

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

Rapport d'enquête de sécurité



I-2016-15-A

Date de l'évènement	24 octobre 2016
Lieu	Aéroport international de Malte
Type d'appareil	SA227 AT – Merlin IV C
Organisme	CAE Aviation

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'évènement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'analyse des causes possibles de l'évènement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes retenues. Enfin, des recommandations de sécurité sont proposées dans le dernier chapitre. Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure légale maltaise.

UTILISATION DU RAPPORT

L'unique objectif de l'enquête de sécurité est la prévention des accidents et incidents sans détermination des fautes ou des responsabilités. L'établissement des causes n'implique pas la détermination d'une responsabilité administrative civile ou pénale. Dès lors toute utilisation totale ou partielle du présent rapport à d'autres fins que son but de sécurité est contraire à l'esprit des lois et des règlements et relève de la responsabilité de son utilisateur.

CRÉDITS

	CAE Aviation	Page de garde
Figure 1	DGA EP/RESEDA	8
Figure 2	police maltaise.....	9
Figure 3	BEA-É/police maltaise	14
Figures 4 à 10	BEA-É.....	15 à 20
Figures 11 à 13	DGA EP-RESEDA/BEA-É	22 à 23
Figures 14 à 15	BEA-É.....	24 à 25
Figure 16	DGA EP-RESEDA/BEA-É	26
Figure 17	BEA-É.....	27
Figure 18	DGA EP/BEA-É.....	28
Figures 19 à 21	BEA-É.....	31 à 33
Figures 22 à 24	DGA EP-RESEDA/BEA-É	35 à 36
Figures 25	CAE Aviation/BEA-É.....	41
Figures 26 à 28	BEA-É	42, 45 et 46
Figure 29	LanzaroteSpotter.wordpress.com.....	54
Figures 30 à 33	DGA EP-RESEDA/BEA-É	57 à 59
Figure 34	BEA-É.....	60
Figure 35	DGA EV/BEA-É	64

TABLE DES MATIÈRES

AVERTISSEMENT	2
CRÉDITS	2
TABLE DES MATIÈRES	3
GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS	5
1. Renseignements de base	7
1.1. Déroulement du vol	7
1.2. Dommages corporels	8
1.3. Dommages à l'aéronef	8
1.4. Autres dommages	8
1.5. Renseignements sur le personnel	9
1.6. Renseignements sur l'aéronef	10
1.7. Conditions météorologiques	13
1.8. Aides à la navigation	13
1.9. Télécommunications	13
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	13
1.11. Enregistreurs de bord	13
1.12. Constatations sur la zone d'impact et l'épave	14
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	17
1.14. Incendie	17
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	17
1.16. Essais et recherches	18
1.17. Renseignements sur les organismes	19
2. Analyse	21
2.1. Résultats des études et expertises	21
2.2. Séquence de l'évènement	39
2.3. Recherche des causes de l'évènement	39
3. Conclusion	49
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'évènement	49
3.2. Causes de l'évènement	49
4. Recommandations de sécurité	51
4.1. Mesures de prévention liées à l'évènement	51
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'évènement	52
ANNEXES	53
ANNEXE 1 DESCRIPTIF DE L'AVION MERLIN IV SA227 AT IMMATRICULE N577MX	54
ANNEXE 2 EXTRAIT DE LA CARTE DE L'AEROPORT DE MALTE	56
ANNEXE 3 DONNEES ISSUES DE L'EQUIPEMENT SANDEL ET DU BOITIER SKYTRAK	57
ANNEXE 4 DESCRIPTIF DU SYSTEME ANTI-DECROCHAGE DENOMME SAS DE L'AVION SA227	60
ANNEXE 5 DESCRIPTIF DU PHENOMENE DE DECROCHAGE MOTORISE APPLIQUE AU SA227 AT	64
ANNEXE 6 SCHEMA ILLUSTRANT LE CHEMINEMENT DES CABLES DE L'AERONEF ACCIDENTE (BEA-É)	65
ANNEXE 7 COMPTE RENDU DU BEA SUR UN BLOCAGE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR PAR UN CABLE S'ENROULANT AUTOUR D'ELLE	66
ANNEXE 8 DESCRIPTIF DE CAS D'ENDOMMAGEMENTS DES COMMANDES DE VOL SUR AVION SA226/227	67

GLOSSAIRE

ATPL	<i>airline transport pilot licence</i> – licence de pilote de ligne
CAE Aviation	compagnie anglo européenne d'aviation
CdB	commandant de bord
CDN	certificat de navigabilité
DGA EP	direction générale de l'armement – essais propulseurs
DGA EV	direction générale de l'armement – essais en vol
DGA TA	direction générale de l'armement - techniques aéronautiques
FAA	<i>federal aviation administration</i> – administration gouvernementale américaine en charge de l'aviation
FAR	<i>federal aviation regulations</i> – règles applicables à l'aviation aux États-Unis d'Amérique
ft	<i>foot</i> - pied (1 ft ≈ 0,30 m)
HF	haute fréquence
ITAR	<i>international traffic in arms regulations</i> – règlement américain sur le contrôle des exportations d'armement
kt	<i>knot</i> - nœud (1 kt ≈ 1,852 km/h)
NTSB	<i>national transportation safety board</i> – bureau national de la sécurité des transports (États-Unis d'Amérique)
OACI	organisation de l'aviation civile internationale
OSAC	organisme de surveillance de l'aviation civile
PHR	plan horizontal réglable
PNF	pilote non en fonction
QT	qualification de type
SAS	<i>stall avoidance system</i> – système anti-décrochage
TCAS	<i>traffic collision avoidance system</i> – système d'anti-abordage entre aéronefs
TSB	<i>transport safety board</i> – bureau de la sécurité des transports (Canada)

SYNOPSIS

Date et heure de l'évènement : 24 octobre 2016 à 7h20

Lieu de l'évènement : aéroport international de Malte

Organisme : CAE Aviation ¹

Aéronef : SA227 AT Merlin IVC immatriculé N577MX

Nature du vol : surveillance aéromaritime

Nombre de personnes à bord : 5

Résumé de l'évènement selon les premiers éléments recueillis

Lors de la phase de décollage en piste 13, à la rotation, l'avion prend une assiette qui semble normale puis très rapidement affiche un cabrer important suivi d'un mouvement de roulis à droite jusqu'à une position de trois-quarts dos à l'apogée de sa trajectoire. Dans la descente, l'avion amorce un mouvement inverse de roulis à gauche jusqu'à l'impact avec le sol, à 130 mètres à droite de l'axe de décollage et environ à mi-piste.

Les cinq personnes présentes à bord décèdent. L'avion est détruit.

Composition du groupe d'enquête de sécurité

- un directeur d'enquête de sécurité du bureau enquêtes accidents pour la sécurité de l'aéronautique d'État² (BEA-É) ;
- un directeur d'enquête adjoint du BEA-É ;
- un expert technique du BEA-É ;
- un pilote d'essai ayant une expertise sur les essais en vol applicables à ce type d'avion ;
- un médecin breveté de médecine aéronautique.

Autres experts consultés

- direction générale de l'armement – techniques aéronautiques (DGA TA) ;
- direction générale de l'armement – essais propulseurs (DGA EP) ;
- direction générale de l'armement – essais en vol (DGA EV) ;
- Eurocontrol ;
- Météo-France.

Bureaux d'enquêtes accident consultés

- National Transportation Safety Board (NTSB) – USA ;
- Transport Safety Board (TSB) – Canada.

Industriels consultés

- M7 Aerospace (détenteur du certificat de type aéronef) ;
- Dowty Propellers ;
- Honeywell ;
- Woodward ;
- SANDEL Avionics.

¹ L'acronyme CAE désigne la Compagnie Anglo Européenne.

² Selon les termes du décret n°2018-346 du 9 mai 2018, le nom du BEAD-air a été modifié. Le bureau s'appelle désormais Bureau Enquêtes Accidents pour la sécurité de l'aéronautique d'État ou BEA-É.

PAS DE TEXTE

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Type de vol : CAG IFR³

Type de mission : surveillance aéromaritime

Dernier point de départ : aéroport international de Malte

Heure de départ : 7h19

Point d'atterrissage prévu : aéroport international de Malte

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

Le plein de carburant est réalisé le 21 octobre 2016.

Les cinq membres d'équipage préparent la mission le 23 octobre 2016 vers 15h00.

Le plan de vol est reçu par l'organisme Eurocontrol le dimanche 23 octobre 2016 à 18h29.

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

L'aéronef quitte son point de stationnement vers 7h15 et s'immobilise au point d'arrêt « *Oscar inner* » en attente de son autorisation d'alignement pour un décollage en piste 13.

Il est autorisé à s'aligner puis à décoller à 7h18 pour un départ normalisé aux instruments⁴ nommé SUDIK 2B.

La mise en puissance et le lâcher des freins sont réalisés à 7h19.

La rentrée du train débute peu de temps après l'envol.

L'avion affiche très rapidement un cabrer important.

Quelques secondes après la prise d'assiette un mouvement brusque de roulis à droite est constaté.

L'avion est observé en position trois-quarts dos, à l'apogée de sa trajectoire.

Dans la descente, l'avion amorce un mouvement inverse de roulis à gauche jusqu'à l'impact avec le sol, à 130 mètres à droite de l'axe de décollage et environ à mi-piste.

Au total, une dizaine de secondes se sont écoulées entre l'envol et l'impact.

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

Une reconstitution de la trajectoire est présentée figure 1.

³ CAG IFR : circulation aérienne générale – règles de vol aux instruments.

⁴ Pour le vol IFR, les départs normalisés aux instruments – *standard instrument departures* – (SID) portent un nom spécifique.



Figure 1 : reconstitution de la trajectoire de l'aéronef

1.1.3. Localisation

- Lieu : aéroport international de Malte
 - pays : Malte
 - commune : Kirkop
 - coordonnées géographiques : N 35°51'/E 014°28'
 - hauteur maximale lors de l'évènement : 240 ft
- Moment : jour (aube)

1.2. Dommages corporels

Les cinq personnes à bord sont décédées.

1.3. Dommages à l'aéronef

L'aéronef est détruit.

1.4. Autres dommages

La zone d'impact se situe au niveau du mur d'enceinte de l'aéroport. Le mur d'enceinte et le grillage associé sont détruits ou endommagés sur une vingtaine de mètres environ. La route extérieure et le mur de l'autre côté de la route sont endommagés sur moins d'une trentaine de mètres. Trois bâtiments situés de l'autre côté de la route sont partiellement endommagés ou portent des traces de l'incendie qui s'est déclaré au sol. Les arbres environnants ont partiellement brûlé (cf. figure 2).



Figure 2 : dommages au mur d'enceinte, à la route et aux bâtiments environnants

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Membres d'équipage de conduite

1.5.1.1. Commandant de bord

La formation initiale du commandant de bord (CdB) a été réalisée au sein de l'armée de l'air française, où il a obtenu le brevet militaire de pilote du 2^e degré – option transport en 2009. Il a aussi obtenu une licence européenne de pilote professionnel avion CPL (A) en 2009.

Il a quitté l'armée de l'air en 2011.

Âgé de 30 ans, il est employé par la compagnie CAE Aviation depuis 2012. Il est titulaire d'une licence américaine délivrée en août 2014 avec les mentions suivantes apposées dans la rubrique qualifications (*ratings*) :

- ATPL (licence de pilote de ligne) ;
- avion multi moteurs terrestre⁵ ;
- qualification de type (QT) sur SA227.

- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont SA227	sur tout type	dont SA227	sur tout type	dont SA227
Total (h)	3 511	1 229	99	99	31	31

- Date du précédent vol comme pilote : 20 octobre 2016 sur le même aéronef que lors du vol du 24 octobre 2016.

⁵ La mention « LAND » (terrestre) sur la licence permet une distinction avec les pilotes qualifiés sur avions amphibies ou hydravions, ces derniers disposant sur leur licence de la mention « SEA » (mer).

1.5.1.2. Pilote de surveillance

Selon le manuel de la compagnie, un pilote de surveillance est un pilote détenteur d'une licence à jour et de son aptitude médicale. Il n'est pas nécessairement qualifié sur l'aéronef et peut être en place droite pour un avion certifié monopilote comme c'est le cas du Merlin IV. Il permet d'apporter une sécurité supplémentaire lors des vols complexes ou longs. Il a le rôle d'un pilote non en fonction (PNF).

Le pilote de surveillance, âgé de 70 ans, est employé par la compagnie CAE Aviation. Il est titulaire d'une licence américaine (ATPL) délivrée en février 2013 et dispose d'une QT sur l'avion Dassault Falcon 10.

- Heures de vol comme pilote et pilote de surveillance :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont SA227	sur tout type	dont SA227	sur tout type	dont SA227
Total (h) en pilote	21 806	2 304	0	0	0	0
Total (h) en pilote de surveillance	75	75	75	75	37	37

- Date du précédent vol comme pilote de surveillance : 20 octobre 2016 sur le même aéronef que lors du vol du 24 octobre 2016.

1.5.2. Opérateurs des systèmes embarqués

- coordinateur tactique : 39 ans ;
- opérateur n°1 : 33 ans ;
- opérateur n°2 : 52 ans.

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- organisme : CAE Aviation ;
- type d'aéronef : Swearingen SA227 AT (fiche descriptive en annexe 1).

Avant la vente à CAE Aviation et après une phase sans certificat de navigabilité (CDN) entre 2005 et 2011, l'avion a fait l'objet :

- d'un rapport d'inspection technique et d'évaluation de l'avion rédigé par la société Worldwide Aircraft Services le 13 juillet 2011 ;
- d'une modification réalisée par la société Worldwide Aircraft Services entre le 13 juillet et le 28 juillet 2011 (avionique, capteurs, réservoir additionnel) ;
- d'une « recertification » qui a abouti à un CDN en catégorie « *special* » sous-catégorie « *restricted* » le 28 juillet 2011 ;
- de la délivrance par la FAA d'un nouveau CDN en catégorie « *normal* » le 11 août 2011 (cf. annexe 1) ;
- d'une vente à CAE Aviation en septembre 2011.

Selon la documentation de suivi de l'appareil, les composants majeurs installés sur l'aéronef et leur temps de fonctionnement respectif sont les suivants :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	SA227 AT	AT-577B	9 261	Check A+B : 174	Check C+D : 74
Moteur n°1	TPE 331-11U-611G	P44498C	17 922	RG ⁶ : 2 276	-
Moteur n°2	TPE 331-11U-611G	P44269	7 191	RG : 3 606	HSI ⁷ : 1 145
Hélice n°1	DOWTY R321/4-82F/B	DRI/DRG/4008/85	14 770	RG : 1 616	-
Hélice n°2	DOWTY R321/4-82F/B	DRI/DRG/313/86	25 090	RG : 1 026	-

1.6.1. Maintenance

La maintenance de l'avion SA227 AT repose sur la réalisation de quatre visites périodiques dénommées « *checks* A, B, C et D » dont les contenus respectifs diffèrent. Le plan de maintenance de l'avion accidenté a respecté le programme d'entretien suivant :

- les « *checks* A + B » ;
- puis « *checks* C + D » après 100 heures de vol ;
- puis « *checks* A + B » après 100 heures de vol supplémentaires ;
- et ainsi de suite.

Lors de la réalisation du chantier de modification de l'avion de mars 2015 à mars 2016, l'aéronef a fait l'objet des quatre visites simultanément en raison du temps d'immobilisation important (« *Checks* A, B, C et D » à 9 006 heures). Lors de cette visite les câbles de commandes de vol ont été changés. Cette opération a été réalisée en l'absence d'une documentation adaptée aux modifications apportées en 1985 aux commandes de vol. Les éventuels actes de maintenance concernant les éléments additionnels de la chaîne de commandes de vol (poulies, guides, tendeurs, ...) n'ont pas été tracés à cette occasion.

L'avion a ensuite été entretenu comme suit :

- les *checks* A + B ont été réalisées en juillet 2016, ainsi que divers travaux supplémentaires ;
- les *checks* C + D et quelques travaux supplémentaires ont été effectués en septembre 2016.

L'examen de la documentation de maintenance révèle que le service bulletin⁸ SB 227-27-020 relatif à l'amélioration de la fiabilité et de la performance du système SAS (*stall avoidance system*) n'était pas appliqué sur l'aéronef .

⁶ RG : révision générale.

⁷ HSI : *hot section inspection* – inspection des parties chaudes.

⁸ Le service bulletin consiste au remplacement des composants du système SAS par des versions améliorées (servocommandes et boîtiers de contrôle), d'un nouveau schéma électrique et d'une augmentation de la capacité du fusible passant de 3 à 5 ampères.

L'appareil est équipé depuis 2011 d'une antenne haute fréquence (HF). Cette installation a été approuvée par la FAA. L'aéronef avait 3 603 cycles le jour de l'évènement. Le premier contrôle de l'antenne était prévu à 12 850 cycles.

1.6.2. Performances

Selon le manuel de vol, dans les conditions de l'évènement (masse au décollage de 16 000 livres⁹, température de 25 °C, altitude du terrain de 300 ft, absence de vent, utilisation de l'injection eau-méthanol, dégivrage sur arrêt), la distance de décollage est inférieure à 1 000 mètres et la distance d'accélération-arrêt est inférieure à 1 700 mètres.

Dans les mêmes conditions, la pente nette¹⁰ de montée avec un moteur en panne est supérieure à 3 %.

Pour ces calculs, les équipages disposent d'un logiciel de préparation décrit dans le manuel d'opérations de la compagnie CAE.

1.6.3. Masse et centrage

L'avion est sorti du chantier de modification le 8 mars 2016. Sa fiche de pesée à cette date stipule une masse à vide de 10 470 livres. L'avion a fait l'objet d'une adjonction d'équipements courant 2016. Sa fiche de pesée n'a pas été réactualisée, mais sa masse à vide ayant été augmentée de 116 livres, sa masse totale peut être calculée à 10 586 livres.

Avec cette dernière masse à vide en ajoutant la masse du carburant, celle d'eau-méthanol et les masses réelles des membres d'équipage, la masse au parking est évaluée à 16 082 livres. Entre le démarrage des moteurs et la mise en puissance au décollage, une vingtaine de minutes s'est écoulée occasionnant une consommation d'environ 80 livres de carburant. La masse au décollage lors de l'évènement correspondait sensiblement à la masse maximale autorisée au décollage.

Le centrage estimé au parking est au milieu de la plage autorisée pour cette masse.

1.6.4. Carburant

– Type de carburant utilisé : JET A1

La quantité au décollage est estimée à 4 320 livres en l'absence de valeur indiquée dans les documents à bord :

- plein complet au parking : 4 400 livres (réservoirs remplis selon les témoignages) ;
- consommation pour la mise en route et le roulage estimée à 80 livres.

1.6.5. Autres fluides

L'avion est équipé d'un dispositif d'augmentation de puissance réalisée par l'injection d'un mélange eau-méthanol. Les quantités ci-dessous sont des quantités en l'absence de valeur indiquée dans les documents à bord :

- eau-méthanol au décollage : 16 gallons¹¹ US (réservoir rempli selon les témoignages) ;
- eau-méthanol au moment de l'évènement : 12 gallons US (4 gallons US consommés depuis la mise en puissance au seuil de piste).

⁹ Une livre correspond à 0,453 kg environ.

¹⁰ Pente nette : pente de montée brute (réalisée en essais en vol) à laquelle un abattement de 0,8 % a été appliqué.

¹¹ Un gallon US correspond à 3,78 litres environ.

1.7. Conditions météorologiques

Les données ci-après sont celles qui sont internationalement disponibles et ont été fournies par Météo-France au BEA-É :

- observation à 7h15 : vent variant du secteur 060° à 130° pour 11 kt, visibilité 7 kilomètres, couche nuageuse fragmentée à 600 ft, température 23 °C/point de rosée 22 °C et pression au niveau de la mer 1 018 hPa ;
- observation à 7h45 : vent du 080° pour 10 kt, visibilité 8 kilomètres, couche nuageuse fragmentée à 600 ft, température 23 °C/point de rosée 22 °C et pression au niveau de la mer 1 019 hPa.

Lors de la transmission de l'autorisation de décollage à l'avion, le contrôleur indique un vent du 080° pour une force de 17 kt.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunications

L'équipage est en communication avec la tour de contrôle de l'aéroport par VHF¹².

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

Les données ci-après sont celles qui sont internationalement accessibles. Il n'a pas été possible de déterminer si un message ATIS¹³ était disponible à l'heure de l'accident. Les données enregistrées par le radar d'approche n'ont pas été fournies.

L'aéroport international de Malte (LMML) est un aérodrome ouvert à la circulation aérienne publique (carte en annexe 2). Il possède deux pistes :

- une de 3 540 mètres de long orientée 13/31 d'une largeur de 60 mètres ;
- une de 2 376 mètres de long orientée 05/23 d'une largeur de 45 mètres.

