

Bureau enquêtes accidents pour la sécurité de l'aéronautique d'État

Rapport d'enquête de sécurité



C-2022-06-A

Date de l'évènement	12 avril 2022
Lieu	Prat-Bonrepaux (Ariège)
Type d'appareil	INTEGRAL R
Organisme	Aura Aéro

AVERTISSEMENT

UTILISATION DU RAPPORT

Conformément à l'article L.1621-3 du code des transports, l'unique objectif de l'enquête de sécurité est la prévention des accidents et incidents sans détermination des fautes ou des responsabilités.

L'établissement des causes n'implique pas la détermination d'une responsabilité administrative civile ou pénale.

Dès lors, toute utilisation totale ou partielle du présent rapport à d'autres fins que son but de sécurité est contraire aux engagements internationaux de la France, à l'esprit des lois et des règlements et relève de la seule responsabilité de son utilisateur.

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'évènement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'identification et l'analyse des causes de l'évènement font l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes retenues.

Le BEA-É formule ses recommandations de sécurité dans le quatrième et dernier chapitre.

Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure légale française.

CRÉDITS

	Aura Aéro	Page de garde
Figure 1	Géoportail	8
Figure 2	Aura Aéro	11
Figure 3	Service d'information aéronautique	12
Figures 4 et 5	BEA-É et <i>Google Earth</i>	13
Figures 6 à 12	BEA-É	14 à 17
Figure 13	BEA-É et <i>Google Earth</i>	17
Figures 14 à 17	BEA-É et Aura Aéro	18 à 21
Figure 18	Aura Aéro	22
Figure 19	Galaxy Holding	22
Figures 20 à 22	BEA-É et <i>Google Earth</i>	24 et 25
Figure 23	RESEDA	26
Figure 24	BEA-É et Aura Aéro	27
Figure 25	Aura Aéro	28
Figures 26 et 27	BEA-É et Aura Aéro	28 à 29
Figure 28	DGA-TA	29
Figures 29 à 31	DGA-TA, BEA-É et Aura Aéro	30 et 31
Figure 32	DGA-TA et BEA-É	32
Figure 33	Aura Aéro	33
Figures 34 à 37	DGA-TA et BEA-É	33 à 35
Figure 38	BEA-É et Aura Aéro	36
Figure 39 à 44	DGA-TA et BEA-É	37 à 41
Figures 45 et 46	RESEDA	42 et 43
Figure 47	BEA-É et Aura Aéro	43
Figure 48	BEA-É	48
Figure 49	Galaxy Holding	48
Figure 50	Aura Aéro et BEA-É	49
Figure 51	A.M. Stoll	50

TABLE DES MATIÈRES

GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS.....	5
1. Renseignements de base	7
1.1. Déroulement du vol.....	7
1.2. Dommages corporels.....	8
1.3. Dommages à l'aéronef	8
1.4. Autres dommages	8
1.5. Renseignements sur l'équipage.....	9
1.6. Renseignements sur l'aéronef.....	10
1.7. Conditions météorologiques	11
1.8. Aides à la navigation.....	11
1.9. Télécommunications	12
1.10. Renseignements sur l'aéroport	12
1.11. Enregistreurs de bord.....	12
1.12. Constatations sur la zone de l'accident et sur l'aéronef.....	12
1.13. Renseignements médicaux.....	18
1.14. Incendie.....	18
1.15. Questions relatives à la survie des occupants et à l'organisation des secours	18
1.16. Essais et recherches	19
1.17. Renseignements sur les organismes.....	19
1.18. Renseignements supplémentaires	19
2. Analyse.....	23
2.1. Expertises techniques.....	23
2.2. Séquence de l'évènement.....	45
2.3. Recherche des causes de l'évènement.....	45
3. Conclusion	55
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'évènement	55
3.2. Causes de l'évènement	55
4. Recommandations de sécurité	57
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'évènement	57
4.2. Mesures n'ayant pas trait directement à l'évènement	57

GLOSSAIRE

AESA	Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne
CDB	Commandant de bord
CTP	Contre-plaqué
DGA EV	Direction générale de l'armement-Essais en vol
DGA TA	Direction générale de l'armement-Techniques aéronautiques
EFIS	<i>Electronic flight instrument system</i> , système électronique d'instrumentation de vol
EVAA	Équipe de voltige de l'armée de l'Air
ft	<i>Feet</i> – pied (1 pied vaut 30,48 cm)
Jolt	Vitesse de prise de facteur de charge, exprimée en g/seconde
kt	<i>Knots</i> , nœuds (1 kt vaut 1,852 km/h)
MEB	Microscope électronique à balayage
ONERA	Office national d'études et de recherches aérospatiales
RESEDA	Restitution des enregistreurs d'accidents

SYNOPSIS

Date et heure de l'évènement : 12 avril 2022 à 11h10

Lieu de l'évènement : Prat-Bonrepaux (Ariège)

Organisme : Aura Aéro

Aéronef : INTEGRAL R immatriculé F-WJMK

Nature du vol : vol d'essais avec ouverture de domaine en facteurs de charge

Nombre de personnes à bord : 2

Résumé de l'évènement selon les premiers éléments recueillis

Dans le cadre d'un vol d'essais et d'ouverture de domaine sous facteurs de charge, le prototype INTEGRAL R n°001 décolle de l'aérodrome de Saint-Girons Antichan (LFCG) vers 10h50 avec à son bord deux pilotes employés par la société Aura Aéro. En rejoignant sa zone d'évolution située à moins de 5 km au nord-ouest de son point de départ, il monte jusqu'à une hauteur d'environ 8000 ft. Le pilote réalise une série de virages serrés sous facteurs de charge conformément à l'ordre d'essais. À l'issue de l'un de ces virages, l'avion pique brusquement vers le sol et s'écrase. Les pilotes sont décédés et l'avion est détruit.

Composition du groupe d'enquête de sécurité

- un directeur d'enquête de sécurité du bureau enquêtes accidents pour la sécurité de l'aéronautique d'État (BEA-É) ;
- un enquêteur technique (BEA-É) ;
- un médecin breveté supérieur de médecine aéronautique ;
- un enquêteur généraliste du bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA) ;
- un enquêteur de première information (EPI) du BEA.

Autres experts consultés

- Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA) ;
- direction générale de l'armement - Essais propulseurs (DGA EP)/restitution des enregistreurs d'accidents (RESEDA) ;
- direction générale de l'armement - Essais en vol (DGA EV) ;
- direction générale de l'armement - Techniques aéronautiques (DGA TA) ;
- Aura Aéro ;
- Air Menuiserie ;
- Galaxy Holding ;
- Météo-France ;
- Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA) ;
- équipe de voltige de l'armée de l'Air (EVAA) ;
- escadrille 50 S de la Marine nationale ;
- office national d'études et de recherches aérospatiales (ONERA).

PAS DE TEXTE

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Type de vol : CAG VFR¹

Type de mission : vol d'essais avec ouverture de domaine en facteurs de charge

Dernier point de départ : aérodrome de Saint-Girons Antichan (LFCG)

Heure de départ : 10h50

Point d'atterrissage prévu : aérodrome de Saint-Girons Antichan (LFCG)

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

En raison d'une prévision de vents forts sur Toulouse pouvant perturber le déroulement du programme d'essais en vol, l'INTEGRAL R n°001 est convoyé par les airs de l'aéroport de Toulouse Francazal (LFBF) vers le terrain de Saint-Girons Antichan situé plus au sud pour 70 km. Ce vol est réalisé le matin du 11 avril et sera suivi de quatre vols d'essais à partir du même terrain. L'avion est ensuite abrité pour la nuit dans un hangar sécurisé. Le lendemain, les pilotes, l'ingénieur d'essais au sol et deux mécaniciens de la société Aura Aéro se retrouvent à Saint-Girons Antichan pour préparer le vol d'essais n°146 consistant à étendre le domaine de vol en facteur de charge de 5g² à 7,5g. Alors que les pilotes s'équipent et briefent la mission, dont les détails sont décrits dans un ordre d'essais en vol, l'ingénieur et les deux mécaniciens préparent l'avion et effectuent des vérifications approfondies de la structure et des commandes de vol. Trente minutes plus tard, les pilotes, aidés par l'ingénieur d'essais, effectuent une visite pré-vol et s'installent à bord.

1.1.2.2. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'évènement

L'équipage est composé de deux pilotes en charge des essais en vol qui, de plus, sont des pilotes de voltige confirmés. Le commandant de bord (CDB), assis en place gauche, est le pilote en fonction. Le copilote, agissant en tant qu'ingénieur d'essais en vol, est assis en place droite. Chaque pilote porte un casque semi-intégral personnalisé et un parachute dorsal individuel. L'INTEGRAL R est équipé d'un système de largage secours de la verrière et d'un parachute de cellule.

Après avoir effectué les tests au sol, l'avion roule pour le point d'arrêt de la piste 16 de Saint-Girons Antichan, puis décolle en direction de sa zone d'évolution dans le nord-ouest du terrain pour environ 5 km. Pendant ce temps, l'ingénieur d'essais au sol, qui est en contact radio avec l'équipage, s'installe à l'extérieur et surveille à vue les évolutions.

1.1.2.3. Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

Atteignant sa zone d'essais, l'équipage effectue une mise dos de sécurité³, puis l'INTEGRAL R monte à une altitude de 9700 ft, accélère vers 310 km/h, et effectue un premier virage sous facteur de charge stabilisé à 5g. Après un rapide échange radio avec l'ingénieur au sol, l'appareil remonte en ligne droite puis accélère pour rechercher les mêmes paramètres de vol initiaux et enchaîner sur un virage avec un facteur de charge supérieur au précédent. Le vol se déroule sans imprévu et les évolutions s'enchaînent conformément à l'ordre d'essais. Mais, à la fin d'un virage sous 7g, après que l'ingénieur au sol ait tenté un appel radio, le CDB répond que « ça ne va pas ». L'appareil part en piqué avec du roulis, le moteur étant toujours en fonctionnement. Sa trajectoire s'incurve progressivement vers le sol et il s'écrase 20 secondes plus tard dans un champ en bordure de route quasiment à la verticale.

¹ CAG : circulation aérienne générale, VFR : *Visual Flight Rules* - règles de vol à vue.

² Le g est une unité d'accélération correspondant approximativement à l'accélération de la pesanteur à la surface de la Terre. Sa valeur conventionnelle est de 9,806 m.s⁻².

³ Passage sur le dos stabilisé quelques secondes permettant de vérifier notamment l'absence d'objets non sécurisés dans la cabine.

1.1.3. Localisation

– Lieu :

- pays : France
- département : Ariège (09)
- commune : Prat-Bonrepaux
- coordonnées géographiques : N 43°01'50'' / E 001°03'03''
- altitude au moment de l'évènement : 6900 ft
- altitude du lieu d'impact : 354 m

– Moment : jour

– Aérodrome le plus proche au moment de l'évènement : Saint-Girons Antichan.

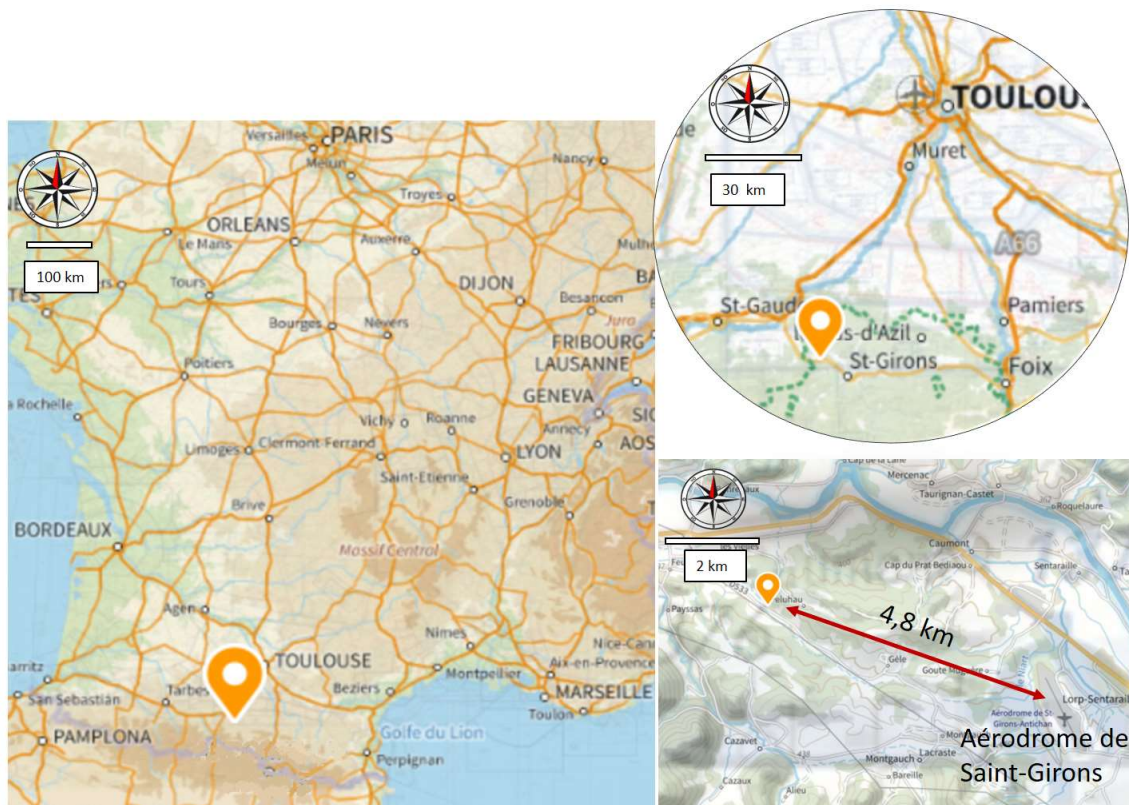


Figure 1 : localisation de la zone de l'accident

1.2. Dommages corporels

Les deux membres d'équipage sont décédés.

1.3. Dommages à l'aéronef

L'aéronef est détruit.

1.4. Autres dommages

L'appareil, en s'écrasant dans un champ non cultivé, a créé un cratère principal d'un mètre de profondeur sur 1,2 mètre (m) de large. Le cratère secondaire mesure 20 centimètres (cm) de profondeur sur 70 cm de large.

1.5. Renseignements sur l'équipage

1.5.1. Commandant de bord

- Âge : 37 ans
- Employeur : société Aura Aéro
- Fonction dans l'entreprise : chef pilote
- Formations :
 - qualifications : pilote professionnel d'avion et instructeur avion en 2009, pilote de voltige 1^{er} et 2nd cycle en 2005, champion du monde de voltige en 2010 en catégorie *advanced*
 - licences : CPL(A)⁴, FI(A)⁵
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont INTEGRAL R	sur tout type	dont INTEGRAL R	sur tout type	dont INTEGRAL R
Total (h)	1 935	78	33	33	23	23
Dont voltige	1 440	25	23	23	11	11

Date du précédent vol : la veille de l'évènement, le 11 avril 2022 sur l'INTEGRAL R

1.5.1.1. Copilote et ingénieur de bord

- Âge : 40 ans
- Employeur : société Aura Aéro
- Fonction dans l'entreprise : ingénieur aéronautique
- Formations :
 - qualifications : expert en ingénierie des systèmes aéronautiques et spatiaux, pilote privé en 1999, pilote de voltige 1^{er} et 2nd cycle en 2002, vice-champion du monde de voltige en 2012 en catégorie *advanced* et champion d'Europe en 2013
 - licence : PPL(A)⁶ avec SEP⁷ terrestre renouvelée le 30 septembre 2021
 - école de spécialisation : Institut Polytechnique des Sciences Avancées (IPSA) en 2005
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont INTEGRAL R	sur tout type	dont INTEGRAL R	sur tout type	dont INTEGRAL R
Total (h)	570	13	non apprécié	5	non apprécié	5
Dont voltige	468	10	non apprécié	1	non apprécié	1

Les heures de vol réalisées dans le semestre écoulé sur des appareils autres que l'INTEGRAL R n'ont pas pu être établies car le carnet de vol du pilote n'était pas à jour. Des témoignages indiquent que le pilote semble avoir réalisé une faible activité aérienne au cours des 12 derniers mois.

Date du précédent vol : la veille de l'évènement, le 11 avril 2022 sur l'INTEGRAL R

⁴ CPL(A) : *commercial pilot licence (aeroplane)* – licence de pilote professionnel (avion).

⁵ FI(A) : *flight instructor (aeroplane)* – instructeur en vol (avion).

⁶ Private pilot license (aeroplane) – licence de pilote privé (avion).

⁷ Single engine propeller – mono moteur à hélice.

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Concepteur/constructeur : société Aura Aéro
- Aérodrome de stationnement : Toulouse Francazal (LFBF)
- Type d'aéronef :

	Type-série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis la visite périodique des 100 h
Cellule	INTEGRAL R	001	130 h	
Moteur	Lycoming AEIO-390-A3B6	L-865-80E	130 h	30 h
Hélice	MT Propeller MTV-15-B-C/C193-25	190 716	130 h	

1.6.1. Maintenance

Chaque vol d'essais est réalisé avec une configuration de l'avion qui est préalablement décrite dans l'ordre d'essais. Le cas échéant, le compte-rendu d'essais peut requérir une intervention technique. Ces interventions sont réalisées par du personnel expérimenté agréé par la société Aura Aéro et sont répertoriées dans le *technical logbook*⁸ de l'aéronef. À ce stade du développement, il n'existe pas de manuel de maintenance approuvé car il est en cours d'élaboration.

1.6.2. Performances

Le développement et la certification de l'appareil font l'objet d'un programme d'essais qui permet de valider de manière progressive tout le domaine de vol. Dans sa définition finale, les limitations prévues en facteurs de charge de l'INTEGRAL R sont les suivantes :

Catégories	Abréviation de la configuration	Masse maximale (kg)	Limites opérationnelles	Limites en facteur de charge (g)
Basique	BC	1 005	Voltige interdite, réservoirs d'aile autorisés et bagages autorisés	+ 5 / - 3
Voltige	A2	910	Voltige autorisée, réservoirs d'aile et compartiment bagages vides	+ 7,5 / - 7,5
	A1	795	Un pilote seul autorisé, voltige autorisée, réservoirs d'aile et compartiment bagages vides	+ 8,5 / - 8,5

À ce stade du développement, le domaine ouvert est à +5g / -3g à 1005 kg. Le vol n°146 du programme d'essais en vol avait pour objectif de valider le domaine jusqu'à +7,5g.

Le jour de l'évènement l'aéronef était exploité en catégorie A2.

⁸ *Technical logbook* - le registre technique permet de tracer toutes les interventions techniques et les modifications de configuration.

1.6.3. Masse et centrage

Avec deux pilotes à bord, 40 litres de carburant dans le réservoir central et un lest de 10 kg dans le compartiment bagages destiné à reculer le centrage, l'appareil a une masse au décollage de 869 kg et un centrage à 30 % de la *Wing Root Chord* (WRC – corde d'emplanture d'aile). Il se situe donc dans le domaine de masse et de centrage prévu pour la configuration A2.

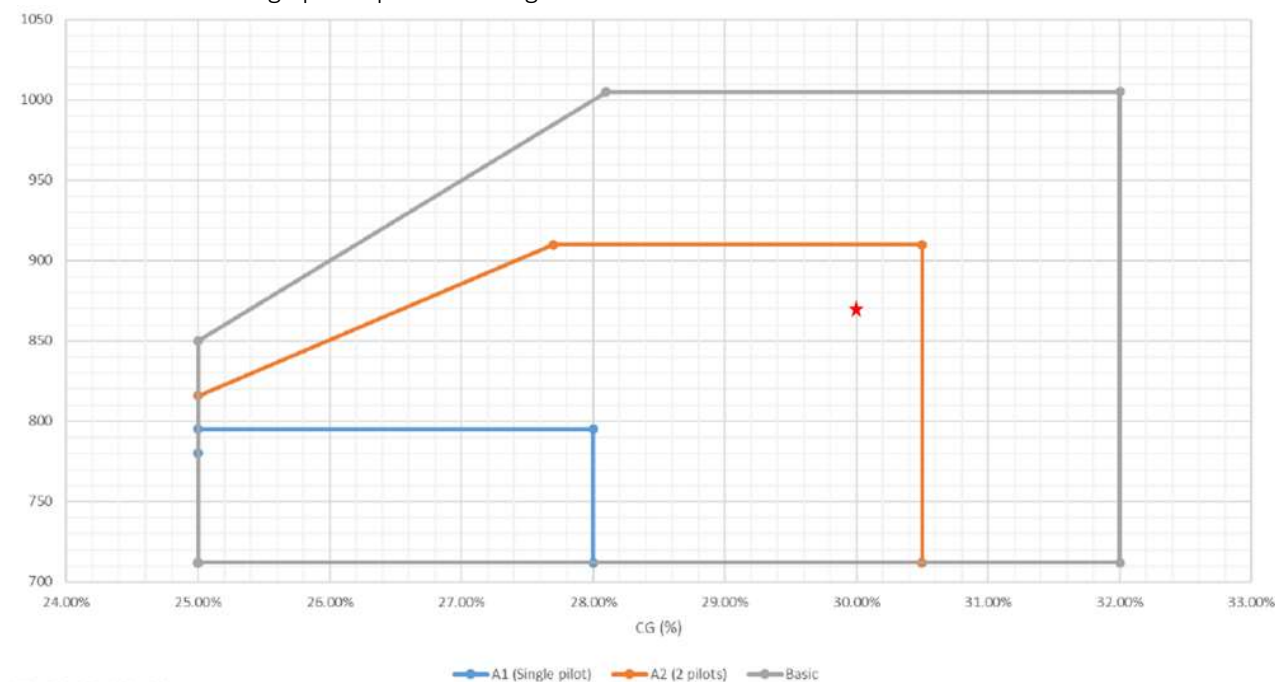


Figure 2 : domaine de masse et de centrage

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : essence aviation (AVGAS – *aviation gasoline*) 100 LL
- Quantité de carburant au décollage : 40 litres
- Quantité de carburant au moment de l'évènement : environ 30 litres

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

Les prévisions météorologiques pour l'aérodrome de Saint-Girons Antichan indiquent pour 11h00 des conditions calmes avec un vent faible, une visibilité supérieure à 10 km et une nébulosité éparsée à fragmentée entre 1200 et 5000 ft. Sur la zone d'essais, le vent à 10 000 ft est prévu de secteur sud pour 20 kt, passant au sud-ouest pour 5 kt à 5000 ft.

1.7.2. Observations

Le jour de l'évènement, les conditions météorologiques sont favorables aux essais en vol avec un vent au sol faible (2 à 3 kt) de direction variable et un plafond fragmenté autour de 2500 ft et 9500 ft. On note par ailleurs l'existence de turbulences faibles à modérées. Plus au nord, à Toulouse Francazal, un vent fort souffle en rafales à 39 kt.

1.8. Aides à la navigation

L'INTEGRAL R est doté d'un EFIS⁹ comportant un système de positionnement par satellite.

⁹ *Electronic Flight Instrument System* – système électronique d'instrumentation de vol.

1.9. Télécommunications

L'INTEGRAL R est équipé d'une radio VHF¹⁰ et d'un transpondeur. Au moment de l'évènement, le poste radio est réglé sur une fréquence d'essais en vol particulière à Aura Aéro et l'équipage est en liaison VHF avec un ingénieur d'essais en poste sur l'aérodrome de Saint-Girons Antichan distant de 4,8 km environ.

1.10. Renseignements sur l'aéroport

L'aérodrome de Saint-Girons dispose de deux pistes parallèles : une piste revêtue de 1100 m x 30 m et une piste non revêtue de 997 m x 50 m. Le terrain ne dispose pas de service de contrôle aérien.

