



Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT

D'ENQUÊTE DE SÉCURITÉ



BEAD-air A-2014-024-A

Date de l'évènement 10 décembre 2014

Lieu Lieu-dit « La Bellangerie » - Vouvray (Indre-et-Loire)

Type d'appareil Alphajet

Immatriculation F-TENP – n°155

Organisme Armée de l'air

Unité Ecole de l'aviation de chasse EAC 00.314

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 française.

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 règlements et relève de la responsabilité de son utilisateur.

CREDITS

		Page de garde
	Armée de l'air.....	
Figure 1	<i>Google Earth</i> / BEAD-air.....	12
Figure 2	Gendarmerie nationale / BEAD-air.....	14
Figure 3	BEAD-air.....	14
Figure 4	<i>Google Map</i> / Gendarmerie nationale / BEAD-air....	18
Figure 5	Gendarmerie nationale / BEAD-air.....	19
Figure 6	BEAD-air.....	19
Figure 7	BEAD-air.....	20
Figure 8	Armée de l'air / BEAD-air.....	23
Figure 9	BEAD-air.....	24
Figure 10	BEAD-air.....	24
Figure 11	BEAD-air.....	24
Figure 12	AIA.....	24
Figure 13	AIA.....	24
Figure 14	BEAD-air.....	25
Figure 15	BEAD-air.....	26
Figure 16	BEAD-air.....	26
Figure 17	BEAD-air.....	26
Figure 18	BEAD-air.....	27
Figure 19	BEAD-air.....	27
Figure 20	BEAD-air.....	28
Figure 21	BEAD-air.....	29
Figure 22	<i>Bluestar</i> ®.....	29
Figure 23	<i>Google Earth</i> / BEAD-air.....	35
Figure 24	BEAD-air.....	36
Figure 25	BEAD-air.....	37
Figure 26	<i>Google Earth</i> / BEAD-air.....	39
Figure 27	AIA / BEAD-air.....	42
Figure 28	AIA.....	43
Figure 29	AIA / BEAD-air.....	43
Figure 30	AIA / BEAD-air.....	43
Figure 31	BEAD-air.....	47
Figure 32	BEAD-air.....	50
Figure 33	BEAD-air.....	52
Figure 34	BEAD-air.....	54
Figure 35	Armée de l'air / BEAD-air.....	55
Figure 36	BEAD-air.....	56
Figure 37	BEAD-air.....	58
Figure 38	BEAD-air.....	60
Figure 39	BEAD-air.....	62
Figure 40	BEAD-air.....	66
Figure 41	CISMF / BEAD-air.....	67
Figure 42	Armée de l'air / BEAD-air.....	69
Figure 43	BEAD-air.....	72
Figure 44	BEAD-air.....	74
Figure 45	BEAD-air.....	76

Figure 46	BEAD-air.....	80
Figure 47	SIA.....	82
Figure 48	Armée de l'air.....	84
Figure 49	BEAD-air.....	85
Figure 50	Armée de l'air / BEAD-air.....	99
Figure 51	BEAD-air.....	102
Figure 52	BEAD-air.....	103
Figure 53	BEAD-air.....	104
Figure 54	BEAD-air.....	105
Figure 55	http://www.vogelwarte.ch/fr/oiseaux/les-oiseaux-de-suisse/pluvier-dore.html	106
Figure 56	BEAD-air.....	108
Figure 57	Armée de l'air / BEAD-air.....	109
Figure 58	DGA EP / BEAD-air.....	110
Figure 59	Armée de l'air / BEAD-air.....	111

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
CREDITS	3
TABLE DES MATIERES	5
GLOSSAIRE	7
SYNOPSIS	9
1. Renseignements de base	11
1.1. Déroulement du vol	11
1.2. Tués et blessés	13
1.3. Dommages à l'aéronef	13
1.4. Autres dommages	13
1.5. Renseignements sur le personnel	14
1.6. Renseignements sur l'aéronef	15
1.7. Conditions météorologiques	17
1.8. Aides à la navigation	17
1.9. Télécommunications	17
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	17
1.11. Enregistreurs de bord	18
1.12. Renseignements sur la zone de l'impact et sur l'épave	18
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	20
1.14. Incendie	21
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	21
1.16. Essais et recherches	22
1.17. Renseignements sur les organismes	22
1.18. Renseignements supplémentaires	23
1.19. Techniques spécifiques d'enquête	28
2. Analyse	31
2.1. Points clés de l'analyse	31
2.2. Déroulement de l'évènement	33
2.3. Endommagement en vol du moteur gauche	42
2.4. Recherche des causes possibles de la perte de poussée du réacteur droit	46
2.5. Gestion de l'évènement par l'équipage	82
2.6. Gestion du péril aviaire par l'organisme	87
3. Conclusion	89
3.1. Eléments établis utiles à la compréhension de l'évènement	89
3.2. Causes de l'évènement	89
4. Recommandations de sécurité	91
4.1. Mesures de prévention pouvant être liées à l'évènement	91
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'évènement	92
5. Annexes	95
ANNEXE 1 EVENEMENTS COMPARABLES DE L'ARMEE DE L'AIR FRANÇAISE	96
ANNEXE 2 EVENEMENT SIMILAIRE SUR UN ALPHAJET ALLEMAND	98
ANNEXE 3 PLANCHE DE BORD DE L'ALPHAJET	99
ANNEXE 4 ORIGINES ET FONDEMENTS THEORIQUES DE L'ENTRETIEN D'EXPLICITATION	100
ANNEXE 5 EXPLOITATION DE L'ANALYSE SPECTRALE DU MESSAGE DE DETRESSE EMIS PAR L'INSTRUCTEUR	102
ANNEXE 6 PLUVIER DORE	106
ANNEXE 7 POMPAGE	108
ANNEXE 8 FIXATION DU TURBOREACTEUR LARZAC	109
ANNEXE 9 EXPERTISE DES VOYANTS	110
ANNEXE 10 ALIMENTATION ELECTRIQUE	111

