



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

# BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

Brétigny sur Orge, le 30 mai 2008

## RAPPORT PUBLIC D'ENQUÊTE TECHNIQUE



### BEAD-air-S-2005-013-A

Date de l'événement	1 <sup>er</sup> août 2005
Lieu	Pietramaggiore, commune de Calvi (Haute-Corse)
Type d'appareil	Canadair CL-415
Immatriculation	F-ZBEO
Organisme	Base d'avions de la Sécurité civile

## **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 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.

---

### **CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS**

Page 1 (couverture) : ©DDSC

Pages 16, 17, 18, 19, 20, 64, 70 : BEAD-air

Pages 31, 41, 42 :

## TABLE DES MATIERES

<i>Avertissement</i>	<b>2</b>
<i>Table des matières</i>	<b>3</b>
<i>Glossaire</i>	<b>5</b>
<i>Synopsis</i>	<b>6</b>
<b>1 Renseignements de base</b>	<b>9</b>
1.1 Déroulement du vol	9
1.1.1 Mission	9
1.1.2 Déroulement	9
1.1.2.1 Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement	9
1.1.2.2 Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol (annexes 1, 2 et 3)	9
1.1.3 Localisation	10
1.2 Tués et blessés	11
1.3 Dommages à l'aéronef	11
1.4 Autres dommages	11
1.5 Renseignements sur le personnel	11
1.5.1 Membres d'équipage de conduite	11
1.5.1.1 Commandant de bord	11
1.5.1.2 Copilote	12
1.6 Renseignements sur l'aéronef	13
1.6.1 Maintenance	13
1.6.2 Performances	13
1.6.3 Carburant	14
1.6.4 Autres fluides	14
1.7 Conditions météorologiques	14
1.7.1 Observations	14
1.7.2 État du plan d'eau d'écopage	14
1.8 Télécommunications	14
1.9 Enregistreurs de bord	15
1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	15
1.10.1 Examen de la zone	15
1.10.2 Examen de l'épave	16
1.11 Renseignements médicaux et pathologiques	21
1.11.1 Pilote	21
1.11.2 Copilote	21
1.12 Survie des Occupants	21
1.13 Techniques spécifiques d'enquête	22
<b>2 Analyse</b>	<b>23</b>
2.1 Analyse des paramètres issus de l'enregistreur de vol	23
2.1.1 Préambule	23
2.1.2 Généralités	24
2.1.3 Trajectoire	24
2.1.4 Dernières secondes du vol	24
2.1.4.1 Descriptions des évolutions enregistrées	25
2.1.4.2 Altitude	26
2.1.4.3 Mouvement longitudinal	28
2.1.4.4 Mouvement transversal	28
2.1.4.5 Position des volets	28
2.1.4.6 Moteurs	29
2.1.4.7 Charge d'eau	29
2.1.5 Fin de l'enregistrement	29
2.2 Actions de l'équipage	30

2.3 Description de la rupture et scénario de la dislocation	31
2.3.1 Description de la rupture	31
2.3.2 Scénario de la dislocation	33
2.4 Phénomènes aérologiques dus à l'incendie	34
2.5 Certification du CL-415	38
2.5.1 Fail safe	38
2.5.2 Tolérance aux dommages	39
2.6 Enoncé et vérification des hypothèses relatives aux causes de l'évènement	39
2.6.1 Endommagement de la cellule d'origine externe	40
2.6.1.1 Collision avec le sol	40
2.6.1.2 Abordage en vol	44
2.6.1.3 Collision avec un obstacle lors de l'écopage	44
2.6.1.4 Endommagement de la cellule au sol avant le vol	44
2.6.1.5 Explosion	45
2.6.2 Contraintes excessives au cours des 18 dernières heures de vol	45
2.6.2.1 Manœuvre en dehors des limites d'utilisation préconisées par le constructeur	45
2.6.2.2 Exécution d'une manœuvre brutale	46
2.6.2.3 Défaillance des commandes de vol	46
2.6.3 Conséquence des effets du phénomène aérologique dû à l'incendie	48
2.6.4 Diminution de la résistance de la cellule	50
2.6.4.1 Conformité des matériaux	50
2.6.4.2 Défaillance d'une réparation antérieure	50
2.6.4.3 Endommagement préalable à la dislocation du fuselage	50
<b>3 Conclusions</b>	<b>52</b>
3.1 Faits établis	52
3.2 Causes possibles de l'évènement	53
3.2.1 Domaine environnemental	53
3.2.2 Domaine technique	53
<b>4 Recommandations de sécurité</b>	<b>54</b>
4.1 Mesures de prévention ayant trait directement à l'évènement	55
4.1.1 Dans le domaine de l'emploi	55
4.1.2 Dans le domaine de la maintenance	56
4.2 Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'évènement	56
4.2.1 Limitations	56
4.2.2 Tenue vestimentaire des équipages	57
4.2.3 Gestion du risque	58
<b>5 Application de l'annexe 13 à la convention relative à l'Aviation Civile Internationale (OACI)</b>	<b>59</b>
5.1 Préambule	59
5.2 Observations émises par le BST	59
<b>Annexes</b>	<b>62</b>
<b>1 Trajectoire (vue générale)</b>	<b>63</b>
<b>2 trajectoire (projection – détail)</b>	<b>64</b>
<b>3 Trajectoire (vue générale)</b>	<b>65</b>
<b>4 Relevé de la zone de l'épave</b>	<b>66</b>
<b>5 Appendice A : Paramètres enregistrés (15 dernières secondes)</b>	<b>67</b>
<b>Appendice B : Paramètre enregistrés (15 dernières secondes)</b>	<b>68</b>
<b>Appendice C : Paramètres enregistrés (15 dernières secondes)</b>	<b>69</b>
<b>Appendice D : Paramètres enregistrés (15 dernières secondes)</b>	<b>70</b>
<b>6 Fragmentation de la quille</b>	<b>71</b>
<b>7 Détail des observations émises par le BST n'ayant pas fait l'objet d'une modification du rapport.</b>	<b>72</b>

**GLOSSAIRE**

BASC	Base d'avions de la Sécurité Civile
BEAD-air	Bureau Enquêtes Accidents Défense air
BST	Bureau de la Sécurité des Transports du Canada
CEREN	Centre d'essais et de recherche de l'Entente
CEV	Centre d'essais en vol
DDSC	Direction de la Défense et de la Sécurité Civiles
FOI	Bureau de recherches de la défense suédoise
ft	<i>Feet</i> - Pied (1 ft = 0,30 mètre)
IFR	<i>Instruments flight rules</i> - Règles de vol aux instruments
IRCGN	Institut de recherche criminelle de la Gendarmerie Nationale
IUSTI	Institut Universitaire des Systèmes Thermiques Industriels
ONERA	Office national d'études et de recherche aérospatiales
Kt	<i>Knots</i> - Nœuds (1 kt = 1,852 km/h)
lb	Livre (1 lb ≈ 0.45g)
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
QFE	Calage altimétrique en hPa permettant de lire une hauteur sur un altimètre
QNH	Indique la pression ramenée au niveau de la mer
RESEDA	Centre de restitution d'enregistrements d'accidents

## **SYNOPSIS**

- Date de l'événement : 1<sup>er</sup> août 2005 à 10h11<sup>1</sup> ;
- lieu de l'événement : Piétramaggiore, commune de Calvi, Haute-Corse ;
- organisme : BASC<sup>2</sup>, détachement d'Ajaccio ;
- commandement organique : ministère de l'intérieur - sécurité civile ;
- aéronef : Bombardier Canadair CL-415 n° 2011 (indicatif : Pélican 36) ;
- nature du vol : mission feu ;
- nombre de personnes à bord : deux.

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

Une patrouille de trois avions Canadair décolle de l'aéroport d'Ajaccio à 09h10 pour intervenir sur un feu de maquis à proximité de Calvi.

Au cours de la noria, la patrouille effectue plusieurs rotations comprenant des largages d'eau et des écopages en mer.

L'avion n° 2011, deuxième avion de la formation, se présente en virage à droite pour effectuer le 9<sup>ème</sup> largage sur le flanc d'une colline. Il pénètre dans une zone enfumée qui le masque pendant quelques secondes de la vue des témoins. Lorsqu'il réapparaît, la queue de l'appareil vient juste de se détacher du fuselage. L'avion engage alors un fort piqué en rotation à droite et s'écrase en prenant feu. Les deux membres d'équipage périssent dans l'accident.

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

- Président du groupe d'enquête technique : un officier enquêteur du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air), nommé directeur d'enquête ;

---

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

<sup>2</sup> BASC : base d'avions de la sécurité civile.

- composition du groupe d'enquête technique :
  - ⇒ un pilote ayant une expertise sur avion Canadair CL-415 ;
  - ⇒ un mécanicien ayant une expertise sur avion Canadair CL-415 ;
  - ⇒ un médecin.

### **Autres experts**

- Experts consultés par le BEAD-Air :
  - ⇒ centre de restitution d'enregistrements d'accidents (RESEDA) ;
  - ⇒ centre d'essais aéronautiques de Toulouse (CEAT) ;
  - ⇒ institut de recherche criminelle de la gendarmerie nationale (IRCGN) ;
  - ⇒ école du personnel navigant d'essai et de réception (EPNER) du Centre d'essais en vol (base d'Istres) de la Délégation générale pour l'armement ;
  - ⇒ département trajectographie en temps différé du Centre d'essais en vol, (base de Cazaux).
- Experts mandatés dans le cadre de l'enquête judiciaire :
  - ⇒ centre d'essais et de recherche de l'Entente (CEREN) ;
  - ⇒ office national d'études et de recherche aérospatiales (ONERA) ;
  - ⇒ bureau de recherches de la défense suédoise (FOI) ;
  - ⇒ institut universitaire des systèmes thermiques industriels (IUSTI) du Centre national de la recherche scientifique (CNRS).

### **Déroulement de l'enquête technique**

Le BEAD-air a été informé de l'accident le lundi 1<sup>er</sup> août 2005 vers 10h30. Un enquêteur technique a été désigné. Le groupe d'enquête a rejoint le site le jour même.

En accord avec les dispositions de l'annexe 13 de la Convention relative à l'aviation civile internationale, la notification de l'accident a été faite à l'Etat canadien.

S'appuyant sur les termes de l'article 7 du décret n°2005-1383 du 4 novembre 2005, le BEAD-air a favorisé la participation des représentants de l'Etat constructeur canadien, relevant du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST).

Les opérations effectuées sur le site ou sur les éléments de l'avion ont été réalisées en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire, dans le souci du respect des procédures de cette enquête.

### **Enquête judiciaire**

- Le Parquet de Bastia s'est saisi de l'affaire, l'enquête a été confiée à la section de recherches de la gendarmerie des transports aériens ;
- un expert judiciaire a été commis.

## **1 RENSEIGNEMENTS DE BASE**

### **1.1 Déroulement du vol**

#### ***1.1.1 Mission***

Indicatif mission	<b>Pélican 36</b>
Type de mission	<b>Mission feu</b>
Dernier point de départ	<b>Aéroport d'Ajaccio</b>
Heure de départ	<b>09h12</b>
Point d'atterrissage prévu	<b>Aéroport d'Ajaccio</b>

#### ***1.1.2 Déroulement***

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

Après le décollage de l'aéroport d'Ajaccio et un premier écopage, la noria composée de trois avions d'indicatifs respectifs Pélican 44, Pélican 36 et Pélican 37 intervient sur le feu de Piétramaggiore, près de Calvi.

Un premier secteur de la zone de feu est traité par six passages de la noria. Au cours des deux passages suivants, la noria largue sur un autre secteur du feu. Lors du troisième passage sur ce même secteur, Pélican 36 annonce par radio "je double<sup>3</sup>" et disparaît de la vue de Pélican 37 et des observateurs au sol, masqué par la fumée de l'incendie.

##### *1.1.2.2 Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol (annexes 1, 2 et 3)*

Pélican 36 débute son dernier écopage dans le golfe de la Revellata au cap 250, trois minutes et quatorze secondes avant l'accident. A l'issue, il prend de la hauteur et poursuit le circuit afin de se présenter sur l'axe de largage.

<sup>3</sup> L'action de "doubler" consiste à larguer la charge d'eau à l'endroit précis du largage de l'avion précédent.

Au cours du dernier virage, il atteint l'altitude de 2160 ft<sup>4</sup> (QNH<sup>5</sup>). Pélican 36 est observé sur une trajectoire estimée cohérente par l'équipage de l'avion suivant (Pélican 37) quelques secondes avant son passage sur le lieu de largage. Un témoignage vidéo montre cependant que la trajectoire de Pélican 36 est plus à l'Ouest que celle de Pélican 44 qui le précède, et au dessus d'un relief plus élevé.

Une seconde et demie avant l'arrêt de l'enregistreur de vol, l'avion est en virage à droite, à une altitude de 1360 ft. L'angle de roulis vers la droite et en accroissement est alors de 17°. Alors que les gouvernes de profondeur et de gauchissement sont quasiment stables et que la gouverne de direction évolue de 4 à 16° à gauche, l'altitude mémorisée par l'enregistreur de vol croît jusqu'à 1500 ft en une seconde et demie. Au cours de cette évolution, le gauchissement est annulé puis repart vers la droite. L'avion présente alors une assiette de -20° décroissante et un roulis à droite de 12,5° croissant (les dernières valeurs respectives enregistrées sont -33° et 37,4°).

Toutes les valeurs des paramètres mémorisés au cours de la seconde qui précède l'arrêt de l'enregistreur n'ont pas la même fiabilité.

### **1.1.3 Localisation**

➤ Lieu :

⇒ pays : France;

⇒ département : Haute-Corse ;

⇒ commune : Calvi ;

⇒ coordonnées géographiques :

▪ N : 42° 32,205' ;

▪ E : 008° 44,998'.

⇒ altitude du lieu de l'événement : 1500 ft.

➤ moment : jour ;

➤ aéroport le plus proche au moment de l'événement : Calvi Sainte-Catherine à 3 km dans le 090° du lieu de l'événement.

---

<sup>4</sup> Ft : Feet - Pied (1 ft = 0,30 mètre).

<sup>5</sup> QNH : Indique la pression ramenée au niveau de la mer.

## 1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	<b>2</b>	/	/
Graves	/	/	/
Légères	/	/	/
Aucunes	/	/	/

## 1.3 Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
<b>CL 415</b>	/	<b>X</b>	/	/

## 1.4 Autres dommages

La végétation a été brûlée dans le voisinage immédiat de la partie principale de l'épave.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Membres d'équipage de conduite

#### 1.5.1.1 Commandant de bord

- Age : 50 ans ;
- sexe : masculin ;
- unité d'affectation : BASC ;
- spécialité : pilote professionnel qualifié IFR<sup>6</sup> ;
- heures de vol comme pilote :

<sup>6</sup> IFR : *instruments flight rules* (règles de vol aux instruments).

Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
Sur tous types	Sur CL-415	Sur tous types	Sur CL-415	Sur tous types	Sur CL-415
6489,6	Non Communiqué	89,1	89,1	32,6	32,6

- date du dernier vol comme pilote sur CL-415 : 31 juillet 2005.

#### 1.5.1.2 Copilote

- Age : 55 ans ;
- sexe : masculin ;
- unité d'affectation : BASC ;
- spécialité : pilote professionnel ;
- heures de vol comme pilote :

Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
Sur tous types	Sur CL-415	Sur tous types	Sur CL-415	Sur tous types	Sur CL-415
Non communiqué	Non Communiqué	77,9	77,9	34,9	34,9

- date du dernier vol comme pilote sur CL 415 : 31 juillet 2005.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

- Service : ministère de l'intérieur - direction de la défense et de la sécurité civiles (DDSC) ;
- commandement d'appartenance : sécurité civile ;
- base aérienne de stationnement : BASC ;
- type d'aéronef : Bombardier Canadair CL-415.

Cellule	Type	N°	Heures de vol			Atterrissages	Ecopages	Largages
			Totales	depuis VA <sup>7</sup>	depuis VI <sup>8</sup>	Amerrissages		
	CL-215-6B11 (CL-415)	2011	3392,8	279,2 (10/12/04)	57,2	3077	11408	11820
						2263		
Moteur droit	PW123AF	109005	1365,3					
Moteur gauche	PW123AF	109060	3233,3					

### 1.6.1 Maintenance

La maintenance et la mise en œuvre de l'avion étaient effectuées par la société TAT INDUSTRIES.

### 1.6.2 Performances

La documentation de l'appareil ne fait état d'aucune restriction ou anomalie pouvant affecter ses performances ou son utilisation opérationnelle.

<sup>7</sup> VA : visite annuelle.

<sup>8</sup> VI : visite intermédiaire effectuée toutes les 75 heures de vol.

### **1.6.3 Carburant**

- Type de carburant utilisé : kérosène JET A1 ;
- quantité de carburant au décollage : 6500 lb<sup>9</sup> ;
- quantité estimée de carburant restant au moment de l'événement : 4500 lb.

### **1.6.4 Autres fluides**

La masse d'eau recueillie lors du dernier écopage est estimée à 11800 lb.

## **1.7 Conditions météorologiques**

### **1.7.1 Observations**

- Vent : 030° pour 6 kt<sup>10</sup>, rafales : 12 kt ;
- visibilité : 50 km ;
- nuages : 1/8 AC 3000 mètres, et 4/8 CI 7500 mètres ;
- température : +28,8 °C, pointe de rosée : +9,0 °C ;
- humidité : 29% ;
- QNH<sup>11</sup> : 1013 hPa<sup>12</sup>, QFE<sup>13</sup> : 1005 hPa.

### **1.7.2 État du plan d'eau d'écopage**

Le plan d'eau était calme avec une houle moyenne venant du Nord-Ouest et un clapot peu prononcé.

## **1.8 Télécommunications**

L'équipage était en contact avec la tour de l'aéroport de Calvi, d'une part, et avec les autres avions de la patrouille d'autre part.

