



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

# BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

Brétigny sur Orge, le 16 mai 2006

# RAPPORT PUBLIC D'ENQUÊTE TECHNIQUE



## BEAD-A-2005-016-A

<b>Date de l'événement</b>	<b>30 août 2005</b>
<b>Lieu</b>	<b>Aérodrome de Saint-Yan</b>
<b>Type d'appareil</b>	<b>CAP 232</b>
<b>Immatriculation</b>	<b>FTG-CC</b>
<b>Organisme</b>	<b>Armée de l'air</b>
<b>Unité</b>	<b>EPAA 20.300</b>

## **AVERTISSEMENT**

### **COMPOSITION DU RAPPORT**

Les faits, utiles à la compréhension de l'événement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'analyse des causes possibles de l'événement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes certaines ou possibles. Enfin, dans le dernier chapitre, des propositions en matière de prévention sont présentées.

### **UTILISATION DU RAPPORT**

L'objectif du rapport d'enquête technique est d'identifier les causes de l'événement et de formuler des recommandations de sécurité. En conséquence, l'utilisation exclusive de la deuxième partie de ce rapport et des suivantes à d'autres fins que celle de la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

## **TABLE DES MATIERES**

<i>Avertissement</i> .....	<b>1</b>
<i>Table des matières</i> .....	<b>2</b>
<i>Glossaire</i> .....	<b>5</b>
<i>Synopsis</i> .....	<b>6</b>
<b>1. Renseignements de base</b> .....	<b>8</b>
1.1. Déroulement du vol .....	8
1.1.1. Mission .....	8
1.1.2. Déroulement .....	8
1.1.2.1. Préparation du vol .....	8
1.1.2.2. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement .....	9
1.1.2.3. Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol .....	9
1.1.2.4. Localisation .....	9
1.2. Tués et blessés .....	10
1.3. Dommages à l'aéronef .....	10
1.4. Autres dommages .....	10
1.5. Renseignements sur le personnel .....	10
1.5.1. Membres d'équipage de conduite .....	10
1.5.1.1. Commandant de bord .....	10
1.5.2. Autres personnels .....	11
1.6. Renseignements sur l'aéronef .....	11
1.6.1. Maintenance .....	12
1.6.2. Carburant .....	12
1.6.3. Masse et centrage .....	12
1.6.4. Performances .....	12
1.7. Conditions météorologiques .....	13
1.7.1. Prévisions .....	13
1.7.2. Observations .....	13
1.8. Aides à la navigation .....	13
1.9. Télécommunications .....	13
1.10. Renseignements sur l'aérodrome .....	14
1.11. Enregistreurs de bord .....	14
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact .....	15
1.12.1. Examen de la zone .....	15
1.12.1.1. Situation générale .....	15
1.12.1.2. Répartition des débris sur la zone de l'accident .....	16
1.12.2. Examen de l'épave .....	16
1.12.2.1. Fuselage .....	16
1.12.2.2. L'aile .....	17
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques .....	18
1.14. Incendie .....	19
1.15. Survie des occupants .....	19
1.15.1. Abandon de bord .....	19
1.15.2. Organisation des secours .....	19
1.16. Essais et recherches .....	19
1.17. Renseignements sur les organismes .....	20
1.18. Renseignements supplémentaires .....	20
<b>2. Analyse</b> .....	<b>21</b>
2.1. Analyse des faits et définition de l'évènement .....	21
2.1.1. Historique du CAP 232 n° 22 .....	21
2.1.1.1. Généralités .....	21
2.1.1.2. Dépassements des limites structurales de l'avion .....	21
2.1.1.3. Evènements particuliers .....	22

2.1.2. Structure du CAP 232 .....	24
2.1.2.1. Structure de l'aile et liaison aile – fuselage.....	24
2.1.2.2. La structure du fuselage .....	26
2.1.3. Observation des dégâts .....	27
2.1.3.1. L'aile.....	27
2.1.3.2. Le fuselage.....	31
2.1.4. Définition de l'évènement.....	31
2.1.5. Problématique .....	32
2.2. Intégrité de la structure du fuselage avant son dernier vol .....	32
2.2.1. Dimensionnement de la structure du fuselage et figures réalisées lors du dernier vol.....	32
2.2.1.1. Historique des CAP 232.....	32
2.2.1.2. Les figures de voltiges au programme du dernier vol .....	33
2.2.1.3. Figure réalisée au moment de l'évènement.....	34
2.2.2. Pilotage de l'avion pendant l'exécution du programme.....	34
2.2.2.1. Témoignages.....	34
2.2.2.2. Accélération subie par l'avion au moment de l'évènement. ....	35
2.2.3. Conclusion .....	36
2.3. Hypothèses portant sur la localisation de la rupture initiale de la structure du fuselage .....	36
2.3.1. Les éléments de la structure principale du fuselage.....	37
2.3.2. Hypothèse : rupture initiale sur l'un des quatre longerons de flanc de fuselage.....	37
2.3.3. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 3 .....	38
2.3.4. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 4 ou le cadre 5 .....	38
2.3.5. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 2 .....	39
2.3.6. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 1 .....	39
2.3.6.1. Efforts sur le cadre 1 au moment de la désolidarisation aile–fuselage.....	39
2.3.6.2. Construction du cadre 1 .....	42
2.3.6.3. Conséquences d'une rupture du cadre 1 en ressource négative.....	43
2.3.6.4. Conclusion .....	46
2.4. Hypothèses concernant un endommagement antérieur à l'accident sur le cadre 2 .....	47
2.4.1. observations sur les débris du cadre.....	47
2.4.1.1. Profil de rupture coté droit du cadre 2.....	47
2.4.1.2. Profils de rupture coté gauche du cadre 2 .....	49
2.5. Hypothèses concernant un endommagement antérieur à l'accident sur le cadre 1 .....	50
2.5.1. Programme d'entretien .....	50
2.5.1.1. Particularités de certaines zones de la structure à inspecter .....	51
2.5.1.2. Les inspections spéciales.....	51
2.5.1.3. Entretien périodique programmé.....	52
2.5.1.4. Conclusion .....	53
2.5.2. Causes d'endommagement du cadre 1 .....	53
2.5.2.1. Causes liées à des évènements ponctuels .....	54
2.5.2.2. Causes liées au « pseudo vieillissement » de la structure .....	55
2.5.2.3. Autres causes .....	56
2.6. Observations n'ayant pas de lien direct avec l'évènement .....	56
2.6.1. Certification du CAP 232 .....	56
2.6.2. Cale d'ajustement aile–cadre 3 de l'avion .....	57
2.6.3. Harnais du pilote.....	59
<b>3. Conclusion .....</b>	<b>61</b>
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'évènement .....	61
3.1.1. Concernant les observations sur l'épave et le site de l'accident .....	61
3.1.2. Concernant le vol exécuté.....	61
3.1.3. Concernant l'historique du CAP 232 n°22 .....	61
3.1.4. Concernant le programme de maintenance.....	62
3.1.5. Concernant la structure des fuselages des CAP 232 .....	62
3.2. Causes de l'évènement .....	62

<b>4. Recommandations de sécurité</b>	<b>64</b>
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	64
4.1.1. Concernant la conception de la structure du fuselage	64
4.1.2. Concernant le programme d'entretien de l'avion	65
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	65
4.2.1. Certification des aéronefs de voltige	65
4.2.2. Harnais pilote du CAP 232	66
4.2.3. Vols de démonstration et enregistrements	66
4.2.3.1. Vidéo extérieure	66
4.2.3.2. Enregistrement interne à l'avion	66
<b>Annexes</b>	<b>68</b>
<b>1. Programme Q Niveau Elite – CIVA</b>	<b>69</b>
<b>2. Exploitation des données de l'accéléromètre électronique</b>	<b>70</b>
<b>3. Le pylône du 26 mars 2003</b>	<b>72</b>
3.1. Processus de réparation proposé par l'Armée de l'air	73
3.2. Réponse d'APEX Aircraft	74

## **GLOSSAIRE**

BEA	Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile
BEAD-air	Bureau enquêtes accidents défense air
CEAA	Commandement des écoles de l'armée de l'air
CEPr	Centre d'essais des propulseurs
CIVA	Commission internationale de voltige aérienne
EMJ	Entretien majeur
EPAA	Équipes de présentation de l'armée de l'air
EVAA	École de voltige de l'armée de l'air
GV	Grande visite
IS	Inspections spéciales

## **SYNOPSIS**

- Date de l'événement : 30 août 2005 à 18h45<sup>1</sup>.
- Lieu de l'événement : aérodrome de Saint-Yan (71).
- Organisme : Armée de l'air.
- Commandement organique : CEAA<sup>2</sup>.
- Unité : EPAA<sup>3</sup> 20.300.
- Aéronef : CAP 232 n° 22 FTG-CC.
- Nature du vol : compétition, championnat de France catégorie « élite ».
- Nombre de personnes à bord : une.

### **Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis**

L'accident se produit au cours de la dernière figure d'un programme de voltige de quatre minutes et trente secondes.

A la fin d'une ressource inversée (avion sur le dos) et quasiment en pallier, le fuselage et l'aile se séparent. Le fuselage poursuit sa course en piquant vers le sol, qu'il percute quatre secondes plus tard. Il est pulvérisé à l'impact et s'embrase presque instantanément. L'aile retombe au sol quelques instants après, à environ 200 mètres du point d'impact du fuselage, après avoir tournoyé plusieurs fois sur elle-même.

L'avion est détruit, le pilote est décédé.

---

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

<sup>2</sup> CEAA : commandement des écoles de l'armée de l'air.

<sup>3</sup> EPAA : équipe de présentation de l'armée de l'air.

### **Composition du groupe d'enquête technique**

- Un enquêteur technique du Bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air), nommé enquêteur désigné,
- un officier du BEAD-air adjoint à l'enquête technique,
- un officier pilote ayant une expertise sur le CAP 232,
- un sous-officier mécanicien ayant une expertise sur le CAP 232,
- un médecin du personnel navigant.

### **Autres experts consultés**

- Un personnel du BEA<sup>4</sup> expert épaviste.

### **Déclenchement de l'enquête technique**

Le BEAD-air est prévenu de la survenue de l'accident à 19h50 par un appel téléphonique du BEA.

L'équipe d'enquête est désignée et prévenue dans la soirée. Elle se rend sur les lieux de l'accident le lendemain matin par voie routière.

Les investigations débutent ainsi sur place vers 10h15.

### **Enquête judiciaire**

- Le Parquet de Dijon s'est saisi de l'affaire. Le dossier a été transmis à un juge d'instruction relevant du TGI<sup>5</sup> de Dijon.
- Un officier de police judiciaire de la section judiciaire de la gendarmerie de l'air a été commis.

---

<sup>4</sup> BEA : bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile.

<sup>5</sup> TGI : tribunal de grande instance.



# 1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1. DEROULEMENT DU VOL

### 1.1.1. Mission

<b>Indicatif mission</b>	GARDIAN 22
<b>Type de vol</b>	VFR <sup>6</sup>
<b>Type de mission</b>	Compétition de voltige « ELITE »
<b>Dernier point de départ</b>	Aéroport de Saint-Yan (71)
<b>Heure de départ</b>	18h44 ( <i>estimé</i> )
<b>Point d'atterrissage prévu</b>	Aéroport de Saint-Yan (71)

### 1.1.2. Déroulement

#### 1.1.2.1. Préparation du vol

L'avion est mis en place à Saint-Yan le vendredi 26 août.

Le samedi 27 août au soir, il quitte Saint-Yan pour une mise en place à Amboise où il participe à un *meeting* aérien le lendemain, dimanche 28 août.

Le retour à Saint-Yan s'effectue le lundi 29 août, vers midi. Ce même jour, il exécute deux séances de voltige, sur des vols de dix minutes chacun.

Le 30 août, jour de l'accident, le CAP 232 n°22 est engagé avec l'EVAA<sup>7</sup> à Saint-Yan dans le cadre du championnat de France. Il est programmé pour effectuer deux vols identiques avec deux compétiteurs différents devant réaliser le programme de qualification (d'une durée de quatre minutes et trente secondes) devant un collège comprenant dix juges et l'entraîneur de l'équipe de France qui assure la sécurité du box de voltige.

Les deux pilotes connaissent parfaitement ce programme pour s'y être entraîné depuis plusieurs mois.

<sup>6</sup> VFR : *visual flight rules* (règles de vol à vue).

<sup>7</sup> EVAA : équipe de voltige de l'armée de l'air.

### ***1.1.2.2. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement***

Le premier compétiteur décolle à 17h51. Il passe l'intégralité du programme de voltige sans déceler la moindre anomalie sur l'appareil.

Le deuxième compétiteur décolle à 18h44. Il réalise tout son programme de voltige jusqu'à la dernière figure.

Cette figure amène le CAP sur le dos en piqué à 45° pour rejoindre, toujours sur le dos, une trajectoire horizontale. La ressource inversée est amorcée à une hauteur qui permet de regagner la trajectoire en palier dos à une hauteur approximative de 200 mètres et à une vitesse voisine de 300 km/h.

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

Dans les derniers degrés de la ressource, avion quasiment en palier dos, l'aile et le fuselage se séparent. Ce dernier poursuit sa course vers le sol en tonneaux légèrement barriqués, et impacte avec un angle d'environ 45°. Le contact avec le sol se produit approximativement quatre secondes après la séparation de l'aile.

L'aile retombe au sol quelques instants plus tard après avoir tournoyé sur elle-même. Elle est retrouvée en une seule pièce, 220 mètres environ avant le fuselage.

### ***1.1.2.4. Localisation***

- Lieu : aérodrome de Saint-Yan (71),
  - ⇒ pays : France,
  - ⇒ département : Saône et Loire (71),
  - ⇒ commune : Saint-Yan,
  - ⇒ coordonnées géographiques :
    - N 46° 24' 23"
    - E 004° 01' 16"
  - ⇒ altitude du lieu de l'événement : 796 pieds.
- Moment : jour.
- Le vol se déroulait à la verticale de la piste de Saint-Yan.

## 1.2. TUES ET BLESSES

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	1	-	-
Graves	-	-	-
Légères	-	-	-
Aucunes	-	-	-

## 1.3. DOMMAGES A L'AERONEF

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
-	-	X	-	-

## 1.4. AUTRES DOMMAGES

Sans objet.

## 1.5. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL

### 1.5.1. Membres d'équipage de conduite

#### 1.5.1.1. Commandant de bord

- Age : 40 ans.
- Sexe : masculin.
- Unité d'affectation : EPAA 20.300,
  - ⇒ fonction dans l'unité : pilote présentateur et compétiteur.
- Formation :
  - ⇒ qualification : niveau international voltige – 6<sup>ème</sup> année en équipe de France de voltige - sous-chef de patrouille,
  - ⇒ école de spécialisation : origine chasse à Tours,
  - ⇒ année de sortie d'école : 1988.

## ➤ Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Sur CAP 232	Sur tous types	Sur CAP 232	Sur tous types	Sur CAP 232
Total	3279h00	474h20	61h20	47h15	11h25	3h35

## ➤ Date du dernier vol comme pilote :

- ⇒ sur l'aéronef : le 29 août 2005 après-midi, entraînement voltige vertical Saint-Yan, programme qualification,
- ⇒ sur tous types : le 29 août 2005 sur CAP 10 B, navigation de Angers à Saint-Yan.

**1.5.2. Autres personnels**

De nombreux témoins ont assisté à l'accident.

Le vol se déroulait devant un collège de dix juges de voltige aérienne, plus l'entraîneur de l'équipe de France qui exerçait la fonction de responsable de la sécurité des vols. Toutes ces personnes étaient présentes au « point central » du « *box* » (zone délimitée d'évolution), lieu privilégié pour l'observation du vol.

D'autres personnes assistaient à ce vol depuis le *parking* avion. Parmi eux, deux compétiteurs et trois mécaniciens de l'EVAA.

**1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF**

- Organisme : EVAA.
- Commandement organique : CEAA.
- Base aérienne de stationnement : BA 701.
- Unité d'affectation : EVAA 20 300.

- Type d'aéronef : CAP 232,
- ⇒ configuration : voltige,
- ⇒ armement : néant.

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	CAP 232	22 CC	772h40	EMJ <sup>8</sup> : 139h55	VP <sup>9</sup> : 46h15

### 1.6.1. Maintenance

La maintenance est réalisée conformément à la réglementation en vigueur.

### 1.6.2. Carburant

- Type de carburant utilisé : AVGAS 100 LL.
- Quantité de carburant au décollage : 45 litres.
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : entre 25 et 30 litres

### 1.6.3. Masse et centrage

Au moment de l'accident, la masse de l'avion peut être estimée comme suit :

- masse avion à vide : 632,7 kg,
- masse carburant restant : 24 kg,
- masse du pilote équipé + siège baquet : 86 kg,

soit une masse totale estimée au moment de l'accident : 742,7 kg.

### 1.6.4. Performances

A la masse de 742,7 kg, les limites d'utilisation cellule sont de +9,8G/-9,8G.

Vne (vitesse à ne jamais dépasser) = 405 km/h.

Vi max déclenché = 257 km/h.

---

<sup>8</sup> EMJ : entretien majeur.

<sup>9</sup> VP : visite périodique.

## **1.7. CONDITIONS METEOROLOGIQUES**

### **1.7.1. Prévisions**

Pour ces vols de voltige d'une durée de dix minutes, la prévision météo n'est utilisée que pour indiquer si le vol sera possible ou pas. Les pilotes n'utilisent en vol que le vent effectif sans tenir compte de la prévision.

Le matin un *briefing* météo est donné par la direction de la compétition sur les conditions du jour.

### **1.7.2. Observations**

Faites sur place, au terrain.

Le ciel était clair et le vent calme.

## **1.8. AIDES A LA NAVIGATION**

Sans objet.

## **1.9. TELECOMMUNICATIONS**

Le pilote est en contact radio avec :

- la tour de contrôle de Saint-Yan pour les circuits de piste, décollage et atterrissage :
  - ⇒ aucun message particulier n'a été passé par le pilote sur cette fréquence,
- le responsable sécurité des vols situé au point central des juges, pour ce qui est du programme de voltige lui-même. Ce responsable sécurité des vols n'intervient sur la fréquence que pour un premier contact (qui assure une bonne liaison avec le pilote) et que si la sécurité l'exige. Ce message de contact initial a été émis normalement par le pilote :
  - ⇒ sur ce vol, le pilote n'a émis aucun autre message.

