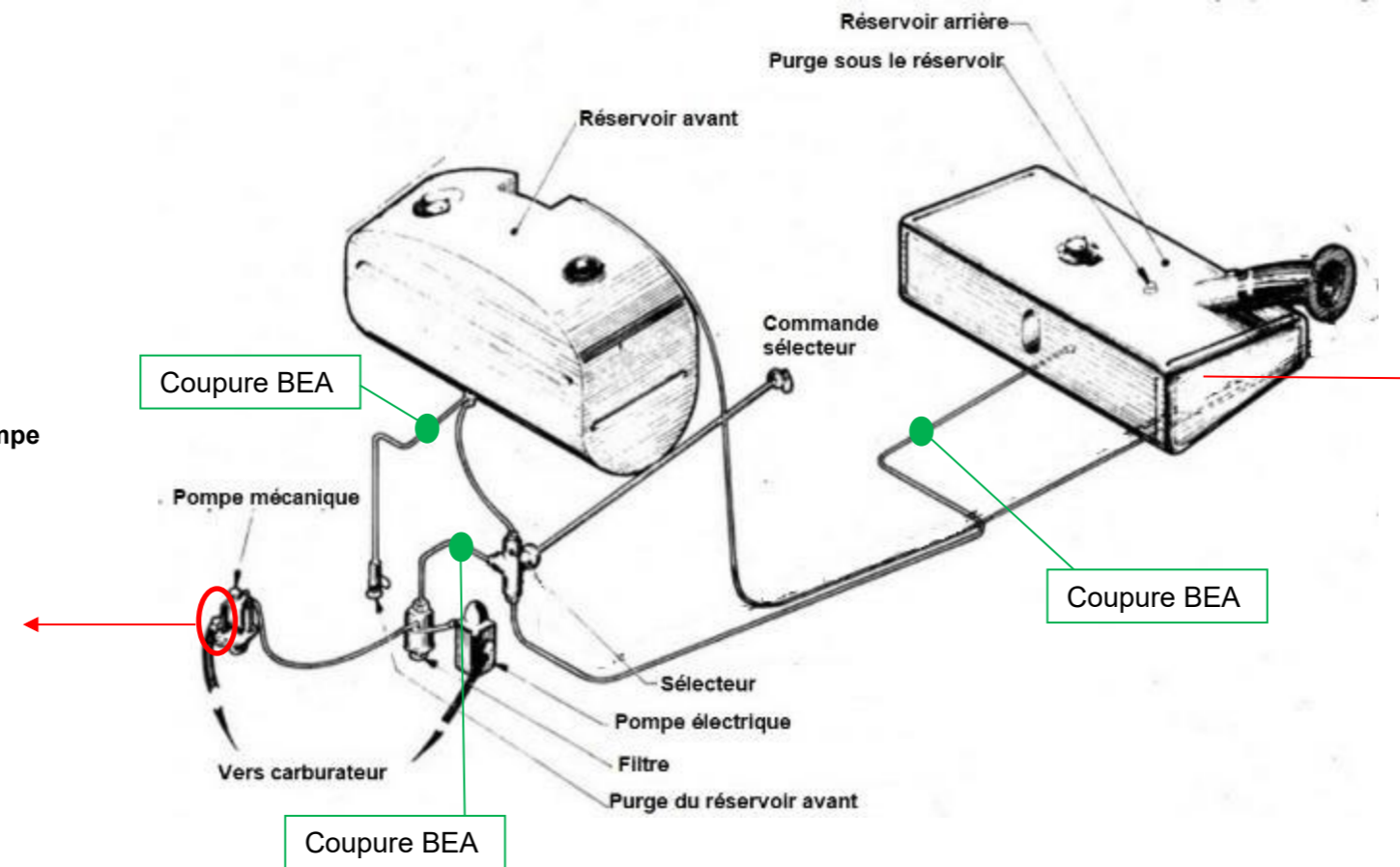
Toutes les durites sont installées de façon nominale et serrées. Au droit des liaisons entre durites et équipements, les joints sont en position, non endommagés (Figure 84). Aucune durite n'est obstruée.



Cassure du raccord au droit de l'orifice de sortie de la pompe mécanique



Détail de la cassure côté raccord



Aspect du carburant récupéré dans le réservoir arrière

Figure 83 : détail du circuit carburant
Source : BEA

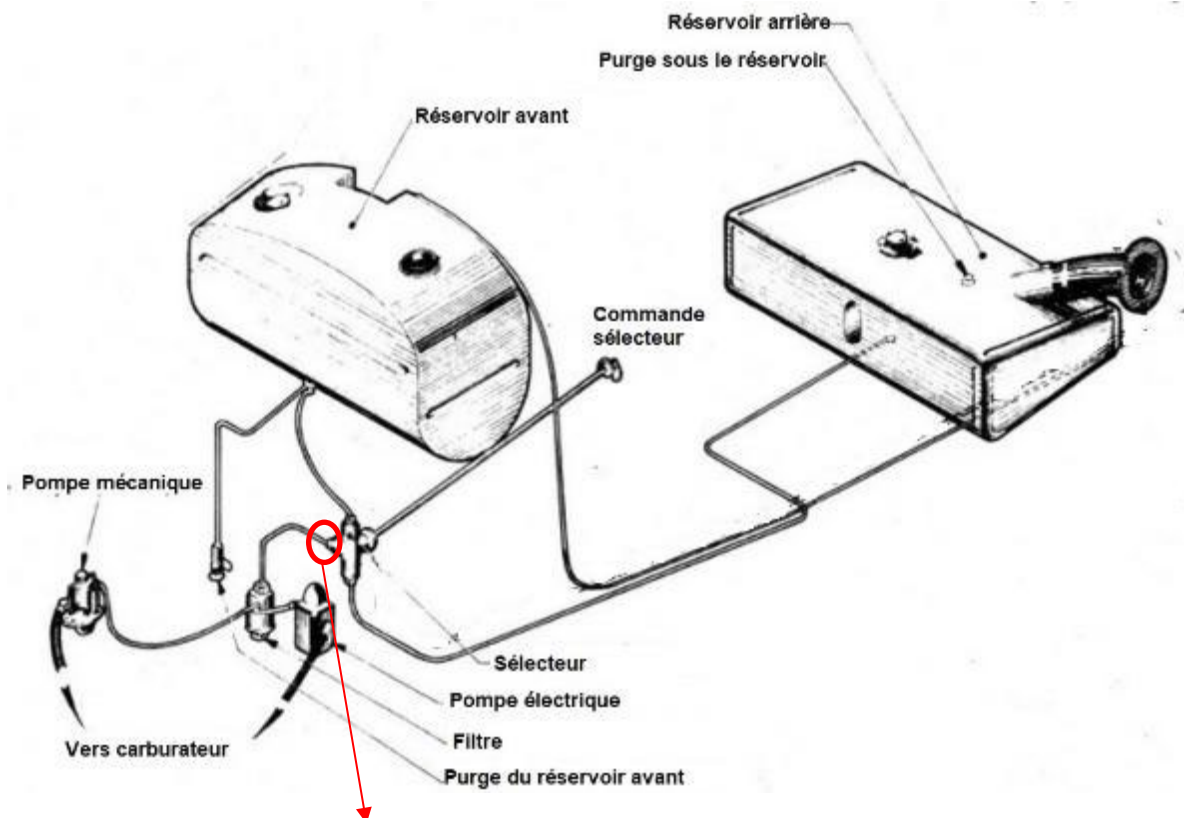


Figure 84 : exemple de raccord avec le joint en position et entier
Source : BEA

2.4.3. Réservoir avant

Le réservoir a été écrasé durant la collision avec le sol. Le réservoir est éventré (Figure 85).

L'orifice de sortie du réservoir est équipé d'une crépine. Cette dernière est partiellement écrasée. Aucune pollution n'est observée dans le réservoir.

Le réservoir est également équipé d'une mise à l'air libre. La durite associée n'est pas obstruée.



Raccord de sortie du réservoir



Crépine située au droit du raccord de sortie

Figure 85 : réservoir avant

Source : BEA

2.4.4. Réservoir arrière

Le réservoir présente quelques petites déformations très probablement consécutives à la collision avec le sol (Figure 86).

Le réservoir est équipé d'une purge sur sa partie inférieure. La purge est fonctionnelle, elle est en position fermée.

Le réservoir est également équipé d'une mise à l'air libre au droit de l'orifice de remplissage. La mise à l'air libre n'est pas obstruée.

Il est noté un dépôt de couleur bleutée autour de la zone de purge et sur la partie arrière (Figure 87). Cette coloration est très probablement la conséquence d'une fuite de carburant.



Partie inférieure



Partie supérieure

Figure 86 : réservoir arrière

Source : BEA

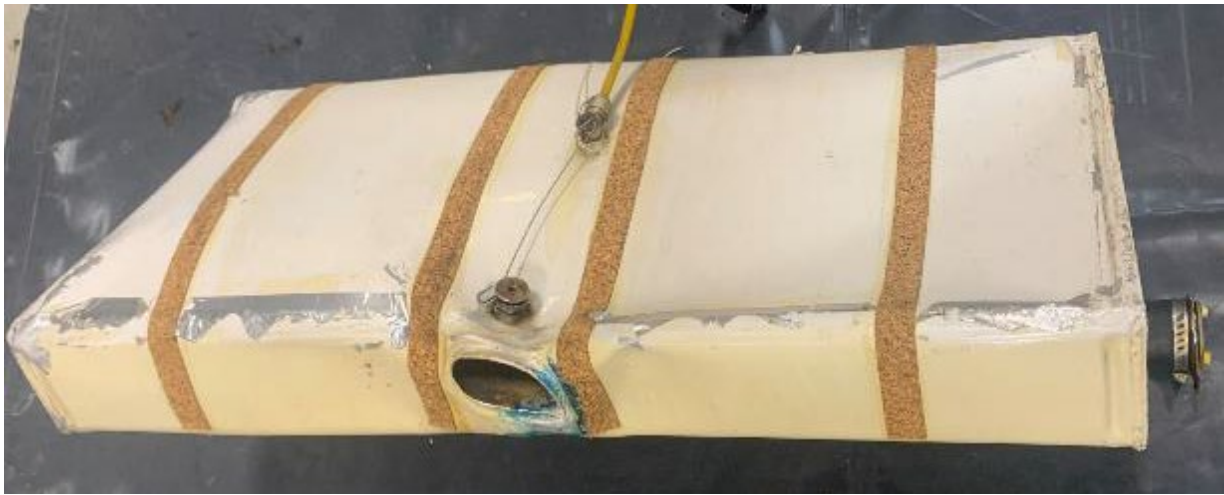


Figure 87 : teinte bleutée autour de la purge et sur sa partie arrière

Source : BEA

Un examen endoscopique de la surface interne du réservoir ne met pas en évidence de pollution, ni d'autre singularité.

L'orifice de sortie du réservoir est équipé d'une crépine. Cette dernière est intacte (Figure 88).



Crépine au droit de l'orifice de sortie

Figure 88 : aspect interne du réservoir arrière
Source : BEA

Afin de vérifier l'étanchéité du réservoir, 15 litres d'un mélange « eau + traceur de couleur rouge » ont été introduits dans le réservoir.

Il n'est pas noté de fuite au droit de l'orifice de purge.

Deux fuites sont en revanche notées dans des zones déformées, très probablement lors de la collision avec le sol :

- une fuite sur la partie arrière, dans une zone où la tôle est déformée et déchirée (Figure 89) ;
- une fuite dans un coin du réservoir (Figure 90).



Figure 89 : fuite sur la partie arrière du réservoir

Source : BEA



Figure 90 : fuite dans un coin du réservoir

Source : BEA

2.4.5. Sélecteur carburant

Le sélecteur est commandé par un levier de couleur jaune sur le tableau de bord. Aucune indication n'est notée sur le tableau de bord au droit de ce levier (Figure 91).



Figure 91 : commande du sélecteur carburant
Source : Photo remise au BEA par l'ancien propriétaire de l'avion



Figure 92 : détail de la commande du sélecteur carburant
Source : Photo remise au BEA par l'ancien propriétaire de l'avion

Ce levier est relié au sélecteur via un tube métallique. Ce sélecteur a trois positions, repérés par des numéros gravés sur le sélecteur lui-même :

- fermé ;
- réservoir avant ;
- réservoir arrière.

Sur l'épave, le sélecteur carburant n'était plus solidaire de la commande en cabine.

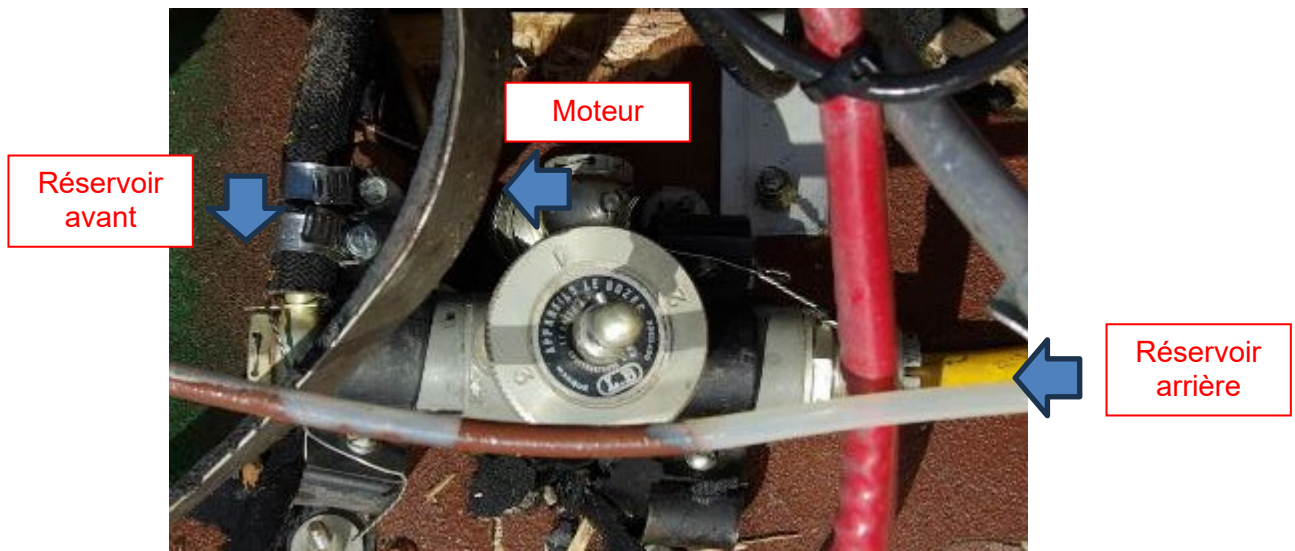


Figure 93 : position du sélecteur carburant sur l'épave

Source : BEA

La tige métallique entre la commande en cabine et le sélecteur est déformée. L'extrémité de la tige métallique, normalement en liaison avec le sélecteur, est déformée et rompue de façon brutale (conséquence de l'accident). Il est impossible d'en déduire une position lors de la collision avec le sol (Figure 94).