ANNEXE 11 RELEVES ORNITHOLOGIQUES DU MOIS DE DECEMBRE 2014 SUR LA BASE
AERIENNE DE TOURS

112

GLOSSAIRE

ADAPEI	association départementale des amis et parents de personnes handicapées mentales (anciennement association départementale des amis et parents d'enfants inadaptés)
BA	base aérienne
BP	basse pression
CEMPN	centre d'expertise médicale du personnel navigant
CFA	commandement des forces aériennes
CoBP	compresseur basse pression
CoHP	compresseur haute pression
Corps HP	corps haute pression
EAC	école de l'aviation de chasse
ESIS	escadron de sécurité incendie et de sauvetage
FOH	facteurs organisationnels et humains
GTR	groupe turboréacteur
HP	haute pression
IFF	<i>identification friend or foe</i> – transpondeur
NM	<i>nautical mile</i> – mille nautique
RM1	roue mobile du 1 ^{er} étage du compresseur basse pression
SSPA	section de prévention du péril animalier
TT7	température en sortie de turbine
TuBP	turbine basse pression
TuHP	turbine haute pression
UHF	<i>ultra high frequency</i>
VORTEX	visualisation objective des retours d'expérience

PAS DE TEXTE

SYNOPSIS

Date et heure de l'évènement : 10 décembre 2014 à 17h30
 Lieu de l'évènement : commune de Vouvray (Indre-et-Loire)
 Organisme : armée de l'air
 Commandement organique : commandement des forces aériennes (CFA)
 Unité : école de l'aviation de chasse (EAC) 00.314 – base aérienne de Tours (BA 705)
 Aéronef : Alphajet n°155
 Nature du vol : vol d'instruction
 Nombre de personnes à bord : 2

Résumé de l'évènement selon les premiers éléments recueillis

Le mercredi 10 décembre 2014, un Alphajet décolle de la base aérienne de Tours pour une séance d'instruction de nuit. Après un premier tour de piste, l'avion effectue un « *touch and go* ». Au cours de la montée initiale, l'équipage perçoit une double détonation et ressent une soudaine perte de poussée. Après mise en œuvre infructueuse de la procédure de rallumage d'urgence correspondant à une double extinction, l'instructeur dirige l'avion vers une zone sombre, puis l'équipage s'éjecte.

L'avion s'écrase au lieu-dit « La Bellangerie » sur des bâtiments d'un centre de l'association départementale de parents et amis de personnes handicapées mentales (ADAPEI) à Vouvray (37) et provoque un incendie. Un habitant décède et plusieurs autres sont blessés. L'équipage est blessé et l'avion est détruit.

Composition du groupe d'enquête de sécurité

- Un directeur d'enquête de sécurité du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air).
- Un expert technique du BEAD-air.
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un officier pilote ayant une expertise sur Alphajet.
- Un officier parachutiste d'essais.
- Un sous-officier mécanicien ayant une expertise sur les moteurs de l'Alphajet.
- Un sous-officier mécanicien ayant une expertise sur la cellule et les équipements de l'Alphajet.
- Un médecin breveté de médecine aéronautique.

Autres experts consultés

- Service industriel de l'aéronautique (SIAé), atelier industriel de l'aéronautique de Bordeaux (AIA Bdx).
- Direction générale de l'armement – essais propulseurs/division analyses et investigations (DGA EP/DAI).
- Direction générale de l'armement – essais en vol (DGA EV).
- Institut de recherche biomédicale des armées (IRBA).
- Safran Aircraft Engines (groupe SAFRAN), constructeur du groupe turboréacteur (GTR) Larzac.
- Dassault Aviation (constructeur).
- Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA).

Déclenchement de l'enquête de sécurité

Le BEAD-air est prévenu de l'accident le 10 décembre vers 18h00 par le bureau maîtrise des risques de l'armée de l'air. Un EPI est présent sur les lieux de l'accident à 19h30.

Le groupe d'enquête est réuni sur les lieux de l'accident le 11 décembre à 8h00.