## 1.10. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERODROME

Le terrain de Saint-Yan dispose de deux pistes en dur et une piste en herbe. Une 15L/33R revêtue de 2030 mètres de long sur 45 mètres de large, une 15R/33L revêtue de 1500 mètres de long sur 30 mètres de large, et une piste en herbe de 720 mètres de long sur 100 mètres de large. Des aides lumineuses sont installées sur la piste principale (15L/33R).

Le niveau de sécurité SSIS est de catégorie 1.

Toutes les pistes et installations sont en bon état.

## 1.11. ENREGISTREURS DE BORD

L'avion est équipé d'un accéléromètre électronique numérique de la société M.E.V.

- Type : PGM 1212.
- N° de série : 992905.

Cet équipement enregistre un certain nombre de paramètres, dont les accélérations maximales en positif et en négatif, des cent vingt cinq derniers vols.

L'instrument est retrouvé détruit sur le site. Sa mémoire a fait l'objet d'une expertise dans le but d'en extraire les données.

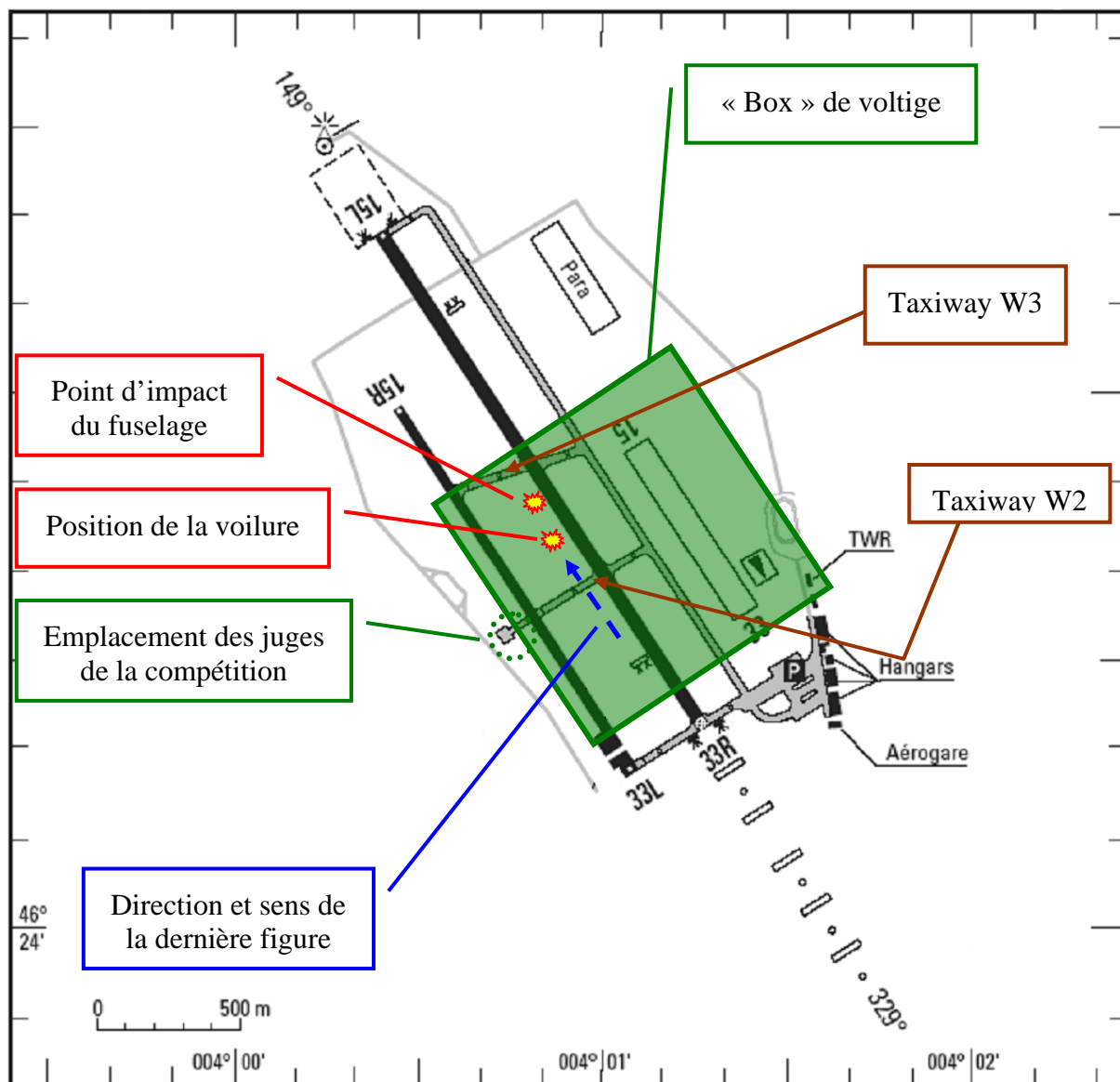


Vue de l'accéléromètre PGM 1212 tel que retrouvé

## 1.12. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT

### 1.12.1. Examen de la zone

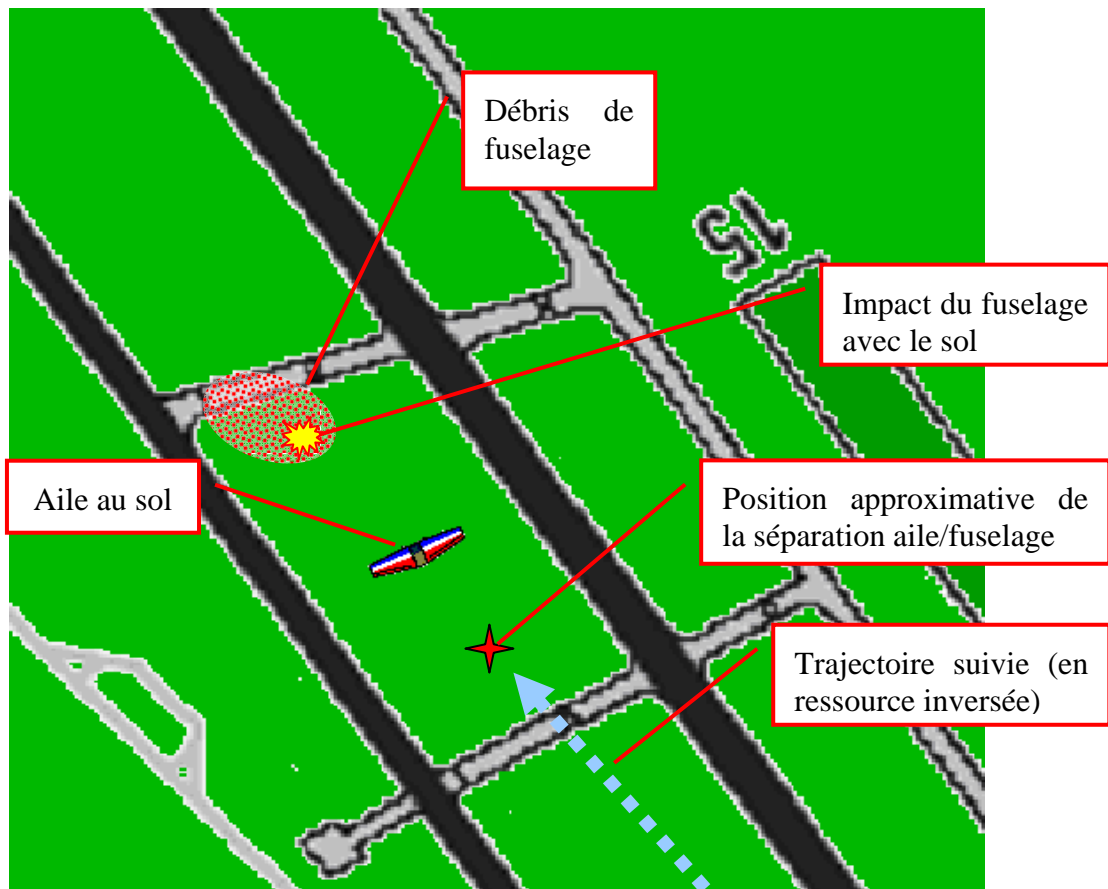
#### 1.12.1.1. Situation générale



*Positions remarquables sur la carte d'aérodrome*



### 1.12.1.2. Répartition des débris sur la zone de l'accident



#### Position des débris du fuselage sur la zone

Aucun débris du fuselage n'est retrouvé avant l'impact au sol.

Après la séparation aile – fuselage, ce dernier poursuit sa course d'un seul bloc jusqu'au sol.

## 1.12.2. Examen de l'épave

### 1.12.2.1. Fuselage

Le fuselage percute le sol sur le nez.

Il se désagrège à l'impact et l'essence restante s'enflamme une fraction de seconde après.

Les débris sont de petites tailles, excepté le bloc moteur, et, pour la plupart, endommagés par l'incendie.



Zone d'impact du fuselage

**1.12.2.2. L'aile**

L'aile est retrouvée au sol sur ses roues.

L'ensemble aile - atterrisseurs reste d'une seule pièce.



Vue de l'état de l'aile sur le site



*Détail de la rupture du cadre 2 (avant)*



*Détail de la rupture du cadre 3 (arrière)*

### **1.13. RENSEIGNEMENTS MEDICAUX ET PATHOLOGIQUES**

Les examens effectués ne révèlent aucune anomalie.

## **1.14. INCENDIE**

Le fuselage de l'avion a pris feu un très court instant après l'impact au sol. L'aile monobloc carbone est intacte, non atteinte par le feu.

## **1.15. SURVIE DES OCCUPANTS**

### **1.15.1. Abandon de bord**

Non.

### **1.15.2. Organisation des secours**

L'accident s'est produit sur le terrain de Saint-Yan avec incendie de l'épave se propageant aux herbes sèches du terrain.

Les pompiers de l'aérodrome sont intervenus très rapidement (de l'ordre de trois minutes) et ont concentré leurs efforts sur l'incendie de l'avion qu'ils ont maîtrisé sans difficulté.

Le feu des herbes sèches à proximité de l'épave a été maîtrisé avec l'aide des pompiers extérieurs à l'aérodrome.

## **1.16. ESSAIS ET RECHERCHES**

La zone de l'évènement a été quadrillée à deux reprises afin de s'assurer qu'aucun indice, aucun débris n'ait pu être omis.

L'accéléromètre PGM 1212 a été confié à l'industriel (MEV) afin d'en extraire les données pouvant avoir été conservées dans sa mémoire.

La partie du cadre 2 restée fixée sur l'aile a été confiée au CEPr<sup>10</sup> afin d'identifier l'origine de l'impact situé sur le montant droit du cadre.

Les débris du bâti moteur, ses mâchoires de fixation métalliques et la cloison pare feu ont été confiés au CEPr pour analyse.

---

<sup>10</sup> CEPr : centre d'essais des propulseurs.

Des menuisiers spécialistes de la construction de la structure bois du CAP 232 ont assuré le tri et l'identification des débris de l'avion. Leur avis sur la qualité des bois et leur intégrité, sur la qualité des montages et collages ont été recueillis.

Un expert bois, retraité du CEPr, spécialisé dans les structures bois aéronautique a été associé à l'enquête. Il a notamment assuré l'examen des faciès de rupture du cadre 2 et la coloration du bois visible sur le faciès coté droit. D'autres avis ont été recueillis concernant cette coloration : menuisiers et ébénistes d'ateliers de réparation aéronautiques (civils) et deux experts du CTBA.

### **1.17. RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES**

Sans objet.

### **1.18. RENSEIGNEMENTS SUPPLEMENTAIRES**

Le CAP 232 est utilisé au sein de l'armée de l'air par l'EVAA.

Cet appareil est également utilisé par la *Force royale air* (FRA-Maroc) au sein de l'équipe de voltige aérienne « Marche verte » basée à Marrakech.

De nombreux CAP 232 sont utilisés dans le milieu civil, soit par des clubs soit par des particuliers.

Quarante cinq CAP 232 ont été construits. Cet accident constitue le troisième évènement conduisant à la destruction d'un CAP 232.

Les deux accidents précédents :

- 1995 : accident du CAP 232 n°2 à Calvi (blocage du palonnier droit),
- 1<sup>er</sup> juin 2005 : accident du CAP 232 n°45 (EVAA) à Mende (erreur de pilotage).

## 2. ANALYSE

### 2.1. ANALYSE DES FAITS ET DEFINITION DE L'EVENEMENT

#### 2.1.1. Historique du CAP 232 n° 22

##### 2.1.1.1. Généralités

- Livraison à l'Armée de l'air : le 14 janvier 1999.
- Heures de vol totales au moment de l'accident : 772h40.
- Entretien programmé :
  - ⇒ toutes les visites ont été effectuées conformément à la réglementation en vigueur.
  - ⇒ EMJ effectué en 2004 à 632h45, (du 06 novembre 2003 au 07 juin 2004).

##### 2.1.1.2. Dépassements des limites structurales de l'avion

Les facteurs de charge maximaux sont enregistrés dans la mémoire de l'accéléromètre électronique de l'avion.

Les dépassements de facteur de charge sont notés par le pilote sur la forme 11 de l'avion et enregistrés par les mécaniciens sur la documentation avion (livret cellule).

Depuis juin 2002, les mécaniciens de l'EVAA tiennent à jour, pour chaque avion, un fichier supplémentaire, où les données de chaque vol sont mémorisées. Parmi ces données, on y trouve les facteurs de charges maximaux en positif et négatif.

- Un seul dépassement de facteur de charge a été enregistré (livret cellule) : le 17 mars 2000 à +10,6 G.

L'avion totalise alors 43h45 de vol.

Ce dépassement de facteur de charge a donné lieu à l'application de l'inspection spéciale « dépassement des limites structurales de l'avion ».

Rien d'anormal n'a été décelé et l'avion a pu reprendre les vols.

L'ancienneté (ce dépassement se produit 728h55 avant l'accident), la faible valeur du dépassement et le résultat de l'inspection effectuée à l'époque ne permettent pas de lier ce dépassement à l'accident.

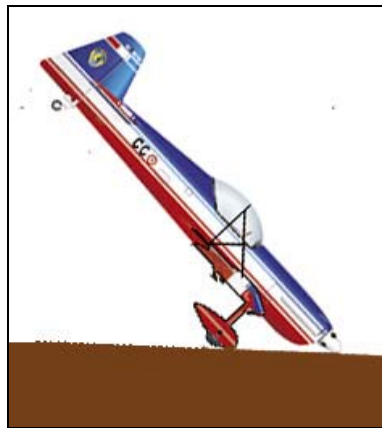
**Aucun dépassement de limite structurale ne peut être retenu pour expliquer l'évènement.**

### ***2.1.1.3. Evènements particuliers***

#### ➤ Pylône

L'avion a subi un pylône depuis la position arrêt sur frein le 26 mars 2003.

Il totalise alors 533h40 de vol.



*CAP 232 en pylône*

Le bilan des dégâts a été effectué<sup>11</sup>.

Un processus de réparation et d'inspection a été élaboré par les services techniques de l'Armée de l'air et approuvé par Apex Aircraft.

L'inspection n'a rien révélé de particulier.

- **Un pylône est de nature à avoir pu endommager la cellule de l'avion.**
- **Cet évènement sera examiné dans l'analyse de l'accident.**

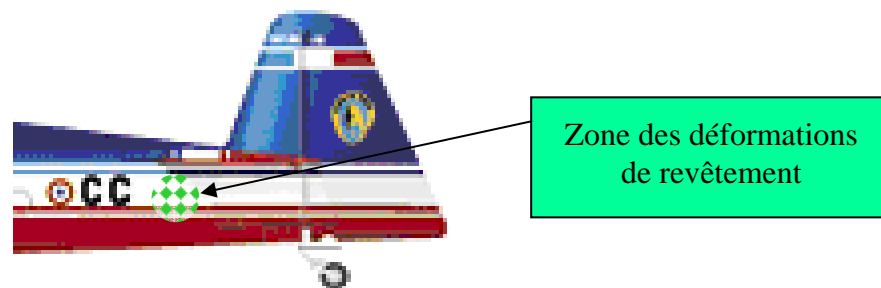
---

<sup>11</sup> Cf. « annexe 3 » p 72.

➤ Réparation revêtement sous le plan fixe horizontal

Le 29 novembre 2004, à l'issue d'un vol d'entraînement à la voltige, le mécanicien effectuant la visite inter vol, constate une déformation du revêtement (cloques de 50 cm de long sur 8 cm de hauteur) sur la partie arrière du fuselage à la verticale du plan fixe horizontal, cotés gauche et droit.

L'avion totalise alors 726h25. Il est arrêté de vol en attente de solution de réparation.



*Localisation des déformations du revêtement*

L'ouverture du revêtement permet de constater, coté droit, deux décollements du revêtement sur les nervures obliques de 6 cm et 7 cm.

Aucune détérioration n'est constatée coté gauche.

Les réparations élaborées par CAP Industrie sont effectuées par les ateliers de l'EVAA avec l'accord de CAP Industrie obtenu le 9 février 2005.

La réparation est effectuée du 16 février 2005 au 3 mai 2005.

⇒ Entre temps, son moteur est prélevé (du 31 janvier 2005 au 3 février 2005) pour équiper et remettre en vol le CAP 232 n° 18 en attente de moteur.

⇒ A l'issue de la réparation des déformations de revêtement, l'avion est atteint par la limite calendaire de VP200. Cette visite est effectuée du 9 mai 2005 au 9 juin 2005.