---

<sup>9</sup> lb : livre (0,45 kg).

<sup>10</sup> Kt : *knots* (nœuds - 1 kt = 1,852 km/h).

<sup>11</sup> QNH : indique la pression atmosphérique au niveau de la mer.

<sup>12</sup> hPa : hectoPascal.

<sup>13</sup> QFE : calage altimétrique en hPa permettant de lire une hauteur sur un altimètre.

## **1.9 Enregistreurs de bord**

L'avion était équipé d'un enregistreur de vol MINI ESPAR 2 installé dans la queue. Cet équipement a été récupéré le jour de l'accident et exploité le lendemain.

## **1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact**

### ***1.10.1 Examen de la zone***

La zone de l'épave (voir annexe 4), adossée à une colline située au nord de la zone touchée par l'incendie, est de forme longitudinale et orientée dans le sens de la pente au cap 010°. Sa longueur est d'environ 500 mètres et sa largeur décroît de 80 mètres en son début à 8 mètres à son extrémité. La dénivelée entre les points extrêmes est voisine de 200 mètres.

Le relief est accidenté et en descente. La végétation, brûlée sur une partie de la zone, est composée de maquis dont la pénétrabilité est difficile.

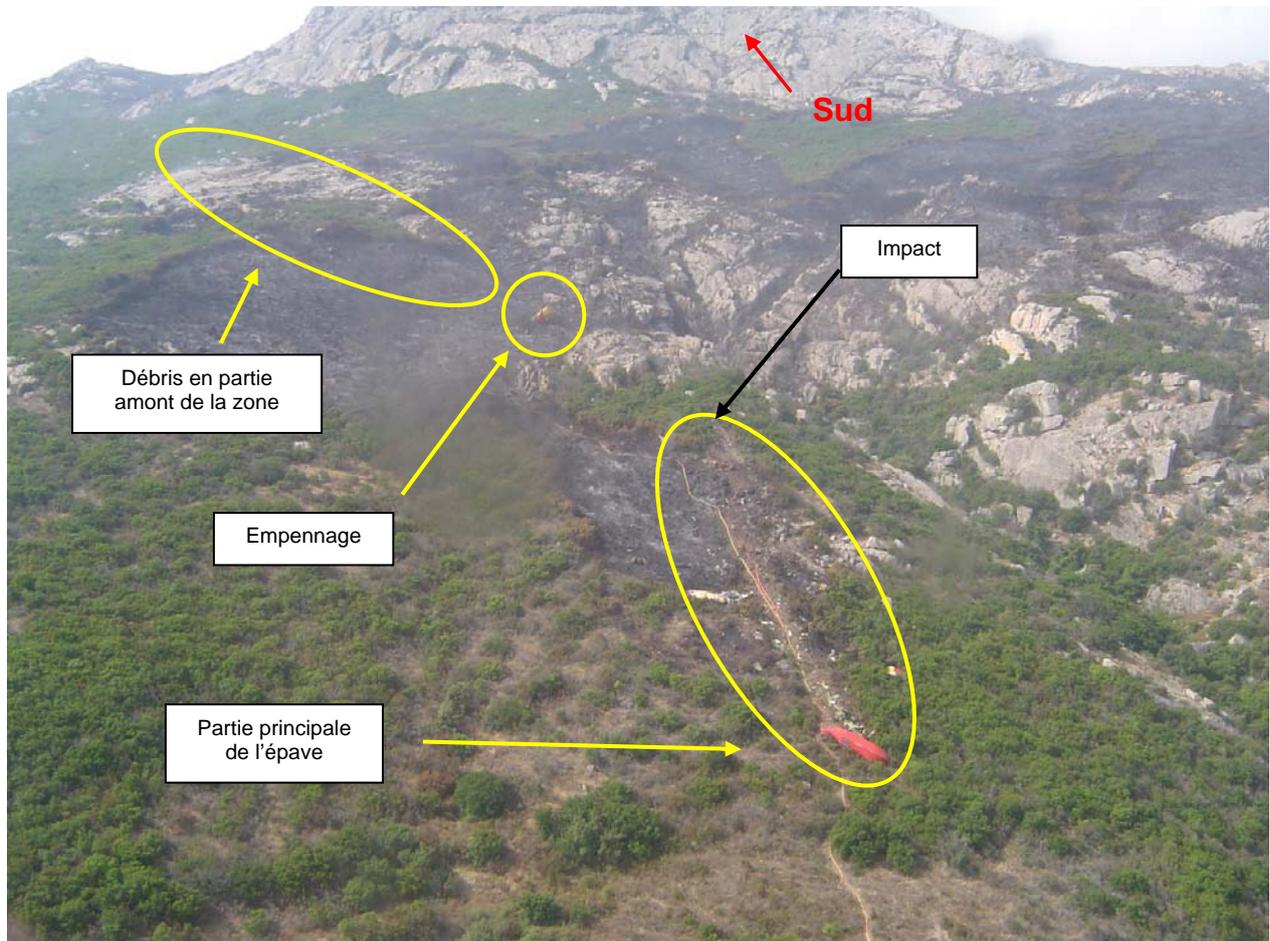
L'épave est répartie selon l'axe et le sens de la trajectoire de l'avion, en trois zones successives. Il s'agit, dans le sens du vol, de :

- la zone amont sur laquelle se sont dispersés des débris divers ;
- la zone centrale où se situe la partie arrière du fuselage ;
- la zone aval où se situe la partie principale de l'épave.

Dans la zone centrale, un rocher localisé à quelques mètres de l'empennage présente une trace ponctuelle d'impact vertical.

En aval, la partie principale de l'épave est répartie sur une aire longitudinale longue d'une centaine de mètres. Le maquis est enfoncé puis étêté sur quelques mètres jusqu'à une trace d'impact inclinée à environ 45°. Au-delà, cette trace se transforme en une empreinte large d'impact suivie d'un frottement quasi constant sur le sol. La végétation y est rasée sur la longueur restante. Elle est calcinée sur la première moitié.

La photo aérienne ci-dessous a été prise au cap 210. L'altitude à laquelle se trouve l'empennage est de 291 mètres, celle de la partie principale de l'épave est de 204 mètres.



*Photo n°1 : Vue du site de l'épave*

### ***1.10.2 Examen de l'épave***

➤ Débris situés dans la zone amont :

La partie amont de la zone de l'épave comporte des fragments épars de la structure du fuselage. Leur répartition globale sur le sol est longitudinale et semble correspondre à la trajectoire de l'avion en vol.

➤ Zone centrale :

La partie arrière du fuselage repose verticalement sur le sol, l'avant est dirigé vers le haut. Les gouvernes de profondeur et de direction sont entières. L'enregistreur de vol est en place.

Sur cette partie, on constate au niveau de l'emplacement de la cocarde gauche un enfoncement vers l'intérieur et l'absence d'une partie de la structure. Les éléments manquants sont retrouvés sur un rocher situé à quelques mètres dont ils épousent la forme.



*Photo n°2 : Partie arrière du fuselage et empennage*



*Photo n°3 : Fragments de la partie arrière du fuselage retrouvés sur le rocher*

➤ Zone de la partie principale de l'épave :

Dans le sens de sa trajectoire, sont retrouvés dans l'ordre, principalement :

⇒ des éléments de l'extrados de l'aile gauche ;

- ⇒ des éléments de structure de la partie supérieure avant du fuselage ;
- ⇒ les moteurs ;
- ⇒ les ailes ;
- ⇒ la partie inférieure du fuselage.

Des éléments de structure sont retrouvés tout au long de la trace.



*Photo n°4 : Vue générale*



*Photo n° 5 : Partie principale*

➤ partie principale de l'épave :

⇒ les deux trappes à eau gauches sont ouvertes, les deux trappes à eau droites sont rabattues ;

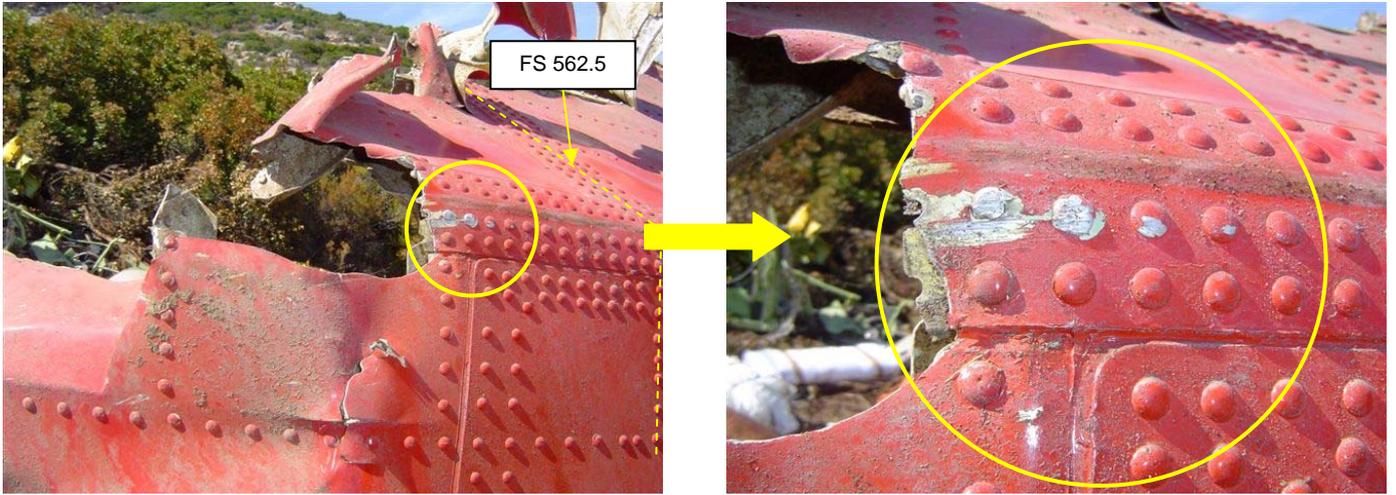


*Photo n°6 : Trappes à eau*

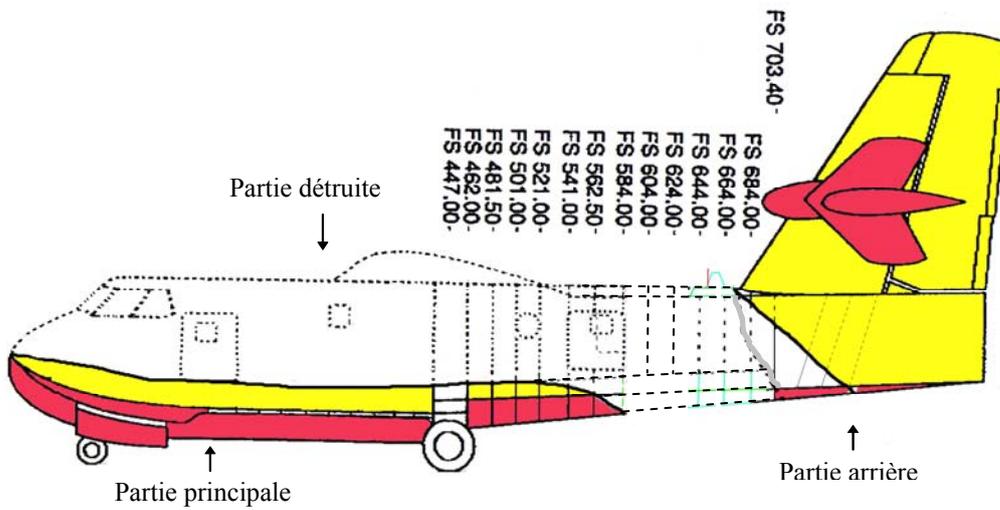
la partie inférieure du fuselage présente une éraflure située à l'extrémité de la quille, située entre les plans FS 562,5 et FS 584.



*Photo n° 7 : Extrémité de la partie inférieure de l'épave principale*



*Photos n°8 et n°9 : Erafure*



*Figure n°1 : État schématique de l'épave*

## **1.11 Renseignements médicaux et pathologiques**

### ***1.11.1 Pilote***

- Dernier examen médical :
  - ⇒ type : semestriel ;
  - ⇒ date : 8 avril 2005 ;
  - ⇒ résultat : apte ;
  - ⇒ validité : 31 octobre 2005.
- examens biologiques : non réalisés<sup>14</sup> ;
- blessures : l'ensemble des lésions du polytraumatisme constaté est consécutif à l'accident, les lésions viscérales étant la cause du décès.

### ***1.11.2 Copilote***

- Dernier examen médical :
  - ⇒ type : semestriel ;
  - ⇒ date : 8 juin 2005 ;
  - ⇒ résultat : apte ;
  - ⇒ validité : 31 décembre 2005.
- examens biologiques : non réalisés.
- blessures : l'ensemble des lésions du polytraumatisme constaté est consécutif à l'accident, les lésions viscérales étant la cause du décès.

## **1.12 Survie des Occupants**

Les circonstances de l'accident et l'état de l'avion n'offraient aucun espoir de survie.

---

<sup>14</sup> Pour les examens biologiques, microscopiques et toxicologiques éventuels les prélèvements ont été placés sous scellés à la disposition du Parquet de Bastia.

### **1.13 Techniques spécifiques d'enquête**

- Reconstitution en images de synthèses des dernières minutes du vol par le centre RESEDA ;
- reconstitution et modélisation par le CEAT de la partie du fuselage concernée par la dislocation;
- étude de l'environnement aérologique de l'évènement par le CEREN ;
- analyse aérodynamique du phénomène rencontré et détermination des efforts associés, par l'ONERA et le FOI ;
- vérification de la résistance de la cellule aux efforts précités par le CEAT, l'ONERA et le FOI ;
- reconstitution de la trajectoire de l'avion pendant les dernières secondes du vol par le CEV.

## **2 ANALYSE**

La dislocation de l'avion en vol est étudiée tout d'abord au travers de l'analyse des paramètres issus de l'enregistreur de vol, des actions de l'équipage, de la description de la rupture, et de l'élaboration du scénario de la séparation. Cette étude est suivie de l'évaluation du contexte aérologique du à l'incendie survolé au cours des dernières secondes du vol et de la vérification du comportement de la cellule au cours de ce même intervalle de temps. Enfin, un éclairage est apporté sur la conformité de l'aéronef aux exigences de navigabilité.

Le résultat de ces recherches permet d'énoncer les hypothèses relatives aux causes de l'évènement.

### **2.1 Analyse des paramètres issus de l'enregistreur de vol**

#### ***2.1.1 Préambule***

L'avion était équipé d'un enregistreur de vol MINI ESPAR 2 installé dans la queue. Cet équipement, récupéré le 1<sup>er</sup> août 2005 et exploité le lendemain, était en réserve de vol depuis le 24 juillet 2004.

Les paramètres enregistrés ont permis d'analyser les 18 dernières heures de vol. Le dysfonctionnement partiel de l'équipement au cours de cette période a été constaté. La qualité dégradée de l'enregistrement se matérialise par la présence de nombreux points de mesure non validés ou faux. En conséquence, l'exploitation des valeurs obtenues a nécessité un travail préalable d'interprétation afin d'améliorer la fiabilité de la lecture.

La qualité insuffisante de l'enregistrement a pénalisé l'analyse des paramètres, augmenté les délais nécessaires à leur exploitation et réduit la compréhension de l'évènement.

### **2.1.2 Généralités**

L'analyse des vols antérieurs à celui de l'évènement a permis de constater :

- la sortie des volets à des vitesses supérieures aux limites fixées par le constructeur ;
- que lors des largages, en configuration préconisée, l'avion subissait des facteurs de charges proches de la limite d'utilisation (3,25 g). Le dépassement de cette limite a été constaté une fois (3,43 g) sur la durée de l'enregistrement.

L'étude du vol ne révèle pas de largage de la charge d'eau au cours des secondes qui précèdent l'évènement.

### **2.1.3 Trajectoire**

La restitution de la trajectoire a été obtenue par exploitation de paramètres de l'enregistreur de vol. L'accélération latérale n'étant pas une information mémorisée par l'enregistreur de vol équipant les CL-415 de la sécurité civile, la précision de la projection horizontale (annexes 1 et 2) de la trajectoire restituée est atténuée par l'absence de l'influence de ce paramètre dans le calcul.

### **2.1.4 Dernières secondes du vol**

La représentation graphique des paramètres relevés lors des 15 dernières secondes de l'enregistrement figure en annexe 5.

Le temps, exprimé en secondes, a pour origine le début du fonctionnement de l'enregistreur dans le cadre du dernier vol.

Lors de la préparation du largage, après que l'altitude de 2160 ft ait été atteinte, la descente débute au cours du dernier virage, volets 15°, l'avion incliné à droite de 35°, au cap 257°, à la vitesse de 118 kt.