PAS DE TEXTE

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : MAFFIA 25
Type de vol : CAM India¹
Type de mission : vol de nuit 3 – test
Dernier point de départ : BA 705
Heure de départ : 17h20
Point d'atterrissage prévu : BA 705

1.1.2. Déroulement

L'équipage est constitué d'un instructeur en place arrière et d'un élève pilote en place avant dont c'est le troisième vol de nuit sur Alphajet, avant le lâcher de nuit.

Le vol a un double objectif :

- pour l'instructeur, il s'agit de réaliser un « *touch and go* » avant la nuit aéronautique² et un atterrissage complet³ après la nuit aéronautique ;
- pour l'élève, il s'agit d'effectuer le test « perfectionnement du vol aux instruments avant vol solo de nuit ».

Le 10 décembre 2014, le soleil se couche à 17h04 dans la région de Tours.

1.1.2.1. Préparation du vol

Vers 16h15, le vol est préparé et briefé par l'élève.

Les actions à mener en cas d'éjection et de pannes moteur sont rappelées lors du briefing avant le décollage.

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

À 17h20, l'élève met en route les deux moteurs. Après démarrage, il roule sur le taxiway et s'aligne sur la piste 20. Les moteurs répondent correctement aux sollicitations et les paramètres sont cohérents.

Après immobilisation de l'appareil, l'instructeur prend les commandes pour effectuer un tour de piste à son profit avant la nuit aéronautique, car il doit se ré-entraîner en condition de faible luminosité, son dernier vol de nuit remontant à plus de trois mois. Il décolle, effectue un tour de piste à vue et réalise un « *touch and go* ». Puis il confie les commandes à l'élève lorsque les trains et les volets sont rentrés.

¹ Circulation aérienne militaire aux instruments.

² Nuit aéronautique : période pendant laquelle le centre du disque solaire se trouve à plus de 6 degrés en dessous de l'horizon. Il est admis que pour des latitudes comprises entre 30° et 60° la nuit commence 30 minutes après le coucher du soleil et se termine 30 minutes avant le lever du soleil.

³ Atterrissage qui marque la fin effective d'un vol.

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

Lors de la montée, l'élève pilote débute un virage à gauche vers le cap 149°. En montée et en accélération vers 280 kt, l'équipage perçoit deux bruits sourds. L'instructeur et l'élève ressentent alors une nette baisse de poussée et des vibrations qu'ils attribuent aux deux réacteurs.

L'instructeur informe le contrôle aérien d'une panne moteur et annonce à l'élève qu'il reprend les commandes. L'avion est au-dessus de la Loire, à proximité des villes de Tours et de Saint-Pierre-des-Corps.

L'instructeur vire à gauche pour prendre la direction du nord et s'éloigner de l'agglomération, et annonce au contrôle aérien l'extinction des deux moteurs. Il déclare appliquer la procédure de redémarrage rapide en positionnant les deux manettes de gaz sur « STOP » puis exécute la procédure du redémarrage du moteur gauche sans succès. Il initie alors la procédure de redémarrage du groupe turboréacteur (GTR) droit en positionnant la manette des gaz du moteur droit sur « Allumage ». Passant 1 000 ft en descente, l'instructeur observe qu'il n'est plus temps de poursuivre un redémarrage du réacteur droit, décide l'évacuation de l'appareil et oriente l'aéronef vers une zone sombre qui lui semble inhabitée. Il s'éjecte, puis l'élève pilote fait de même.



Figure 1 : Positions radar de l'avion

Après l'éjection, l'avion dévie de sa trajectoire initiale vers la droite et impacte finalement des bâtiments au lieu-dit « La Bellangerie ».

Un incendie se déclare dans les bâtiments. Une personne décède dans l'accident et plusieurs autres sont blessées, dont trois gravement.

L'équipage est pris en charge par les secours et évacué vers l'hôpital. L'instructeur est sérieusement blessé et l'élève pilote plus légèrement.

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - pays : France
 - département : Indre-et-Loire
 - commune : Vouvray
 - coordonnées géographiques : 47°25'50''N - 000°46'34''E
 - altitude du lieu de l'évènement : 108 m
- Moment : jour⁴ (crépuscule)
- Aérodrome le plus proche au moment de l'évènement : Tours

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			1
Graves	1		3
Légères	1		Plusieurs ⁵
Aucune			

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
Alphajet E155		X		

1.4. Autres dommages

L'avion impacte plusieurs bâtiments d'un centre de l'ADAPEI situé au lieu-dit « La Bellangerie » sur la commune de Vouvray.

L'impact de l'avion sur les bâtiments déclenche un incendie et provoque la destruction partielle de la toiture et l'endommagement de la maçonnerie.

⁴ En aéronautique, le jour prend fin 30 minutes après le coucher du soleil, soit à 17h34 le 10 décembre 2014.

⁵ Depuis l'évènement, le nombre de blessés légers a évolué.