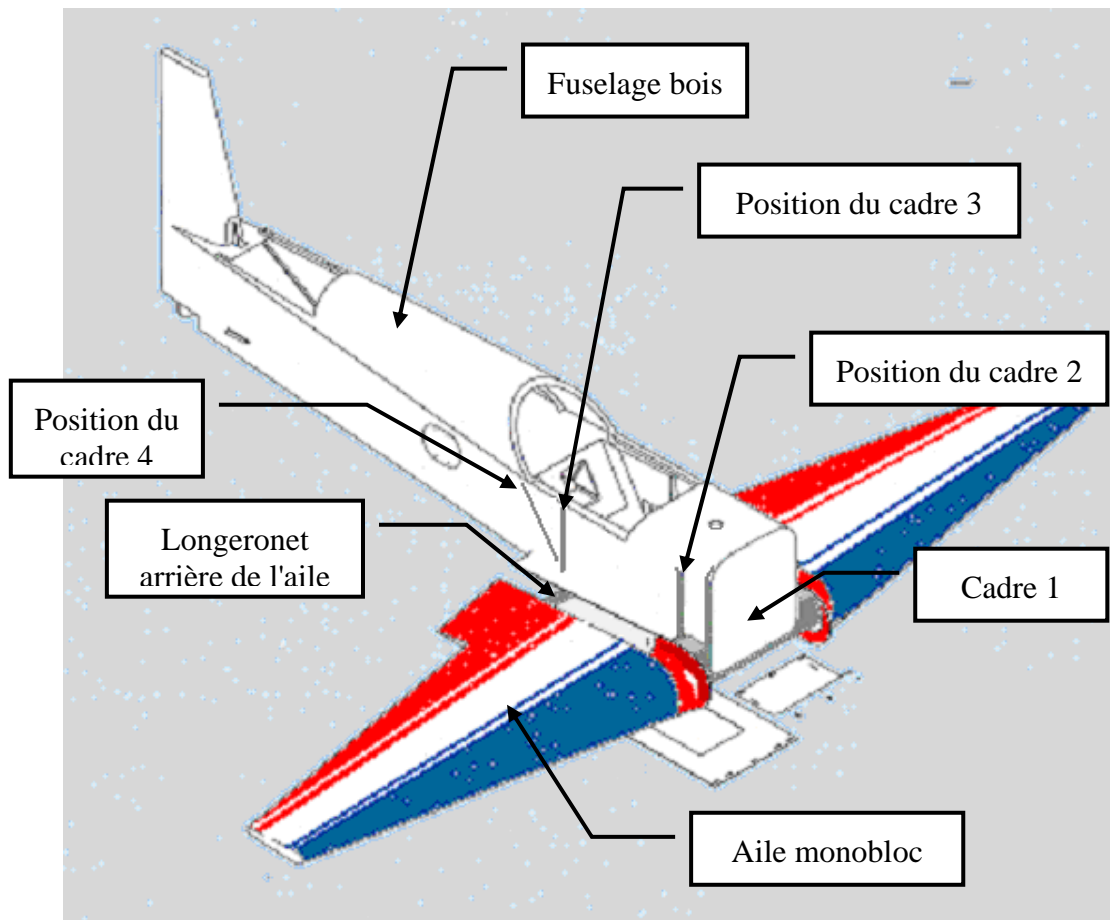


L'avion aura donc été arrêté de vol du 29 novembre 2004 au 9 juin 2005.

**La nature et la localisation des déformations ne permettent pas de relier cet évènement à l'accident.**

### 2.1.2. Structure du CAP 232

Le CAP 232 est constitué d'une aile composite monobloc fixée sur un fuselage de construction bois.



*Structure générale du CAP 232*

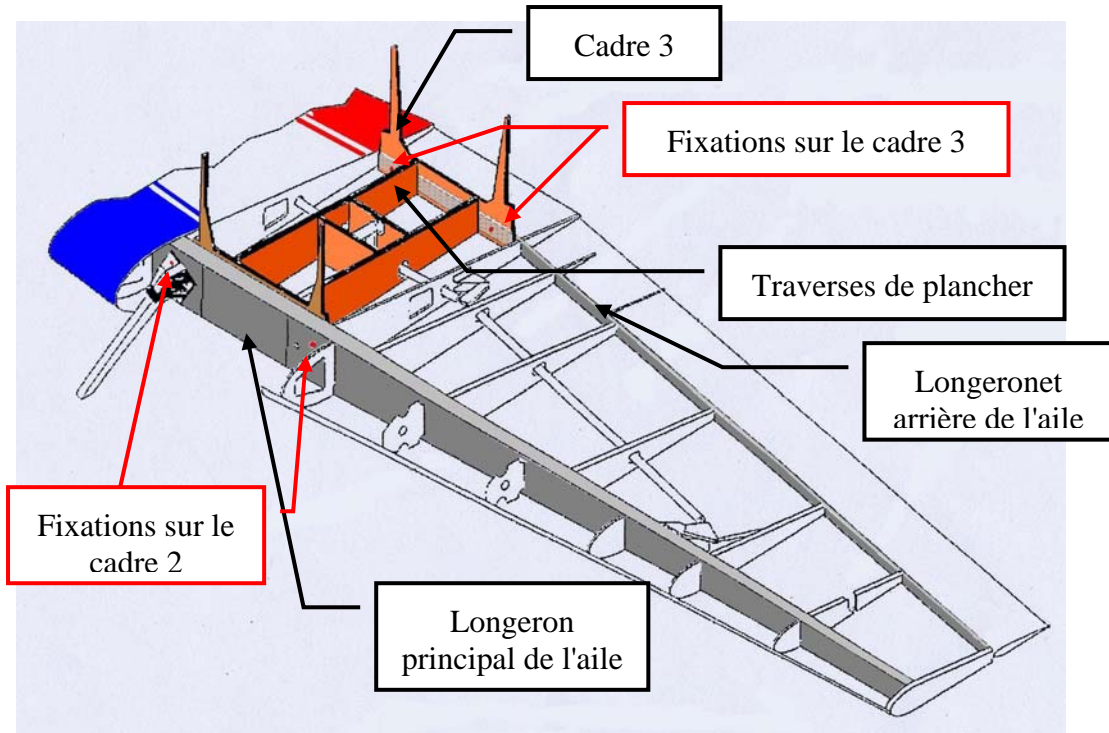
#### 2.1.2.1. Structure de l'aile et liaison aile – fuselage

L'aile est construite autour de deux éléments principaux :

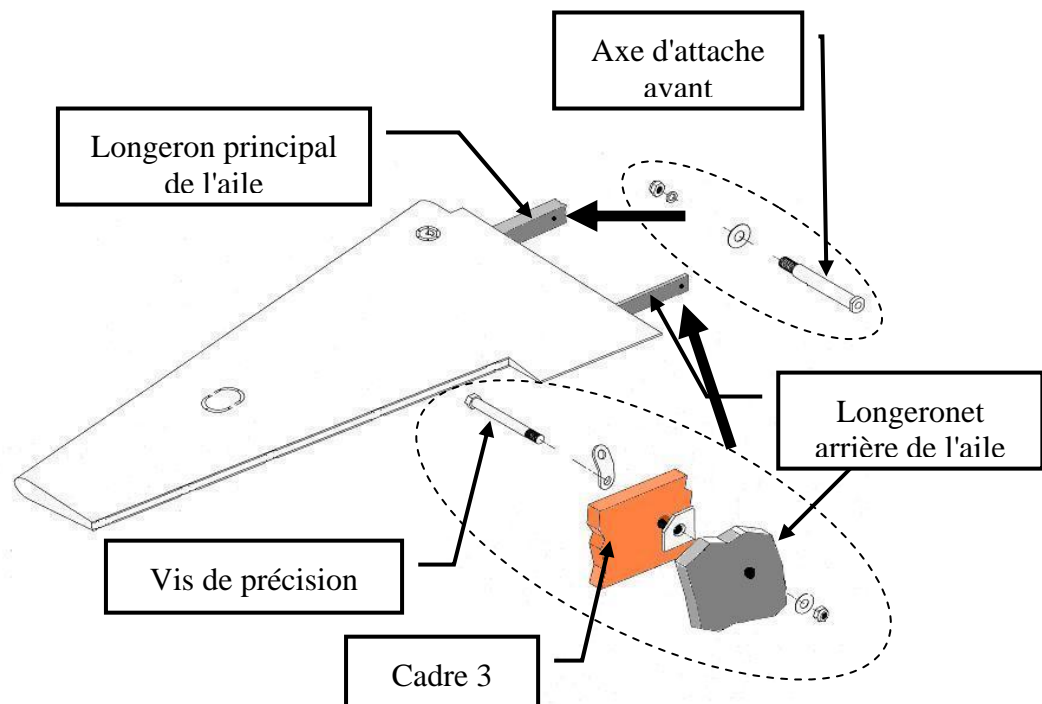
- le longeron principal (à l'avant) et le longeronnet arrière.

Elle est fixée au fuselage en quatre points :

- deux points qui solidarisent le longeron principal sur le cadre 2,
- deux points qui solidarisent le longeronnet arrière sur le cadre 3.

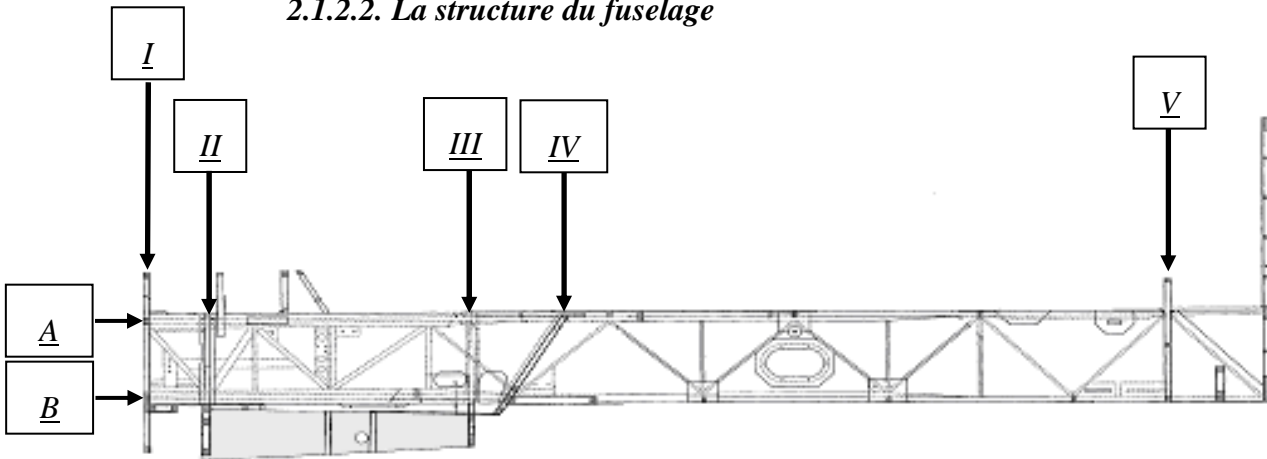


*Situation des fixations aile – fuselage*



*Détail des fixations*

### 2.1.2.2. La structure du fuselage



Repère « I »	Cadre 1 : il supporte le bâti moteur et divers accessoires moteur
Repère « II »	Cadre 2 : le longeron principal de l'aile monobloc est fixé sur ce cadre
Repère « III »	Cadre 3 : le longeronnet arrière de l'aile monobloc est fixé sur ce cadre
Repère « IV »	Cadre 4
Repère « V »	Cadre 5
Repère « A »	Longeron de fuselage coté gauche haut
Repère « B »	Longeron de fuselage coté gauche bas

*Structure principale du fuselage > vue coté gauche*

Chacun des éléments principaux de la structure est dimensionné pour reprendre une partie des efforts auxquels est soumis l'avion. La tenue de l'ensemble repose sur celle de chacun de ces éléments.

La rupture en vol d'un des éléments principaux de la structure ferait reporter ailleurs les efforts qu'il devait absorber, sur un autre de ces éléments qui n'a pas été dimensionné pour absorber cette surcharge.

**La rupture en vol d'un des éléments principaux de la structure est de nature à provoquer l'effondrement de la structure du fuselage avec, le cas échéant, des ruptures secondaires sur d'autres éléments principaux.**

### 2.1.3. Observation des dégâts

Sur le site de l'accident, l'épave est répartie en deux sites principaux :

- l'aile, isolée du reste de l'épave, à 220 mètres de la zone d'impact du fuselage. Elle est totalement préservée de l'incendie,
- le fuselage, disloqué à l'impact. Ses débris sont éparpillés en bordure du *taxiway* W3. on ne retrouve aucun débris du fuselage avant l'impact au sol.

#### 2.1.3.1. L'aile

Le site de l'aile comprend :

- l'aile composite monobloc à proprement parler, et son train d'atterrissage,
- une partie du cadre 2,
- une partie du cadre 3.

#### ➤ L'aile composite monobloc

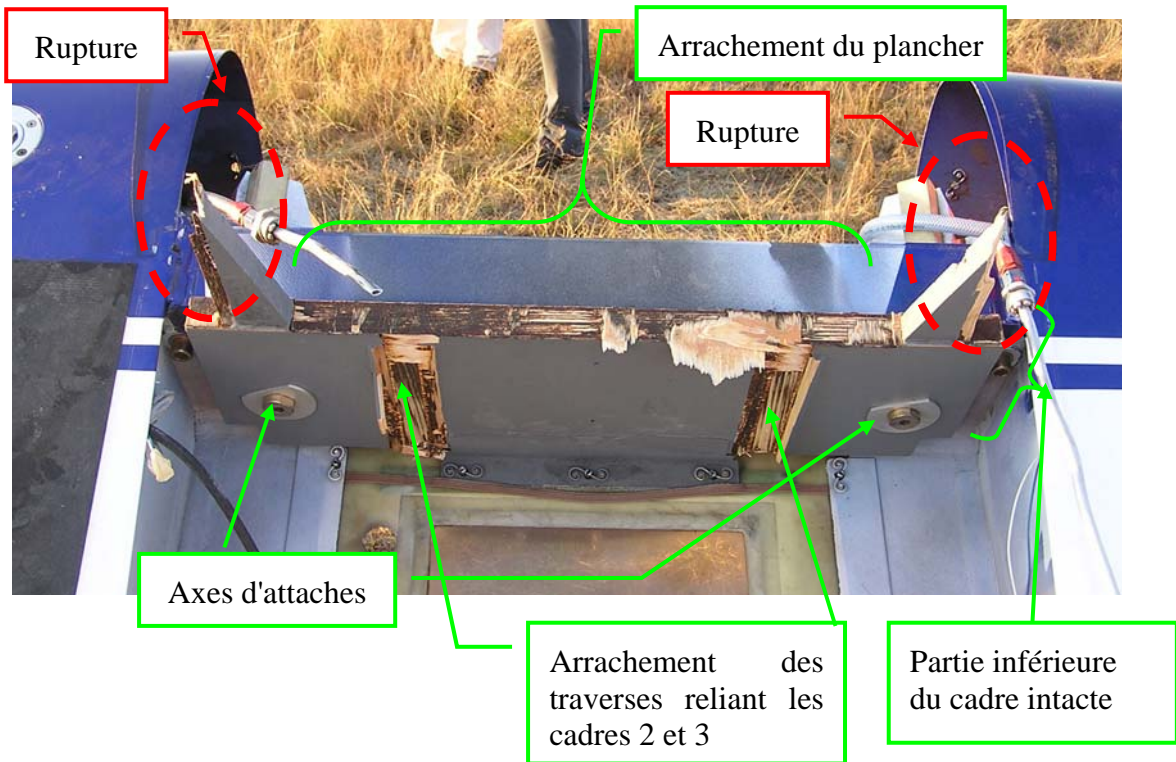
L'aile est retrouvée sur le site de l'accident dans un relatif « bon état ».

Ses éléments de structure principaux (longeron avant et longeronnet arrière) sont intacts. Les seuls dégâts observables sont imputables :

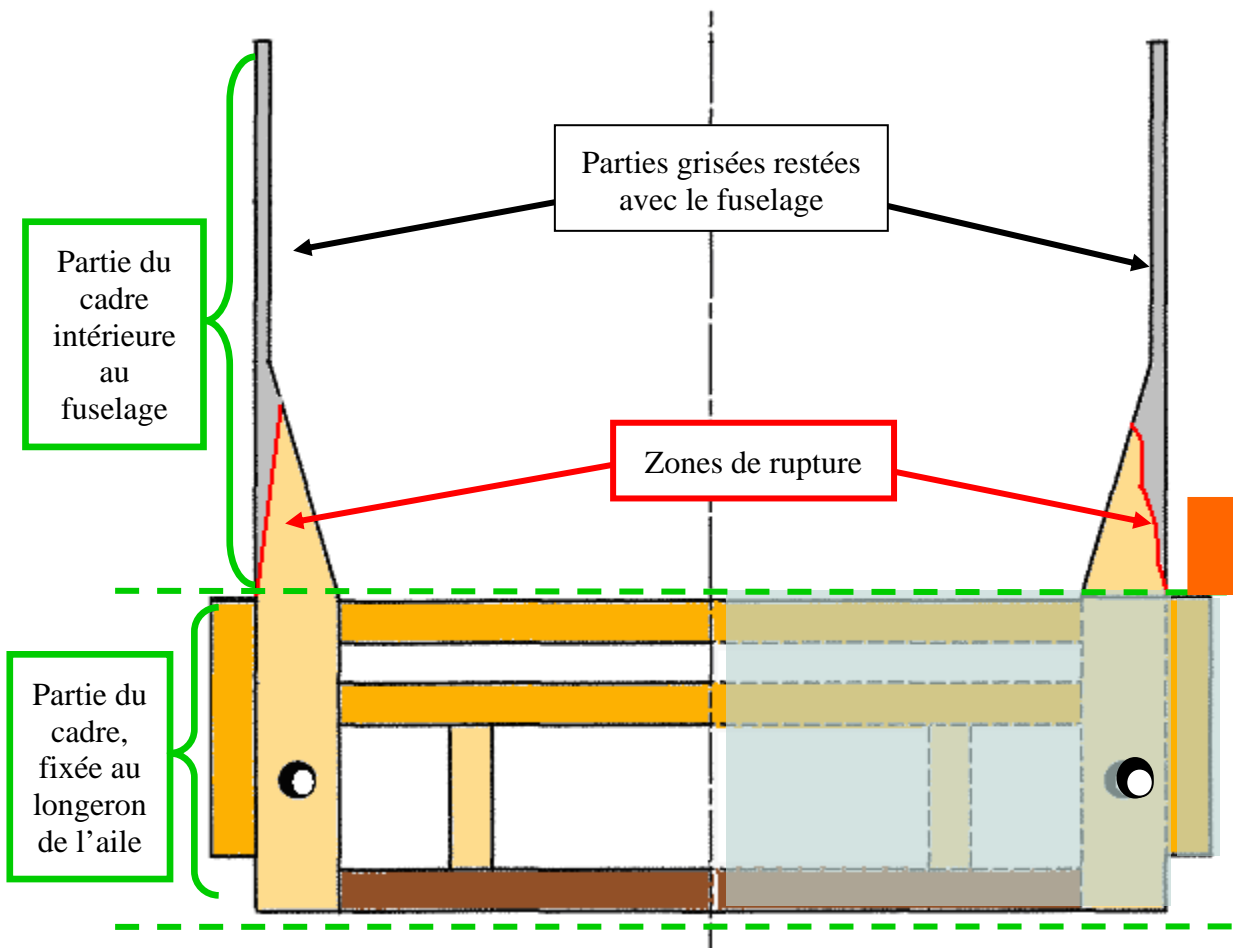
- ⇒ soit aux conséquences de la séparation avec le fuselage (arrachement de toutes ses liaisons avec le fuselage : tuyauteries, timonerie de chaîne de gauchissement...),
- ⇒ soit à son impact avec le sol (endommagement du saumon droit).