## 2.1.4.1 Descriptions des évolutions enregistrées

Temps	Référence <sup>15</sup>	Evolutions enregistrées	Paramètres principaux
$t_0$	4352,5	Réduction progressive de la puissance des moteurs.	2100 ft, 125 kt, cap 283°, -1000 ft/mn. Inclinaison à droite 35°
$t_0 + 6,5s$	4359	La puissance des moteurs est réduite. L'inclinaison à droite augmente jusqu'à 50°.	1900 ft, 128 kt, cap 315°, -3000 ft/mn
$t_0 + 10s$	4362,5	Actions de pilotage sur les gouvernes, début de l'augmentation du taux de descente.	1740 ft, 129 kt, cap 337°, -3000 ft/mn
$t_0 + 13s$	4365,5	Commande de l'arrêt du virage par un ordre sur les ailerons, et un ordre sur la gouverne de direction. L'inclinaison tend à s'annuler avec un taux de -20°/s. Apparition d'un lacet inverse de -2°/s.	1570 ft, 130 kt, cap 360°, -3400 ft/mn. Inclinaison à droite 45°
$t_0 + 15s$	4367,5	En l'absence de mouvement des gouvernes : augmentation du facteur de charge et de la vitesse, mouvement en lacet et en roulis	Le facteur de charge atteint 3,14 g en 1s, la vitesse augmente. L'incidence augmente, l'assiette diminue. à-coup en lacet à droite (jusqu'à 20°/s), puis en roulis à droite (40°/s).
$t_0 + 16,5s$	4369	Chute brutale de l'accélération verticale, sortie des volets.	
$t_0 + 17s$	4369,5	Début de la perte des informations	
$t_0 + 20s$	4370,5	Fin de l'enregistrement	

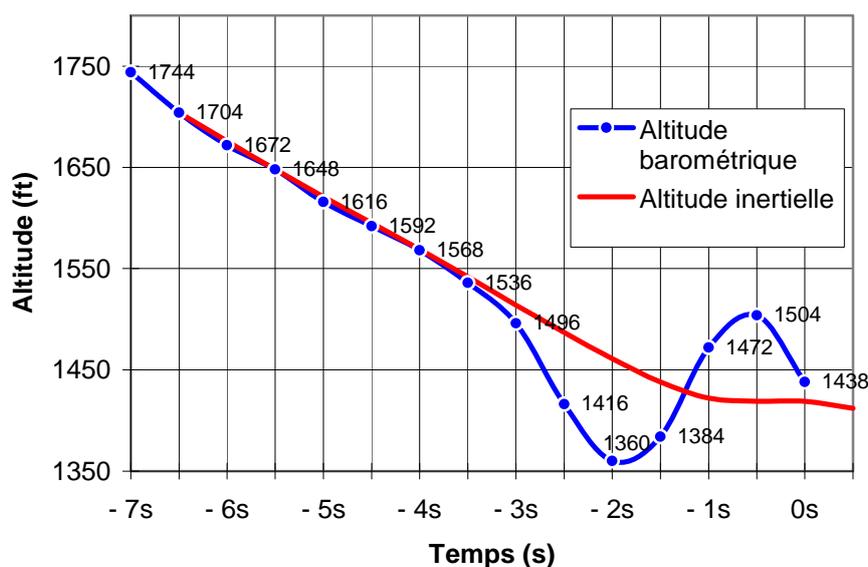
<sup>15</sup> Référence de temps propre à l'enregistreur de vol

### 2.1.4.2 Altitude

L'information d'altitude fournie par l'enregistreur est obtenue par mesure barométrique. Elle est la recopie de l'information transmise à l'altimètre de la place pilote, calé à 1013 hPa.

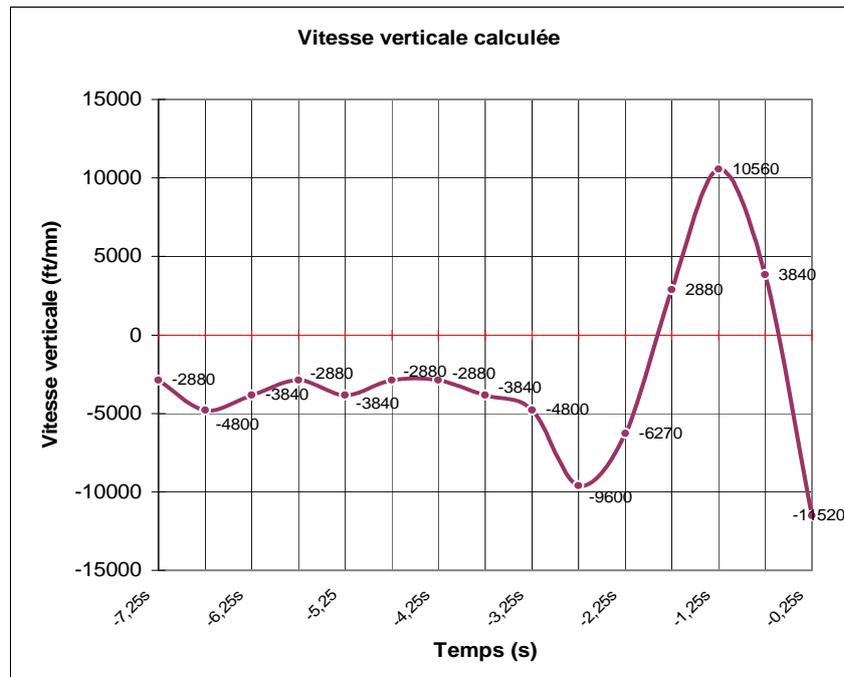
Alors que l'avion débute le survol de la zone de l'incendie, l'information d'altitude évolue brutalement. Ces variations sont normalement représentatives de deux mouvements successifs de l'avion, le premier vers le bas, le second vers le haut.

La vitesse verticale de l'avion calculée à partir des informations d'altitude barométrique mémorisées par l'enregistreur de vol croît jusqu'à -9600 ft/mn lors du premier mouvement, et atteint +10560 ft/mn lors du second.



Graphique n°1 : Altitude de l'avion au cours des dernières secondes qui précèdent la dislocation

Au cours de la descente, jusqu'à 1500 ft, l'altitude barométrique et l'altitude inertielle<sup>16</sup> calculées sont voisines. Après, l'altitude barométrique devient inférieure à l'altitude calculée. A partir de l'altitude inertielle de 1420 ft, l'altitude barométrique croît brutalement et devient supérieure à l'altitude calculée.



*Graphique n°2 : Vitesse verticale calculée*

L'altitude inertielle a été calculée à partir des accélérations verticale et longitudinale, ainsi que des assiettes latérale, longitudinale et transversale. Le résultat montre l'incohérence entre l'altitude inertielle et l'altitude barométrique au cours des dernières secondes du vol.

**Il est donc vraisemblable que l'information d'altitude lue par l'enregistreur de vol ne restitue pas l'altitude réelle de l'avion au cours des dernières secondes du vol.**

L'analyse des écarts constatés témoigne des états successifs suivants :

- la descente réalisée dans une masse d'air homogène ;

<sup>16</sup> L'altitude inertielle est calculée en fonction des facteurs de charge normal et longitudinal, de l'assiette, de l'inclinaison et du cap.

- la traversée d'une première masse d'air en surpression (estimée à +2,5 hPa) pendant environ 1,5s ;
- la traversée d'une deuxième masse d'air en dépression (estimée à -2,5 hPa) pendant environ 1,5 s.

Le moment de tangage négatif associé à l'augmentation de l'accélération verticale témoigne de **l'entrée de l'avion dans une zone d'ascendance**. Par calcul, la vitesse du courant d'ascendance est estimée à **40 m/s** (+/- 10 m/s), et la durée de son établissement inférieure à une seconde. La mesure de la pression statique peut cependant avoir été perturbée par l'écoulement de l'air et, de fait, atténuer la précision de la mesure d'altitude.

#### *2.1.4.3 Mouvement longitudinal*

La diminution de la vitesse de tangage montre que l'avion subit une rafale verticale dirigée vers le haut. Lors de la décroissance brutale du facteur de charge à partir du temps 4369, la vitesse de tangage continue à décroître. Ce constat laisse supposer la déformation géométrique de l'avion à compter de cet instant.

#### *2.1.4.4 Mouvement transversal*

Pendant 1,5 s, la vitesse de lacet augmente jusqu'à 22°/s, au taux de 15°/s<sup>2</sup> sans que le taux de roulis soit perturbé. Aussitôt, il est constaté une diminution très rapide du lacet (-60°/s<sup>2</sup>) simultanément à une rapide augmentation du roulis à droite, atteignant la vitesse de 40°/s.

En l'absence de mouvements significatifs des gouvernes, les départs en lacet et roulis peuvent être dus à l'effet de la composante transversale d'une rafale, ou à la dissymétrie de la géométrie de l'avion.

#### *2.1.4.5 Position des volets*

L'examen de l'épave et les témoignages vidéo et photographiques montrent que les volets étaient sortis à 15° après la dislocation de l'avion en vol. L'enregistrement fait état du passage de la position des volets sortis à 15° à la position 0° entre les temps 4368,5 et 4369,5, soit en une seconde.

Or, la conception des volets ne permet pas leur mouvement aussi rapide entre ces deux positions. Il est donc établi que cette information est erronée.

#### *2.1.4.6 Moteurs*

Le déplacement des manettes de puissance vers l'avant est relevé au temps 4369, suivi une demi seconde plus tard par l'augmentation de la puissance des moteurs.

#### *2.1.4.7 Charge d'eau*

L'enregistrement ne fait pas apparaître de variation significative du volume de la charge d'eau ni l'ouverture des trappes à eau avant l'arrêt de l'enregistreur.

#### *2.1.5 Fin de l'enregistrement*

A partir du temps 4369, des mesures aberrantes sont décelées et la fiabilité générale des paramètres décroît brusquement. Il est probable que cet instant corresponde au début de la destruction du toron de câbles électriques relié à l'enregistreur, ainsi qu'au début de la dislocation du fuselage. Cette dernière est achevée au temps 4370,5.

## 2.2 Actions de l'équipage

Pendant le dernier virage, l'équipage a annoncé par radio son intention de larguer la charge d'eau à l'endroit du largage de l'avion précédent. L'exploitation de l'enregistreur de vol témoigne de mouvements des gouvernes cohérents avec l'intention annoncée du pilote.

Les témoignages vidéo et photographiques concernant la chute de la partie principale de l'avion après sa dislocation montre un écoulement d'eau par les portes à eau partiellement ouvertes. Cet écoulement débute immédiatement après la réapparition de l'avion à sa sortie du nuage de fumée. Il est vraisemblable que l'équipage ait commandé le largage de la charge d'eau immédiatement après la dislocation de l'avion, et que cette action ait autorisé le déverrouillage des trappes. Il a été établi que le largage de la charge d'eau a été effectué en secours, l'endommagement du circuit hydraulique par la dislocation de l'avion ne permettant plus la commande électrique du largage.

En configuration normale de largage, le poids de l'eau entraîne l'ouverture des trappes, chaque porte étant équipée d'un dispositif amortisseur relié à la cellule qui absorbe le choc à l'ouverture. Après la dislocation, l'avion a décrit une trajectoire quasi balistique. En conséquence, le faible mouvement relatif de la charge d'eau par rapport à l'avion n'a pas généré d'efforts suffisants pour permettre l'ouverture complète des trappes retenues par les amortisseurs, et libérer la totalité de l'eau contenue dans les réservoirs.

L'enregistreur de vol se trouvant dans la queue de l'avion, la dislocation a mis fin à l'enregistrement et de ce fait, les informations relatives à l'ouverture des trappes et l'évolution de la quantité d'eau n'ont pas pu être mémorisées.

L'étude de la trajectoire de l'avion montre que la dislocation de la cellule et l'ouverture des trappes se sont produites après le dépassement du lieu de largage cohérent avec l'intention annoncée du pilote. **La raison de ce retard n'a pas pu être déterminée.** La dislocation de l'avion étant concomitante avec le passage au-dessus de la zone de largage, il est possible que la perception d'une situation d'urgence ait affecté la réaction de l'équipage. Bien que l'information ait été recueillie au cours de la dernière seconde de l'enregistrement, il est possible que l'équipage ait augmenté la puissance des moteurs de façon concomitante à la dislocation.

L'état de l'épave n'a pas permis de confirmer cette hypothèse avec certitude.

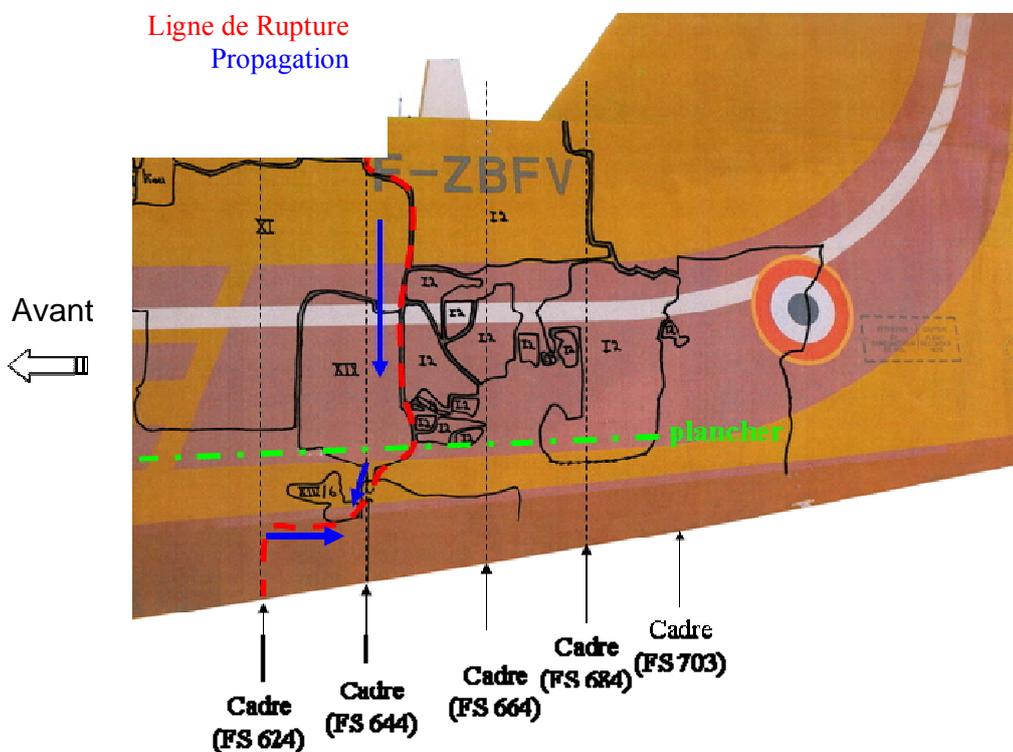
## 2.3 Description de la rupture et scénario de la dislocation

### 2.3.1 Description de la rupture

La reconstitution du fuselage a permis de localiser la ligne de rupture avec précision. Le fuselage est rompu selon un plan situé entre les cadres FS 624 et FS 644.



*Photos n°10 et n°11 : Reconstitution de la cellule*



*Figure n°2 : Localisation de la rupture (vue de gauche)*

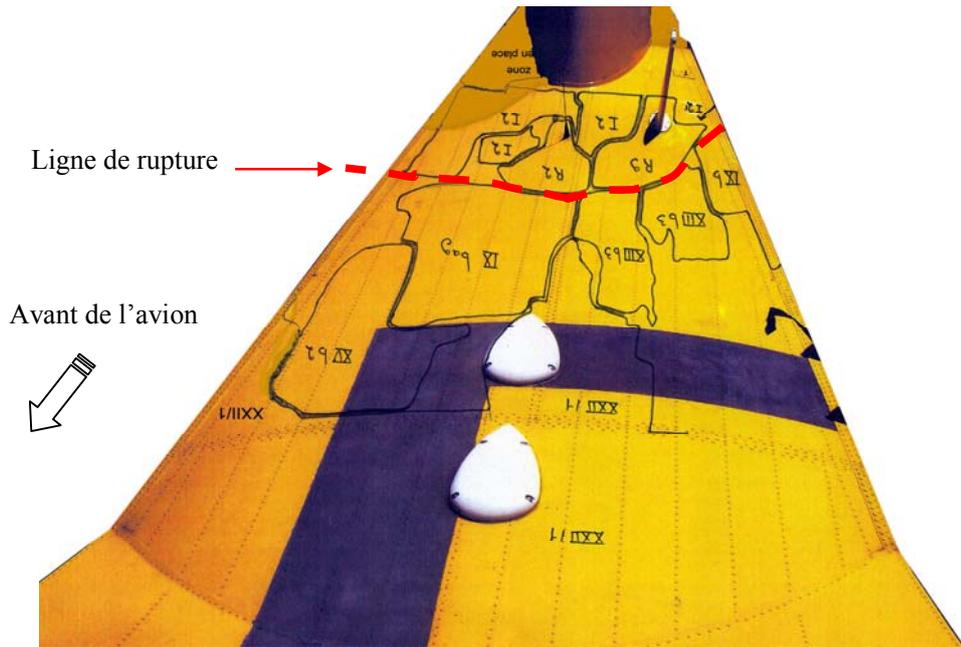


Figure n°3 : Description de la rupture (vue de dessus)

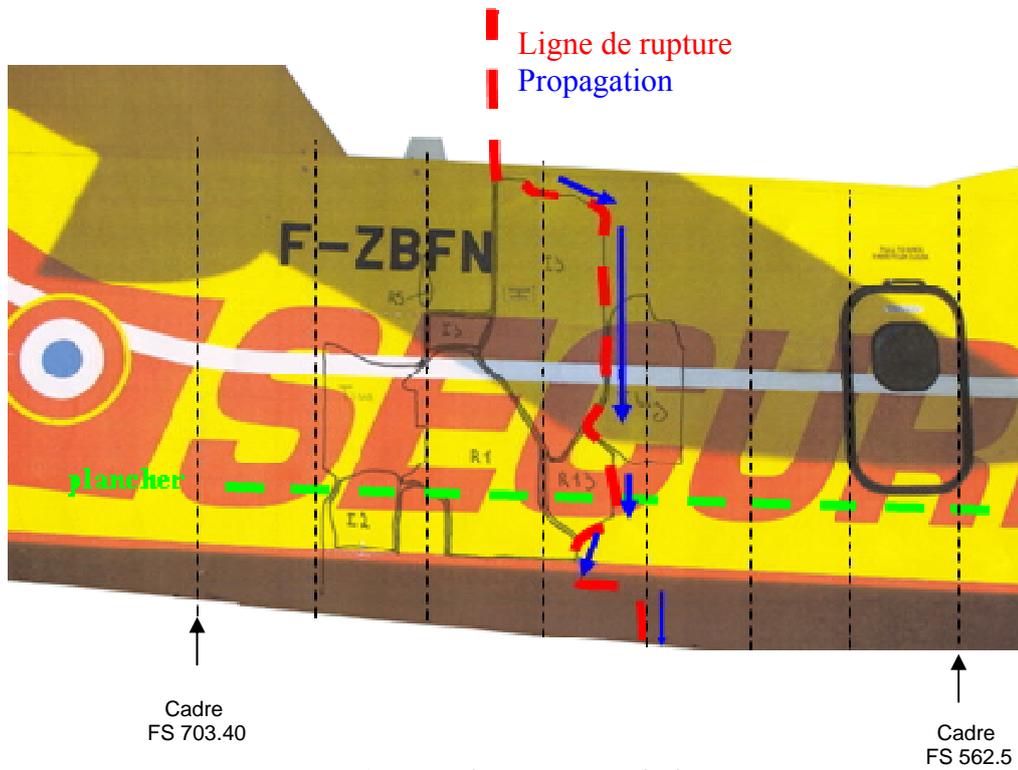


Figure n°4 : Ligne de rupture (vue de droite)

Le revêtement du toit présente un flambage important. Des déformations de la structure sont apparentes dans la zone de dislocation, notamment sur le flanc droit du fuselage.