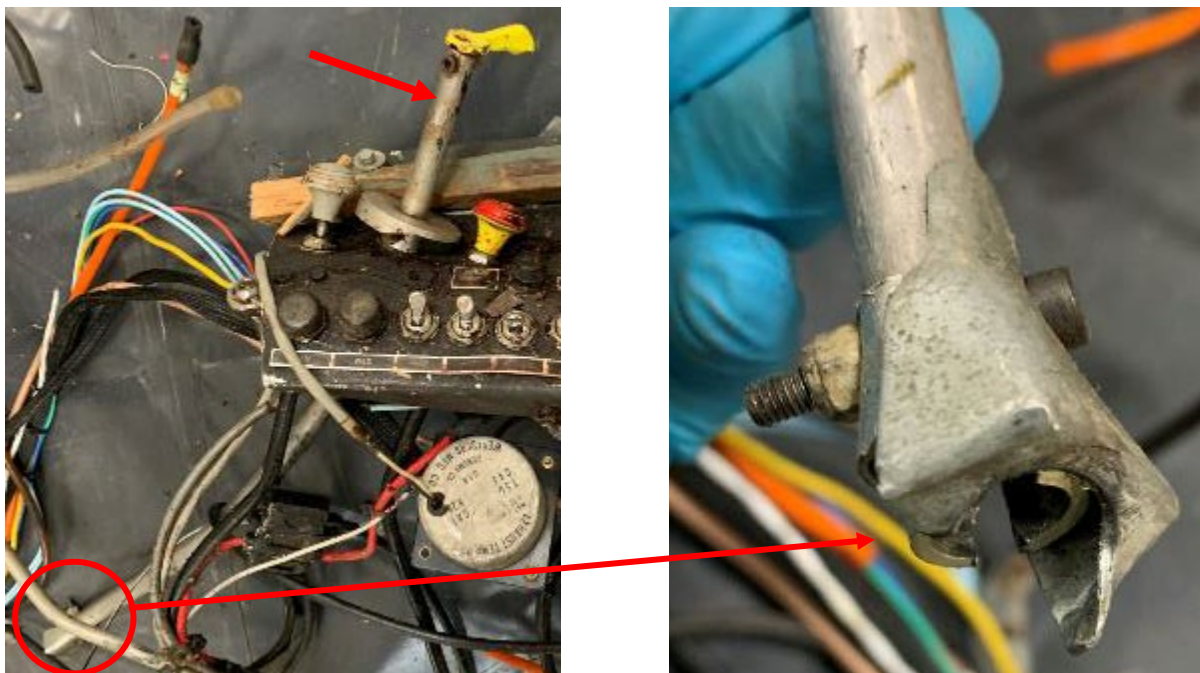


Figure 94 : commande du sélecteur carburant

Source : BEA

Sur le sélecteur, l'axe est déformé en flexion (Figure 95 et Figure 96). Cette déformation est très probablement une conséquence de la collision avec le sol (cette déformation nécessite un effort important / il est impossible de redéformer l'axe manuellement). Cette déformation ne permet plus au sélecteur d'être positionné sur « réservoir arrière ».

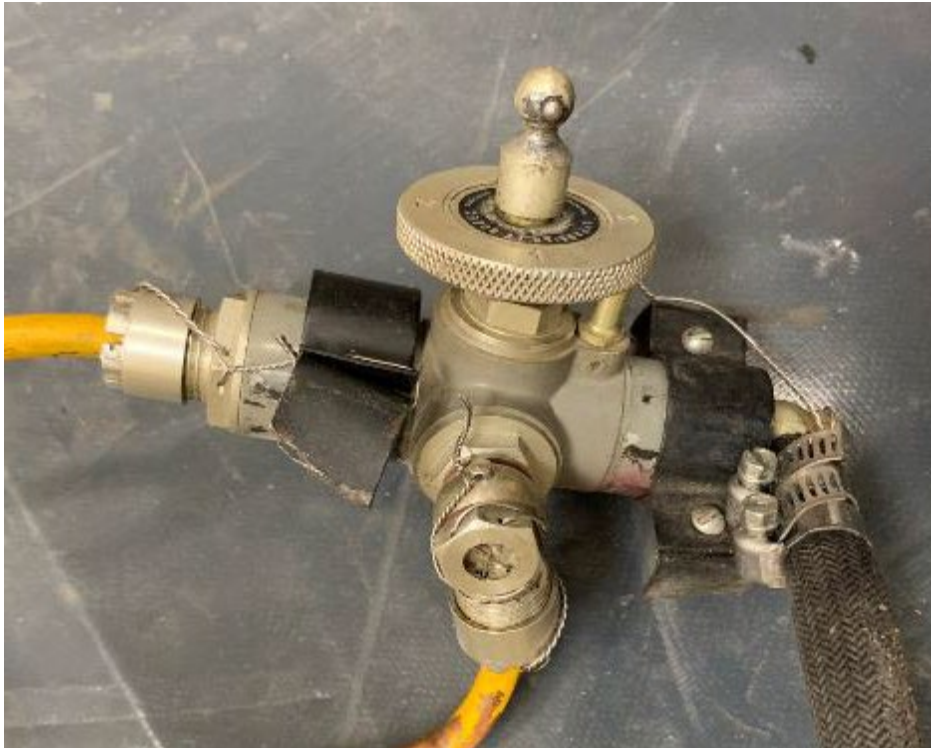


Figure 95 : sélecteur tel que déposé de l'épave par le BEA
Source : BEA



Figure 96 : axe du sélecteur déformé en flexion
Source : BEA

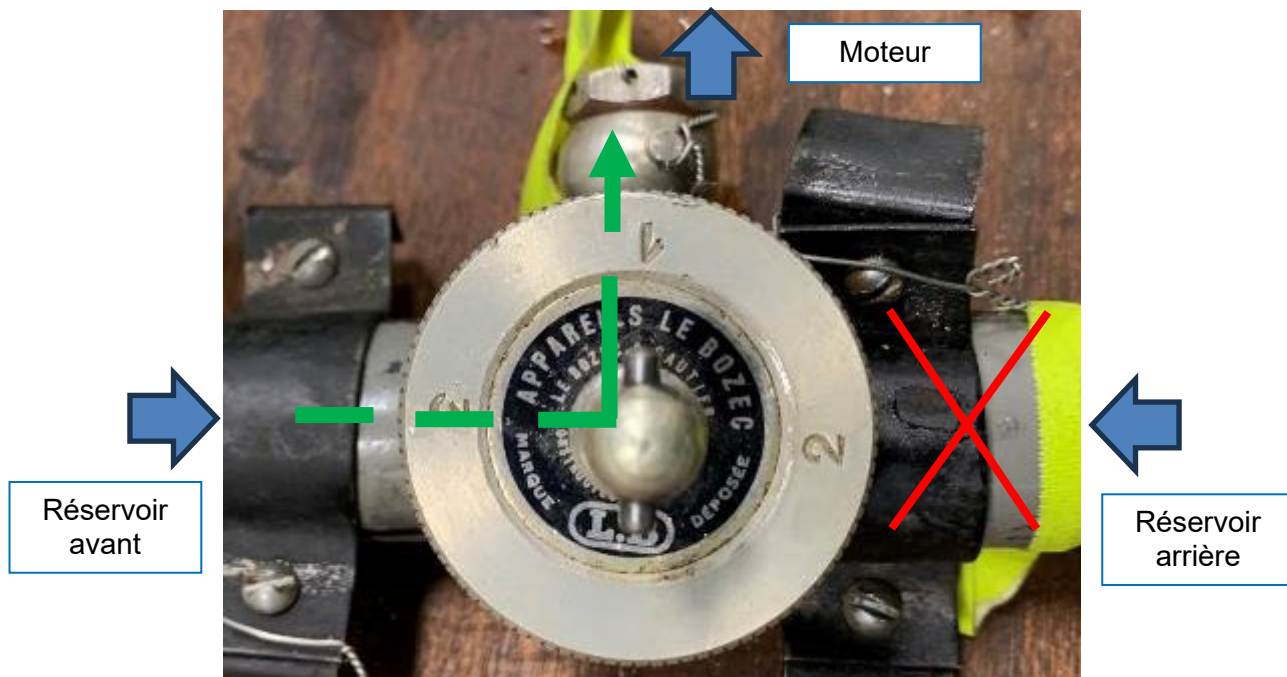


Figure 97 : position « réservoir avant » du sélecteur
Source : BEA

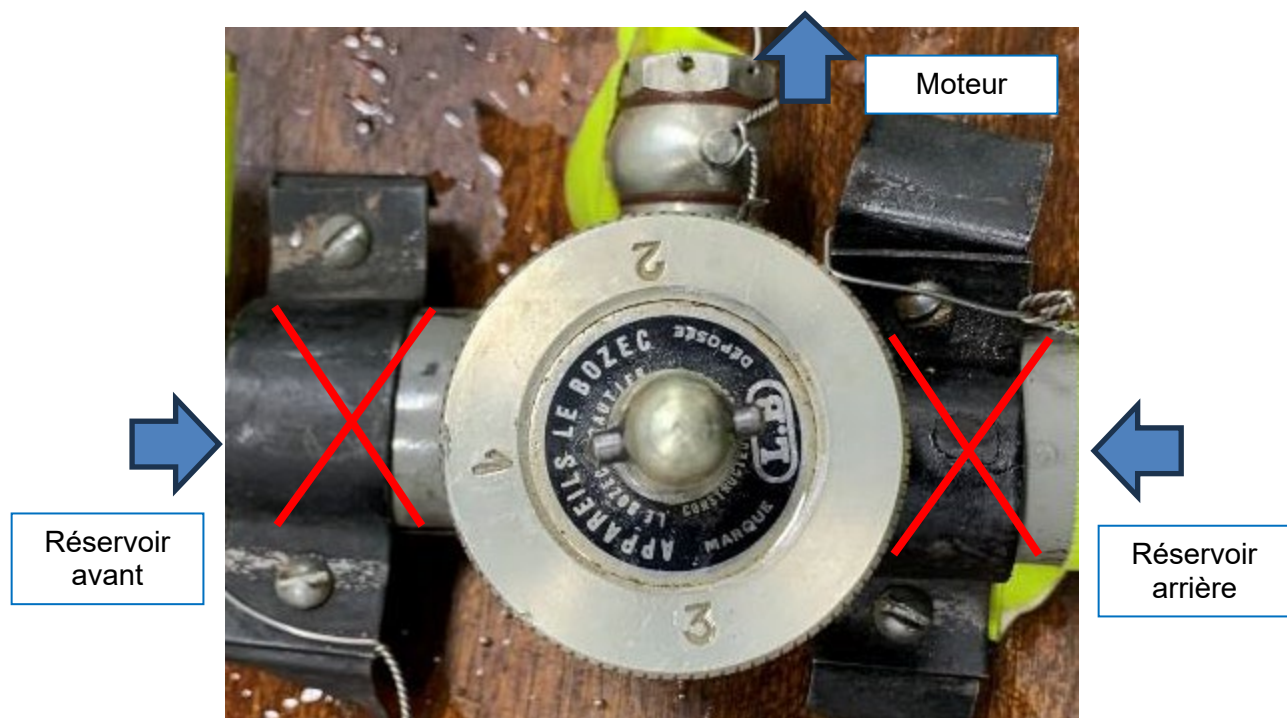


Figure 98 : position fermée du sélecteur
Source : BEA

En synthèse, le sélecteur a été retrouvé dans une position intermédiaire. La position la plus proche est la position « réservoir avant ».

2.4.6. Filtre décanteur

L'élément filtrant est en position et entier. Aucune pollution n'est identifiée (Figure 99).



Figure 99 : filtre
Source : BEA

2.4.7. Pompe électrique

La pompe présente un filtre. Aucune pollution n'est identifiée (Figure 100).

Le corps de la pompe présente de multiples petits enfoncements, très probablement consécutifs à la collision avec le sol.

La pompe a été testée. La pompe a été alimentée en carburant et électriquement via une alimentation de laboratoire (12,6 V). Il est noté que la pompe est « transparente » (le flux de carburant circule librement au travers de la pompe) lorsqu'elle n'est pas alimentée électriquement. Alimentée électriquement, la pompe n'est pas fonctionnelle.



Figure 100 : pompe électrique
Source : BEA

2.4.8. Pompe mécanique

La pompe a été arrachée du carter moteur. Son axe d'entraînement est rompu au droit de la pompe. Les cassures ont été examinées au moyen d'une loupe binoculaire. Les cassures présentent un aspect granuleux, sans indice d'endommagement préalable. L'axe d'entraînement s'est rompu de façon brutale, très probablement lors de l'impact avec le sol (Figure 101)⁸.

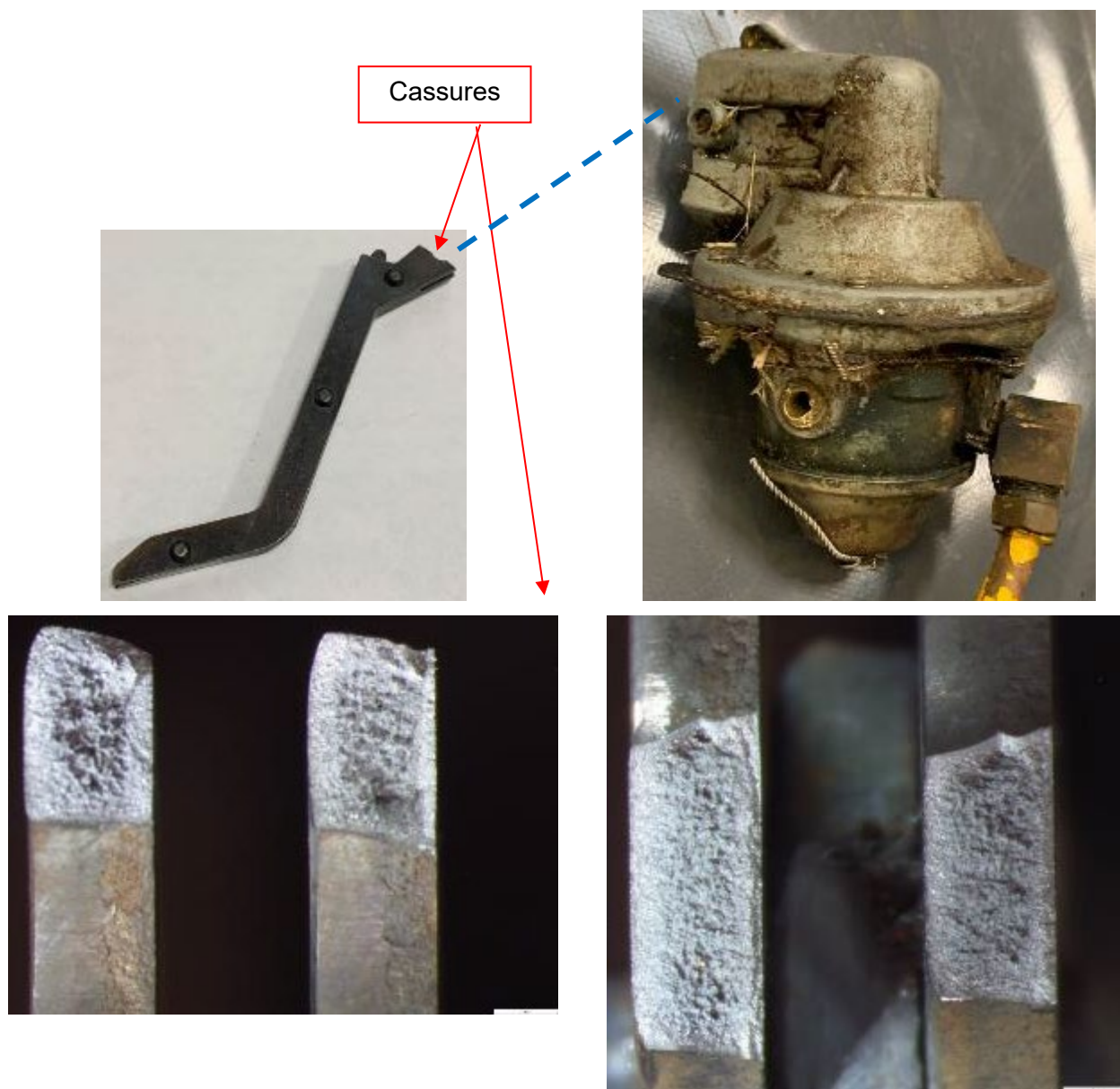


Figure 101 : rupture de l'axe d'entraînement de la pompe

Source : BEA

⁸ Le BEA ne possède pas de pompe de référence de ce type. La configuration normale de la pompe n'a donc pas pu être illustrée dans ce document.