Les parties de cadre 2 et 3 qui assurent la liaison aile fuselage sont retrouvées fixés à leur emplacement prévu :

- cadre 2 :
  - ⇒ sa partie inférieure, fixée à l'aile est parfaitement intacte et n'a pas bougé. En particuliers, les axes de fixation au longeron de l'aile sont indemnes,
  - ⇒ la rupture s'est produite au-dessus, dans le fuselage, sur les montants verticaux gauche et droit.



*Ruptures sur la partie du cadre 2 sur l'aile*



*Situation des ruptures sur le cadre 2 complet*

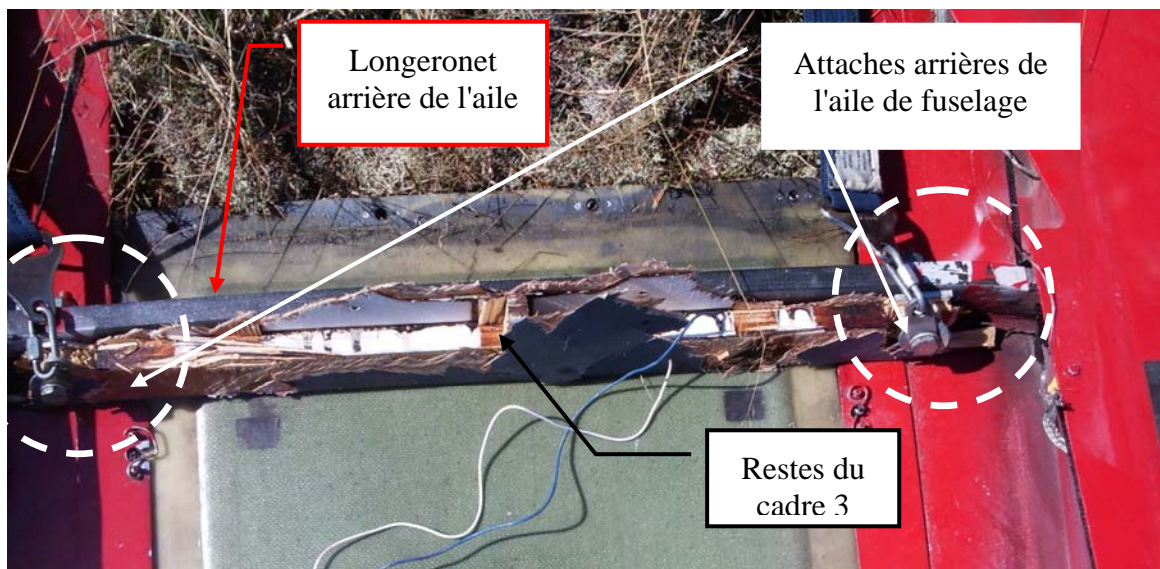
**Les fixations aile – cadre 2 sont intactes.**

**Le cadre 2 est brisé au dessus des fixations.**

➤ cadre 3 :

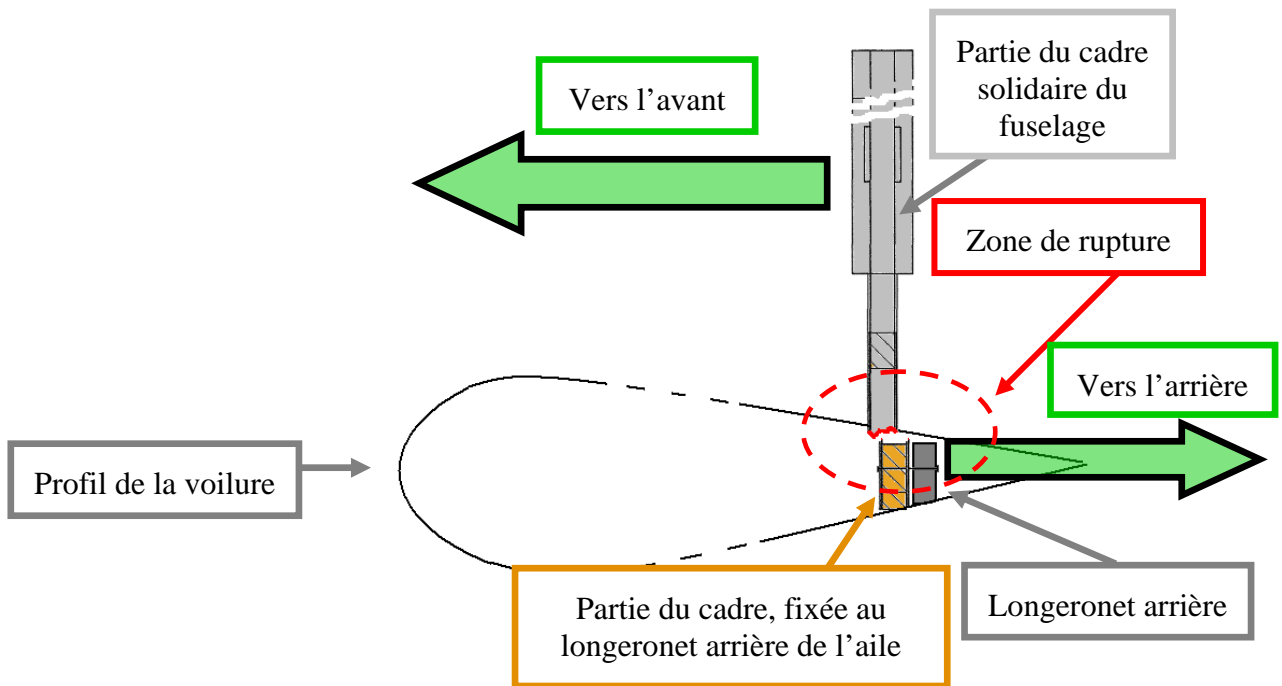
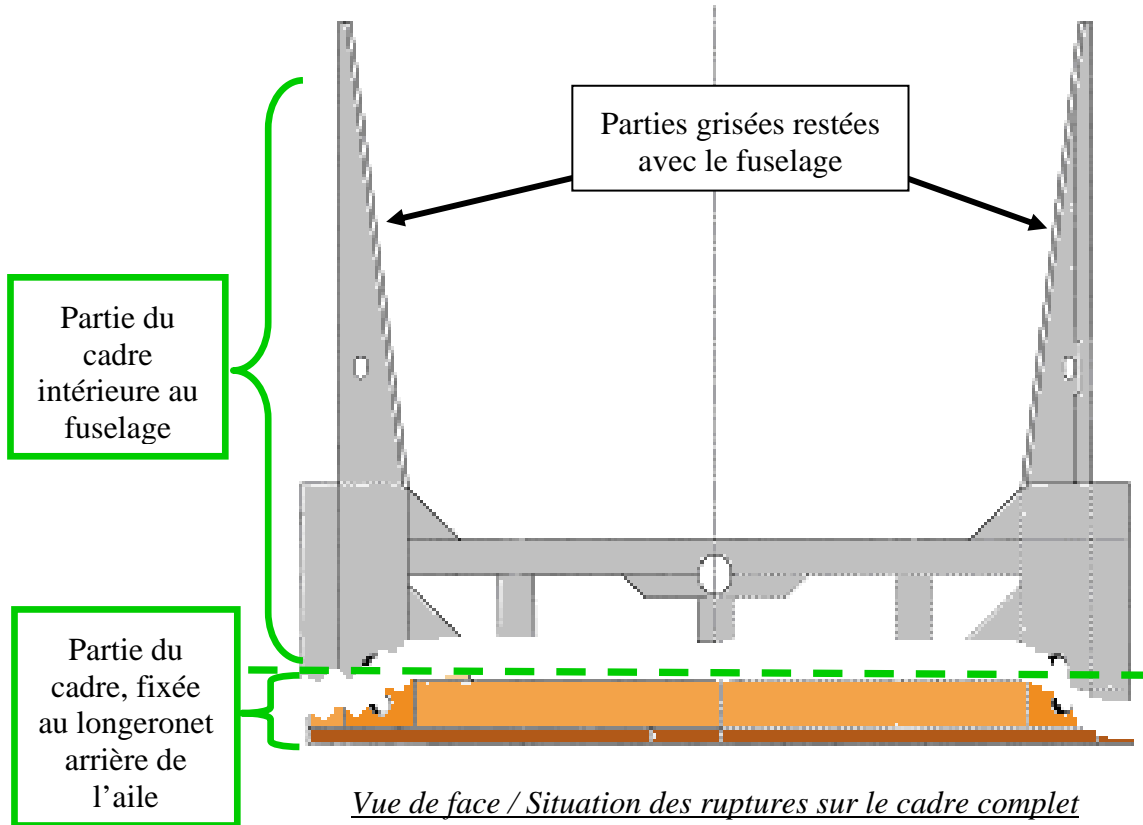
⇒ il est rompu suivant une ligne qui suit le longeronet arrière de la voilure,

⇒ le faciès de rupture atteste que la rupture est obtenue par avancée de la partie supérieure du cadre (solidaire du fuselage) sur sa partie inférieure fixée à la voilure au niveau du longeronet arrière.



*Détail des restes du cadre 3 sur l'aile*

Les vis de précision des attaches arrière sont restées en place. Elles ont été tordues vers le haut, lors de la séparation aile – fuselage, du fait de la traction des sangles dont les autres extrémités sont fixées sur le fuselage.



*Rupture vue de profil / mouvement relatif, de la partie supérieure du cadre avec sa partie inférieure*

**La rupture du cadre 3 correspond à un cisaillement qui résulte du mouvement relatif de l'aile et du fuselage :**

- **recul de sa partie inférieure restée fixée à l'aile qui décélère à la séparation,**
- **avancée de sa partie supérieure solidaire du fuselage qui poursuit sa course à la séparation**

#### ***2.1.3.2. Le fuselage***

Tous les éléments de structure du fuselage sont retrouvés brisés sans que l'on puisse déterminer à priori si les ruptures se sont produites en vol ou si elles sont dues uniquement à l'impact avec le sol.

#### **2.1.4. Définition de l'évènement**

- La structure principale de l'aile monobloc (les deux longerons) est retrouvée intacte.
- Les fixations longerons avec les cadres 2 et 3 sont indemnes et restées en place.
- la séparation aile – fuselage est la conséquence directe de la rupture en vol des cadres 2 et 3.
- Toutes les pièces maîtresses du fuselage sont retrouvées brisées. Hormis pour les cadres 2 et 3, on ignore si les ruptures se sont produites en vol ou à l'impact au sol.

**L'accident est provoqué par la rupture en vol de la structure principale du fuselage.**



### 2.1.5. Problématique

La suite de l'analyse consistera à déterminer :

- si la structure du fuselage de l'avion était intègre avant son dernier vol,
- où s'est produite la première rupture,
- les causes de cette rupture.

## 2.2. INTEGRITE DE LA STRUCTURE DU FUSELAGE AVANT SON DERNIER VOL

**Hypothèse : la structure du fuselage de l'avion était intègre avant son dernier vol.**

Si la structure du fuselage de l'avion était intègre avant ce dernier vol, alors sa rupture en vol ne pourrait être que la conséquence de :

- l'inadéquation entre les figures de voltige prévues au programme et le dimensionnement de la structure du fuselage,
- ou d'un dépassement des limites structurales de l'avion imputable à son pilotage.

### 2.2.1. Dimensionnement de la structure du fuselage et figures réalisées lors du dernier vol

#### 2.2.1.1. Historique des CAP 232

Le CAP 232 est apparu en 1994. Quarante cinq exemplaires ont été construits.

Il est l'héritier d'une lignée d'avions monoplace de voltige de la société Mudry qui débute avec le CAP 20 certifié en 1973.

Le CAP 232 se distingue de ses aînés par son aile monobloc en matériaux composite. La structure de son fuselage, quant à elle, reprend pour l'essentiel les caractéristiques des avions précédents.

Les CAP 232 volent donc depuis plus de dix ans. Utilisés pour la voltige aérienne par des particuliers, des aéroclubs ou l'EVAA, ils sont régulièrement engagés dans les compétitions du plus haut niveau. L'avion obtiendra plusieurs titres de champion du monde.

Durant ces dix ans d'utilisation, les CAP 232 ont subi deux accidents. Aucun de ces deux accidents n'est imputable à un problème de la structure du fuselage.

**La bonne tenue des éléments de la structure du fuselage est attestée par plus de dix ans de pratique de la voltige aérienne de haut niveau durant laquelle l'avion a déjà réalisé toutes les figures connues de voltige aérienne sans rencontrer de problème.**

#### *2.2.1.2. Les figures de voltiges au programme du dernier vol*

Le programme de voltige exécuté lors de l'évènement était le programme de qualification (Q) niveau Elite choisi par la Commission Internationale de Voltige Aérienne (CIVA) pour la saison 2005 du championnat du monde de voltige aérienne.

Destiné à ne sélectionner que les candidats aptes à effectuer de la voltige aérienne de haut niveau en toute sécurité, ce programme ne comprend que des figures imposées, classiquement effectuées en voltige aérienne contemporaine.

Aucune de ces figures ne présente une quelconque innovation en matière de voltige.

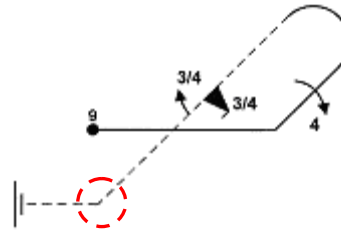
De plus, ce programme a été adopté par la CIVA en septembre 2004. Depuis octobre 2004, tous les pilotes postulant pour une sélection en championnat s'entraînent sur ce programme. Parmi eux de nombreux pilotes de CAP 232 dont ceux de l'EVAA. Aucun CAP 232 n'a connu le moindre problème dans la réalisation de ce programme, y compris les CAP 232 de l'EVAA et parmi eux le n° 22.

**Le programme réalisé ne comportait aucune innovation en matière de voltige aérienne**

### 2.2.1.3. Figure réalisée au moment de l'évènement

L'accident survient au cours de la dernière figure du programme (figure 9).

*La séparation aile / fuselage se produit à la fin de la figure, durant la ressource inversée (dans les derniers degrés de cette ressource).*



Position de la séparation aile/fuselage dans la figure 9

L'évènement se produit donc en ressource négative et vol symétrique.

Au moment de l'accident l'avion exécute donc une figure classique de voltige dont la seule particularité est d'être la figure susceptible de générer le maximum d'accélération négative de ce programme.

**L'accident se produit lors de l'exécution d'une figure de voltige des plus classiques.**

**Les figures de voltige prévues au programme ne peuvent pas justifier de la rupture en vol de la structure du fuselage de l'avion**

## 2.2.2. Pilotage de l'avion pendant l'exécution du programme

### 2.2.2.1. Témoignages

Les témoins de l'accident interrogés (les dix juges chargés de l'évaluation de la performance du pilote et l'entraîneur de l'équipe de France) étaient à la fois compétents pour donner un avis aéronautique fiable et, de par leurs fonctions, attentifs au déroulement du vol.

Tous sont unanimes pour affirmer que :

- le vol a été effectué conformément au programme établi,
- le programme de voltige a été réalisé sans le moindre écart significatif, sans à coup ni manœuvre douteuse. Le vol est qualifié de « propre et intelligent ».
- Au moment de la séparation aile fuselage :
  - ⇒ le vol était symétrique,
  - ⇒ l'avion était en ressource négative sans cadencement particulier,
  - ⇒ aucun mouvement erratique de l'avion n'a précédé l'évènement,
  - ⇒ aucun bruit moteur suspect n'a été détecté,
  - ⇒ aucune autre pièce de l'avion ne s'est séparée du fuselage jusqu'à l'impact au sol.

**Le vol a été réalisé conformément au programme et il est exempt de toute erreur de pilotage.**

**Jusqu'à l'accident il ne recèle aucune particularité technique.**

#### ***2.2.2.2. Accélération subie par l'avion au moment de l'évènement.***

L'accéléromètre électronique de l'avion a été dépouillé<sup>12</sup>.

L'accélération négative maximale enregistrée durant ce vol est de  $-7,2$  G.

Les experts en voltige aérienne s'accordent à considérer que sur le programme Q réalisé, l'avion subit sa plus forte accélération négative durant la ressource négative de la figure 9.

On peut donc considérer que l'accident se produit

- en ressource négative sous  $-7,2$  G.

Les limites structurales constructeur à la masse estimée au moment de l'accident sont de  $+9,8$  G /  $-9,8$ G (cf. chapitre 1.6.4, *Performances*, page 12).

---

<sup>12</sup> Les résultats du dépouillement de l'accéléromètre électronique sont consultables en annexe 2, *Exploitation des données de l'accéléromètre électronique*, page 68.

**Les limites structurales constructeur n'ont pas été dépassées durant le vol.**

### **2.2.3. Conclusion**

Ni les figures de voltige prévues au programme, ni le pilotage de l'avion sur cette séance ne peuvent justifier à eux seuls de la rupture en vol de la structure principale du fuselage.