**La rupture est de type statique.** Elle ne révèle pas d'amorçage en fissuration progressive de type fatigue ou corrosion sous contrainte. Elle a eu lieu suite à des efforts en compression dans la partie supérieure du fuselage, et à des efforts en traction le long des flancs et dans la partie inférieure.

Deux réparations de la cellule concernant la partie inférieure de la coque sont observées au niveau des cadres FS 562.5 et FS 703.4. **Ces réparations ne présentent aucun lien avec le plan de rupture. Elles ne sont donc pas à l'origine de la déchirure statique.**

Il n'est pas constaté de déformation structurale ni de traces pouvant résulter d'une explosion ou d'un incendie.

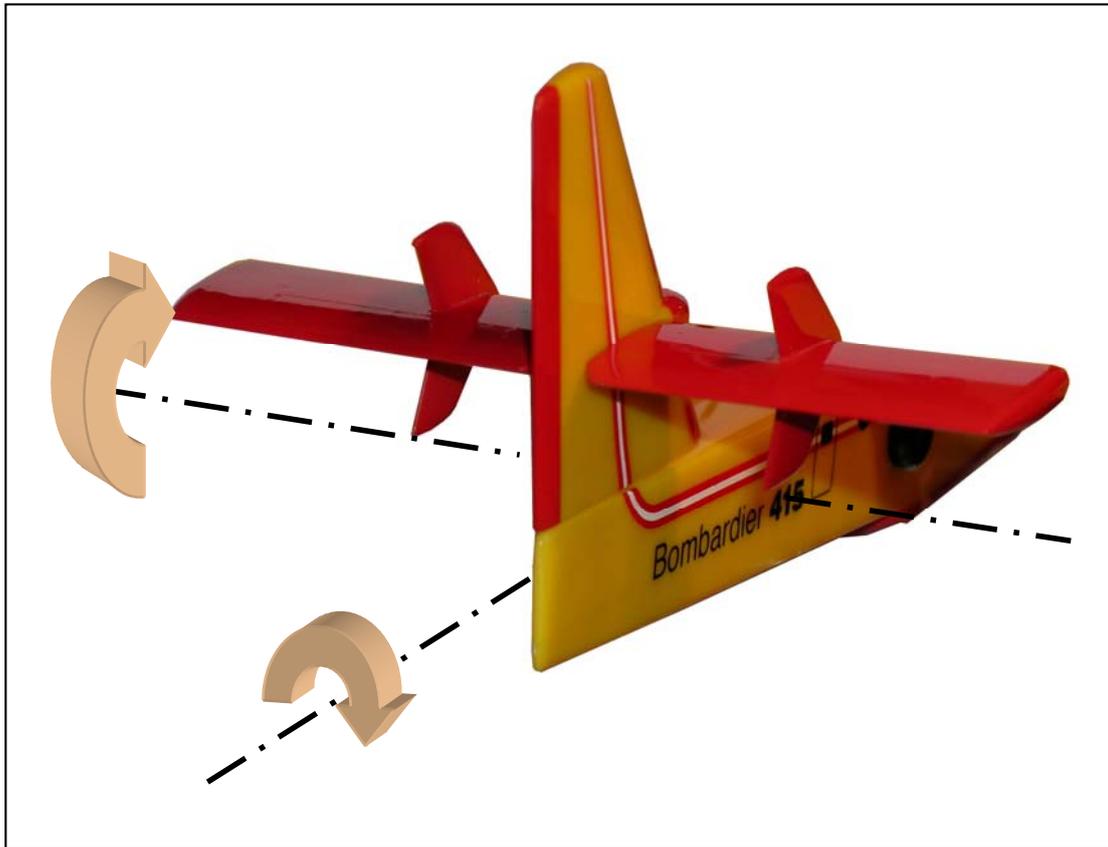
L'arête inférieure du fond de coque est rompue en plusieurs endroits (annexe 6) et présente des traces de frottement. La fragmentation de la quille de part et d'autre du cadre FS624 a eu lieu après la rupture. La partie située à l'arrière du cadre FS624 s'est disloquée en vol, la partie située à l'avant a été fragmentée lors de l'impact final du fuselage avec le sol. Une partie de l'arête inférieure d'une longueur de 8,5 cm n'a pas été retrouvée. Compte tenu de l'état exploitable des éléments de structure adjacents, cette absence n'a cependant pas compromis l'élaboration du scénario de la dislocation.

### ***2.3.2 Scénario de la dislocation***

Les travaux de reconstitution de la cellule et l'étude de la rupture ont permis de définir le scénario probable de la dislocation. Ses étapes résultent d'une succession d'évènements structuraux et de combinaisons d'efforts complexes.

**La rupture a vraisemblablement débuté au niveau de la partie supérieure du fuselage avec à un flambage important de la peau lié à la combinaison d'efforts de torsion et de flexion.** La déchirure du toit s'est ensuite propagée le long des flancs du haut vers le bas et a atteint la partie inférieure. Le point final de la rupture est la cornière d'angle inférieure gauche.

La partie arrière du fuselage s'est détachée du reste de l'appareil par la combinaison de deux mouvements : l'un en flexion orienté principalement du bas vers le haut, l'autre en torsion de la gauche vers la droite.



*Figure n°5 : Mouvement de la partie arrière du fuselage lors de la dislocation*

#### **2.4 Phénomènes aérologiques dus à l'incendie**

L'analyse des paramètres de l'enregistreur de vol montre que l'avion a été soumis à des mouvements instables, violents, turbulents et dissymétriques. Les évolutions concomitantes du facteur de charge, de l'altitude, de l'assiette et de la vitesse lorsque l'avion survole la zone de l'incendie ont conduit à supposer l'existence d'un phénomène aérologique particulier.

Cette manifestation a été étudiée conjointement par le CEREN et l'IUSTI. Il s'agissait d'abord de vérifier la potentialité de son existence, puis d'en apprécier la probabilité et enfin d'en connaître ses caractéristiques afin d'en évaluer les conséquences sur la structure de l'avion.

L'analyse de l'incendie et de ses conséquences aérologiques, après reconnaissance sur site, s'est appuyée sur les témoignages des équipages des avions de la patrouille (Pélican 44 et Pélican 37), de personnels au sol de lutte contre l'incendie, ainsi que sur l'exploitation des documents vidéo et photographiques.

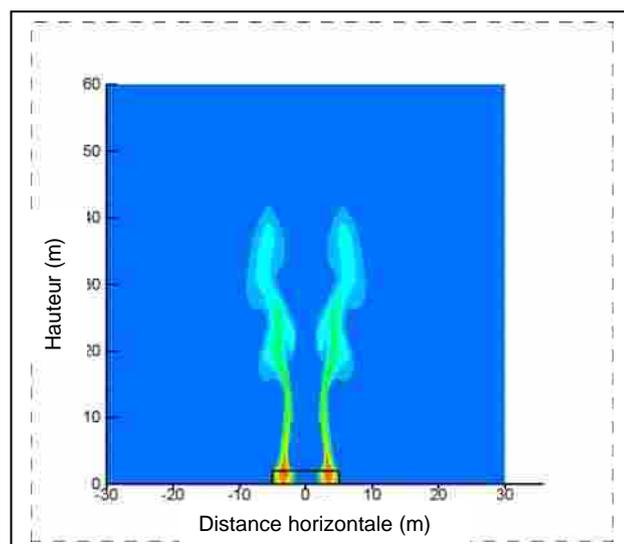
La progression continue de l'incendie à contre-pente a soudainement généré plusieurs foyers distincts. Les observations sur le terrain et l'analyse des témoignages vidéo montrent la jonction de foyers convergents (phénomène de contre-feu).

Il est établi que le mode de propagation de l'incendie, caractérisé par la jonction de deux fronts de flamme, a engendré une colonne d'air ascendant qu'on ne peut obtenir qu'en présence d'un contre-feu. Ce type de feu provoque l'élévation brutale d'une structure de gaz tourbillonnaire, suivie d'un écoulement ascendant à faible vitesse transverse. Une végétation d'une hauteur de 2 à 3 m permet à chaque foyer constituant le contre-feu de produire une puissance calorifique voisine de  $6,75 \text{ MW}^{17}$  par mètre de front. Cette énergie provoque l'élévation d'une colonne de convection d'environ 5 m de diamètre dont la vitesse ascensionnelle peut atteindre 45 m/s. En l'absence du contre-feu, cette vitesse n'aurait pas dépassé 15 m/s. Ce phénomène peut être assimilé à une rafale verticale de courte durée (évaluée d'une demi seconde à quelques secondes) et de faible diamètre (de l'ordre de quelques mètres).

### Description du phénomène de contre-feu

#### **1<sup>er</sup> temps**

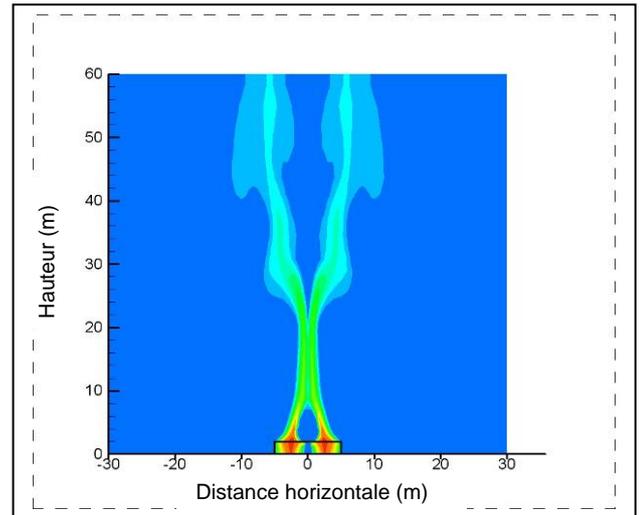
Deux foyers distincts caractérisés par leurs propres colonnes de convection se rapprochent.



<sup>17</sup> MW : Méga watts.

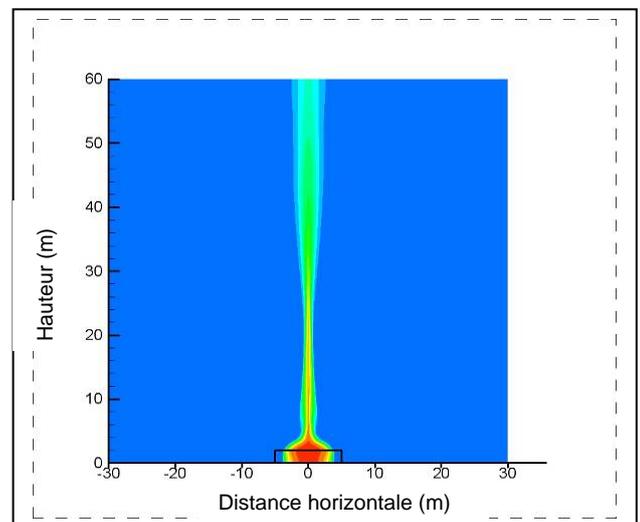
### 2<sup>ème</sup> temps

Les foyers s'attirent mutuellement. La jonction s'établit par les colonnes de convection. Une poche de gaz est enfermée entre le sol, les foyers et la jonction des colonnes.



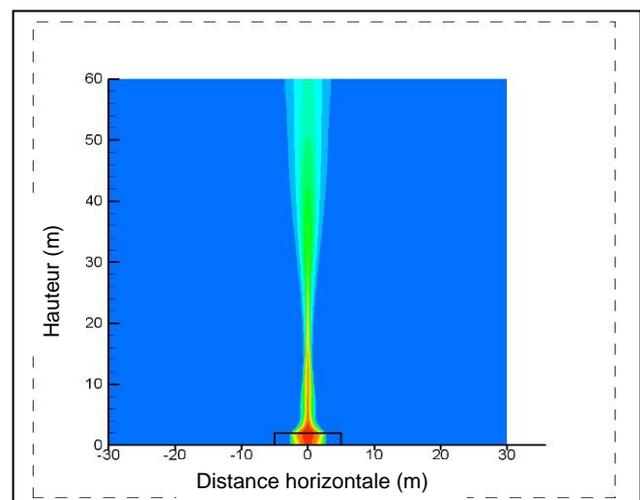
### 3<sup>ème</sup> temps

Les foyers élèvent la température de la poche de gaz qui s'échappe vers le haut.

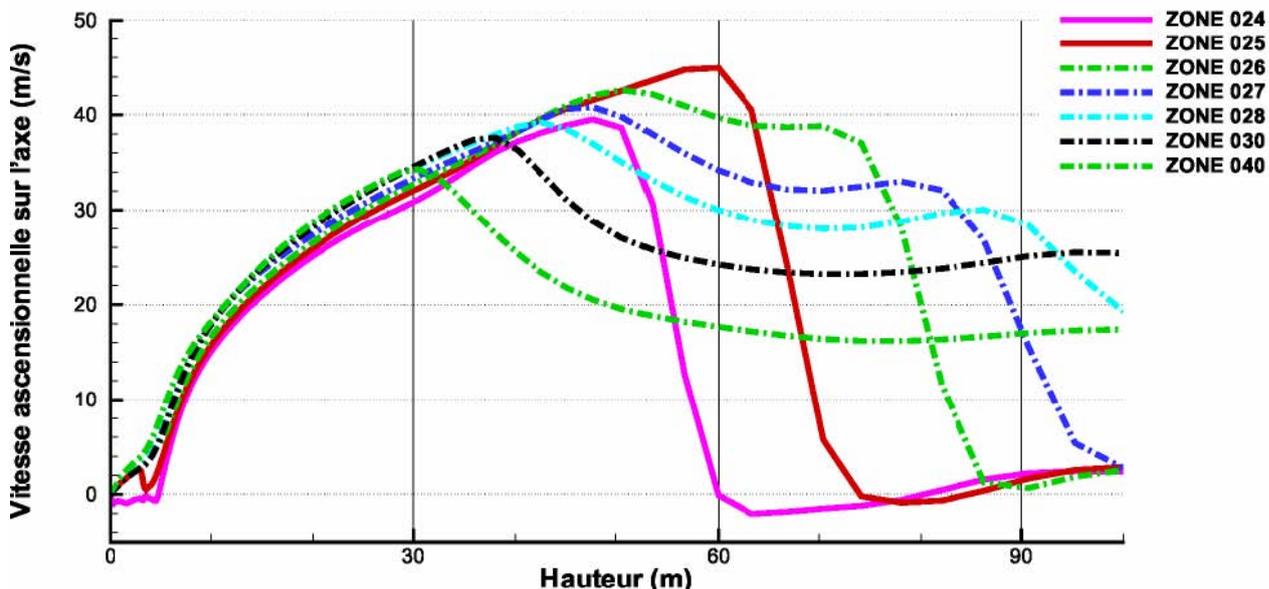


### 4<sup>ème</sup> temps

Les foyers se sont rejoints, le contre-feu s'éteint après la consommation de la végétation.



La vitesse verticale de cette rafale évolue en fonction de la hauteur et du temps. La représentation sommaire de cette évolution sur un intervalle de 26 s est représentée ci-dessous.



*Graphique n°3 : Vitesses ascensionnelles*

Compte tenu du diamètre de la colonne d'air ascendant et de la vitesse de l'avion, la durée de la traversée du phénomène par ce dernier a été estimée proche de 0,1s. Par conséquent, dans le référentiel lié à l'avion, le temps de montée de la rafale est évalué proche de 0,01s.

### **La perturbation du vol par le phénomène aérologique dû à l'incendie est certaine.**

Après le passage de Pélican 44, l'intensité du feu a augmenté en quelques secondes. L'étude des documents vidéo a montré que d'une part la colonne de convection n'était pas encore formée lorsque Pélican 44 a survolé la zone douze secondes plus tôt, et d'autre part que Pélican 36 a décrit une trajectoire plus à l'Ouest que celle de Pélican 44.

Remarque : il est établi que l'association du relief de la zone de l'incendie et des caractéristiques de la végétation n'a pas pu permettre la formation et l'inflammation explosive d'une poche de gaz de composés organiques volatiles susceptibles d'émaner de la distillation de la végétation.

## 2.5 Certification du CL-415

L'autorité de certification canadienne, Transports Canada, a attribué le certificat de type n° A86 à l'avion Canadair CL-215-6B11 (modèle CL-415) le 29 juin 1994, et le certificat de navigabilité pour exportation à l'avion n° 2011 le 3 octobre 1995.

### Domaine de vol en rafale

La réglementation de certification en vigueur exige une analyse de la rafale par rapport à la vitesse de calcul en croisière ( $V_C$ ) avec une intensité au niveau de la mer de 56 ft/s (environ 17 m/s). Lors de la conception du CL-215 (et de même pour le CL-415), la valeur exigée de l'intensité de la rafale était de 50 ft/s dans la plage comprise entre la vitesse de calcul à la rafale maximale ( $V_B$ ) et  $V_C$  et de 66 ft/s (environ 20 m/s) à l'intérieur de la plage allant de 0 à  $V_C$ .