En raison de la rupture de l'axe d'entraînement, la pompe n'a pas pu être testée. La pompe a donc été démontée (Figure 102). Les composants sont en position. Les membranes sont entières, non endommagées et souples. Aucune pollution n'est constatée.



Figure 102 : pompe démontée
Source : BEA

Un examen tomographique a également été réalisé sur la partie de la pompe comprenant son dispositif d'entraînement. Les images montrent la déformation du dispositif, consécutive à l'arrachement de la pompe du carter moteur. Le dispositif d'entraînement est entier.

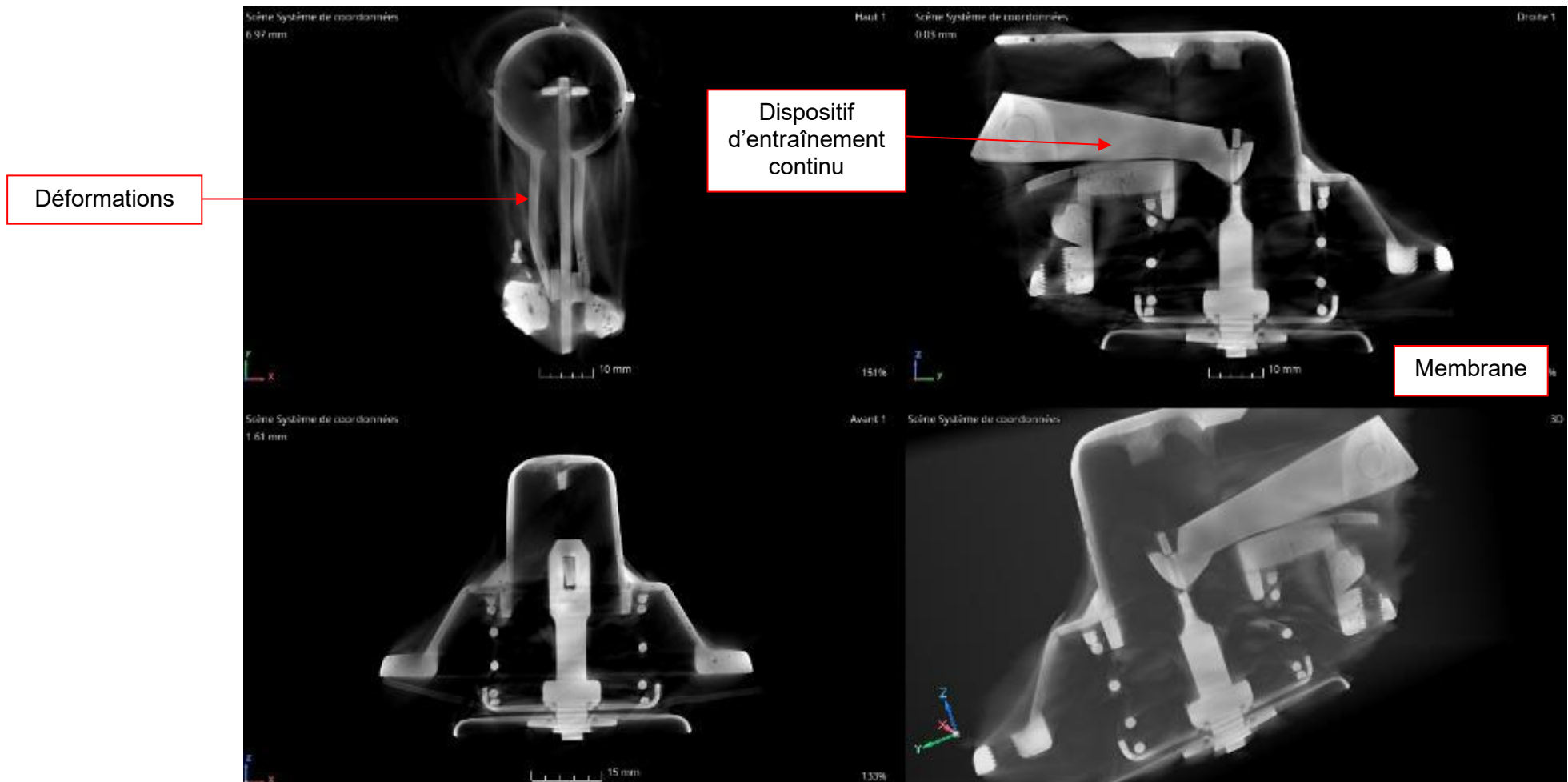


Figure 103 : examen tomographique du dispositif d'entraînement de la pompe
Source : BEA

2.4.9. Carburateur

La boîte à air a été découpée par le BEA afin de la séparer du carburateur.



Figure 104 : Boîte à air écrasée contre le carburateur

Source : BEA

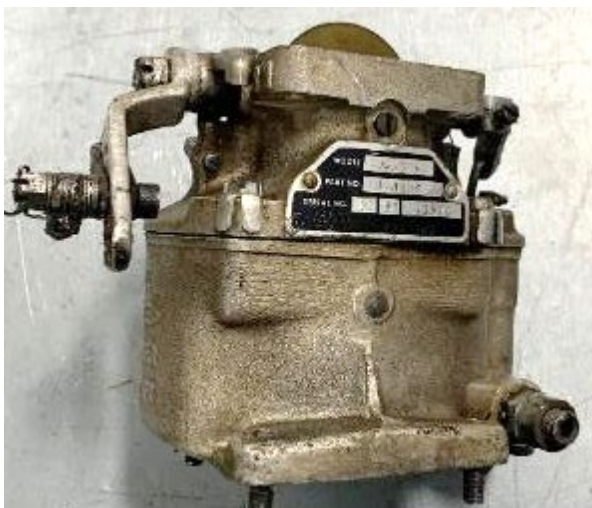


Figure 105 : carburateur

Source : BEA

Note relative au principe de fonctionnement d'un carburateur Marvel Schebler :

(Remarque : les schémas de principe proposés ci-dessous n'ont pas pour objectif de représenter exactement le carburateur du moteur F-BJOZ mais d'expliquer son principe de fonctionnement et ses principaux composants).

Extérieurement, le carburateur est composé de la sorte :

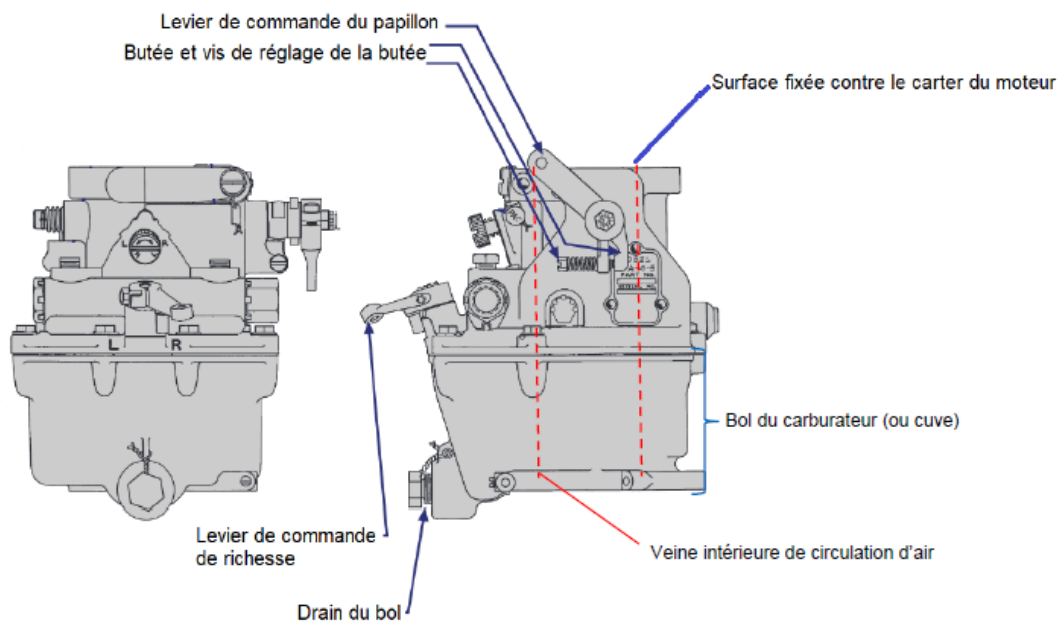


Figure 106 : schéma de principe de l'aspect externe d'un carburateur

Source : Extrait du manuel Precision Airmotive / Marvel Schebler, Révision 1, daté de 2002

Dans le bol, ce carburateur est équipé de deux flotteurs, reliés par une pièce métallique (Figure 107).

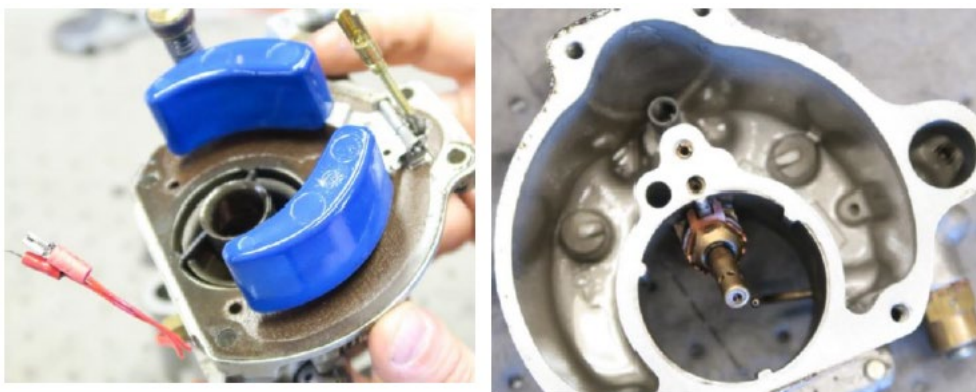


Figure 107 : les deux flotteurs à gauche et le bol à droite

Source : BEA

La veine dans laquelle circule l'air, puis le mélange air/carburant, est composée d'un venturi et d'une vanne à papillon en aval tels qu'illustrés sur le schéma en figure suivante.

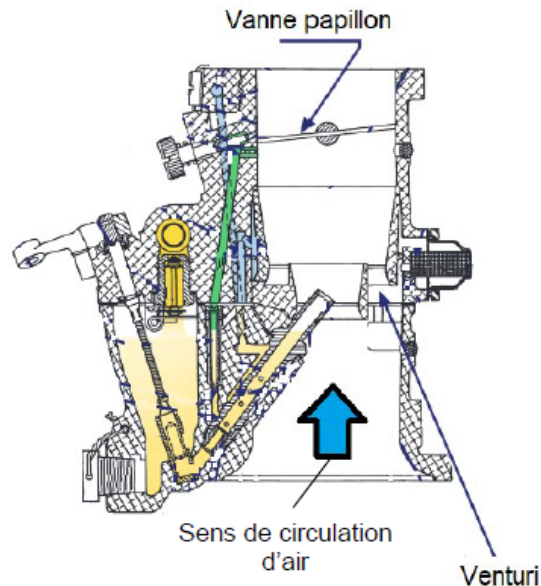


Figure 108 : schéma de principe en coupe du carburateur

Source : Extrait du manuel Precision Airmotive / Marvel Schebler, Révision 1, daté de 2002

Deux pressions s'exercent pour décharger le carburant contenu dans le bol du carburateur dans la veine du carburateur :

- la pression atmosphérique régnant au-dessus du niveau de carburant dans la chambre du bol et exerçant ainsi une force vers le bas sur le carburant à l'intérieur du bol ;
- une pression inférieure à la pression atmosphérique au droit du venturi dans la gorge du carburateur.

La pression différentielle résultante crée une action de poussée / traction sur le carburant. Le dosage correct du carburant est réalisé par le placement stratégique de la buse de décharge dans le tube venturi. Le venturi est situé dans le flux d'air d'admission au point de vitesse moyenne immédiatement en amont du papillon des gaz.

L'arrivée d'air à travers le corps de papillon sert à vaporiser le carburant et à le mélanger à l'air alors qu'il se dirige vers les entrées des cylindres. Ce mélange de carburant et d'air dans la gorge du carburateur aide à convertir une grande partie du carburant liquide en un état gazeux. La vitesse, l'efficacité et la puissance du moteur sont grandement influencées par la quantité et la nature de cette charge homogène. La qualité du flux d'air influe directement sur le dosage du carburant.

Le circuit carburant se décompose en deux parties :

- le circuit principal associé à la buse de décharge principale ;
- le circuit de ralenti.

Au ralenti et jusqu'à des régimes faibles, l'injecteur principal a peu ou pas de carburant qui le traverse. En effet, la vanne à papillon est presque fermée et le flux d'air est faible. À ce stade, le carburant est aspiré dans le tube de purge de ralenti dans le bol, puis à travers le canal d'émulsion de ralenti vers les injecteurs de ralenti situés au droit de la vanne à papillon. Lorsque cette dernière est ouverte, l'aspiration à l'ouverture d'alimentation en carburant au ralenti diminue et le jet principal prend entièrement le relais. Les divers injecteurs de ralenti en ligne aident à la transition en douceur du ralenti à la pleine puissance (Figure 109).

Toute ouverture soudaine de la vanne à papillon entraîne un décalage entre le moment où le circuit de ralenti cesse de fonctionner et le gicleur principal prend le relais. En effet, il n'y a pas suffisamment d'air qui coule dans la veine du carburateur pour aspirer le carburant de la buse de décharge principale en plus du carburant aspiré dans le circuit de ralenti. Une pompe accélératrice est alors utilisée pour compenser ce retard et éliminer les mélanges pauvres temporaires. Cette pompe accélératrice est liée mécaniquement à la commande de la vanne à papillon et décharge le carburant à travers un tube attenant à la buse principale.