**L'hypothèse que la structure du fuselage de l'avion était intègre avant le début du vol est REJETÉE.**

**La structure principale du fuselage de l'avion était endommagée avant le début du vol.**

## **2.3. HYPOTHESES PORTANT SUR LA LOCALISATION DE LA RUPTURE INITIALE DE LA STRUCTURE DU FUSELAGE**

La séparation aile-fuselage est la résultante directe de la rupture en vol des cadres 2 et 3.

La rupture initiale de la structure du fuselage a pu se produire :

- soit directement sur l'un de ces deux cadres (qui aurait dû être préalablement affaibli par un endommagement),
- soit sur un autre des éléments de la structure principale du fuselage entraînant l'effondrement de cette structure et finalement la rupture des cadres 2 et 3, qui ne serait alors plus qu'une conséquence de l'évènement.

### 2.3.1. Les éléments de la structure principale du fuselage

La structure principale du fuselage (cf. chapitre 2.1.2.2, *La structure du fuselage*, page 26) est constituée :

- des quatre longerons de fuselage,
- du cadre 3,
- des cadres 4 et 5,
- du cadre 2,
- du cadre 1.

De multiples ruptures affectent chacun de ces éléments sans qu'il soit possible spontanément de discerner si elles se sont produites en vol ou si elles sont imputables à l'impact du fuselage avec le sol.

Dans les chapitres suivants sera envisagée la rupture initiale successivement sur chacun de ces éléments de la structure principale du fuselage. Par la confrontation avec l'ensemble des données établies de l'évènement, il sera alors tenté d'établir, pour chaque cas, une probabilité d'occurrence.

### 2.3.2. Hypothèse : rupture initiale sur l'un des quatre longerons de flanc de fuselage

Les longerons de flancs de fuselage sont des pièces de structure fortement dimensionnées et longues.

La rupture en vol inversé, sous forte accélération négative, de l'un de ces longerons s'accompagnerait au moins de dégâts sérieux sur un flanc, sinon de la destruction en vol du fuselage lui-même.

Or, après la séparation aile–fuselage, ce dernier poursuit sa course d'un seul tenant jusqu'à l'impact au sol. Il n'est pas retrouvé le moindre fragment de flanc de fuselage avant cette collision finale (cf. chapitre 1.12.1.2, *Répartition des débris sur la zone de l'accident*, page 16).

**L'hypothèse que la rupture initiale se soit produite sur l'un des quatre longerons de fuselage est REJETÉE.**

### **2.3.3. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 3**

L'observation de la partie restante sur l'aile du cadre 3 montre qu'il a été brisé vers l'avant (cf. chapitre 2.1.3.1, *L'aile*, page 30).

Or, compte tenu de la rigidité de l'ensemble de la structure du fuselage et en particulier de la présence des « traverses de plancher » entre les cadres 2 et 3 (cf. schéma, *Situation des fixations aile – fuselage*, page 27), le cadre 3 ne peut pas être soumis à un tel effort vers l'avant sans que le cadre 2 n'ait pas été préalablement rompu.

Ainsi, la rupture du cadre 3 est forcément intervenue après celle du cadre 2.

**L'hypothèse que la rupture initiale se soit produite sur le cadre 3 est  
REJETÉE.**

### **2.3.4. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 4 ou le cadre 5**

Ces deux cadres sont situés derrière le cadre 3. Ils maintiennent la partie arrière du fuselage.

Il est vraisemblable que la rupture en vol inversé sous forte accélération négative d'un de ces deux cadres ait endommagé sévèrement l'arrière de l'appareil.

Or, comme déjà précisé plus haut, il n'a pas été retrouvé le moindre débris de fuselage avant son impact avec le sol.

De plus, une rupture initiale sur l'un de ces cadres aurait d'abord engendré de proche en proche une rupture de la pièce maîtresse la plus proche, à savoir le cadre 3. Le cadre 3 se serait rompu avant le cadre 2 ce qui est infirmé par l'analyse du chapitre précédent.

**L'hypothèse que la rupture initiale se soit produite sur le cadre 4 ou 5 est  
REJETÉE.**

### 2.3.5. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 2

Une rupture initiale sur le cadre 2 coïnciderait avec l'intégralité des données établies. En effet, une telle rupture initiale :

- justifie la séparation aile fuselage,
- explique la survenue de l'évènement lors de la ressource de la figure 9, où le bilan des forces soumet le cadre à l'effort en traction maximal,
- justifie l'absence de tout fragment du fuselage avant son impact au sol.

**L'hypothèse que la rupture initiale se soit produite sur le cadre 2 est  
POSSIBLE.**

Néanmoins, cette hypothèse suppose que le cadre 2 ait été préalablement fragilisé. Cette condition fera l'objet d'une analyse au chapitre 2.4, *Hypothèses concernant un endommagement antérieur à l'accident sur le cadre 2*, page 47.

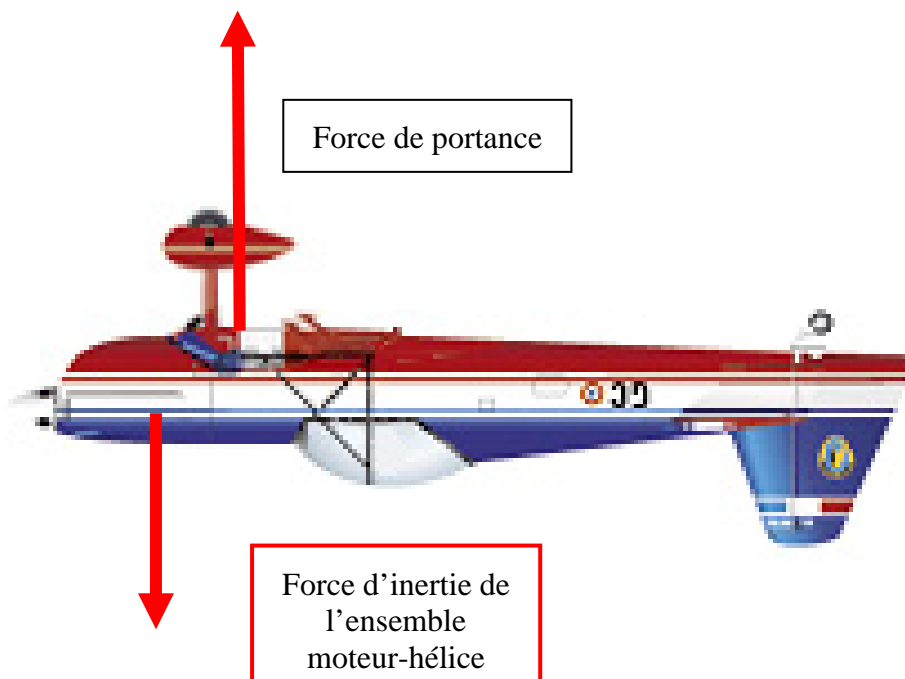
### 2.3.6. Hypothèse : rupture initiale sur le cadre 1

#### 2.3.6.1. Efforts sur le cadre 1 au moment de la désolidarisation aile-fuselage

Lorsque l'aile et le fuselage se désolidarisent, l'avion est en vol inversée symétrique, en ressource à  $-7,2$  G.

L'ensemble moteur-hélice est alors soumis à une force d'inertie importante (masse moteur + masse hélice X 7,2) vers le haut de l'avion.

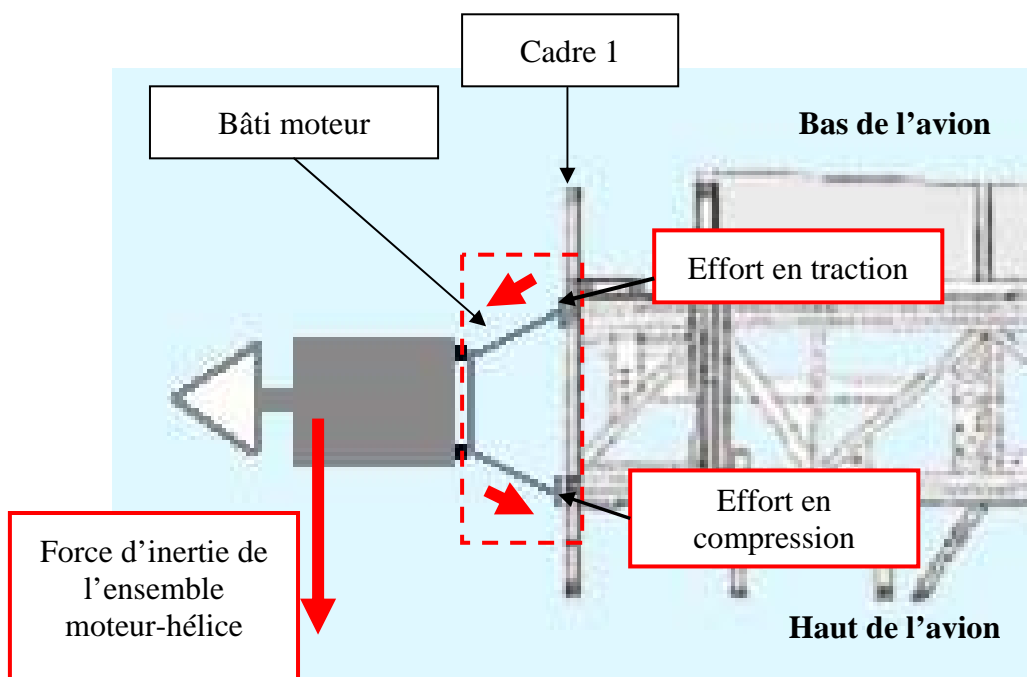




Force d'inertie de l'ensemble moteur hélice en ressource inversée

L'ensemble moteur-hélice est monté sur un bâti moteur fixé sur le cadre 1.

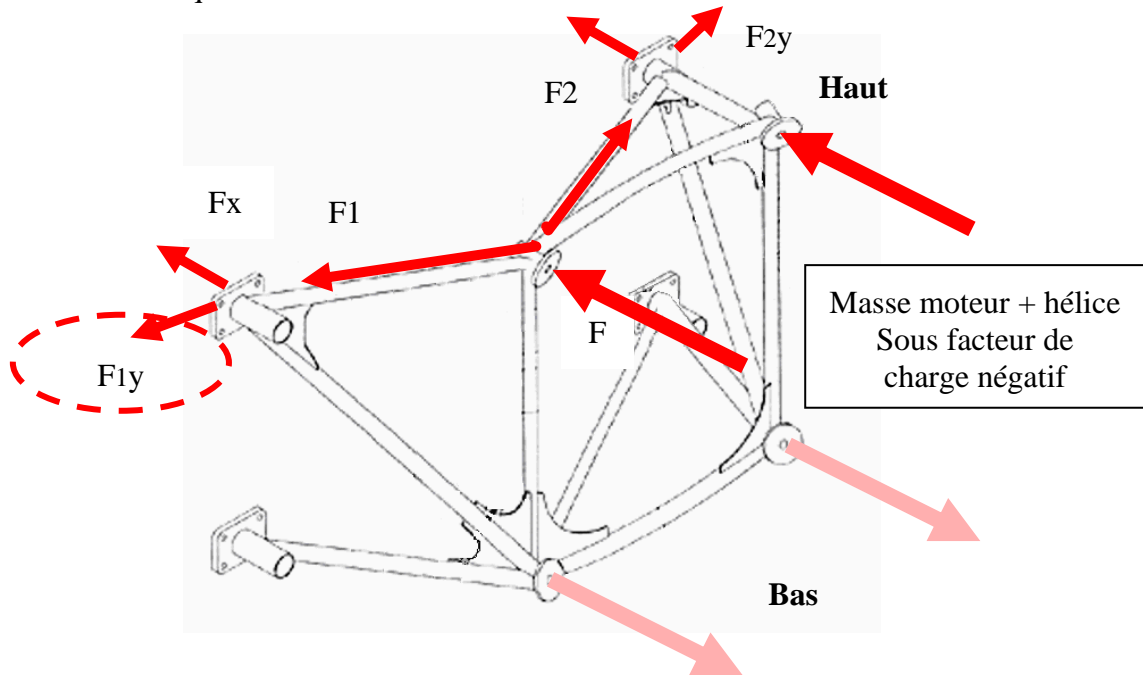
Sous l'action de la force d'inertie de l'ensemble moteur hélice, ce bâti est mis en traction sur sa partie basse et en contraction sur sa partie haute.



Efforts subis par le bâti moteur en ressource inversée

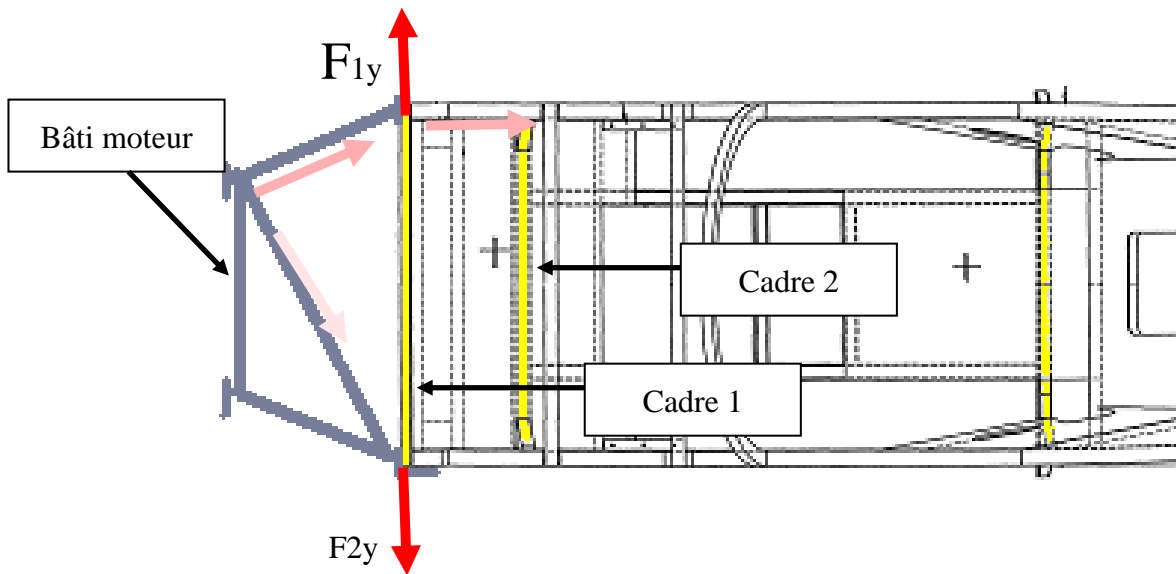
Le schéma suivant reprend la force de compression (F) que subit le bâti moteur.

Elle est représentée sur la géométrie particulière du bâti remis à l'endroit et permet de suivre le cheminement des efforts qui vont être transmis au cadre 1 sur lequel il est fixé.



Décomposition sur le bâti moteur de la force de compression

La force de compression tend à écarter les jambes du bâti vers l'extérieur, et exerce donc une force latérale importante au niveau des fixations du bâti sur le cadre 1 (force Fy). Le cadre 1 doit contrer cette force.

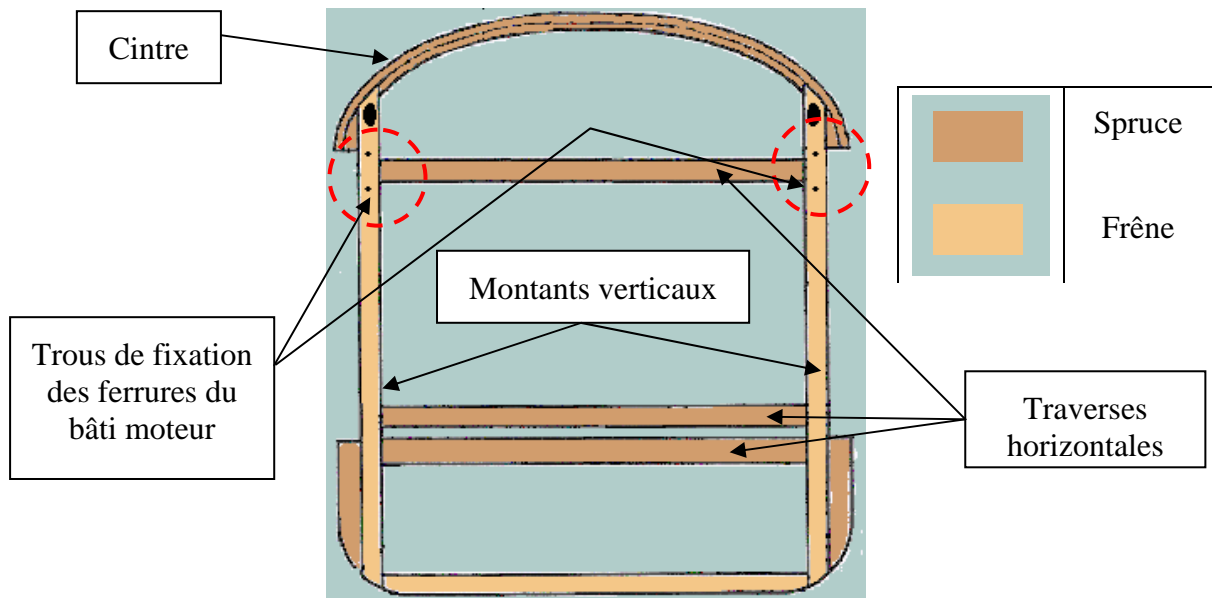


*Structure avant du CAP 232 vue de dessus*

*Cadre 1 soumis à la force  $F_y$*

### 2.3.6.2. Construction du cadre 1

Le cadre 1 est constitué d'une ossature en bois plein (spruce ou frêne) recouvert sur chaque face de contre plaqué.