L'intensité de la rafale de référence pour la détermination de la vitesse de calcul volets sortis (atterrissage et décollage uniquement) était et demeure de 25 ft/s. Les opérations de lutte contre les incendies nécessitent l'utilisation des volets dans ce que les exigences définissent comme des « conditions en route ». L'intensité de rafale propre à la plage de vitesse doit être utilisée et, par conséquent, une vitesse de 66 ft/s a été déterminée pour le vol avec les volets sortis à 15°.

**La vitesse du mouvement d'air ascendant rencontré par l'avion dans le cadre de l'évènement est donc supérieure à celle de la rafale pour laquelle il est certifié.**

Le CL-415 est conçu selon les exigences *Fail-safe* conformément aux termes de l'édition originale de la FAR<sup>18</sup> 25.571(c). Quelques éléments de structure identifiés ci-après relèvent du concept de tolérance au dommage.

### **2.5.1 Fail safe**

La conception *Fail-safe* prévoit qu'après toute rupture complète en fatigue d'un élément simple ou rupture partielle évidente, la structure doit supporter un niveau de charge résiduel imposé. Cela afin qu'un dommage catastrophique ou qu'une déformation excessive de la structure capable d'affecter les caractéristiques de vol n'ait lieu dans ces conditions.

---

<sup>18</sup> FAR : *Federal Aviation Regulations* : Règlements de l'Aviation Fédérale

Si un élément principal est rompu, les éléments voisins doivent supporter les charges tant que le dommage n'est pas découvert. **La conception de la structure est basée sur la redondance.**

### ***2.5.2 Tolérance aux dommages***

Les nacelles des moteurs, les mini dérives et les becs inversés du CL-415 sont construits en conformité avec les règlements de l'aviation fédérale, et les règles de certification canadiennes pour la certification des structures tolérantes aux dommages.

Ces structures tolérantes au dommage sont conçues pour satisfaire à des niveaux de contraintes liés à la fatigue. Cette approche conceptuelle garantit que la structure ne subira pas un dommage de fatigue de grande étendue. Pour être classées tolérantes au dommage, ces structures ont fait l'objet d'une analyse afin de déterminer les effets d'un dommage lié à une fatigue de métal, à de la corrosion, ou accidentel. Si l'un de ces dommages survient sur un composant structural primaire au cours de la vie de l'aéronef, le reste de la structure doit être capable de résister à des contraintes normales : tant que le dommage n'est pas découvert, aucune défaillance ne doit survenir, et aucune déformation structurale excessive ne doit apparaître.

**Cette approche conceptuelle garantit que la structure ne subira pas de dommage de fatigue de grande étendue.**

## **2.6 Enoncé et vérification des hypothèses relatives aux causes de l'évènement**

L'analyse des faits, des témoignages et des résultats des expertises effectuées conduit à l'élaboration des hypothèses suivantes relatives aux causes de l'évènement. Elles concernent :

- l'endommagement de la cellule d'origine externe ;
- les contraintes excessives auxquelles l'avion aurait pu être soumis ;
- les conséquences d'un phénomène aérologique du à l'incendie ;
- la diminution de la résistance statique du fuselage.

### **2.6.1 Endommagement de la cellule d'origine externe**

L'examen de l'épave n'a pas mis en évidence de trace d'endommagement de la cellule d'origine externe. Néanmoins, les hypothèses suivantes ont été envisagées :

- la collision avec le sol ;
- l'abordage en vol ;
- la collision avec un obstacle lors de l'écopage ;
- l'endommagement de la cellule au sol avant le vol ;
- une explosion (interne ou externe).

#### **2.6.1.1 Collision avec le sol**

- *Cohérence entre l'endommagement de l'épave et la collision éventuelle avec le sol :*

Il s'agit d'étudier l'éventualité d'une collision avec le sol, à la lumière des endommagements constatés, en fonction des caractéristiques d'une éraflure visible sur la quille, et en fonction des données permettant de restituer la trajectoire de l'avion.

Il a été démontré que, compte tenu des caractéristiques géométriques de l'avion, de sa vitesse et de son assiette lors de l'événement, un contact unique avec le sol au niveau de la station FS570 n'aurait été possible qu'à la condition de disposer d'une vitesse verticale (par rapport au plan des ailes) estimée inférieure à -4942 ft/mn. Par inertie, une telle vitesse verticale n'aurait pu être annulée instantanément lors du contact avec le sol. Dans le cas d'un dérapage inférieur à 7°, l'énergie de l'avion à cet instant aurait eu pour conséquence l'endommagement de l'ensemble de la partie inférieure arrière du fuselage par frottement, enfoncement progressif et arrachement simultanés. Les dégâts ainsi causés auraient provoqué la destruction de l'arrière du fuselage, sans commune mesure avec l'éraflure relevée.

L'exploitation des paramètres enregistrés a permis d'évaluer le dérapage de l'avion à 4° vers la droite au cours de cette phase du vol. L'hypothèse de la collision avec le sol limitée à un frottement de la quille au niveau de la section FS 570 a néanmoins été envisagée. Elle ne pourrait cependant être retenue qu'à la

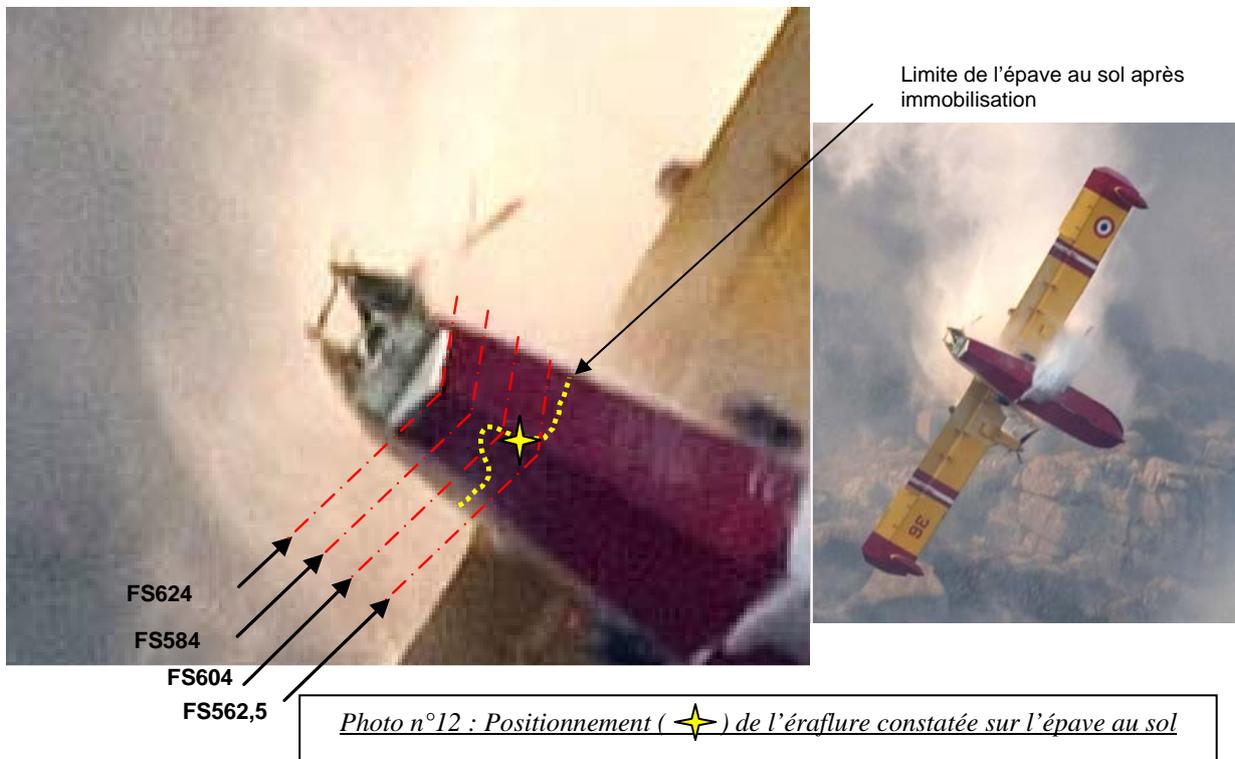
condition de disposer d'un dérapage de plus 7° et de caractéristiques du relief telles qu'elles ne permettent pas le contact de la cellule en un autre point. Au plan factuel, deux constats entraînent le rejet de cette hypothèse :

- ⇒ la cellule ne présente pas de trace de contact avec le sol compatible avec les éléments précités,
- ⇒ il n'a pas été relevé de trace témoignant d'un heurt ou d'une friction sur les parties émergentes du relief de la zone de l'accident qui présentent les caractéristiques nécessaires aux conditions évoquées.

**L'état de l'épave n'est pas cohérent avec une collision de l'avion avec le sol.**

- *Cohérence entre les caractéristiques de l'éraflure constatée à l'extrémité de la partie principale de l'épave et la trajectoire au sol :*

L'exploitation de photos prises par un témoin montre qu'après la dislocation, la zone où se situe l'éraflure sur l'épave est distante de 1,37 m de l'extrémité arrière restante du fuselage. Avant l'impact final de la partie principale de l'avion avec le sol, la zone de la cellule comprise entre FS624 et la limite de l'épave au sol après immobilisation (photo n°12, pointillé jaune) semble intacte.



Immédiatement après la dislocation en vol, la partie principale de l'avion décrit un mouvement de piquer, incliné et en rotation vers la droite. Au terme de cette rotation estimée à plus de 450°, l'avion alors en position de vol inversé percute le sol avec l'aile gauche.



*Photo n°13 : Impact de la cellule avec le sol*



*Photo n°14 : Impact de la cellule avec le sol (détail)*

Le fuselage s'immobilise après une translation sur une distance de 90 m conjuguée avec une rotation sur lui-même vers la droite estimée à 250°. Les ailes et les ensembles moteurs se sont détachés au cours de ce mouvement.

Le fuselage en rotation a été momentanément orienté dans le sens inverse de celui de son déplacement. L'arrière s'est trouvé face aux obstacles du terrain et a été détruit par conséquence.

Il a été établi que les traces de frottement constatées sur l'arête du fond de coque de la partie disloquée témoignent d'un choc orienté de l'arrière vers l'avant. **Le sens général de l'éraflure est cohérent avec le mouvement de l'avion au sol à l'instant de l'impact final.**

L'orientation des traces composant l'éraflure n'est pas constante : la divergence par rapport à l'axe de l'avion est comprise entre 15° et 30°. Ces constats permettent de supposer que le frottement a été réalisé avec une énergie et une vitesse faibles, comparées à celles de l'avion dans les instants qui précèdent la dislocation. **Ces traces ne peuvent donc être la conséquence d'un contact en vol de l'avion avec le sol.**

**En conséquence, l'éraflure constatée ne résulte pas d'une interférence de la trajectoire de l'avion avec le sol avant sa dislocation.**

➤ Synthèse partielle :

la précision de la trajectoire restituée dans le plan vertical à l'aide de l'exploitation des témoignages vidéo, ne permet pas de mettre en évidence une collision de l'avion avec le sol avant sa dislocation. A contrario, elle ne permet donc pas à elle seule d'exclure cette possibilité.

Cependant, sachant que :

⇒ la cellule ne présente pas d'endommagement compatible avec les conséquences prévisibles et connues d'une interférence de l'avion avec le sol ;

- ⇒ les recherches effectuées sur le site n'ont pas révélé de trace d'impact de l'avion avec le sol ou la végétation dans la zone survolée au cours des secondes qui précèdent la dislocation<sup>19</sup>,
- ⇒ l'analyse des paramètres issus de l'enregistreur de vol n'a pas permis de mettre en évidence une évolution du comportement de l'avion significatif d'un impact avec le sol au cours des dernières secondes du vol,

**L'hypothèse de la collision de l'avion avec le sol est rejetée.**

#### *2.6.1.2 Abordage en vol*

L'absence de trace d'impact sur la cellule autre que l'éraflure évoquée précédemment, l'absence d'endommagement des cellules des avions P44 et P37, les témoignages des équipages des avions de la noria et les enregistrements vidéo permettent d'exclure l'abordage au cours du vol.

**L'hypothèse de l'abordage en vol est rejetée.**

#### *2.6.1.3 Collision avec un obstacle lors de l'écopage*

La cellule de l'avion ne présente aucune trace qui pourrait témoigner d'un choc avec un objet flottant ou immergé pendant la phase d'écopage.

**L'hypothèse de la collision avec un obstacle lors d'un écopage est rejetée.**

#### *2.6.1.4 Endommagement de la cellule au sol avant le vol*

Au retour du vol précédent effectué la veille, l'avion a fait l'objet d'une visite après vol le jour même.

<sup>19</sup> Dans les limites de la zone qu'il a été possible d'explorer compte tenu de la configuration du terrain et de la pénétrabilité de la végétation (annexe 3).

Il a ensuite fait l'objet d'une visite avant vol le matin du jour de l'accident, et enfin d'un contrôle visuel de l'état de l'avion par le copilote avant le dernier vol. Aucune anomalie n'a été relevée au cours de ces trois visites techniques.

Des traces de collision avec l'avion ont été recherchées sur les véhicules et les matériels aéroportuaires qui ont pu circuler ou se trouver dans l'environnement immédiat de l'avion dans le même intervalle de temps. Aucun indice révélateur d'un choc n'a été relevé.

**L'hypothèse de l'endommagement de la cellule au sol avant le vol est rejetée.**

#### *2.6.1.5 Explosion*

L'épave ne présente pas de dégradation compatible avec l'effet d'une explosion interne ou externe à l'avion. L'analyse par l'IRCGN des dépôts prélevés sur les surfaces de débris métalliques appartenant à la zone de rupture n'a pas révélé de trace d'explosion pyrotechnique. De plus, les équipements de l'avion installés près de la zone de rupture et susceptibles de générer une déflagration ont été retrouvés entiers.

**En conséquence, l'hypothèse de l'endommagement de la cellule par une explosion est rejetée.**

#### *2.6.2 Contraintes excessives au cours des 18 dernières heures de vol*

L'approche de l'incendie a été effectuée conformément aux méthodes en usage au sein de la base avions de la Sécurité civile.

Celles-ci, considérées comme relevant des règles de l'art, sont enseignées et démontrées oralement aux équipages lors de leur formation. Elles sont également décrites dans le manuel d'activités particulières propre à l'exploitation du CL-415, en cours d'édition.

##### *2.6.2.1 Manœuvre en dehors des limites d'utilisation préconisées par le constructeur*

Les investigations menées sur la cellule n'ont pas établi de lien entre le dépassement du facteur de charge (3,43 g) au cours du vol effectué la veille et l'évènement.

Au cours des instants qui précèdent l'arrêt de l'enregistreur de vol, alors que l'avion est en configuration volets 15° et sa masse estimée à 46800 lb, l'accélération atteint 3,14 g et la vitesse croît jusqu'à 142 kt, dépassant la vitesse limite autorisée (135 kt).

L'observation du mouvement des gouvernes au cours des dernières secondes montre que l'accélération verticale précitée ne résulte pas d'une action sur la commande de profondeur à cet instant.

**L'hypothèse de la rupture de l'avion lors d'une manœuvre en dehors des limites d'utilisation est rejetée.**

#### *2.6.2.2 Exécution d'une manœuvre brutale*

Les mouvements des gouvernes ont été observés sur l'intervalle de temps correspondant aux 18 dernières heures de vol. Il n'a pas été constaté d'à-coups ou d'impulsions révélateurs d'actions violentes sur les commandes de vol.

**L'hypothèse de l'exécution d'une manœuvre brutale est rejetée.**

#### *2.6.2.3 Défaillance des commandes de vol*

L'analyse des paramètres recueillis par l'enregistreur de vol et les recherches effectuées sur l'épave n'ont pas permis de déceler la défaillance des chaînes de commandes de vol. Par ailleurs, l'expertise des servocommandes des gouvernes de profondeur, lacet et gauchissement a montré leur bon état de fonctionnement.

Au regard de l'analyse des données de l'enregistreur de vol, le constructeur a déduit la cohérence du fonctionnement des commandes de vol au cours des instants qui ont précédé l'évènement. L'analyse du vol par calcul inertiel et par calcul aérodynamique n'a pas permis de déceler de défaillance dans ce domaine.

**En conséquence, l'hypothèse de la défaillance d'une commande de vol est rejetée.**

### Désolidarisation des chaînes de commandes de profondeur droite et gauche

La conception de l'avion CL-415 permet le contrôle du tangage à l'aide de deux chaînes de commandes de profondeur : le manche du pilote actionnant la gouverne gauche, et le manche du copilote la gouverne droite. En mode de fonctionnement normal, les deux manches sont mécaniquement solidaires. L'avion est équipé d'un système de désolidarisation des manches qui permet, en cas de blocage de l'une des deux chaînes de commande des gouvernes de profondeur, de les déconnecter l'une de l'autre. Ce mécanisme est commandé par une poignée située sur le plafond du poste de pilotage.

La déconnexion du mécanisme de désolidarisation des manches a été constatée lors de l'examen de l'épave sur le site de l'accident.

Au regard de la conception de ce dispositif d'une part, des sollicitations mécaniques qui ont pu lui être appliquées au cours de l'impact au sol et de la violente destruction de la partie supérieure du fuselage d'autre part, un effort en traction a pu être exercé sur le câble de commande, et déconnecter ainsi le mécanisme. Aussi, la solidarité des deux chaînes de commande de profondeur avant la destruction de l'avion ne peut pas être déduite du constat a posteriori.

L'information relative à la profondeur transmise à l'enregistreur de vol témoigne de la position de la gouverne gauche. Aucune anomalie de fonctionnement de cette surface de contrôle n'a été décelée.