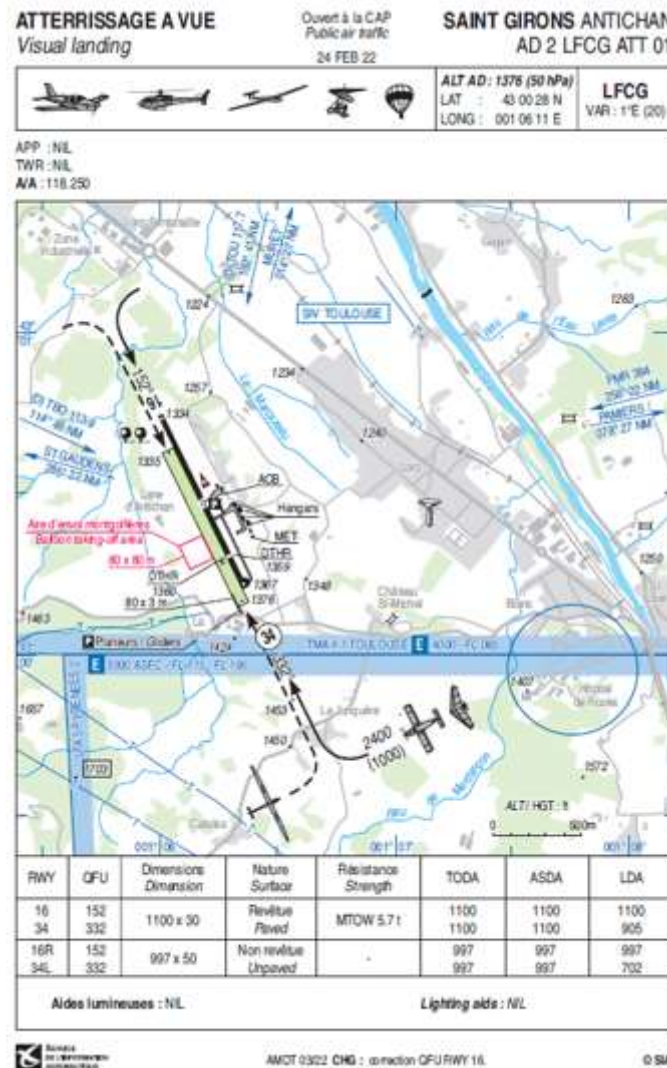


Figure 3 : fiche VAC (visual approach chart) de Saint-Girons Antichan

1.11. Enregistreurs de bord

L'EFIS de l'INTEGRAL R enregistre les paramètres de vol usuels à une fréquence de 1 Hz (un enregistrement par seconde). L'appareil est également équipé d'un dispositif d'enregistrement d'essais relié à l'EFIS et à deux caméras internes dont l'échantillonnage est de 30 Hz. La vidéo issue des caméras se coupe peu de temps après le décollage lors de la manœuvre mise dos et ne couvre pas l'accident. Les autres données sont exploitables.

1.12. Constatations sur la zone de l'accident et sur l'aéronef

1.12.1. Examen de la zone d'impact

¹⁰ Very High Frequency – très haute fréquence.

L'appareil a percuté le sol dans un champ non cultivé, à proximité d'une petite route sur la commune de Prat-Bonrepaux.



Figure 4 : zone d'impact

Plus au nord-est pour 40 à 80 mètres, derrière une ligne d'arbres et dans un champ surélevé en bordure de forêt, plusieurs débris sont dispersés parmi lesquels sont reconnaissables, le plan horizontal fixe, la barque inférieure du fuselage, des éléments du revêtement supérieur du fuselage, le coffret du parachute de cellule et des fragments de verrière. Le copilote est retrouvé en limite sud du champ de débris.

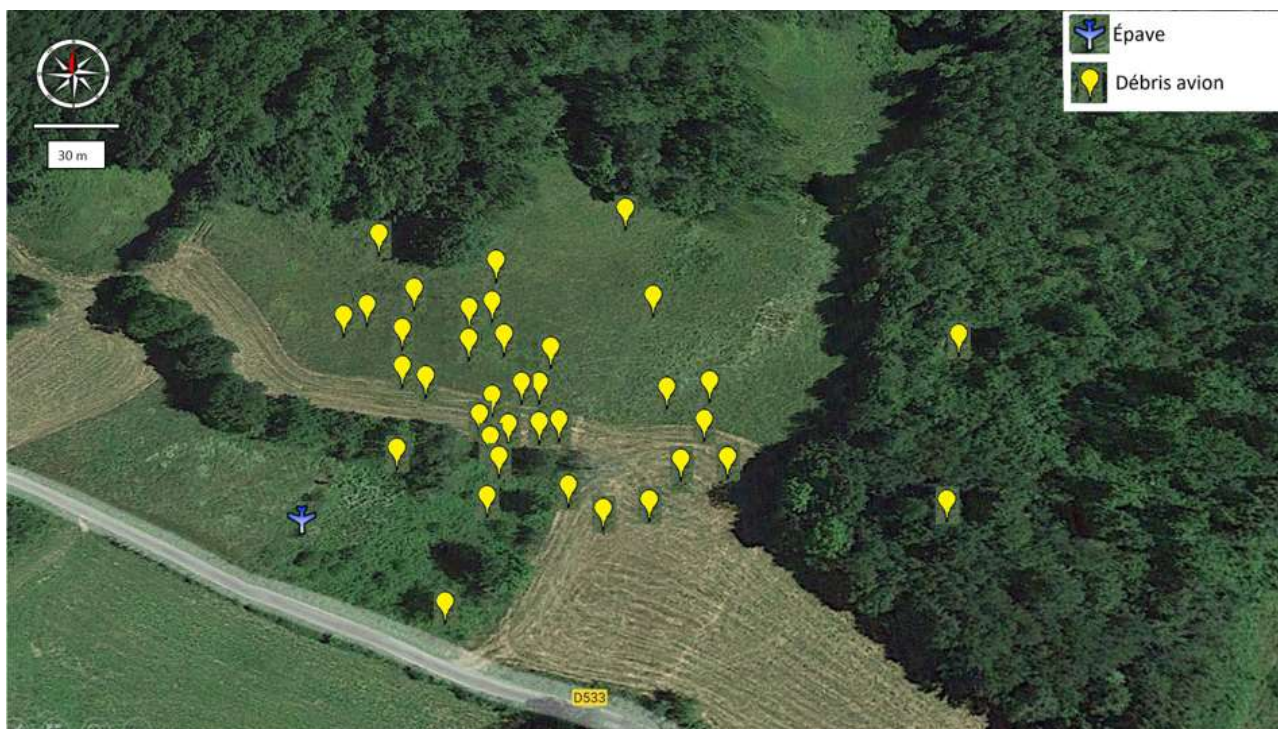


Figure 5 : relevé du positionnement des débris

1.12.2. Examen de l'aéronef

L'appareil est figé dans le sol selon un angle proche de la verticale. Le groupe propulsif est complètement enterré. L'aile monobloc est désolidarisée de la cellule et gît à terre. Son longeron principal est rompu. Le fuselage est totalement détruit.

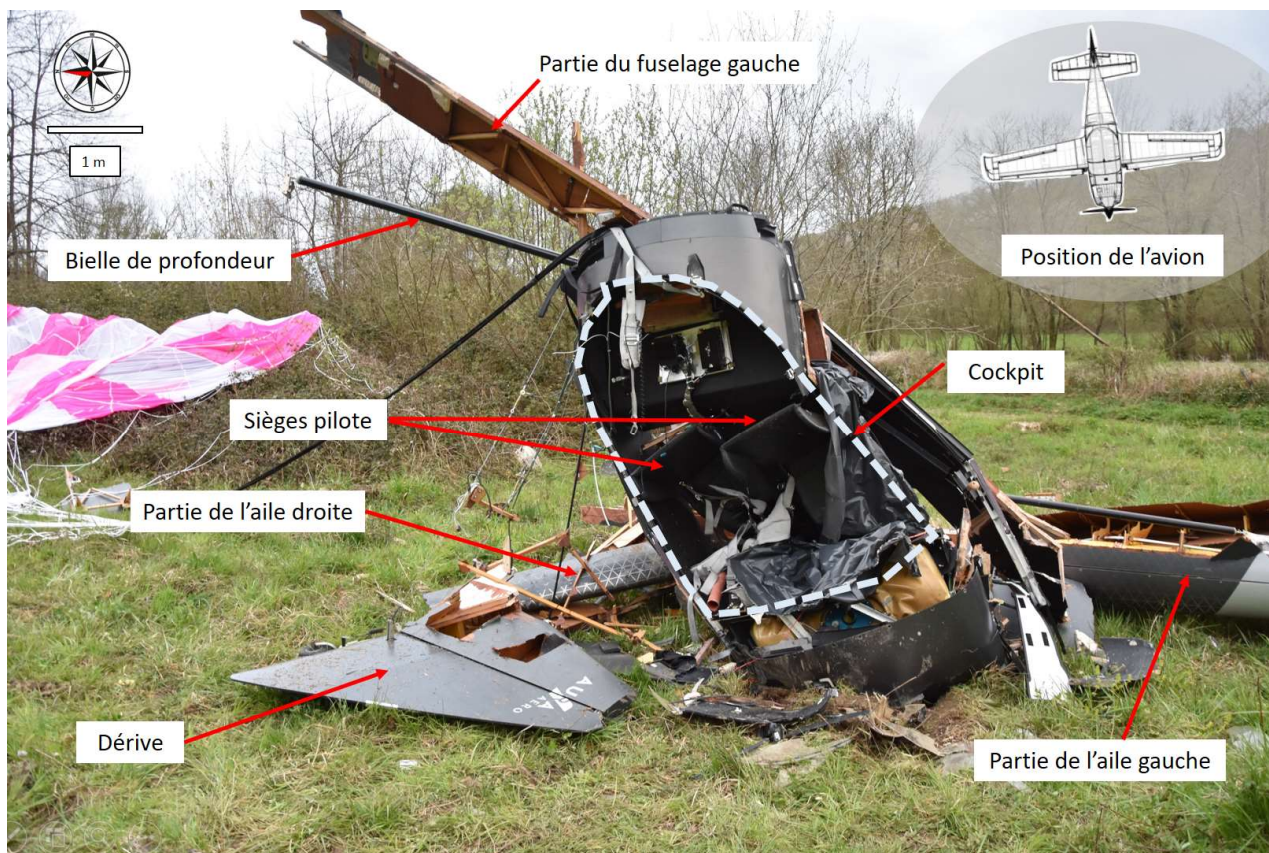


Figure 6 : épave

Le parachute de cellule, partiellement déployé, repose à proximité de l'épave toujours attaché à la cellule par la sangle arrière. Le *slider*, accessoire permettant de limiter l'ouverture de la coupole à haute vitesse, est en position basse. La fusée extractrice est retrouvée dans le même champ, 50 m plus à l'ouest.



Figure 7 : parachute de cellule et son *slider*

Dans le cockpit, le tableau de bord est fragmenté en plusieurs parties et les instruments de vol sont détruits ou dispersés. Le pilote CDB est toujours sanglé en place gauche, son parachute individuel sur le dos. Le copilote n'est pas présent en place droite mais son harnais, dont certaines attaches sont arrachées du siège, est resté fermé. Les montants de la verrière et le parebrise sont retrouvés sur le site.

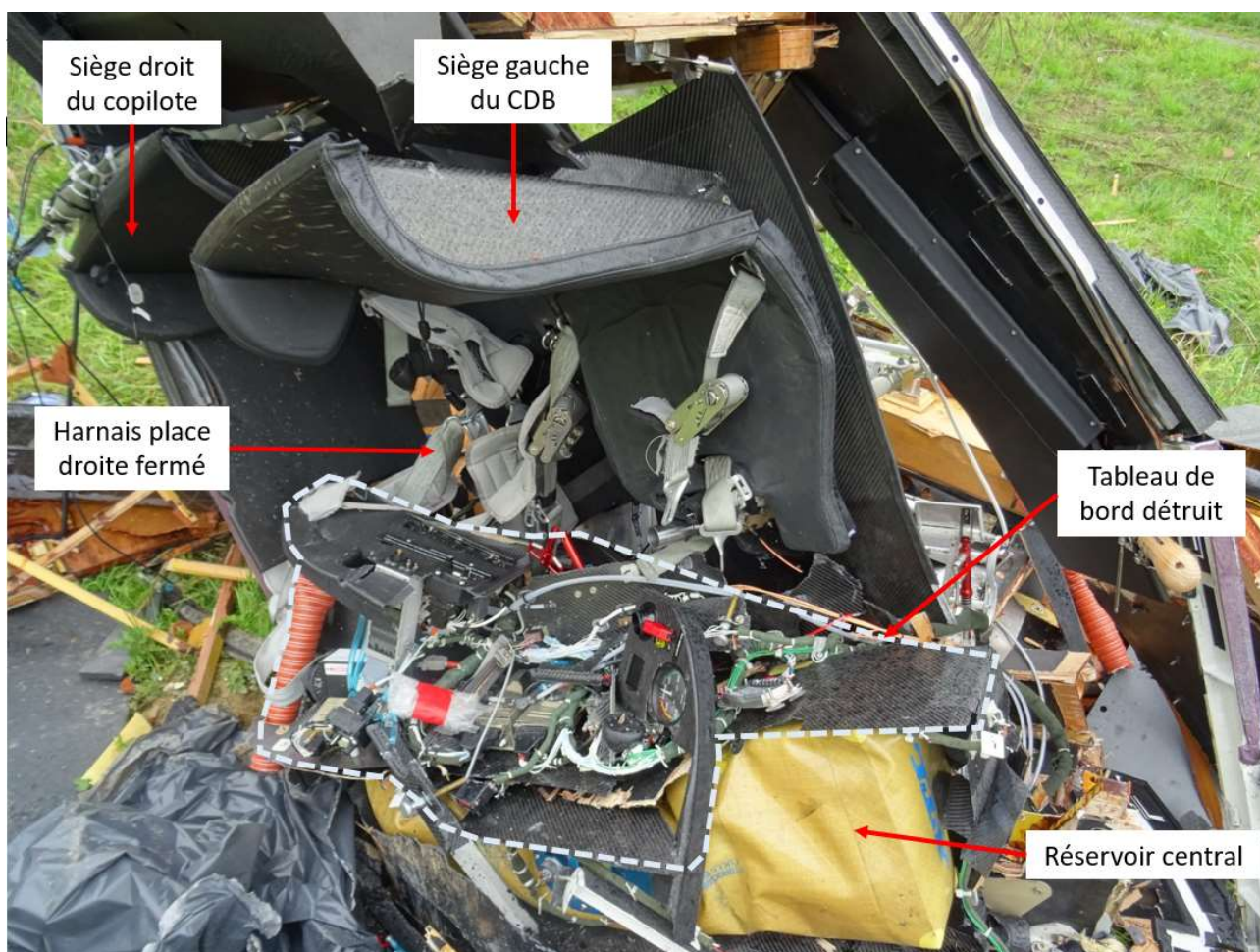


Figure 8 : cockpit après l'intervention des secours



Figure 9 : montants de verrière et parebrise

L'accéléromètre mécanique est retrouvé parmi les débris du cockpit. L'aiguille enregistrant la valeur maximale en facteur de charge positif indique +7 g. Pour la valeur négative, l'aiguille est en butée d'indication à -5 g. Il n'est pas possible de déterminer la valeur négative maximale atteinte.

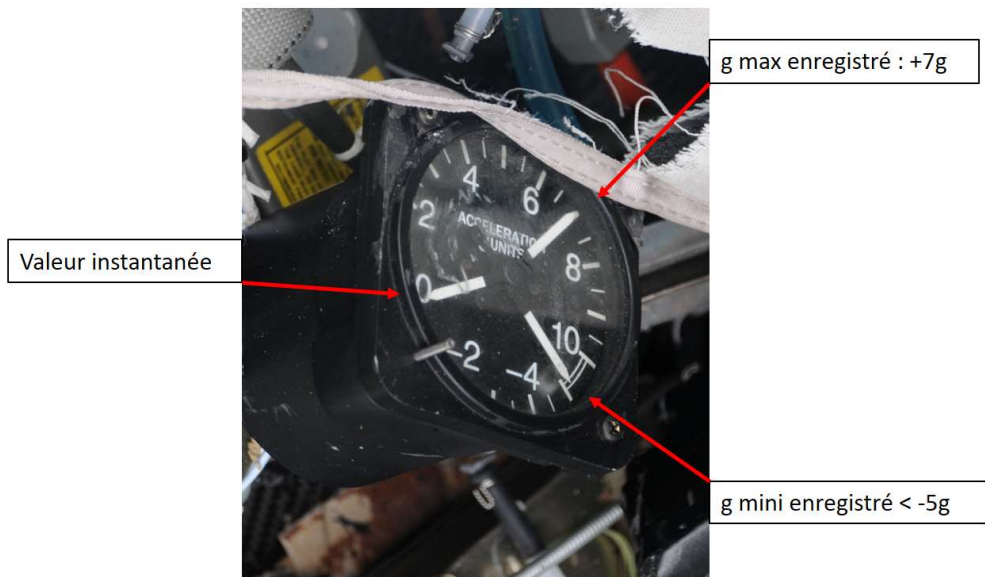


Figure 10 : accéléromètre

Les manettes de commande du moteur, comprenant la richesse, la commande du pas de l'hélice et la pression d'admission, ne sont pas en position arrêt. Les deux magnétos sont sélectionnées.

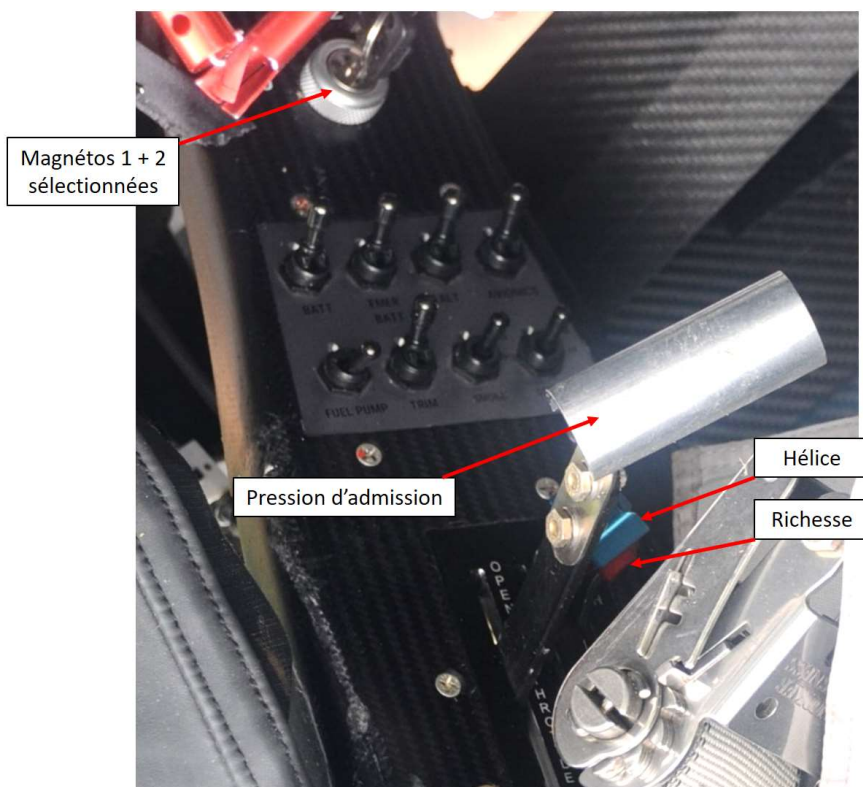


Figure 11 : commandes moteur

La commande de déclenchement d'urgence du parachute de cellule est sortie de son logement. La goupille de sécurité¹¹ est retrouvée dans une poche de la combinaison du pilote CDB.



Figure 12 : position de la commande de déclenchement du parachute de cellule

Le longeronnet, l'aile, le saumon, la pelle aérodynamique et une large partie du revêtement extradados de la partie droite de l'aile sont absents du site de l'impact de la cellule. Une partie de ces pièces est retrouvée dans une zone située à plus de 1000 mètres au nord de l'épave. Cette zone est identifiée par la couleur rouge sur les figures suivantes.

Des fragments appartenant au fuselage et à la verrière sont éparpillés dans le champ de débris situé à moins de 100 m de l'épave. Ce champ de débris est identifié par la couleur jaune sur les figures suivantes.

L'épave située sur la zone d'impact est identifiée par la couleur bleue.

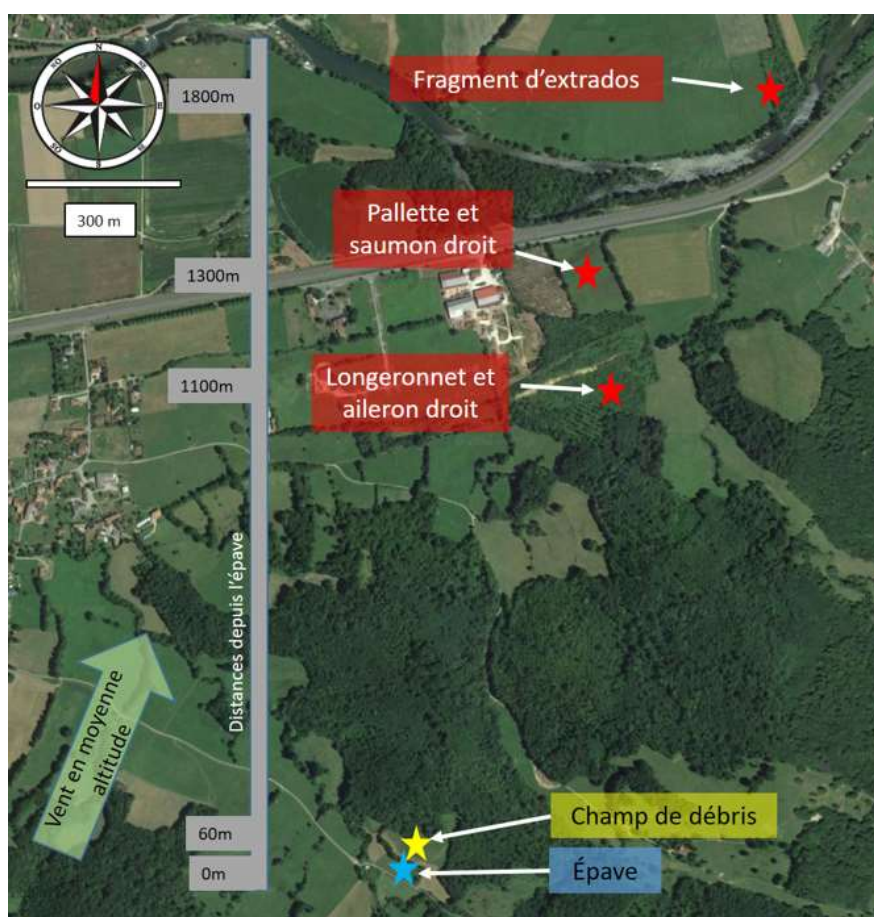


Figure 13 : répartition des débris par rapport au point d'impact.

¹¹ Destinée à prévenir un déclenchement intempestif du parachute de cellule, la goupille de sécurité est supposée être retirée et rangée juste avant le décollage.

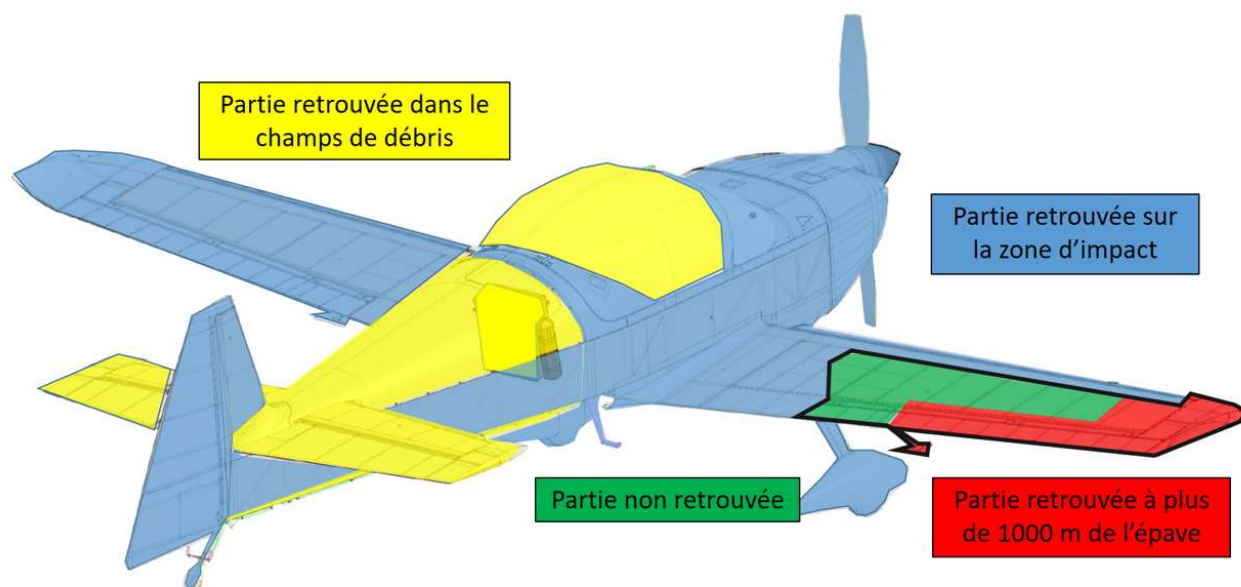


Figure 14 : identification des débris en fonction de leur répartition au sol.

1.13. Renseignements médicaux

1.13.1. Pilote commandant de bord (CDB)

- Dernier examen médical : centre d'expertise médicale du personnel navigant (CEMPN) de Toulouse-Blagnac, le 30 mars 2022
 - type : classe 1¹² spécifique aux pilotes professionnels
 - résultat : apte
- Examens biologiques : effectués
- Blessures : mortelles

1.13.2. Copilote et ingénieur de bord

- Dernier examen médical : expertise chez un médecin agréé par la DGAC¹³, le 26 août 2019
 - type : classe 2 spécifique aux pilotes privés
 - résultat : apte
- Examens biologiques : effectués
- Blessures : mortelles

1.14. Incendie

L'appareil est équipé d'un réservoir « anti-crash » qui a résisté à l'impact avec le sol. Il n'y a pas eu de départ de feu.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants et à l'organisation des secours

1.15.1. Position de l'équipage

Le pilote CDB est resté aux commandes de l'appareil jusqu'à l'impact. Son parachute dorsal est toujours en position. Le copilote, qui porte encore son parachute individuel mais plus son casque, repose dans le champ de débris non loin de la gouverne de profondeur, de plusieurs éléments du fuselage et de nombreux morceaux de verrière.