Figure 2 : Vue aérienne des bâtiments endommagés



Figure 3 : Dégâts provoqués par l'impact de l'avion sur les bâtiments

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Instructeur

- Age : 37 ans
- Unité d'affectation : escadron de standardisation et d'évaluation
 - fonction dans l'unité : instructeur
- Formation :
 - qualification : chef de patrouille instruction
 - école de spécialisation : EAC
 - année de sortie d'école : 2002

- Heures de vol :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont Alphajet	sur tout type	dont Alphajet	sur tout type	dont Alphajet
Total (h)	2 205	714	87	87	14	14
Dont nuit	105	12	1h20	1h20	0	0
Dont VSV	220	73	4	4	3	3

Il est instructeur sur Alphajet depuis 2011, année de son affectation à Tours.

- Date du dernier vol sur Alphajet :
 - de jour : 09 décembre 2014
 - de nuit : 17 juillet 2014
- Carte de circulation aérienne :
 - type : carte verte
 - date d'expiration : 03 décembre 2015

1.5.2. Elève pilote

- Age : 22 ans
- Unité d'affectation : EAC 00.314
 - fonction dans l'unité : élève pilote
- Heures de vol :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont Alphajet	sur tout type	dont Alphajet	sur tout type	dont Alphajet
Total (h)	249	81	81	81	17	17
Dont nuit	15h40	1h20	1h20	1h20	1h20	1h20

- Date du dernier vol sur Alphajet
 - de jour : 02 décembre 2014
 - de nuit : 09 décembre 2014⁶

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de l'air
- Commandement organique d'appartenance : CFA
- Base aérienne de stationnement : BA 705

⁶ L'élève pilote a effectué un vol le 09 décembre 2014 de 17h45 à 18h45, ce qui lui laisse un temps de repos suffisant avec le vol effectué le 10 décembre 2014.

- Unité d'affectation : escadron de soutien technique aéronautique (ESTA) 15.314
- Caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis
Cellule	Alphajet	155	5 395	GV2 ⁷ : 1456 - VP ⁸ : 580
Moteur droit	Larzac 04C6	42111	5 660	VT ⁹ : 212
Moteur gauche	Larzac 04C6	41195	5 669	VT : 24

1.6.1. Maintenance

L'entretien et la mise en œuvre sont conformes au programme d'entretien approuvé par la structure intégrée du maintien en condition opérationnelle des matériels aéronautiques du ministère de la défense (SIMMAD).

1.6.2. Performances

L'appareil ne fait l'objet d'aucune restriction de vol.

1.6.3. Masse et centrage

A la mise en route, la masse de l'avion est de 5 100 kg.

La masse estimée de l'appareil au moment de l'évènement est de 4 900 kg.

Le centrage est dans les normes.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : F-34.
- Quantité de carburant au décollage : 1 860 L.
- Quantité de carburant restant au moment de l'évènement : environ 1 700 L.

1.6.5. Autres fluides

Sans objet.

⁷ La GV2 est la deuxième grande visite (GV) de l'appareil depuis sa mise en service. Le plan de maintenance a évolué en juillet 2014. Jusqu'à cette date, les GV avaient lieu tous les 9 ans.

⁸ Le plan de maintenance a évolué en juillet 2014. Jusqu'à cette date, les visites périodiques (VP) avaient lieu tous les 3 ans entre chaque GV.

⁹ Visite technique effectuée toutes les 600 heures de fonctionnement.

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

Les prévisions météorologiques couvrant la période de l'évènement font état d'un vent du 290° pour 8 kt, d'une visibilité supérieure à 8 km et d'un ciel nuageux à 700 ft et très nuageux à 4 000 ft.

L'aérodrome se trouve à l'arrière d'un front froid. Le ciel de traîne, constitué de cumulus et de stratocumulus, est peu actif. Les conditions météorologiques sont compatibles avec le vol prévu.

1.7.2. Observations

Les conditions météorologiques observées sur l'aérodrome de Tours sont :

- vent du 250° pour 7 kt ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- peu de nuages¹⁰ à 3 400 ft et ciel couvert¹¹ à 4 600 ft ;
- pression rapportée au niveau de la mer : 1 023 hPa ;
- température au sol : 10 °C.

1.8. Aides à la navigation

L'Alphajet est équipé d'un VOR¹²/ILS¹³ et d'un TACAN¹⁴.

1.9. Télécommunications

L'Alphajet est équipé d'un poste UHF¹⁵ et d'un poste VHF.

Au moment de l'évènement, l'équipage est en liaison UHF avec le service d'approche de la BA de Tours.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

La piste est orientée 02/20, longue de 2 404 mètres, large de 45 mètres, bitumée et en bon état. Le terrain est équipé d'un TACAN, d'un ILS en piste 20 et d'un radar de guidage final de précision sur chaque axe d'approche.

¹⁰ Cela correspond à une couverture nuageuse de 1 à 2 octas, c'est-à-dire que les nuages recouvrent 1 à 2/8 du ciel.

¹¹ Cela correspond à une couverture nuageuse de 8 octas, c'est-à-dire que les nuages recouvrent l'ensemble du ciel.

¹² Un VOR (*VHF omnidirectional range*) est une balise au sol émettant des ondes radios à courte et moyenne distance dans la gamme VHF. L'Alphajet est équipé d'un récepteur qui indique au pilote sur quel radial de la balise il se trouve.