*Ossature du cadre 1*

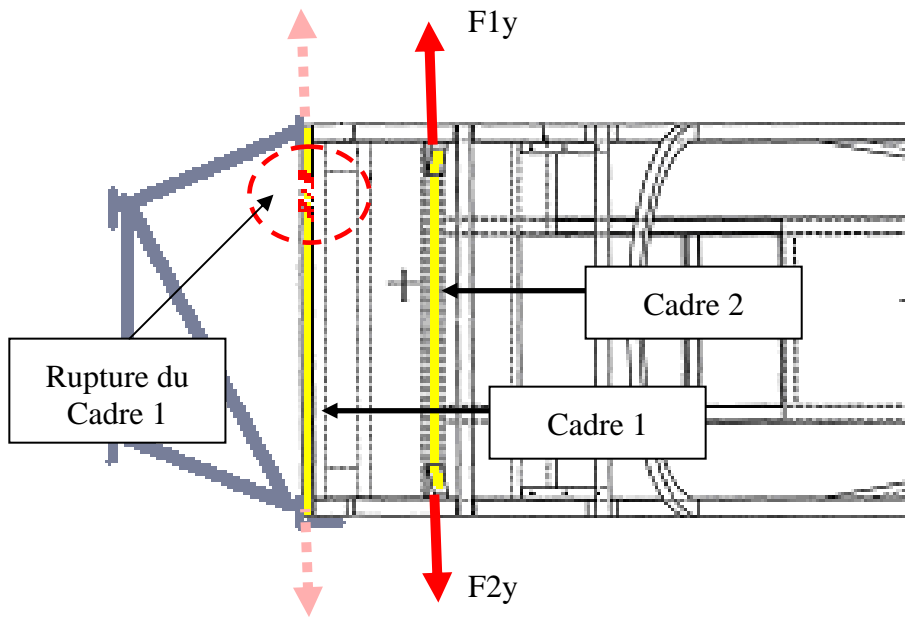
- Le cintre du cadre n'est pas conçu pour offrir une résistance en effort latéral.
- Les traverses horizontales, fixées par « collage en bout », n'offrent pas, par conception, de résistance à un effort en écartement.
- Les montants verticaux en frêne du cadre 1, dans lesquels passent les vis de fixation du bâti moteur ne peuvent offrir qu'une très faible résistance à un effort latéral compte tenu du sens des fibres du bois.
- La seule résistance que peut offrir le cadre 1 à un tel effort latéral provient des deux faces de contre plaqué collées de chaque côté du cadre.

- **En ressource négative, le bâti moteur introduit une force latérale au niveau des fixations hautes du cadre 1.**
- **Le cadre 1 présente, à ces endroits, une faiblesse pour contrer cet effort. Sa résistance ne tient, pour l'essentiel, que sur celle de ses deux faces de contre plaqué.**

### ***2.3.6.3. Conséquences d'une rupture du cadre 1 en ressource négative***

Si le contre plaqué n'est plus en mesure d'assurer la résistance requise pour contrer la force latérale induite par le bâti moteur (contre plaqué endommagé), le cadre 1 se fend (rupture) et n'offre plus aucune résistance à la force latérale.

- Le point d'application de cette force se déplace alors au point de résistance suivant : le cadre 2. Il n'y a encore aucun dommage sur le fuselage, la rigidité est toujours assurée par le cadre 2.

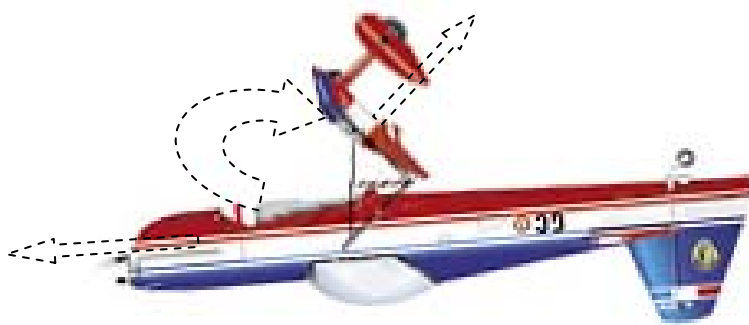


Déplacement du point d'application de « Fy » sur le cadre 2

Le cadre 2 n'a pas été dimensionné pour résister à une telle surcharge. Déjà fortement sollicité verticalement par la ressource négative à  $-7,2$  G, le cadre subi cet accroissement brutal de charge qui est de nature à rompre ses montants verticaux. Avant la rupture du cadre 2, le fuselage, toujours maintenu ne s'endommage pas.

**1 – La rupture du cadre 1 entraîne celle du cadre 2.**

- Une fois le cadre 2 rompu à son tour, l'aile se trouve libérée de ses deux points de fixations avant. Elle va alors basculer vers le haut et ralentir par rapport au fuselage (effet aérodynamique).



Mouvement relatif aile – fuselage

**2 – La rupture du cadre 1 entraîne l'arrachement de l'aile.**

- Le mouvement relatif aile–fuselage dans cet arrachement provoque la rupture du cadre 3 par avancée de sa partie supérieure par rapport à celle restée fixée à l'aile.

**3 – La rupture du cadre 1 explique le mode de rupture constaté sur le cadre 3**

- Dès la rupture du cadre 2, le fuselage n'est alors plus soumis à une accélération négative. Le bâti moteur ne supporte plus que le poids de l'ensemble moteur – hélice, la force latérale a donc quasiment disparu. Le fuselage n'a plus de raison de s'endommager.

**4 – La rupture du cadre 1 explique qu'aucun fragment de fuselage ne soit retrouvé avant l'impact au sol.**

**Les conséquences de la rupture du cadre 1 coïncident avec toutes les données établies de l'évènement**

**L'hypothèse que la rupture initiale de la structure du fuselage se soit produite sur le cadre 1 est POSSIBLE.**

Néanmoins, cette hypothèse suppose que le cadre 1 ait été préalablement fragilisé. Cette condition fera l'objet d'une analyse au chapitre 2.4, *Hypothèses concernant un endommagement antérieur à l'accident sur le cadre 2*, page 47.

#### 2.3.6.4. Conclusion

- La rupture initiale de la structure du fuselage s'est produite soit sur le cadre 1, soit sur le cadre 2.
  
- Concernant le cadre 1 :
  - ⇒ il présente une faiblesse de résistance aux efforts latéraux que peut introduire le bâti moteur,
  - ⇒ l'évènement se produit dans une configuration où ces efforts latéraux sont particulièrement importants,
  - ⇒ les conséquences de sa rupture coïncident avec l'ensemble des données établies.
  
- Concernant le cadre 2 :
  - ⇒ l'évènement se produit dans une configuration où il subit des efforts verticaux particulièrement importants.
  - ⇒ les conséquences de sa rupture coïncident avec l'ensemble des données établies.

Néanmoins, pour que ce scénario puisse se réaliser **il faut** (conformément aux conclusions du chapitre 2.2, *Intégrité de la structure du fuselage avant son dernier vol*, page 32), **dans les deux cas, que ces cadres aient été préalablement endommagé.**

- **La rupture initiale sur le cadre 2 est possible.**
- **La rupture initiale sur le cadre 1 est possible.**

**Dans les deux cas, l'apparition de la rupture suppose un endommagement préalable de ces cadres.**

## **2.4. HYPOTHESES CONCERNANT UN ENDOMMAGEMENT ANTERIEUR A L'ACCIDENT SUR LE CADRE 2**

Les ruptures se sont produites sur les « triangles de renfort des montants verticaux » gauche et droit du cadre.

Les débris ont été particulièrement bien préservés dans l'évènement.

En particulier, les profils de rupture qui ont affecté ce cadre sont facilement observables.

Si le cadre 2 avait été préalablement endommagé, les profils de ruptures devraient en conserver la trace.

### **2.4.1. observations sur les débris du cadre**

#### ***2.4.1.1. Profil de rupture coté droit du cadre 2***

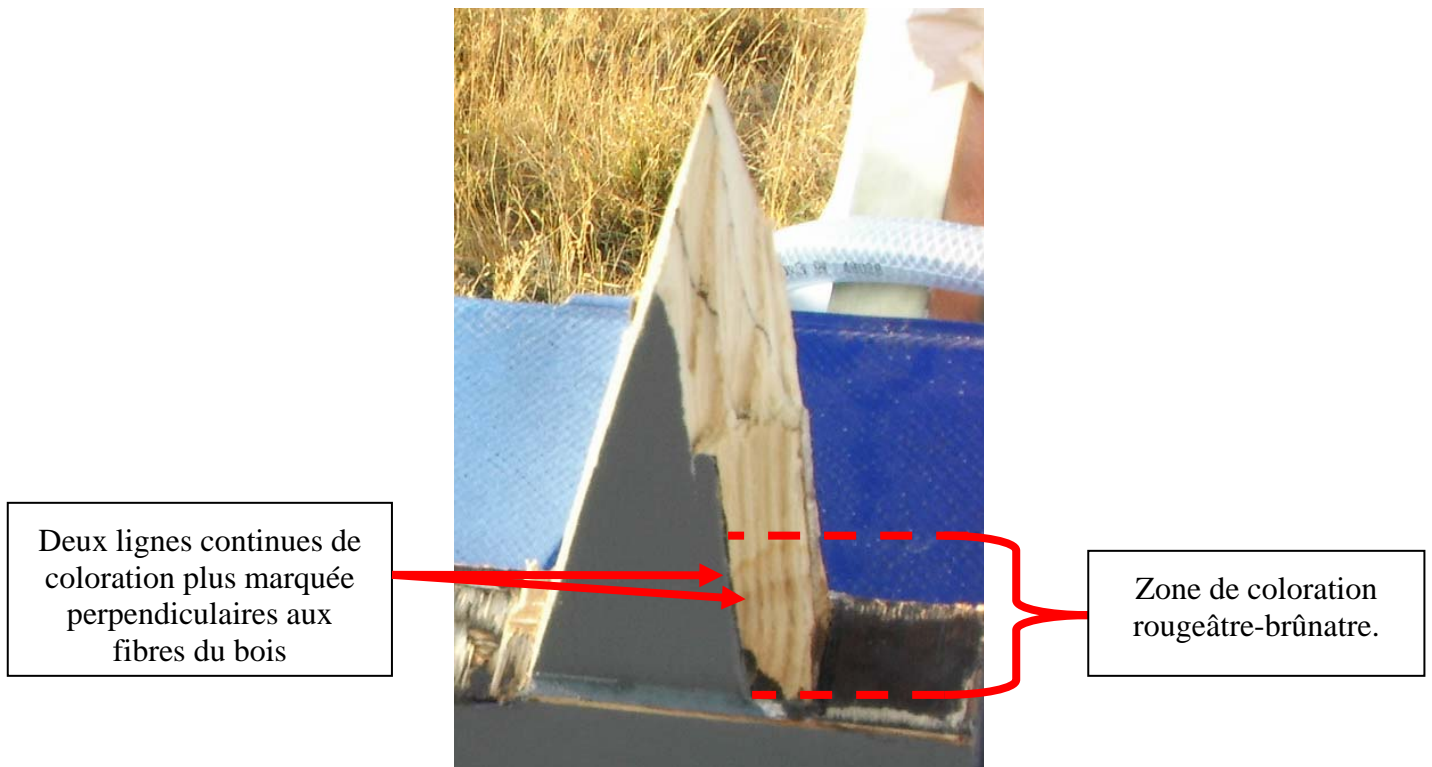
Le faciès de rupture ne présente aucun symptôme de « pré endommagement ».

On peut néanmoins faire deux observations :

- à la base du « triangle de renfort », on peut observer des colorations rougeâtres-brunâtres sur deux des trois épaisseurs de frêne, les deux épaisseurs extérieures, couvertes par des chanlattes.
  - ⇒ L'origine de cette coloration n'a pas pu être déterminée à ce jour. L'expertise nécessaire a été prise en charge par le juge d'instruction en charge du dossier judiciaire de l'évènement et les résultats ne nous sont pas parvenus au moment de la rédaction du dossier.
  - ⇒ Les experts bois consultés réfutent tout lien entre cette coloration et la cause déclenchant l'accident. Ces colorations ne sont notamment pas symptomatiques d'une crique.



- Le faciès de la rupture est net. Les fibres du bois sont séparées et non rompues. Les caractéristiques techniques du frêne laissent supposer que ce type de rupture est le résultat d'une traction transversale<sup>13</sup> (faible résistance dans ce cas) plutôt que d'une traction axiale<sup>14</sup> (très forte résistance dans ce cas de figure).



*Vue du profil de rupture droit du cadre 2 le lendemain de l'évènement*

- **Le triangle de renfort droit du cadre 2 n'était pas endommagé avant l'accident.**
- **Il est probable que le faciès de rupture soit symptomatique d'un effort en traction transversale plutôt qu'en traction axiale.**

<sup>13</sup> Traction transversale : effort perpendiculaire au fil du bois, aura tendance à séparer les fibres.

<sup>14</sup> Traction axiale : effort dans le sens fil du bois : aura tendance à arracher les fibres.

#### ***2.4.1.2. Profils de rupture coté gauche du cadre 2***

Ce profil de rupture ne présente absolument aucun symptôme de « pré endommagement ».

Le faciès de la rupture est net. Les fibres du bois sont séparées et non rompues.



*Vue du profil de rupture gauche du cadre 2 le lendemain de l'évènement*

- **Le triangle de renfort gauche du cadre 2 n'était pas endommagé avant l'accident.**
- **Il est probable que le faciès de rupture soit symptomatique d'un effort en traction transversale plutôt qu'en traction axiale.**

**Aucun pré endommagement n'est constaté sur le cadre 2.**  
**La rupture initiale ne s'est donc pas produite sur le cadre 2**  
**Cette rupture initiale s'est donc produite sur le cadre 1**

## **2.5. HYPOTHESES CONCERNANT UN ENDOMMAGEMENT ANTERIEUR A L'ACCIDENT SUR LE CADRE 1**

Problématique :

- les CAP 232 volent depuis plus de dix ans et il n'a jamais été évoqué un quelconque problème affectant le cadre 1,
- le cadre 1 a brûlé dans l'accident, il n'a pas été possible de réaliser la moindre constatation sur d'éventuels dommages antérieur à l'accident. Dans le domaine, il ne sera possible que d'émettre des hypothèses sur des observations réalisées sur un CAP 232 en état de vol, le n°18.

### **2.5.1. Programme d'entretien**

Les différentes opérations d'entretien sont spécifiées dans le document dénommé « Programme d'Entretien Constructeur » commun aux CAP 232 et 231 EX édité par CAP Aviation. Ce programme « a été reconnu par le GSAC ».

Le programme d'entretien prévoit, entre autre, des examens, vérifications et inspections destinées à détecter toute anomalie pouvant mettre en cause la sécurité de l'aéronef. En particulier, il devrait permettre de détecter un endommagement de la structure du fuselage, et notamment sur le cadre 1, avant que l'avion ne reprenne les vols.

Dans ce document, les opérations d'entretien sont différenciées entre celles relevant de l'entretien périodique programmé et celles particulières dénommées « Inspections spéciales » (IS).

### ***2.5.1.1. Particularités de certaines zones de la structure à inspecter***

- La face externe du cadre 1 (celle qui supporte le bâti moteur) est protégée par une cloison pare feu en inox qui la recouvre entièrement.
- L'accessibilité à la face interne du cadre 1 (celle qui se trouve à l'intérieur de l'habitacle) est gênée, notamment, par le tableau de bord de l'avion.
- Aile fixée au fuselage, la partie du cadre 2 au contact du longeron principal n'est pas visible.
- Aile fixée au fuselage, la partie du cadre 3 au contact du longeronnet arrière n'est pas visible.

### ***2.5.1.2. Les inspections spéciales***

- La liste des IS contenues dans le document comprend sept cas parmi lesquels l'atterrissage dur et le dépassement des limites d'utilisation cellule :
  - ⇒ aucune de ces IS ne prévoit d'inspection du cadre 1,
  - ⇒ l'aile n'étant pas prévue d'être démontée pour ces visites, les inspections des cadres 2 et 3 ne peuvent être que partielles.
- La liste des IS contenus dans le document n'aborde pas le cas du pylône qui constitue pourtant un évènement probable sur un avion à train classique.

- **Aucune des inspections spéciales ne préconise d'inspection du cadre 1.**
- **Les inspections des cadres 2 et 3 sont partielles.**

### 2.5.1.3. *Entretien périodique programmé*

➤ Petit entretien :

- ⇒ aucune des visites de petit entretien ne prévoit spécifiquement l'inspection du cadre 1. De plus,
  - la cloison pare feu n'est jamais prévue d'être démontée. La face externe du cadre n'est donc jamais inspectée,
  - le tableau de bord n'est jamais prévu d'être démonté, la face interne du cadre n'est donc jamais inspectée,
- ⇒ l'aile n'étant pas démontée durant ces visites, l'inspection des cadres 2 et 3 ne peuvent être que partielles.

➤ Grand entretien :

**En ce qui concerne les CAP 232 militaires :**

Lors des entretiens majeurs (EMJ tous les 4 ans, effectuées par CAP Industrie selon un protocole distinct du programme de grande visite et plus complet) :

- ⇒ le bâti moteur et la cloison pare feu sont démontés, L'inspection de la face externe du cadre est donc effective. Néanmoins la peinture de la face externe du cadre n'est pas retirée,
- ⇒ le tableau de bord étant démonté, l'inspection de la face interne du cadre est effectuée,
- ⇒ l'aile est démontée de sorte que l'inspection des cadres 2 et 3 peut être effectuée,
- ⇒ la documentation ne précise aucune consigne particulière, aucune zone à inspecter plus spécifiquement. La consigne reste très générale «Envoi en menuiserie pour inspection détaillée du fuselage ».

**En ce qui concerne les CAP 232 civils :**

les aéronefs civils n'effectuent pas d'EMJ mais des grandes visites (GV) dont le détail des opérations est décrit dans le programme d'entretien constructeur.

- ⇒ ni le bâti moteur ni la cloison pare feu ne sont prévus d'être démonté lors de ces GV de sorte que la face externe du cadre n'est jamais vérifiée,
- ⇒ l'aile n'est pas démontée de sorte que l'inspection des cadres 2 et 3 ne peut être que partielle.

- **Aux termes de la documentation technique, le cadre 1 des aéronefs civils n'est jamais inspecté.**
- **Aux termes de la documentation technique, le cadre 1 des aéronefs militaires n'est inspecté que partiellement tous les 4 ans.**
- **Les inspections des cadres 2 et 3 font l'objet de beaucoup plus d'attention. Néanmoins ces inspections souffrent de lacunes en particulier lors des grandes visites des aéronefs civils.**

**2.5.1.4. Conclusion**

- **Aucun endommagement du cadre 1 n'a jamais été constaté depuis le début des vols des CAP 232, mais ce cadre n'est quasiment jamais inspecté.**
- **Le programme d'entretien ne permet pas de s'assurer de l'intégrité de la structure du fuselage.**

**2.5.2. Causes d'endommagement du cadre 1**

L'endommagement d'un élément de structure en bois du fuselage peut être causé par un évènement particulier (dépassement de limite structural, accident de transport, etc.) ou lié à une altération des composants dans le temps (usure, moisissure, etc.) que l'on appellera « pseudo vieillissement ».