Le jour de l'évènement :

- le système d'approche de précision ILS-DME de la piste 31 est en travaux et hors service ;
- les taxiways E (Echo) et F (Foxtrot) sont fermés ;
- il est demandé aux équipages de rouler prudemment lors de l'utilisation des taxiways K, L, Q, R et Z et de la ligne de roulage O (Oscar).

L'aéroport est équipé d'un système de vidéo-surveillance qui a enregistré l'évènement.

1.11. Enregistreurs de bord

L'aéronef n'est pas équipé d'enregistreur de données d'accident.

¹² VHF : *very high frequency* – très haute fréquence.

¹³ ATIS : *automatic terminal information service* – service automatique d'informations aéroportuaires.

1.12. Constatations sur la zone d'impact et l'épave

1.12.1. Examen de la zone

L'enlèvement de l'aéronef de la zone de l'accident a été réalisé avant l'arrivée de l'équipe d'enquête du BEA-É. Le plan ci-après a été réalisé par les autorités maltaises. Les informations complémentaires ajoutées par le BEA-É au plan initial figurent en couleur (cf. figure 3).

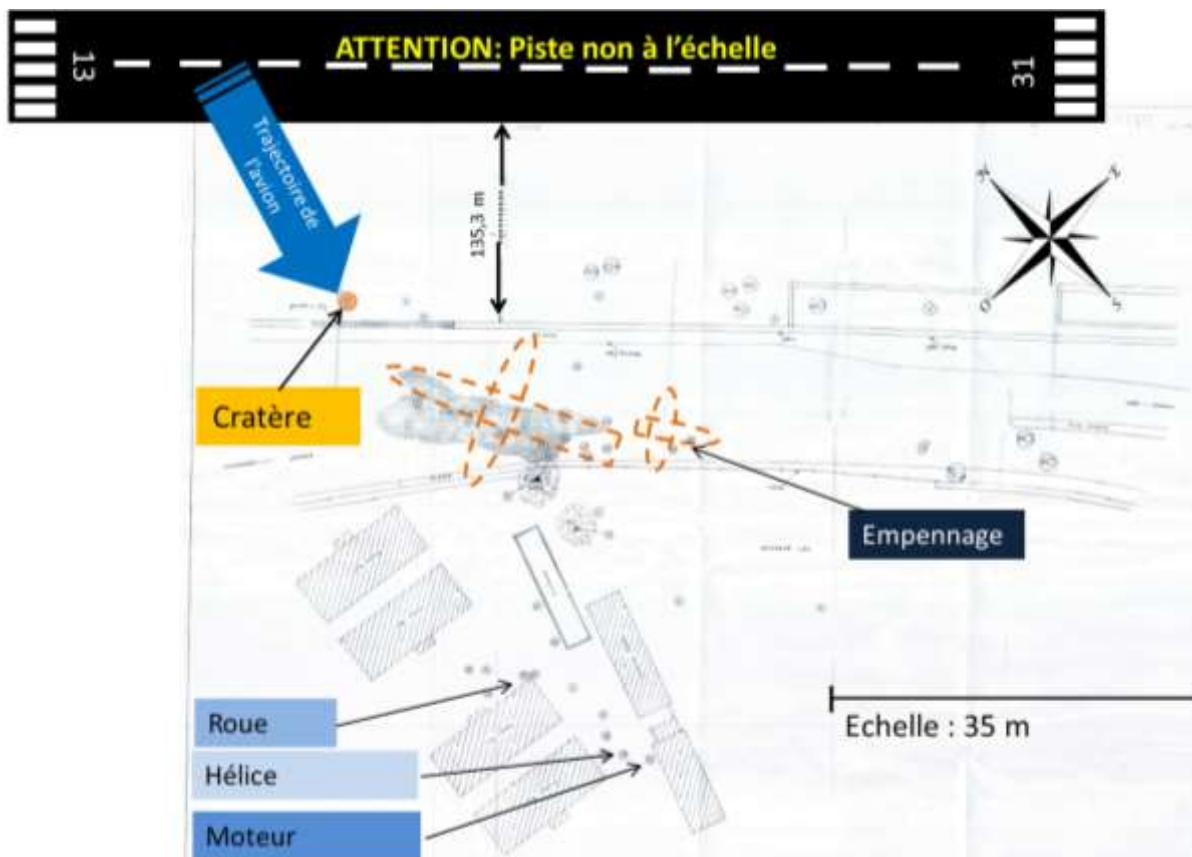


Figure 3 : planche de la zone d'accident

L'élément principal de l'épave se situe sur la route longeant la clôture de l'aéroport. Il est orienté au cap 350°.

L'empennage est séparé du reste de la cellule mais est toujours relié par les câbles de commandes de vol.

Les éléments les plus lourds (un des deux moteurs et une roue de train principal) sont retrouvés à 30 mètres de la cellule environ.

Un cratère d'un diamètre de 1,5 m environ a été identifié près de la clôture (côté piste).

1.12.2. Examen de l'épave

L'examen de l'épave a débuté dans un hangar de stockage sur la commune de Mosta le 2 novembre 2016.

L'aéronef a été fortement endommagé par l'impact et l'incendie au sol.

Concernant le fuselage, seule la partie inférieure en arrière du longeron de l'aile reste encore d'un seul tenant.

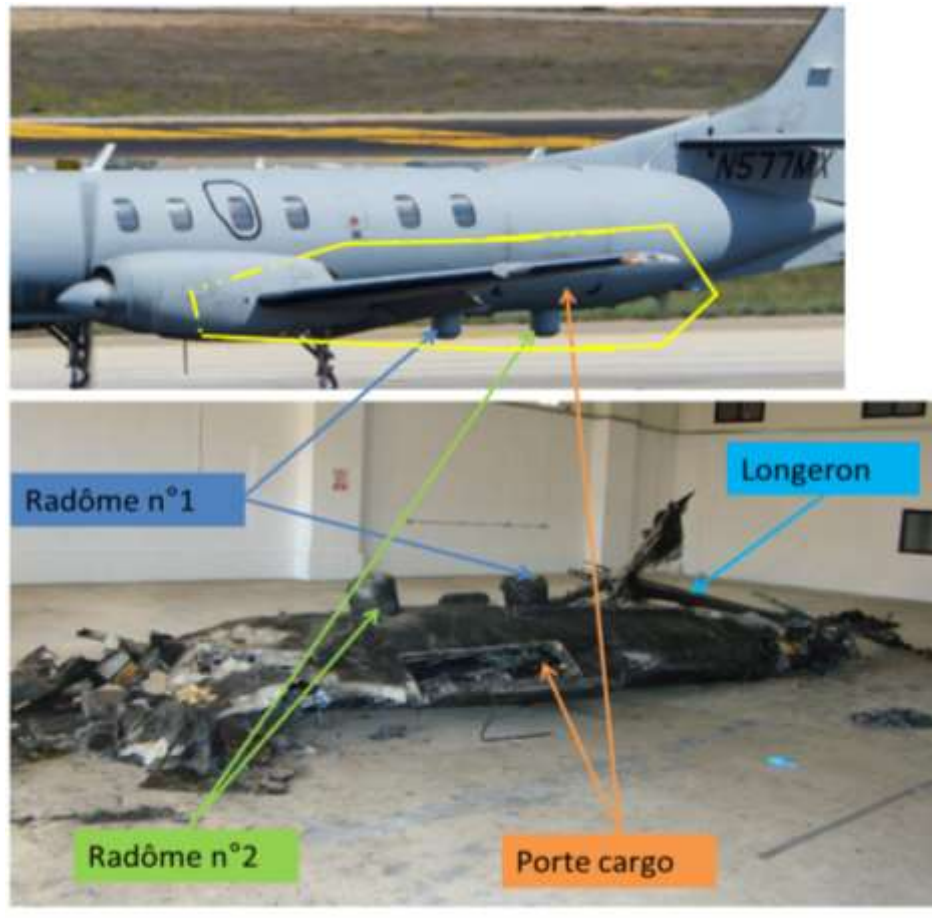


Figure 4 : partie restante du fuselage

L'empennage était encore relié au fuselage par les câbles de commandes de vol sur la zone de l'accident. Pour des modalités de transport, il a été séparé du fuselage après coupure des câbles. L'empennage a été endommagé par l'incendie.



Figure 5 : empennage (posé à l'envers)

Les deux moteurs sont séparés de la cellule.



Moteur gauche



Moteur droit

Figure 6 : moteurs

Les huit pales des deux hélices quadripales sont retrouvées séparées.



Figure 7 : pales des deux hélices quadripales

Les éléments plus légers (manches pilotes, sièges, instruments de bord, boîtiers électroniques, trains d'atterrissage, ...) ont été rassemblés dans la zone de stockage.

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

1.13.1. Membres d'équipage de conduite

1.13.1.1. Commandant de bord

- Dernier examen médical :
 - type : certificat médical de classe 1 (selon réglementation américaine FAR part 67)
 - date : 23 septembre 2016
 - résultat : apte
 - validité : 1 an
- Examens biologiques : effectués
- Blessures : mortelles

1.13.1.2. Pilote de surveillance

- Dernier examen médical :
 - type : certificat médical de classe 1 (selon réglementation américaine FAR part 67)
 - date : 11 mai 2016
 - résultat : apte sous réserve de port de lentilles de correction
 - validité : 6 mois
- Examens biologiques : effectués
- Blessures : mortelles

1.13.2. Autres personnels

- Examens biologiques : effectués
- Blessures : mortelles

1.14. Incendie

Les données ci-après sont issues du visionnage des vidéos.

Lors de l'impact au sol, l'aéronef s'est embrasé.

Les pompiers (trois camions) arrivent à proximité de l'accident 2min40s après l'impact tout en déversant le mélange eau/produit d'extinction avec leur lance.

L'extinction du feu est effective quarante-cinq secondes après, soit 3min25s après l'impact.

L'emploi du produit se poursuit trente secondes de plus pour refroidir la zone.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

La description de la chaîne d'alerte détaillée ci-après est issue du visionnage des vidéos et de l'exploitation des échanges radio entre la tour de contrôle et les pompiers.

L'alerte est donnée par l'équipage de l'avion de ligne en attente au point d'arrêt Delta, qui vient juste de recevoir l'autorisation du contrôle de pénétrer sur la piste, et est ensuite relayée par la tour de contrôle aux pompiers.

Les pompiers constatent que les cinq occupants sont décédés.

Les raisons pour lesquelles le contrôleur à la tour n'a pas été le premier à signaler l'alerte n'ont pas pu être déterminées.

1.16. Essais et recherches

Les éléments suivants ont fait l'objet d'exploitation ou d'expertises :

- les vidéos de surveillance de l'aéroport, exploitées par le département restitution des enregistreurs d'accident (RESEDA) de DGA EP ;
- les sièges, expertisés par DGA TA ;
- les voyants d'alarmes et certains instruments de vol, expertisés par DGA EP ;
- les systèmes propulsifs (moteurs et hélices), expertisés par DGA EP ;
- les instruments de vols restants, expertisés par DGA EP dont :
 - un équipement de navigation qui a enregistré le vol et dont la récupération des données a nécessité les moyens du fabricant californien (SANDEL Avionics),
 - un boîtier de transmission de données par satellite qui a nécessité l'assistance du bureau de la sécurité des transports du Canada,
- le pylône central (voir illustration ci-après), expertisé par DGA EP ;
- le reste de la cellule (fuselage, empennage, trains d'atterrissage et commandes de vol), expertisé par DGA TA.

Les qualités de vol de l'aéronef aux basses vitesses ont fait l'objet d'une campagne d'essais en vol en septembre 2017 au sein de DGA EV.

Des documents à bord ont été récupérés dans l'épave. Ils ont subi les effets de l'impact et de l'incendie. Ils ont été restaurés par un laboratoire travaillant pour les autorités maltaises. L'étude de la validité de la licence du CdB a été réalisée avec l'assistance du NTSB.

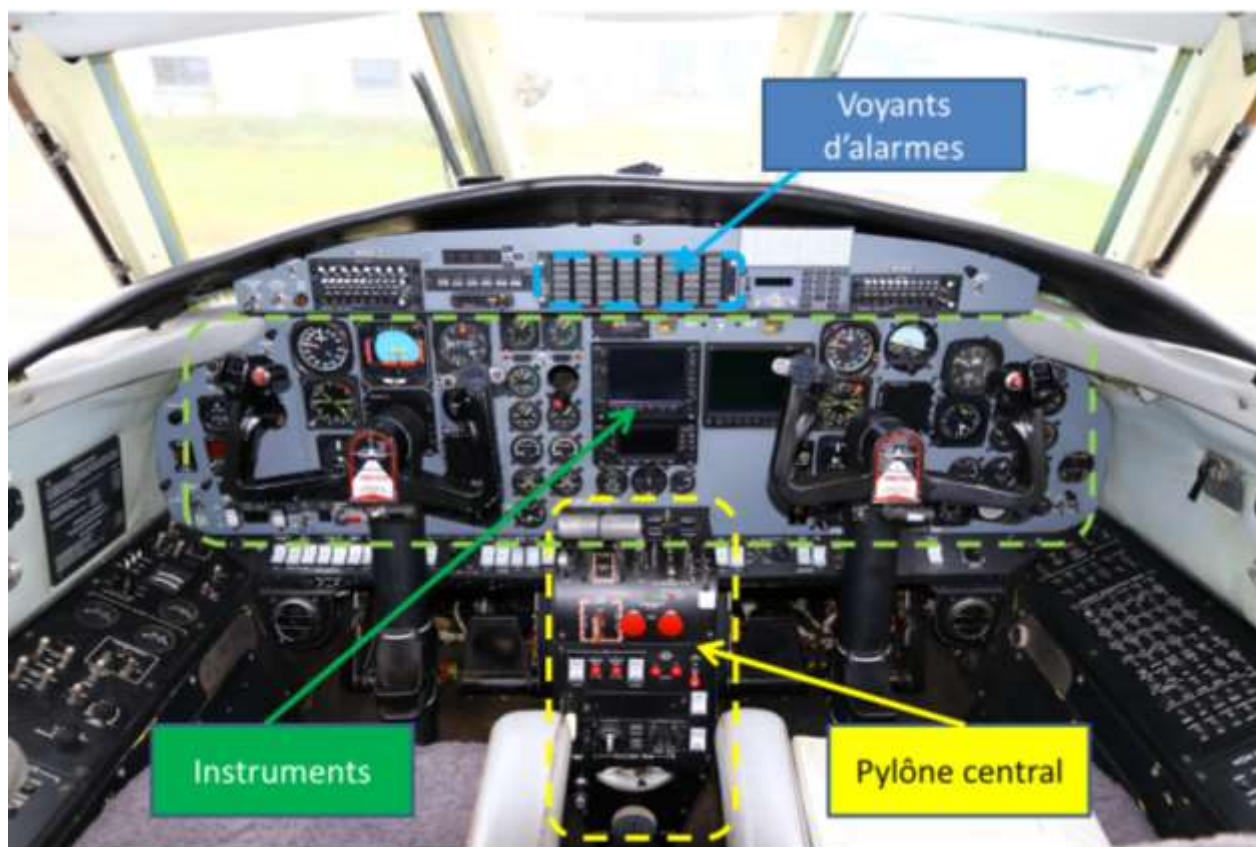


Figure 8 : illustration de l'emplacement des différents éléments du cockpit en expertise

1.17. Renseignements sur les organismes

1.17.1. Compagnie aérienne

L'avion est mis en œuvre par la société CAE Aviation basée au Luxembourg. Cette compagnie réalise des opérations aériennes de type :

- parachutage ;
- surveillance du sol et reconnaissance ;
- surveillance aérienne.

En date du 7 septembre 2016, la direction de l'aviation civile du gouvernement du Grand-Duché de Luxembourg a délivré un certificat de compétence à CAE Aviation pour les activités de travail aérien listées ci-avant.

L'organigramme simplifié de la compagnie est fourni ci-après.

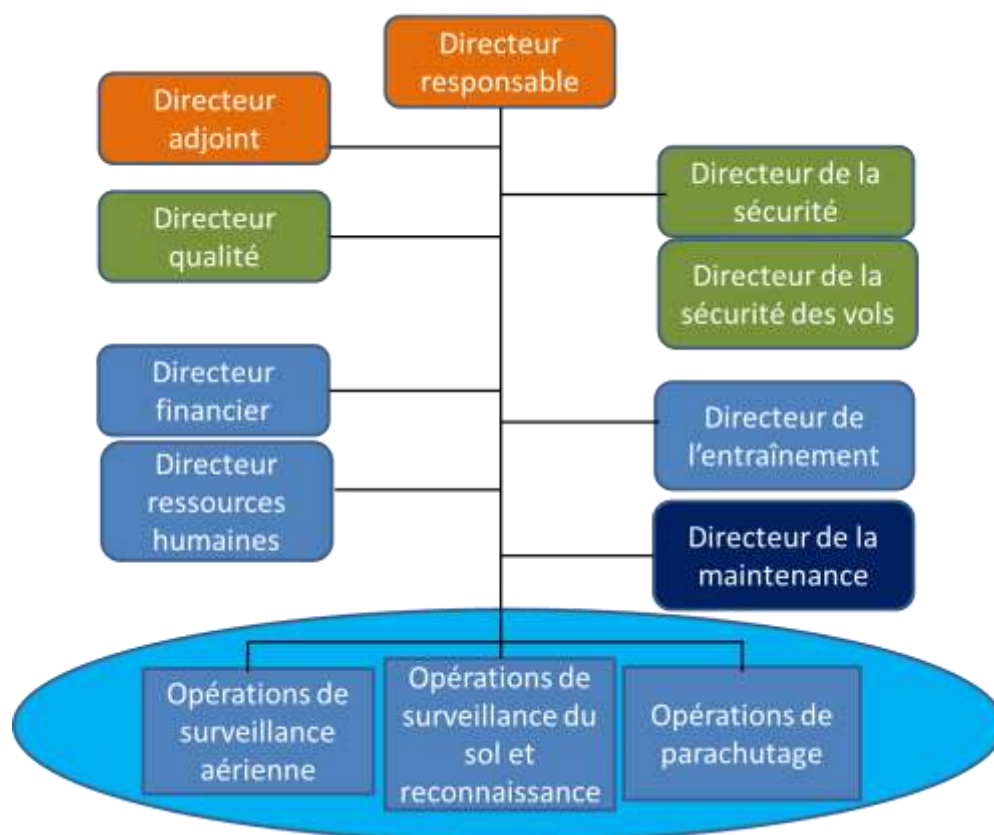


Figure 9 : organigramme simplifié de la société CAE Aviation

La flotte de la compagnie est composée de :

- un Piper PA18 immatriculé aux USA ;
- huit Cessna C208B immatriculés en Allemagne ;
- un Beechcraft A100 immatriculé aux USA ;
- deux Beechcraft BE300 immatriculés aux USA ;
- deux Beechcraft BE350 immatriculés aux USA ;
- un SA226 A immatriculé en France ;
- trois SA227 TT immatriculés aux USA ;
- deux SA227 AT immatriculés aux USA.

1.17.2. Société de maintenance

La maintenance de l'aéronef est réalisée par la société CAVOK, filiale de CAE depuis 2010, basée en France. Elle dispose notamment des certificats EASA¹⁴ d'agrément d'organisme de maintenance (Part 145¹⁵) et de gestion du maintien de navigabilité (Part M¹⁶, sous-partie G). Les domaines d'agrément de ces certificats concernent les avions SA226 et SA227 immatriculés en Europe.

Pour les avions immatriculés aux USA, la société dispose d'un certificat édité par la FAA le 26 mars 2015 la désignant comme société de maintenance (*Repair station*). Dans la réglementation américaine, il n'y a pas d'équivalent à la Part M. La charge correspondante incombe à l'exploitant ou au propriétaire CAE Aviation (14 CFR Part 91, section 91.403).

Concernant les modifications apportées aux avions immatriculés en Europe, la société CAVOK dispose d'un certificat d'agrément de production EASA (Part 21G) pour les produits de catégories C1 « équipements » et C2 « pièces », qui concerne la production de « câblages électriques, boîtiers électroniques, supports et racks divers ainsi que l'aménagement cabine, assemblage de structures ».

Pour les modifications apportées aux avions immatriculés aux USA, la société élabore un dossier qui reçoit une approbation de la FAA au travers du formulaire « *Form337* ».

La société est également titulaire d'un certificat d'agrément d'organisme de formation à la maintenance et d'examen (Part 147) limité aux avions Cessna C208.

L'organigramme de la société CAVOK est fourni ci-après.