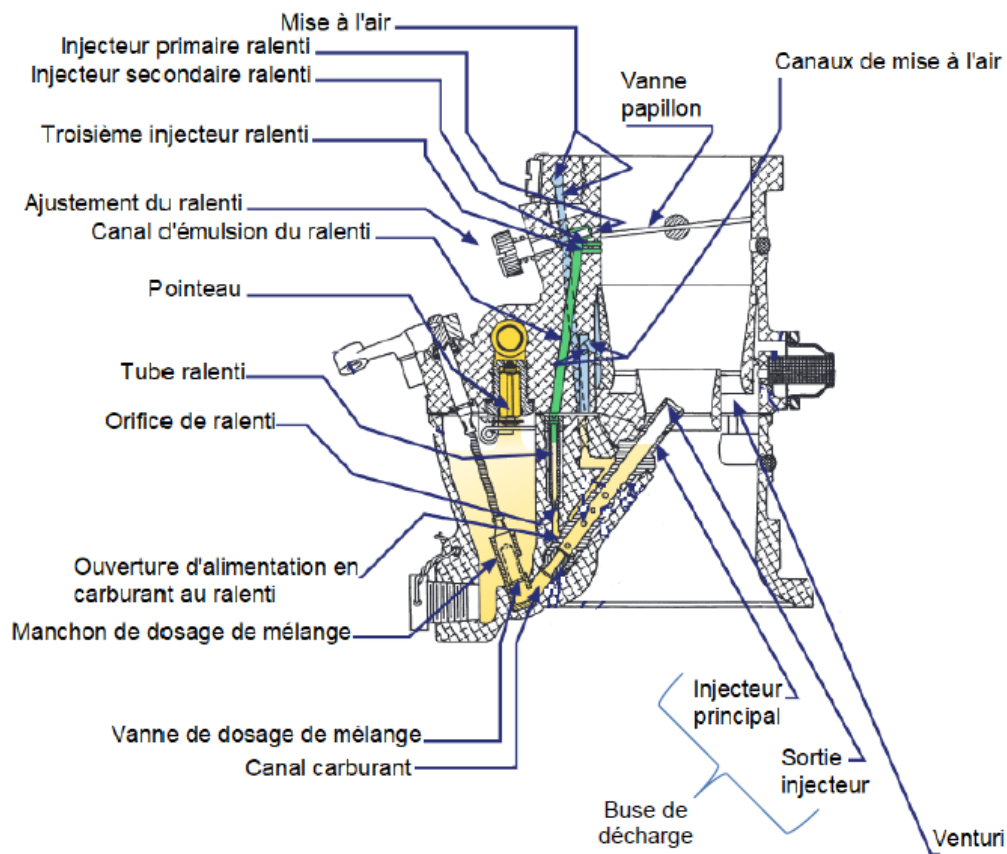


Figure 109 : schéma de principe en coupe du carburateur
Source : Extrait du manuel Precision Airmotive / Marvel Schebler, Révision 1, daté de 2002

Le carburateur est entier. Il est noté que son conduit équipé du venturi présente un dépôt de suie noire significatif (Figure 110).



Figure 110 : présence significative de suie noire dans le canal du carburateur

Source : BEA

Le carburateur est équipé de deux leviers de commande : le levier de commande du papillon des gaz et le levier de commande de la richesse. Ces deux leviers sont libres de butée à butée.

Le levier de commande du papillon des gaz est relié aux commandes en cabine (deux commandes) par deux liaisons rigides. Les deux commandes sont rompues au droit de la fixation sur le levier du carburateur. Les deux cassures présentent un faciès granuleux, sans indice d'endommagement préalable. Il est noté, au droit de chaque cassure, une déformation plastique significative. Les deux commandes se sont rompues de façon brutale, très lors de la collision avec le sol (Figure 111).



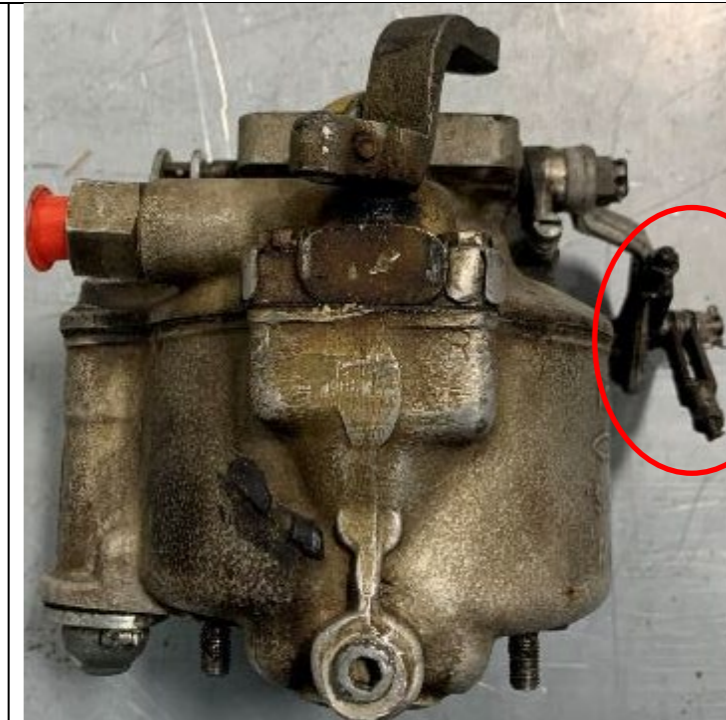
Commandes en cabine

Source : Photo remise au BEA par l'ancien propriétaire de l'avion



Commandes en cabine

Commandes rompues



Commandes rompues



Figure 111 : commandes du papillon des gaz du carburateur
Source : BEA

Un test d'étanchéité de la cuve du carburateur a été réalisé sur un banc dédié dans un atelier de maintenance partenaire du BEA. Cette vérification consiste à alimenter en carburant la cuve du carburateur et de vérifier que l'alimentation de la cuve se coupe lorsque le niveau spécifié est atteint, avant le débordement de la cuve.

Lors de ce test, il est noté que le niveau de cuve est très élevé (anormalement élevé), proche du joint. Aucune fuite, ni débordement, n'ont toutefois été constatés, même en maintenant longtemps la pression carburant à 6 PSI.

Le carburateur a ensuite été démonté et examiné. Les constats ont été les suivants (Figure 112) :

- aucune pollution n'a été identifiée ;
- le carburateur est équipé de flotteurs de couleur noire, modèle inconnu de l'atelier de maintenance partenaire du BEA ;
- le pointeau présente une marque très prononcée sur 360° ;
- la membrane de la pompe de reprise est constatée déchirée, cet endommagement n'est manifestement pas une conséquence de l'accident (déchirure donc préalable).

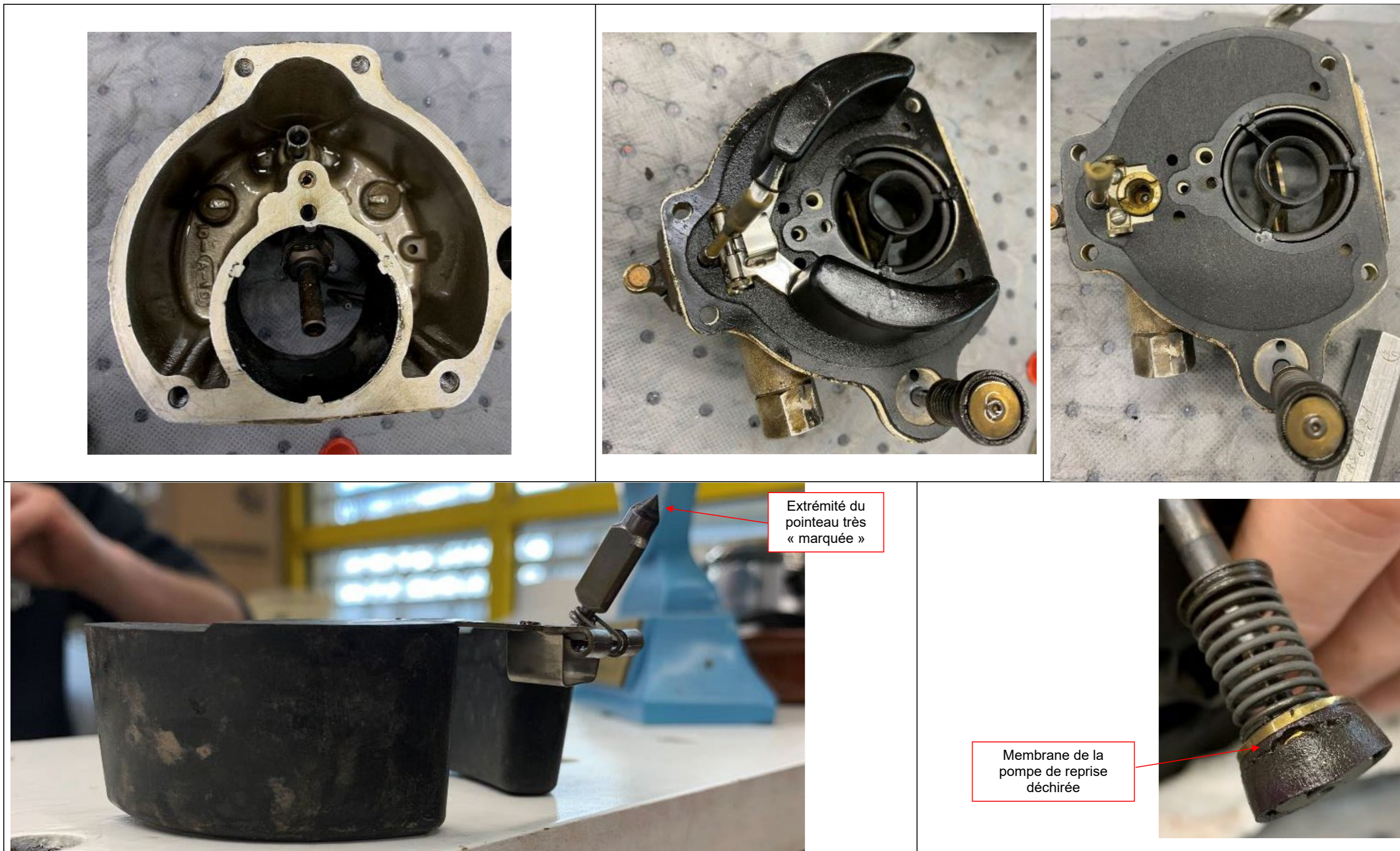


Figure 112 : carbureteur
Source : BEA

2.5. Examen de la planche de bord

La planche de bord est fortement déformée et rompue en plusieurs parties.



Figure 113 : planche de bord reconstituée
Source : BEA

La planche de bord est équipée de plusieurs fusibles et *breakers* ré-armables. Les fusibles sont intacts (Figure 116) et les *breakers* enfoncés (donc « passants », pour chaque breaker, la continuité aux bornes du composant a été vérifiée).



Figure 114 : breakers
Source : BEA

Le tableau comporte plusieurs voyants, sans libellé associé. Pour chaque voyant, l'ampoule a été examinée. Le filament est systématiquement continu (Figure 116).

Il est à noter que la planche de bord est équipée d'un voyant désigné « AVERT. DECROCHAGE », associé à un fusible. Le fusible est entier et continu. Le voyant est fonctionnel. Les câblages associés sont intacts.



Figure 115 : avertisseur de décrochage
Source : BEA

Derrière la planche de bord, aucune trace d'échauffement n'est identifiée sur les divers composants. Les conducteurs sont connectés aux divers composants.

Il est noté plusieurs points de regroupement de même potentiel électrique. Sur ces points, les connecteurs des divers conducteurs sont serrés (Figure 117). Il est aussi noté une reprise de masse, également serrée.

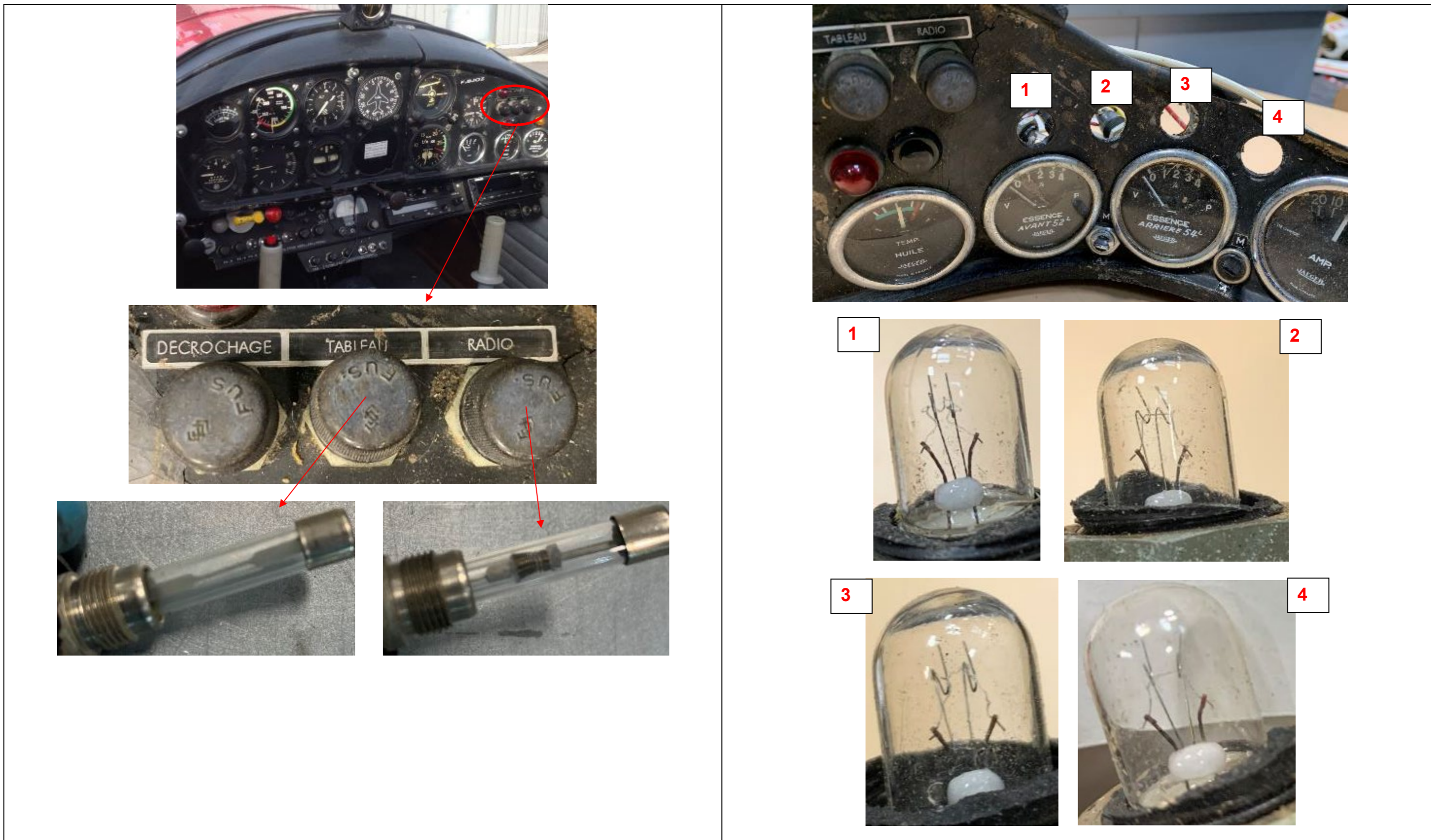


Figure 116 : fusibles et voyants du tableau de bord
Source : BEA

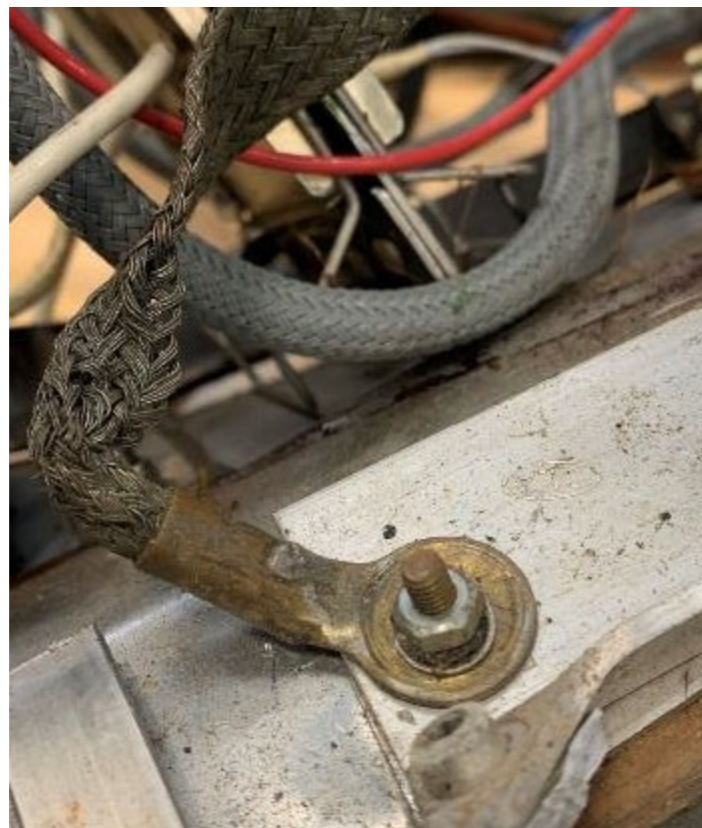


Figure 117 : points de potentiel électrique commun et reprise de masse
Source : BEA

Sur plusieurs conducteurs, il est noté la présence de cosses endommagées sur lesquelles de l'adhésif avait été positionné. Malgré l'état des cosses considérées, la continuité électrique était assurée.