La manoeuvre du levier de commande de désolidarisation des manches nécessite un déplacement important de bras par le pilote ou le copilote pour le saisir, suivi de l'application d'une force voisine de 10 daN pour effectuer le basculement du levier de l'arrière vers l'avant, ce qui rend fort peu probable la désolidarisation involontaire.

Si la libération du levier de sa position «ON» par gravité peut être envisagée sans intervention humaine dans le cas d'inefficacité de son système de maintien, la cinématique de la poignée ne permet pas d'envisager son basculement complet par gravité vers la position «OFF» sans action volontaire.

**Le bon état de fonctionnement de l'ensemble de la chaîne de profondeur rend peu probable la désolidarisation volontaire des commandes.**

### *2.6.3 Conséquence des effets du phénomène aérologique dû à l'incendie*

La définition du domaine de vol de l'avion par le constructeur a été réalisée en tenant compte dans les calculs de la vitesse maximale de la rafale. Cette dernière est supposée instantanée, symétrique, ascendante ou descendante. Pour une altitude inférieure à 6100 m, sa vitesse maximale est fixée à 66 ft/s (20,10 m/s).

**La composante verticale de la rafale mise en évidence dans le cadre de l'évènement a vraisemblablement pu atteindre une valeur supérieure à la vitesse de rafale pour laquelle l'avion a été certifié.**

Il a été évalué que, compte tenu de la vitesse de l'avion, la vitesse verticale de l'air a pu croître dans les conditions précédemment évoquées en quelques centièmes de seconde. Ces mouvements d'air violents ont soumis la cellule à des contraintes très importantes.

La rafale soudaine générée par l'incendie a généré des charges aérodynamiques sur les surfaces de l'empennage. La réponse dynamique de la structure à cette sollicitation a permis le transfert de ces charges au fuselage.

Les efforts nécessaires à la dislocation du fuselage dans les conditions de l'accident ont été recherchés par calcul et ont été comparés aux efforts subis par l'avion.

Il a été établi que la rupture de la partie arrière du fuselage a nécessité la combinaison simultanée d'un effort en flexion verticale, d'un effort en flexion latérale, et d'un couple de torsion. L'analyse détaillée des informations recueillies par l'enregistreur de vol et son exploitation n'ont pas permis de détecter des contraintes appliquées indépendamment les unes des autres telles qu'elles excèdent les charges extrêmes propres à chacune d'elles.

A partir des caractéristiques du mouvement aérologique rencontré par l'avion établies par le CEREN et l'IUSTI, et compte tenu des propriétés élastiques de l'avion, il est possible de prouver que des charges importantes peuvent avoir été produites dans la partie arrière du fuselage.

Les travaux du CEAT de l'ONERA et du FOI :

- démontrent que l'application de ce cas de charge aurait endommagé la cloison verticale installée à la section FS703. **Or, il n'a pas été constaté d'endommagement sur cet élément de la structure.**
- constatent que le maximum d'effet sur la structure serait obtenu si l'avion traversait successivement trois rafales de la même intensité. La périodicité de succession de 0,25 s entre ces rafales serait la plus pénalisante. Le respect de ces conditions entraînerait probablement :
  - ⇒ la fracture du plafond,
  - ⇒ l'endommagement de l'attache de l'empennage horizontal sur la dérive.

**Toutefois, l'endommagement de ces éléments n'a pas été constaté.**

L'analyse conjointe du CEAT, de l'ONERA et du FOI démontre donc que le phénomène aérologique tel qu'il a été modélisé par le CEREN et l'IUSTI ne conduit pas à la destruction du fuselage telle qu'elle a été observée. **Ce cas de charge ne peut donc expliquer la rupture du fuselage.**

Cependant, compte tenu :

- de la difficulté d'apprécier de façon exhaustive et avec exactitude toutes les caractéristiques du phénomène aérologique rencontré, et de définir avec précision les charges qui ont affecté le fuselage lors de l'évènement,
- du niveau important de ces charges,

**l'hypothèse de la contribution du phénomène aérologique à la dislocation du fuselage reste possible.**

## ***2.6.4 Diminution de la résistance de la cellule***

### *2.6.4.1 Conformité des matériaux*

La composition de la structure de la partie du fuselage concernée par la rupture a été observée. Les matériaux ont été identifiés. Leurs caractéristiques en épaisseur, dureté et conductivité ont été vérifiées. Aucune anomalie n'a été décelée.

### *2.6.4.2 Défaillance d'une réparation antérieure*

La partie de la cellule concernée par la dislocation ne contient pas de réparation structurale. Les réparations observées sur le fond de coque, situées respectivement au niveau des stations FS562.5 et FS703.4 et éloignées de la ligne de rupture, ne présentent aucun lien avec cette dernière. Elles ne sont pas à l'origine de la déchirure statique.

### *2.6.4.3 Endommagement préalable à la dislocation du fuselage*

Il n'a pas été observé de fatigue ni de corrosion tant sur les faciès de rupture que sur l'ensemble de la structure dans la zone de la déchirure.

Dans une moindre mesure, l'exploitation de deux photos de l'avion prises par des témoins, pour l'une lors du deuxième vol effectué la veille et pour l'autre après le dernier écopage quelques minutes avant l'accident, ne révèle pas d'endommagement extérieur apparent de la cellule.

L'étude des informations fournies par l'enregistreur de vol n'a pas permis d'établir un lien entre la rupture de la cellule et les contraintes subies au cours des vols mémorisés. L'analyse du comportement aérodynamique de l'avion sur cette même période n'a pas mis en évidence de déformation de la cellule.

Les tentatives faites pour trouver des charges en vol suffisamment importantes pour rompre le fuselage intact, sans laisser de traces d'endommagement dans l'empennage n'ont pas abouti.

Le rejet de l'hypothèse de la collision avec le sol et l'absence de certitude quant aux conséquences du phénomène aérologique sur la cellule amènent à envisager la possibilité d'un endommagement de la cellule préalable à l'évènement, réduisant la capacité de l'avion à résister à de fortes rafales.

Aucune fissuration progressive n'ayant été constatée, l'endommagement considéré ne peut être que de type statique. Il n'a pas été décelé de dommages de ce type observables. Bien que l'examen de la cellule n'ait pas permis de mettre en évidence de dommages antérieurs à la dislocation de l'avion, leur éventualité ne peut pas être totalement exclue.

**En conséquence, l'hypothèse de l'endommagement du fuselage préalable contributif à l'évènement ne peut pas être totalement rejetée.**

### **3 CONCLUSIONS**

#### **3.1 Faits établis**

- L'avion possédait un certificat de navigabilité valide ;
- le pilote et le copilote étaient titulaires des qualifications nécessaires à l'exécution du vol ;
- l'avion n'est pas entré en collision avec le sol avant l'évènement, ni avec un obstacle lors des écopages ;
- l'avion n'a pas fait l'objet d'un abordage au cours du vol ;
- avant le vol il n'a pas été constaté d'endommagement de la cellule;
- il n'a pas été mis évidence de trace d'explosion dans la zone de dislocation du fuselage ;
- les matériaux composant la structure dans la zone concernée par la dislocation sont conformes ;
- les réparations structurales antérieures ne présentent aucun lien avec la rupture ;
- il n'a pas été constaté de défaillance de commande de vol ;
- au cours du vol, l'avion n'a pas subi de manoeuvre brutale, ni évolué en dehors des limites d'utilisation préconisées par le constructeur ;
- au cours des secondes qui précèdent l'évènement, l'avion a rencontré un phénomène aérologique dû à l'incendie tel que ses caractéristiques ont provoqué la sortie du domaine de vol pour lequel l'avion est certifié ;
- il est démontré que la combinaison de ces caractéristiques a pu exposer l'avion à des contraintes élevées. Le niveau susceptible d'avoir été atteint par les charges ainsi appliquées à la structure est du même ordre de grandeur que celui de charges capable de provoquer sa rupture.

## **3.2 Causes possibles de l'évènement**

### ***3.2.1 Domaine environnemental***

Le cas de charge étudié lors des investigations n'a pas expliqué la rupture du fuselage telle qu'elle a pu être observée. Cependant, les caractéristiques de la perturbation aérologique ascendante provoquée par l'incendie sont susceptibles d'avoir généré des contraintes sur la cellule d'ordre de grandeur proche de celui des charges capables de provoquer la rupture du fuselage. Compte tenu des incertitudes rencontrées lors de l'évaluation des paramètres de la colonne d'air ascendante qui ont affecté la précision des résultats des recherches concernant les effets des contraintes sur la cellule, le phénomène aérologique rencontré représente une cause possible de l'évènement.

### ***3.2.2 Domaine technique***

Les recherches entreprises pour trouver des charges en vol capables, dans le contexte de l'évènement, de provoquer la rupture du fuselage intact sans endommager l'empennage n'ont pas abouti. L'observation approfondie de la cellule n'a pas permis de mettre en évidence de dommage antérieur à l'évènement. Le résultat de ces recherches ne permettant cependant pas d'en exclure l'existence, l'hypothèse de l'endommagement préalable de la cellule ne peut pas être totalement rejetée.

#### **4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE**

## **4.1 Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement**

### **4.1.1 Dans le domaine de l'emploi**

Le phénomène aérologique mis en évidence lors des investigations ne peut se produire qu'en l'absence de vent ou en la présence de vent très faible.

Au regard des conclusions de l'enquête et du danger représenté par le mouvement d'air, le BEAD-air recommande :

- ❖ **l'analyse systématique des vols ;**
- ❖ **d'étudier et de faire appliquer des méthodes d'attaque des incendies compatibles avec le phénomène aérologique rencontré ;**
- ❖ **de proscrire le survol d'incendies par les bombardiers d'eau lors de l'exécution de contre-feu volontaire par les équipes au sol, ou en présence de foyers multiples susceptibles de converger ;**
- ❖ **d'étudier l'extension de ces mesures à tous les types d'avions utilisés dans la lutte contre les incendies.**

Compte tenu des difficultés rencontrées par le groupe d'enquête pour établir les causes possibles de l'accident, de la nécessité de recourir à de multiples expertises pour appréhender notamment le scénario de dislocation du fuselage, et afin de réduire les délais induits par ces dernières pour l'émission des conclusions de l'enquête, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**d'équiper les CL415 de la Sécurité civile d'un enregistreur phonique capable de restituer le contexte sonore du poste de pilotage.**

#### **4.1.2 Dans le domaine de la maintenance**

Le BEAD-air recommande :

- ❖ de vérifier la cellule de chaque avion par l'application de directives du manuel d'entretien Canadair CL415 de la sécurité civile ;
- ❖ de faire définir par le constructeur une procédure plus approfondie ;
- ❖ de procéder au contrôle des facteurs de charges subis par les appareils, dans le but d'appliquer de façon systématique la maintenance adaptée à la suite d'éventuels dépassements de limites ;
- ❖ de procéder à l'examen du vieillissement des appareils à la lumière de ces constats ;
- ❖ après le vol en turbulences sévères ou après le dépassement de facteur de charge, de veiller à l'application de l'inspection<sup>20</sup> élaborée par le constructeur et évoquée supra à chaque avion de la flotte.

## **4.2 Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement**

### **4.2.1 Limitations**

Lors de l'enquête, cinq enregistreurs de vol (dont celui qui équipait Pélican 36) ont été exploités, rapportant ainsi l'activité d'une durée d'environ 90 heures.

L'analyse a permis de constater plusieurs dépassements du facteur du charge limite ainsi que des cas de positions inadaptées des volets lors des bombardements d'eau.

La fréquence de ces événements est significative d'une tendance à la migration de la norme dans cette phase de vol particulière. L'analyse systématique des vols précédemment préconisée peut contribuer à la prévention de la transgression non contrôlée des consignes de procédure.

---

<sup>20</sup> Le mode opératoire de cette inspection a été transmis par la correspondance Bombardier/Amphibious aircraft/Technical support du 24 janvier 2006.

La DDSC a équipé les CL-415 de la BASC d'un accéléromètre fixé sur la planche de bord. Le manque de fiabilité reproché à ce matériel atténue la crédibilité de ses mesures auprès des équipages, et il n'est ainsi pas toujours tenu compte des informations relevées par l'équipement.

Au regard de l'importance que revêt la connaissance des accélérations instantanées subies par l'avion, et afin de permettre l'exploitation de ces informations après chaque vol,

**le BEAD-air recommande d'étudier l'amélioration de la fiabilité de la mesure d'accélération verticale des CL-415.**

#### *4.2.2 Tenue vestimentaire des équipages*

Les descriptions vestimentaires relatives au pilote et au copilote ont fait état :

- du port de la combinaison de vol pour chacun d'eux ;
- de l'absence de chaussures de vol pour chacun d'eux ;
- du port d'un gilet de corps non ignifugé par le copilote et de l'absence de port de gilet de corps par le pilote.

Compte tenu des circonstances de la destruction du fuselage au sol, les chaussures ont pu être ôtées par leur friction sur les parties saillantes de la cellule. Elles n'ont pas été retrouvées dans l'épave et son voisinage, et ont pu disparaître dans l'incendie qui a touché une partie de la zone de l'épave.

Les consignes de sécurité des vols rédigées par la DDSC prévoient la mise à la disposition des équipages d'effets vestimentaires de vol, leur port obligatoire pour certains et facultatif pour d'autres. Le port des sous-vêtements est facultatif.

En raison des risques encourus par les équipages, notamment lorsqu'ils opèrent au voisinage immédiat des incendies, le bureau enquête accidents défense air recommande :

- ❖ **le port d'équipements de vol adaptés aux missions de la base aérienne de la Sécurité civile comprenant :**
  - ▶ **des vêtements et sous-vêtements ignifugés ;**
  - ▶ **des chaussures de vol ignifugées ou thermostables ;**
- ❖ **la proscription du port de vêtements en matière synthétique à même la peau.**

#### ***4.2.3 Gestion du risque***

La complexité des incendies requiert une parfaite connaissance des risques encourus tant par les équipages que par les intervenants de tous horizons. C'est pourquoi, la désignation d'un personnel au sol ou en vol capable d'apporter des éléments d'analyse complémentaires serait de nature à améliorer la prise de décision finale lors de l'intervention aérienne.

## **5 APPLICATION DE L'ANNEXE 13 A LA CONVENTION RELATIVE A L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE (OACI)**

### **5.1 Préambule**

Le BEAD-air, organisme indépendant d'enquête technique sur les accidents d'aéronefs étatiques, est une structure militaire, à ce titre subordonnée au ministère de la défense français. Son champ d'action est interministériel dans la mesure où il intervient sur tous les événements concernant la flotte étatique française (civile et militaire).

En tant qu'entité militaire, et régi par des textes spécifiques, le BEAD-air n'est pas soumis aux dispositions de la législation civile internationale et plus spécifiquement aux dispositions de l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale. Toutefois, voulant perpétuer la collaboration qui existe entre BEAD-air et BST, et souhaitant effectivement suivre l'esprit de l'Annexe 13 qui a vocation à faire progresser la sécurité des vols dans sa dimension internationale, le BEAD-air a notifié l'accident à l'Etat canadien le 3 août 2005.

Le BST a participé à l'enquête et le BEAD-air lui a transmis, pour observations, le projet de rapport final d'enquête technique, en tant qu'organisme d'enquête technique canadien et nation impliquée dans l'évènement (par la conception de l'aéronef).

Le BST a formulé ses observations et, conformément aux dispositions de l'alinéa 6.3 de l'Annexe 13, le rapport a été amendé de façon à y inclure la teneur des observations reçues complémentaires à l'analyse.

Les observations émises n'ayant pas fait pas fait l'objet d'une modification du rapport figurent ci-après. Leur détail est porté en annexe 7.