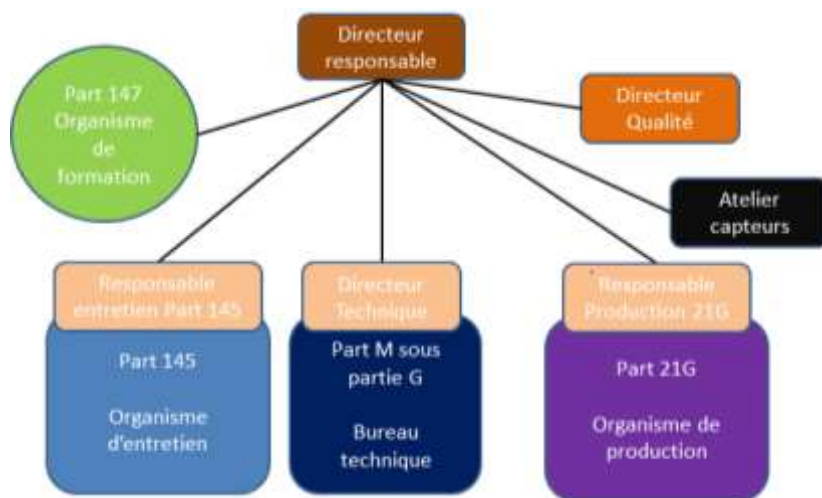


Figure 10 : organigramme simplifié de la société CAVOK

¹⁴ EASA : *European Aviation Safety Agency* – agence européenne de la sécurité aérienne.

¹⁵ Un organisme d'entretien Part 145 est un organisme qui respecte les exigences en termes de locaux adaptés, personnels (habilitations, licences, ...), outillages (vérifiés) et données d'entretien (à jour) et qui dispose d'une politique et d'un système qualité (surveillance).

¹⁶ Un organisme de gestion de maintien de navigabilité Part M est un organisme qui s'assure de l'application des consignes de navigabilité (et autres données d'applications impératives), qui commande l'entretien de l'aéronef conformément au programme d'entretien adapté de l'aéronef et qui s'assure de la validité des documents de navigabilité.

2. ANALYSE

L'analyse qui suit est structurée en trois parties. La première partie présente les résultats des différentes expertises, la deuxième détaille la séquence de l'évènement et la troisième cherche à identifier les causes de l'accident.

2.1. Résultats des études et expertises

Ce chapitre présente les résultats des expertises suivantes :

- enregistrements vidéos et données issues des équipements contenant des mémoires ;
- campagne d'essais en vol ;
- examen de l'épave incluant les sièges, les voyants d'alarmes, les instruments de vol, les systèmes propulsifs (moteurs et hélices), le pylône central et la cellule ;
- études environnementales ;
- documents présents à bord restaurés ;
- validité de la licence du CdB.

2.1.1. Exploitation des enregistrements

Trois sources d'informations ont pu être exploitées. Elles concernent :

- les vidéos issues des caméras de vidéo-surveillance de l'aéroport, dont certaines sont équipées de bandes sonores ;
- les données extraites de l'instrument de navigation de marque SANDEL *Avionics* ;
- les données enregistrées par le boîtier de transmission par satellite et extraites par le TSB.

Malgré l'absence d'enregistreur d'accident à bord de l'aéronef, la trajectoire a pu être reconstituée. Certains enregistrements vidéo comportent une piste audio. L'analyse spectrale de ces bandes audio permet de vérifier le fonctionnement des moteurs. Les images étant en basse définition, elles n'ont pas permis de déterminer la position des volets ou de visualiser des éléments de plus faible dimension (antennes, commandes de vol, ...).

Les données extraites des instruments ou boîtiers permettent d'affiner les résultats obtenus par l'exploitation des vidéos (cf. annexe 3) et d'aboutir à une meilleure précision horaire.

Les données présentées ci-après sont issues de la compilation et du croisement de ces trois sources.

2.1.1.1. Exploitation des données

Pour reconstituer la trajectoire, les éléments de base (latitude et longitude de l'aéronef, hauteur de l'aéronef par rapport à la piste ; tangage, roulis et lacet ; cap et position du train) ont été extraits des trois sources d'informations, puis certains paramètres ont été calculés. La vitesse-air a été élaborée sur la base d'un vent du 080° pour une force de 17 kt.

La partie finale de la trajectoire ci-après intègre des paramètres calculés. La position de l'aéronef est présentée toutes les secondes.

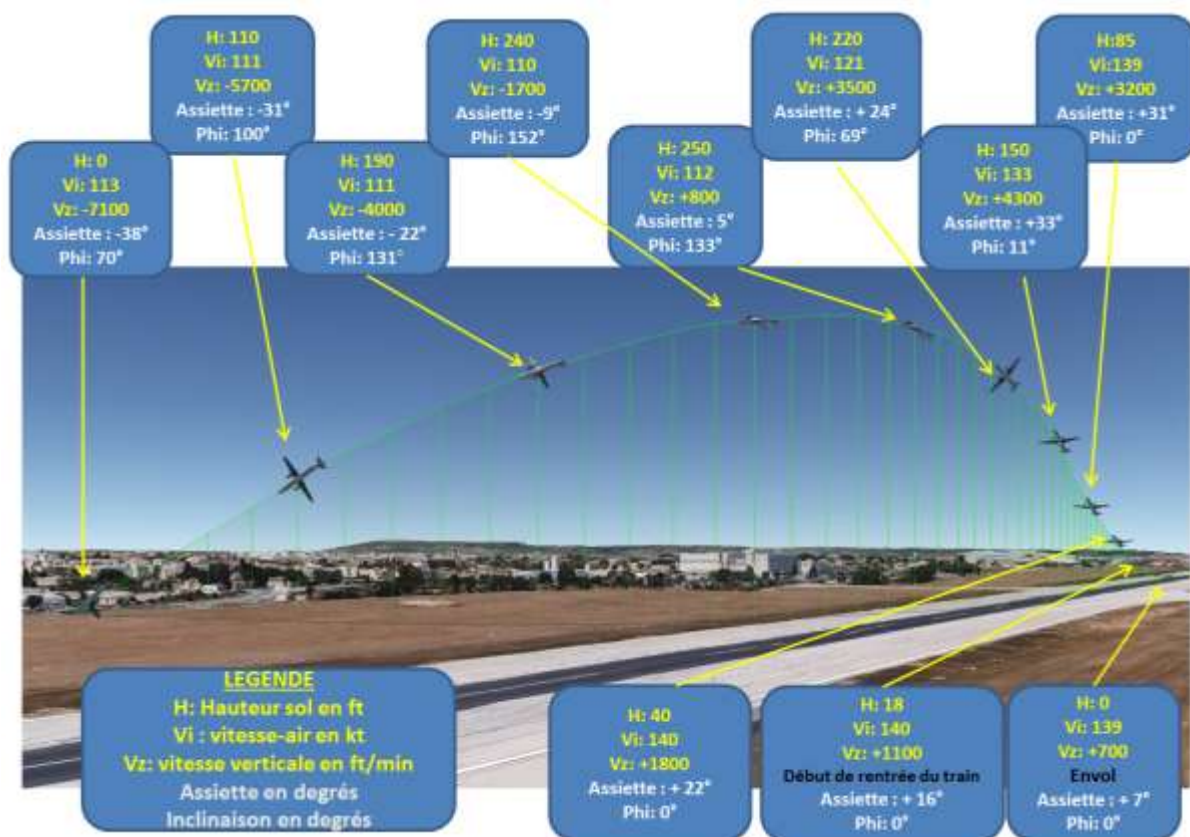


Figure 11 : trajectoire finale reconstituée

L'analyse de l'assiette montre qu'elle augmente de façon continue depuis la rotation (cf. figure 12). La prise d'assiette avant l'envol est normale puis elle augmente continuellement jusqu'au départ en roulis. On constate qu'un écart est déjà installé moins d'une seconde après l'envol, soit peu de temps après que le pilote a manœuvré la commande de profondeur pour la prise d'assiette.

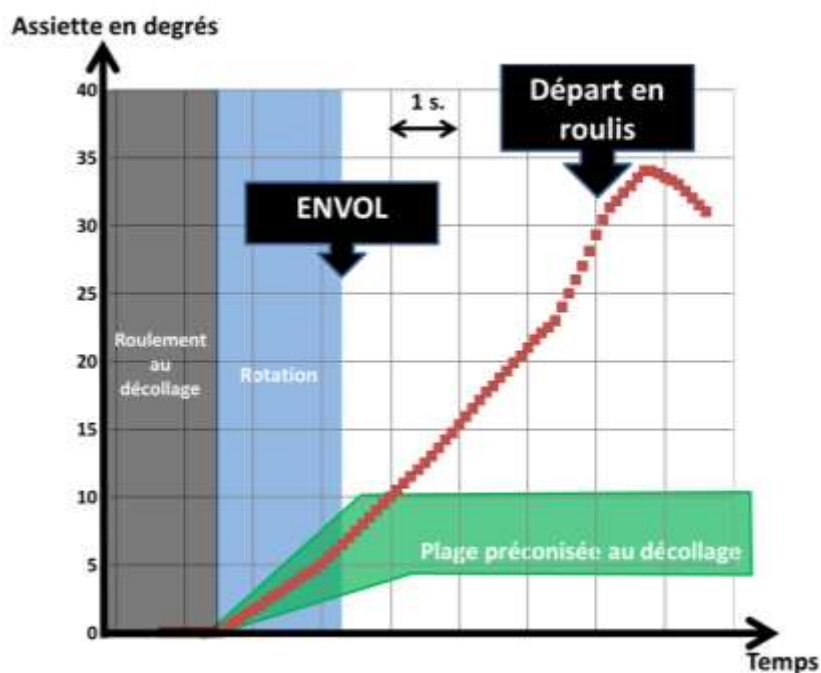


Figure 12 : évolution de l'assiette entre la rotation et le départ en roulis (assiette calculée image par image)

L'exploitation des données montre que :

- la rotation est effectuée à une vitesse de 130 kt ;
- l'envol est réalisé à une vitesse-air de l'ordre de 139 kt et à une assiette de 7° très évolutive en augmentation ;
- la vitesse maximale atteinte lors de l'évènement est de 140 kt ;
- la hauteur maximale atteinte est de 260 ft ;
- à l'impact, l'aéronef était incliné de 70° à droite avec une assiette de 38° à piquer ;
- entre la rotation et la prise de roulis, l'assiette augmente de manière continue ;
- un écart d'assiette est déjà installé moins d'une seconde après l'envol, après que le pilote a manœuvré la commande de profondeur.

2.1.1.2. Exploitation des enregistrements audio des vidéos

Une représentation spectrale du son enregistré par une caméra vidéo est reproduite ci-après. En filtrant l'effet Doppler¹⁷ dû au déplacement de l'aéronef, les mesures réalisées permettent, pour la raie principale, de déterminer une fréquence comprise entre 101 et 109 Hz.

Une hélice quadripale tournant à 1 591 tours par minute génère normalement un spectre sonore dont la fréquence de la raie principale se situe à 106 Hz environ et dont les harmoniques sont des multiples de cette dernière.

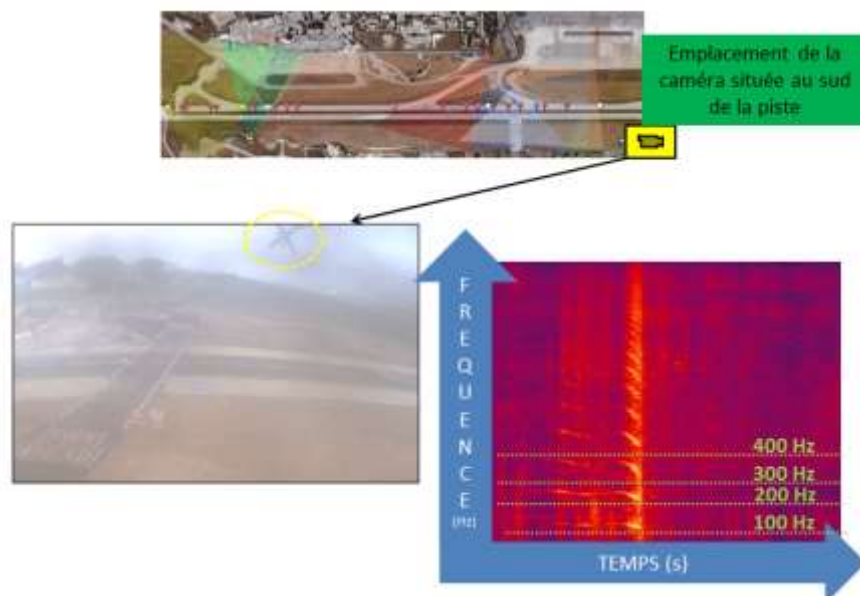


Figure 13 : représentation spectrale du son enregistré par une caméra de surveillance

¹⁷Effet Doppler : effet se manifestant lorsque la source sonore se déplace par rapport à l'observateur. Le son perçu est différent selon que la source sonore se rapproche du récepteur (la fréquence perçue devenant plus grande) ou s'en éloigne (la fréquence perçue devenant plus faible).

On ne distingue qu'une raie principale (et ses harmoniques) pour les deux hélices. En fonctionnement nominal, les deux hélices étant synchronisées, leurs spectres sont confondus.

L'analyse spectrale montre que :

- lors de la phase de roulement au décollage, les vitesses de rotation des deux moteurs sont identiques ;

- en vol, au moins une des deux hélices tourne au régime nominal jusqu'à l'impact.

2.1.2. Campagne d'essais en vol

La campagne d'essais en vol a comporté trois phases :

- l'évaluation du champ visuel du pilote ;
- l'évaluation des qualités de vol de l'avion « jumeau »¹⁸ appartenant à CAE Aviation ;
- l'approche de la trajectoire de l'avion avec un avion possédant des capacités acrobatiques.

2.1.2.1. Évaluation du champ visuel du pilote

Sur la base des réglages du siège du pilote qui ont pu être déterminés et des caractéristiques du cockpit, le champ de vision vers l'avant du pilote est le suivant :

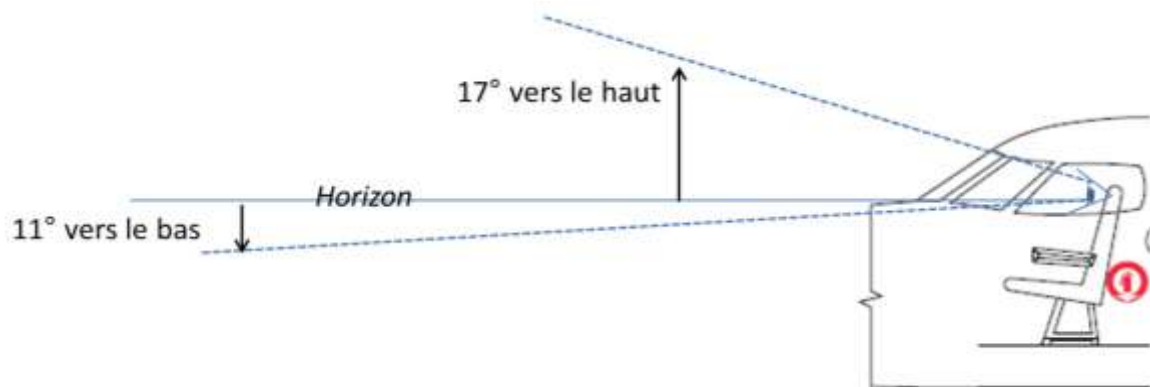


Figure 14 : champ de vision du pilote dans le plan vertical

¹⁸ L'avion jumeau est le second avion SA227 AT de la société CAE Aviation. Il est modifié de façon similaire.

Avec une assiette supérieure à 11°, l'horizon n'est plus visible par le pilote. L'assiette normale au décollage est comprise entre 5° et 7°.

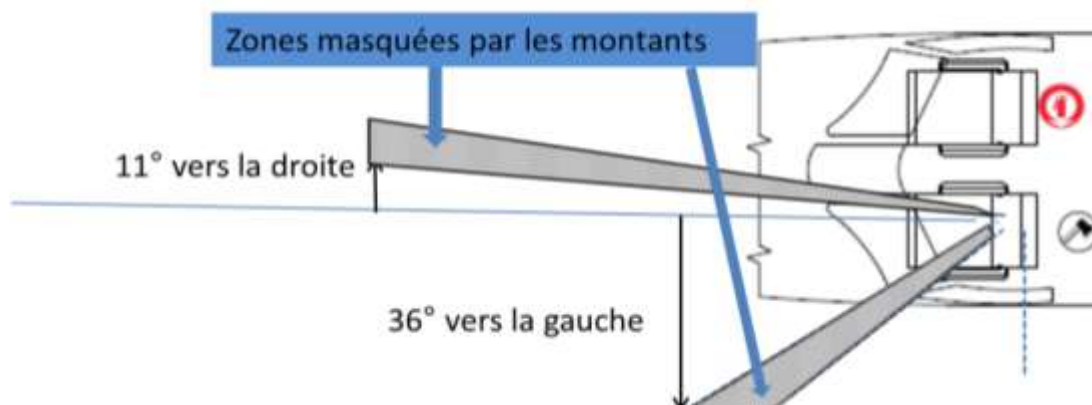


Figure 15 : champ de vision du pilote (en place gauche) dans le plan horizontal

Les zones masquées par les montants ne constituent pas une gêne pour le pilotage de l'appareil ni pour la détection d'obstacles sur la trajectoire de décollage.

Les caractéristiques du cockpit ne provoquent pas de gêne visuelle pour un décollage normal.

2.1.2.2. Évaluation des qualités de vol de l'avion jumeau

L'avion accidenté, comme l'avion jumeau, a été largement modifié et comporte de nombreux appendices. Un essai en vol a été réalisé afin de déterminer si l'avion ainsi équipé possède des qualités de vol dégradées par rapport à un avion standard SA227 AT (non modifié), notamment aux basses vitesses.

L'essai a été réalisé dans des conditions de masse et centrage proches de celles de l'évènement et pour des vitesses-air autour de 120 kt¹⁹ avec et sans puissance. Des essais de décrochage ont également été réalisés.

Il apparaît que les qualités de vol de l'avion modifié sont similaires à celles d'un avion standard même lors de l'ouverture des trappes des caméras.

À basse vitesse et avec 100% de puissance installée sur les deux moteurs, l'avion s'incline naturellement et brusquement à droite. Il s'agit d'un décrochage motorisé (cf. annexe 5) susceptible d'être contré par un poussoir de manche ou « *stick pusher* ». Selon les effets dynamiques, un « *stick pusher* » peut atténuer ou supprimer les conditions du décrochage.

L'aéronef modifié dispose des mêmes qualités de vol qu'un avion SA227 AT standard. Le phénomène rencontré lors de l'évènement est un « décrochage motorisé ».

¹⁹ Vitesse identifiée comme celle où se produit le départ en roulis sur la figure 11.

2.1.2.3. Approche de la trajectoire de l'accident avec un avion doté de capacités acrobatiques

Plusieurs tentatives de reproduction de la trajectoire ont été réalisées au moyen d'un avion instrumenté de type Pilatus PC7 de DGA EV avec une vitesse initiale de 140 kt et à une hauteur de 5 000 ft. Les inclinaisons suivies sont celles issues des enregistrements.

La condition qui permet d'approcher le plus fidèlement la trajectoire de l'accident consiste à maintenir et à figer la même position de manche sur l'axe de tangage (secteur arrière ou secteur « à cabrer ») permettant, au début de la trajectoire, une variation de 30° d'assiette en 3 secondes. Malgré une aérodynamique différente sur PC7, les points caractéristiques de la trajectoire sont situés sensiblement aux mêmes moments. En repositionnant les évolutions de l'avion PC7 avec cette condition dans l'environnement de l'accident, le résultat comparatif est présenté ci-dessous :



Figure 16 : comparaison de la trajectoire de l'avion PC7 (rouge) avec celle de l'évènement (magenta)

L'analyse de la trajectoire du SA227 AT montre qu'il récupère de l'efficacité aux commandes après le passage trois-quarts dos, constatée par une inversion du taux de roulis. La trajectoire de descente est révélatrice d'un maintien de la gouverne de profondeur « à cabrer ».

Seul le maintien d'une position continue « à cabrer » du manche permet d'approcher la trajectoire de l'aéronef accidenté.

2.1.3. Examen de l'épave

L'examen de l'épave s'est déroulé chronologiquement comme suit :

- examen des sièges ;
- examen des voyants d'alarmes et des instruments de vol ;
- examen des systèmes propulsifs (moteurs et hélices) ;
- examen du pylône central ;
- examen des instruments de vols et du boîtier contenant des données ;
- examen de la cellule (dont les commandes de vol).

2.1.3.1. Examen des sièges

L'avion a été modifié et dispose de 6 sièges dont 4 identiques de type « pilote ». Les sièges D et E sont des sièges de type « passager ». Ils sont installés comme indiqué ci-dessous.