¹³ Un ILS (*instrument landing system*) est un système au sol émettant deux faisceaux radioélectriques perpendiculaires (horizontal et vertical) permettant de guider les aéronefs lors des approches et atterrissages aux instruments. L'Alphajet est équipé d'un récepteur qui indique au pilote la position par rapport au plan d'approche défini.

¹⁴ Un TACAN (*tactical air navigation*) est une balise au sol émettant des ondes radios dans la gamme UHF. L'Alphajet est équipé d'un récepteur qui indique au pilote sa position (radial et distance) par rapport à la balise. L'information angulaire est seulement accessible pour les aéronefs d'état.

¹⁵ *Ultra high frequency.*

La Loire est à 1,2 NM de l'extrémité sud de la piste 20. Les centres-villes de Tours et de Saint-Pierre-des-Corps se situent au-delà du fleuve.

L'aérodrome de Tours dispose d'une section de prévention du péril animalier (SPPA). Son rôle est de réduire les risques de collision entre les aéronefs et les animaux lors des opérations de décollage et d'atterrissage¹⁶.

1.11. Enregistreurs de bord

L'Alphajet n'est équipé d'aucun dispositif d'enregistrement de paramètres ou de conversation.

1.12. Renseignements sur la zone de l'impact et sur l'épave

1.12.1. Examen de la zone de l'impact

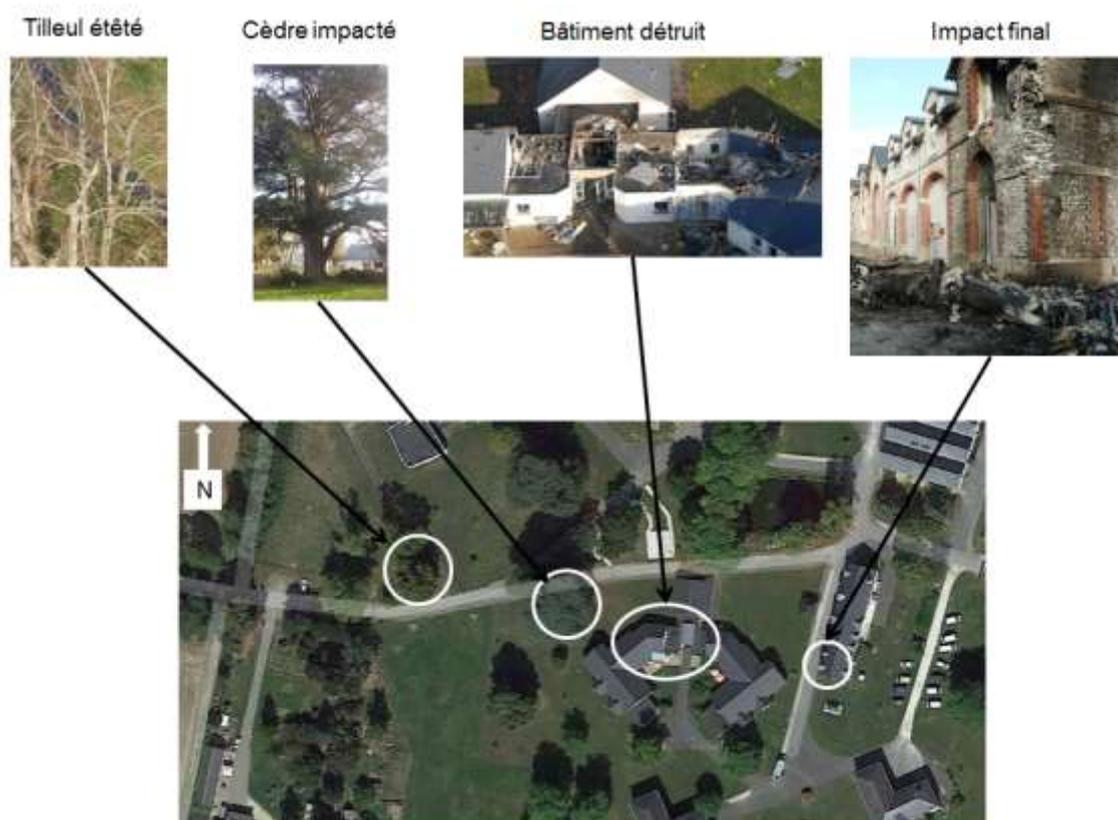


Figure 4 : Vues du site de l'accident

L'examen du site révèle que l'avion heurte initialement la cime de deux arbres, successivement un tilleul et un cèdre, puis la toiture d'un bâtiment.

Le cèdre porte une marque d'impact à une vingtaine de mètres de hauteur. Une partie de l'aile gauche contenant un réservoir de carburant est suspendue dans les branches.

Au pied du cèdre, le sol est imprégné de kérosène.

¹⁶ Cf. Instruction IV-29 - Directives permanentes relatives à la prévention du péril animalier sur les plateformes de l'armée de l'air du 09 juillet 2009.

1.12.2. Examen de l'épave

L'avion se disloque à l'impact, les réacteurs se séparent de la cellule. Un incendie se déclare. Le fuselage est détruit.