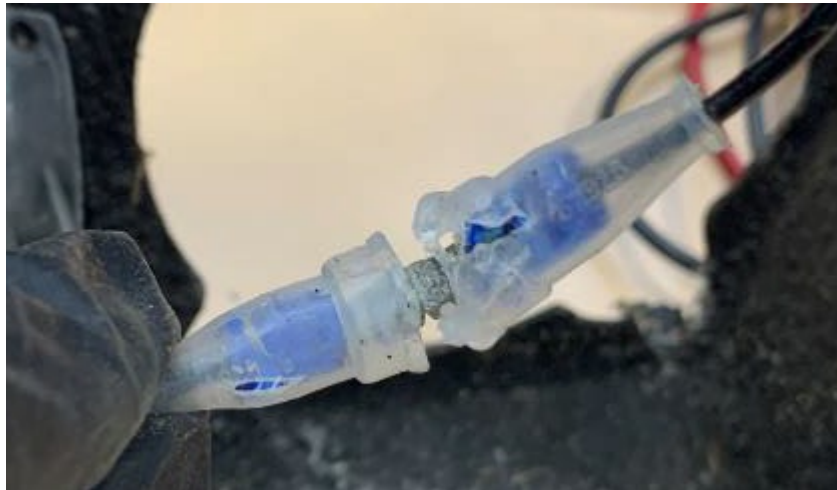


Figure 118 : cosses endommagées
Source : BEA

Parmi les composants du circuit, la fonctionnalité d'un certain nombre d'entre eux a déjà été indiquée précédemment. Les résultats sont rappelés ci-dessous :

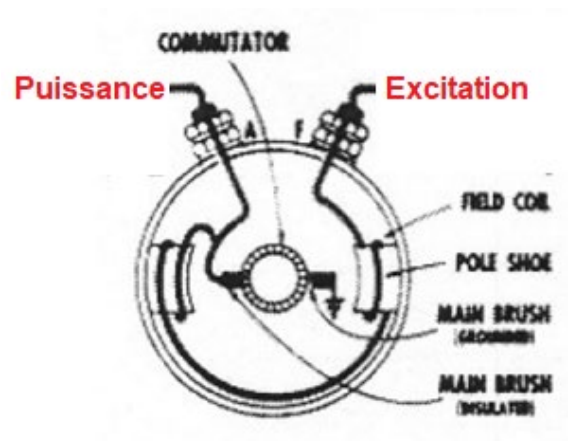
- la batterie était entière, une tension de 12,29 V avait été mesurée à ses bornes ;
- la pompe électrique carburant n'est pas fonctionnelle ;
- les deux magnétos sont fonctionnelles ;
- le sélecteur magnéto est fonctionnel.

Lors de l'extraction de l'épave du site de l'accident, de nombreux conducteurs ont été coupés par le BEA. Malgré ces coupures, et après un travail de reconstitution dans les locaux du BEA, il est établi que les conducteurs associés aux composants de « puissance » du circuit étaient continus avant l'accident.

La génératrice est une machine à courant continu. Ses références sont les suivantes :

Aero Electric Inc.
P/N 1101890RX
S/N A163624

Le schéma de principe de la machine est le suivant :



Cette génératrice est installée sur la table arrière du moteur.

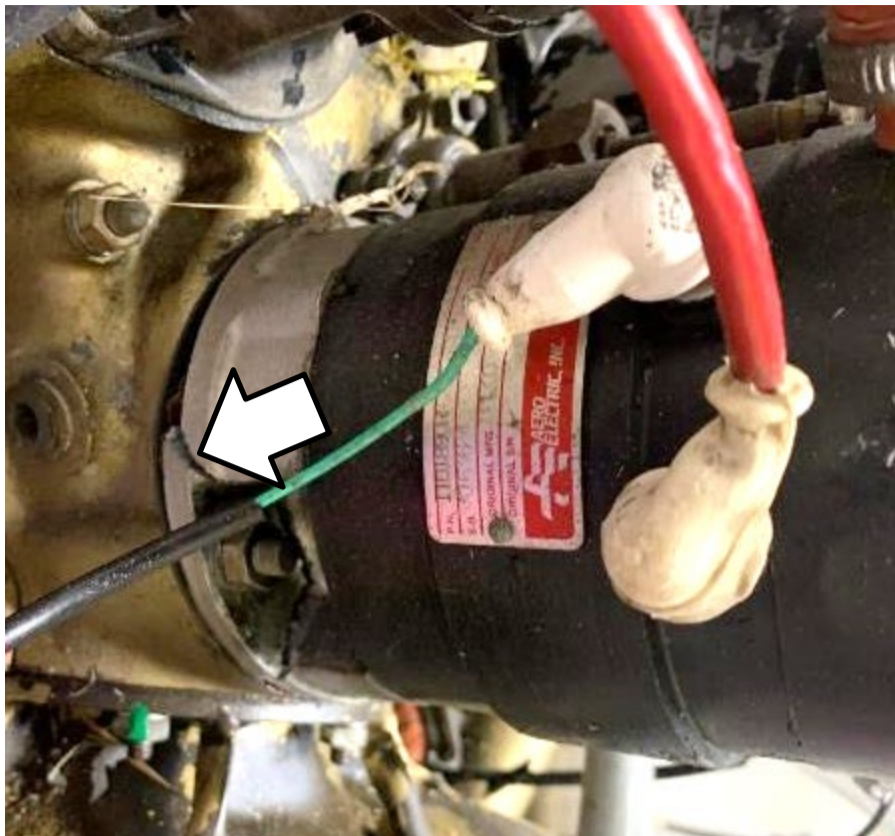
La bride de fixation de la génératrice est brisée (Figure 120). Le rotor est bloqué en rotation. Après des manipulations (gain d'un jeu mécanique supplémentaire), la rotation du rotor a été rétablie.

Le connecteur du circuit de puissance est endommagé, avec une déformation du carter associé.

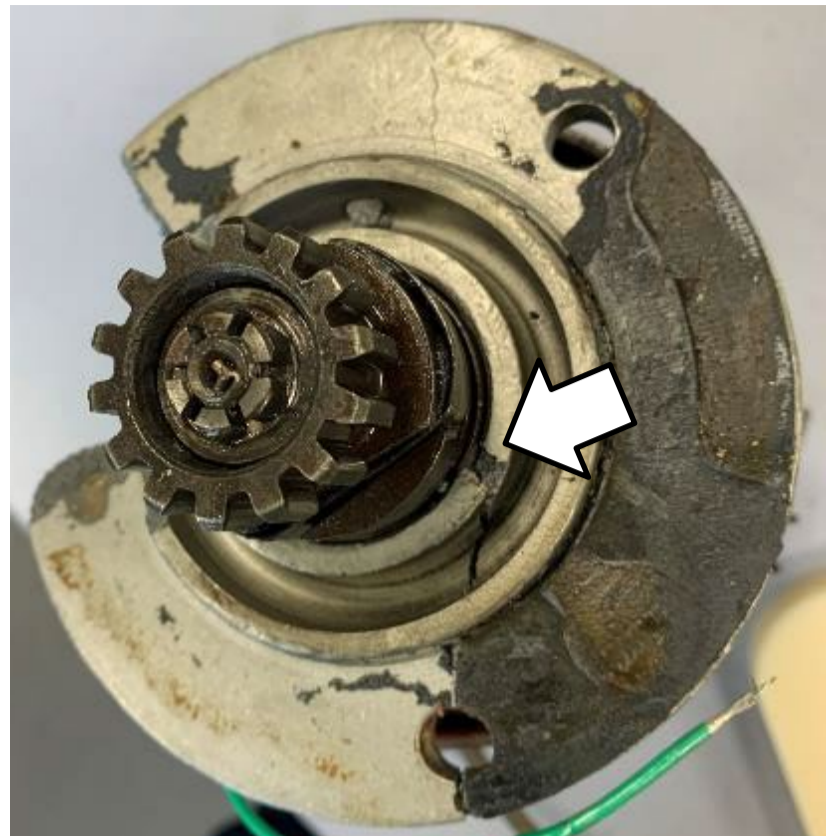
Avant de la tester, la génératrice a été ouverte pour un contrôle de chaque composant. Les constats sont les suivants (Figure 121) :

- sur le rotor, le collecteur est bien isolé du rotor ;
- sur le stator, les bobines sont continues ;
- Les bobines d'excitation sont également continues ;
- Les balais sont entiers, usés de façon dissymétrique, avec des contacts nominaux avec le collecteur.

Le test de la génératrice, à une vitesse de rotation maximale de 3 400 tr/min, n'a pas permis d'obtenir une tension supérieure à 10 V.



Génératrice sur la table arrière



Génératrice déposée du moteur



Endommagement du point de fixation de la sortie de puissance

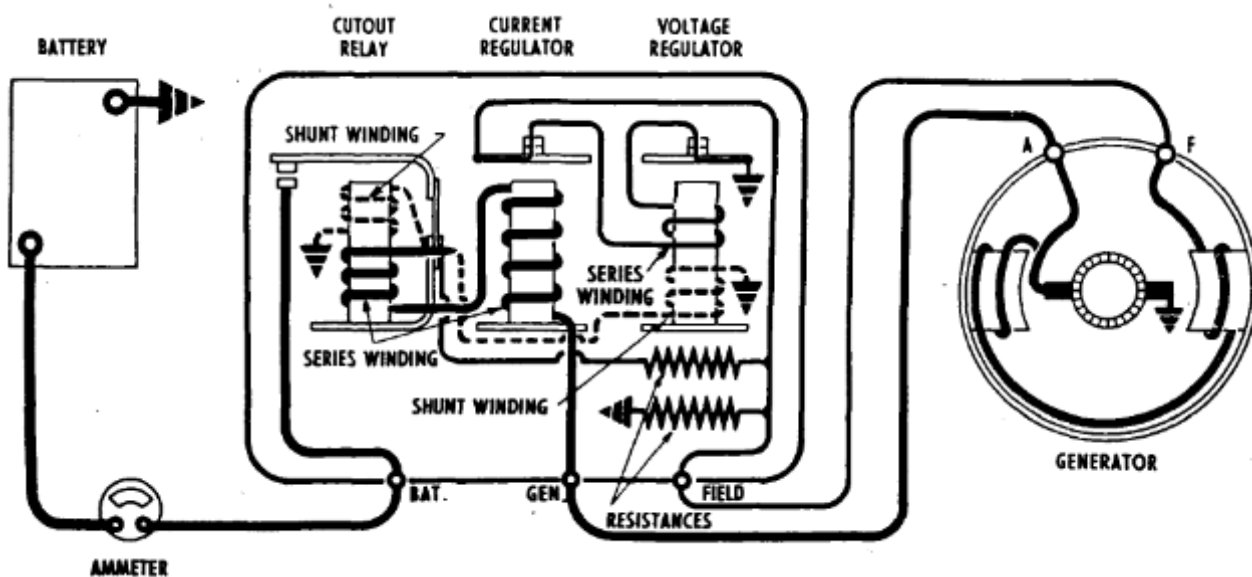
Figure 120 : aspect externe de la génératrice
Source : BEA



Figure 121 : composants de la génératrice
Source : BEA

Le régulateur électrique est un modèle DELCO REMY.