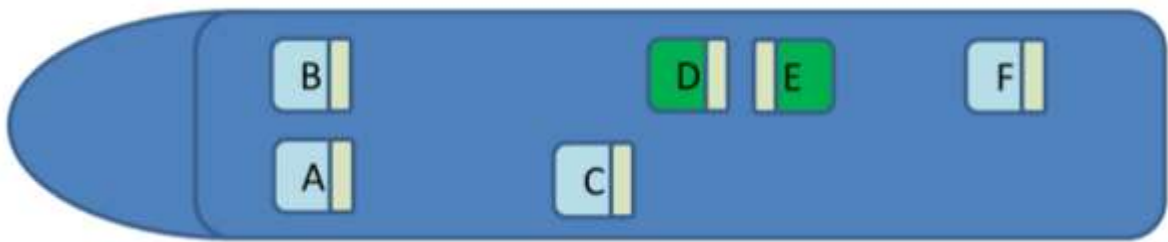


Figure 17 : disposition des sièges dans l'aéronef

Les investigations réalisées ont permis d'établir que tous les sièges (notamment les sièges pilote A et copilote B) étaient verrouillés à l'impact sur leurs deux axes de réglages (longitudinal et en hauteur).

Les sièges du pilote ou du copilote étaient verrouillés lors de l'évènement.

2.1.3.2. Examen des voyants d'alarmes

Le panneau d'alarmes est constitué de 48 voyants (certains non utilisés) ; suite à l'accident 8 sont absents et 6 ne disposent plus de leur libellé. Le détenteur du certificat de type de l'avion (*M7 Aerospace*) a été sollicité pour définir les libellés manquants. Ils sont représentés entre crochets dans la figure 18.

L'examen réalisé en laboratoire a permis de déterminer l'état de la plupart des voyants à l'impact : 23 éteints, 9 allumés et 8 indéterminés.

Une représentation synthétique des résultats obtenus est proposée dans la figure ci-après, selon la légende suivante :

- voyants éteints : noir ;
- voyants allumés : couleur d'allumage (vert, ambre ou rouge) ;
- voyants indéterminés : blanc.

Les voyants non retrouvés dans l'épave à la suite de l'impact sont représentés sur des cases plus foncées.

L ENG FIRE (1)	R ENG FIRE (7)	{13}	L BETA (19)	{R BETA} (25)	{31}	{37}	{43}
L WING OVHT (2)	R WING OVHT (8)	BATTERY FAULT (14)	L CHIP DET (20)	R CHIP DET (26)	CABIN ALTITUDE (31)	[LH W/S HT] (38)	[RH W/S HT] (44)
L OIL PRESSURE (3)	R OIL PRESSURE (9)	SAS FAULT (15)	L XFER PUMP (21)	R XFER PUMP (27)	GPU PLUG IN (33)	---- (39) ----	{45}
L HYDR PRESS (4)	R HYDR PRESS (10)	CARGO DOOR (16)	L BAT DISC (22)	R BAT DISC (28)	LH SRL OFF (34)	[SAS ARM] (40)	SAS DE-ICE (46)
---- (5) ----	---- (11) ----	[YAW DAMPER] (17)	L AC BUS (23)	{R AC BUS} (29)	RH SRL OFF (35)	NOSE STEERING (41)	--- (47) ---
---- (6) ----	{12}	{18}	{24}	R GENERATOR FAIL (30)	NOSE STEER FAIL (36)	AWI #1 PUMP ON (42)	[AWI #2 PUMP ON] (48)

PANNES ROUGES	PANNES AMBRES	INDICATEURS VERTS
---------------	---------------	-------------------

Figure 18 : représentation des résultats d'investigation du panneau d'alarmes

Les voyants verts de fonctionnement normal des systèmes ci-après sont allumés :

- réchauffage du pare-brise droit et gauche (RH W/S HT et LH W/S HT) ;
- dégivrage du système SAS (SAS DE-ICE) ;
- assistance de la roulette de nez (NOSE STEERING) ;
- pompes d'injection eau-méthanol n°1 et 2 (AWI #1 et #2 PUMP ON).

Le délai pour qu'un voyant soit chaud et considéré comme allumé est de l'ordre de 50 millisecondes.

Dès lors, l'allumage du voyant « R BETA » est attribué au fait que l'hélice droite a touché le sol avant le tableau d'alarmes, au vu de l'attitude de l'avion à l'impact (délai estimé entre l'impact de l'hélice et celui du tableau d'alarmes de l'ordre de 70 millisecondes).

L'allumage du voyant « R AC BUS » est aussi attribué à l'attitude de l'avion à l'impact. En effet, aucun défaut d'alimentation en courant alternatif n'a été identifié par le boîtier SANDEL²⁰ jusqu'à la fin d'enregistrement des données intervenue moins de trois secondes avant l'impact (cf. annexe 3).

²⁰ Le boîtier SANDEL est alimenté par les deux sources d'alimentation électrique de l'avion (courant continu et alternatif). En cas de défaut d'alimentation, un paramètre interne indique cette défaillance.

Le voyant rouge de panne du système anti décrochage SAS identifié « SAS FAULT » est allumé (cf. annexe 4). Concernant ce système, la sonde d'incidence située dans le nez de l'aéronef est le composant qui a touché le sol en premier. L'hypothèse qu'à l'impact elle aurait pu transmettre un signal erroné et allumer le voyant « SAS FAULT » a été étudiée. Il apparaît qu'en raison de la distance entre la sonde et le tableau d'alarmes et de la vitesse de l'avion à l'impact, le voyant « SAS FAULT » était déjà allumé avant le choc.

Le voyant rouge « SAS FAULT » était allumé avant l'impact.

2.1.3.3. Examen des instruments de vol

Sur la soixantaine d'instruments de vol et d'équipements identifiables et potentiellement exploitables, les informations suivantes ont pu être extraites :

- montre de bord : aiguilles figées à 5h29 ;
- horizon artificiel du pilote : inclinaison de 65° environ à droite ;
- conservateur de cap n° 1 : cap figé à 220° environ ;
- conservateur de cap n° 2 : cap figé à 240° environ ;
- indicateur de couple « *torquemeter* » du moteur droit : 110% environ ;
- indicateur de position du trim de profondeur : milieu de la plage verte (plage du décollage) ;
- l'équipement de navigation primaire de marque SANDEL *Avionics* de type SN3500 comporte des mémoires non volatiles qui ont été exploitées chez l'industriel (cf. annexe 3).

Le boîtier de contrôle du système anti-décrochage « *stall warning computer* » est celui monté lors de la livraison de l'avion neuf. Il a été fortement endommagé par l'évènement, empêchant l'identification d'un éventuel endommagement préexistant à l'impact.

Les informations extraites des instruments de vol sont cohérentes avec l'attitude de l'avion à l'impact.

2.1.3.4. Examen des systèmes propulsifs

Les deux turbopropulseurs et leur hélice respective ont été expertisés au sein de DGA EP en présence et avec l'assistance du constructeur du moteur (Honeywell) et du fabricant de l'hélice (DOWTY *propellers*). Les régulateurs moteur et hélice de conception Woodward ont été testés et examinés au sein des locaux de la société américaine dans l'Illinois.

Les résultats pour les deux systèmes propulsifs sont les suivants :

- les deux moteurs tournaient à l'impact ;
- les deux hélices recevaient de la puissance ;
- les tests et les démontages des régulateurs montrent que les écarts de fonctionnement identifiés au banc de test sont postérieurs à l'impact.

Les calages respectifs des deux hélices sont similaires et dans la plage « vol ». La puissance estimée développée par chaque moteur est de l'ordre de 85% lors de l'impact.

Les deux moteurs délivraient une puissance symétrique et les hélices possédaient un calage proche à l'impact.

2.1.3.5. Examen du pylône central

L'examen du pylône central a permis de déterminer l'état des commandes suivantes lors de l'impact :

- sélecteur de position des volets : estimé entre 1/4 et rentrés « *UP* » ;
- commande de train d'atterrissage sur rentré ;
- robinets coupe-feu sur ouvert (position normale) ;
- interrupteur « *SAS Clutch* »²¹ sur « *ON* » ;
- la manette d'immobilisation au parking des gouvernes de commandes de vol (« *gust lock* ») était déverrouillée (« *OFF* ») comme attendu.

Les positions des commandes et des sélecteurs sont celles attendues en phase de décollage.

2.1.3.6. Examen de la cellule

La reconstitution de la cellule n'a pu être que partielle en raison de la destruction de certains éléments de structure par l'impact ou l'incendie.

Pour les ailes, seuls les éléments les plus massifs comme les longerons sont présents.

Pour les trois trains, leur position (rentrés ou sortis) n'a pas pu être définie.

Pour le fuselage, les éléments ou surfaces complètement ou partiellement absents sont identifiés par la couleur orange sur la figure 19.

²¹ L'interrupteur « *SAS CLUTCH* » permet la mise en fonctionnement ou l'arrêt du système anti-décrochage SAS.



Figure 19 : illustration sur l'avion « jumeau » des éléments ou surfaces du fuselage absents (couleur orange)

De cette reconstitution partielle, il a pu être établi que :

- la configuration de l'avion à l'impact était la suivante :
 - la valeur identifiée au niveau du sélecteur de position des volets en cabine est retrouvée entre « UP » et 1/4 comme attendu. L'examen des vérins hydrauliques, dont la position a pu évoluer lors de l'impact, indique une position symétrique à droite et à gauche entre 1/3 et 1/2. Cet écart seul ne peut pas avoir de conséquence notable sur l'évènement ;
 - portes cargo et passager fermées et verrouillées ;
- aucun mouvement des équipements présents dans la soute, susceptible de modifier significativement le centrage de l'avion, n'a été identifié avant l'impact;
- l'angle de la sonde d'incidence à l'impact était compris entre 15° et 19°.

Concernant la chaîne des commandes de vol, les constats sont les suivants :

- la chaîne de commandes de vol est équipée d'un système d'immobilisation des gouvernes des trois axes (tangage, lacet et roulis) dénommé « *gust lock* ». Le système est utilisable uniquement au parking afin d'éviter les effets des rafales de vent sur les aires de stationnement de l'aéronef. Ce dispositif a été retrouvé en position « déverrouillée » au niveau du pylône central comme attendu ;
- axe de tangage (chaîne de commande de profondeur) :

- la zone orange dans la figure 20 (débutant en arrière de l'« *elevator walking beam* » jusqu'à la station 347 de l'avion) désigne la partie absente qui n'a pas pu être reconstituée. Elle correspond à une zone modifiée pour l'aménagement des systèmes embarqués ;

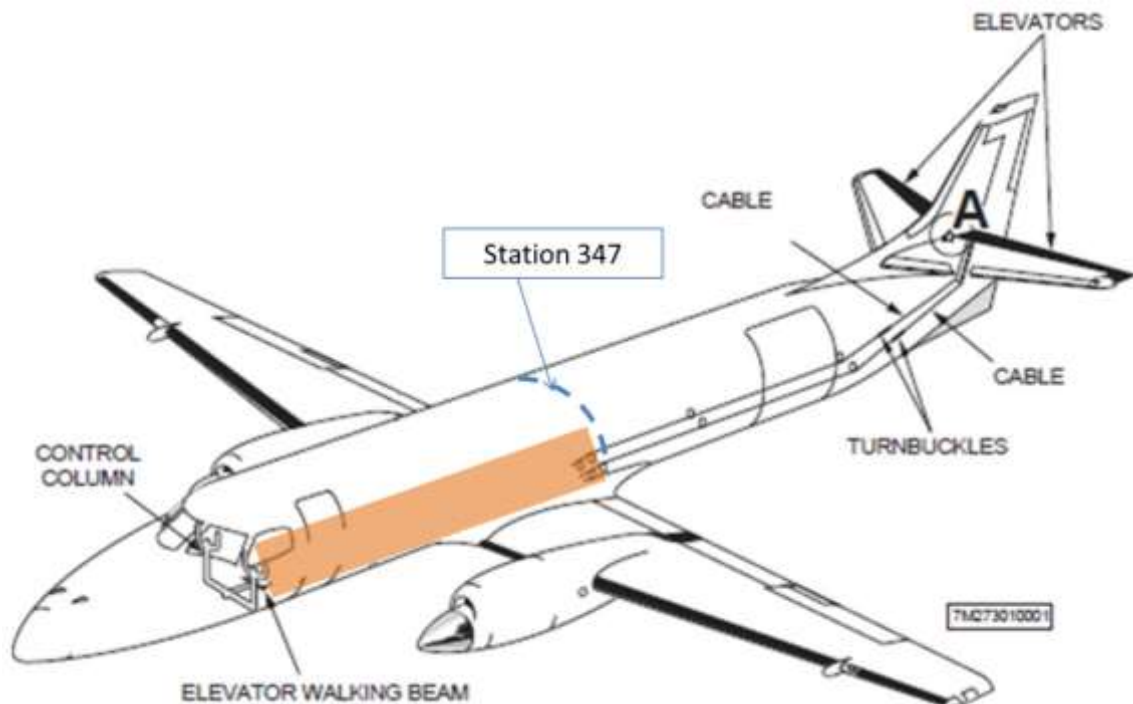


Figure 20 : illustration de la zone absente et non reconstituée de la commande de profondeur (couleur orange)

- commande principale : sur les pièces expertisées (du manche pilote à la « *walking beam* » et de la station 347 jusqu'à la gouverne), aucun endommagement préexistant à l'impact n'a été identifié. Le système d'immobilisation au parking (« *gust lock* ») n'était pas enclenché. Aucun indice sur la position de la gouverne à l'impact n'a été identifié ;
- système SAS : seul le tambour d'enroulement de la servo-commande a été retrouvé. Les endommagements subis ne permettent pas de déterminer son état avant l'impact ;
- position de réglage du trim : la position du plan horizontal réglable a été définie à partir du vérin du trim et correspond à $-3,4^\circ$. Au vu du centrage de l'avion au milieu de la plage autorisée de l'aéronef, ce réglage induit une tendance « à cabrer » à basse vitesse (cf. figure 21). La variation d'assiette constatée lors d'un décollage réalisé dans les mêmes conditions mais sans toucher à la profondeur après la rotation est de l'ordre de 10° d'assiette en trois secondes. Cette prise d'assiette est facilement contrôlable par une action au manche à piquer.

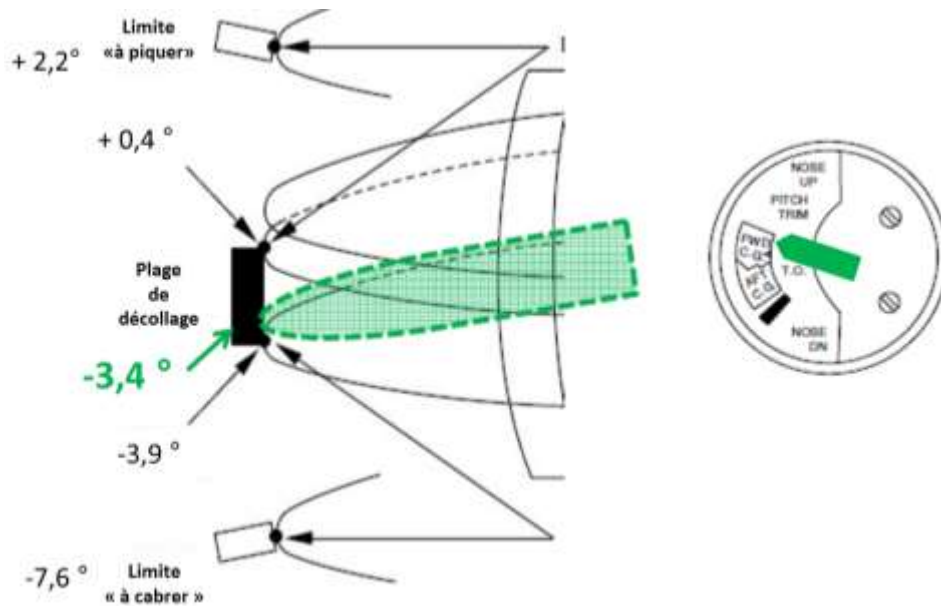


Figure 21 : illustration de la position du plan horizontal réglable et de sa représentation présumée sur l'indicateur en cabine

- axe de lacet (chaîne de commande de direction) :
 - commande principale : sur les pièces expertisées, aucun endommagement préexistant à l'impact n'a été identifié. Le système d'immobilisation au parking (« gust lock ») n'était pas enclenché ;
 - position de réglage du trim: sa position n'a pas pu être déterminée.
- axe de roulis (chaîne de commande de gauchissement) :
 - commande principale : sur les pièces expertisées, aucun endommagement préexistant à l'impact n'a été identifié. A l'impact, la position des deux manches en cabine étaient sur la gauche. Compte tenu des endommagements consécutifs à l'accident, l'enclenchement ou non du système d'immobilisation au parking (« gust lock ») n'a pas pu être déterminé. Ce système de blocage est commun avec les deux autres axes (tangage et lacet) retrouvés non verrouillés laissant supposer son déverrouillage. Sur la vidéo, dans la descente, l'avion amorce un mouvement inverse de roulis cohérent avec la position des deux manches sur la gauche et indiquant que le système « gust lock » n'était pas enclenché;
 - position de réglage du trim: sa position n'a pas pu être déterminée.

À l'exception des volets plus sortis que préconisés et du réglage du trim de profondeur qui induit une tendance « à cabrer » insuffisante pour expliquer à elle seule le fort cabrer observé lors de l'évènement, la configuration de l'avion à l'impact est celle attendue en phase de décollage.

Les endommagements identifiés sur les pièces expertisées des commandes de vol sont consécutifs à l'accident.

Aucune trace d'un éventuel mouvement des équipements en soute n'a été identifiée.

Une partie significative de la chaîne de commande de vol n'a pas pu être reconstituée.

Cette partie non reconstituée correspond à la zone de l'avion modifiée pour l'aménagement des systèmes embarqués.

2.1.4. Études environnementales

Dans le domaine environnemental, les hypothèses suivantes ont été étudiées.

2.1.4.1. Turbulences de sillage²²

Concernant les turbulences de sillage, la masse de l'avion SA227 AT entraîne le classement de l'aéronef dans la catégorie « léger ». Avant le décollage de l'avion, le dernier aéronef ayant emprunté la piste 13 est un Boeing 757 classé « lourd » à l'atterrissage.

L'avion a débuté son décollage plus de trois minutes après que le Boeing 757 a libéré la piste par le taxiway Golf, ce qui suffit largement à dissiper les turbulences de sillage. De plus, le vent de travers de force modérée a accéléré l'évacuation des tourbillons générés par l'aéronef lourd.

L'hypothèse que des turbulences de sillage soient à l'origine de l'évènement est rejetée.

2.1.4.2. Turbulences d'obstacles²³

Les conditions de vent du jour (17 kt maximum) ainsi que l'absence d'infrastructure de grande hauteur à proximité de la piste permettent d'écarter cette hypothèse.

L'hypothèse que des turbulences d'obstacles soient à l'origine de l'évènement est rejetée.

2.1.4.3. Choc aviaire

L'examen des vidéos n'a pas permis d'identifier la présence d'oiseau aux alentours de l'aéronef avant, pendant, ni après le décollage.

Les témoignages recueillis auprès des équipages des aéronefs ayant atterri précédemment ou situés à proximité de l'avion pendant l'évènement ne mentionnent ni la présence d'oiseau, ni la perte d'un élément d'aéronef qui pourrait être consécutif à un choc aviaire.

L'inspection de piste réalisée après l'accident n'a pas identifié de plumes ni d'éléments mécaniques appartenant au SA227.

L'hypothèse qu'un choc aviaire soit à l'origine de l'évènement n'est pas retenue.

2.1.4.4. Position du soleil

Le décollage est réalisé à l'aube. Le lever du soleil le jour de l'évènement est effectif à 7h17. L'azimut au lever du soleil est de 104 degrés. La position du soleil dans le cockpit avant la rotation est représentée figure 22. La représentation des conditions météorologiques a été améliorée afin de pouvoir visualiser le soleil.

²²Turbulences de sillage : perturbations aérodynamiques générées dans le sillage d'un aéronef en vol après son passage.

²³Turbulences d'obstacles : perturbations aérodynamiques générées dans le sillage d'un immeuble ou obstacle au sol par vent fort.



Figure 22 : position du soleil avant la rotation (en place gauche)

L'hypothèse que la position du soleil ait gêné le pilote est rejetée.

2.1.4.5. Proximité des avions au sol

Lors du décollage, un Boeing 737 est au point d'arrêt Delta et un Airbus A320 quitte le parking d'aviation commerciale pour rejoindre le même point d'arrêt.