Figure 5 : Position des éléments de l'avion sur le site de l'accident



Figure 6 : Eléments de la cellule



Figure 7 : Positions des réacteurs

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

1.13.1. Instructeur

- Dernier examen médical :
 - type : expertise en centre d'expertise médicale du personnel navigant (CEMPN)¹⁷
 - date : 14 novembre 2014
 - résultat : apte par dérogation après avis de la commission médicale de l'aéronautique de défense en date du 12 novembre 2014¹⁸
 - validité : 6 mois
- Examens biologiques : effectués
- Blessures : graves

1.13.2. Elève pilote

- Dernier examen médical :
 - type : visite au CEMPN
 - date : 22 août 2014
 - résultat : apte 12 mois

¹⁷ Instruction n° 4000/DEF/DRH-AA/SDEP-HP/BPE du 22 février 2013.

¹⁸ Dans le cadre d'une première dérogation, un pilote effectue une visite au CEMPN puis émet une demande de dérogation auprès de la commission médicale de l'aéronautique de défense afin que celle-ci puisse donner son avis. Pour les demandes ultérieures de dérogation concernant le même aspect, la demande de dérogation peut s'effectuer avant la visite au CEMPN.

- Examens biologiques : effectués
- Blessure : légères

1.14. Incendie

Les expertises réalisées sur les deux réacteurs ne révèlent aucune trace d'incendie en vol.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Éjection en vol

1.15.1.1. Caractéristiques techniques du siège

Les deux sièges de modèle MK10 L (0 ft / 0 kt)¹⁹ sont indépendants, aucune liaison type « séquenceur » ne permet d'associer les deux places. L'amorçage de l'éjection se fait par la seule poignée basse²⁰.

1.15.1.2. Séquence des éjections

Le pilote instructeur prend la décision de s'éjecter et informe l'élève qu'il va partir en premier conformément à la procédure en vigueur. Il prend la position d'éjection et tire sur la poignée. Dès la sortie du cockpit, il ressent immédiatement une douleur lombaire.

L'élève pilote se cale dans son siège et tire à son tour sur la poignée. Lors de l'éjection, il constate que l'avion est légèrement incliné à droite. Sa tête subit une flexion forcée vers le bas à la sortie de l'habitacle.

1.15.1.3. Descente en parachute et atterrissage

La commande d'ouverture des parachutes est automatique.

La préparation à l'atterrissage est rendue difficile par le faible temps de descente sous voile et la faible luminosité. Les deux pilotes ont gardé leur paquetage de survie pour se protéger lors de l'atterrissage au milieu des vignes. Ils atterrissent à 400 m environ l'un de l'autre.

1.15.2. Organisation des secours

1.15.2.1. Secours portés à l'équipage

Suite aux deux détonations provoquées par l'éjection des sièges et à la vue des deux parachutes, des riverains vont à leur rencontre après avoir alerté les secours. Une fois au sol, l'instructeur reste allongé car il souffre du dos. Après son atterrissage, l'élève pilote rejoint l'instructeur. Les gendarmes se rendent rapidement sur les lieux où l'escadron de sécurité incendie et de sauvetage (ESIS) de la BA 705 prend ultérieurement l'équipage en charge pour une évacuation vers l'hôpital de Tours.

¹⁹ L'éjection est possible au sol et à vitesse nulle.

²⁰ La poignée est située à l'avant du siège, entre les cuisses du pilote.

1.15.2.2. Secours portés aux autres personnes

Suite à l'impact de l'avion, du carburant se répand sur des bâtiments de l'ADAPEI et s'enflamme.

La première équipe du service départemental d'incendie et de secours de l'Indre-et-Loire (SDIS 37) arrive sur les lieux de l'accident à 17h53, rejointe par l'ESIS de la BA 705 à 19h05.

Les véhicules et le personnel engagés permettent d'éteindre le feu à 20h23.

1.16. Essais et recherches

1.16.1. Collisions aviaires impliquant un Alphajet

De 1980 à 2014, 1 101 cas ont été dénombrés sur Alphajet dans l'armée de l'air, dont :

- 1 016 collisions ont endommagé seulement la cellule ;
- 82 collisions ont endommagé un seul moteur ;
- 3 collisions ont endommagé les deux moteurs.

4 cas sont présentés en annexe 1 – partie 1.

1.16.2. Évènements similaires

Le BEAD-air a sollicité les bureaux d'enquêtes en charge de la sécurité aérienne étatique de pays ayant exploité des Alphajet (allemand, britannique et belge) sans obtenir d'eux de renseignements à propos d'éventuels évènements similaires d'extinction des deux moteurs ou de perte de poussée (cf. annexe 2).

1.17. Renseignements sur les organismes

L'EAC assure la formation des pilotes de chasse et des navigateurs officiers système d'armes de l'armée de l'air. Depuis 2004, cette unité assure également la formation des pilotes de chasse belges dans le cadre de l'*Advanced jet training school* (AJETS – école d'entraînement avancé sur avion à réaction).

L'*Aircraft Operation Course* (AOC) édité par l'escadron de standardisation et d'évaluation (STANEVAL) regroupe toutes les procédures et techniques enseignées aux élèves pilotes à l'AJETS.