La documentation à disposition du BEA montre que ce régulateur présente la composition suivante et le câblage indiqué ci-dessous :



Source : DELCO REMY / Service Bulletin / Bulletin 1R-116A, Date 8-1-60

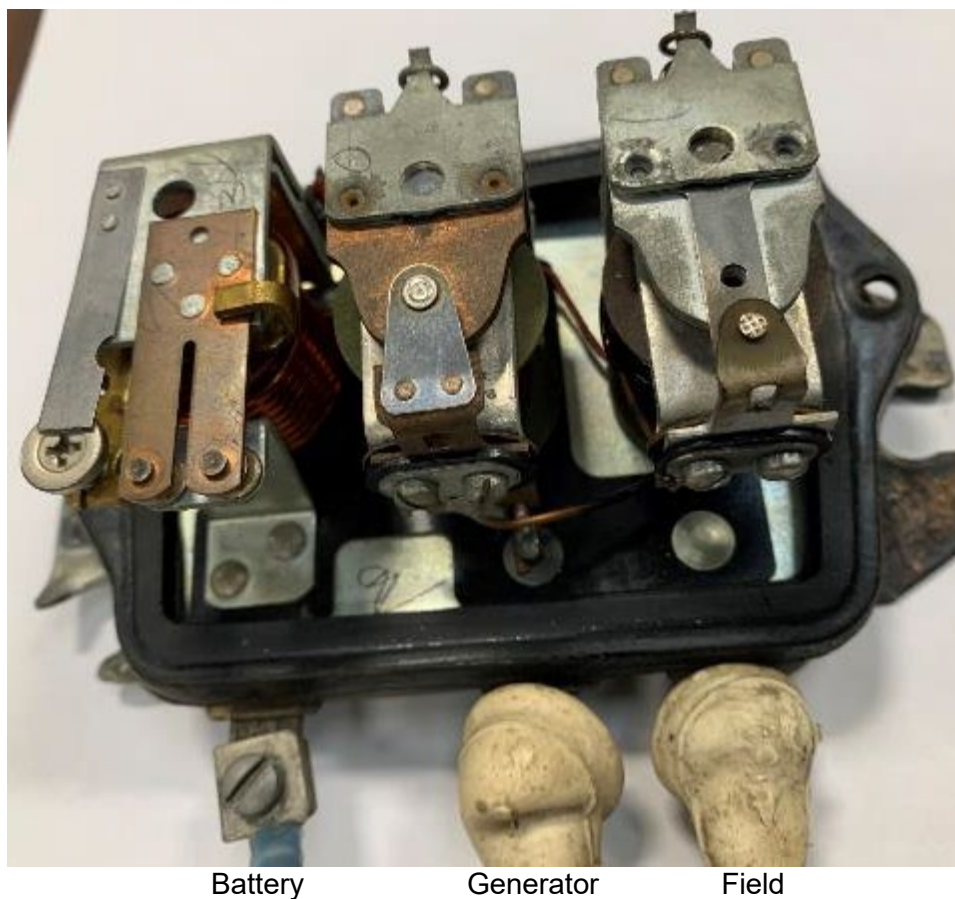


Figure 122 : régulateur électrique

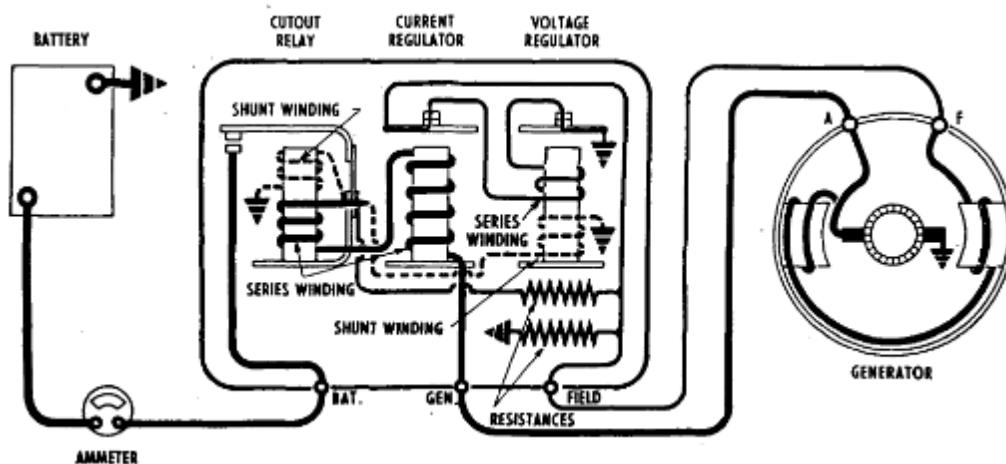
Source : BEA

Non alimenté, la continuité de chaque composant a été vérifiée avec un multimètre. Aucune discontinuité n'a été identifiée.

Note relative au fonctionnement du régulateur :

Sources utilisées : DELCO-REMY, SERVICE BULLETIN, Bulletin 1R-116A, Date : 8-1-60

Le régulateur considéré dans ce document est celui adapté lorsque le circuit d'excitation est isolé dans le générateur et mis à la masse dans le régulateur.



Le régulateur se compose :

- d'un relais de coupure (Cutout Relay) ;
- d'un régulateur de tension (Voltage Regulator) ;
- d'un régulateur de courant (Current Regulator).

Le **relais de coupure** ferme le circuit générateur-batterie lorsque la tension du générateur est suffisante pour charger la batterie, et l'ouvre lorsque le générateur ralentit ou s'arrête.

Le relais comporte deux enroulements : un enroulement série constitué de quelques spires de fil épais (représenté en trait épais plein) et un enroulement shunt constitué de nombreuses spires de fil fin (représenté en trait plus fin pointillé).

L'enroulement shunt est connecté aux bornes du générateur afin d'y être constamment soumis à la tension du générateur.

L'enroulement série est connecté en série avec le circuit de charge afin que toute la puissance du générateur le traverse.

Le noyau et les enroulements du relais sont assemblés dans un châssis. Une armature plate en acier est fixée au châssis par une charnière flexible de manière à être centrée juste au-dessus de l'extrémité du noyau. Les contacts de l'armature sont situés juste au-dessus des contacts fixes. Lorsque le générateur est à l'arrêt, les contacts de l'armature sont maintenus à distance des contacts fixes par la tension d'un ressort plat riveté sur le côté de l'armature.

Lorsque la tension du générateur atteint une valeur suffisante pour charger la batterie, le magnétisme induit par les enroulements du relais est suffisant pour attirer l'induit vers le noyau, fermant ainsi les contacts. Le circuit entre le générateur et la batterie est alors fermé. Le courant circulant du générateur vers la batterie traverse l'enroulement série de manière à renforcer le magnétisme qui maintient l'induit en place et les contacts fermés.

Lorsque le générateur ralentit ou s'arrête, le courant commence à circuler de la batterie vers le générateur. Ce courant inverse dans l'enroulement série provoque une inversion du champ magnétique de cet enroulement. Le champ magnétique de l'enroulement shunt ne s'inverse pas. Par conséquent, au lieu de s'entraider, les deux enroulements s'opposent désormais magnétiquement de sorte que le champ magnétique résultant devienne insuffisant pour maintenir l'induit en place. Le ressort plat éloigne l'induit du noyau, ce qui provoque l'écartement des contacts ; ceci ouvre le circuit entre le générateur et la batterie.

Le régulateur de tension est un dispositif limitant la tension qui empêche la tension du système de dépasser une valeur maximale spécifiée et protège ainsi la batterie et les autres équipements sensibles à la tension.

Le régulateur de tension comporte deux enroulements assemblés sur un seul noyau : un enroulement shunt constitué de nombreuses spires de fil fin (représenté en trait plus fin pointillé) shunté aux bornes du générateur, et un enroulement série de quelques spires de fil relativement épais (représenté en trait épais plein) connecté en série avec le circuit d'excitation du générateur lorsque les contacts du régulateur sont fermés.

Les enroulements et le noyau sont assemblés dans un châssis. Une armature plate en acier est fixée au châssis par une charnière flexible de manière à se trouver juste au-dessus de l'extrémité du noyau. L'armature comporte un contact situé juste en dessous d'un contact fixe. Lorsque le régulateur de tension est hors service, la tension d'un ressort spiral maintient l'armature à distance du noyau, de sorte que les contacts soient en contact et le circuit d'excitation du générateur est fermé à la masse par leur intermédiaire.

Lorsque la tension du générateur atteint la valeur pour laquelle le régulateur de tension est réglé, le champ magnétique produit par les deux enroulements (shunt et série) contre la force de rappel du ressort d'induit et attire l'induit vers le bas, de sorte que les contacts s'écartent. Ceci insère une résistance dans le circuit d'excitation du générateur, ce qui réduit le courant et la tension d'excitation.

La réduction de la tension du générateur diminue le champ magnétique de l'enroulement shunt du régulateur. De plus, l'ouverture des contacts du régulateur ouvre le circuit de l'enroulement série, provoquant l'effondrement complet de son champ magnétique. Par conséquent, le champ magnétique est suffisamment réduit, pour permettre au ressort spiral d'éloigner l'induit du noyau, de sorte que les contacts se referment. Ceci met directement à la masse le circuit d'excitation du générateur, ce qui augmente la tension et la puissance de sortie. Ce cycle se répète à une fréquence de 50 à 200 fois par seconde, régulant la tension à une valeur prédéterminée. La tension étant ainsi limitée, le générateur fournit des quantités variables de courant pour s'adapter aux différents états de charge de la batterie et à la charge électrique.

Le régulateur de courant est un dispositif limitant le courant de sortie du générateur afin qu'il ne dépasse pas sa valeur maximale nominale.

Le régulateur de courant possède un enroulement série de quelques spires de fil épais qui transporte toute la puissance de sortie du générateur.

Le noyau de l'enroulement est assemblé dans un cadre. Une charnière plate en acier est positionnée juste au-dessus du noyau. L'induit possède un point de contact situé juste en dessous d'un point de contact fixe. Lorsque le régulateur de courant est à l'arrêt, le talon d'un ressort spiral maintient l'induit éloigné du noyau, de sorte que les points de contact soient en contact. Dans cette position, le circuit d'excitation du générateur est fermé à la masse par l'intermédiaire des points de contact du régulateur de courant, en série avec ceux du régulateur de tension.

Lorsque la demande de charge est importante, la tension peut ne pas atteindre une valeur suffisante pour déclencher le régulateur de tension. Par conséquent, la puissance de sortie du générateur continuera d'augmenter jusqu'à ce que celui-ci atteigne son courant nominal maximal. Il s'agit de la valeur actuelle pour laquelle le régulateur de courant est réglé. Par conséquent, lorsque le générateur atteint sa puissance nominale, cette sortie, circulant dans l'enroulement du régulateur de courant, crée un magnétisme suffisant pour abaisser l'armature du régulateur de courant et ouvrir les contacts. Les contacts étant ouverts, une résistance est insérée dans le circuit d'excitation du générateur, ce qui réduit la puissance du générateur. Dès que la puissance du générateur commence à diminuer, le champ magnétique de l'enroulement du régulateur de courant diminue, la tension du ressort spiral tire l'armature vers le haut, les contacts se ferment et relie directement l'excitation du générateur à la masse. La puissance augmente et le cycle ci-dessus se répète. Ce cycle se poursuit tant que le régulateur de courant fonctionne, empêchant le générateur de dépasser sa puissance maximale nominale.

Lorsque la charge électrique diminue, la tension augmente, ce qui déclenche le régulateur de tension et réduit progressivement la puissance du générateur. Le régulateur de courant est alors désactivé. Soit le régulateur de tension, soit le régulateur de courant, fonctionne à un instant donné ; les deux ne fonctionnent pas en même temps.

Les circuits régulateurs de courant et de tension utilisent une résistance commune insérée dans le circuit d'excitation lorsque le régulateur de courant ou de tension fonctionne. Une seconde résistance (pas toujours présente) est connectée entre la borne d'excitation du régulateur et le cadre du relais de coupure, la plaçant ainsi en parallèle avec les bobines d'excitation du générateur. La réduction brutale du courant d'excitation, survenant lors de l'ouverture des contacts du régulateur de courant ou de tension, s'accompagne d'une surtension induite dans les bobines d'excitation, due à la variation de l'intensité du champ magnétique. Ces surtensions sont partiellement dissipées par les deux résistances, empêchant ainsi un arc électrique excessif aux contacts.

Le relais de coupure est fonctionnel. Sa fermeture est effective pour une tension de 14,5 V (tension normalement délivrée par le générateur). Le relais se réouvre à une tension de 11,2 V.

Le régulateur de courant est fonctionnel. En cas de courant excessif (la valeur n'a pas pu être définie, pour réaliser ce type de test, des résistances de charge sont nécessaires, non détenues par le BEA), les contacts du régulateur de courant s'ouvrent.

Concernant le régulateur de tension, il est noté que la force du ressort de rappel du contact est très élevée (ce tarage est réglable par une vis de réglage). Avec cette force, les contacts du régulateur n'ont jamais pu être ouverts. Il est également noté que le jeu entre les contacts est très faible. En limitant la force du ressort de rappel, il a été constaté que le contact peut être ouvert.

En conclusion, le régulateur semble fonctionnel, à l'exception du régulateur de tension dont le tarage excessif du ressort ne permet pas l'ouverture des contacts en cas de surtension.

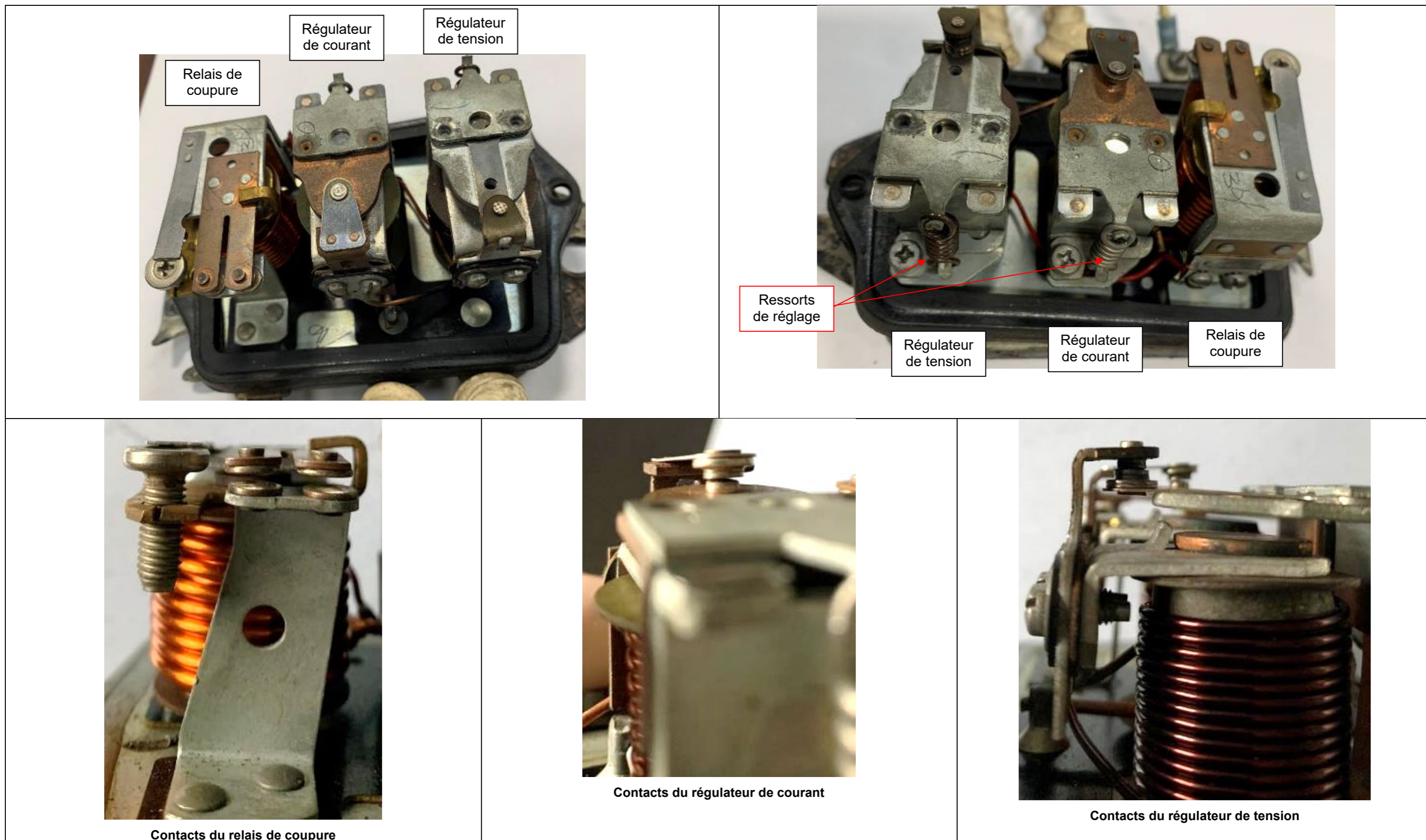


Figure 123 : régulateur électrique
Source : BEA

La liaison électrique entre le régulateur et le circuit est réalisée au travers d'un filtre. La continuité électrique est assurée au travers de ce filtre.