Une reconstitution (basée sur les enregistrements vidéos pour l'A320 et les données de l'enregistreur d'accident du B737) du cockpit de l'avion accidenté avant la rotation permet de mesurer, figure 23, l'éloignement entre les avions.



Figure 23 : position relative des avions au moment de la rotation

Par ailleurs, le boîtier SANDEL Avionics (cf. annexe 3) a enregistré la génération d'au moins une information de trafic lors de la phase de décollage. La proximité de ces avions aurait pu faire apparaître dans le cockpit un message visuel et sonore généré par le système TCAS de l'avion accidenté.

Le logiciel InCAS[®] élaboré par Eurocontrol a été utilisé en créant un scénario incluant les trajectoires ou positions du B737, de l'A320 et du SA227 AT accidenté.

La simulation du scénario fait apparaître la possibilité de génération de deux messages TA « Traffic Alert » dans l'avion SA227 AT lors du décollage.

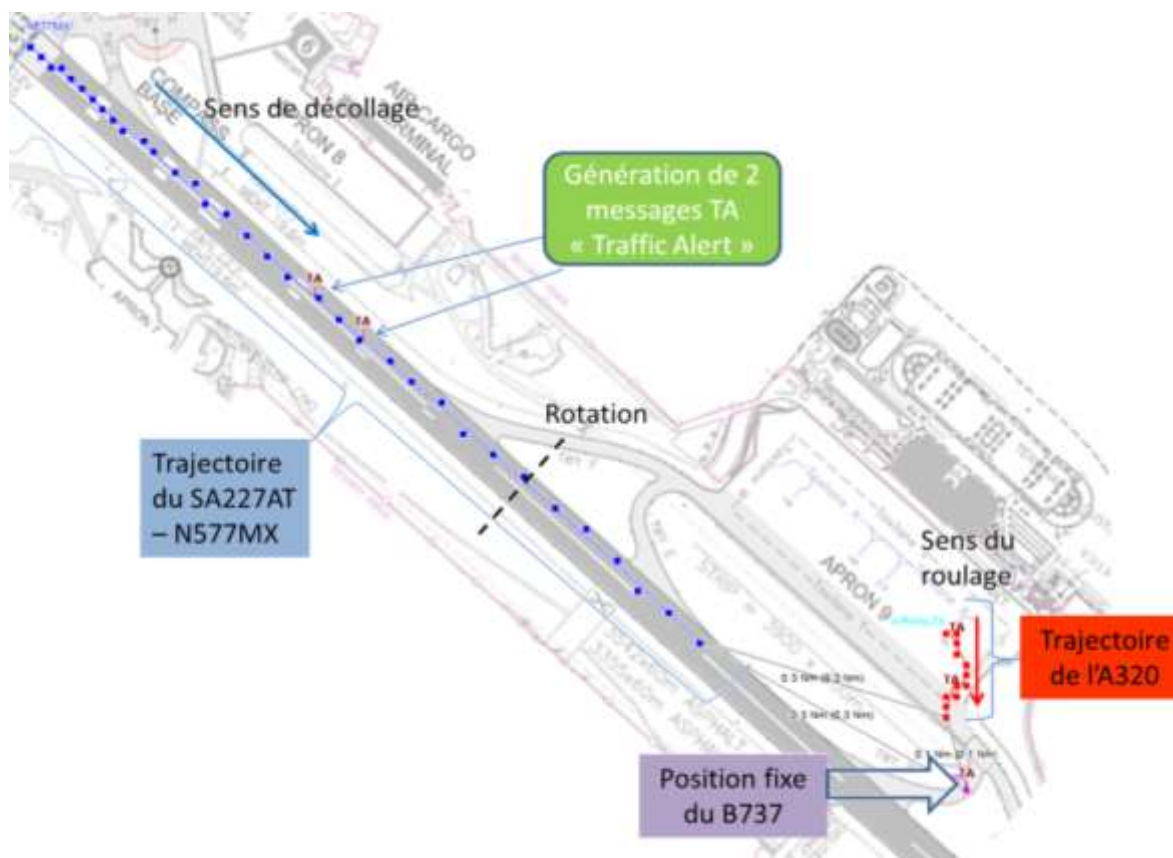


Figure 24 : positionnement des deux annonces TA générées par les TCAS des avions B737 et A320
(source logiciel InCAS® d'Eurocontrol)

À l'inverse d'un message RA « *Resolution Advisory* » qui impose à l'équipage de réaliser une action particulière avec une annonce sonore, la génération d'un message TA fournit seulement une information à l'équipage.

La simple génération d'un TA n'est pas de nature à distraire l'équipage ou à le perturber.

Sur l'avion accidenté, le TCAS n'est pas couplé au pilote automatique et interdit donc tout ordre aux commandes.

L'hypothèse qu'un message généré par le système TCAS soit à l'origine de l'évènement est rejetée.

2.1.5. Etude du certificat de navigabilité (CDN) de l'aéronef

Les définitions de classification des CDN diffèrent entre la France (DGAC) et les USA (FAA).

La France distingue le CDN normal, le CDN spécial et le CDN restreint.

Le CDN normal implique une utilisation et une maintenance conformes aux règlements OACI.

Le CDN spécial s'applique aux aéronefs modifiés et implique une exploitation et une maintenance adaptées.

Le CDN restreint s'applique aux aéronefs sans détenteur de certificat de type et permet une maintenance allégée. En contrepartie, son exploitation est limitée (vol à l'étranger interdit, ...).

La FAA quant à elle classe les aéronefs en deux types de CDN « *normal* » ou « *special* ».

Le CDN « *normal* » est identique à celui de la France. En revanche le « *special* » est limité à l'espace aérien américain et inclut des sous-catégories, dont la sous-catégorie « *restricted* ». Cette dernière regroupe les aéronefs dévolus au travail aérien dont la surveillance aérienne (« *Aerial surveying* ») et elle implique une maintenance allégée par rapport à celle d'un CDN « *normal* » mais nécessite d'être conforme à des exigences FAA bien supérieures à celles d'un CDN restreint en France.

Suite à sa recertification en 2011, l'avion accidenté disposait d'un CDN « *normal* ». La FAA a mené une étude documentaire sur l'aéronef accidenté et conclut :

- que les données informatisées au sein de la FAA concernant l'historique de cet avion débutent en 2011 ;
- que l'absence de données numériques antérieures à 2011 peut s'expliquer par l'utilisation de l'avion à des fins militaires hors du registre d'immatriculation civile,
- que l'avion étant équipé du STC SA1518SO appliqué en 1985, il aurait dû être exploité en catégorie « *restricted* ».

L'absence de données informatisées enregistrées entre 1985 et 2011 a conduit la FAA à délivrer un CDN inadapté.

2.1.6. Exploitation des documents restaurés à bord de l'aéronef

Certains documents présents à bord de l'aéronef accidenté ont pu être restaurés et exploités. Aucun document restauré n'est complet. En raison de l'incendie généré par l'impact, les premières et dernières pages sont souvent manquantes. Il s'agit notamment :

- des documents de préparation du vol (cartes aéronautiques, cartes météorologiques, log de navigation, lettres pour approvisionnement en carburant, fiche de pesée de l'avion) ;
- des livrets avion, des check-lists et manuel de vol de l'avion ;
- du carnet de vol du commandant de bord.

L'exploitation des livrets avion, des *checks-lists* et du manuel de vol n'apporte pas de remarque particulière hormis un défaut de renseignement des quantités de carburant avitaillé. Parmi les documents de préparation du vol, seule la fiche de pesée de 2011, périmée, a été retrouvée.

L'étude des documents présents à bord n'apporte pas d'élément notable dans la recherche des causes de l'accident.

2.1.7. Validité de la licence du CdB

Pour être commandant de bord sur un SA227 AT immatriculé aux USA, le pilote doit disposer d'une licence américaine et d'une QT SA227 à jour en plus de son certificat médical.

Sa QT initiale a été délivrée le 22 août 2014 par un examinateur de la FAA à la suite d'un vol de contrôle de compétence. L'avion SA227 étant certifié monopilote et non propulsé par des réacteurs, le maintien de la validité de la QT nécessite un vol de révision avec un instructeur de la FAA tous les 24 mois. Le 5 janvier 2016, le CdB a réalisé un vol sur SA227 TT avec le responsable de l'entraînement de la compagnie CAE Aviation qui est qualifié instructeur de la FAA.

La licence américaine du CdB était valide.

2.1.8. Synthèse des expertises

L'ensemble des constats effectués lors des expertises et de l'exploitation des données ou vidéos enregistrées montre que :

- aucune défaillance mécanique n'a été identifiée sur les ensembles propulsifs, sur les éléments de la cellule, ni sur la partie des commandes de vols reconstituée ;
- une partie significative de la chaîne de commande de vol a été détruite à l'impact et n'a pas pu être reconstituée. Elle correspond à la zone de l'avion modifiée en 1985 pour l'aménagement de systèmes embarqués additionnels ;
- aucun mouvement des sièges des pilotes ou des équipements en soute n'a été identifié ;
- aucun phénomène environnemental particulier n'a été identifié ;
- bien que modifié, l'avion possède les mêmes qualités de vol aux basses vitesses qu'un SA227 AT standard ;
- la configuration de l'avion est celle attendue dans la première phase de décollage à l'exception des volets plus sortis que préconisés et du réglage du trim de profondeur qui induit une tendance « à cabrer » ;
- un écart d'assiette est déjà installé moins d'une seconde après l'envol, après que le pilote a manœuvré la commande de profondeur ;
- le voyant rouge « *SAS FAULT* » était allumé avant l'impact ;
- la trajectoire de l'avion est identique à celle d'un avion dont la gouverne de profondeur est dans une position « à cabrer » figée jusqu'à l'impact.

2.2. Séquence de l'évènement

Au vu des résultats obtenus (expertises techniques et essais en vol), la séquence de l'évènement suivante a été établie :

- 7h19min30s : lâcher des freins ;
- 7h20min01s : la rotation est débutée à une vitesse-air de l'ordre de 130 kt par le pilote en amenant normalement la gouverne de profondeur dans le secteur « à cabrer » (correspondant à une position du manche en secteur arrière) ;
- 7h20min03s : les roues du train principal quittent le sol avec une assiette de 7° à une vitesse de 139 kt. La gouverne de profondeur au niveau de l'empennage reste dans une position « à cabrer » ;
- 7h20min04s : la commande de rentrée du train est actionnée. L'assiette continue à augmenter ;
- 7h20min04s à 7h20min08s : la position « à cabrer » de la gouverne de profondeur entraîne une augmentation continue de l'assiette passant de 10° à 32° environ, une augmentation de l'incidence de l'avion de 8° à 18° environ et une diminution de la vitesse passant de 139 à 121 kt. La puissance maintenue sur les deux moteurs amène alors l'avion dans les conditions d'un décrochage motorisé (annexe 5) ;
- 7h20min08s : l'assiette est de 32° environ avec une incidence de l'ordre de 18°. L'avion décroche et débute son inclinaison à droite. Cette inclinaison entraîne progressivement le masquage des antennes satellites situées sur la dorsale de l'avion.
La position de la gouverne de profondeur est toujours « à cabrer » ;
- 7h20min11s : l'altitude et l'inclinaison maximales de l'avion sont atteintes. La réduction de l'inclinaison débute, accompagnée d'une perte d'altitude.
La position de la gouverne de profondeur est toujours « à cabrer » ;
- 7h20min12s : arrêt de l'enregistrement des données de l'équipement SANDEL avionics.
La position de la gouverne de profondeur est toujours « à cabrer » ;
- 7h20min14s : alors que la gouverne de profondeur est toujours « à cabrer », l'aéronef impacte le sol avec une inclinaison de 70°, une assiette de 32° à piquer et une vitesse-air de l'ordre de 113 kt.

2.3. Recherche des causes de l'évènement

Au regard des résultats des expertises, en l'absence de l'intégralité de l'aéronef et d'enregistreur de données, le BEA-É a envisagé cinq scénarios susceptibles d'expliquer le maintien de la gouverne de profondeur dans le secteur « à cabrer ». Il n'est cependant pas possible d'exclure totalement l'hypothèse d'autres scénarios.

Les cinq scénarios étudiés sont les suivants :

- un éventuel comportement à risque ;
- la défaillance physique d'un personnel de conduite ;
- une rupture de l'antenne HF avec enroulement autour de la gouverne de profondeur ;
- une défaillance technique du système SAS ;
- une défaillance technique d'un élément des commandes de vol .

2.3.1. Comportements à risque

2.3.1.1. Recherche de sensations

L'adoption d'une trajectoire d'envol à forte pente ne répond à aucune nécessité opérationnelle sur l'aéroport de Malte. Le pilote aurait cependant pu choisir une telle trajectoire pour rechercher des sensations ou impressionner les autres membres d'équipage.

Or les témoignages recueillis lors de l'enquête ne décrivent pas le pilote comme un preneur de risques. De plus, pour cet appareil et dans les conditions du jour, la trajectoire à pente maximale est obtenue pour une vitesse air indiquée de 129 kt et une assiette de l'ordre de 10°. Toute augmentation d'assiette au-delà de cette limite aurait fait diminuer la vitesse après l'envol et donc neutralisé la recherche de sensations tout en imposant à l'équipage une diminution d'assiette dans les secondes qui auraient suivi.

De surcroît, pour un pilote de transport, un décollage se voulant spectaculaire réalisé avec un aéronef à la masse maximale et se traduisant par l'affichage d'une assiette supérieure à 30° est simplement inconcevable. En tout état de cause, le maintien de l'action à cabrer après le décrochage motorisé suffit à invalider cette hypothèse.

2.3.1.2. Volonté suicidaire

L'hypothèse d'une volonté suicidaire de l'un des membres de l'équipage de conduite a aussi été envisagée. Or l'absence d'identification sur la trajectoire d'une éventuelle lutte aux commandes permet de la rejeter.

Aucun élément factuel recueilli par le groupe d'enquête ne permet de retenir l'hypothèse d'un comportement à risque pour expliquer la survenue de l'accident.

L'hypothèse selon laquelle l'équipage aurait eu un comportement à risque au décollage est rejetée.

2.3.2. Défaillance physique d'un personnel de conduite

2.3.2.1. Défaillance du commandant de bord

Le CdB avait reçu une prescription médicale en juillet 2016. La prise conforme de son médicament est compatible avec une aptitude au vol. Une prise non-conforme aurait pu altérer ses capacités cognitives et physiques compte tenu de son effet hypnotique. Son examen post-mortem n'a pas permis de vérifier la prise de ce médicament, ni la conformité de son utilisation.

L'exploitation des conversations du CdB avec l'organisme de contrôle ne révèle pas le moindre signe d'altération de ses capacités cognitives. De plus, dans cette hypothèse, la diminution des capacités du CdB ne peut expliquer le maintien à cabrer ni l'absence d'action corrective du pilote de surveillance.

2.3.2.2. Défaillance du pilote de surveillance

Le pilote de surveillance, âgé de 70 ans, présente plusieurs facteurs de risques cardio-vasculaires avérés et identifiés par le CEMPN en 2013.

A partir de 2013, il n'y a aucune trace de visites en France au sein d'un CEMPN ni d'un suivi médical régulier pour ces risques cardio-vasculaires. Sa dernière visite en 2016 a été effectuée par un médecin habilité FAA en France. En effet, seul un médecin habilité FAA peut délivrer une aptitude médicale pour une licence américaine.

L'examen post-mortem n'a pas permis d'étayer ou d'infirmier l'hypothèse d'un accident cardiaque. Cependant, il est hautement improbable qu'un accident cardiaque ait pu conduire à un blocage définitif des commandes par le pilote de surveillance. En effet, pendant cette phase de vol et selon le manuel de la compagnie, le pilote de surveillance ne doit pas avoir les mains sur les commandes de vol. Et un éventuel accrochage du manche lors d'une crispation ou l'effondrement du pilote de surveillance ne suffirait aucunement à bloquer les commandes de vol sans que le CdB ne puisse réagir. Un accident cardiaque ne pourrait donc pas expliquer la trajectoire de l'aéronef.

L'hypothèse selon laquelle la défaillance physique d'un membre d'équipage au décollage serait à l'origine de l'accident est rejetée.

2.3.3. Scénarios d'ordre technique

2.3.3.1. Rupture de l'antenne HF et enroulement autour de la gouverne de profondeur

Description du scénario

Une rupture de l'antenne HF (constituée d'un câble installé au-dessus du fuselage) aurait pu survenir à la rotation et occasionner le blocage de la commande de profondeur dans le secteur « à cabrer » par son enroulement autour de la gouverne.



Figure 25 : positionnement du câble HF sur l'avion

Le câble se serait probablement enroulé préférentiellement du côté droit en raison du sens de rotation des hélices. Ce scénario peut être illustré par le rapport d'accident édité par le BEA survenu le 7 août 1998 à Royan (cf. annexe 7), sous réserve de substituer le blocage « à piquer » par un blocage « à cabrer ».

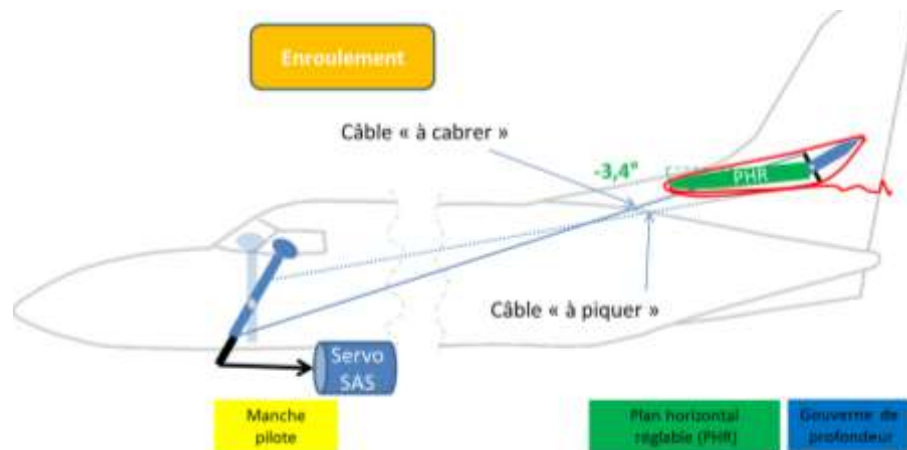


Figure 26 : schématisation de l'enroulement du câble autour de la gouverne de profondeur

Le blocage de la gouverne de profondeur n'aurait pas pu être contré au manche. Toute action au manche n'aurait eu aucun effet et l'assiette de l'avion aurait continué d'augmenter.

À l'approche du décrochage, le système SAS se serait enclenché et aurait activé le système pousseur de manche qui, d'une part n'aurait eu aucun effet car il utilise le même système de câbles que celui du pilote, et d'autre part se serait désenclenché car la valeur de l'effort à fournir est supérieure à celle du débrayage du SAS, ce qui aurait allumé le voyant « SAS FAULT ».

Dans cette situation, une solution de récupération de l'avion est d'agir rapidement sur le trim de profondeur afin de l'amener dans le secteur « à piquer ». Selon les données issues du manuel de maintenance, le temps le plus court pour atteindre ce secteur est de l'ordre de huit secondes.

Or l'aéronef n'est plus récupérable dès qu'il décroche, soit moins de quatre secondes après l'envol.

Analyse du scénario

Dans ce scénario, les éléments suivants tendent à étayer l'hypothèse d'une rupture de l'antenne HF :

- des cas de rupture de câbles d'antennes HF sont rapportés sur les avions équipés d'antennes HF externes ;
- la résistance à la rupture en traction du câble est de 204 kilogrammes et suffisante pour occasionner un blocage de la gouverne ;
- cette résistance appliquée sur la gouverne permet d'envisager un couple supérieur à celui de la valeur de débrayage du système SAS (27 kilogrammes environ) appliquée au niveau du manche ;
- l'antenne n'a jamais été contrôlée depuis son installation en 2011. Elle n'était pas inscrite dans le logiciel de suivi des périodicités de l'aéronef renseigné par la Part M de la société de maintenance ;
- le voyant « SAS FAULT » était allumé avant l'impact ;
- entre la rotation et la prise de roulis, l'assiette augmente de manière continue, ce qui correspond à une gouverne de profondeur figée dans le secteur « à cabrer ».

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer l'hypothèse d'une rupture de l'antenne HF :

- l'inspection de piste réalisée le jour de l'évènement n'a pas identifié d'éléments de l'antenne HF appartenant au SA227 AT ;
- l'antenne HF installée en 2011 suite à une approbation de la FAA devait être contrôlée à 12 850 cycles. Or, l'avion n'affichait que 3 603 cycles ;
- la cinématique nécessaire pour que le câble s'enroule autour de la gouverne droite au moment de la rotation demeure improbable.