### **5.2 Observations émises par le BST**

*Nous sommes d'avis que de nombreux aspects de l'enquête ne sont pas concluants, en partie à cause de l'absence d'information suffisante de l'enregistreur de vol. Les difficultés posées par l'enregistreur de vol sont évoquées dans le rapport et nous appuyons votre recommandation visant à obtenir plus de renseignements d'enregistreurs de bord.*

*Dans sa revue du rapport et des autres renseignements présentés en cours d'enquête, le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) ne peut souscrire aux conclusions du BEAD relativement aux causes de l'accident. Plus précisément, nous sommes d'avis qu'il n'y a pas suffisamment d'éléments de preuve scientifiques vérifiables permettant de conclure que la structure de l'avion s'est rompue à cause de « L'exposition de la cellule de l'avion aux contraintes générées par les courants de convection dus à l'incendie... ». En outre, le rapport du BEAD n'a pas accordé suffisamment d'attention à la probabilité qu'un contact avec le sol ait aussi pu être une cause de l'accident.*

*Nous avons passé en revue l'étude des caractéristiques géométriques mentionnée dans le rapport du BEAD et noté que cette étude ne tient pas compte de la glissade de l'avion, laquelle aurait été présente en raison des sollicitations du pilote sur les commandes. Le Canada ne croit pas que cette étude prouve qu'il était impossible pour l'avion d'avoir heurté le sol.*

*Nous reconnaissons que beaucoup d'efforts ont été consacrés pour déterminer la direction du déplacement qui a produit les éraflures à la référence du fuselage 570 (FS570), mais nous remarquons que le rapport n'explique pas la présence des marques sur les rivets tout juste devant les éraflures, lesquelles indiquent un contact de l'avant vers l'arrière.*

*Le constructeur et Transports Canada, l'autorité de certification du CL-415, ont indiqué que si l'avion avait été soumis à des charges aérodynamiques suffisantes pour causer la dislocation d'une cellule non endommagée, alors cette dislocation se serait produite à l'empennage et il y aurait alors d'autres indications de surcharge sur les pièces de fixation du stabilisateur. L'analyse de l'épave a montré que ce n'était pas le cas. L'information du constructeur à ce sujet est absente du rapport.*

*Nous sommes conscients que les points de défaillance structurels potentiels de l'avion et la résistance de ce dernier font toujours l'objet d'études de la part des consultants de l'Office national d'études et de recherches aérospatiales (ONERA), du Centre d'essais aéronautiques de Toulouse (CEAT) et du Bureau de recherches de la défense suédoise (FOI).*

*Nous souhaitons vous informer du fait que le Canada a été invité à participer à une activité ultérieure par les consultants et que leurs travaux pourraient avoir un effet sur les conclusions de l'enquête du BEAD.*

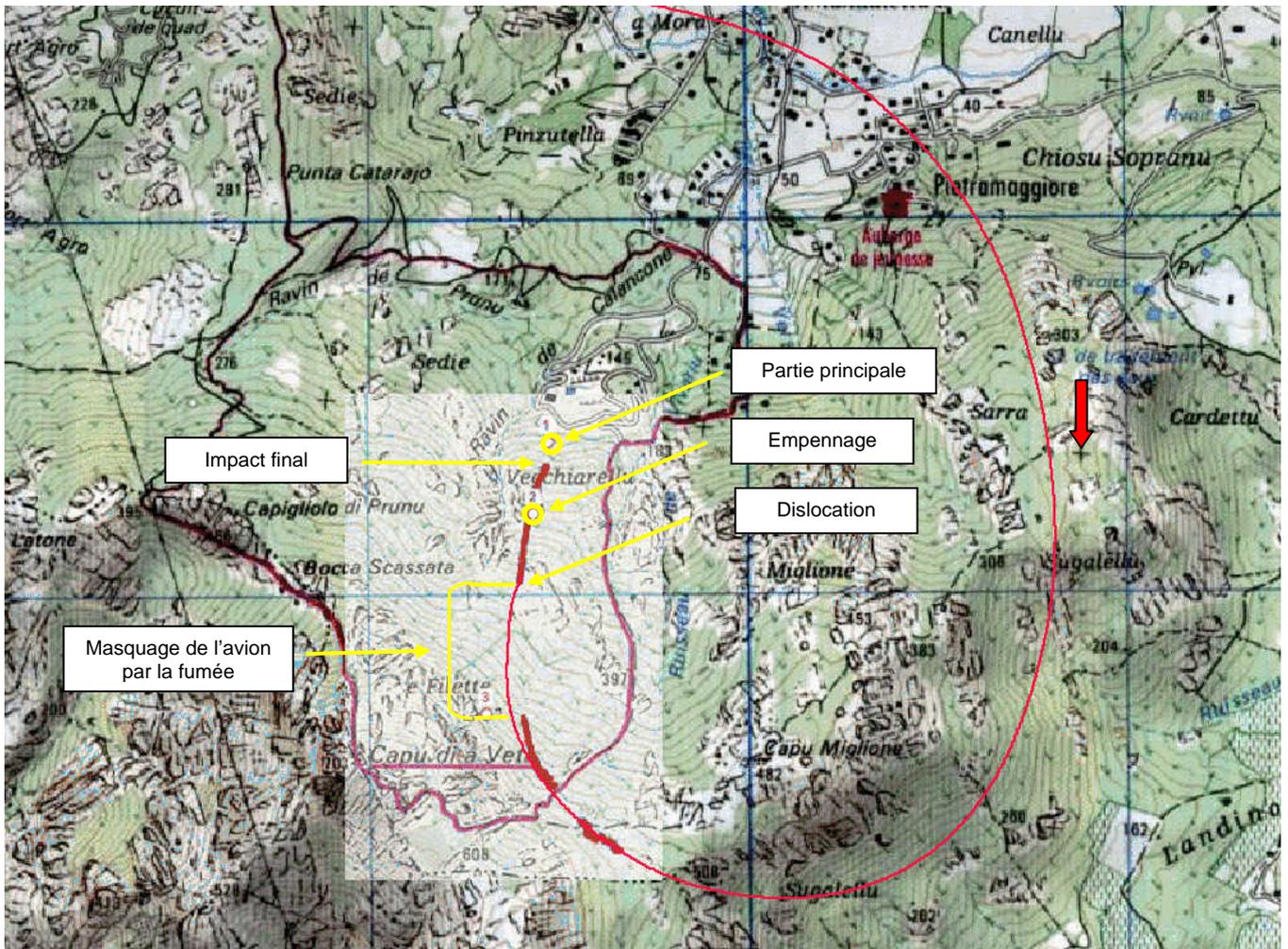
## ANNEXES

Annexe 1 : Trajectoire (vue générale)	_____	p 63
Annexe 2 : trajectoire (projection – détail)	_____	p 64
Annexe 3 : Trajectoire (vue générale)	_____	p 65
Annexe 4 : Relevé de la zone de l'épave	_____	p 66
Annexe 5 : Appendice A : Paramètres enregistrés (15 dernières secondes)	_____	p 67
Annexe 5 : Appendice B : Paramètre enregistrés (15 dernières secondes)	_____	p 68
Annexe 5 : Appendice C : Paramètres enregistrés (15 dernières secondes)	_____	p 69
Annexe 5 : Appendice D : Paramètres enregistrés (15 dernières secondes)	_____	p 70
Annexe 6 : Fragmentation de la quille	_____	p 71
Annexe 7 : Détail des observations émises par le BST n'ayant pas fait l'objet d'une modification du rapport	_____	p 72

# 1 TRAJECTOIRE (VUE GENERALE)

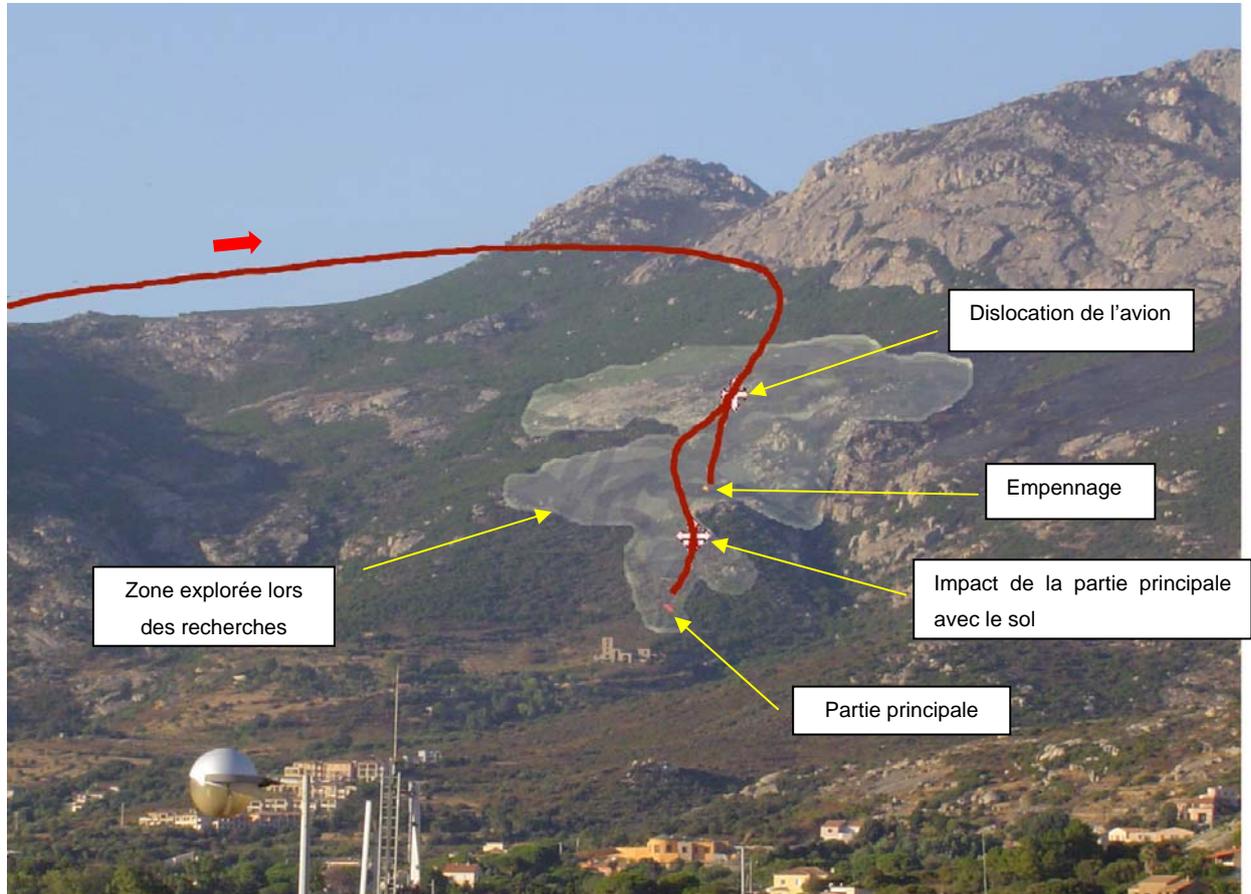


## 2 TRAJECTOIRE (PROJECTION – DETAIL)

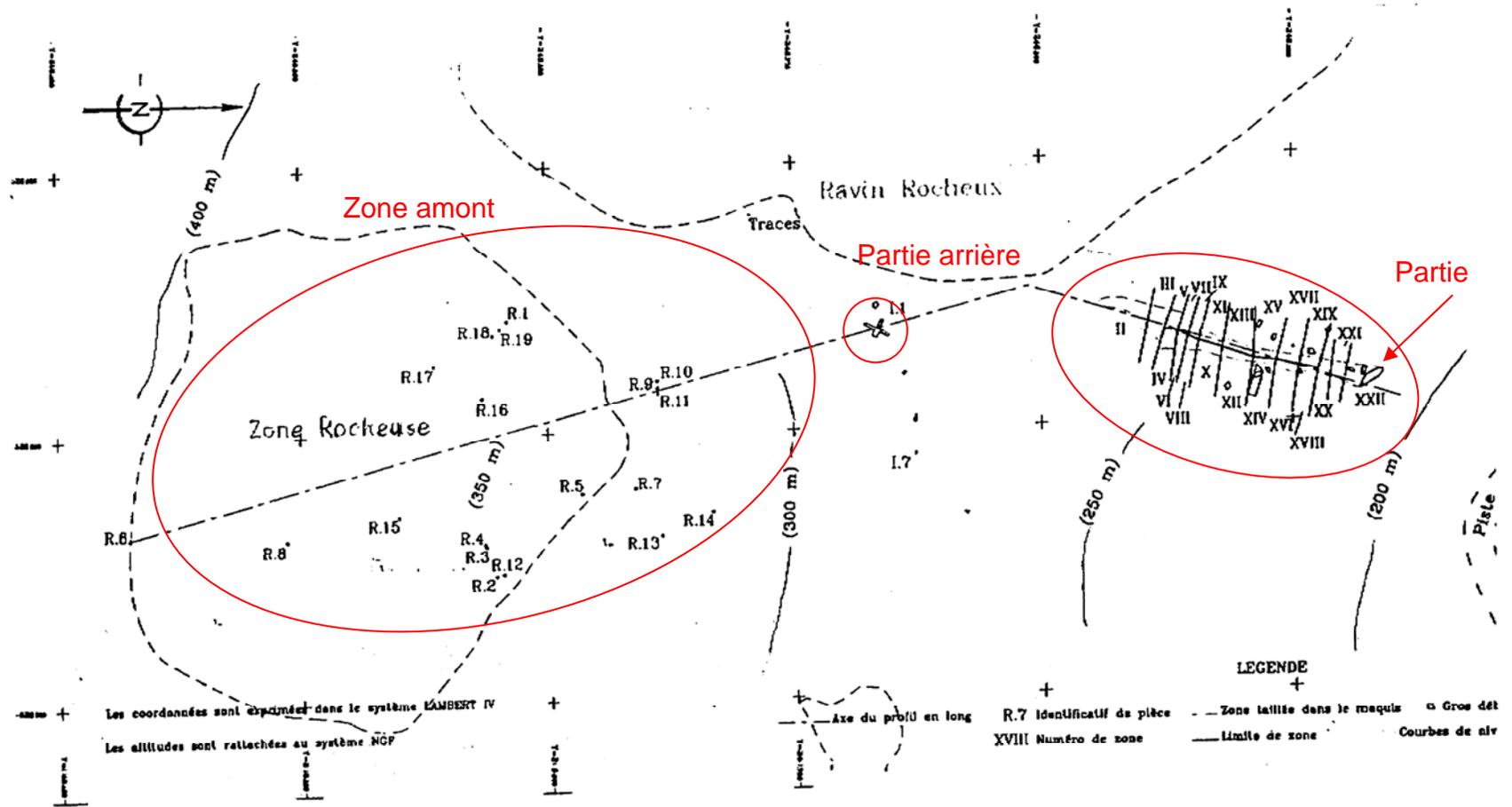


- Trajectoire obtenue par l'interprétation des informations fournies par l'enregistreur de vol.
- Trajectoire restituée par l'exploitation des témoignages vidéo.