¹² Conforme à la Part-MED du règlement européen (UE) n° 1178/2011 du 3 novembre 2011 déterminant les exigences techniques et les procédures administratives applicables au personnel navigant de l'aviation civile conformément au règlement (CE) n° 216/2008 du Parlement européen et du Conseil européen.

¹³ Direction générale de l'aviation civile.

1.15.2. Organisation des secours

Les secours sont intervenus selon deux canaux. L'ingénieur au sol qui était positionné sur l'aérodrome de Saint-Girons Antichan déclenche l'alerte via le numéro d'urgence 17 et avertit la BGTA¹⁴ de Toulouse Blagnac. Simultanément, une joggeuse qui passait à proximité du lieu de l'accident a alerté les pompiers via le numéro d'urgence 18 puis le SMUR¹⁵. Le primo intervenant est un médecin qui habite à proximité, suivi très peu de temps après par les secouristes déclenchés par téléphone.

1.16. Essais et recherches

Les données de l'EFIS et de l'enregistreur d'essais ont été transmises à RESEDA pour une restitution du vol. L'épave, le parachute de cellule et les parachutes individuels ont été confiés à DGA TA pour expertise. Aura Aéro a contribué aux expertises et aux analyses des données de vol, de la cellule et des équipements de sécurité.

Des techniques d'investigation des constructions aéronautiques en composite ont été apportées par des enquêteurs du BEA.

Une étude relative aux vols d'essais et au processus de certification de l'INTEGRAL R supervisé par l'agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA) a été menée avec DGA EV.

Le BEA-É a réalisé une expertise trajectographique sur les pièces de l'appareil perdues en vol et une analyse des facteurs organisationnels et humains.

Dans le cadre de l'enquête de sécurité, l'ONERA a été consulté pour contribuer à l'expertise aéroélastique.

Dans le domaine de l'investigation liée aux essais en vol, l'escadrille 50S de la Marine nationale et l'EVAA de l'armée de l'Air et de l'Espace ont participé aux essais en vol.

1.17. Renseignements sur les organismes

1.17.1. Sociétés Aura Aéro et Air Menuiserie

Aura Aero est une société de construction aéronautique, créée en 2018, qui développe des avions biplaces conçus pour la voltige, l'entraînement des pilotes et les voyages d'agrément. La famille INTEGRAL de la société Aura Aero compte deux modèles, l'INTEGRAL R à train classique et l'INTEGRAL S à train tricycle. Ces deux modèles se caractérisent par l'utilisation d'un matériau composite, le bois-carbone. Une partie importante de l'INTEGRAL R n°001, dont l'aile et le fuselage, a été réalisée par la société Air Menuiserie, appartenant à Aura Aéro, qui est spécialisée depuis 24 ans dans la construction, la réparation et la restauration d'avions bois et bois/composites. La société Air Menuiserie possède un agrément de conception APDOA¹⁶, délivré par l'AESA, qui officialise un savoir-faire de constructeur aéronautique.

1.17.2. Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne

L'AESA, située à Cologne (Allemagne), est entrée en fonction en septembre 2003. Elle est l'autorité technique en charge de la définition des processus réglementaires et de la certification dans le domaine aéronautique.

1.18. Renseignements supplémentaires

1.18.1. INTEGRAL R

L'INTEGRAL R est un prototype d'avion biplace côte-à-côte, en bois et carbone, à capacité de voltige. L'avion est équipé de réservoirs d'aile qui l'autorisent à réaliser des vols de navigation de plus de 1000 km à 280 km/h. Une certification européenne CS-23¹⁷ est recherchée dans un premier temps et sera complétée par une certification de la *federal aviation administration* (FAA, agence gouvernementale d'aviation civile des États-Unis) américaine. Jusqu'à l'obtention d'un certificat de type, chaque vol est réalisé dans le cadre d'une

¹⁴ Brigade de gendarmerie des transports aériens.

¹⁵ Structure mobile d'urgence et de réanimation.

¹⁶ *Alternative Procedures to design organization approval* – Organisation reconnue de conception.

¹⁷ *Certification Specification 23* – spécifications de certification définies par l'AESA et applicables à une certaine catégorie d'aéronefs.

autorisation délivrée par la direction générale de l'aviation civile (DGAC) sur la base de conditions de vol approuvées par l'AESA.

1.18.2. Essais en vol

Selon la Part-FCL¹⁸, les essais en vol pour un appareil visant la certification CS-23 et dont la masse maximale au décollage est inférieure à 2 000 kg ne nécessitent pas de qualifications d'essais de la part des équipages. Ainsi, pour les pilotes de l'INTEGRAL R, aucune compétence particulière en essais n'est exigée.

1.18.3. Structure de l'aile et chaîne de gauchissement

L'aile est composée d'un longeron principal à deux semelles renforcées en carbone et d'un longeronnet arrière en bois collé. Il est relié au longeron par une série de nervures en bois. Le revêtement du caisson d'aile est en contreplaqué (CTP). L'aileron est fixé sur le longeronnet au moyen de quatre charnières. L'aile est liée au fuselage par quatre attaches.

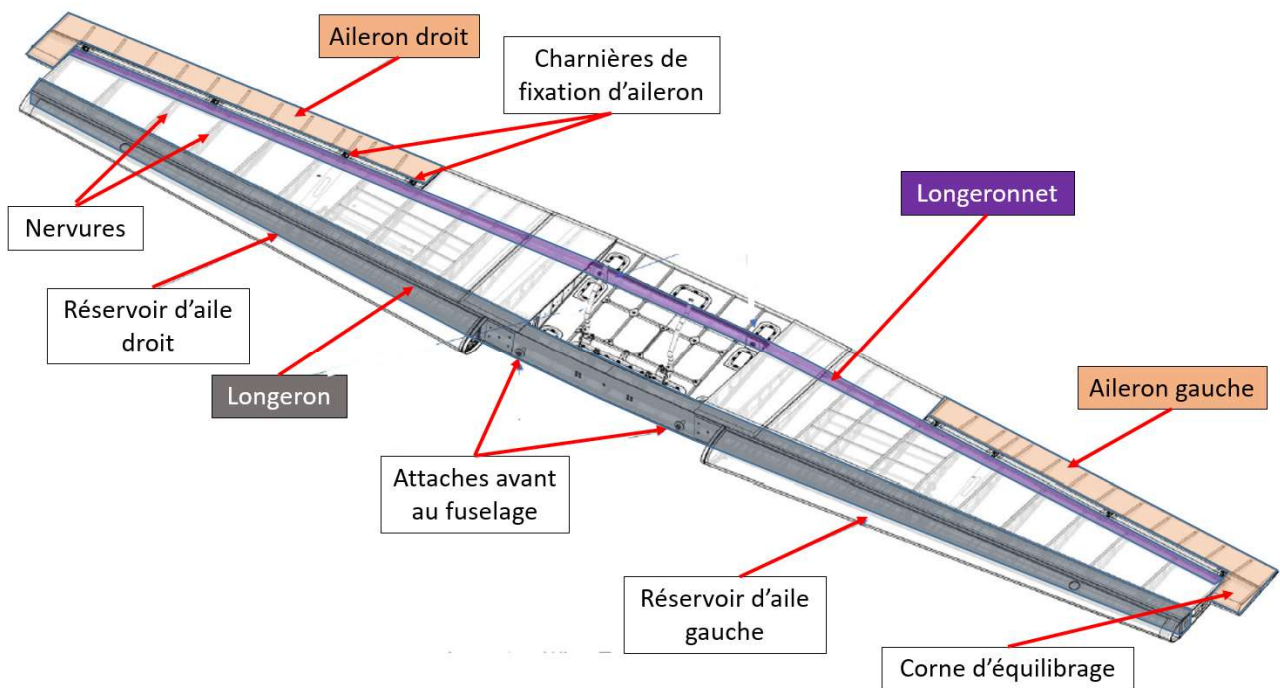


Figure 15 : structure de l'aile

¹⁸ Part- Flight Crew Licence – partie de la réglementation européenne définissant les qualifications pour les équipages de l'aviation civile.

La chaîne de gauchissement est composée du manche pilote, d'une bielle de liaison, d'une biellette et d'un guignol de renvoi qui permet de transmettre le mouvement latéral du manche à l'aileron via le guignol d'aileron situé dans l'axe de la charnière n°2 (deuxième charnière en partant du fuselage).

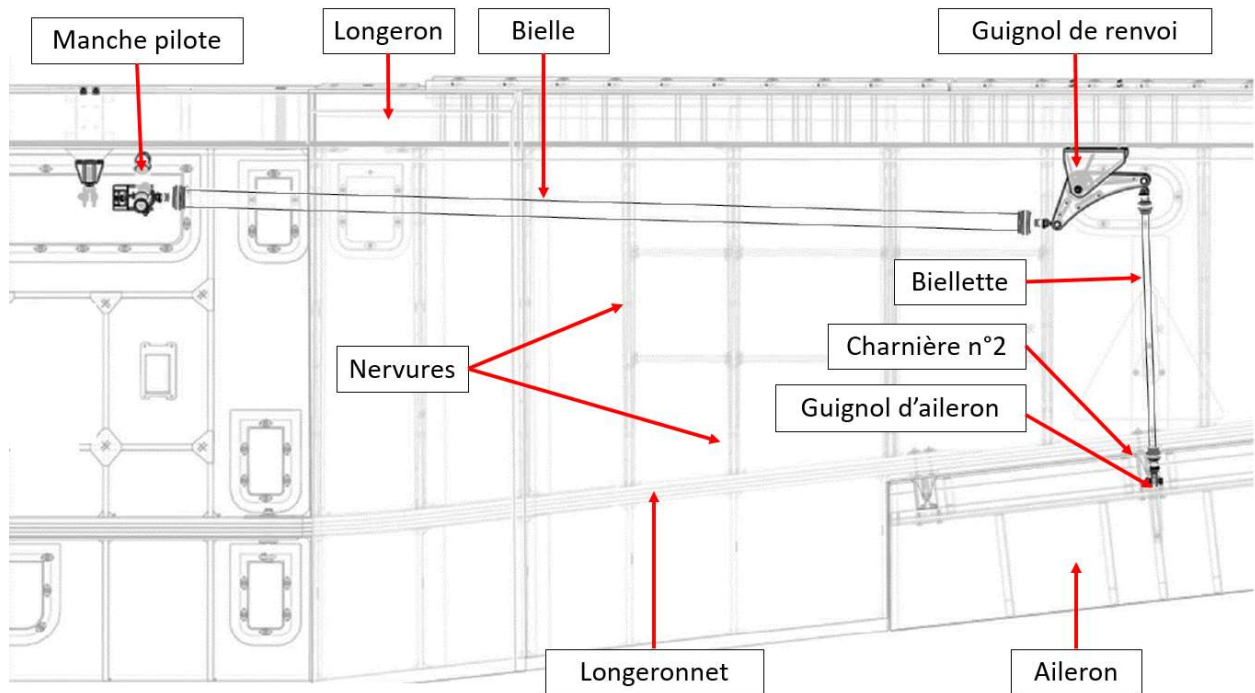


Figure 16 : chaîne de gauchissement de l'aile droite

Le guignol d'aileron est relié également à une palette aérodynamique triangulaire destinée à équilibrer les efforts au manche en gauchissement.

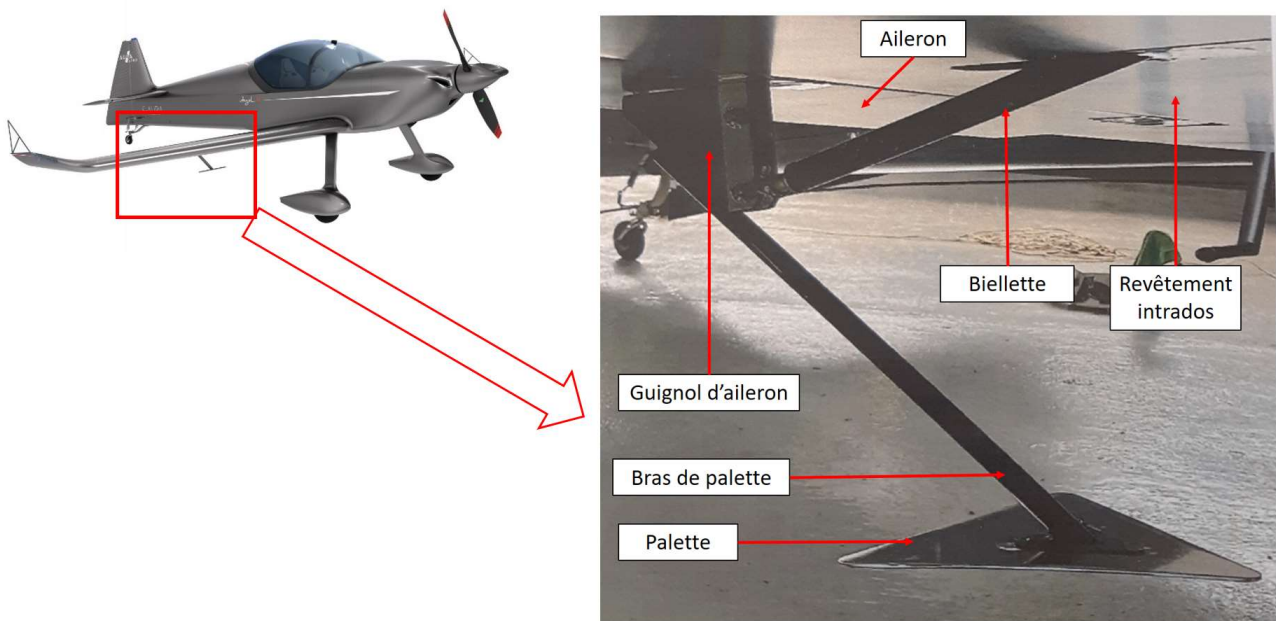


Figure 17 : palette, guignol d'aileron et biellette de gauchissement

1.18.4. Parachute de cellule

L'appareil est équipé d'un parachute de cellule type GRS 6 modèle 800-990 de 175 m². Le caisson du parachute est situé dans le fuselage derrière le cockpit, du côté droit de l'appareil et orienté vers le haut. Le parachute est fixé à la cellule par quatre points d'attache, deux à l'avant et deux à l'arrière.

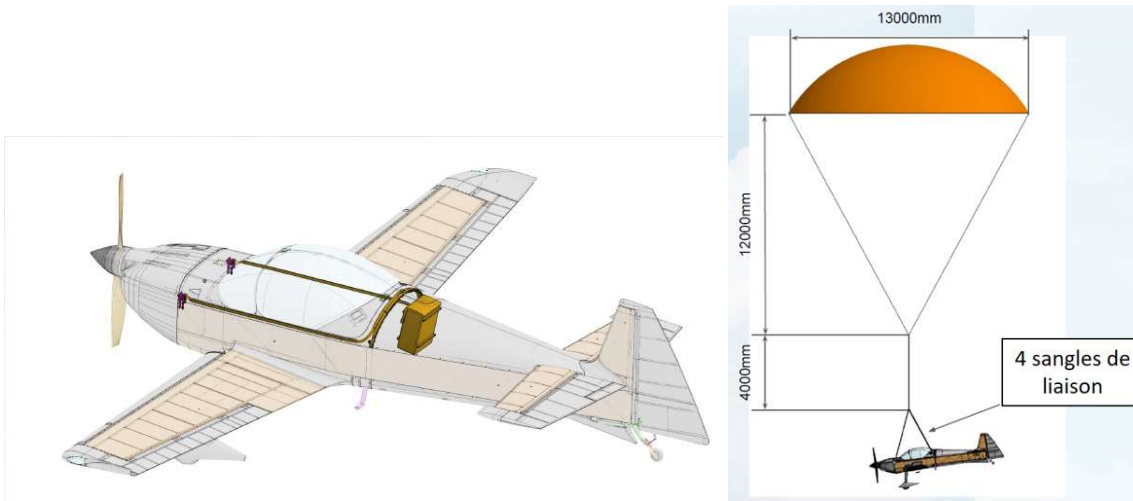


Figure 18 : montage et points d'attache du parachute de cellule

Le déclenchement s'effectue par une traction d'environ 10 cm sur la poignée située en cabine. Une fusée extractrice entraîne alors, hors de la cellule, le parachute dont l'ouverture est limitée à haute vitesse grâce à un dispositif de collerette coulissante (*slider*). Quand l'appareil est suffisamment freiné, le parachute se déploie totalement permettant une descente verticale à plat.

Le processus optimal est présenté selon le figuratif de la figure 19.

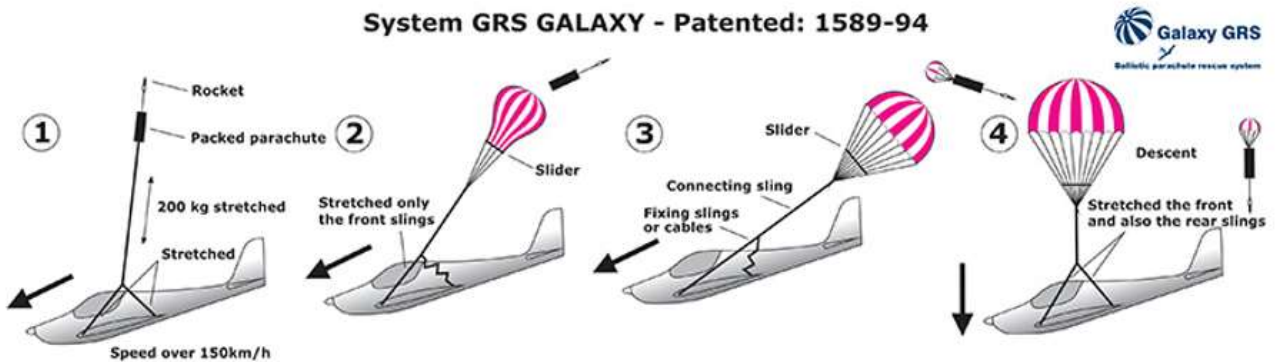


Figure 19 : séquence d'ouverture du GRS

2. ANALYSE

L'analyse qui suit est composée de trois parties. La première expose les résultats des expertises techniques, la deuxième décrit la séquence de l'évènement et la troisième identifie les causes de l'accident.

2.1. Expertises techniques

2.1.1. Expertises relatives au fonctionnement du groupe motopropulseur

Bien que fortement endommagé par l'impact, le moteur paraît entier. Les pales de l'hélice ont été détruites à l'impact avec le sol. L'analyse de l'huile et du carburant confirme que ces deux fluides sont conformes à leur définition et ne présentent aucune pollution ou dégradation. On note cependant une teneur en eau très élevée mais dont l'origine est probablement liée aux conditions pluvieuses qui ont précédé le moment des prélèvements.

Plusieurs témoins de la chute de l'appareil indiquent avoir perçu le bruit du moteur en fonctionnement.

Les constats dans le cockpit montrent que les positions des commandes du moteur (sélection magnétos, pression d'admission, commande du pas de l'hélice et richesse) correspondent à un fonctionnement normal. Enfin, les paramètres enregistrés révèlent que le moteur n'a jamais cessé de fonctionner après sa mise en route et jusqu'au moment de l'impact au sol.

Il est établi que le groupe motopropulseur était opérant au moment de l'évènement.

2.1.2. Expertises relatives à l'environnement du vol

Les conditions météorologiques locales étaient compatibles avec le vol d'essais. L'exploitation de la courte vidéo du système embarqué ne met pas en évidence de conditions de fortes turbulences et le pilote ne fait aucune remarque en ce sens à la radio.

L'analyse du relevé radar des aéronefs évoluant à proximité de la zone d'essais montre l'absence de trafic à moins de 5 Nm de l'INTEGRAL R, 10 minutes avant et après l'évènement. Alors que l'appareil évoluait dans les zones contrôlées par Toulouse Blagnac, aucun message rendant compte d'un abordage n'a été diffusé et aucune notification de vol de drone n'a été transmise.

L'analyse de l'épave et des débris n'a pas permis d'identifier de dommages liés à un choc avec un volatile.

Il est établi que l'appareil n'a été l'objet ni de fortes turbulences, ni d'un abordage en vol, ni d'une collision volatile avant l'évènement.

2.1.3. Trajectoires et précision du pilotage

L'exploitation des enregistrements permet de reconstituer précisément la trajectoire de l'appareil. Après le décollage, le pilote effectue cinq virages serrés dont trois sous facteurs de charge élevés (supérieurs ou égaux à 5g). Pour chacun de ces virages, le pilote va rechercher des éléments proches de ceux indiqués dans l'ordre de vol : une montée vers une hauteur de sécurité de 8 000 ft, soit une altitude d'environ 9 000 ft, puis une mise en descente en accélérant vers 320 km/h et un départ en virage engagé à gauche sous facteur de charge jusqu'à une altitude d'environ 7 000 ft. A la fin des évolutions, le cap est à environ 270° du cap initial et les manœuvres durent entre 6 et 10 secondes en fonction du facteur de charge appliqué. Les deux virages à 5 et 6g sont effectués en respectant rigoureusement les consignes de l'ordre de vol.

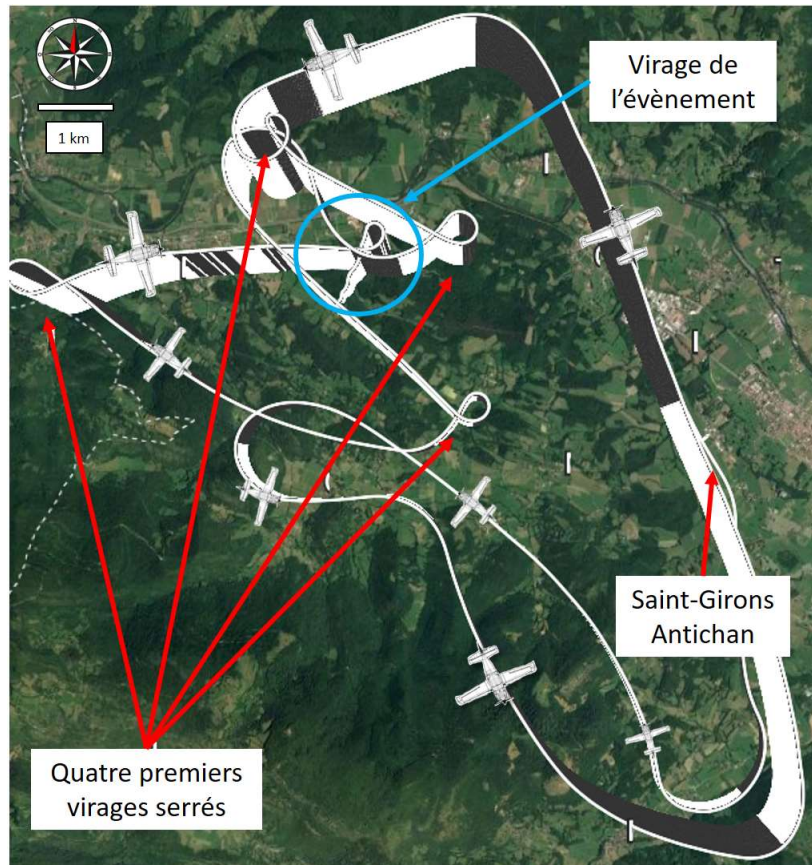


Figure 20 : trajectoire du vol

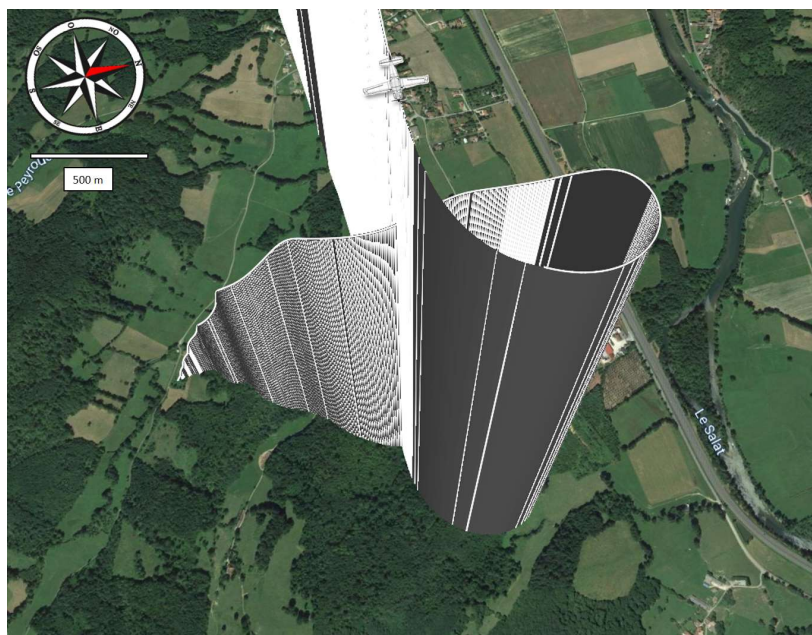


Figure 21 : détail sur le virage de l'évènement

Lors du virage de l'évènement, l'EFIS enregistre un facteur de charge moyen de 6,5g alors que l'ordre prévoyait une manœuvre à 7g. La vitesse de l'appareil est alors de 340 km/h en diminution. La mesure du rayon de virage à cet instant démontre pourtant que l'appareil subit un facteur de charge de 7g. De plus, l'aiguille historique¹⁹ de l'accéléromètre mécanique retrouvé dans le cockpit indique 7g. Sachant qu'aucune autre manœuvre n'a été réalisée à ce niveau de facteur de charge au cours du vol, le dernier virage est donc bien conforme à l'ordre d'essais.