2.7. Analyse carburant

2.7.1. Quantité de carburant analysée

Environ deux litres de carburant ont été analysés, prélevés dans le réservoir arrière de l'avion, répartis dans six flacons de prélèvement en alliage d'aluminium.

2.7.2. Carburant attendu pour cette application

Pour cette application, le carburant spécifié est l'AVGAS 100 LL.

2.7.3. Contexte des analyses physico-chimiques

Pour la réalisation de ces analyses, le BEA fait appel à un laboratoire spécialisé. Les résultats sont transmis et interprétés par le BEA.

2.7.4. Précisions sur la durée entre les prélèvements et les analyses physico-chimiques réalisées sur ces prélèvements

L'accident est survenu le **5 juillet 2025**.

Les prélèvements de carburant ont été réalisés par les personnels du BEA, le **15 juillet 2025**.

Les prélèvements de carburant ont été ramenés dans les locaux du BEA et conditionnés au froid (enceinte froide spécifique, température de 5 °C) le **17 juillet 2025**.

Les prélèvements ont été réceptionnés par le laboratoire d'analyse le **6 août 2025**.

2.7.5. Caractéristiques physico-chimiques du carburant AVGAS 100 LL

Les principales caractéristiques physico-chimiques du carburant AVGAS 100LL sont spécifiées dans la norme **ASTM D910-24** (dernière version en vigueur). Les extraits de cette norme sont présentés ci-dessous.

D910 – 24

TABLE 1 Detailed Requirements for Leaded Aviation Gasolines^A

Property		Grade 100VLL	Grade 100LL	Grade 100	ASTM Test Method ^B
COMBUSTION					
Net heat of combustion, MJ/kg ^C	min	43.5	43.5	43.5	D4529 or D3338
Octane Rating					
Knock value, lean mixture ^D					
Motor Octane Number	min	99.6	99.6	99.6	D2700
Aviation Lean Rating	min	100.0	100.0	100.0	D2700
Knock value, rich mixture					
Octane number	min				D909
Performance number ^{E,F}	min	130.0	130.0	130.0	D909
COMPOSITION					
Sulfur, mass percent	max	0.05	0.05	0.05	D1266, D2622, or D5453
Tetraethyl lead^G					
TEL, mL/L	min	0.27	0.27	0.27	D5059 or IP 270
	max	0.43	0.53	1.06	
Pb, g/L	min	0.28	0.28	0.28	
	max	0.45	0.56	1.12	
Color					
Dye content ^H , mg/L					
Blue dye	max	2.7	2.7	2.7	
Yellow dye	max	none	none	2.8	
Requirements for All Grades					
VOLATILITY					
Vapor pressure, 38 °C, kPa	min		38.0		D323 or D5191 ^I
	max		49.0		
Density at 15 °C, kg/m ³			Report		D1298 or D4052
Distillation, °C					
Initial boiling point			Report		D86
Fuel Evaporated					
10 volume percent at °C	max		75		
40 volume percent at °C	min		75		
50 volume percent at °C	max		105		
90 volume percent at °C	max		135		
Final boiling point	max		170		
Sum of 10 % + 50 % evaporated temperatures	min		135		
Recovery volume percent	min		97		
Residue volume percent	max		1.5		
Loss volume percent	max		1.5		
FLUIDITY					
Freezing point, °C	max		-58 ^J		D2386
CORROSION					
Copper strip, 2 h at 100 °C	max		No. 1		D130
CONTAMINANTS					
Oxidation stability, mg/100 mL (5 h aging) ^{K,L}					D873
Potential gum	max		6		
Lead precipitate	max		3		
Water reaction					D1094
Volume change, mL	max		±2		
OTHER					
Electrical conductivity, pS/m	max		600 ^M		D2624

^A For compliance of test results against the requirements of Table 1, see 7.2.

^B The test methods indicated in this table are referred to in Section 11.

^C For all grades use either Eq 1 or Table 1 in Test Method D4529 or Eq 2 in Test Method D3338. Test Method D4809 may be used as an alternative. In case of dispute, Test Method D4809 shall be used.

^D Both Motor Octane Number (MON) and Aviation Lean Mixture values shall be reported.

^E A performance number of 130.0 is equivalent to a knock value determined using iso-octane plus 0.34 mL TEL/L.

^F Knock ratings shall be reported to the nearest 0.1 octane/performance number.

^G Historically, market survey and test engine data have indicated that for ASTM D910 leaded aviation gasolines, tetraethyl lead concentration typically must exceed 0.28 g lead per litre (0.265 mL tetraethyl lead per litre) for Grades 100, 100LL, and 100VLL. Fuels containing substantially less lead may not satisfy the octane requirements of reciprocating spark ignition aviation engines while meeting the lean and rich mixture limits specified in Table 1.

^H The maximum dye concentrations shown do not include solvent in dyes supplied in liquid form.

^I Test Method D5191 shall be the reference vapor pressure method.

^J If no crystals have appeared on cooling to -58 °C, the freezing point may be reported as less than -58 °C.

^K If mutually agreed upon between the purchaser and the supplier, a 16 h aging gum requirement may be specified instead of the 5 h aging gum test; in such case the gum content shall not exceed 10 mg/100 mL and the visible lead precipitate shall not exceed 4 mg/100 mL. In such fuel the permissible antioxidant shall not exceed 24 mg/L.

^L Test Method D381 existent gum test can provide a means of detecting quality deterioration or contamination, or both, with heavier products following distribution from refinery to airport. Refer to X1.7.1.

^M Applies only when an electrical conductivity additive is used; when a customer specifies fuel containing conductivity additive, the following conductivity limits shall apply under the condition at point of use: Minimum 50 pS/m; Maximum 600 pS/m. The supplier shall report the amount of additive added.

Figure 124 : extrait de la norme ASTM D910-24

2.7.6. Analyses réalisées

Les analyses réalisées sont listées dans le tableau ci-dessous :

Analyses réalisées
Constats visuels (couleur, aspect, pollution) <i>Norme utilisée : Méthode interne au laboratoire</i>
Mesure de la teneur en eau <i>Norme utilisée : ISO 12937</i>
Mesure de la masse volumique à 15°C <i>Norme utilisée : ISO 12185</i>
Mesure de la pression de vapeur <i>Norme utilisée : EN13016-1</i>
Mesure de la teneur en plomb <i>Norme utilisée : EN 237</i>
Teneur en soufre <i>Norme utilisée : ISO 20846</i>
Teneur en gommes non lavées <i>Norme utilisée : ISO 6246</i>
Corrosion <i>Norme utilisée : ASTM D 130</i>
Distillation <i>Norme utilisée : ASTM D86</i>
Chromatographie gazeuse de type Piona <i>Norme utilisée : Méthode interne au laboratoire</i>
Spectrométrie infrarouge <i>Norme utilisée : Méthode interne au laboratoire</i>

2.7.7. Résultats des analyses physico-chimiques

Les résultats sont synthétisés dans le tableau ci-dessous. Lorsque la caractéristique ou la valeur mesurée est normale par rapport aux spécifications, cette valeur est surlignée en vert. Dans le cas contraire, la valeur est surlignée en rouge.

Deux valeurs ne sont pas conformes à celles précisées dans la norme relative au carburant AVGAS 100 LL: la pression de vapeur (écart d'environ 38 % par rapport à la valeur spécifiée) et une valeur de distillation (écart d'environ 17 % par rapport à la valeur spécifiée).

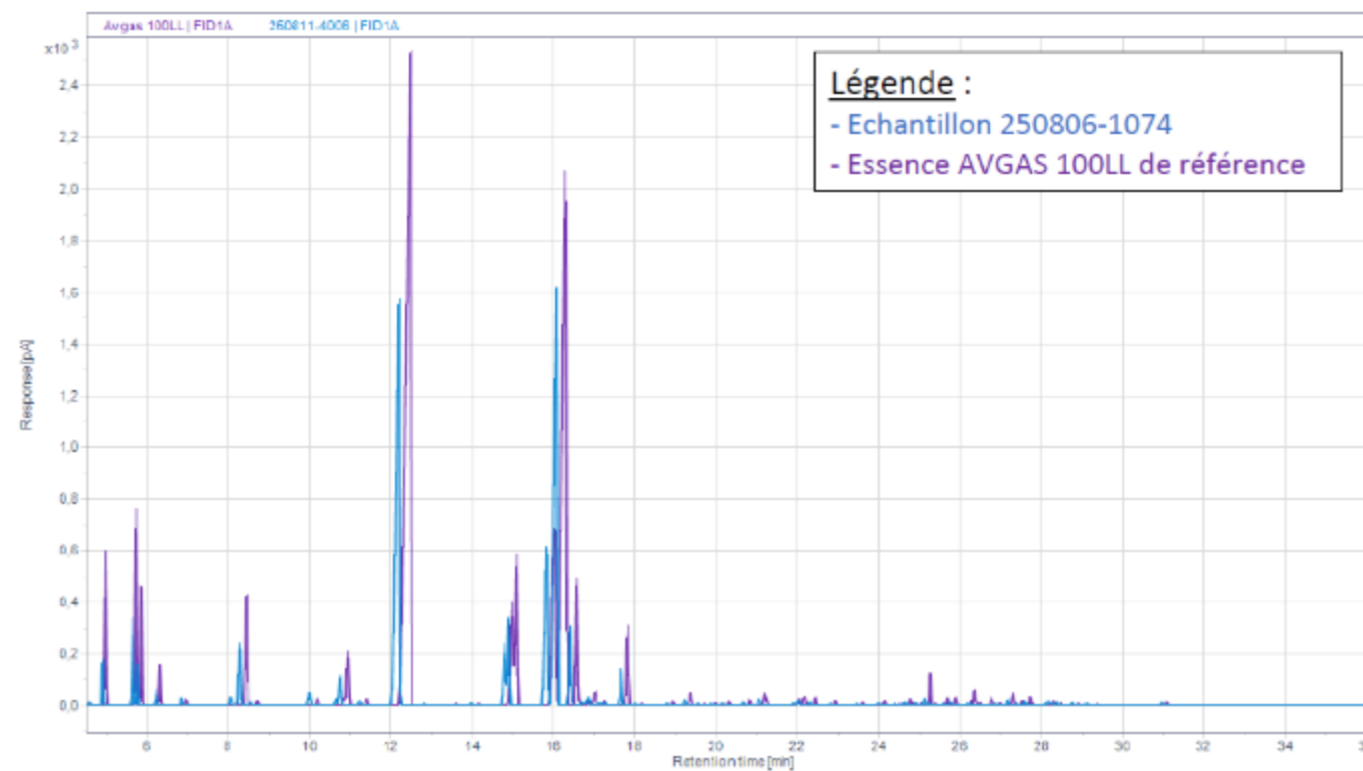
Une diminution de la pression de vapeur indique que le carburant a une volatilité réduite, pouvant entraîner une vaporisation du carburant dégradée. En théorie, la dégradation de cette caractéristique peut entraîner des difficultés de démarrage et un appauvrissement du mélange, non quantifiable par la seule réalisation d'analyses physico-chimiques. Pour déterminer exactement les conséquences de tels écarts sur le fonctionnement du moteur, seuls des essais pourraient apporter des réponses. De tels essais n'ont pas été menés⁹.

L'hypothèse que ces écarts soient dus à la dégradation du carburant entre l'accident et la date de prélèvement est peu en adéquation avec l'expérience du BEA sur ce type de carburant. Dans plusieurs enquêtes, il a pu être noté une perte partielle des fractions légères de l'hydrocarbure. De tels écarts n'avaient cependant pas encore été identifiés.

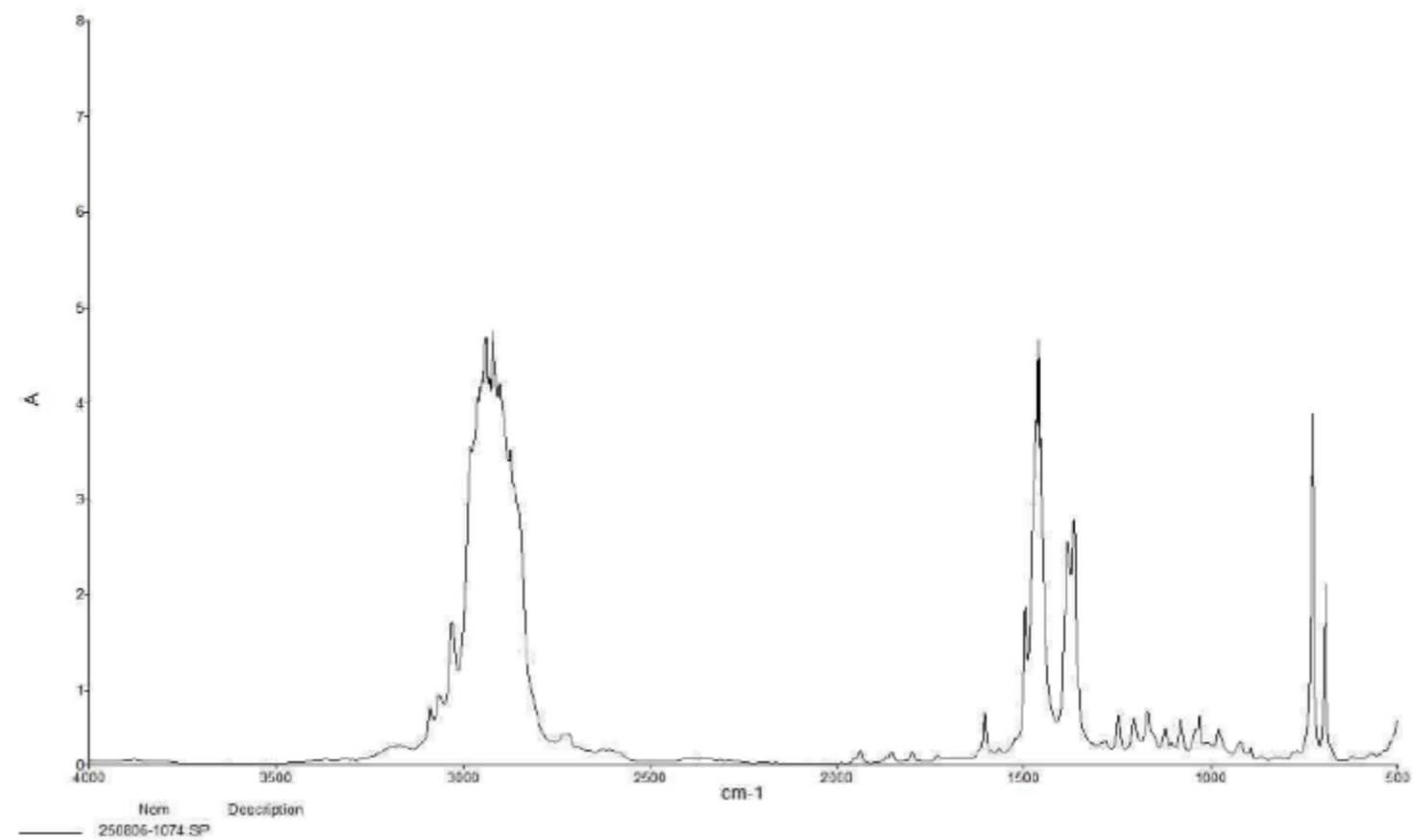
⁹ L'état du moteur ne permettait pas son test sur un banc d'essai dédié. Pour que de tels essais soient représentatifs, il aurait fallu tester ce type de carburant sur un moteur identique, avec les mêmes « usures » et singularités.