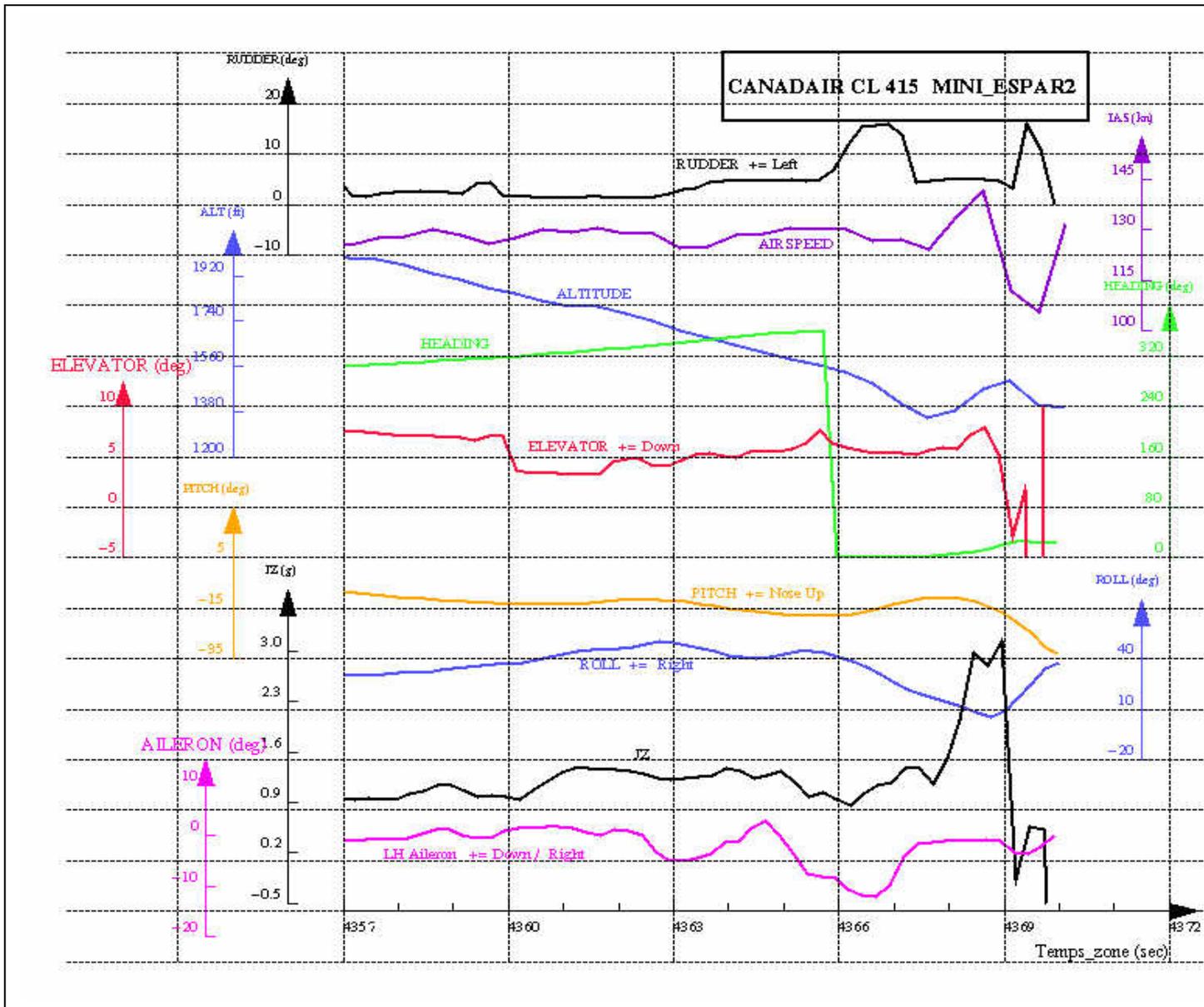
### **3 TRAJECTOIRE (VUE GENERALE)**



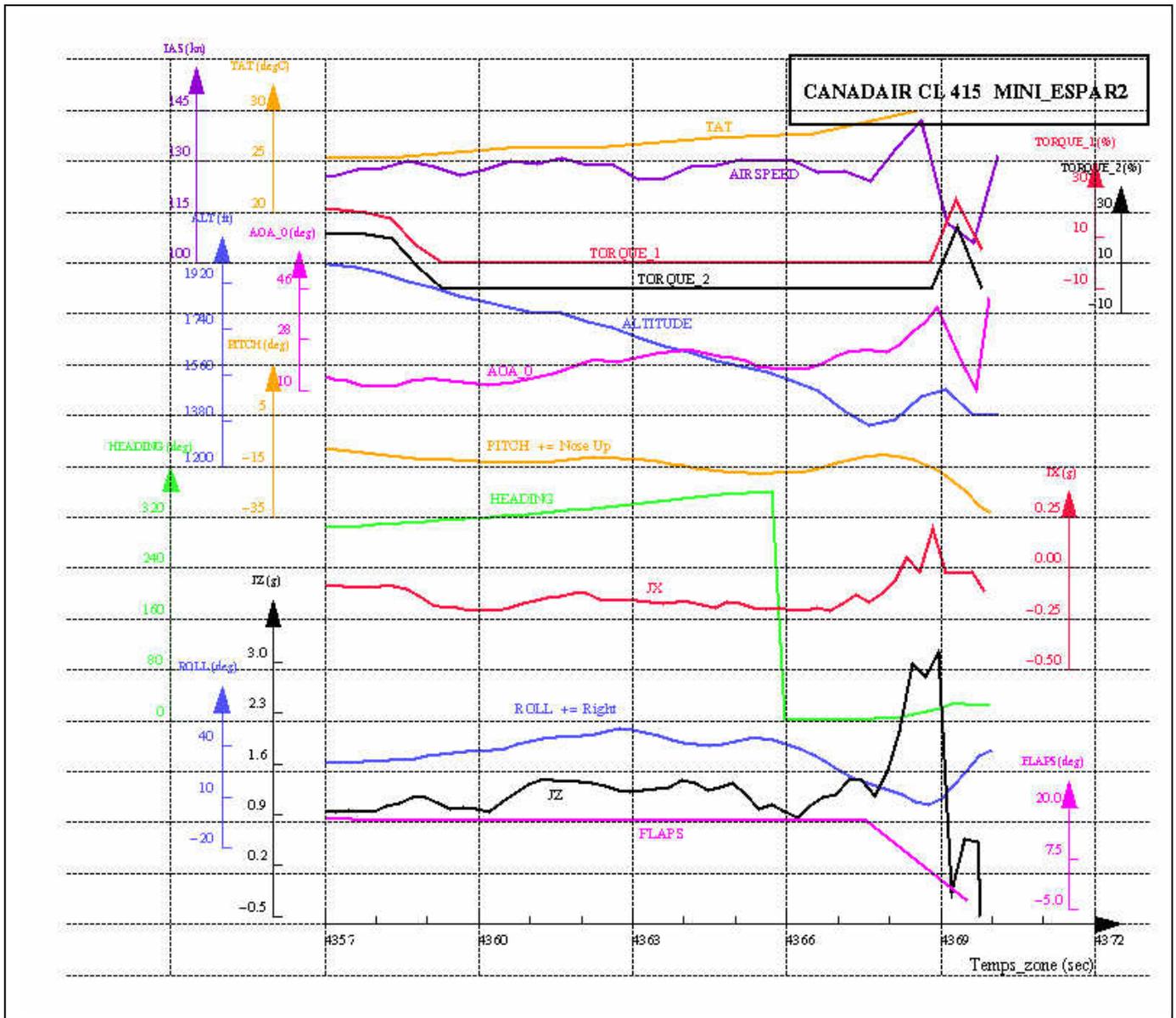
### 4 RELEVÉ DE LA ZONE DE L'ÉPAVE



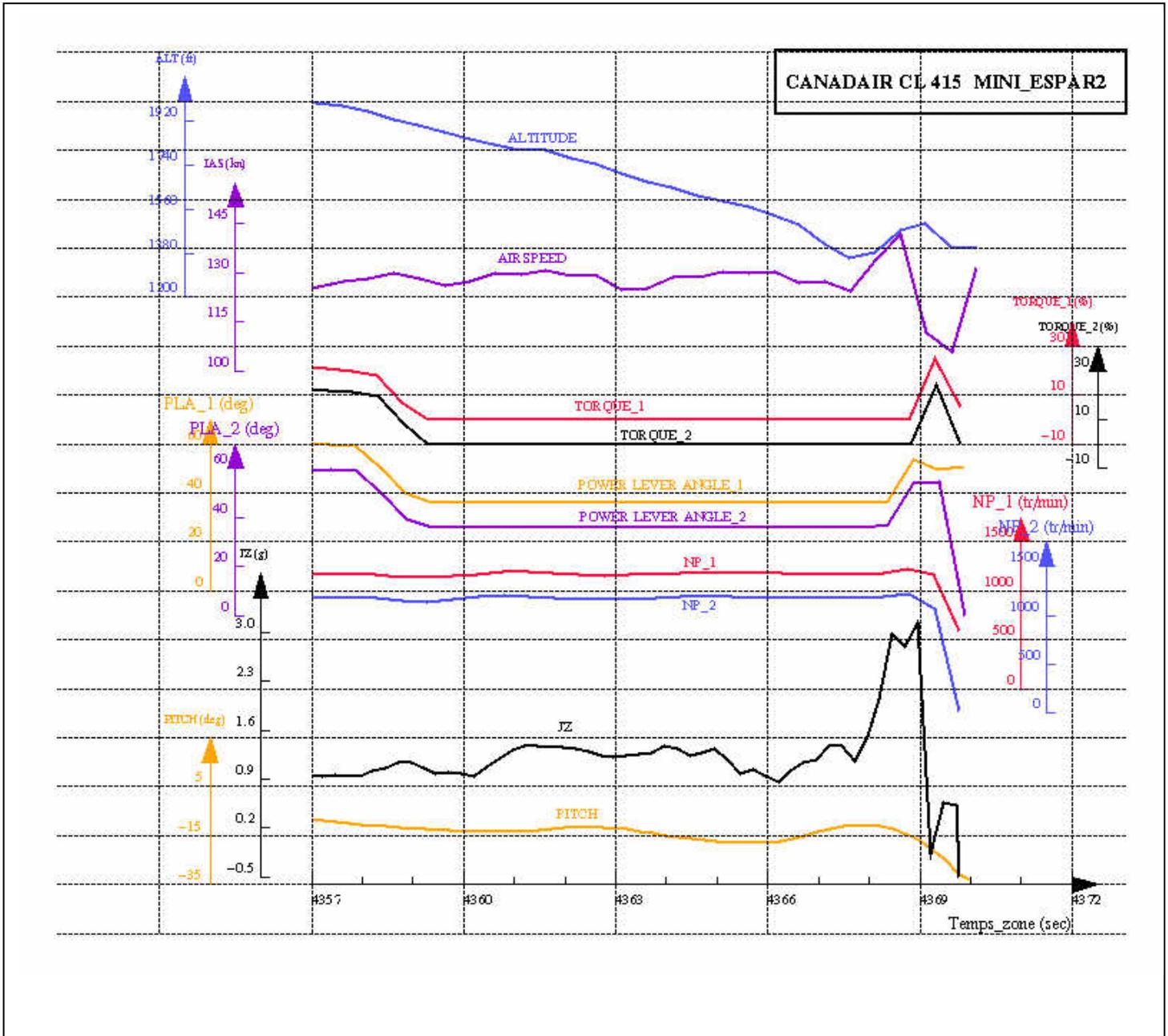
**5 APPENDICE A : PARAMETRES ENREGISTRES (15 DERNIERES SECONDES)**



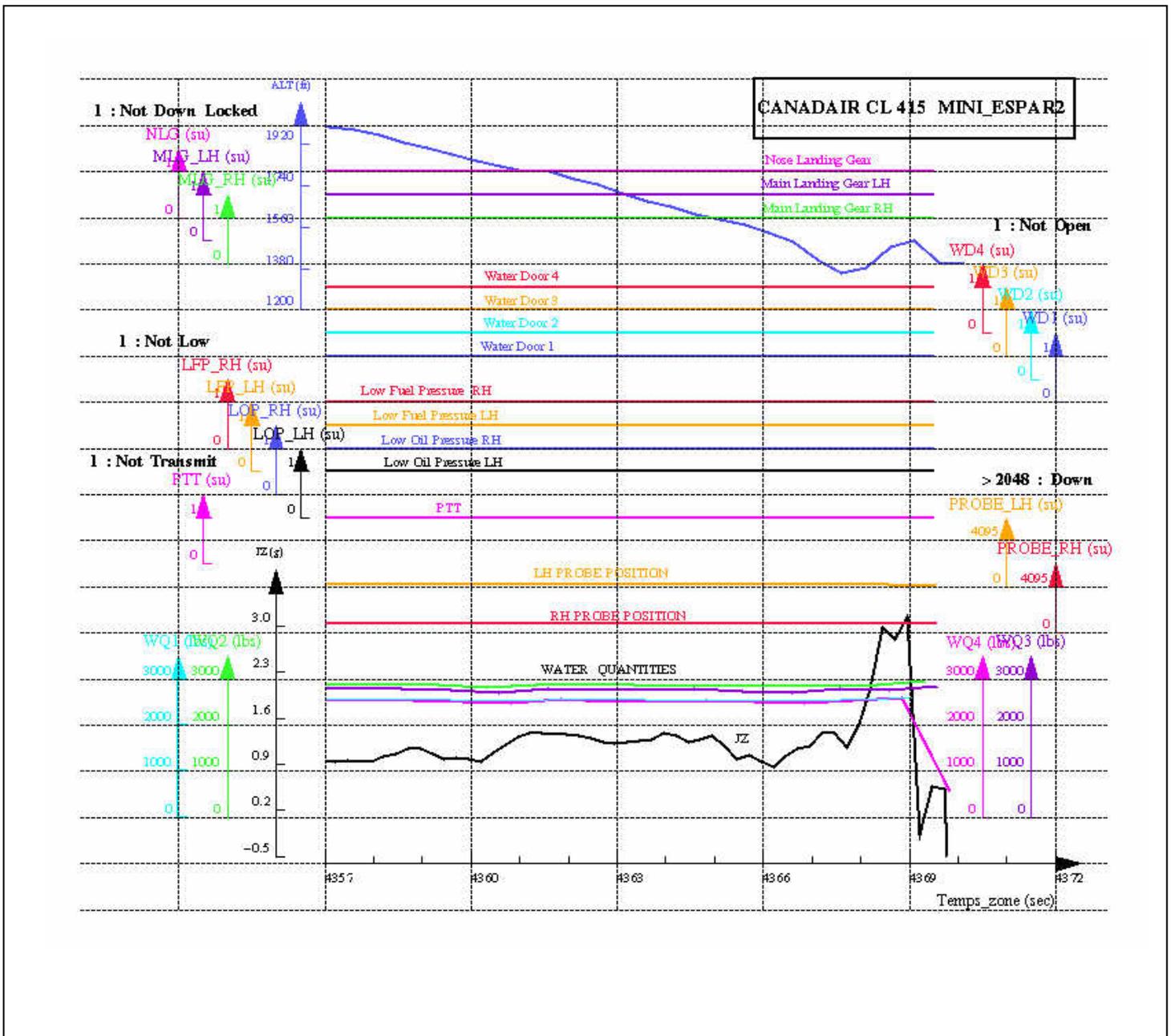
**APPENDICE B : PARAMETRE ENREGISTRES (15 DERNIERES SECONDES)**



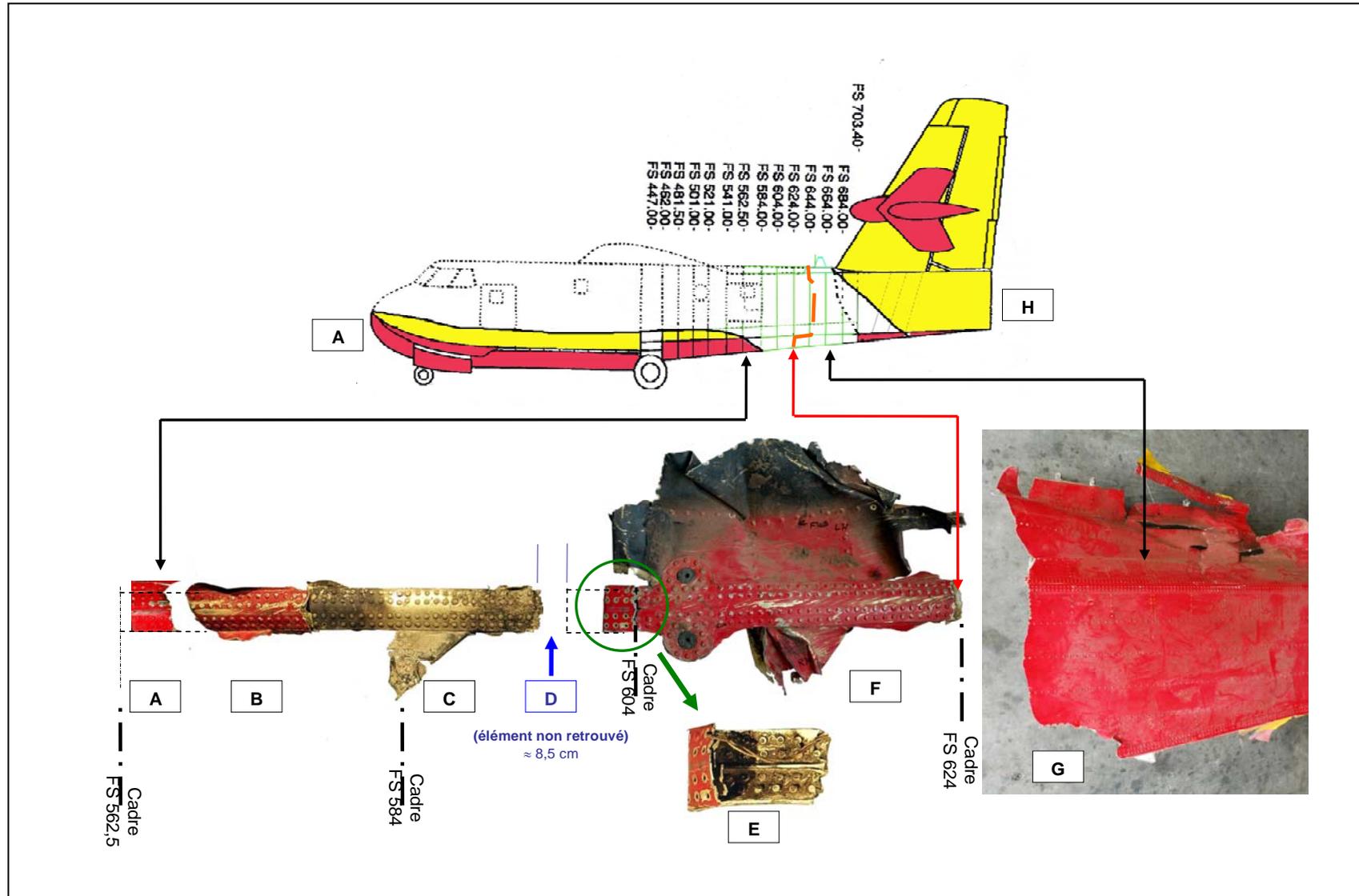
**APPENDICE C : PARAMETRES ENREGISTRES (15 DERNIERES SECONDES)**



**APPENDICE D : PARAMETRES ENREGISTRES (15 DERNIERES SECONDES)**



## 6 FRAGMENTATION DE LA QUILLE



## **7 DETAIL DES OBSERVATIONS EMISES PAR LE BST N'AYANT PAS FAIT** **L'OBJET D'UNE MODIFICATION DU RAPPORT.**

### **Section 2.4**

#### **1 - Phénomènes aérologiques dus à l'incendie**

Cette démonstration est une hypothèse et, comme il est indiqué, elle a été élaborée par le Centre d'essais et de recherche de l'Entent (CEREN) et l'Institut Universitaire des systèmes thermiques Industriels (IUSTI) à partir des principes de base et pour la première fois au cours de l'enquête. Elle propose que ce phénomène se produira à une certaine valeur calorifique du matériau inflammable de l'endroit. Cette proposition n'est étayée d'aucune justification.

Ce type de phénomène peut se produire, et se produit en fait, dans des conflagrations bien développées et des feux irréprimés de deux fronts ou plus en déplacement, ce qui cause des contre-feux. Toutefois, ce modèle produit seulement une importante impulsion verticale de courte durée et ampleur. Les analyses structurales effectuées par les consultants et discutées en réunion jusqu'à présent nécessitaient des impulsions verticales et latérales simultanées.

Nous sommes d'accord avec le fait que des rafales peuvent être présentes lorsqu'on s'approche d'un front de feu et qu'on le franchit. Il se produit souvent un courant descendant, suivi d'un courant ascendant. Le courant descendant peut aussi être dangereux si les pilotes ne sont pas prêts à contrer ses effets alors qu'ils manoeuvrent près du relief.

#### **2 – Le rapport mentionne : « *La perturbation du vol par le phénomène aérologique est certaine.* »**

Le membre de la phrase « ...l'incendie est certaine » est trop catégorique. Comme c'est la première fois que le CEREN et l'IUSTI se livrent à une telle étude, et qu'aucune donnée empirique ne permet d'effectuer une vérification, cette déduction ne peut être que théorique.

#### **Section 2.6.1.1 Collision avec le sol**

Les recherches visant à découvrir des éléments de preuve ont été menées longtemps après l'accident, et ces éléments de preuve pourraient avoir été perdus en raison de la croissance de la végétation dans la zone de l'accident.

L'impact n'a pas été enregistré, ce qui peut être lié à la fréquence d'échantillonnage de l'enregistreur, mais la divergence par rapport au comportement normal d'un avion intact a été relevé.

### **Section 3.1 Faits établis**

*« ...l'avion n'est pas entré en collision avec le sol avant l'évènement ... »*  
Nous ne sommes pas d'accord avec cette conclusion.

*« ... au cours des secondes qui précèdent l'évènement, l'avion a rencontré un phénomène aérologique dû à l'incendie tel que ses caractéristiques ont provoqué la sortie du domaine de vol pour lequel l'avion est certifié. »*

Cet énoncé est plus de nature théorique que provenant de faits établis pendant le déroulement de l'enquête.

### **3.2 Causes possibles de l'évènement**

#### **3.2.1 Domaine environnemental**

Les éléments de preuve disponibles ne permettent pas de tirer une telle conclusion. Nous ne sommes pas convaincus que la dislocation de l'avion ait été causée par une rafale produite par l'incendie.