L'hypothèse selon laquelle une rupture de l'antenne HF serait à l'origine de l'accident est improbable.

2.3.3.2. Défaillance du système SAS

Description du scénario

Le système SAS sert à protéger l'aéronef du décrochage. Il devient fonctionnel dès que trois conditions sont réunies : vitesse inférieure à 140 kt, interrupteur « SAS Clutch » sur marche et contacteur de train non enfoncé²⁴ (cf. annexe 4).

Dès qu'il devient fonctionnel, si l'incidence atteint une valeur calibrée (estimée à 15° environ), le poussoir de manche est activé. Au sol, le système est inhibé par la condition « train enfoncé ». Après l'envol, la troisième condition « train non enfoncé » d'inhibition du système est levée.

Dans ce scénario, à l'envol, alors que l'assiette commence à augmenter, la panne du SAS aurait transmis, de façon inattendue et sans signe annonciateur, un ordre erroné au poussoir de manche « stick pusher ». La cause de cette activation reste inexpliquée. Le comportement -progressif ou brusque- du « stick pusher » ne peut donc pas être défini.

Compte tenu de la faible hauteur, le pilote en fonction aurait été surpris par cette activation et aurait tenté de contrer l'effort au manche afin de s'éloigner du sol.

Cette réaction aurait eu pour effet d'induire une augmentation de l'assiette permettant au pilote de gagner de la hauteur. L'incompréhension par le pilote de l'origine de l'action à piquer l'aurait conduit à maintenir cette attitude « à cabrer » afin de s'éloigner du danger (proximité du sol).

Lorsque l'effort aux commandes aurait été trop important (théoriquement 27 kilogrammes mais le constructeur précise que l'effort maximum peut atteindre 66 kilogrammes) le système SAS se serait débrayé (cf. annexe 4) sans que l'on puisse préciser le moment.

Le débrayage du système SAS aurait alors occasionné :

- l'allumage du voyant « SAS FAULT » sans basculement sur arrêt de l'interrupteur « SAS CLUTCH » ;
- la baisse de l'effort au niveau du manche pilote.

L'avion serait entré dans le domaine du décrochage motorisé.

Dès le décrochage, l'avion n'aurait plus été récupérable à cette hauteur.

²⁴ Le contacteur de train non enfoncé traduit que l'avion ne repose plus sur son train d'atterrissage au sol.

Analyse du scénario

Dans ce scénario, les éléments suivants tendent à étayer l'hypothèse d'une défaillance du système SAS :

- une trentaine de cas d'activation intempestive et inappropriée du poussoir de manche « *stick pusher* » du système SAS sur SA226/227 étaient rapportés par les opérateurs²⁵ en 1988 sur les dix années précédentes, dont au moins un cas mortel (cf. annexe 4). Au regard de ces nombreux cas d'activation intempestive, des améliorations du système SAS ont été mises en place (SB 227-27-04, 27-019 et 27-020), ainsi qu'une sensibilisation des équipages. Concernant l'avion accidenté à Malte, le service bulletin SB 227-27-020 de mars 1987 relatif à l'amélioration de la fiabilité et de la performance du système SAS n'a pas été appliqué par le premier propriétaire de l'aéronef ni par les propriétaires successifs. Ce SB n'est pas obligatoire. Il ne fait pas l'objet d'une consigne de navigabilité ;
- le voyant « *SAS FAULT* » était allumé avant l'impact ;
- en raison d'une modification des commandes de vols appliquée en 1985, la servo-commande du SAS n'est plus positionnée au même endroit que dans les SA227 AT « standards ». Elle est installée au droit d'un drain d'évacuation d'eau du fuselage et son raccordement électrique n'est pas similaire à ceux des autres SA227. Une infiltration d'eau ou de la corrosion dans le moteur électrique pourrait expliquer la défaillance, mais le composant n'a pas été retrouvé. La maintenance était identique à celle d'un système standard malgré une installation différente dans un environnement plus humide ;
- les pilotes qualifiés SA227 au sein de CAE Aviation ont précisé qu'ils n'avaient jamais été confrontés à l'activation du poussoir de manche « *stick pusher* » en vol de QT ou autre, ce qui pourrait engendrer un effet de surprise en cas d'activation, notamment en raison de la proximité du sol ;
- selon les instructeurs, il est fréquent qu'un pilote suivant une formation au « *Stick pusher* » (ce dont le CdB n'a pas bénéficié), et confronté à sa première activation de poussoir de manche, lutte contre cette activation et tire immédiatement en arrière le manche malgré l'enseignement reçu de ne pas contrer l'effort (cf. page 10 de l'*Advisory Circular* FAA 120-109)²⁶ ;
- le pilote surpris aurait pu être victime d'un état de sidération entraînant une sur-réaction à cabrer tout le long de l'évènement. Le faible délai entre la panne et le décrochage ne lui aurait pas permis de sortir de son état de sidération. Cette situation expliquerait que l'interrupteur « *SAS CLUTCH* » soit retrouvé sur « ON » et non sur « OFF » malgré la panne du SAS (première action de la procédure pour une panne SAS).

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer l'hypothèse d'une défaillance du système SAS :

- entre la rotation et la prise de roulis, l'assiette augmente de manière continue, sans que l'éventuel sursaut lié à la disparition des efforts aux commandes lorsque le débrayage intervient avant le décrochage n'apparaisse sur les vidéos ;
- dans ce scénario, l'action « à cabrer » est maintenue par le pilote alors que le débrayage éventuel avant le décrochage aurait dû lui permettre de modifier la trajectoire sans résistance, ce qui aurait été perceptible sur les vidéos ;

²⁵ L'actuel détenteur du certificat de type M7 *Aerospace* n'est plus destinataire systématiquement des cas de dysfonctionnements du SAS. Ces pannes sont résolues par l'application des check-lists par les équipages et des directives de maintenance pour le dépannage.

²⁶ Cependant, ce document ne précise ni la durée de l'action à contrer ni si celle-ci est excessive.

- la défaillance du système SAS aurait pu engendrer un effort inattendu et intense. Dans ces conditions la réaction du pilote n'aurait pu être immédiate. Or, aucune inflexion de la trajectoire vers le bas n'est constatée ;
- en l'absence d'enregistreur embarqué, les actions supposées de l'équipage décrites pour construire ce scénario ne peuvent être confirmées.

L'hypothèse selon laquelle une défaillance du système SAS associée à une réaction inadaptée du pilote serait à l'origine de l'accident est possible.

2.3.3.3. Endommagement d'un élément des commandes de vol

Description du scénario

Lors de toute phase de rotation, le pilote amène le manche en secteur arrière afin que l'avion réalise son envol. Dès que la valeur d'assiette souhaitée est atteinte, le pilote n'exerce plus d'effort « à cabrer ».

Pour un système de commandes de vol à câbles, ces actions ne sont possibles que si le système (câbles, poulies et renvois) est intègre et que les câbles restent en tension (voir illustration ci-dessous). Une perte de tension ou un blocage de câble peut rendre impossible les actions à cabrer ou à piquer.

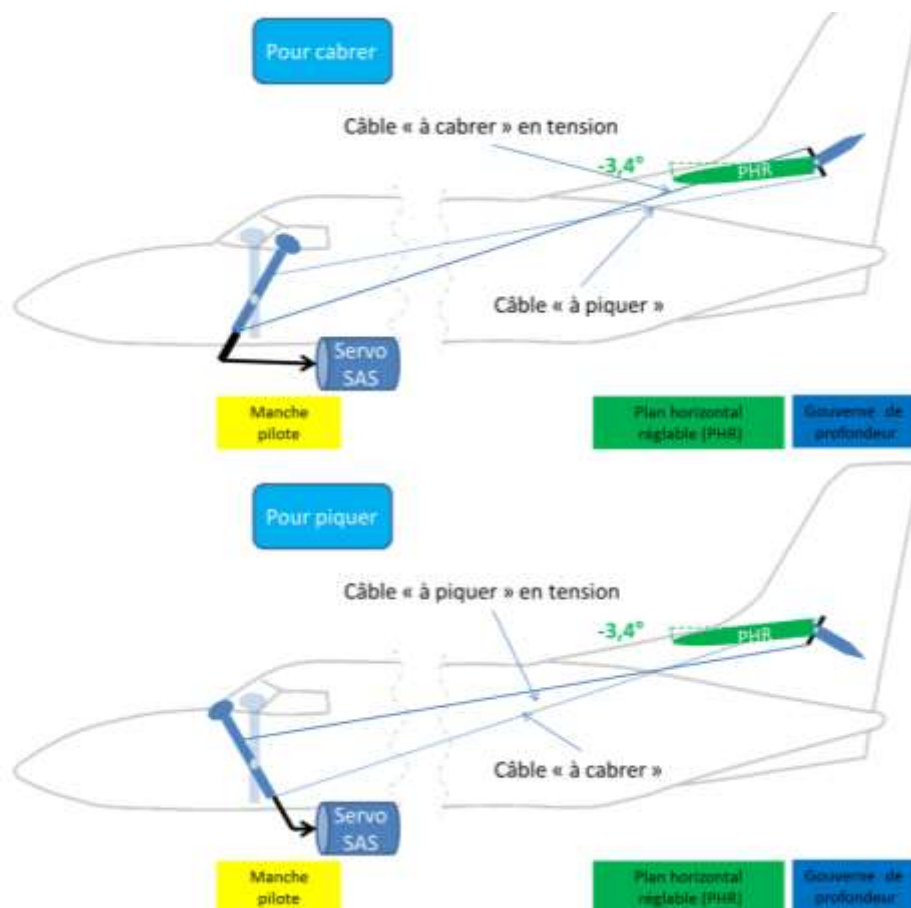


Figure 27 : schéma illustratif des câbles sollicités suivant l'action au manche

Dans ce scénario, la gouverne de profondeur serait restée dans le secteur « à cabrer » en raison d'un blocage d'un élément des commandes de vols.

La cause de cette défaillance serait localisée dans la zone de l'avion qui n'a pas pu être reconstituée.

Le cas de la seule rupture ou perte de tension du câble « à piquer » a été envisagé par le BEA-É. Cette configuration entraînerait un positionnement de la gouverne de profondeur dans l'axe du plan horizontal réglable (PHR). Dans ce cas, compte tenu du réglage du PHR dans le secteur « à cabrer » et du centrage de l'aéronef au milieu de la plage, une tendance « à cabrer » peut être constatée mais elle reste insuffisante pour expliquer le fort cabrer observé lors de l'évènement.

Dans le cas d'un blocage de la chaîne de profondeur, le pilote en fonction aurait été surpris et aurait tenté de contrer cette situation au manche en le repoussant. Le blocage de la gouverne n'aurait pas forcément engendré un blocage du manche (câbles sortis de poulies ou guides, bloqués dans un sens et éventuellement libres dans l'autre). L'action au manche n'aurait eu aucun effet, l'assiette de l'avion continuant d'augmenter.

A l'approche du décrochage, le système SAS se serait enclenché et aurait activé le système pousseur de manche qui n'aurait eu aucun effet car il utilise le même système de câbles que celui du pilote. Le système SAS, bien que fonctionnel, aurait été neutralisé par cette défaillance. L'allumage du voyant « SAS FAULT » aurait été consécutif à son débrayage.

Dans cette situation, une solution de récupération de l'avion serait d'agir rapidement sur le trim de profondeur afin d'amener le PHR dans le secteur « à piquer ». Selon les données issues du manuel de maintenance, le temps le plus court pour atteindre ce secteur est de l'ordre de huit secondes depuis la position $-3,4^\circ$.

Or l'aéronef n'est plus récupérable dès qu'il décroche, soit moins de quatre secondes après l'envol.

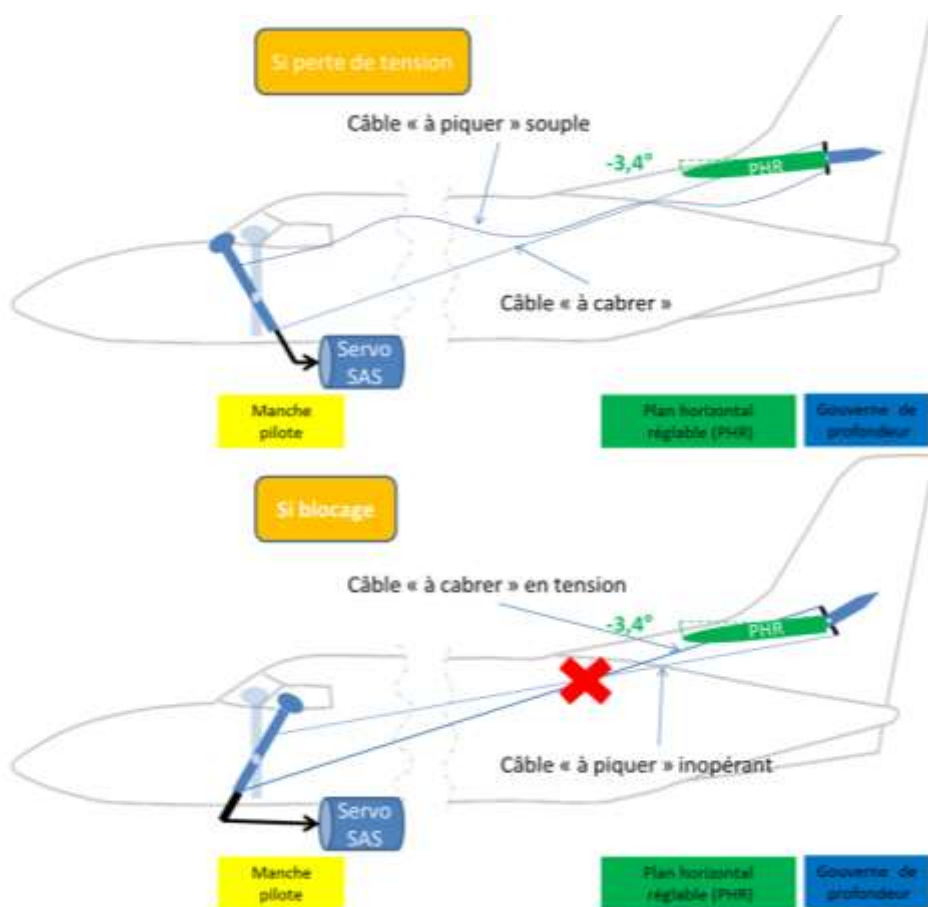


Figure 28 : schéma illustratif des deux cas de défaillances étudiées

Analyse du scénario

Dans ce scénario, les éléments suivants tendent à étayer l'hypothèse d'une défaillance des commandes de vol :

- quelques cas d'endommagement des commandes de vols sont rapportés par les opérateurs de SA226/227 (cf. annexe 8) ;
- le voyant « SAS *FAULT* » était allumé avant l'impact ;
- les modifications apportées à l'aéronef en 1985 relatives aux commandes de vol sont situées dans la zone de l'avion non reconstituée (pièces détruites ou disparues). Ces modifications nécessitent un cheminement des commandes de vol plus complexe permettant de contourner les emplacements des systèmes embarqués tels que les caméras rétractables (cf. annexe 6). Ce cheminement entraîne, d'une part, une multiplication des poulies, des supports de poulies, des tendeurs, etc... et d'autre part, l'aménagement de zones de passage des câbles dans d'autres endroits de l'aéronef et à proximité d'éléments habituellement éloignés des câbles. La multiplication des composants augmente le risque de défaillance ;
- la documentation associée à la modification des commandes de vol est juridiquement protégée par le règlement américain ITAR²⁷. Malgré les demandes formulées, la société de maintenance n'a pas pu être destinataire du plan exact du cheminement des câbles de commandes de vol. Ainsi le changement des câbles effectué par la société CAVOK en mars 2016 a été réalisé en l'absence de documentation de maintenance prenant en compte les modifications de l'avion ;
- les opérations de maintenance réalisées sur les éléments des commandes de vol autres que les câbles eux-mêmes ne font pas l'objet d'un suivi particulier en terme de périodicité ou de niveau de maintenance ;
- les avions immatriculés aux USA sont hors du champ de surveillance de l'organisme de surveillance de l'aviation civile (OSAC). Pour l'obtention du certificat « *Repair station* », la FAA reconnaît « par équivalence » l'agrément EASA Part 145. En revanche, il n'existe pas d'équivalent américain à l'agrément EASA Part M/G « gestion du maintien de la navigabilité ». Au sein de l'EASA, la Part M exige la rédaction d'un plan de maintenance adaptée à l'utilisation de l'aéronef. En l'absence de ce plan de maintenance, les éléments ont pu ne pas être contrôlés ou changés à une périodicité suffisante ;
- entre la rotation et la prise de roulis, l'assiette augmente de manière continue, ce qui correspond à une gouverne de profondeur figée dans le secteur « à cabrer ».

La reconstitution incomplète des commandes de vol associée à la position indéterminée de la gouverne de profondeur à l'impact ne permet pas d'identifier les éléments susceptibles d'infirmier ou de renforcer davantage cette hypothèse. Aucun élément ne tend à infirmer ce scénario.

L'hypothèse selon laquelle une défaillance d'un élément de commande de vol de la chaîne de profondeur serait à l'origine de l'accident est plausible.

²⁷ITAR : *international traffic in arms regulations* – règlement américain sur le contrôle des exportations d'armement. Cet ensemble de règles régit l'exportation d'armes en vue d'éviter leur prolifération. Il impose aux utilisateurs un certain nombre de normes et d'exigences.

2.3.3.4. Synthèse des scénarios d'ordre technique

Les scénarios étudiés conduisent à privilégier une défaillance technique.

Cette défaillance proviendrait d'une part des modifications spécifiques apportées à l'appareil et d'autre part d'une maintenance non adaptée à ces modifications.

Les modifications de l'avion ont toutes fait l'objet d'une approbation de la FAA. Le classement ITAR de deux d'entre elles n'a pas permis à la société de maintenance d'obtenir les directives particulières de maintenance (définition technique, périodicités, cartes de travail spécifiques, contrôles complémentaires...). Ces modifications, dont certaines majeures, n'ont pas remis en cause la catégorie (« *normal* ») du certificat de navigabilité du SA227 AT immatriculé N577MX lors de sa recertification en 2011.

Concernant la maintenance, la société CAVOK dispose d'un agrément EASA Part 145. Cet agrément a permis d'obtenir un certificat FAA « *Repair Station* ». Ce certificat est établi par équivalence selon l'agrément signé le 30 juin 2008 entre les États-Unis et la communauté européenne dans le domaine de la coopération pour la sécurité de l'aviation civile. En ce qui concerne les agréments EASA, le champ de surveillance de l'organisme de surveillance de l'aviation civile (OSAC) est limité aux avions immatriculés au sein d'un pays membre de l'EASA. L'avion accidenté, étant immatriculé aux États-Unis, n'était pas surveillé par l'OSAC.

Concernant la gestion du maintien de navigabilité, la société CAVOK dispose d'un agrément EASA Part M sous-partie G. Aucune équivalence à cet agrément n'existe au sein de la FAA. Cette responsabilité est au niveau de l'exploitant ou du propriétaire CAE Aviation (14 CFR part 91, section 91.403). Les différents audits internes réalisés au sein de la société de maintenance avaient déjà identifié des difficultés du maintien de navigabilité des avions de la société CAE Aviation. Cela s'explique en raison des diverses immatriculations émises par différents États, de l'exploitation d'avions issus de différents constructeurs et de la spécificité de chaque cellule (historique, modification appliquée, ...). Les avions Merlin sont ceux pour lesquels cette complexité est la plus aigüe. En l'absence d'équivalence au sein de la FAA d'un agrément relatif au maintien et au suivi de la navigabilité, le plan de maintenance de l'avion n'était pas adapté à sa définition technique et donc la maintenance réalisée ne tenait pas compte des spécificités de l'aéronef. Si l'avion avait été géré selon les exigences européennes, l'organisme EASA Part M aurait dû établir et faire approuver par l'autorité un programme d'entretien de l'aéronef (PEA) reprenant les spécificités de l'aéronef.

Pour les scénarios traitant de la défaillance du système SAS ou des commandes de vol, en l'absence de la documentation spécifique à cette modification de 1985 protégée selon le règlement ITAR, l'analyse du BEA-É s'est appuyée sur l'examen visuel de l'avion jumeau de la compagnie CAE Aviation. Une demande de consultation de la documentation relative à cette modification est toujours en cours et l'analyse du BEA-É pourrait être éventuellement complétée à l'issue de la consultation de cette dernière.

Trois scénarios restent envisagés :

- l'hypothèse d'une rupture de l'antenne HF à l'origine de l'accident est improbable ;
- l'hypothèse d'une défaillance du SAS contrée par le pilote à l'origine de l'accident est possible ;
- l'hypothèse d'un endommagement d'un élément des commandes de vol de la chaîne de profondeur à l'origine de l'accident est plausible.