Elles ont pour but de les familiariser avec l'utilisation de l'Alphajet et de les initier aux techniques et bonnes pratiques qu'ils devront acquérir et appliquer lorsqu'ils seront aux commandes d'un avion de combat.

Les documents de référence pour l'instruction des élèves sont en anglais.

1.18. Renseignements supplémentaires

1.18.1. Le réacteur Larzac

L'Alphajet est un avion biréacteur. Le Larzac est un turboréacteur double corps²¹ et double flux²² sans post-combustion, qui se compose principalement des éléments suivants :

- une entrée d'air ;
- un compresseur basse pression (CoBP) ;
- un compresseur haute pression (CoHP) ;
- une chambre de combustion ;
- une turbine haute pression (TuHP) ;
- une turbine basse pression (TuBP).

Le corps haute pression, ou corps HP, se compose du CoHP et de la TuHP, ces deux éléments sont reliés entre eux par un arbre d'entraînement.

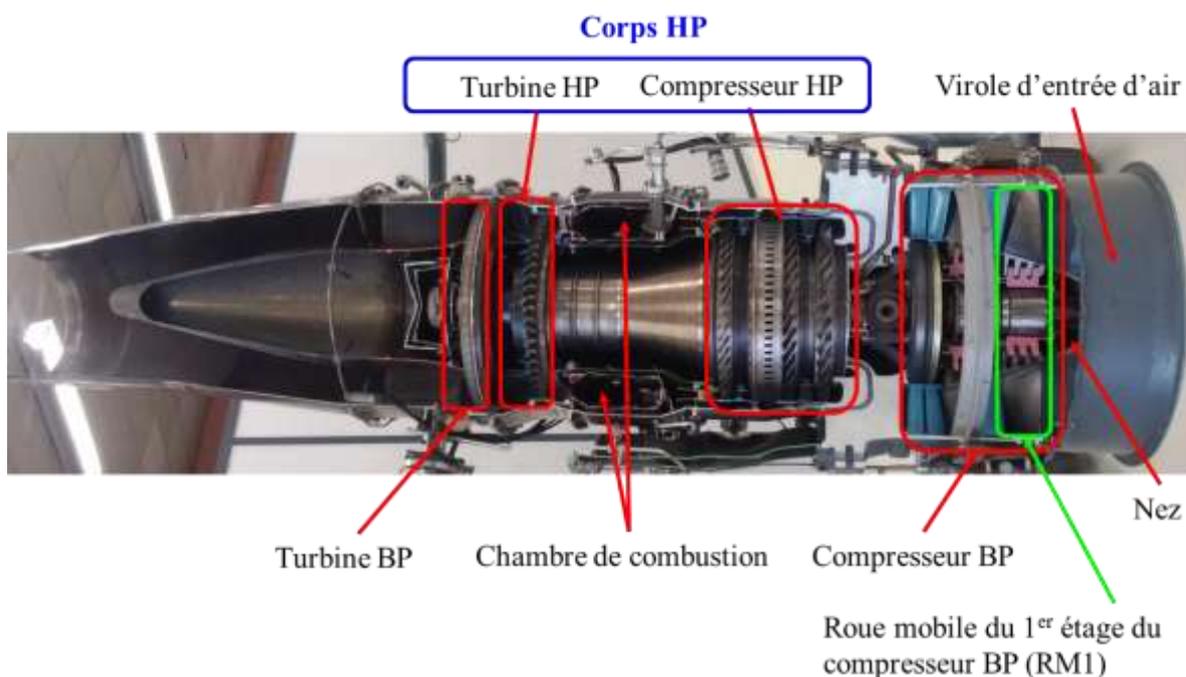


Figure 8 : Vue en coupe d'un turboréacteur Larzac

Le Larzac 04C6 délivre une poussée maximale de 1 318 daN²³. Dans les conditions de l'évènement (basse altitude, température, configuration avion, carburant, etc.), le vol en palier nécessite :

- la poussée des deux réacteurs, à condition que chacun des régimes de rotation du corps HP soit supérieur à 80% ;
- la poussée d'un seul réacteur, à condition que le régime de rotation du corps HP soit de l'ordre de 88-90%.

²¹ Le réacteur possède une partie basse pression (compresseur + turbine) et une partie haute pression (compresseur + turbine) indépendante.

²² Seule une partie de l'air aspirée par le réacteur passe dans la chambre de combustion. Le rapport entre le débit d'air ne passant pas dans la chambre et celui la traversant est de 1,13.

²³ Cela correspond à 1,343 t.

Nota : dans la suite du document, le mot « régime » signifie « régime de rotation du corps HP ».

Au niveau de la virole d'entrée d'air se trouvent deux trappes de visite²⁴ :

- une trappe mobile démontable à la main : sa mobilité est assurée par une poignée verrouillée par un dispositif quart de tour à oreilles ;
- une trappe fixe maintenue en position contre la virole d'entrée par deux brides, elles-mêmes solidaires de la virole par deux vis.