### **2.5.2.1. Causes liées à des évènements ponctuels**

L'historique de l'avion est présenté au chapitre 2.1.1, *Historique du CAP 232 n° 22*, page 21.

Il recèle un évènement pouvant avoir un effet sur l'intégrité de la structure du fuselage et notamment sur le cadre 1 :

- un pylône (mise sur le nez de l'aéronef) effectué le 26 mars 2003.

Ce passage sur le nez est de nature à endommager le cadre 1 de l'avion :

- soit par enfoncement des ferrures du bâti moteur dans le contre plaqué de sa face externe,
- soit en provoquant une crique partant de l'emplacement des vis de fixation, sollicitées en effort latéral dans cet évènement.

A l'issue de ce pylône, l'avion a été remis en état suivant un processus de réparation approuvée par le constructeur. Le processus comprenait une inspection du fuselage conformément à l'IS correspondant à un dépassement des limites structurales de l'avion. Cette inspection comprend celle des cadres 2 et 3, mais pas celle du cadre 1.

Près d'un an plus tard (mai 2004) l'avion est passé en EMJ et a donc subi l'inspection de la structure du fuselage correspondante. Cette inspection (qui comprend aussi celle du cadre 1) n'a rien révélé de particulier.

Aussi, si le pylône est bien de nature à pouvoir endommager la structure du fuselage et en particulier le cadre 1, premier élément à encaisser le choc, il faut noter que :

- l'accident se produit deux ans et demi et 239h40 après ce pylône,
- les inspections réalisées depuis (et notamment l'EMJ) n'ont rien révélé.

De sorte qu'il est impossible d'établir formellement un lien entre ce pylône et un endommagement de la structure du fuselage de l'avion.

**L'hypothèse que les dégâts générés par le pylône subi par l'avion en 2003 puissent être une cause de la rupture du cadre 1 est POSSIBLE.**

### **2.5.2.2. Causes liées au « pseudo vieillissement » de la structure**

Le démontage du bâti moteur et de la tôle pare feu sur un CAP 232 en état de vol (le CAP 232 n°18 de l'EVAA) laisse apparaître un endommagement du contre plaqué de la face externe du cadre 1.

Cet endommagement correspond à un poinçonnement du contre plaqué dû aux ferrures du bâti moteur :

- les ferrures du bâti moteur sont boulonnées sur le cadre 1,
- il n'y a pas de cale martyre entre les ferrures et le contre plaqué du cadre.

Le poinçonnement du contre plaqué est donc inévitable et il diminue la résistance du contre plaqué.

Il est ainsi probable qu'au-delà du CAP 232 n°18 inspecté, tous ces avions aient subi un endommagement similaire.

Pourtant,

- il n'existe aucune tolérance préconisée pour un tel endommagement,
- ce poinçonnement est sans doute accentué :
  - ⇒ chaque fois que le couple de serrage est appliqué (c'est-à-dire chaque fois qu'un bâti moteur est remonté sur l'avion),
  - ⇒ par les efforts transmis par le bâti moteur (liés aux accélérations positives et négatives),
  - ⇒ par le pylône de 2003 en ce qui concerne le CAP 232 n°22.
- Le contre plaqué étant le seul élément apte à assurer une résistance efficace aux efforts latéraux transmis par le bâti moteur, cet endommagement est de nature, à terme, à causer la rupture du cadre 1

**L'hypothèse que le poinçonnement du contre plaqué de la face externe du cadre 1 par les ferrures du bâti moteur puisse être une cause de la rupture du cadre 1 est PROBABLE.**



### **2.5.2.3. Autres causes**

Le cadre 1 ayant brûlé dans l'incendie du fuselage, il n'a pas été possible d'examiner les ruptures.

Aussi il est possible que la cause effective de la rupture de ce cadre n'ait pas pu être distinguée par les investigations menées.

## **2.6. OBSERVATIONS N'AYANT PAS DE LIEN DIRECT AVEC L'EVENEMENT**

### **2.6.1. Certification du CAP 232**

La certification du CAP 232, construit dans la lignée des CAP 230, 231 et 231 EX, a été délivrée en mars 1998 par extension de celle délivrée en février 1993 au CAP 231 EX.

Pour sa certification, les seuls essais statiques réalisés sur le CAP 232 concernaient sa voilure, entièrement nouvelle.

Son fuselage, considéré identique à celui de ses prédécesseurs, avait été testé en 1986 dans le cadre de la certification du CAP 230. Mais les tests de ce fuselage n'ont été réalisés qu'en charge positive.

Les exigences auxquelles sont soumis les avions d'aviation générale destinés à voltige aérienne pour leur certification sont définies par le document FAR23. Ce document ne précise néanmoins pas les moyens de conformités nécessaires qui restent à l'initiative de l'organisme certificateur.

Par usage, les essais de certification de ces avions ne comprennent pas de test de la cellule en charge négative.

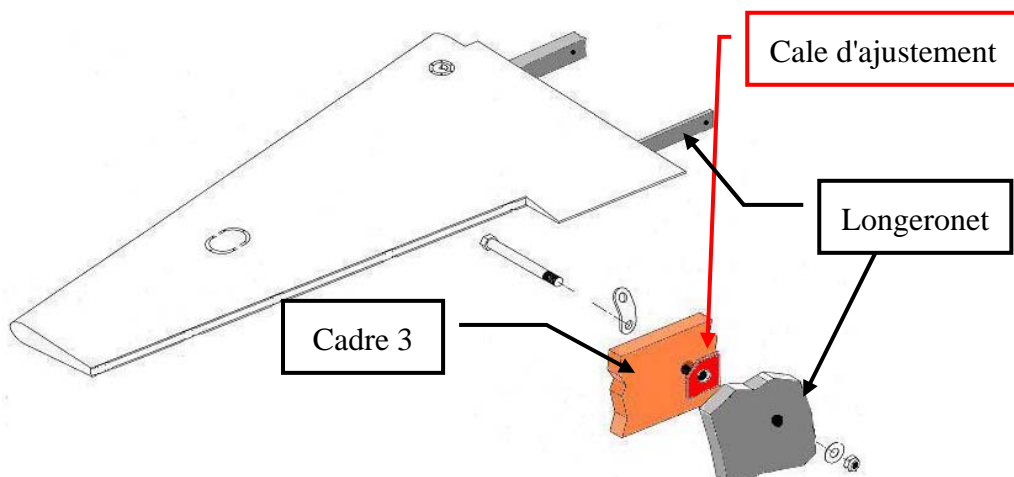
Si pour un avion de tourisme il peut paraître cohérent que des essais en charge positive suffisent (limites structurales de ces avions très faibles en accélération négative), pour un avion de voltige, destiné à un domaine de vol aussi étendu en positif qu'en négatif, il ne semble pas acquis à priori que la bonne tenue aux charges positives attestent de celle aux charges négatives, la structure des avions n'étant pas « symétrique ».

Ainsi, le fuselage du CAP 232 a été certifié sans avoir subi de tests en charges négatives. Un tel test aurait peut être permis de déceler la problématique de la fragilité du cadre 1 et de son endommagement par les ferrures du bâti moteur.

**Pour la délivrance du certificat de type, la cellule des avions d'aviation générale (et notamment celle du CAP 232) ne subit pas d'essais statiques en charges négatives.**

### 2.6.2. Cale d'ajustement aile-cadre 3 de l'avion

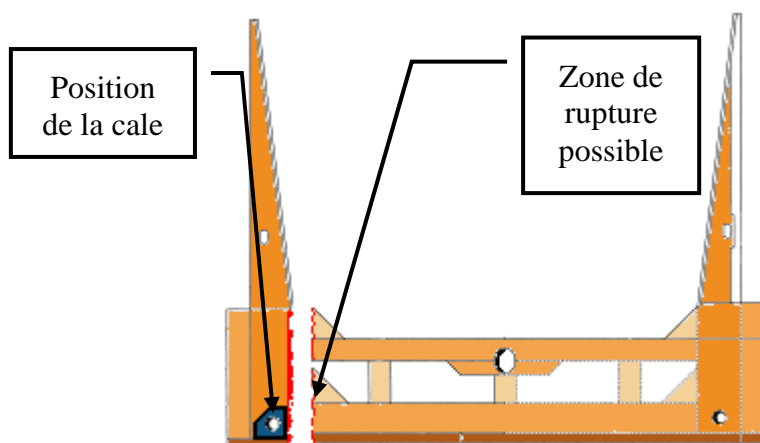
L'aile est ajustée au fuselage à l'aide d'une cale placée entre le cadre 3 et le longeronnet à chacune des fixations arrières. Les deux cales utilisées sont d'épaisseur adaptée au besoin, variable suivant l'avion et suivant l'emplacement gauche ou droite sur le même avion.



*Position de la cale d'ajustement entre le cadre 3  
et le longeronnet sur une fixation gauche*

Les cotes et l'emplacement de cette cale, amènent l'un de ses bords à travailler en poinçonnement sur les faces de contreplaqué du cadre 3 sans que celui-ci ne soit soutenu en dessous par une ossature pleine du cadre.

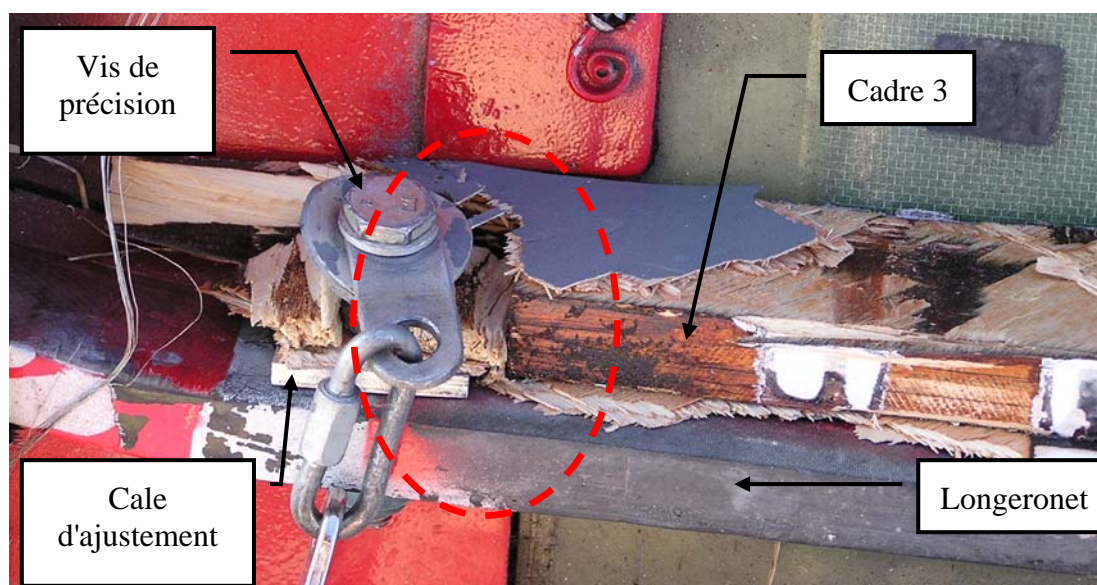
Cette situation est de nature à pouvoir provoquer la rupture du cadre à cet endroit.



*Vue de la rupture possible suscitée par la cale d'ajustement*

Ce type de rupture est effectivement observé sur les débris du CAP 232 n°22. L'enquête a permis de révéler que cette rupture n'est qu'une conséquence de l'évènement.

Néanmoins, cette faiblesse de la liaison cadre 3-aile demeure.

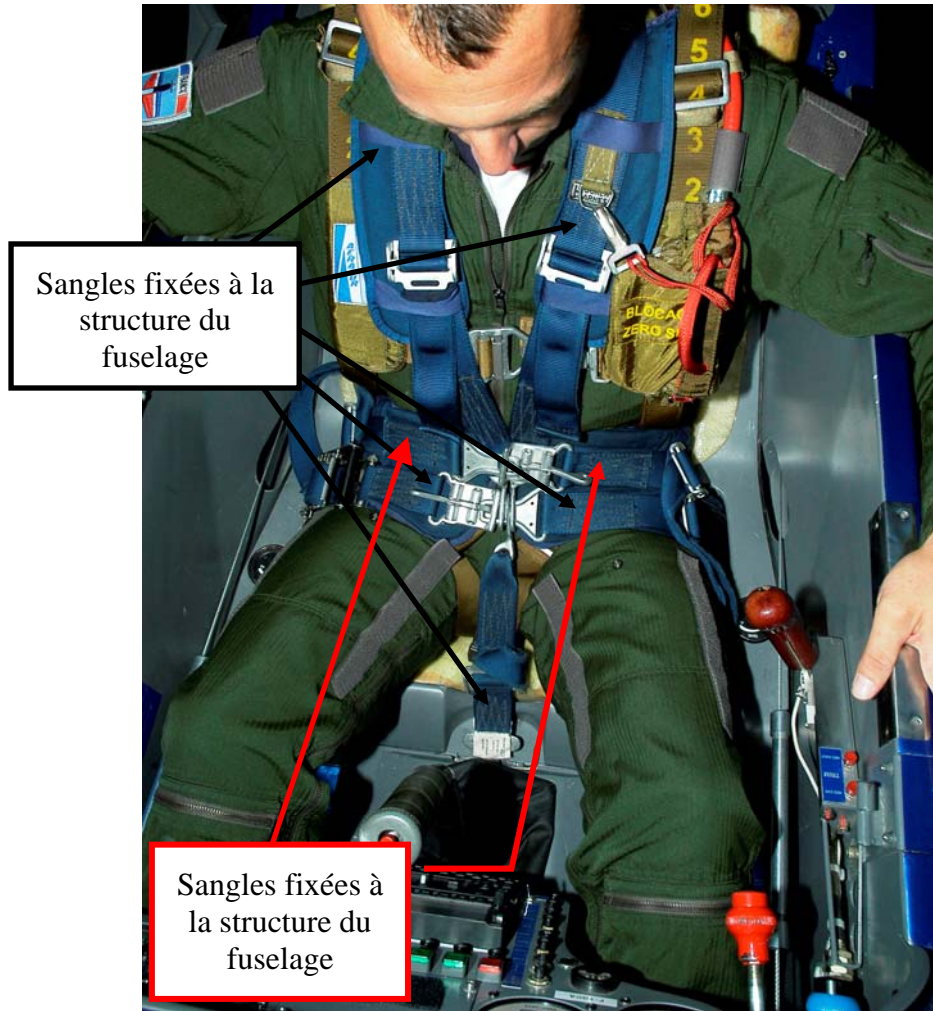


*Vue de la rupture en cisaillement observée sur le cadre 3  
au niveau de la cale d'ajustement*

**La cale d'ajustement métallique utilisée entre le longeronet et le cadre 3  
pourrait provoquer une rupture en poinçonnement de ce cadre.**

### 2.6.3. Harnais du pilote

Les diverses sangles du harnais pilote sont fixées pour les unes à la structure du fuselage, pour les autres au longeronnet arrière de l'aile par les vis de précision de l'attache cadre 3-longeronnet.



*Détail des fixations des diverses sangles du harnais*

Cette situation particulière d'arrimage des sangles du harnais est de nature à mettre en danger le pilote dans le cas particulier d'une séparation aile-fuselage, cas toujours possible lors d'un atterrissage manqué ou de fortune<sup>15</sup>.

**L'arrimage particulier des sangles du harnais pilote, sur l'aile pour les unes, sur le fuselage pour les autres, présente un risque potentiel pour la survie du pilote dans des cas extrêmes.**

---

<sup>15</sup> Ce cas s'est produit lors de l'accident du Cap 232 n°45 à Mende en juin 2005. La dislocation du fuselage dans l'évènement a préservé le pilote de tout dommage dû au harnais.

## **3. CONCLUSION**

### **3.1. ÉLÉMENTS ETABLIS UTILES A LA COMPREHENSION DE L'ÉVÈNEMENT**

#### **3.1.1. Concernant les observations sur l'épave et le site de l'accident**

- L'aile et le fuselage se désolidarisent en vol en fin de ressource inversée. Le fuselage poursuit sa course qui s'incurve vers le sol qu'il percute trois à cinq secondes plus tard. L'aile retombe en tournoyant sur elle-même 220 mètres avant.
- Aucun débris de fuselage ne se détache avant son impact au sol.
- L'aile monobloc est quasiment intacte. En particulier, les fixations aile fuselage sont indemnes.
- L'accident est provoqué par la rupture de la structure principale du fuselage de l'avion.
- Les faciès de rupture du cadre 2 de la structure du fuselage ne présentent aucune trace d'endommagement préalable à l'accident.
- Le cadre 1 de la structure du fuselage a brûlé dans l'incendie.

#### **3.1.2. Concernant le vol exécuté**

- La voltige exécutée ne comportait que des figures imposées, usuelles en voltige contemporaine, largement pratiquées par tous les avions de voltige et depuis plus de dix ans par les CAP 232.
- Les limites d'utilisation cellule n'ont pas été dépassées durant le vol.

#### **3.1.3. Concernant l'historique du CAP 232 n°22**

- Dans l'historique de l'avion, le seul évènement susceptible d'avoir endommagé la structure de la cellule est un pylône survenu en 2003, près de 240 heures de vol avant l'accident.
- L'avion a bénéficié d'une inspection en NTI<sup>16</sup> 3 (EMJ) en 2004 (sortie le 29 avril).

---

<sup>16</sup> NTI : niveau technique d'intervention.

### **3.1.4. Concernant le programme de maintenance**

- Le programme de maintenance présente des lacunes concernant les inspections de la structure du fuselage. En particulier, le cadre 1 n'y est quasiment jamais inspecté.