¹⁹ Aiguille indiquant le facteur de charge maximal rencontré au cours du vol.

Les éléments de l'ordre de vol d'essais sont respectés. Il n'y a pas eu d'erreur de pilotage ni de dépassement de facteur de charge.

2.1.4. Description des débris et analyse de leur répartition

2.1.4.1. Débris « verts »

Une partie de l'aileron droit, comprenant le guignol, et une large surface de l'extrados, identifiées sur la figure 14 par la couleur verte, n'ont pas été retrouvées malgré les moyens importants engagés (calculs de probabilité des trajectoires et sept campagnes de recherches au sol représentant plus de cent jours/personnes).

2.1.4.2. Débris « rouges »

Les débris retrouvés en zone rouge (cf figure 14), c'est-à-dire à plus de 1000 mètres de l'épave, proviennent tous de l'aile droite : la partie principale de l'aileron, le fragment de longeronnet encore fixé à l'aileron, le winglet, la palette et un fragment d'extrados. Une analyse des zones d'incertitudes comparée à la trajectoire de l'aéronef permet d'établir que ces débris ont été probablement perdus au même moment, à une hauteur d'environ 6 000 ft. A cet instant, l'appareil est en perte de contrôle alors qu'il sort de son dernier virage.

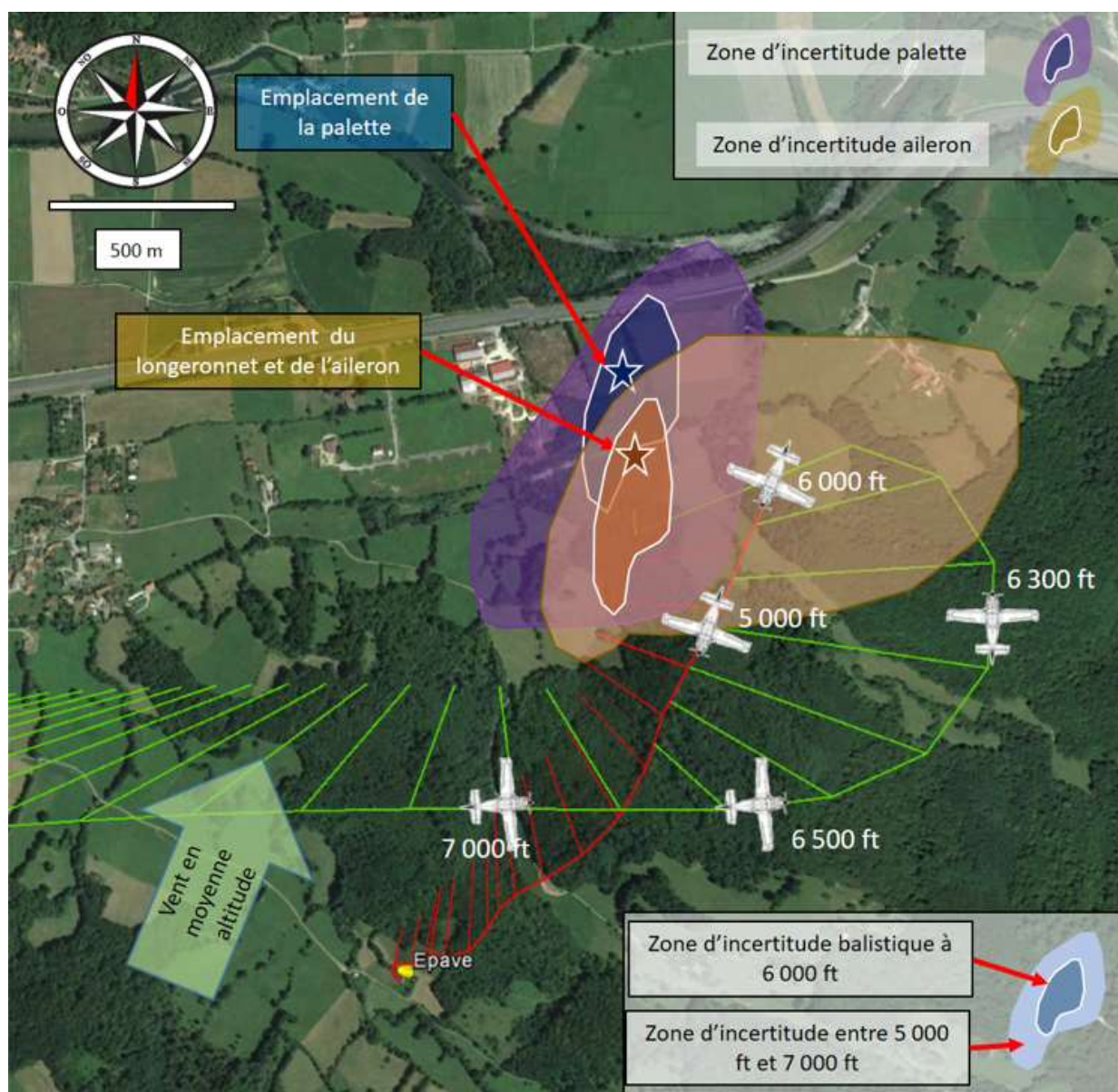


Figure 22 : zones d'incertitude issues de l'analyse balistique de l'aileron et de la palette

Compte tenu de leur faible poids et de leur large surface, il est difficile d'établir la trajectoire des débris d'extrados. Seul un morceau d'extrados a été retrouvé à près de 2 000 mètres de l'épave. Cependant, compte tenu de son éloignement du site d'impact de l'appareil, on peut supposer que ce type de débris s'est désolidarisé de l'aile droite à peu près au même instant que les parties « rouges » et qu'il a dérivé sous l'effet du vent.

Une grande partie de l'aile droite, dont le revêtement d'extrados, l'aileron, le longeronnet, le winglet et la palette, a été perdue en vol probablement vers 6000 ft au moment où l'appareil terminait son virage sous un facteur de charge de 7g.

2.1.4.3. Débris « jaunes »

Les débris retrouvés en zone jaune (cf figure 14), situés entre 40 et 80 mètres de l'épave, proviennent en majorité de la verrière et de la partie située à l'arrière du cockpit (fuselage et gouverne de profondeur). Les fragments sont regroupés dans une zone de faible dimension, y compris pour les plus légers, ce qui indique que la séparation de l'appareil s'est produite à faible hauteur. Le corps du copilote se trouve en limite sud de cette zone.

Le positionnement du champ de débris « jaunes » par rapport à la trajectoire finale de l'appareil met en évidence une zone de rupture située à la verticale de ce champ, alors que l'avion passe sur le dos à une hauteur d'environ 1 000 ft.

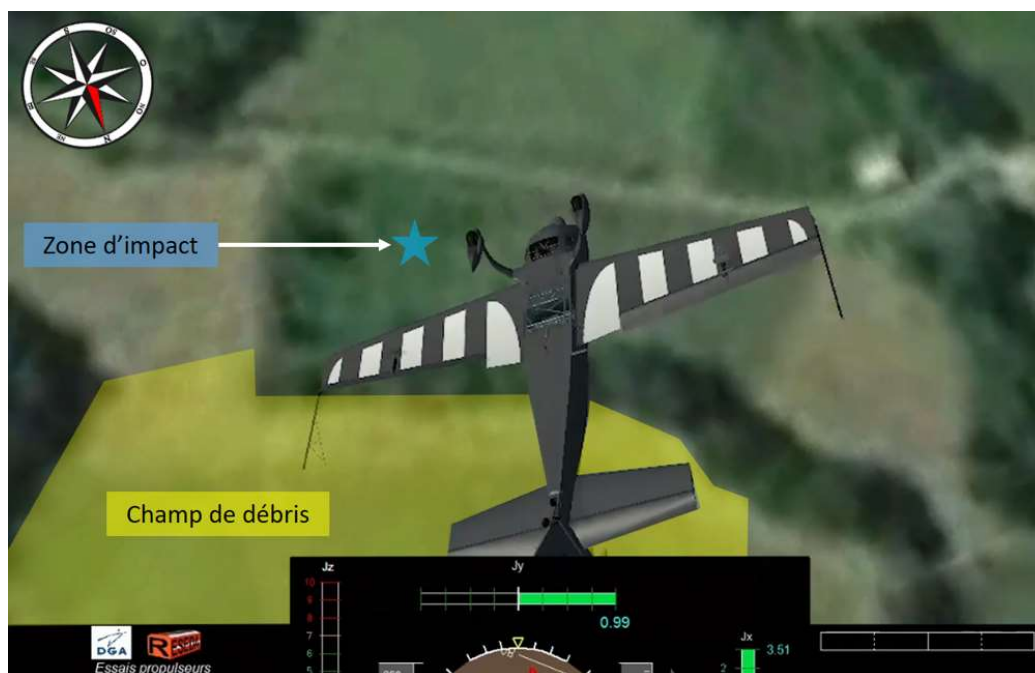


Figure 23 : restitution de la trajectoire finale (figuratif avion non représentatif de l'INTEGRAL R)

Une grande partie de la verrière, du fuselage et de la gouverne de profondeur a été perdue en vol au moment où l'appareil passait 1 000 ft sol en descente. Le copilote a probablement été expulsé du cockpit au même moment.

2.1.5. Expertise de l'épave et des débris

2.1.5.1. Longeron principal

Le longeron principal est retrouvé brisé au sol. La rupture se situe à environ 1 mètre à droite du point d'attache avant du fuselage. L'extrémité du bord d'attaque droit a laissé son empreinte dans le sol au moment de l'impact. Il n'y a pas de trace d'impact remarquable au sol du bord d'attaque gauche. Les traces au sol associées aux dommages constatés indiquent que l'aile a d'abord impacté à droite, pratiquement à la verticale.

L'analyse de la fracture des semelles composites du longeron révèle une probable rupture par flexion compatible avec un choc frontal et cohérent avec l'attitude de l'épave, figée dans le sol.

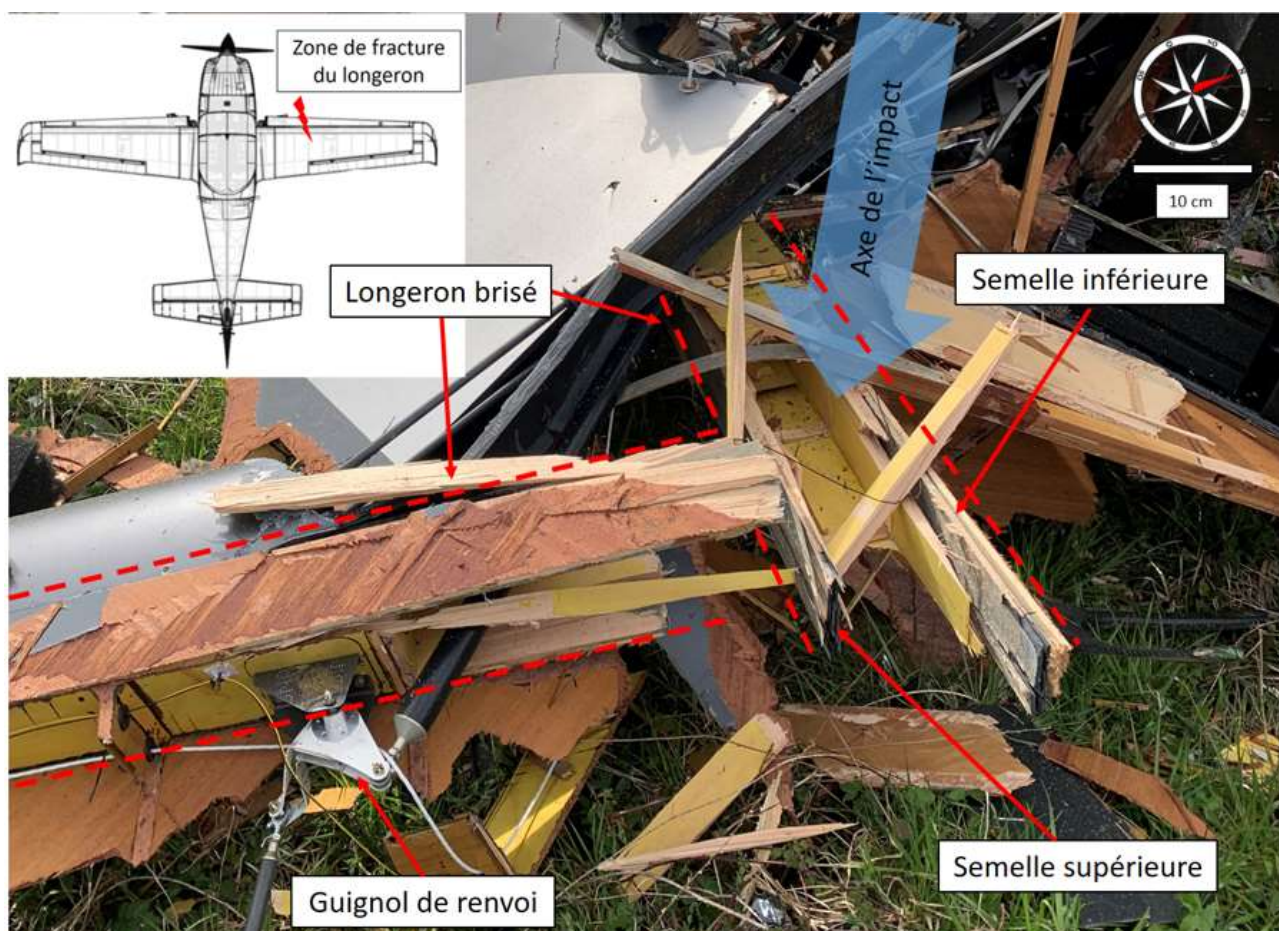


Figure 24 : partie droite du longeron

L'essai statique, simulant une ressource sous fort facteur de charge, a permis de démontrer la bonne tenue des charges limites (charges maximales autorisées en service) et des charges extrêmes incluant une marge de 50% par rapport aux charges limites. En fin d'essai, pour une valeur de charge supérieure aux charges extrêmes, le longeron s'est brisé dans une zone située entre les deux attaches avant du fuselage. Cette configuration ne correspond pas aux observations réalisées sur l'épave.

De plus, le facteur de charge positif maximal enregistré est de 7g, loin des limites structurales de la voilure complète définies par les calculs et démontrées par les essais statiques.

Enfin, dans l'hypothèse d'une rupture en vol, il aurait été peu probable que la partie libre du longeron reste solidaire de l'appareil alors que celui-ci est en piqué à forte vitesse. Dans ces conditions, en se détachant, il aurait été retrouvé éloigné de la zone d'impact.

Le longeron principal n'a pas rompu en vol sous l'effet d'un facteur de charge excessif mais lors de l'impact au sol.

2.1.5.2. Aileron droit

Le morceau d'aileron retrouvé en zone rouge mesure 1,94 m de long (sur 2,42 m au total) et reste fixé au morceau de longeronnet par les deux charnières extérieures (n°3 et n°4). La corne d'équilibrage est en place. La structure de l'aileron est réalisée en composite carbone/époxy. La rupture est située au niveau de la charnière n°2, zone où, sur l'aileron, sont fixés le guignol de liaison à la commande de gauchissement et le tube de liaison de la palette aérodynamique.

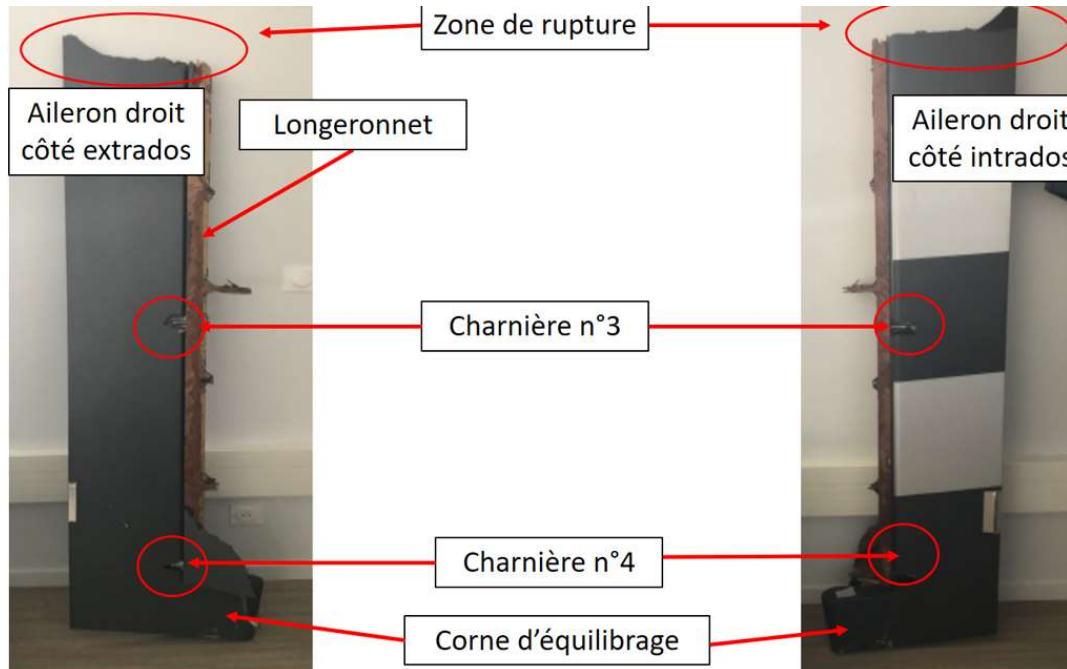


Figure 25 : débris de longeronnet et d'aileron droit

L'examen de la fracture au niveau de l'extrados montre la présence de fibres détachées, pouvant indiquer une possible rupture sous l'effet d'un chargement local de flexion vers le haut. Ce mouvement pourrait correspondre à un effort appliqué localement à pousser en provenance du guignol.

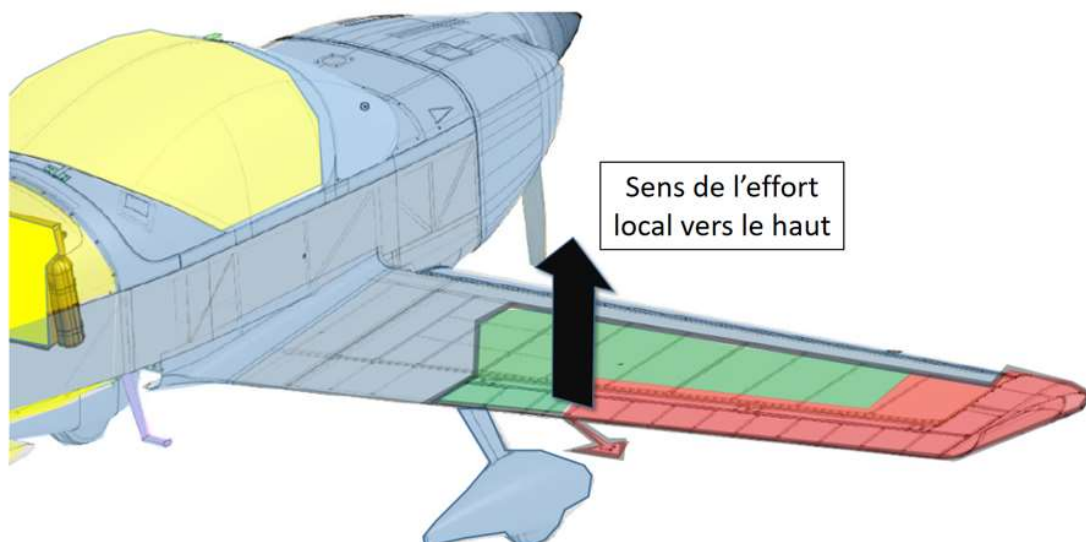


Figure 26 : chargement local de flexion vers le haut

Sur l'extrados, la structure en carbone entourant les charnières est endommagée témoignant d'un mouvement violent de braquage d'aileron vers le haut jusqu'à impacter les charnières, bien au-delà de la déflection maximale de 24° limitée par les butées situées en pied de manche.

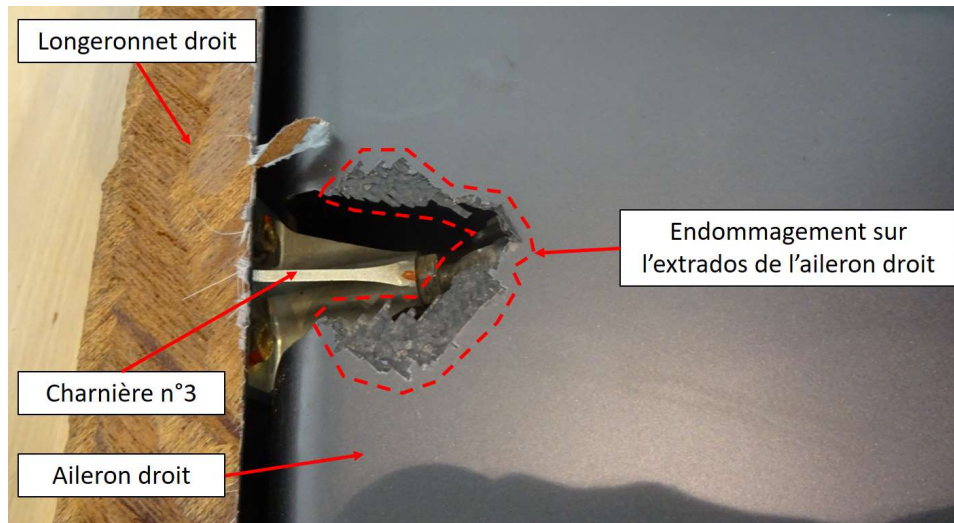


Figure 27 : endommagement au niveau d'une charnière de l'aileron droit

Par ailleurs, l'examen de l'aileron accidenté ne révèle aucun défaut de fabrication ni aucun endommagement ou pré-fragilisation avant vol. L'analyse au MEB (microscope électronique à balayage) n'a pas permis de mettre en évidence de signes de fatigue. Les ruptures de fibres sont caractéristiques de ruptures par surcharge²⁰.

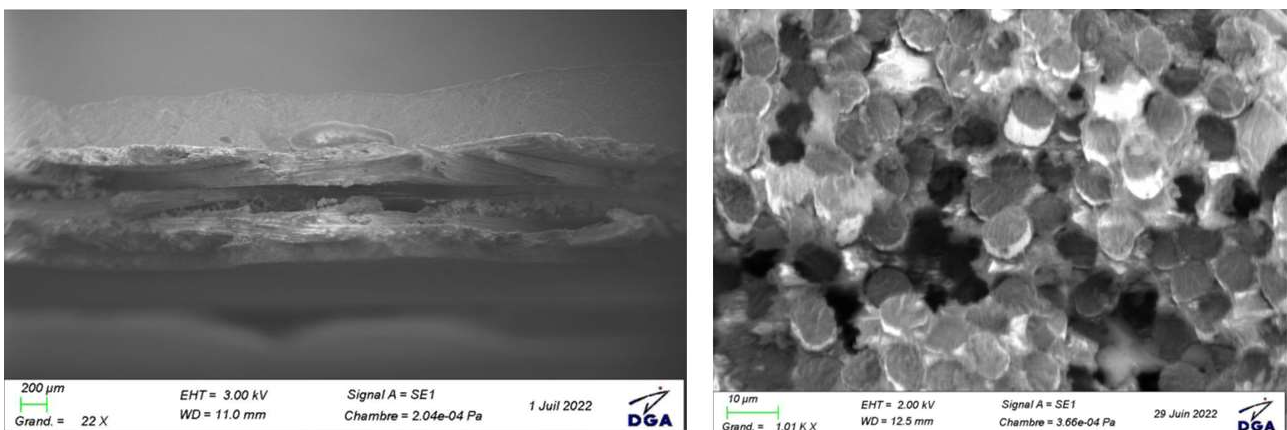


Figure 28 : faciès de rupture de l'aileron droit

Des tests de caractérisation du stratifié réalisés par des examens aux ultrasons sur des ailerons identiques ayant subi des charges similaires n'ont pas révélé de faiblesse pouvant être à l'origine d'une rupture prématurée.

L'aileron droit s'est brisé en vol au niveau de la charnière n°2. Les endommagements sur l'extrados témoignent d'un choc violent lors d'un braquage vers le haut au-delà des limites mécaniques des liaisons. L'aileron ne présente aucun défaut de fabrication ou de pré-fragilisation avant vol.