3. CONCLUSION

L'évènement débute par une défaillance technique à la rotation ou à l'envol, laquelle conduit à une perte de contrôle.

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

Sur l'aéroport international de Malte, l'équipage d'un avion SA227 AT modifié réalise un décollage normal aux instruments à la masse maximale.

À l'envol, la rentrée du train d'atterrissage est initiée et l'avion continue d'augmenter son assiette. Lorsque l'assiette atteint 34°, l'avion effectue un décrochage motorisé et s'incline brusquement sur la droite jusqu'à être trois-quarts dos. L'inclinaison se réduit à l'apogée de la trajectoire puis l'avion poursuit son vol en piquer.

L'avion impacte le sol avec une attitude de 38° d'assiette « à piquer », une inclinaison de l'ordre de 70° à droite et une puissance installée symétrique sur les deux moteurs.

L'avion immatriculé aux USA dispose notamment de commandes de vol modifiées et son entretien est réalisé conformément au plan d'entretien standard par une société française selon un agrément FAA « *Repair Station* ». La société de maintenance ne dispose pas de la documentation spécifique pour cette modification protégée selon le règlement ITAR.

3.2. Causes de l'évènement

Les investigations montrent qu'une défaillance technique est à l'origine de l'accident. Cette défaillance prendrait son origine à la fois dans les modifications spécifiques de l'avion et dans l'application d'une maintenance non adaptée à ces modifications.

Trois scénarios sont envisageables :

- la rupture de l'antenne HF s'enroulant autour de la gouverne de profondeur ;
- une activation accidentelle du système SAS contrée par le pilote ;
- le blocage de la profondeur par la défaillance d'un élément de la chaîne de commandes de vol.

Compte tenu de l'état de l'épave et de l'absence de témoignage de l'équipage, seul un enregistreur de données d'accident aurait pu permettre au BEA-É de confirmer l'une de ces hypothèses.

Cependant, compte tenu des éléments exposés dans l'analyse, l'hypothèse d'un endommagement d'un élément de la chaîne de profondeur reste la plus plausible.

PAS DE TEXTE

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Lors de la phase de déclenchement de l'enquête, le BEA-É a été informé par le bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA).

En conséquence, le BEA-É recommande :

aux autorités d'emploi, et plus largement à tous les représentants étatiques concernés, d'étudier l'introduction systématique d'une clause, dans les contrats d'affrètement d'aéronefs utilisés pour effectuer des missions au profit de l'État français, précisant que la compétence du BEA-É soit systématiquement recherchée en cas d'évènement aérien.

R1 – [I-2016-15-A]

4.1. Mesures de prévention liées à l'évènement

4.1.1. Maintenance adaptée

Avec un certificat de navigabilité de catégorie normale, en l'absence de directive ou documentation particulière, la société de maintenance entretenait l'avion modifié selon le plan d'entretien standard établi par le détenteur du certificat de type, alors que l'avion avait fait l'objet de certaines modifications classées ITAR. C'est notamment le cas de celles appliquées aux commandes de vol et au SAS.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à CAE Aviation de faire réaliser une maintenance adaptée à ses avions modifiés immatriculés aux USA.

R2 – [I-2016-15-A]

4.1.2. Entraînement des pilotes d'avion équipés de « *stick pusher* »

La FAA a étudié les réactions des pilotes lors de l'activation du pousseur de manche. Elle a conclu (*Advisory Circular* FAA 120-109 page 10) qu'il est fréquent qu'un pilote confronté pour la première fois à une activation de pousseur de manche lutte contre cette activation et tire immédiatement en arrière le manche, malgré l'enseignement théorique reçu de ne pas contrer l'effort. Face à une panne sans signe avant-coureur (alarme ou augmentation de l'incidence), ce type de réaction sera d'autant plus probable.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la FAA et à l'EASA de s'assurer que tous les exploitants mettant en œuvre des aéronefs équipés de « *stick pusher* » intègrent dans le programme de formation de leurs pilotes un module pratique sur l'activation intempestive du « *pusher* » et sur la réaction associée. Pour ce module, le recours à un simulateur sera privilégié.

R3 – [I-2016-15-A]

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

4.2.1. Déclenchement de l'alerte

Lors de l'enquête, en raison d'un accès limité in situ, il n'a pas été possible de déterminer les raisons pour lesquelles le contrôleur à la tour n'a pas été le premier à déclencher l'alerte.

En conséquence, le BEA-É recommande :

aux autorités maltaises en charge de l'aéroport d'étudier les causes de la non détection en premier de l'accident par le contrôleur en poste à la vigie au moment de l'évènement afin d'initier des mesures d'amélioration.

R4 – [I-2016-15-A]

4.2.2. Enregistreurs d'accident

L'aéronef n'était pas équipé d'enregistreur de données d'accident.

En conséquence, le BEA-É recommande :

aux autorités étatiques affrétant des aéronefs, de privilégier l'emploi d'aéronefs équipés d'enregistreurs d'accidents dans les contrats d'affrètement d'aéronefs utilisés pour effectuer des missions au profit de l'État français.

R5 – [I-2016-15-A]

ANNEXES

ANNEXE 1	Descriptif de l'avion Merlin IV SA227 AT immatriculé N577MX	54
ANNEXE 2	Extrait de la carte de l'aéroport de Malte	56
ANNEXE 3	Données issues de l'équipement SANDEL et du boîtier SKYTRAK.....	57
ANNEXE 4	Descriptif du système anti-décrochage dénommé SAS de l'avion SA227	60
ANNEXE 5	Descriptif du phénomène de décrochage motorisé appliqué au SA227 AT.....	64
ANNEXE 6	Schéma illustrant le cheminement des câbles de l'aéronef accidenté (BEA-É)	65
ANNEXE 7	Compte rendu du BEA sur un blocage de gouverne de profondeur par un câble s'enroulant autour d'elle.....	66
ANNEXE 8	Descriptif de cas d'endommagements des commandes de vol sur avion SA226/227.....	67

ANNEXE 1

DESRIPTIF DE L'AVION MERLIN IV SA227 AT IMMATRICULE N577MX

L'avion Merlin IV C SA227 AT est un avion monopilote²⁸ conçu par Fairchild dans les années 1980. Evolution du SA26 conçu dans les années 1960, c'est un avion à aile basse, pressurisé, équipé de deux turbopropulseurs et conçu pour transporter 16 passagers au maximum.

Les masses maximales autorisées sont :

- au roulage au sol de 16 100 livres ;
- au décollage de 16 000 livres ;
- à l'atterrissage de 15 500 livres.



Figure 29 : avion SA227 AT

Il est équipé de deux moteurs de marque Honeywell TPE 331-11U-611G qui entraînent des hélices de marque DOWTY R321/4-82F/B. Le moteur, d'une puissance de 1 000 cv (1 100 cv avec l'injection eau-méthanol) est une turbomachine à turbine liée comprenant :

- deux étages de compresseur centrifuges ;
- une chambre de combustion à flux inversé ;
- une turbine axiale à trois étages qui entraîne un réducteur relié à l'hélice.

Le moteur est conçu pour tourner à vitesse constante (N1) et entraîne l'hélice à 1 591 tours par minute. La variation du pas d'hélice permet, au travers de la régulation du moteur et de l'hélice, de faire varier la puissance tout en maintenant un régime de rotation constant.

Les carburants autorisés sont les Jet A, Jet A1, JP4 et JP5. Les huiles autorisées doivent être conformes aux huiles de type MIL-L-23699 (Type II).

L'avion est équipé d'un système anti-décrochage dénommé SAS (*stall avoidance system*) dont le fonctionnement est décrit en annexe 4.

L'avion accidenté a appartenu à plusieurs propriétaires et a fait l'objet de chantiers de modification.

Le tableau ci-après retrace ces grandes étapes.

²⁸ Selon le manuel de vol de l'avion, l'équipage minimal est d'un pilote, sauf quand deux pilotes sont requis pour les opérations aériennes.

Date	Heures de vol	Immat.	Situation	Certificat de navigabilité FAA	Observations
26/11/1983	0	N31134	Neuf		Sortie de fabrication
09/04/1985	10	N31134	Modification		MTOW ²⁹ augmentée à 16 000 livres et installation de caméras et de STCs ³⁰
01/05/1985	10	N31134		<i>Experimental</i>	
06/06/1985	27	N31134		<i>Special</i>	
28/08/1991	1 884	N31134	Inspection		Suite à foudroiement en vol
27/03/1997	4 747	N120JM	-		Changement d'immatriculation
11/04/1997	4 764	N120JM		<i>Restricted</i>	
07/05/2003		N120JM	Modification		Dépose de composants RADAR et FLIR
21/12/2005	?	N120JM	-	Autorisation de vol	« Fly Permit » du 19/12/2005
?	?	N120JM	Absence d'enregistrement des actions de maintenance entre décembre 2005 et juillet 2011. Perte du certificat de navigabilité		
13/07/2011	6 325	N577MX	-	-	Changement de propriétaire et d'immatriculation
28/07/2011	6 328	N577MX	Modification		Installation de nouveaux capteurs, TCAS ³¹ , TAWS ³² , réservoirs supplémentaires et antennes HF/UHF
28/07/2011	6 328	N577MX	-	<i>Restricted</i>	Recertification par FAA
11/08/2011	6 331	N577MX	-	<i>Normal</i>	Certification par FAA
09/2011	6 357	N577MX			Achat par CAE Aviation
10/03/2016	9 006	N577MX	Modification	<i>Normal</i>	Dépose d'anciens capteurs et installation de nouveaux capteurs et d'antennes
En 2016	-	N577MX		<i>Normal</i>	Adjonction d'un siège et d'un capteur

Historique de l'avion SA227 – n° de série : AT 577 B

²⁹ MTOW : *maximum takeoff weight* – masse maximale au décollage.

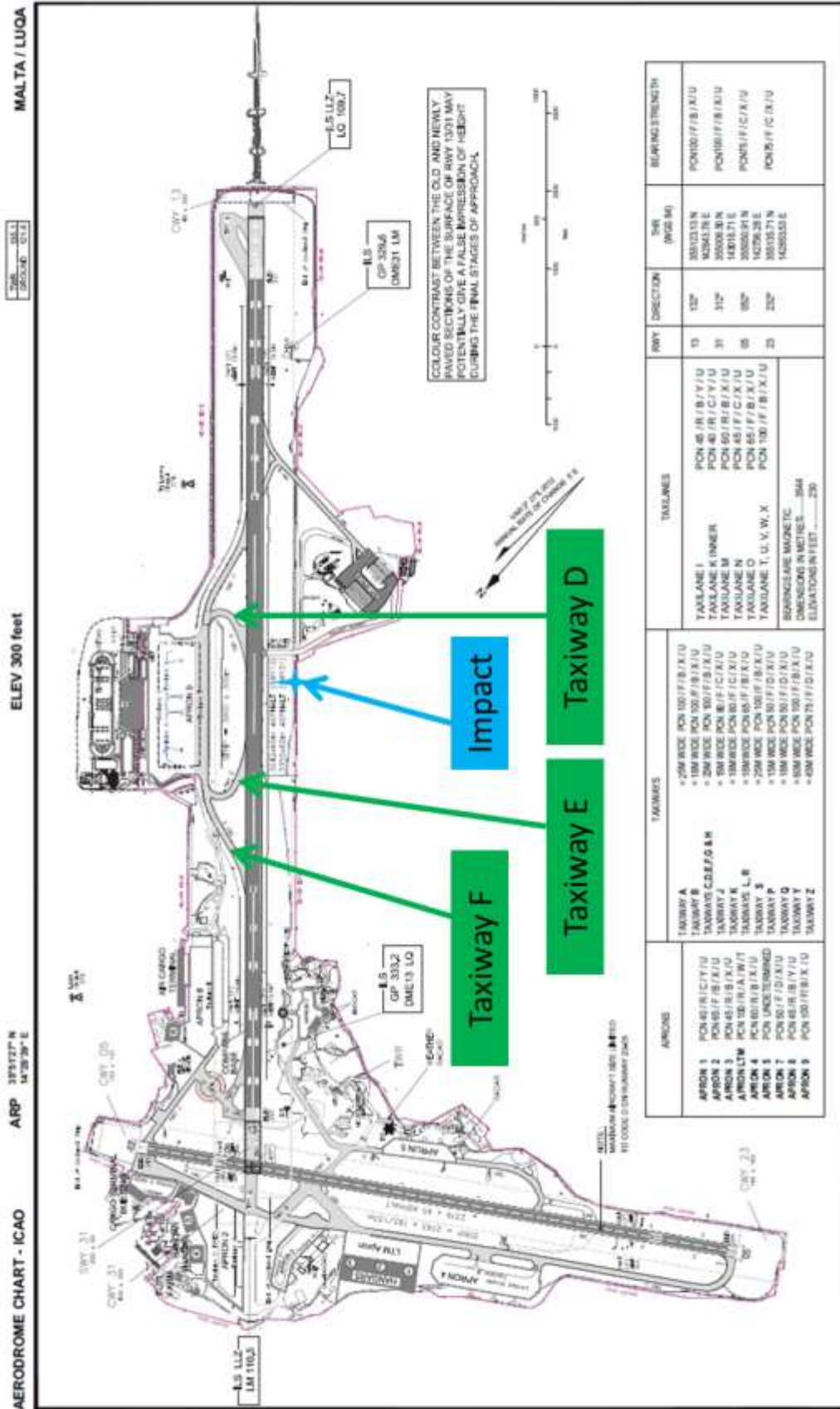
³⁰ STC : certificat de type supplémentaire.

³¹ TCAS : système d'anticollision entre aéronefs (*Traffic Collision Avoidance System*).

³² TAWS : système d'alerte de proximité du relief (*Terrain Awareness and Warning System*).

ANNEXE 2

EXTRAIT DE LA CARTE DE L'AEROPORT DE MALTE



ANNEXE 3

DONNEES ISSUES DE L'EQUIPEMENT SANDEL ET DU BOITIER SKYTRAK

Les données issues des équipements SANDEL et SKYTRAK ont permis :

- d'une part, d'obtenir une trajectoire de l'aéronef ;
- d'autre part, d'obtenir indirectement des données complémentaires sur le fonctionnement des systèmes de l'avion (circuit électrique continu et alternatif, système TCAS).

L'arrêt d'enregistrement ne permet pas d'obtenir ces informations jusqu'à l'impact.

La trajectoire issue des enregistrements est présentée ci-dessous comparativement à celle issue de l'analyse des vidéos sous trois angles différents.



Figure 30 : trajectoires comparatives de l'avion après reconstitution (vue de dessus)



Figure 31 : trajectoires comparatives de l'avion après reconstitution (vue côté sud de la piste)



Figure 32 : trajectoires comparatives de l'avion après reconstitution (vue côté est de la piste)

Avec le boîtier SANDEL, les données permettent d'établir le fonctionnement de certains systèmes.

Aucun défaut d'alimentation du boîtier en courant continu ou alternatif n'est constaté jusqu'à l'arrêt de l'enregistrement.

Le système TCAS était en fonctionnement car le boîtier reçoit deux signalements de trafic (passage du paramètre TCAS1-WDS de 2 à 5) via le boîtier TCAS :

- un pendant la phase de déplacement au sol au parking ou sur les taxiways ;
- un deuxième signalement similaire pendant la phase d'alignement/décollage.

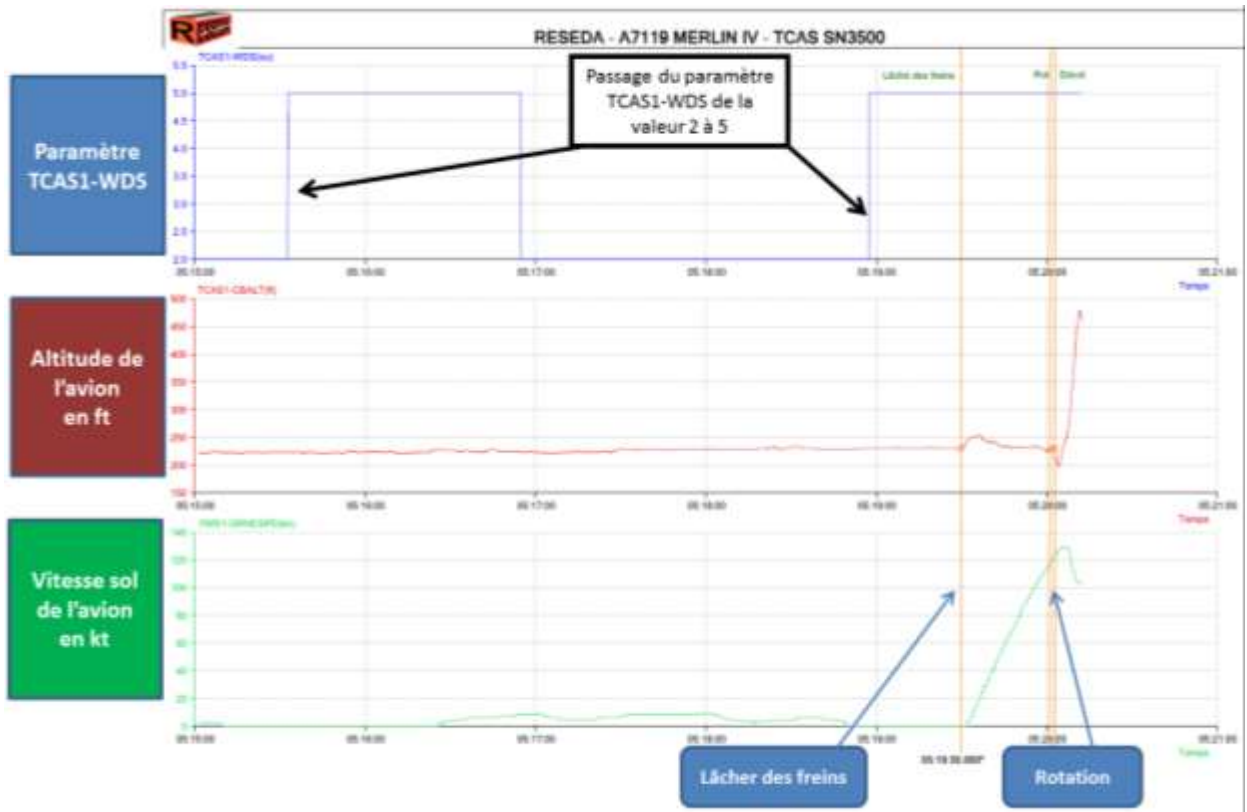


Figure 33 : identification des deux signalements de trafic (1^{re} ligne) reçus par le boîtier SANDEL

ANNEXE 4

DESCRIPTIF DU SYSTEME ANTI-DECROCHAGE DENOMME SAS DE L'AVION SA227

L'avion est équipé d'un système anti-décrochage dénommé SAS (*stall avoidance system*) qui comporte notamment un pousseur de manche (*stick pusher*) et un indicateur en cabine utilisant les informations fournies par une sonde d'incidence. Le pousseur de manche est monté en parallèle sur la ligne de commande de profondeur. Le mécanisme du système SAS assurant la fonction pousseur de manche est dénommé servo-commande du SAS. L'effort exercé par la servo-commande, de l'ordre de 27 kilogrammes, est contrôlé par une limitation de l'intensité du courant le traversant qui occasionne son débrayage en cas de dépassement.