### **3.1.5. Concernant la structure des fuselages des CAP 232**

- Par sa conception, le cadre 1 présente une fragilité, dans sa partie supérieure, vis-à-vis des efforts latéraux introduits par le bâti moteur. Sa résistance à ces efforts ne tient qu'à celle de ces deux faces de contreplaqué.
- Les ferrures de fixation du bâti moteur endommagent le contreplaqué de la face externe du cadre 1.

## **3.2. CAUSES DE L'ÉVÈNEMENT**

Ni l'environnement, ni le pilotage de l'avion ne sont en cause dans cet évènement.

L'accident est la conséquence de la rupture en vol, sous accélération négative, du cadre 1 du fuselage sous la pression des forces transmises par le bâti moteur. Cette rupture qui entraîne un effondrement de la structure du fuselage, provoque celle du cadre 2 à l'origine de l'arrachement de l'aile.

La rupture du cadre 1 intervient lors d'un vol où ne sont exécutées que des figures de voltiges imposées, courantes dans les programmes de voltige contemporaine, pilotées très en deçà des limites structurales de l'avion. Compte tenu de l'expérience accumulée depuis plus de dix ans en voltige de haut niveau sur CAP 232, cette rupture ne s'explique que si le cadre 1 était préalablement fragilisé.

L'état de l'épave n'a pas permis de mettre en évidence l'endommagement de ce cadre, qui a été consumé dans l'incendie du fuselage. En la matière, deux hypothèses peuvent être avancées expliquant sa fragilisation :

- une, spécifique à cet avion : un pylône qu'il a subi en 2003,
- une, endogène à la flotte des CAP 232 : une fragilité de conception du cadre 1 et un défaut de liaison cadre 1 bâti moteur.

Le lien entre le pylône de 2003 et l'accident survenu en 2005 ne peut être établi formellement. En effet, depuis le pylône, l'avion a réalisé près de 240 heures de vol sans encombre en deux ans et demi et bénéficié, en 2004, d'une inspection totale de sa structure (y compris le cadre 1) sans qu'aucun endommagement ne soit détecté.

En revanche, concernant la fragilité de conception du cadre 1, la problématique soulevée fait appel à un processus de détérioration lent. Ce processus s'appuie :

- d'une part sur la conception du cadre qui ne tient pas compte des forces transmises par le bâti moteur lors des accélérations négatives et dont la résistance à ces efforts n'est assurée que par celle de ses deux faces de contreplaqué. L'endommagement de ce contreplaqué peut donc, à terme, provoquer la rupture du cadre,
- d'autre part, sur l'endommagement, constaté sur un CAP 232 en état de vol, de ces faces de contreplaqué, poinçonnées par les ferrures du bâti moteur. Ce poinçonnement est accentué :

⇒ chaque fois que le couple de serrage du bâti moteur est appliqué,

⇒ par les efforts transmis par le bâti moteur à chaque accélération.

Le pylône de 2003 s'inscrit également dans ce processus, non plus comme cause directe de l'endommagement du cadre, mais comme facteur accélérant le phénomène,

- enfin, sur les lacunes du programme d'entretien qui, en particulier, sous estime l'importance et la fragilité du cadre 1 : Ce cadre n'est jamais inspecté pour les aéronefs civils, et il n'est inspecté qu'une fois tous les 4 ans pour la flotte militaire, ce qui peut expliquer que jamais aucun problème n'ait été révélé sur un cadre 1 jusqu'à l'accident.



## **4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE**

### **4.1. MESURES DE PREVENTION AYANT TRAIT DIRECTEMENT A L'EVENEMENT**

L'analyse développée précédemment a permis de mettre en évidence :

- un défaut de conception de la partie avant de l'appareil et du cadre 1,
- des assemblages bois-métal pouvant endommager le bois et diminuer ses capacités à tenir les charges requises,
- des lacunes dans le programme d'entretien.

#### **4.1.1. Concernant la conception de la structure du fuselage**

Le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

- **la conception de l'avant de l'appareil (bâti moteur-cadre 1-partie haute du fuselage avant) soit revue afin de tenir compte des efforts latéraux induits par la charge en compression du groupe moteur hélice lors d'un facteur de charge négatif,**
- **soit clairement défini un état d'intégrité du cadre 1 et que cet état d'intégrité soit vérifié avant toute reprise des vols,**
- **le type de fixation assurant l'arrimage du bâti moteur au cadre 1 soit corrigé pour qu'elles ne puissent plus endommager le bois du cadre 1,**
- **soit revu l'ensemble des fixations ou assemblage de type bois-métal utilisé sur l'avion pour s'assurer qu'en aucun cas le bois puisse être fragilisé par une pièce métallique.**

#### 4.1.2. Concernant le programme d'entretien de l'avion

Le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

**le programme d'entretien de l'avion soit modifié pour :**

- **tenir compte de l'importance du cadre 1 (pièce maîtresse de la structure) tant dans l'entretien programmé que pour les IS concernés<sup>17</sup>,**
- **détailler les points vitaux à vérifier et la nature de la vérification lors des inspections de fuselages,**
- **s'assurer qu'ainsi modifié, la fréquence et la qualité des inspections de fuselage permettent de « maintenir l'aéronef à un niveau de sécurité satisfaisant<sup>18</sup> ».**

## 4.2. MESURES DE PREVENTION N'AYANT PAS TRAIT DIRECTEMENT A L'EVENEMENT

### 4.2.1. Certification des aéronefs de voltige

Par usage, les moyens de conformité utilisés pour la certification des avions de voltiges restent semblables à ceux des avions destinés au tourisme aérien alors même que leurs performances atteignent des niveaux sans cesse croissants. En particulier, l'absence d'essais statiques en charge négative ne semble pas à priori adaptée à des avions prévus d'être fortement sollicités tant en facteur de charge négatif que positif.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

- **soit mené une réflexion sur la pertinence des moyens de conformité utilisés en vue de la certification des avions de voltige,**
- **soit mené une réflexion sur l'adéquation entre les structures des aéronefs de voltige et les efforts introduits par les figures déclenchées.**

---

<sup>17</sup> Par exemple « dépassement des limites structurales de l'avion ».

<sup>18</sup> Extrait du programme d'entretien, section 1 « instructions générales » ch 1.2 « définition de l'entretien » p 1-1.

#### 4.2.2. Harnais pilote du CAP 232

Le harnais du pilote de CAP 232 solidarise le pilote à la fois au fuselage et à l'aile de l'avion. Cette situation est de nature à mettre le pilote en danger dans des situations critiques (crash à l'atterrissage par exemple).

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

**le pilote étant assis sur un plancher solidaire du fuselage, aucunes des sangles du harnais ne soit fixée à l'aile de l'avion.**

#### 4.2.3. Vols de démonstration et enregistrements

Les vols de démonstrations (et notamment les épreuves de voltige) sont à la fois des vols à risques (proximité du sol, utilisation de l'aéronef dans tout son domaine de vol) et des vols conduits dans un volume d'espace restreint et connu à l'avance.

##### 4.2.3.1. Vidéo extérieure

La vidéo, toujours précieuse pour l'analyse d'un évènement, est particulièrement facile de mise en œuvre pour ces types de vol.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense recommande que :

**soit imposé l'usage systématique d'un enregistrement vidéo pour :**

- tous les vols de démonstration ou épreuves aériennes,
- tous les vols d'entraînement de ce type.

##### 4.2.3.2. Enregistrement interne à l'avion

De nombreux aéronefs pratiquant ce type de vol ne sont équipés d'aucun système d'enregistrement (EV<sup>19</sup>, FDR<sup>20</sup>, *voice recorder*, etc.).

---

<sup>19</sup> EV : enregistreur de vol.

<sup>20</sup> FDR : *flight data recorder* – enregistreur de paramètres.

Tout enregistrement interne à l'avion est susceptible d'apporter une aide précieuse pour l'analyse des évènements. En particulier, l'enregistrement sonore de l'ambiance de l'habitacle de l'avion, des paroles et même du rythme de respiration du pilote peut s'avérer très utile. Le faible coût et les capacités des enregistreurs portatifs récents (type MP3) permettent d'envisager facilement leur utilisation systématique sur les vols d'aéronefs dépourvus de tout type d'enregistreur sonore embarqué.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

**soit imposé l'embarquement systématique d'enregistreurs sonores portatifs (type MP3) sur tous les vols d'aéronefs dépourvus de *voice recorder*.**

## **ANNEXES**

Annexe 1 : Programme Q Niveau Elite – CIVA \_\_\_\_\_ page 69

Annexe 2 : Exploitation des données de l'accéléromètre électronique \_\_\_\_\_ page 70

Annexe 3 : Le pylône du 26 mars 2003 \_\_\_\_\_ page 72

# 1. PROGRAMME Q NIVEAU ELITE – CIVA



Niveau Elite (Unlimited) 2005

FORM B

Programme Q

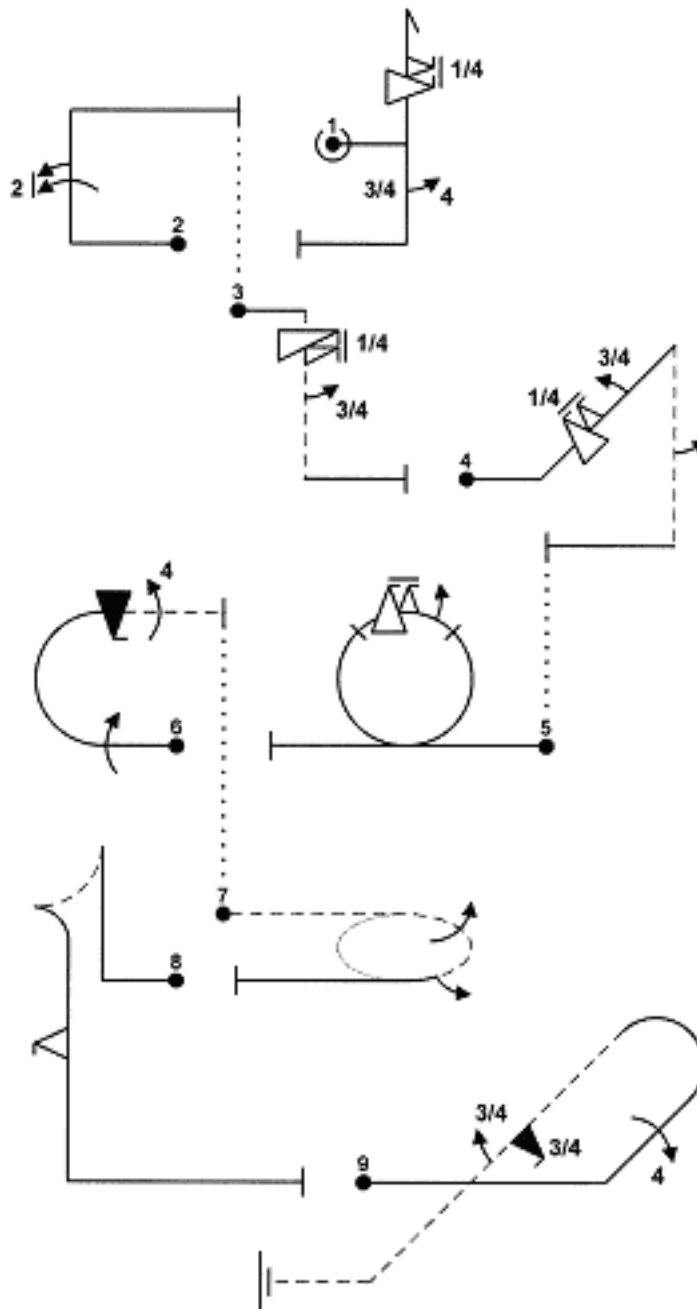
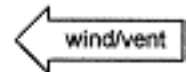


Fig 1	5.1.1	17	42
	9.9.1.5	17	
	8.4.5.3	8	
Fig 2	1.0.1	10	27
	9.2.1.8	17	
Fig 3	1.8.3	10	20
	9.11.1.5	4	
	9.1.5.3	6	
Fig 4	1.1.2.1	13	40
	9.9.2.5	15	
	9.1.2.3	8	
	9.1.5.2	4	
Fig 5	7.5.1	10	28
	9.9.3.6	14	
	9.1.3.2	4	
Fig 6	7.1.1	8	40
	9.1.3.4	8	
	9.10.8.4	15	
	9.4.3.4	11	
Fig 7	2.17.4	13	13
Fig 8	6.2.1	15	26
	9.9.5.2	11	
Fig 9	8.13.1	11	43
	9.4.2.4	13	
	9.10.4.3	13	
	9.1.4.3	8	
<b>Total K = 279</b>			

## 2. EXPLOITATION DES DONNEES DE L'ACCELEROMETRE ELECTRONIQUE

L'accéléromètre PGM 1212 n°992905 équipant le CAP 232 n°22 a été confié à la société MEV pour exploitation des données enregistrées.

L'examen de l'accéléromètre révèle que le calculateur de l'instrument est endommagé par le choc de l'accident. En revanche sa mémoire électronique a pu être extraite et remplacée sur un accéléromètre en bon état de fonctionnement. Ainsi, les données enregistrées ont-elles pu être exploitées.

Elles révèlent :

- que les **limites constructeur** enregistrées dans la mémoire sont de :

+10,1G et -10,1G

Ces limites correspondent bien à celles d'un CAP 232 : les valeurs de dépassement qui pourraient être enregistrées seraient donc significatives.



*Limites constructeur mémorisées*

- que cet accéléromètre n'a pas enregistré de dépassement des limitations structurales depuis sa pose sur l'aéronef (soit depuis le 30 juin 2005).



*Enregistrement du nombre de fois que l'accélération subie par l'aéronef dépasse les limites constructeur mémorisées*

*(ici +10,1G et -10,1G)*

*Nombre de dépassements des limites constructeur*

- que durant le dernier vol (vol enregistré sous le numéro 64 par l'accéléromètre), les accélérations maximales subies restent dans le domaine des limites structurales de l'avion.

En effet, les valeurs maximales enregistrées sont de +5,8G et -7,2G.



Détail du dernier vol enregistré sur la mémoire électronique



### **3. LE PYLONE DU 26 MARS 2003**


Les services techniques de l'Armée de l'air, après avoir inventorié les dégâts subits par l'avion lors de ce passage en pylône, ont élaboré un processus de réparation avant sa remise en vol.

Le premier fax présenté ci-dessous fait état des pièces à changer et du processus de vérifications envisagé. Les pièces à changer sont toutes des pièces constatées endommagées sauf le bâti moteur, sans dégâts apparent, mais jugé douteux pour être directement ré avionné et dont le remplacement est proposé par précaution, pour une vérification ultérieure plus minutieuse.

Ce fax est envoyé le 27 mars 2003 aux services techniques d'APEX Aircraft pour approbation avant travaux.


Le second fax présenté, renvoyé le 27 mars 2003, contient l'approbation par APEX Aircraft de ce processus de réparation proposé par l'Armée de l'air.

### 3.1. PROCESSUS DE REPARATION PROPOSE PAR L'ARMEE DE L'AIR



Liberté - Égalité - Fraternité  
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE



ARMÉE DE L'AIR

BASE AERIENNE 701  
SALON

CST / ETAL 67.535

Salon, le 27 mars 2003

N° 4047/BA 701/CST/ETAL 67.535

Dossier suivi par [REDACTED]

**TELECOPIE**

NOMBRE DE PAGE (y compris cette page)	1
DESTINATAIRE (pour action)	[REDACTED] APEX AIRCRAFT 03 80 35 65 15
DESTINATAIRE (pour info)	[REDACTED] CEA.A/BST/TB2 02 47 41 95 56

**Objet :** CAP232 n° 22

ETAL vous rend compte de l'accident survenu sur le CAP232 n° 22. Le souffle crée par le passage d'un autre avion a soulevé le CAP n° 22 par l'arrière. Les pales du moteur sont entrées en contact avec le sol ce qui a eu pour conséquence l'arrêt brutal du moteur. L'avion est resté ensuite en appui sur le moteur. Lors de cette accident, le moteur était au ralenti.

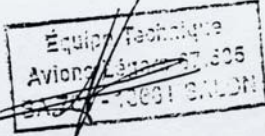
La cellule semble avoir subi des dégâts au niveau du train atterrissage principal (carénages de roue – lames de train - ...).

ETAL propose :

- Le remplacement de l'ensemble moteur - hélice.
- La remplacement du bâti moteur et la vérification de ses fixations.
- La vérification de l'ensemble atterrisseur principal et des fixations.
- La vérification de la cellule en prenant pour recommandations celles faites lors d'un dépassement limites d'utilisation cellule.

Vous demande de bien vouloir lui préciser les vérifications supplémentaires à effectuer sur la cellule avant la remise en service de l'avion.

Veuillez agréer Monsieur l'expression de nos sincères salutations



Copie : ST 2A.701/SUE (sans PJ)

Base aérienne 701- 13661 SALON DE PROVENCE/CEDEX – Téléphone : 04 90 17 80 00 Poste: 78456 Télécopie : 04 90 17 81 21

### 3.2. REPONSE D'APEX AIRCRAFT

Fax émis par: 03-80-35-60-58

APEX AIRCRAFT le 27/03/03 15:08 A4 NORM Pg: 1/1



TELECOPIE / FAX	
De / From:	À / To:
(33) [0] 380 35 65 15	Fax : 04 90 17 81 21
██████████	Dest : ETAL 67.535
	Att : ██████████
Pages : 1	Ref : APEX/DT/1487
Date: 27/03/03	Cc :

Objet : Incident sur le CAP232 n°22

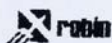
Monsieur ██████████,

Le Bureau Navigabilité a bien pris connaissance de l'incident survenu sur le CAP232 n°22. L'ensemble des actions (inspections et remplacement de pièces) proposées par l'ETAL (dans le fax 4047/BA 701/CST/ETAL 67.535) pour remettre l'appareil en service nous semble suffisante.

Je vous prie d'agréer, Monsieur ██████████, mes sincères salutations.

██████████  
Bureau Navigabilité

APEX Aircraft  
1, route de Troyes  
21121 DAROIS  
France  
[www.apex-aircraft.com](http://www.apex-aircraft.com)  
[info@apex-aircraft.com](mailto:info@apex-aircraft.com)



A

74023

2003-03-27 15:06

BON

P1

**Page intentionnellement blanche**