2.1.5.3. Longeronnet droit

Le longeronnet est rompu à deux endroits, au niveau de la charnière d'aileron n°2 et à proximité de l'avant dernière nervure côté emplanture. Dans la zone de rupture au niveau de la charnière n°2, le longeronnet est constitué de trois lamelles de bois (espèce *Spruce*²¹), d'environ 24 mm d'épaisseur contrecollées selon un plan de joint vertical. Dans la seconde zone située du côté de l'emplature, le longeronnet est constitué de 4 lamelles d'environ 34 mm d'épaisseur.

²⁰ Une rupture par surcharge est une rupture sous l'effet de contraintes excédant les contraintes maximales admissibles par la structure.

²¹ Essence de bois utilisée en construction aéronautique.

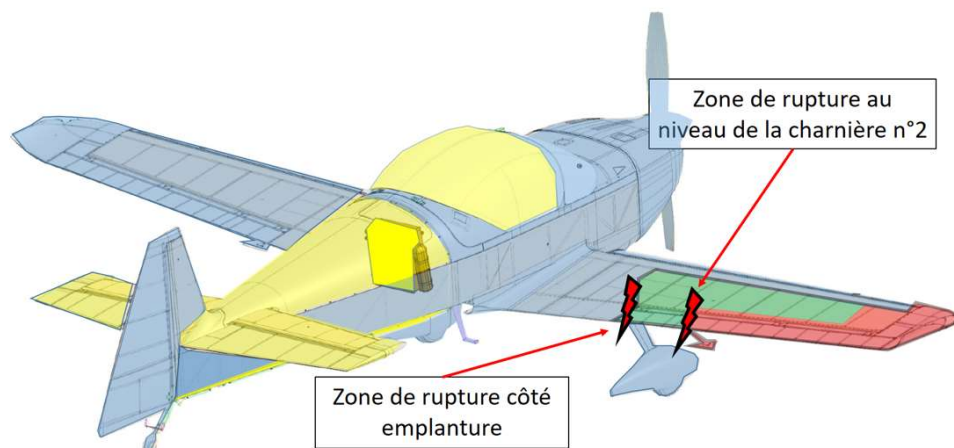


Figure 29 : zones de ruptures du longeronnet

– Analyse de la rupture proche de la charnière n°2 :

La rupture est située exactement à l'extérieur de la plaque de fixation de la charnière d'aileron n°2. La lamelle interne présente un plan de rupture perpendiculaire à l'axe du longeronnet. L'aspect, présentant très peu de fibres libres, indique une rupture par compression, c'est-à-dire de l'avant vers l'arrière de l'aile (cf flèche verte sur la figure 30). La lamelle externe présente des ruptures selon les fibres de croissance du bois, caractéristique d'une rupture par traction selon le même effort subi par la lamelle interne. L'aspect des ruptures des bois des deux lamelles est caractéristique de ruptures par surcharge.

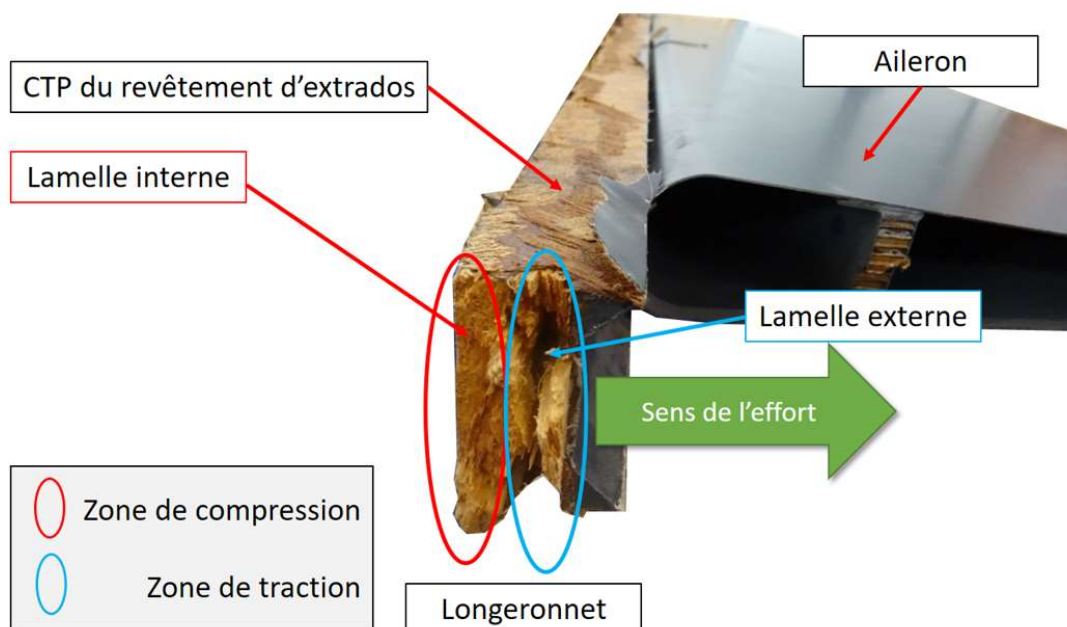


Figure 30 : profil de rupture du longeron au niveau de la charnière n°2

– Analyse de la rupture côté emplanture :

La rupture se situe au niveau du nœud de liaison avec l'avant dernière nervure. Le plan de rupture montre des fibres tirées et un déchirement selon l'orientation des fibres caractéristique d'un mouvement vers le haut sous l'effet d'efforts en flexion (cf flèche verte sur la figure ci-dessous).

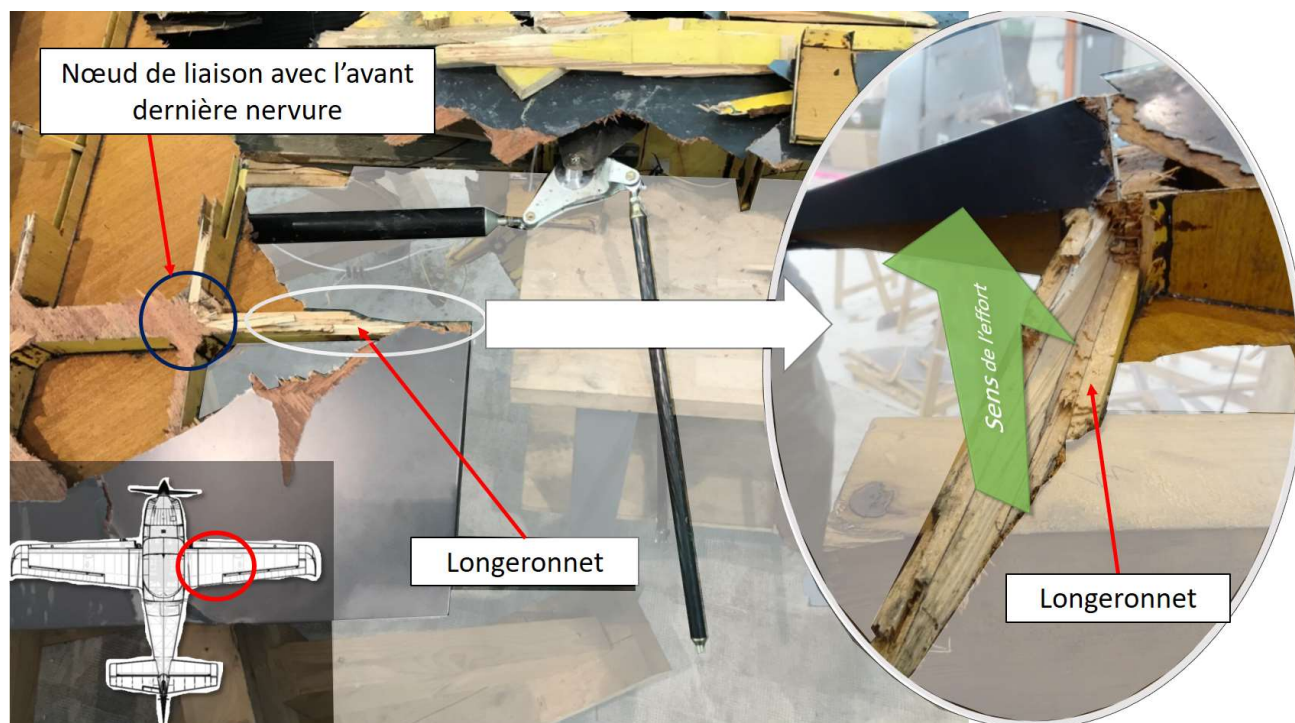


Figure 31 : profil de rupture du longeronnet côté emplanture

L'ensemble de ces signatures est compatible avec une flexion générale du morceau de longeronnet, la charnière n°2 partant vers l'arrière puis le haut, entraînant une rupture de la dernière nervure de fermeture du bord de fuite puis un déchirement du longeronnet pivotant autour du nœud de liaison.

Les bois constituant le longeronnet sont clairs, les fibres bien linéaires et le plan de joint vertical de collage est mince. Aucune anomalie de collage et d'assemblage n'est notée. L'analyse des essais et des mesures réalisées sur les éprouvettes²² du bois constituant la pièce démontre la conformité aux exigences attendues pour du bois premier choix²³.

La rupture du longeronnet droit au niveau de la charnière n°2 s'est produite vers l'arrière puis vers le haut par surcharge. Le bois est conforme aux exigences normatives et aucun défaut de fabrication n'est constaté. La seconde rupture située côté emplanture est une conséquence de la première.

2.1.5.4. Revêtement du caisson de l'aile droite

Le revêtement d'intrados et d'extrados est constitué d'un contreplaqué 3 plis (CTP) collé sur la structure de l'aile (semelles du longeron principal, longeronnet et nervures). Ce CTP, orienté à 45°, est recouvert d'un tissu de marouflage²⁴.

²² Échantillons de bois servant aux tests de conformité.

²³ Essais en flexion dynamique, compression axiale, détermination de la masse volumique et de l'humidité selon la norme aéronautique NF L 17-996 « bois bruts débités ».

²⁴ Le marouflage est une technique qui consiste à fixer une surface légère (toile) sur un support plus solide et rigide (CTP), à l'aide d'une colle forte dite maroufle qui durcit en séchant.

2.1.5.4.1. Extradados

La rupture du revêtement d'extrados au niveau de la semelle supérieure du longeronnet est située dans les trois plis du CTP et montre plusieurs zones de forte traction perpendiculaire au plan du CTP dirigée vers le haut. L'ensemble du collage du revêtement sur la semelle supérieure du longeronnet est jugé de très bonne qualité.

Le revêtement d'extrados s'est désolidarisé de la voilure en s'arrachant vers le haut.

2.1.5.4.2. Intrados

L'intrados de l'aile droite a été entièrement reconstitué, tous les éléments ayant été retrouvés autour de l'épave. Cela signifie que, contrairement à l'extrados, le revêtement d'intrados est resté solidaire de l'appareil durant la chute. Des traces de frottements sont visibles à proximité de la lumière²⁵ de la biellette de commande d'aileron. Ces traces sont peu marquées et n'ont pas entamé le revêtement de marouflage.

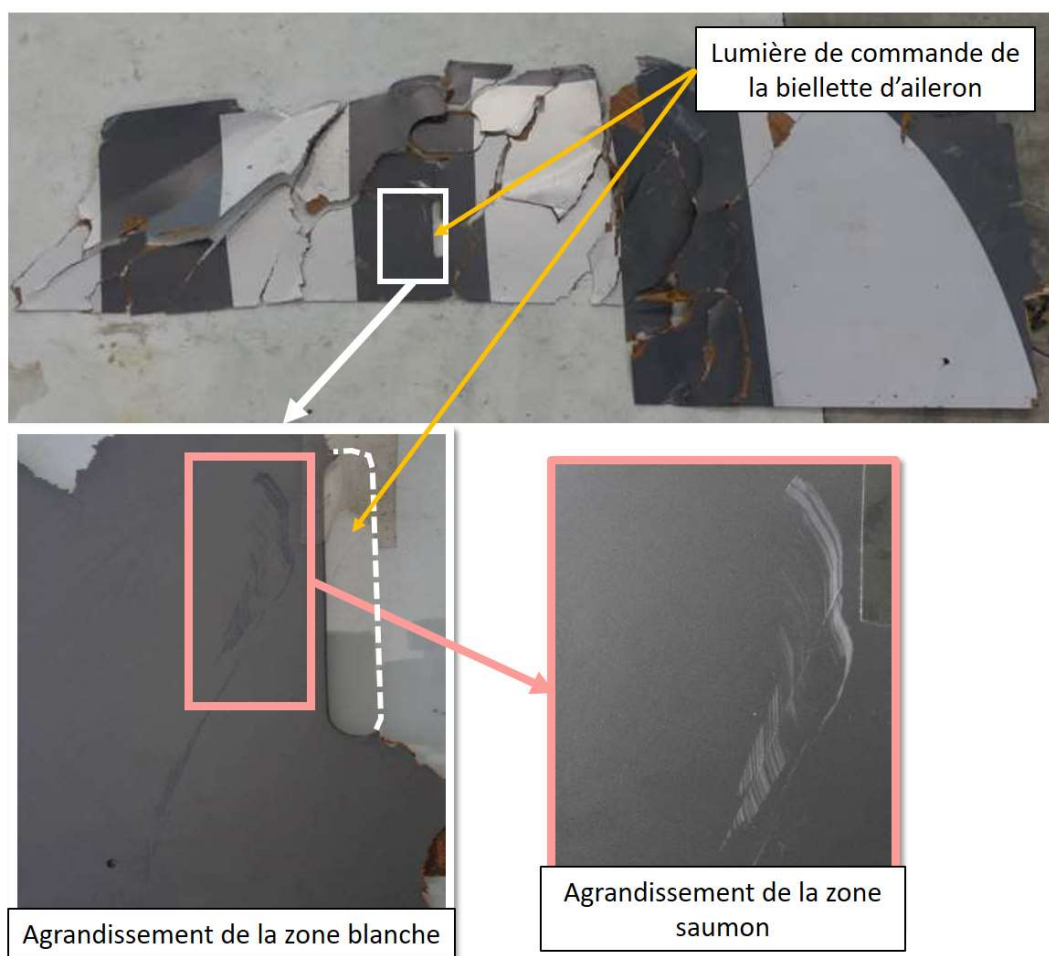


Figure 32 : traces de frottements sur l'intrados de l'aile droite

²⁵ Zone de passage de la biellette dans l'intrados.

Lorsque l'aileron est en position basse, le sommet de la palette se situe à proximité de ces traces de frottements.

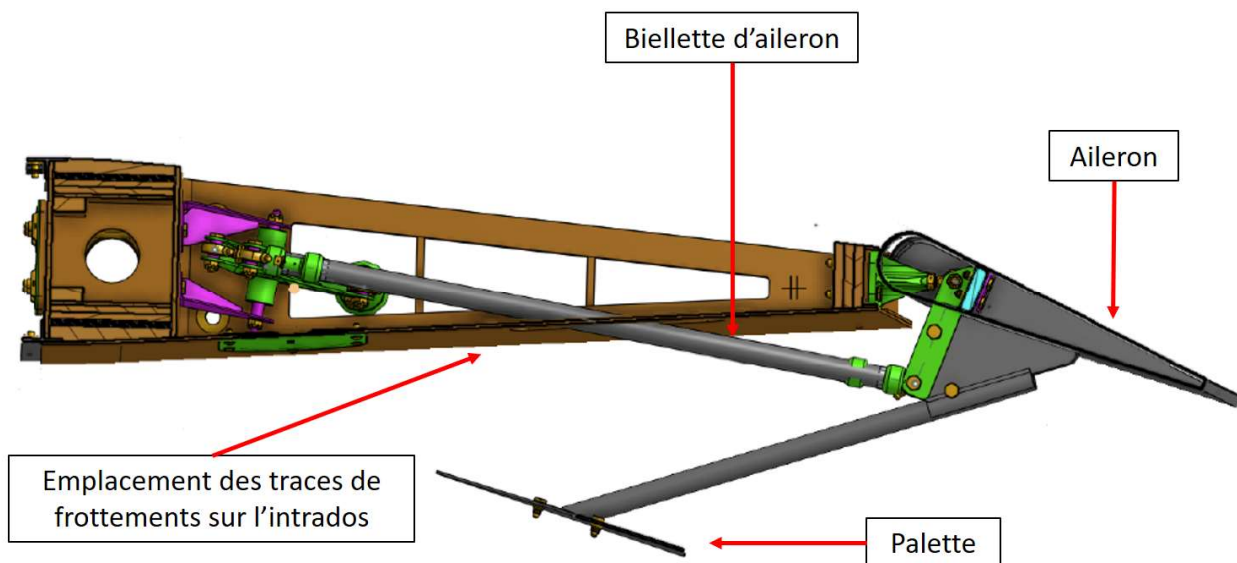


Figure 33 : vue transversale de l'aile au niveau de la palette

Durant le vol, la palette droite est entrée en contact avec l'intrados de la voilure droite.

2.1.5.5. Winglet²⁶ droit

L'examen du winglet a permis de constater l'absence de dommage significatif sur la pièce, en dehors des dommages observés aux fixations sur la structure de l'extrémité de la voilure droite. La pièce métallique de fixation au bord d'attaque est déformée selon une flexion vers le haut. Si le winglet s'était séparé de l'aile avant l'aileron, des marques de contact seraient visibles sur les deux pièces. Or, la corne d'équilibrage de l'aileron, son logement au niveau du winglet et les peintures sont intacts. Le winglet s'est donc très probablement séparé de l'aile après la rupture de l'ensemble aileron-longeronnet.

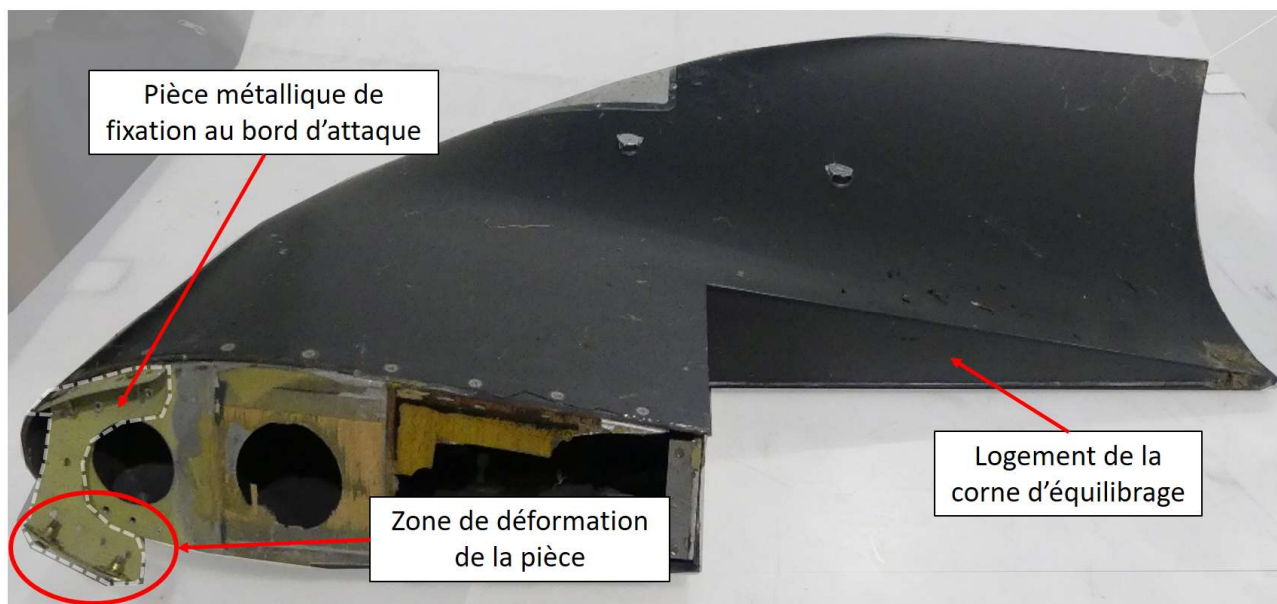


Figure 34 : winglet droit

²⁶ Ailette sensiblement verticale située au bout des ailes permettant de réduire la traînée induite par la portance.

La séparation du *winglet* est très probablement survenue après la rupture du longeronnet arrière droit.

2.1.5.6. Palettes aérodynamiques

2.1.5.6.1. Palette gauche

Lors de l'examen de l'épave, un léger jeu a été observé dans la fixation du bras de liaison de la palette gauche sur le guignol sans qu'il ait pu être établi si ce jeu était présent avant l'impact. La palette gauche présente plusieurs différences avec celle de droite :

- son tube de renfort est plus long d'environ 25 mm par rapport à celui de droite ;
- deux platines renforçant la fixation ont été ajoutées ;
- les fixations des triangles ne sont pas les mêmes.



Figure 35 : fixation palette gauche

Les deux palettes présentent des différences notables. Leurs propriétés de résistance et d'élasticité ne sont donc pas identiques.

2.1.5.6.2. Palette droite

La palette droite et son bras de fixation ont été retrouvés séparés du guignol situé sous l'aileron au niveau de la charnière n°2. La rupture est située au droit des boulons de liaison au guignol. La palette, intacte, est correctement fixée à son bras de liaison. Celui-ci est constitué d'un tube en carbone tressé dans lequel est emmanché un tube métallique, fixé au moyen de deux boulons et d'adhésif époxy, qui fait le lien avec le guignol d'aileron.

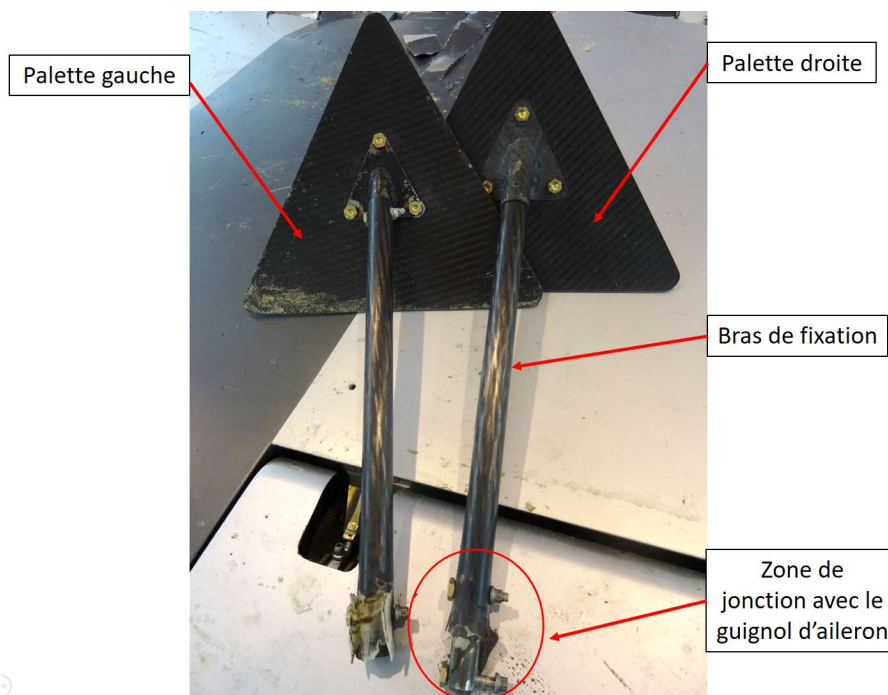


Figure 36 : palettes gauches et droites

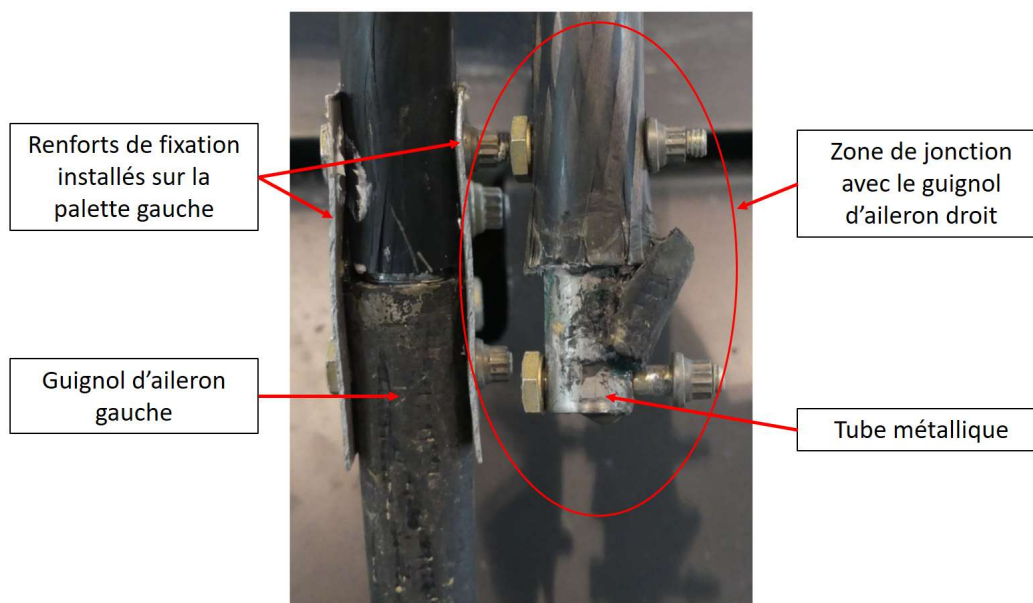


Figure 37 : détail des zones de jonction des palettes avec les guignols d'aileron

Les deux boulons sont en place et il n'y a pas de jeu entre la tête et l'écrou côté palette droite avec le tube en carbone. Cette fixation n'était pas renforcée comme celle de gauche. L'extrémité du tube en carbone est fissurée à deux endroits. Ces dégradations peuvent être expliquées par un chargement excessif en flexion dans le sens d'un pivotement du bras de liaison dans le plan vertical.