Analyses réalisées	Récupéré par le pistolet d'avitaillement du fût d'avitaillement
Constats visuels (couleur, aspect, pollution) <i>Norme : Méthode interne au laboratoire</i> Nombre de phases constatées Couleur Aspect Pollution solide	1 Bleu clair Limpide Non
Mesure de la teneur en eau <i>Norme : ISO 12937</i>	70 mg/kg
Mesure de la masse volumique à 15°C <i>Norme : ISO 12185</i>	732 kg/m ³
Mesure de la pression de vapeur <i>Norme : EN13016-1</i>	23,9 kPa
Mesure de la teneur en plomb <i>Norme utilisée : EN 237</i>	> 10 mg/l
Teneur en soufre <i>Norme utilisée : ISO 20846</i>	< 3 mg/kg
Teneur en gommes non lavées <i>Norme utilisée : ISO 6246</i>	3,8 mg/100 ml
Corrosion <i>Norme utilisée : ASTM D 130</i>	1a
Distillation ¹⁰ <i>Norme : ASTM D86</i> IBP (°C) 5 % récupéré à (°C) 10 % récupéré à (°C) 20 % récupéré à (°C) 30 % récupéré à (°C) 40 % récupéré à (°C) 50 % récupéré à (°C) 60 % récupéré à (°C) 70 % récupéré à (°C) 80 % récupéré à (°C) 90 % récupéré à (°C) 95 % récupéré à (°C) FBP (%(V/V)) Résidu (%(V/V)) Perte (%(V/V)) Évaporé à 70°C (%(V/V))	53,6 83,5 88,2 94,2 98,1 100,4 101,8 103,0 104,0 105,3 107,7 111,4 122,6 1,4 0,1 0,9
Chromatographie gazeuse de type Piona <i>Norme : Méthode interne au laboratoire</i>	Les spectres obtenus correspondent à ceux attendus pour un carburant AVGAS 100 LL.
Spectrométrie infrarouge <i>Norme : Méthode interne au laboratoire</i>	Aucune trace de contamination par d'autres types de carburant n'est mise en évidence.

¹⁰ Pour ces caractéristiques, la norme spécifie uniquement les valeurs suivantes : « 10 % récupéré à, 40 % récupéré à, 50 % récupéré à, 90 % récupéré à, FBP, résidu, perte ».



Chromatogramme (échantillon 250806-1074 = carburant récupéré dans l'avion F-BJOZ)



Spectre infrarouge

2.8. Historique de l'avion

2.8.1. Statut de l'avion F-BJOZ

L'avion DR1050 immatriculé F-BJOZ est un aéronef avec un certificat de navigabilité restreint sans responsable de navigabilité de type (CDNR).

D'après le registre d'immatriculation des aéronefs, le propriétaire de l'avion est le pilote le jour de l'accident, la date d'enregistrement stipulée est le 13 juin 2023.

2.8.2. Rappel de la documentations exploitées

Documents	Dates des documents
Déclaration d'entretien	05.07.2023
Programme d'entretien, édition 1	05.07.2023
Dossier de travaux LAVI-23-07-957/5	19.07.2023
Dossier de travaux LAVI-23-08-1025/6	05.02.2024
Dossier de travaux LAVI-25-03-1200/7	18.03.2025

2.8.3. Déclaration d'entretien et programme d'entretien

Ces documents précisent que le propriétaire de l'avion, le pilote le jour de l'accident, confie l'entretien de l'avion F-BJOZ et la signature de l'APRS après travaux à un atelier de maintenance.

Le programme d'entretien précise que le moteur et l'hélice n'ont pas de limite, ces matériels sont gérés suivant état. Malgré cette absence de limite, les visites périodiques sont toujours définies (50 heures moteur par exemple).

2.8.4. Dossier de travaux LAVI-23-07-957/5

Ce dossier est associé à une visite « calendrier 1 an / 100 heures » réalisée par l'atelier identifié dans la déclaration d'entretien.

Période de l'opération : le 19 juillet 2023.

Au 19 juillet 2023, les temps de fonctionnement étaient les suivants :

Avion	1767:21 total 86:55 depuis RG
Moteur	2463:13 total 667:13 depuis RG
Hélice	123:10 total

Le document précise les résultats du contrôle de compression cylindre :

Cylindre 1	74
Cylindre 2	70
Cylindre 3	72
Cylindre 4	72

Aucune anomalie n'a été détectée.

Le certificat d'approbation pour remise en service de l'aéronef à l'issue de la visite stipule également que les contrôles relatifs aux consignes de navigabilité listées ci-dessous ont été réalisés¹¹. Nous devons alors considérer que les systèmes associés ont fait l'objet d'une inspection détaillée.

Consignes de navigabilité suivies :

- consigne de navigabilité référencée 75-215
Cette consigne est relative à l'inspection visuelle de la jonction fût de cylindre culasse, avec la recherche de suintement d'huile ou de décoloration par chaleur ;
- consigne de navigabilité référencée 77-168
Cette consigne est relative au test de « l'interrupteur d'allumage Bendix » (sélecteur magnéto décrit au § 2.3.3.4) ;
- consigne de navigabilité référencée 81-92
Cette consigne est relative à l'inspection de la pompe carburant mécanique (pompe décrite au § 2.4.8) ;
- consigne de navigabilité référencée 98-115
Cette consigne est relative à l'inspection du venturi du carburateur (carburateur décrit au § 2.4.9). Cette consigne n'est pas associée aux flotteurs du carburateurs, ni aux autres composants internes ;
- airworthiness Directive référencée 2014-0155
Cette consigne est relative à l'inspection de la boîte d'admission d'air du moteur ;
- airworthiness Directive référencée 2014-0225R1
Cette consigne est relative à l'inspection du volet de la boîte d'admission d'air du moteur.

¹¹ Les consignes citées sont celles relatives aux systèmes examinés par le BEA.

2.8.5. Dossier de travaux LAVI-23-08-1025/6

Ce dossier a été ouvert à la suite de l'incident de l'avion le 7 août 2023.

Les circonstances de cet incident sont précisées dans le CRESNA associé :

« Le 07/08/2023, le DR1050 immatriculé FBJOZ basé à LFLX décolle pour un vol local de quelques minutes dans le secteur de LFEJ. À son retour sur le terrain de LFLX il demande à réintégrer le circuit pour un complet. L'agent AFIS lui donne les paramètres et lui demande de procéder pour une base main droite, n'ayant pas de trafic connu il lui demande un report en finale pour un dernier vent.

Lors de son rappel en finale, l'AFIS lui donne le vent du 290° pour 5 kt et lui demande de rappeler piste dégagée. Le pilote collationne et pose les roues sur la piste à 11h08z.

L'agent AFIS observe le posé et constate quelque chose d'inhabituel dans le mouvement de l'appareil qui se déporte d'abord à droite, puis à gauche et effectue finalement un tête à queue sur la piste. A l'arrêt de l'appareil l'AFIS demande au pilote sur la fréquence s'il va bien. Ce dernier lui répond que oui mais lui confirme qu'une de ses roues d'atterrissage est cassée. (roue avant droite). »

Plusieurs photos de l'avion au sol ont été transmises au BEA. Sur ces photos, aucun endommagement n'est constaté sur le système propulsif.



Période de l'opération : du 7 août 2023 au 5 février 2024.

Au 5 février 2024, les temps de fonctionnement étaient les suivants :

Avion	1768:41 total 88:15 depuis RG
Moteur	2464:33 total 668:33 depuis RG
Hélice	124:30 total

À l'exception des réparations menées sur la roue avant et la jambe de train associée, aucune anomalie n'a été détectée.

Le certificat d'approbation pour remise en service de l'aéronef à l'issue de la visite stipule également que les contrôles relatifs aux consignes de navigabilité listées ci-dessous ont été réalisés¹². Nous devons alors considérer que les systèmes associés ont fait l'objet d'une inspection détaillée.

Consignes de navigabilité suivies :

- consigne de navigabilité référencée 75-215
Cette consigne est relative à l'inspection visuelle de la jonction fût de cylindre culasse, avec la recherche de suintement d'huile ou de décoloration par chaleur ;
- consigne de navigabilité référencée 77-168
Cette consigne est relative au test de « l'interrupteur d'allumage Bendix » (sélecteur magnéto décrit au § 2.3.3.4) ;
- consigne de navigabilité référencée 81-92
Cette consigne est relative à l'inspection de la pompe carburant mécanique (pompe décrite au § 2.4.8) ;
- consigne de navigabilité référencée 98-115
Cette consigne est relative à l'inspection du venturi du carburateur (carburateur décrit au § 2.4.9). Cette consigne n'est pas associée aux flotteurs du carburateurs, ni aux autres composants internes ;
- airworthiness Directive référencée 2014-0155
Cette consigne est relative à l'inspection de la boîte d'admission d'air du moteur ;
- airworthiness Directive référencée 2014-0225R1
Cette consigne est relative à l'inspection du volet de la boîte d'admission d'air du moteur.

¹² Les consignes citées sont celles relatives aux systèmes examinés par le BEA.

2.8.6. Dossier de travaux LAVI-25-03-1200/7

Ce dossier est associé à une visite « calendaire 1 an / 100 heures » réalisée par l'atelier identifié dans la déclaration d'entretien.

Période de l'opération : du 3 au 18 mars 2025.

Au 18 mars 2025, les temps de fonctionnement étaient les suivants :

Avion	1780:19 total 99:53 depuis RG
Moteur	2476:11 total 680:11 depuis RG
Hélice	136:08 total

La seule anomalie annotée est la suivante :

- Compression cylindre n°1 faible (48)¹³

L'action corrective indiquée est la suivante :

- Dépose du cylindre pour rodage soupape, puis remontage

Le certificat d'approbation pour remise en service de l'aéronef à l'issue de la visite stipule également que les contrôles relatifs aux consignes de navigabilité listées ci-dessous ont été réalisés¹⁴. Nous devons alors considérer que les systèmes associés ont fait l'objet d'une inspection détaillée.

Consignes de navigabilité suivies :

- consigne de navigabilité référencée 75-215
Cette consigne est relative à l'inspection visuelle de la jonction fût de cylindre culasse, avec la recherche de suintement d'huile ou de décoloration par chaleur ;
- consigne de navigabilité référencée 77-160
Cette consigne est relative au test de « l'interrupteur d'allumage Bendix » (sélecteur magnéto décrit au § 2.3.3.4) ;
- consigne de navigabilité référencée 81-92
Cette consigne est relative à l'inspection de la pompe carburant mécanique (pompe décrite au § 2.4.8) ;
- consigne de navigabilité référencée 98-115
Cette consigne est relative à l'inspection du venturi du carburateur (carburateur décrit au § 2.4.9). Cette consigne n'est pas associée aux flotteurs du carburateurs, ni aux autres composants internes.

¹³ Les valeurs relevées durant l'opération de maintenance sur les quatre cylindres ne sont pas précisées.

¹⁴ Les consignes citées sont celles relatives aux systèmes examinés par le BEA.

3 - RÉSULTATS

Sur le site de l'accident, l'épave est entière et regroupée.

Les endommagements témoignent d'une collision initiale avec le sol sur le côté avant droit.

Les commandes de vol sont continues. Les aérofreins sont retrouvés en position « fermée ».

Les pales de l'**hélice** ne témoignent pas d'un couple moteur lors de l'impact avec le sol.

La présence de carburant est notée dans le réservoir arrière, le filtre décanteur et la pompe électrique. Il n'a en revanche pas été identifié de carburant dans le réservoir avant éventré et la cuve du carburateur.

Sur le **bloc moteur**, les endommagements identifiés sont très probablement tous consécutifs à la collision avec le sol.

Pour le **circuit d'allumage**, il est noté que la clé du contacteur permettant l'activation des magnétos est retrouvée cassée, dans la position OFF.

Les deux magnétos sont fonctionnelles.

Plusieurs câbles d'allumage sont endommagés, il faut noter en particulier des endommagements situés au droit des platines de fixation des câbles sur les magnétos. Pour deux d'entre-eux, il n'y a plus de résistance d'isolement entre le conducteur et le blindage externe. La production d'étincelles aux bougies associées n'est donc plus assurée.

Il est toutefois impossible de définir quand ces endommagements sont survenus, avant ou durant l'accident. L'hypothèse qu'un certain nombre d'endommagements était préalable à l'accident ne peut être exclue.

Les bougies ne présentent pas d'usure significative de leurs électrodes. Deux bougies présentent en revanche une coloration foncée sur la surface externe de leur corps, témoignant de leur exposition à une température anormalement élevée. Cette singularité pourrait témoigner d'une fuite au droit de ces bougies.

Le **circuit carburant** était entier, sans obstruction.

La position du sélecteur carburant avant l'accident n'a pas pu être établie en raison des déformations engendrées durant l'accident. Le sélecteur a été cependant retrouvé proche de la position « réservoir avant ».

La pompe électrique n'est pas fonctionnelle, avec de multiples déformations sur la surface externe du corps de la pompe.

Le carburateur présente plusieurs singularités : un niveau de cuve anormalement élevé, une jupe de la pompe de reprise déchirée et un pointeau dont l'extrémité est marquée. Ces singularités ne sont pas les conséquences de l'accident.

Il est constaté de la suie noire dans le venturi du carburateur et sur les électrodes des bougies. Cette teinte est généralement attribuée à une richesse excessive. Cette observation pourrait être corrélée au niveau de cuve anormalement élevé, pouvant conduire à un excès de carburant ponctuellement. Un débordement de cuve du carburateur peut conduire à un arrêt du moteur si la quantité de carburant est trop importante vis-à-vis de la quantité d'air.

Le carburant récupéré dans le réservoir arrière présente une volatilité réduite par rapport au carburant nominal. La dégradation de cette caractéristique peut entraîner théoriquement des difficultés de démarrage et un appauvrissement du mélange, non quantifiable, et donc une diminution de performance, principalement à régime élevé. L'origine de ces écarts mesurés sur le carburant par rapport aux spécifications n'a pas été déterminée.

Le **circuit électrique** a été très endommagé lors de l'accident.

Aucun indice d'échauffement ou de court-circuit n'a été identifié.

Les réglages du régulateur électrique présentent des anomalies. Il est noté en particulier un tarage excessif du ressort du régulateur de tension. Dans ces conditions, cette fonction n'était a priori pas assurée.

Le test de la génératrice, endommagée lors de l'accident, n'a pas permis de produire une tension nominale. La tension mesurée aux bornes de la batterie n'était toutefois pas excessivement faible. Cette dernière était a priori en mesure d'alimenter le circuit électrique de l'avion au moment de l'accident.

L'examen des autres composants n'a pas mis en évidence de singularité qui aurait pu perturber le fonctionnement du circuit.

En conclusion, les examens montrent de multiples écarts par rapport à des systèmes nominaux. Ces écarts, et leur combinaison, ont pu être des facteurs favorisant un dysfonctionnement du système propulsif sans toutefois pouvoir le confirmer.

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