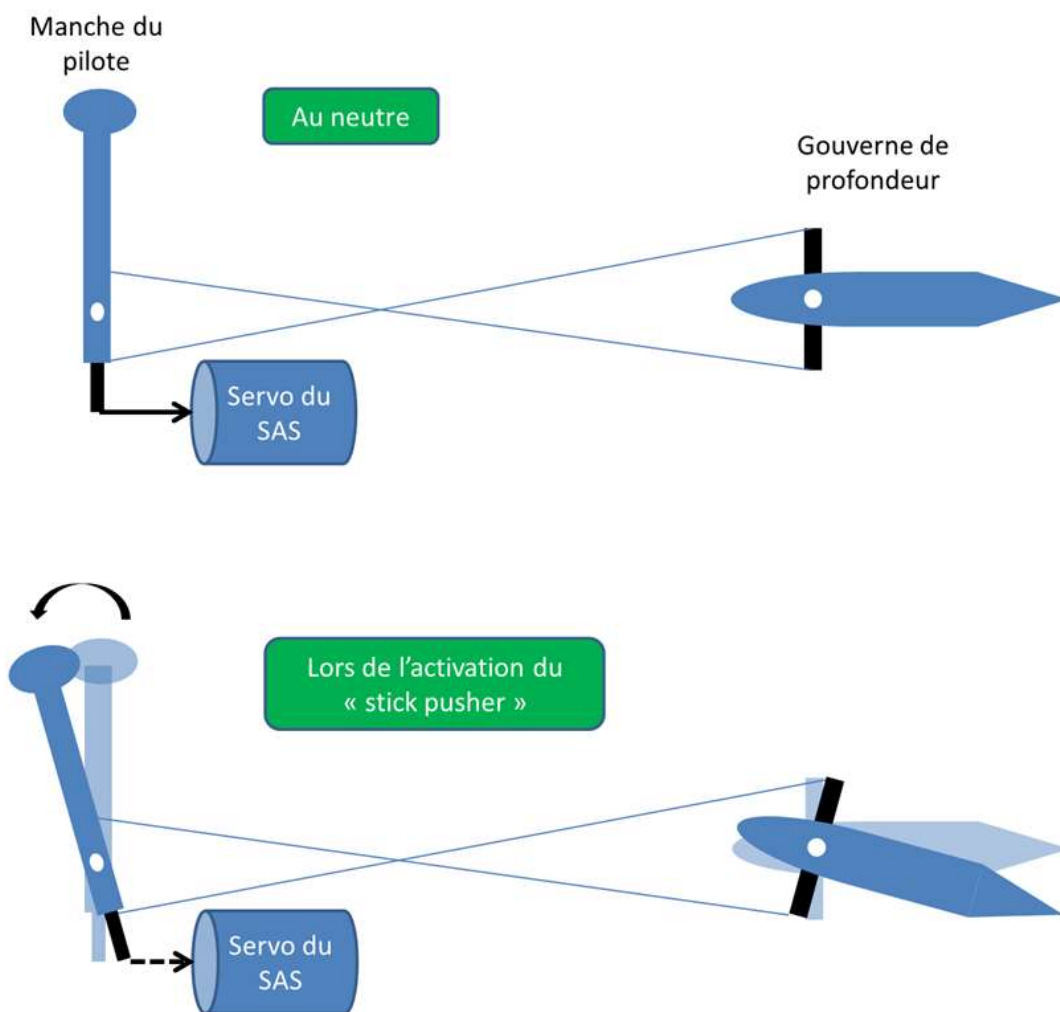


Figure 34 : schéma illustratif de l'installation du pousseur de manche sur SA227

Fonctionnement normal :

Selon la documentation, le système est en fonction si :

- l'interrupteur « SAS CLUTCH » est en position « ON » ;
- le contacteur « train enfoncé » est en mode « VOL » ;
- le contacteur « air speed switch » est en mode vitesse air inférieure à 140 kt \pm 5 kt.

En vol lorsque la vitesse dépasse 140 kt \pm 5 kt, le voyant « SAS ARM » s'éteint.

Selon le manuel de vol, le système SAS est testé au sol par l'équipage avant le départ du parking de façon systématique. Selon la liste d'équipement minimale (MEL), en cas de dysfonctionnement identifié de ce système, le vol ne doit pas être entrepris.

En plus des informations de vitesse, le système SAS de l'avion Merlin IVC est composé :

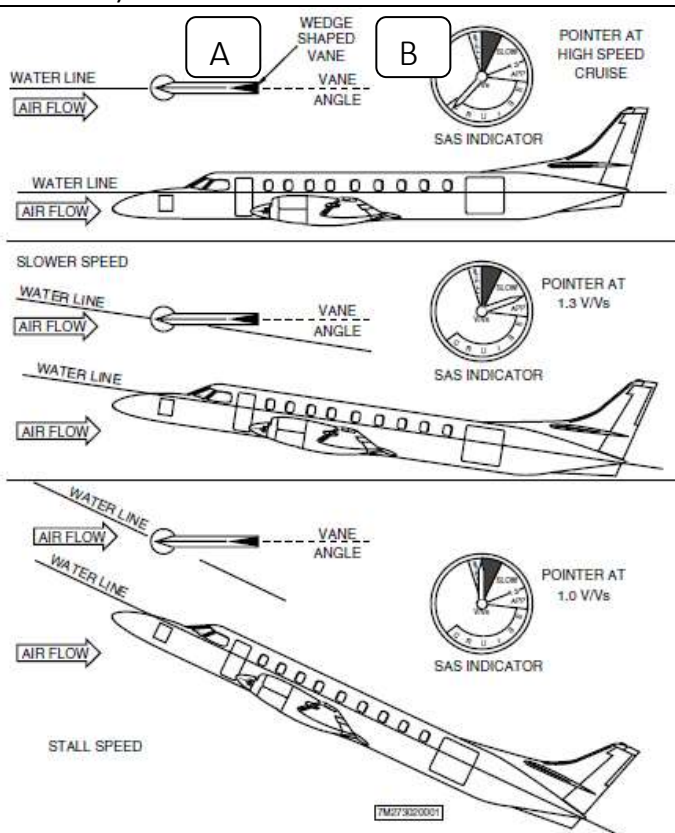
- d'une sonde d'incidence (A) ;
- d'un indicateur SAS dans le cockpit (B) ;
- d'un « pousseur » de manche (non illustré).

En vol de croisière (≥ 140 kt \pm 5 kt), le système est désenclenché

A vitesse intermédiaire (1,3 fois la vitesse de décrochage), le pilote est informé visuellement

A l'approche de la vitesse de décrochage, le pilote reçoit une alarme sonore

Très proche du décrochage, pour une incidence estimée de l'ordre de 15°, un système « pousseur » de manche agit sur les commandes de vol pour éviter le décrochage. L'effort est de l'ordre de 27 kilogrammes.



Fonctionnement anormal :

En cas de panne du système SAS en vol, il peut être signalé par :

- soit l'allumage clignotant du voyant « SAS FAULT », qui traduit une panne d'alimentation électrique de la servo-commande (moteur électrique) du SAS ou le désengagement de l'embrayage du moteur électrique ;
- soit l'allumage continu du voyant « SAS FAULT », qui indique une panne d'alimentation électrique du boîtier de contrôle du SAS ou une panne d'alimentation électrique du boîtier de contrôle associée à une panne de la servo-commande (moteur électrique) ou de l'embrayage.

Un extrait des check-lists (en langue anglaise uniquement) de ce système est fourni ci-après.

== MERLIN IVC – ICAO ANNEX 8 ==

STALL AVOIDANCE SYSTEM (SAS) MALFUNCTIONS

SAS FAULT LIGHT ON IN FLIGHT

- *1. SAS CLUTCH or SAS SERVO SWITCH OFF
- 2. SAS Computer Power Circuit Breaker PULL

CAUTION

WITH THE SAS DISENGAGED (OR INOPERATIVE) THE AIRPLANE WILL HAVE UNDESIRABLE STALL CHARACTERISTICS AT AFT CENTER OF GRAVITY LOADINGS. ADEQUATE MARGINS ABOVE THE STALL SPEED SHOULD BE MAINTAINED IN ALL OPERATIONS. ENSURE THAT TOUCHDOWN SPEED IS EQUAL TO OR GREATER THAN $1.1 V_{S1}$.

NOTE

- Fault light on flashing indicates a servo power interruption or servo clutch disengagement.
- Fault light on steady in flight indicates computer power failure, or computer power failure with simultaneous servo or clutch failure.
- With the fault light on, angle of attack and stall warning indications may be unreliable.

SAS MALFUNCTION – NOSE DOWN (INADVERTENT PUSHER)

In the event of a nose down malfunction (no aural tone is heard) the following procedure should be initiated:

- 1. ELEVATOR CONTROL OVERPOWER TO MAINTAIN AIRPLANE CONTROL
- *2. SAS CLUTCH or SAS SERVO SWITCH OFF
- 3. SAS Computer Power Circuit Breaker PULL

WARNING

PULL FORCES REQUIRED TO OVERPOWER THE STICK PUSHER MAY EXCEED 60 POUNDS.

CAUTION

WITH THE SAS DISENGAGED (OR INOPERATIVE) THE AIRPLANE WILL HAVE UNDESIRABLE STALL CHARACTERISTICS AT AFT CENTER OF GRAVITY LOADINGS. ADEQUATE MARGINS ABOVE THE STALL SPEED SHOULD BE MAINTAINED IN ALL OPERATIONS. ENSURE THAT TOUCHDOWN SPEED IS EQUAL TO OR GREATER THAN $1.1 V_{S1}$.

FAA APPROVED: MAY 13/87
REVISED: JAN 26/93

EMERGENCY PROCEDURES

3-27
8AT

MERLIN IVC – ICAO ANNEX 8

STALL AVOIDANCE SYSTEM (SAS) MALFUNCTIONS (continued)

AURAL STALL WARNING AT SPEEDS WELL IN EXCESS OF NORMAL STALL WARNING SPEEDS

When an aural stall warning occurs in unaccelerated flight at speeds well in excess of normal stall warning speed, possible damage to the SAS vane is indicated and an inadvertent nose down push may occur.

- *1. SAS CLUTCH or SAS SERVO SWITCH OFF
- 2. SAS Computer Power Circuit Breaker PULL

If the stall warning horn does not silence:

- 3. Stall Warning Circuit Breaker PULL

CAUTION

WITH THE SAS DISENGAGED (OR INOPERATIVE) THE AIRPLANE WILL HAVE UNDESIRABLE STALL CHARACTERISTICS AT AFT CENTER OF GRAVITY LOADINGS. ADEQUATE MARGINS ABOVE THE STALL SPEED SHOULD BE MAINTAINED IN ALL OPERATIONS. ENSURE THAT TOUCHDOWN SPEED IS EQUAL TO OR GREATER THAN 1.1 V_{S1} .

Cas particulier de dysfonctionnement

Dans le rapport NTSB AAR 88/10 relatif à l'accident d'un avion SA227 AC, un descriptif de différents cas de défaillances du système SAS et des conséquences associées est réalisé. Les cas d'activation inappropriée du pousseur de manche en vol relatés par les opérateurs sont reproduits dans le tableau ci-après :

Activation du « <i>stick pusher</i> »	Avion SA226	Avion SA227
Au décollage	5	0
En montée	3	1
En descente ou approche	4	10
Intermittente en vol	7	4
Intermittente en vol d'essai	1	1

Un cas est particulièrement décrit en page 10. Il concerne un équipage d'un SA226 qui a subi en approche une activation non commandée du pousseur de manche vers l'avant. L'équipage n'a pas pu désactiver le système SAS. Les deux pilotes ont dû conjointement exercer un effort extrême pour dépasser l'effort du pousseur de manche. Le constructeur précise que l'effort maximum que peut exercer le système au niveau du manche pilote est de 119 à 146 livres (soit 54 à 66 kilogrammes). L'investigation technique réalisée a montré que de l'eau accumulée en dessous du plancher cabine avait migré dans le connecteur électrique du moteur électrique du SAS.

ANNEXE 5

DESCRIPTIF DU PHENOMENE DE DECROCHAGE MOTORISE APPLIQUE AU SA227 AT

Lors d'un décrochage un départ en roulis peut être observé quand une aile (ou une partie de celle-ci) décroche un peu avant l'autre du fait d'une incidence locale un peu supérieure.

Cette dissymétrie d'incidence peut être liée à de la turbulence, un angle de dérapage non nul, une déflexion des ailerons, ou l'effet du souffle moteur résiduel.

Dans le cas d'un décrochage motorisé, à forte incidence et avec la puissance de décollage, les effets du moteur deviennent prépondérants, en particulier :

- une répartition dissymétrique de la portance, plus forte du côté de la pale descendante, l'aile gauche étant donc mieux alimentée que l'aile droite ;
- une augmentation locale d'incidence sur l'aile droite à cause du souffle hélicoïdal (composante descendante à gauche, remontante à droite).

L'aile droite aura donc tendance à décrocher la première, accompagnée d'un fort roulis à droite.

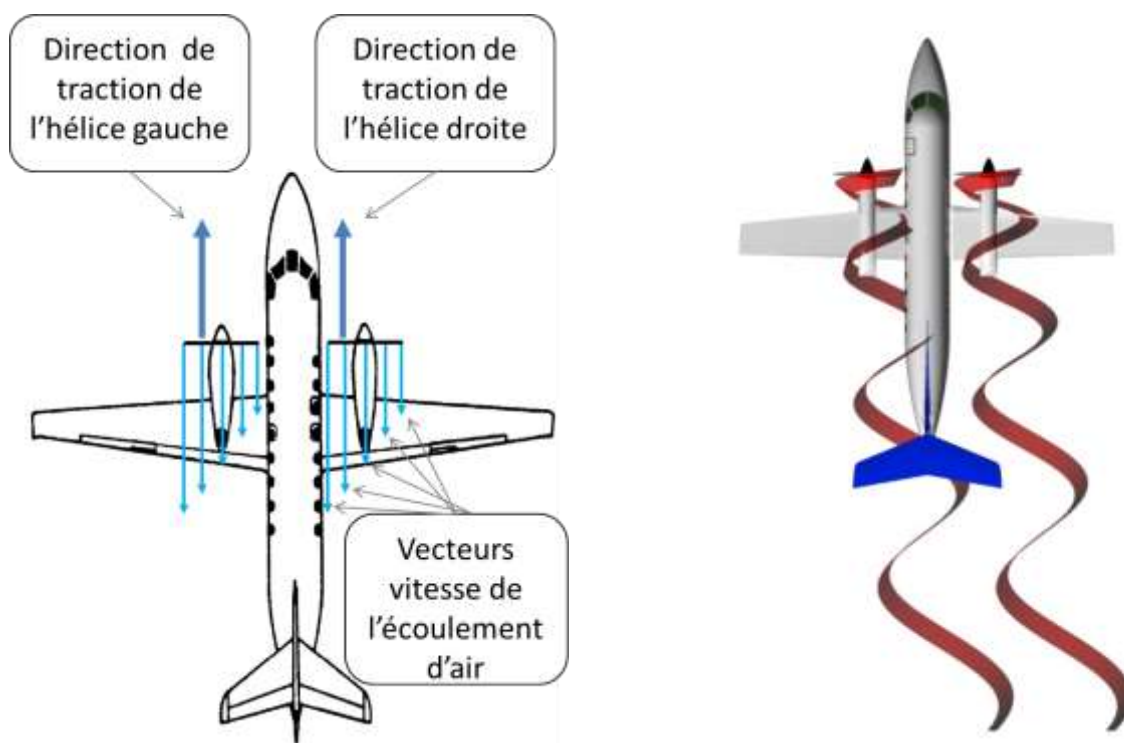
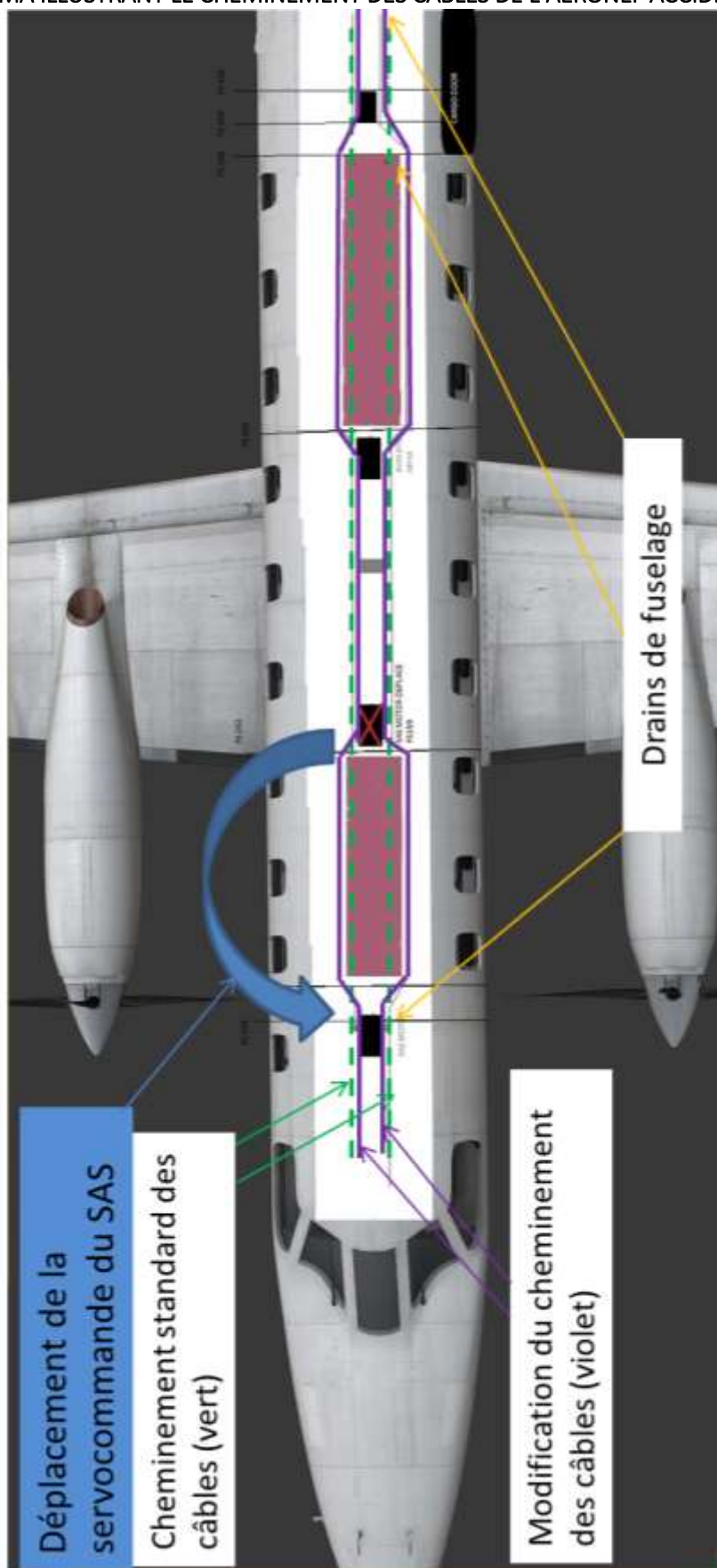


Figure 35 : illustrations des écoulements d'air et des centres de poussée des hélices sur l'avion SA227 AT

ANNEXE 6

SCHEMA ILLUSTRANT LE CHEMINEMENT DES CABLES DE L'AERONEF ACCIDENTE (BEA-É)



ANNEXE 7

COMPTE RENDU DU BEA SUR UN BLOCAGE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR PAR UN CABLE S'ENROULANT AUTOUR D'ELLE

BUREAU ENQUETES-ACCIDENTS

ACCIDENT

survenu à l'avion immatriculé F-BNXL

Événement :	perte de contrôle.
Cause identifiée :	blocage de la gouverne de profondeur.

Conséquences et dommages : pilote décédé, aéronef détruit.
Aéronef : avion SOCATA MS 893 A Rallye "Commodore".
Date et heure : vendredi 7 août 1998 à 16 h 30.
Exploitant : société.
Lieu : AD Royan (17).
Nature du vol : travail aérien.
Personnes à bord : pilote.
Titres et expérience : pilote 29 ans, PP de novembre 1995, 473 heures de vol dont 161 sur type et 106 dans les trois mois précédents.
Conditions météorologiques : vent 040° à 080° / 08 à 10 kt rafales 15 à 20 kt, CAVOK, température 33 °C.

Circonstances

L'appareil fait un passage à très basse hauteur pour accrocher la banderole. Le grappin rebondit et son câble vient s'enrouler autour de la gouverne de profondeur. Celle-ci bloquée à piqué, l'avion percute violemment le sol. Deux accidents analogues ont eu lieu en juillet et août 1997.

Conformément à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'unique objet de ce rapport est la prévention des accidents et incidents.

ANNEXE 8

DESCRIPTIF DE CAS D'ENDOMMAGEMENTS DES COMMANDES DE VOL SUR AVION SA226/227

Ces cas sont issus de la base de données du NTSB qui recense les accidents et incidents majeurs survenus aux avions SA226/227. Cette base de données n'est pas exhaustive et ne recouvre que les avions immatriculés aux USA.

Le BEA-É a extrait les quatre évènements suivants :

Date	Immat.	Intitulé	Cause identifiée
05/04/2006	N770S	Rupture en vol du câble « à piquer » de la commande de profondeur au décollage	Rupture du câble « à piquer » suite à un cheminement inapproprié du câble Contrôlabilité de l'avion difficile après réduction de la puissance des moteurs
28/12/1995	N159MC	Débattement limité de la gouverne de profondeur	Desserrage d'un boulon dans la chaîne de commande de vol
27/02/1995	N369AE	Dysfonctionnement dans les commandes de vol à l'arrondi	Mauvais cheminement du câble gauche de commande du drapeau (435 heures après son installation)
25/08/1992	N342AE	Fonctionnement inversé des commandes sur l'axe de roulis lors du vol de contrôle après maintenance	Mauvais cheminement des câbles lors du changement programmé des câbles de commandes de vol (vol de sortie de chantier de maintenance)

PAS DE TEXTE