Un morceau de support provenant du guignol d'aileron est retrouvé enfoncé et bloqué entre une vis de fixation et le tube carbone de la palette. Ce morceau s'est probablement arraché sous l'action d'une forte compression selon l'axe du bras de liaison.

La palette a été retrouvée au sol à 300 mètres au nord de l'aileron. Au vue des efforts importants nécessaires à sa séparation du guignol, celle-ci s'est probablement produite avant l'arrachement de l'ensemble aileron-longeronnet.

Le bras de la palette droite a été soumis à des efforts qui ont provoqué la rupture de sa jonction avec le guignol d'aileron droit. Sa séparation de l'avion s'est possiblement produite en vol avant celle de l'aileron et du longeronnet.

2.1.5.6.3. Bielle côté aileron droit

La bielle reliant le guignol de renvoi droit à son aileron est rompue au niveau de son embout rotulé. L'analyse de la rupture au MEB indique qu'elle est de type statique²⁷ consécutive à une surcharge. Bien que certaines zones présentent des cupules²⁸ orientées, la rupture s'est majoritairement produite en traction pure. Des essais de dureté réalisés sur l'embout rotulé révèlent une conformité avec la norme de résistance mécanique²⁹ attendue pour ce type d'alliage. Cette rupture s'est produite en vol en raison de l'absence de l'interface fixée sur la partie de l'aileron non retrouvée.

La bielle d'aileron s'est rompue en vol. Sa résistance est conforme aux normes en vigueur.

2.1.6. Analyse des déformations des guignols de renvoi

Les guignols de renvoi sont constitués de deux plats en aluminium écartés de 15 mm et raidis par trois raidisseurs en aluminium en forme de U rivetés et collés. Ces guignols pivotent autour d'un axe supporté par des platines de fixation en acier. Celles-ci sont en appui sur la face arrière du longeron et maintenues en place par quatre fixations traversantes.

2.1.6.1. Guignol de renvoi gauche

En vol, les ordres de gauchissement sont transmis par le pilote en inclinant le manche latéralement. Ce mouvement est relayé par le guignol de renvoi directement vers l'aileron. À gauche, la chaîne de gauchissement est continue en partant du manche jusqu'à l'aileron. Sous l'effet de l'impact au sol, l'aile s'est brisée sur toute sa longueur en suivant l'axe du longeron et a basculé vers l'arrière. L'observation du guignol de renvoi gauche montre qu'il s'est déformé vers le bas selon le sens du basculement de l'aile, entraîné par la bielle le reliant à l'aileron gauche.

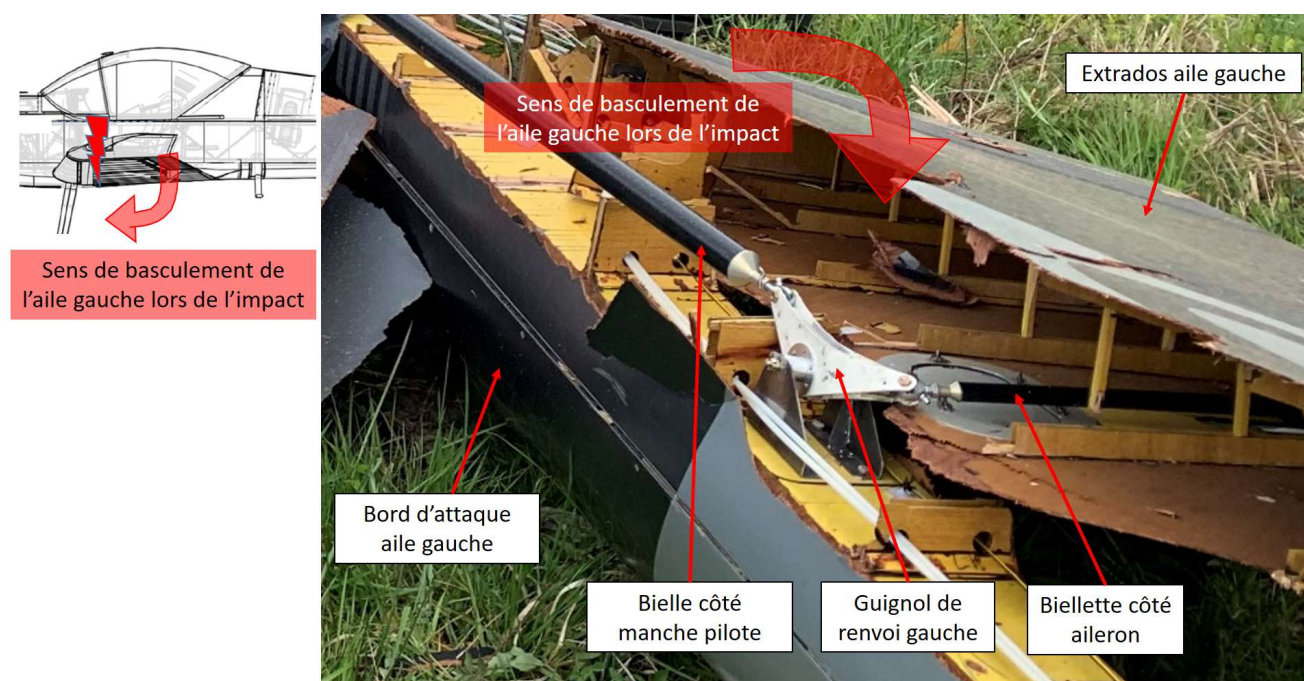


Figure 38 : déformation du guignol de renvoi gauche

²⁷ Rupture brutale par instabilité plastique.

²⁸ Petits cratères observés sur un faciès de rupture statique.

²⁹ NF EN ISO 18265.

La déformation finale du guignol de renvoi gauche s'est très probablement produite lors de l'impact au sol.

2.1.6.2. Guignol de renvoi droit

2.1.6.2.1. Constatation des endommagements

L'examen du renvoi droit révèle deux déformations dans des plans perpendiculaires, l'un vertical l'autre horizontal. Le bord supérieur droit du côté de la biellette d'aileron est marqué par une encoche profonde représentative d'une interférence du guignol avec sa platine de fixation après qu'il ait été déformé. La rigidité de la pièce a été renforcée par l'ajout de trois raidisseurs métalliques rivetés aux deux lames. L'un d'eux est rompu de ses fixations aux plats du guignol.

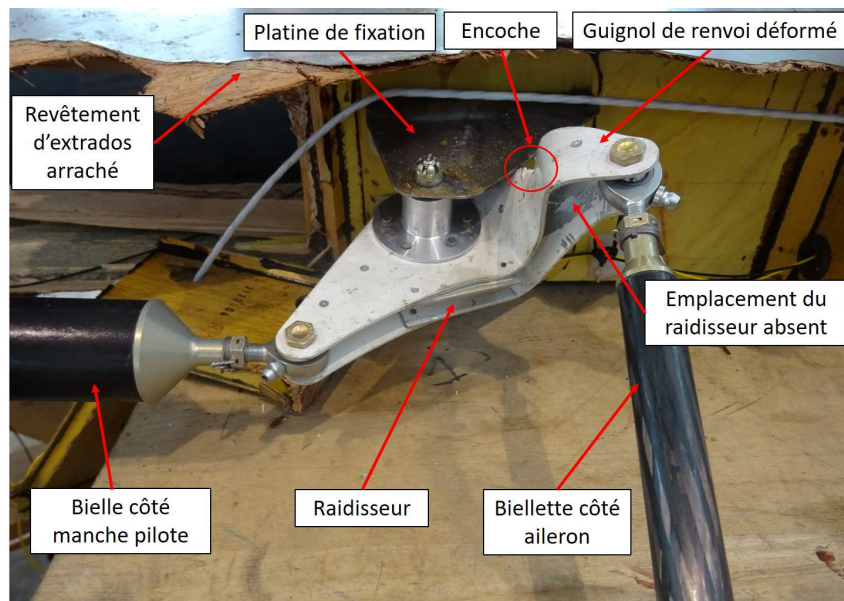


Figure 39 : guignol de renvoi droit déformé

La platine de fixation du renvoi est retrouvée déformée au niveau de la surface de contact avec le longeron. Un déplacement de 0,65 cm est mesuré. Cette déformation est caractéristique d'un effort de traction vers l'arrière de l'aile.

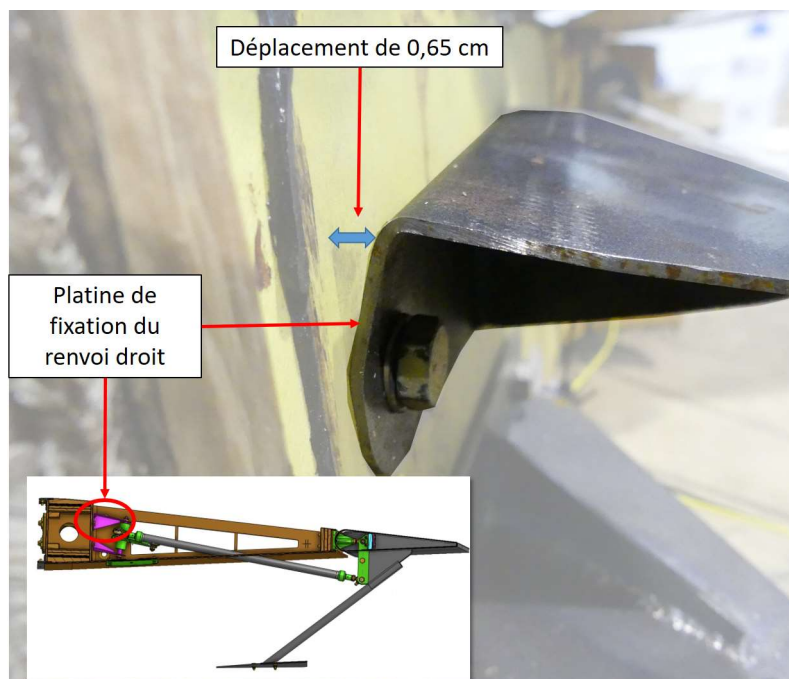


Figure 40 : déformation de la platine de fixation du renvoi droit

Le guignol de renvoi droit et sa platine de fixation présentent des déformations consécutives à un chargement en traction anormalement élevé vers l'arrière de l'aile.

2.1.6.2.2. Origine de la déformation du renvoi droit

La biellette n'étant plus connectée à l'aileron, les déformations observées ne sont pas dues à l'impact au sol. Des essais statiques menés en laboratoire sur des pièces représentatives ont permis d'établir que le renvoi s'est déformé sous l'effet d'une traction en provenance de la biellette reliée à l'aileron. Il a été possible de reproduire une déformation très similaire à celle de l'accident avec une force de plus de 5 kN³⁰.

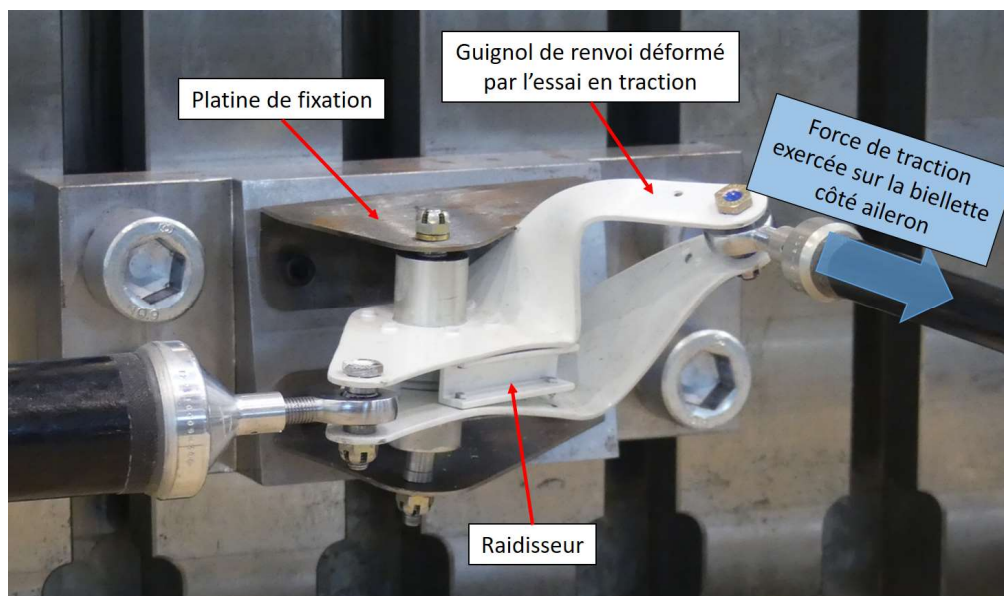


Figure 41 : guignol, similaire à celui de l'accident, déformé par l'essai en traction avec une force supérieure à 5 kN

Pour qu'une telle traction puisse imprimer ces déformations, il est nécessaire que le mouvement du renvoi soit entravé. Cette entrave ne peut avoir que six origines possibles, qui peuvent se cumuler pour certaines d'entre elles :

- un blocage des commandes de gauchissement par une action du pilote sur le manche. Or, pour s'opposer à une force de 5 kN au niveau de la biellette, il aurait fallu que le pilote exerce sur le manche une force inverse dans le sens du gauchissement d'au moins 100 kg, ce qui paraît impossible ;
- un blocage mécanique en raison d'un endommagement de la chaîne de gauchissement. Or, l'expertise de l'épave n'a pas mis en évidence un endommagement susceptible de provoquer un tel blocage ;
- un blocage mécanique en raison de l'atteinte d'une butée de gauchissement du pied de manche. Or, l'observation des butées n'a pas révélé de marquage significatif. De plus, d'après les enregistrements, le débattement latéral du manche n'a jamais atteint ses butées ;
- une force aérodynamique opposée exercée sur les gouvernes de gauchissement et dont l'origine pourrait provenir d'une déformation d'une palette aérodynamique. Or, la force maximale exercée dans l'hypothèse d'un braquage d'une palette ne pourrait dépasser les 0,3 kN ;
- le chargement symétrique des ailerons et de la chaîne de commande sous l'effet de la prise d'incidence liée au facteur de charge. Or, ce chargement est estimé au maximum à 0,64 kN ;
- une force générée par un phénomène de flottement. Aussi appelé flutter, le flottement est un phénomène résultant du couplage aéroélastique entre les forces aérodynamiques et la structure de l'appareil. Il apparaît généralement à une vitesse élevée lorsque les modes oscillatoires structuraux se couplent de manière défavorable pour conduire à une instabilité dynamique. Les modes pouvant se coupler défavorablement sont généralement les modes de flexion et torsion des surfaces portantes et les modes des gouvernes. Ce couplage instable amplifie les oscillations élastiques à la fréquence du mode instable, générant des efforts oscillants croissants jusqu'à provoquer une rupture ou une déformation comme ce

³⁰ Kilo-Newton.

qui a été constaté sur le guignol de renvoi droit. Dans le cas d'un flottement symétrique, pour lequel des ailerons vibrent en même temps et dans le même sens, des forces opposées apparaissent mettant sous forte tension la chaîne de gauchissement sans qu'un déplacement du manche pilote ne soit nécessaire.

La déformation du guignol de renvoi droit s'est produite en vol et a probablement pour origine un phénomène de flottement symétrique qui s'est possiblement cumulé avec le chargement aérodynamique des ailerons, un braquage de la palette ou un effort au manche.

2.1.6.2.3. Déformation de la platine de fixation du renvoi droit

Les essais ont démontré que la platine de fixation est la première pièce à subir une déformation, laissant apparaître un décollement jusqu'à 1,43 cm du longeron pour une traction avoisinant les 5 kN, c'est-à-dire juste avant la déformation du renvoi. Lorsque la force de traction s'annule, le décollement se réduit et la platine retrouve une position sensiblement identique à celle de la platine de l'accident de l'ordre de 0,7 cm.

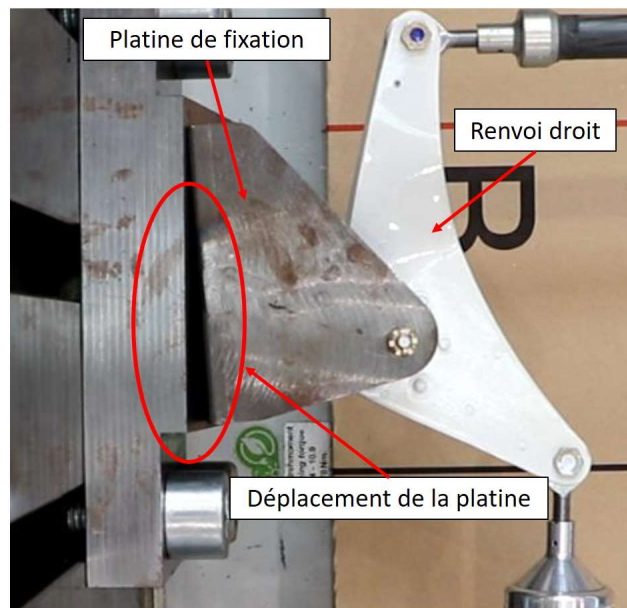


Figure 42 : déplacement de la platine lors des essais en laboratoire

La platine de fixation a subi une déformation plastique sous l'action d'une force de traction, décalant sa position initiale.

2.1.6.2.4. Conséquence des déformations sur les gouvernes de gauchissement

Malgré ces déformations, le pilote peut encore incliner l'avion à droite, mais l'inclinaison à gauche est limitée par la partie endommagée du guignol qui vient buter sur la platine de fixation. Cette butée est estimée à 24% du débattement latéral du manche.

La déformation du guignol de renvoi droit a limité le débattement latéral du manche pilote à gauche.

2.1.7. Analyse des efforts au niveau des charnières d'aileron

L'aileron droit est relié au longeronnet de la voilure par l'intermédiaire de quatre charnières. Il est également lié à la chaîne de gauchissement via son guignol qui se situe au niveau de la charnière n°2. Le braquage de l'aileron est commandé au manche qui transmet un effort à pousser (braquage de l'aileron vers le haut) ou à tirer (braquage vers le bas) au niveau du guignol, ce qui provoque son pivotement selon l'axe des charnières. Lorsque cette manœuvre est réalisée en vol, l'aileron subit une charge aérodynamique qui est transférée à la structure de l'aile, principalement au longeronnet, via les charnières. En cas de braquage brusque de l'aileron

à la vitesse de manœuvre ($V_a^{31} = 300 \text{ km/h}$) sous facteur de charge, on constate que la charge aérodynamique de l'aileron est d'autant plus importante que la valeur de l'angle de braquage de l'aileron est élevée, le facteur de charge n'y contribuant que de manière secondaire. On démontre également par le calcul que la charnière n°2 subit la charge aérodynamique la plus importante (36,4 % de la charge totale de l'aileron). À cette contrainte s'ajoutent les efforts provenant de la biellette de gauchissement et de la palette aérodynamique qui s'appliquent directement sur le guignol situé dans l'axe de la charnière n°2.

Lors du pivotement de l'aileron, les contraintes aérodynamiques et mécaniques augmentent avec l'angle de braquage et se concentrent au niveau de la charnière n°2.

2.1.8. Expertise des moyens de survie

2.1.8.1. Dispositifs d'ouverture de la verrière

Les montants de la verrière coulissante et le pare-brise sont retrouvés près de l'épave. Ces pièces ayant été manipulées par les sauveteurs, il est difficile d'établir des conclusions sur leur état avant l'impact. Cependant, les pions de verrouillage destinés au largage en secours de la verrière sont toujours engagés ce qui signifie que ce dispositif n'a pas été actionné par l'équipage.

Le dispositif de largage en secours de la verrière n'a pas été déclenché.

2.1.8.2. Parachutes dorsaux

Les deux parachutes de sauvetage sont de type National 425. L'un d'eux présente une non-conformité vis-à-vis de la durée de vie du pliage. Néanmoins, les deux parachutes sont en bon état de fonctionnement. Les poignées de déclenchement n'ont pas été actionnées.

Les parachutes dorsaux individuels sont opérationnels et n'ont pas été déclenchés.

2.1.8.3. Harnais

Sur le harnais du copilote en place droite, on constate un arrachement de la sangle d'épaule droite consécutif à la rupture totale des coutures suite à une forte traction vers le haut. Les pions de liaison des sangles inférieures côté gauche sont arrachés du siège également vers le haut, tout comme ceux de la sangle d'accélération négative et des sangles d'épaule. Le coussin de confort situé coté cuisse droite est fortement détérioré révélant des marques de traction vers le haut.

³¹ V_a = vitesse limite de débattement complet des gouvernes sans que l'avion ne subisse de contraintes trop importantes risquant d'endommager sa structure.

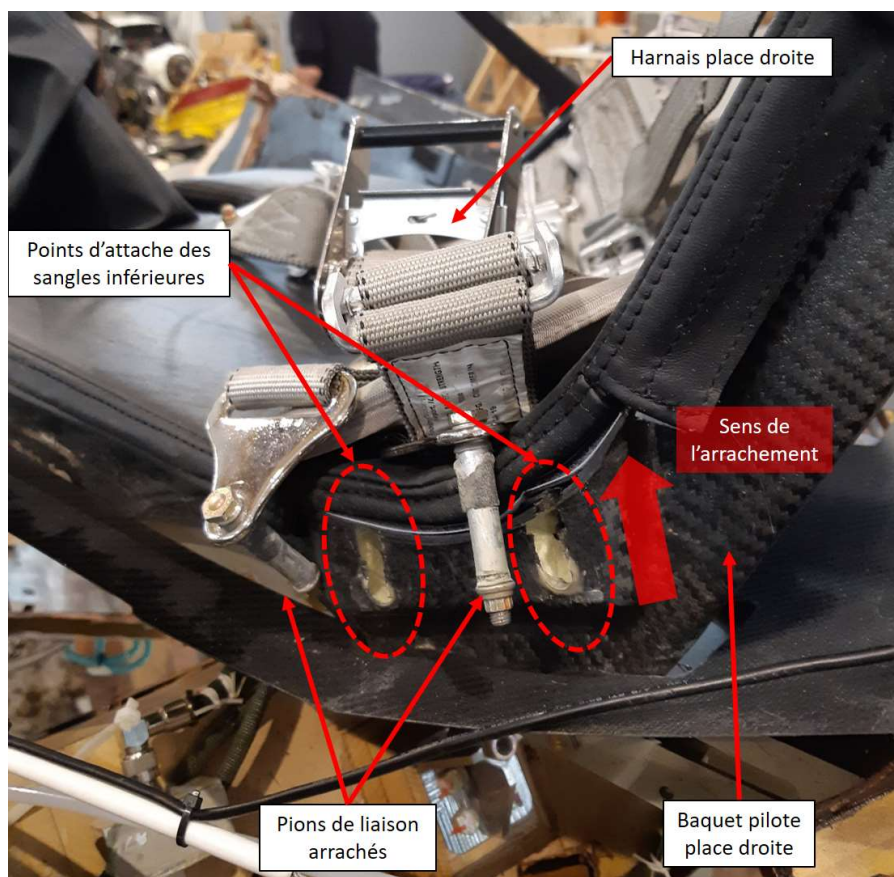


Figure 43 : attaches basses du harnais place droite



Figure 44 : attache haute du harnais place droite

Sur le harnais du pilote CDB en place gauche, les pions de liaison entre le harnais et le baquet sont détériorés dans le sens d'un impact facial.

Quatre des six fixations du harnais du pilote en place droite ont été arrachées du siège. Le harnais n'est plus fonctionnel.

2.1.8.4. Ensemble parachute de cellule GRS

Le boîtier de conditionnement du GRS dans la structure avion est retrouvé dans la zone de débris « jaunes ». Il est constitué d'un boîtier carbone, renforcé en aluminium et d'un sac de conditionnement en tissu fermé par deux aiguilles en sa partie supérieure. Il est fortement endommagé sur sa face gauche : on constate, en effet, un arrachement du carbone et une déchirure du sac en tissu.

Sur plusieurs sangles de liaison reliant le parachute à l'avion, on constate des dégâts importants dont des traces de frottement ayant entraîné des brûlures. Cependant, elles ne sont pas rompues. En revanche, il n'est constaté aucun endommagement au niveau du cône de suspension ni sur la voilure du parachute.

Le *slider* d'ouverture est retrouvé dans la partie basse du cône de suspension, ce qui prouve un déploiement de la voilure jusqu'au grand diamètre. Pour autant, la présence sur la cellule de l'appareil de certains caches de protection des sangles du harnais de l'avion atteste que la fin de la séquence de déploiement du GRS, correspondant à une ouverture finale stabilisée du parachute, ne s'est pas produite.

Le fonctionnement du GRS semble avoir été nominal jusqu'à l'obtention d'un grand diamètre mais le déploiement ne s'est pas poursuivi jusqu'au bout de la séquence de stabilisation de l'aéronef. La sangle de liaison principale a probablement été endommagée par un choc sur la partie arrière gauche de l'avion.

2.1.9. Analyse des données issues de l'enregistreur

2.1.9.1. Position du manche

L'exploitation des données de l'enregistreur de vol permet de déterminer les mouvements du manche pilote.

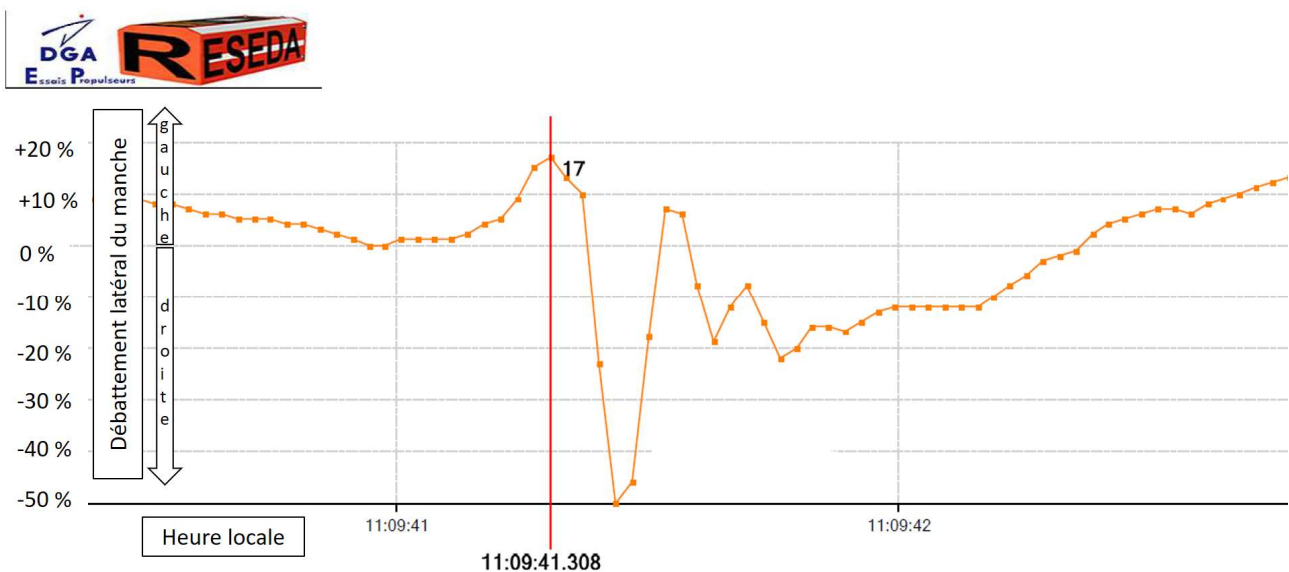


Figure 45 : déplacement du manche

Au voisinage de l'évènement, le manche se déplace rapidement à gauche en moins de 0,5 secondes jusqu'à une amplitude de 17% de son débattement maximal, puis il bascule brutalement à droite avant d'osciller latéralement autour d'une valeur moyenne de 15% à droite. En raison de la fréquence d'échantillonnage de l'enregistreur (30 Hz), la valeur maximale atteinte à droite n'a pas été mesurée mais est probablement supérieure à 50% du débattement maximal.

Au voisinage de l'évènement, en moins de 0,5 secondes, le manche part rapidement à gauche avant de basculer brutalement à droite, probablement à plus de 50% de son débattement maximal.

2.1.9.2. Mise en roulis et perte de contrôle

Le dernier virage avant la perte de contrôle est initié en descente à une altitude d'environ 8 000 ft sous 7g à 330 km/h. Le roulis est stable à 80° à gauche avec une assiette de 25° à piquer. Le gauchissement reste sensiblement au neutre et le pilote contrôle la cadence à la profondeur afin de maintenir le facteur de charge. La gouverne de direction est légèrement inclinée à gauche dans le sens du virage. L'incidence de l'aile est alors d'environ 13°, c'est à dire à 6° du décrochage dynamique.



Figure 46 : attitude de l'appareil juste avant l'évènement (figuratif avion non représentatif de l'INTEGRAL R)

Au bout de 6 secondes de virage stabilisé à gauche, l'appareil vire brutalement à droite avec un taux de roulis qui passe par un maximum de 260°/sec ce qui représente une augmentation d'incidence locale de l'aile allant de +6° à +12°. Cette montée brutale d'incidence provoque donc le décrochage dynamique de la moitié de l'aile droite et embarque l'appareil dans un tonneau à droite.

L'expertise des données de vol met en évidence que la mise en roulis à droite débute alors que le manche pilote est incliné à l'opposé.

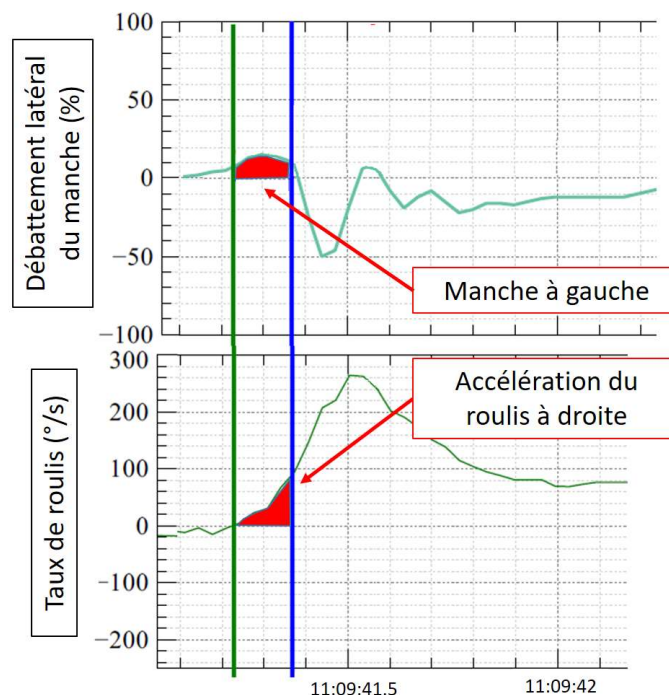


Figure 47 : débattement du manche pilote et taux de roulis

La perte de contrôle se caractérise par une mise en roulis qui s'accélère à droite et provoque le décrochage de l'aile droite. Cette manœuvre n'est pas imputable au pilote.

2.1.9.3. Tentatives de reprise de contrôle

L'exploitation de l'enregistrement relatif à la position des commandes démontre que, deux secondes après la perte de contrôle, un pilote initie les premières manœuvres de reprise de contrôle. L'enquête n'a pas pu déterminer précisément lequel des deux pilotes détenait les commandes.

Alors que l'appareil est en roulis à droite à près de 100°/sec avec une assiette à piquer de plus de 20°, on observe une diminution franche du débit carburant correspondant à une réduction des gaz. Le palonnier est engagé à gauche et le manche est incliné à gauche mais son débattement reste inférieur à 24%, probablement entravé par la déformation du guignol de renvoi droit. Bien que diminué, le taux de roulis n'est pas maîtrisé. Alors que l'appareil passe brièvement les ailes à plat, une tentative de ressource à 3g est initiée en maintenant du gauchissement et de la direction à gauche, manœuvres attendues pour sortir d'une position inusuelle à droite.

Pendant les 16 premières secondes de la chute et jusqu'à une hauteur de 1 000 ft, on note plusieurs tentatives de ressource combinées à du gauchissement et à de la direction à l'opposé du sens de rotation.

Durant toute la chute et jusqu'à une hauteur de 1 000 ft, le pilote aux commandes ne cesse de tenter de reprendre le contrôle de l'INTEGRAL R.

2.1.9.4. Déclenchement du parachute de cellule

Dans les derniers instants du vol, la trajectoire évolue brusquement. En passant une hauteur de 1000 ft, l'appareil est à piquer à 50° avec une vitesse de 420 km/h et continue de virer à droite avec un fort dérapage à gauche, probablement en raison d'une action très marquée à la commande de direction. On observe alors trois phénomènes remarquables :

- un très fort facteur de charge vertical (Gz) négatif qui monte violemment jusqu'à -11g en moins de 0,5 secondes soit un jolt³² supérieur à 20g par seconde. L'appareil et l'équipage sont soumis à cette force pendant 1 seconde ;
- en même temps, le sens de rotation s'inverse et l'appareil bascule brutalement sur le dos. Cette attitude est maintenue jusqu'à 300 ft/sol où l'avion bascule dans une position nez bas juste avant l'impact ;
- la vitesse décroît rapidement passant de 420 km/h à 130 km/h en 3 secondes juste avant que l'appareil impacte le sol.

Le constructeur du GRS indique que le choc à l'ouverture du parachute génère une force de 46 kN, soit un facteur de charge de 5,9g, lorsqu'il est déclenché à 380 km/h pour une masse avion de 800 kg. Or, l'enregistrement des paramètres indique une décélération de 11g correspondant à une force de 93 kN à 860kg. Deux arguments permettent d'expliquer ce facteur de charge :

- une vitesse de déclenchement du parachute supérieure de 40 km/h à la vitesse maximale d'utilisation définie par le constructeur. L'extrapolation des abaques caractéristiques du GRS permet d'estimer une force d'au moins 70 kN à 420 km/h ;
- le basculement sur le dos de l'appareil qui crée une force aérodynamique de décélération et donc augmente le facteur de charge.

Au moment du déclenchement du GRS par l'équipage, l'appareil vire constamment à droite avec un taux de roulis moyen de 100°/s. Les sangles de liaison reliant l'avion au parachute s'enroulent donc autour du fuselage et lors de l'ouverture du parachute, la forte tension des sangles sur la cellule inverse le sens de rotation en détruisant l'arrière de l'appareil comme le montrent les constats sur les sangles et la nature des débris retrouvés dans la zone « jaune ». Ce mouvement fait passer l'appareil sur le dos. Les enregistrements montrent que le facteur de charge négatif en Gz est le plus important à cet instant. L'analyse des ruptures du harnais du copilote, la position de son corps et des morceaux de verrière dans la zone de débris « jaunes »

³² Vitesse de prise de facteur de charge exprimée en g/seconde.

tendent à indiquer que le copilote a probablement été arraché de son baquet et éjecté du cockpit en brisant la verrière à ce moment.

Du début de la prise de facteur de charge négatif jusqu'à l'impact au sol, le temps de chute est estimé à 4 secondes.

La forte diminution de la vitesse ainsi que la mise nez bas de l'appareil dans la phase finale du vol correspondent au fonctionnement attendu du parachute de cellule. Comme cela a été établi par l'expertise du GRS, on note que la séquence de déploiement est incomplète. Le constructeur indique en effet qu'en fin de séquence, l'appareil est censé chuter à plat avec une vitesse verticale de 30 km/h pour une masse de 850 kg. En prenant en compte le temps nécessaire à l'extraction du parachute par la fusée, on peut estimer que le déclenchement du GRS a été commandé 4,3 secondes avant l'impact au sol, soit à une hauteur d'environ 1 000 ft. Or, le temps minimum nécessaire au déroulement complet de la séquence est de 6 secondes³³. Il manque donc 1,7 secondes pour que le déploiement complet soit effectif.

Le parachute de cellule est déployé trop tard pour freiner suffisamment l'appareil. Déclenché à forte vitesse alors que l'avion est en position inusuelle, le dispositif provoque de graves dommages à la partie arrière de l'aéronef et conduit à l'éjection forcée du copilote.

2.2. Séquence de l'évènement

En partant d'une altitude de 8 800 ft, l'INTEGRAL R pique et accélère vers 340 km/h puis s'incline rapidement à gauche à 80°. Après 6 secondes de virage engagé sous 7g, alors qu'il franchit 7 000 ft en descente à 330 km/h, l'appareil subit probablement un flottement symétrique d'ailerons alors que la palette droite est perdue en vol, ce qui déforme le renvoi droit de gauchissement. Ce phénomène est suivi d'un départ brutal en roulis à droite, du décrochage de la moitié de l'aile droite et d'une rupture du longeronnet et de l'aileron droit.

Devenu impiloteable, l'appareil pique en auto-tonneau. Répondant à une question de l'ingénieur au sol, le commandant de bord annonce « ça ne va pas ». Dans une tentative de maîtrise de l'appareil, les gaz sont réduits et une action à contrer est engagée au manche et au palonnier. Mais la déformation du renvoi droit limite fortement le débattement latéral du manche à gauche.

Au bout de 16 secondes pendant lesquelles un pilote ne cesse de tenter de redresser la trajectoire et, alors que l'appareil franchit 1 000 ft sol en piquer à 420 km/h, un membre d'équipage déclenche le parachute de cellule GRS. Son déploiement provoque une très forte et très brutale décélération verticale alors que l'avion, dont le fuselage est enroulé dans la sangle de liaison du parachute, passe sur le dos. Sous l'effet de cette énergie, quatre points de fixation du harnais en place droite rompent et libèrent le copilote qui est éjecté du cockpit et traverse la verrière. Le fuselage et la queue de l'avion sont détruits et chutent vers le sol. Le reste de l'avion s'écrase à la verticale 4 secondes plus tard à 130 km/h alors que sa vitesse était en forte diminution sous l'effet du parachute.

2.3. Recherche des causes de l'évènement

2.3.1. Causes de l'entrée en flottement

2.3.1.1. Historique des analyses de flottement réalisées sur l'INTEGRAL R

Conformément aux exigences liées à la certification CS-23, un bureau d'étude indépendant a mené en janvier 2021 une campagne de tests vibratoires au sol (GVT³⁴) nécessaire aux calculs prédictifs de flottement. Quelques mois plus tard, des modifications structurales sont réalisées sur l'avion et portent sur le renforcement du guignol de renvoi de gauchissement, l'allègement des *winglets* et la redéfinition des palettes. Ces modifications significatives étant postérieures au GVT, les calculs prédictifs de flottement n'ont pas été jugés suffisamment représentatifs par l'AESA, qui a demandé une deuxième campagne de tests vibratoires. L'AESA a cependant, délivré une autorisation de vol (*permit to fly*) le 21 décembre 2021 permettant à Aura Aéro de mener des vols d'essais de flottement au-delà des 300 km/h. Ceux-ci sont finalement réalisés après la réception d'une nouvelle étude de flottement comprenant un autre GVT et une analyse prédictive.

³³ Pour un déclenchement à 380 km/h et une masse de 800 kg (données constructeur).

³⁴ *Ground vibration test*.

En raison de modifications structurales, deux analyses prédictives de flottement ont été réalisées. L'avion disposait d'une autorisation de vol pour des vitesses supérieures à 300 km/h.

2.3.1.2. Analyse des études de flottement

La première étude prédictive étant moins précise en raison de la méthode employée et des modifications structurales appliquées post-GVT, l'analyse ne porte que sur la seconde.

L'étude du flottement repose sur des hypothèses de départ, qui incluent une simplification du comportement vibratoire de l'avion en négligeant les modes fréquentiels liés au moteur et au train d'atterrissage. De même, le comportement aérodynamique des palettes n'est pas pris en compte. Enfin, certains phénomènes favorables à la suppression du flottement ne sont pas pris en compte comme l'amortissement structural des chaînes de commande et la présence d'une masse de 700g dans les cornes d'équilibrage des ailerons.

L'analyse des résultats de l'étude révèle que, dans les conditions citées ci-dessus, l'avion ne présente pas de vulnérabilité au flottement jusqu'à 500 km/h³⁵. Dans l'hypothèse d'une absence de palette, on note un début de couplage plus précoce à partir de 440 km/h, ce qui démontre la réduction de la marge de sécurité sur la stabilité aéroélastique en cas de perte de palette.

La perte de palette constitue un facteur de réduction de marges en terme de flottement.

2.3.1.3. Déformation de la platine de fixation du renvoi de gauchissement

Les essais en déformations du renvoi de gauchissement ont caractérisé une déformation de la platine de fixation sous l'effet d'une traction en provenance de l'aileron. Une première déformation de nature élastique, qui décolle la platine du longeron, est possible dès l'application d'une traction de quelques dizaines de kilogrammes équivalente à celle générée par le chargement symétrique des ailerons sous l'effet de la prise d'incidence liée au facteur de charge. Cette nouvelle position de la platine, en équilibre, témoigne d'une certaine souplesse inattendue dans la chaîne de gauchissement en raison d'une raideur inférieure aux prévisions, ce qui entraîne une diminution de la fréquence des modes vibratoires de la timonerie. Comme il n'est pas possible d'identifier cette perte de raideur par GVT, les calculs prédictifs de flottement n'ont pas pris en compte cette variation fréquentielle sous effort, occultant ainsi une instabilité potentielle.

Une raideur inférieure aux prévisions, autorisant ainsi une déformation élastique de la platine constitue probablement une condition latente d'entrée en flottement, sans que cela ne soit détectable en GVT.

2.3.1.4. Perte de la palette droite en vol

L'analyse des éléments recueillis lors de l'enquête tend à indiquer que la palette droite a probablement été perdue en vol juste avant la rupture de l'ensemble aileron-longeronnet. Cette perte est à l'origine d'une réduction de marges en terme de sécurité aéroélastique alors que l'avion présentait des conditions latentes d'entrée en flottement. Il est aussi possible que l'apparition d'un jeu dans la fixation de la palette ait contribué à l'entrée en flottement, avant même la perte totale de la palette. De plus, lors de la rupture du bras de palette, des efforts de plusieurs dizaines de daN³⁶ ont probablement été appliqués sur l'aileron via le guignol de liaison avec la palette, se combinant avec le chargement symétrique des ailerons pour accroître le décollement et la déformation de la platine.

La perte de la palette droite en vol a possiblement été un élément déclencheur du flottement d'ailerons dans un contexte d'instabilité latente non détectable par les calculs prédictifs d'apparition du flutter. L'apparition d'un jeu dans la fixation de cette palette a aussi pu contribuer à réduire les marges de stabilité aéroélastique, avant même sa perte définitive.

³⁵ En vitesse équivalente, correspondant à la vitesse vraie dans les conditions standards.

³⁶ Un daN (déca-Newton) vaut 10 Newton.

2.3.2. Cause du départ en roulis à droite

Les essais de déformation du renvoi droit et de sa platine ont été réalisés à partir d'une position correspondant au neutre de l'aileron (braquage à 0°). Ils démontrent que, pour une déformation similaire à celle du renvoi accidenté, la biellette d'aileron se déplace potentiellement vers l'arrière de l'aile de 5 à 10 cm, ce qui correspond à un pivotement de l'aileron vers le haut de 23 à 46°. Ainsi, pour une position du manche au neutre en gauchissement, l'aileron droit est braqué vers le haut alors que celui de gauche est au neutre, ce qui provoque une mise en roulis à droite.

La déformation du guignol et de sa platine de fixation a autorisé un braquage de l'aileron droit vers le haut provoquant la mise en roulis à droite et le début de la perte de contrôle.

2.3.3. Causes possibles de la rupture primaire au niveau de l'aile droite

Considérant les constats et les analyses précédents, il est possible d'établir que l'aile droite a subi un phénomène destructeur explosif dont l'origine peut avoir pour explication la combinaison de plusieurs phénomènes :

- Impact de l'aileron sur ses charnières : alors que le taux de roulis franchit les 100°/s en s'accélération, le manche part brutalement à droite à plus de 50 % de son débattement maximal. L'aileron présentant déjà un braquage de 23° à 46°, ce mouvement violent a provoqué l'impact de l'aileron sur ses charnières comme le confirment les endommagements visibles sur l'extrados de l'aileron droit.
- Contraintes liées au mouvement de l'aileron : le braquage final de l'aileron de 35° à 60° et au-delà de la vitesse de manœuvre (Va) a généré de fortes contraintes mécaniques sur le longeronnet en particulier au niveau de la charnière n°2, lieu de concentration des efforts aérodynamiques et mécaniques.
- Flottement : les efforts oscillants croissants générés par ce phénomène aéroélastique instable peuvent provoquer des déformations et des ruptures structurelles compatibles avec les dégâts observés sur le longeronnet et l'aileron droit.

La rupture du longeronnet au niveau de la charnières n°2 a probablement été causée par la combinaison de trois phénomènes : le choc de l'aileron sur ses charnières, l'application de contraintes anormalement élevées dues au braquage brutal au-delà de la déflexion maximale de l'aileron et les efforts croissants issus d'un flottement.

2.3.4. Questions relatives à la survie de l'équipage

A partir du début de la perte de contrôle, l'appareil chute de 6 000 ft en 20 secondes, dont 4 secondes sous voile, avant d'impacter le sol. Il a donc fallu environ 16 secondes à l'équipage pour déclencher le parachute de cellule. Cette action tardive peut trouver une ou plusieurs causes dans le domaine des facteurs organisationnels et humains.

2.3.4.1. Emploi des moyens de survie

2.3.4.1.1. Procédure de sauvegarde

Dans l'analyse des risques associée au programme des tests en vol, l'utilisation du parachute de cellule GRS et des parachutes dorsaux est au cœur des mesures permettant de réduire le niveau de risque. En cas de perte de contrôle, les consignes d'emploi sont les suivantes :

- déclenchement du GRS au-dessus d'une hauteur de 5 000 ft/sol et en dessous de 300 km/h ;
- en cas d'échec du fonctionnement du GRS, évacuation en vol avec les parachutes dorsaux au-dessus de 3 000 ft/sol.

L'utilisation des parachutes dorsaux est donc conditionnée au déclenchement préalable du GRS qui doit se faire au-dessus d'une certaine hauteur et sous une vitesse limite. Cette procédure très restrictive ne couvre pas tous les cas d'urgence, en particulier quand l'équipage est confronté à des vitesses supérieures à la vitesse limite ou quand il est dans l'incapacité d'actionner le GRS au-dessus de 5 000 ft.

Au moment de l'évènement, l'appareil vole à 330 km/h et franchit en descente la hauteur de décision de 5 000 ft en 5 secondes.

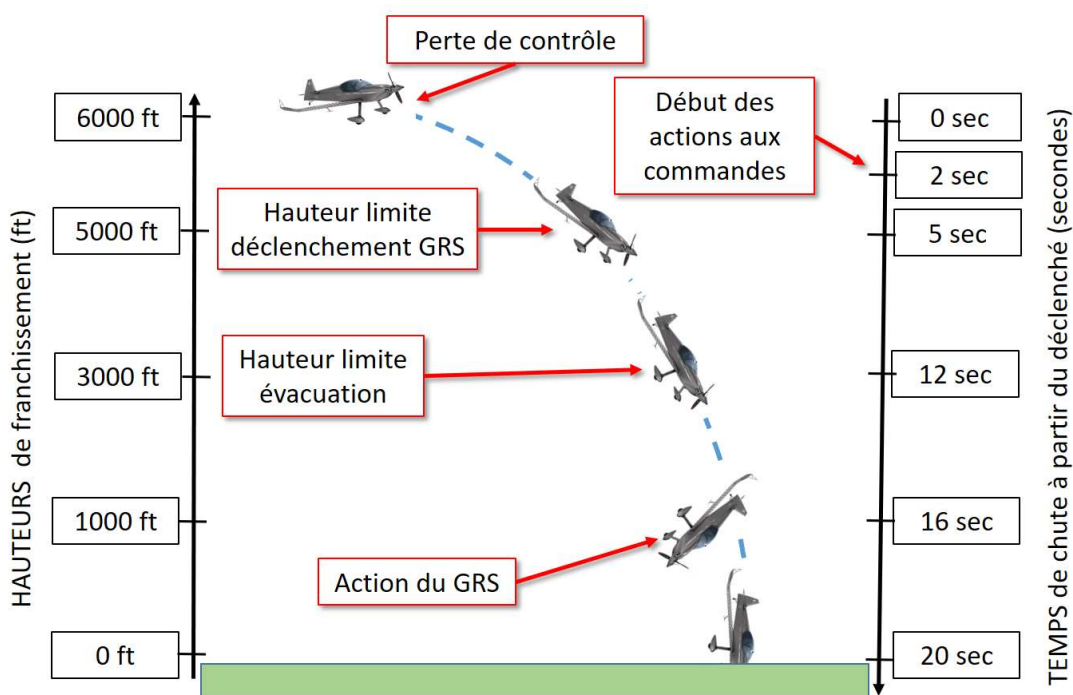


Figure 48 : chronologie de la chute

La procédure d'utilisation des moyens de survie ne couvre pas toutes les situations, ce qui a pu retarder la prise de décision.

2.3.4.1.2. Définition des hauteurs de décision

Les consignes d'utilisation du GRS définissent des hauteurs en pieds (ft) alors que l'altimètre principal côté pilote est en mètres. L'altitude est disponible sur l'EFIS mais sa lisibilité n'est pas aussi élevée que sur l'altimètre pilote. De plus, l'équipage a l'habitude de travailler avec des altitudes en mètres en raison de son expérience de pilotes de voltige pour lesquels cette unité est généralisée dans les compétitions.

La différence entre l'unité utilisée par l'altimètre principal et l'unité définie dans les consignes d'urgence a pu retarder la prise de décision.

2.3.4.1.3. Accessibilité de la manette de déclenchement du GRS

La manette de déclenchement du GRS est encastrée sous l'écran de l'EFIS et affleure à peine du tableau de bord. Elle est située à égale distance de la place gauche et de la place droite.

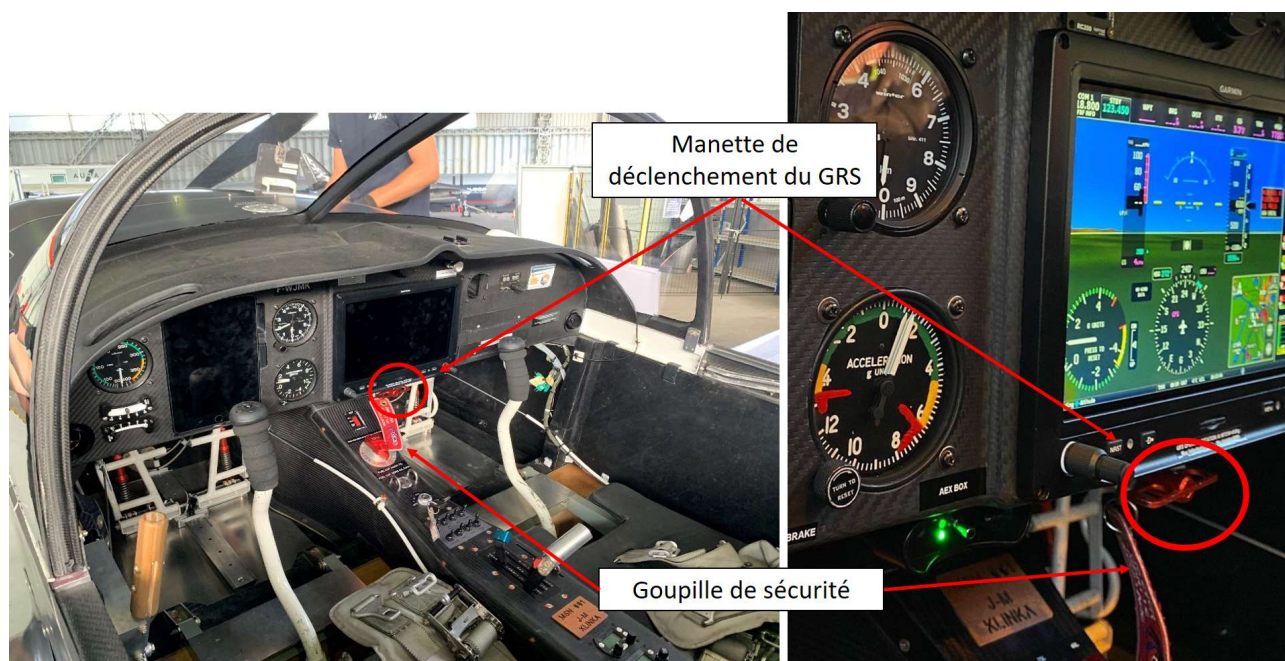


Figure 50 : position de la manette de déclenchement du GRS

Pour l'atteindre, lorsque son corps est entravé par le harnais, le pilote doit tendre le bras sous le tableau de bord. En raison de la destruction du cockpit, il n'a pas été possible de mesurer la distance séparant le pilote du dispositif. Il est cependant probable que, sous facteur de charge, cette action soit rendue difficile, voire impossible, en fonction de la brutalité des évolutions. Pendant la chute de l'appareil, on enregistre des évolutions très rapides du facteur de charge allant de 0g à 4g avec de forts jolts.

La manette de déclenchement du GRS n'est pas facilement atteignable, en particulier lorsque le pilote est soumis à des facteurs de charge évolutifs.

2.3.4.2. Altération ou perte de conscience de l'équipage

Le modèle de Stoll³⁷ propose une représentation schématique de la tolérance humaine aux accélérations positives (+Gz) pour un sujet moyen, non entraîné à l'exposition au facteur de charge, non équipé de moyens de protection technologique et ne pratiquant pas les manœuvres musculo-respiratoires anti-G³⁸.

³⁷ Alice Mary Stoll (1917-2014), biophysicienne américaine pionnière de la médecine aérospatiale.

³⁸ Techniques de prévention des effets des accélérations +Gz de longue durée.

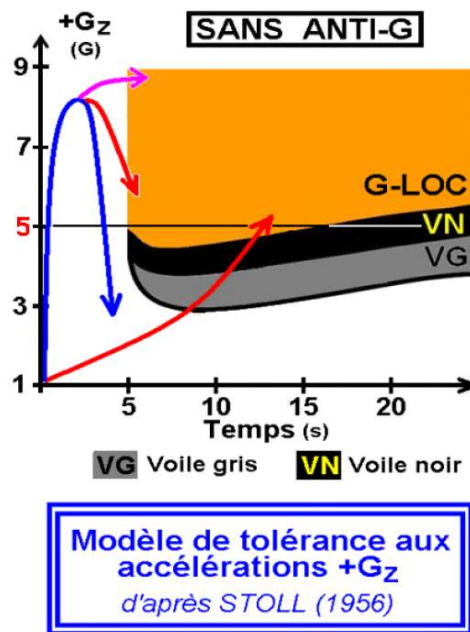


Figure 51 : modèle de Stoll utilisé lors des séances d’instruction aéromédicale théoriques aux effets des accélérations +Gz de longue durée

Ce graphique générique à visée pédagogique présente les niveaux moyens d’accéléérations Gz auxquels apparaissent les symptômes (voile gris, voile noire et perte de conscience) dans les conditions précitées en distinguant les effets selon la rapidité de la mise en accélération, le niveau et la durée de l’accélération atteint. Ce type d’accélération est responsable du déplacement d’une certaine quantité de sang des parties déclives du corps (abdomen, bassin, membres inférieurs) au détriment de l’extrémité céphalique (la tête). Plus le facteur de charge +Gz est élevé, plus la pression de perfusion cérébrale diminue. Il existe un continuum entre la perfusion cérébrale suffisante pour un fonctionnement cognitif nominal et la perte de conscience totale appelée G-LOC³⁹. Entre les deux, il existe un état appelé A-LOC⁴⁰ où le personnel navigant n’a pas perdu totalement conscience mais où ses fonctions cognitives peuvent être profondément altérées (altération de conscience, confusion, désorientation, altération perceptive et motrice...), autorisant parfois la parole mais empêchant toute prise de décision ou d’action efficace.

La durée de l’incapacité totale d’un G-LOC est d’environ 5 à 30 secondes même si l’accélération +Gz est interrompue dès le début du G-LOC. Cette période est suivie d’une phase d’incapacité partielle avec un réveil progressif accompagné de confusion et de désorientation pouvant aller jusqu’à 50 secondes.

Ces deux incapacités, totale puis partielle pour le G-LOC et partielle pour l’A-LOC, rendent difficiles toute action de pilotage ou d’évacuation. Les durées de ces incapacités sont soumises à une forte variabilité individuelle et interindividuelle⁴¹. D’une personne à l’autre, et, pour une même personne, d’un moment à l’autre, en fonction de son état de fatigue, de son alimentation, ou de son stress, la tolérance intrinsèque au facteur de charge est très variable. Un G-LOC est possible dès 3g chez certaines personnes, alors que d’autres résisteront jusqu’à 8g. Un même pilote peut perdre conscience dès 5g à une certaine heure de la journée, alors qu’il supportera 7g à un autre moment.

Par ailleurs, il est établi que l’exposition à des accélérations Gz négatives diminue significativement la tolérance cardiovasculaire et augmente la vulnérabilité du pilote lors d’expositions ultérieures aux facteurs de charge

³⁹ G-induced loss of consciousness : perte de conscience induite par le facteur de charge.

⁴⁰ Slungaard E., McLeod J., Green N D C., Amit Kiran, Newham Di J., Harridge S D R. *Incidence of G induced loss of consciousness and almost loss of consciousness in the Royal Air Force. Aerosp Med Hum Perform*, 2017 ; 88(6): 550-555.

⁴¹ Cochran LB, Gard PW, Norsworthy ME, *Variations in human G tolerance to positive acceleration. G-level tolerances of 1000 relaxes subjects not wearing anti-G suits at 1 G/s onset rate.* Pensacola 1954.

positifs, effet connu sous le nom « d'effet push-pull » pouvant perdurer jusqu'à deux heures après l'exposition⁴² à des Gz négatifs.

Les pilotes de voltige étant habituellement exposés à des Gz élevés mais sur un temps court (inférieurs à 5 secondes), les risques de perte soudaine de conscience ou d'altération de la conscience sont réduits (courbe bleue). Cependant, lors de l'évènement, on constate que lors du dernier virage d'essai, l'équipage est exposé à un facteur de charge de 7g pendant 6 secondes. Ce profil d'accélération est compatible avec la survenue d'un A-LOC ou d'un G-LOC. De plus, le risque de survenue d'un A-LOC ou d'un G-LOC lors de ce virage est majoré par la réalisation peu après le décollage et avant de débiter les virages serrés, d'une mise de l'appareil sur le dos qui a exposé l'équipage à une accélération négative (-1g pendant plusieurs secondes). Ainsi, le jour de l'évènement, en raison du jolt (+2g/s), du niveau d'accélération + Gz atteint et de la durée de cette exposition et de l'exposition préalable à des accélérations Gz négatives lors de la mise dos en début de vol, l'équipage était soumis à un risque élevé de G-LOC ou de A-LOC (courbe rouge ou violette).

Bien que le pilote n'ait pas perdu connaissance au cours de cette manœuvre (communication à la radio en fin de virage), une altération de sa conscience est possible. Dans cette situation le CDB a pu ne pas être en mesure d'analyser pleinement la situation complexe à temps.

Par ailleurs, il est établi qu'un membre d'équipage, subissant du facteur de charge sans disposer des commandes de vol, peut ne pas être en mesure d'anticiper la prise de facteur de charge (par des manœuvres musculo-respiratoires anti-G) et être plus vulnérable au G-LOC. Ce constat empirique est particulièrement vérifié en cas de fort jolt où le retard des manœuvres anti-G altère le niveau de tolérance. Ainsi, il est donc possible que, dans les conditions du jour, le copilote ait lui aussi été victime d'un A-LOC voire d'un G-LOC. Ce constat, s'il est réalisé sous 5 000 ft⁴³ (soit 5 secondes après la perte de contrôle), a pu retarder la prise de décision d'abandon de bord, voire encourager le pilote CDB à tenter jusqu'à la dernière minute de reprendre le contrôle de l'appareil si un abandon de bord n'était plus possible pour le copilote.

Concernant le retard à l'abandon de bord, deux hypothèses sont possibles :

- une altération de la conscience du CDB aux commandes ayant pu dégrader ses capacités d'analyse et retarder sa décision de renoncement ;
- une altération ou perte de conscience du copilote ayant pu conduire à un retard dans la prise de décision.

⁴² Jouanin J-C., Dussault C. Tran D., Guézennec C-Y. *Aerobatic flight effects on baroreflex sensitivity and sympathovagal balance in experienced pilots. Aviat Space Environ Med*, 2005; 76: 1151-1155.

⁴³ Hauteur consigne d'utilisation du GRS.

2.3.4.3. Potentielle incapacité médicale du CDB

L'examen médical *post-mortem* du CDB a mis en évidence une pathologie coronaire non détectée lors des visites d'aptitude standards de classe 1 ni lors du suivi médical renforcé incluant des examens cardiaques réguliers (échographies et tests à l'effort) dont il bénéficiait pendant ses années d'appartenance à l'équipe de France de voltige.

Cette pathologie provoque :

- une diminution avérée de la tolérance aux facteurs de charge positifs et négatifs ;
- une possible incapacité en vol induisant une confusion ou une perte de coordination motrice ;
- une sensation de faiblesse ou un trouble de la conscience ;
- une vulnérabilité au stress, liée potentiellement au constat de la perte d'une partie de l'aile droite et pouvant favoriser l'apparition d'une défaillance cardiaque.

Dans l'hypothèse d'une incapacité du CDB liée à cette pathologie lui interdisant d'évacuer l'avion, le copilote a pu chercher jusqu'au dernier moment à sauver l'équipage en tentant de reprendre le contrôle de l'appareil.

L'état de santé du CDB a possiblement contribué à un retard dans la prise de décision de déclenchement des moyens de survie.

2.3.4.4. Renoncement tardif à la reprise de contrôle

2.3.4.4.1. Persévération

L'équipage est composé de pilotes expérimentés et experts en matière de voltige. Dans une situation normale, lorsque l'appareil est intègre, une manœuvre de sortie de piquer ne constitue pas une difficulté pour eux. Si la perte des éléments de l'aile droite après la perte de contrôle n'a pas été perçue immédiatement, le pilote aura tendance à tenter de récupérer le contrôle de l'appareil sachant que cette manœuvre est à sa portée. Des tentatives de reprise de contrôle sont en effet observées sur l'enregistreur de vol jusqu'à une hauteur trop basse pour garantir la survie de l'équipage.

Le niveau d'expertise très élevé de l'équipage en matière de voltige a pu contribuer à donner l'illusion d'une situation récupérable, incitant l'un des pilotes à insister dans ses tentatives de reprise de contrôle.

2.3.4.4.2. Volonté de sauvegarder l'appareil

L'INTEGRAL R n°001 est l'unique exemplaire de la gamme produit par Aura Aéro. Il s'agit d'un prototype sur lequel repose tout le programme d'essais et de certification, pour lequel l'équipage s'est fortement impliqué, et qui touche à sa fin. Au-delà de sa valeur intrinsèque, l'appareil concentre tout le savoir-faire de la société Aura Aéro et porte les ambitions d'un programme attendu. Lorsque l'évènement se produit, l'équipage ne peut ignorer les enjeux liés à la sauvegarde de l'appareil et, malgré les consignes de hauteurs d'évacuation, pourrait s'interdire d'abandonner l'avion sans avoir tout tenté pour le sauvegarder.

L'unicité de l'appareil, l'énergie nécessaire à sa conception et l'implication de l'équipage dans son développement ont pu l'inciter à retarder l'application des mesures d'urgence afin de préserver l'INTEGRALR.

2.3.4.5. Appréciation erronée de la hauteur

Pendant toute la durée de la chute, l'appareil ne cesse de virer à droite avec un taux de roulis moyen de 100°/s et des variations importantes du facteur de charge vertical mais aussi latéral. Les limites des systèmes de sensibilité visuelle, vestibulaire⁴⁴ et somatosensorielle⁴⁵ sont alors rapidement atteintes. Ce mouvement ininterrompu autour de l'axe longitudinal de l'appareil conjugué à la variabilité des accélérations est alors en mesure de créer une désorientation spatiale de l'équipage. Dans cette situation, il est extrêmement difficile d'estimer visuellement la hauteur de vol, y compris pour un pilote expérimenté.

Les évolutions rapides et brutales de l'appareil ont généré une désorientation spatiale qui a pu gêner la prise de décision relative à la survie de l'équipage.

2.3.5. Processus de gestion du risque

Intégrés à part entière dans le processus de développement et de certification, les essais en vol constituent une activité présentant des risques spécifiques qu'il est possible de maîtriser⁴⁶ par un processus continu de gestion de la sécurité aérienne. Une part importante de ce processus repose sur la notification et l'analyse des événements⁴⁷ qui, même s'ils n'ont pas donné lieu à des conséquences graves, constituent souvent la principale source d'amélioration du niveau de sécurité et contribuent au développement d'une culture de sécurité. Ainsi, l'analyse des événements et des faits techniques répond à la nécessité de mieux comprendre les incidents et les accidents afin d'en déterminer les causes et d'en tirer tous les enseignements possibles. En fonction du niveau de risque consenti ou imposé par un cadre économique, réglementaire ou opérationnel, ces enseignements permettent de limiter le risque d'occurrence des incidents, voire de prévenir les accidents dans le cadre d'une culture de sécurité pro-active.

Or, quelques semaines avant l'accident, la palette gauche a été perdue lors d'un vol d'essais à faibles vitesses comportant des vrilles. Les circonstances de cet événement n'ont pas été clairement établies en l'absence de compte rendu écrit. Seuls quelques témoignages oraux en font mention. Ce fait technique a donné lieu à un renforcement de la fixation de la palette gauche. Cette modification n'a pas été appliquée à la celle de droite, pourtant de conception identique, sans qu'il n'ait été possible d'en déterminer la raison. Ainsi, cet événement a donné lieu à une analyse partielle, sans identification claire des causes ou sans évaluation des conséquences potentielles en cas de nouvelle occurrence à plus haute vitesse.

Jugée comme un incident mineur, la perte de la palette gauche n'a pas donné lieu à une notification de sécurité à l'AESA, autorité de supervision. Or, l'analyse de cet incident aurait pu possiblement apporter à l'AESA des enseignements utiles à l'évaluation de la fiabilité structurale de l'appareil dans le cadre de sa certification. L'AESA a ainsi été privée de la possibilité d'exercer la supervision qui incombe à l'autorité de certification. De la même manière, l'autorité n'a pas pu apporter son expertise et ses conseils pour la gestion du fait technique. Enfin, une analyse documentée portant sur la perte de la palette gauche aurait pu aider à mieux comprendre l'événement ayant conduit à la destruction de l'INTEGRAL R.

L'enquête met en évidence un processus partiel d'analyse des événements techniques qui n'a pas permis de révéler un signal précurseur à l'accident.

⁴⁴ Le système vestibulaire est un organe sensoriel barosensible, situé dans l'oreille interne, qui contribue à la sensation de mouvement et à l'équilibre.

⁴⁵ Les informations somatosensorielles regroupent les informations provenant de la surface du corps et contribuent à la représentation spatiale.

⁴⁶ La maîtrise des risques est un processus qui vise à identifier, évaluer et hiérarchiser les risques puis à les traiter afin de réduire la probabilité des événements redoutés et la gravité de leurs conséquences.

⁴⁷ Accidents, incidents et incidents graves selon l'annexe 13 à la convention relative à l'aviation civile internationale.

PAS DE TEXTE

3. CONCLUSION

L'évènement est un endommagement de la chaîne de gauchissement (#SCF-NP⁴⁸) conduisant à une perte de contrôle en vol, allant jusqu'à l'impact au sol, avec une mise en œuvre tardive d'un système de sauvegarde de l'équipage (#EVAC⁴⁹).

3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'évènement

L'INTEGRAL R n°001 effectue son 146^{ième} vol d'essais à proximité de l'aérodrome de Saint-Girons Antichan d'où il est surveillé visuellement par un ingénieur d'essais au sol. Avant de réaliser un virage serré à 7g, l'équipage annonce à la radio que le vol se déroule normalement. Au bout de 6 secondes de virage, alors qu'il franchit une altitude de 7 000 ft en descente à 330 km/h, la palette droite est arrachée et l'appareil subit probablement une entrée en flottement symétrique au niveau des ailerons. Ce phénomène entraîne la déformation du renvoi de gauchissement et le braquage de l'aileron droit vers le haut. L'avion part alors soudainement en roulis à droite. Sous l'effet du basculement du manche pilote à droite, le roulis s'accélère et l'aileron vient impacter ses charnières. Soumis à des efforts anormalement élevés en raison de la combinaison de ces phénomènes, le longeronnet se brise au niveau de la charnière n°2, lieu de concentration des contraintes. L'aileron droit, momentanément relié à sa biellette de commande, se brise également au niveau de la charnière n°2. Devenu incontrôlable, l'appareil pique en auto-tonneau à droite. Durant les 16 premières secondes de la chute, l'un des pilotes tente de maîtriser la trajectoire en réduisant les gaz et en contrant au manche et au palonnier. Mais la déformation du renvoi droit limite fortement le débattement latéral du manche à gauche. Alors que l'appareil franchit 1 000 ft sol en piqué à 420 km/h, un membre d'équipage déclenche tardivement le parachute de cellule GRS. Son déploiement provoque la destruction de l'arrière de l'appareil et, sous l'effet des accélérations négatives excessives, l'éjection du copilote. Le reste de l'appareil s'écrase à la verticale 4 secondes plus tard à 130 km/h alors que sa vitesse était en forte diminution sous l'effet du parachute. Les deux pilotes décèdent. L'INTEGRAL R est détruit.

3.2. Causes de l'évènement

Les causes de l'évènement relèvent du domaine technique et des facteurs organisationnels et humains. La perte de contrôle de l'INTEGRAL R est consécutive à une destruction majeure de l'aile droite et à l'entrave partielle des commandes de gauchissement. Ces dommages sont probablement consécutifs à une entrée en flottement symétrique d'ailerons qu'il est possible d'expliquer par :

- une raideur de la timonerie inférieure aux prévisions entraînant des déformations élastiques inattendues d'une platine de fixation ;
- la perte de la palette droite qui a pu contribuer à réduire les marges de stabilité aéroélastique ;
- si l'origine des efforts ayant mené à une perte de la palette droite n'a pu être déterminée par l'enquête, il est aussi possible que l'apparition d'un jeu dans sa fixation ait contribué à réduire les marges de stabilité aéroélastique et que l'entrée en flottement se soit produite avant la perte totale de la palette.

Selon ce scénario, le flottement a entraîné la déformation du renvoi de gauchissement droit avec pour conséquences :

- l'impact de l'aileron droit sur ses charnières ;
- le déclenchement d'un roulis incontrôlé à droite ;
- la rupture du longeronnet ;
- une limitation de l'inclinaison du manche pilote à gauche.

Le retard dans la prise de décision d'actionner les moyens de survie embarqués pourrait s'expliquer par :

- une procédure d'utilisation des moyens de survie qui ne couvre pas toutes les situations ;
- un altimètre principal en mètres alors que les consignes d'urgence sont en pieds ;
- une manette de déclenchement du GRS difficilement atteignable sous facteur de charge évolutif ;
- une altération ou une perte de conscience d'un ou plusieurs membre(s) d'équipage ;
- une incapacité médicale du CDB ;

⁴⁸ *System/component failure or malfunction (non-powerplant)* selon la taxonomie du système de déclaration des données sur les accidents et incidents aériens de l'OACI : <https://www.icao.int/safety/airnavigation/aig/pages/adrep-taxonomies.aspx>.

⁴⁹ *Evacuation*.

- une désorientation spatiale du pilote ;
- la persévérance des pilotes ou de l'un des pilotes à vouloir reprendre le contrôle de la trajectoire et à préserver l'appareil.

Ce retard a induit :

- un déploiement tardif et hors domaine du GRS ;
- la rupture des points d'attache du harnais copilote en raison d'une forte décélération de la cellule.

4. RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'évènement

4.1.1. Conception et critères de certification

L'accident est associé à un flottement qui n'a pas été détecté par l'étude des modèles aéroélastiques ni par les essais en vol. Ce flottement est probablement lié à une raideur de la timonerie de gauchissement inférieure aux prévisions et à la perte d'une palette. Par ailleurs, la conception des harnais de l'INTEGRAL R ne peut garantir le maintien du pilote sous forte accélération dynamique négative. Or, les exigences de certification ne couvrent pas ce domaine de manière explicite.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à l'AESA d'étudier, pour les avions de voltige couverts par la certification CS-23, la définition d'une méthode de conformité garantissant la prise en compte de la variation de la raideur des commandes de vol dans l'analyse prédictive du flottement pour l'ensemble du domaine de vol.

R1 – [C-2022-06-A] *Destinataire : AESA*

à Aura Aéro de corriger la raideur de la timonerie de gauchissement, de revoir la fixation des palettes aérodynamiques et les attaches des harnais de l'INTEGRAL R.

R2 – [C-2022-06-A] *Destinataire : Aura Aéro*

4.1.2. Manette de déclenchement du parachute de cellule

La manette de déclenchement du GRS n'est pas facilement atteignable par l'équipage, en particulier lorsque le pilote est soumis à des facteurs de charge évolutifs.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à Aura Aéro de revoir l'emplacement de la manette de déclenchement du parachute de cellule de l'INTEGRAL R.

R3 – [C-2022-06-A] *Destinataire : Aura Aéro*

4.1.3. Renforcement du processus continu d'amélioration de la sécurité aérienne

L'analyse des évènements est essentiel à l'amélioration de la gestion du risque.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à Aura Aéro de renforcer son processus d'analyse des faits techniques à des fins d'amélioration de la sécurité aérienne.

R4 – [C-2022-06-A] *Destinataire : Aura Aéro*

4.1.4. Utilisation des moyens de survie

La définition des procédures d'urgence figure parmi les facteurs ayant pu contribuer à retarder la prise de décision de déclencher le GRS ou d'évacuer le bord.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à Aura Aéro de revoir les procédures d'urgence et les consignes d'utilisation des moyens de survie relatives aux vols d'essais.

R5 – [C-2022-06-A] *Destinataire : Aura Aéro*

4.2. Mesures n'ayant pas trait directement à l'évènement

Sans objet