Figure 9 : Trappe mobile verrouillée



Figure 10 : Trappe mobile ouverte



Figure 11 : Trappe fixe verrouillée

Les deux trappes se déposent par l'extérieur. Elles sont en alliage d'aluminium.

Le compresseur basse pression du Larzac est composé de deux étages. Chaque étage est constitué de deux parties :

- une partie mobile, appelée roue mobile ;
- une partie fixe, appelée redresseur.

La roue mobile du 1^{er} étage du CoBP (RM1) du Larzac comporte 23 aubes en titane. Chaque aube pèse 195 g.



Figure 12 : RM1 intègre d'un réacteur Larzac



Figure 13 : Aube intègre d'une RM1 d'un Larzac

²⁴ Trappes permettant d'avoir un accès en amont du 1^{er} étage du compresseur BP.

Des essais en vol ont été réalisés sur des Alphajet spécialement équipés d'enregistreur de paramètres. Lors de ces essais, des coupures de réacteur Larzac ont été effectuées. Le graphique ci-dessous montre l'évolution de la température TT7²⁵ et du régime de rotation du corps HP au cours d'une de ces coupures.

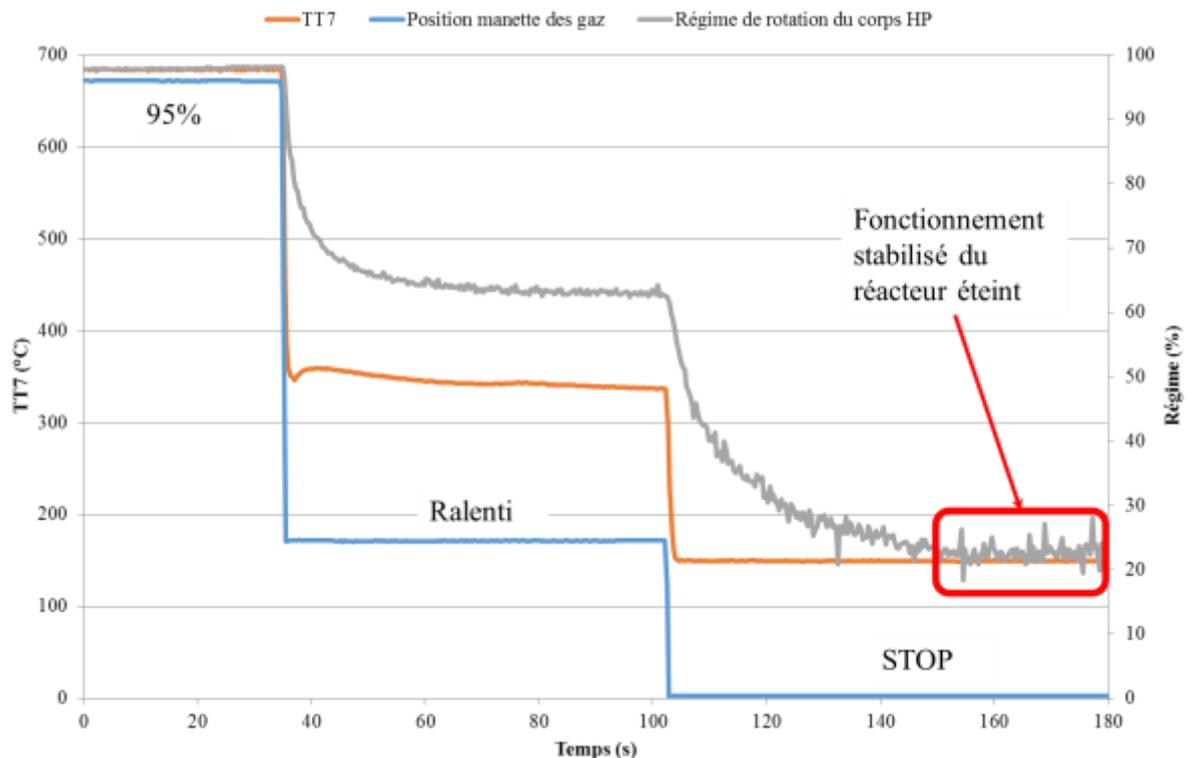


Figure 14 : Evolution de la TT7 et du régime HP lors d'un arrêt en vol d'un Larzac effectué au cours d'un essai en vol

Il est à noter que la coupure d'un réacteur se fait, hors cas d'urgence, après une période en position « Ralenti » (68 s dans l'exemple ci-dessus).

Lors d'une coupure d'un Larzac :

- la TT7 évolue très rapidement à l'issue d'une modification de la position de la manette des gaz : lors d'une coupure du réacteur depuis le plein gaz, la température passe d'environ 700°C à environ 150°C en environ 2-3s ;
- le régime, qui met quant à lui un peu plus de temps à se stabiliser, stagne *in fine* vers une valeur moyenne d'environ 22-23%. On parle à ce moment de régime d'autorotation car c'est le vent relatif qui fait tourner le compresseur ;
- la consommation carburant est nulle (non représentée ici), ce qui entraîne une valeur de 0 L/min sur le débitmètre.

Les conditions dans lesquelles a été réalisé cet essai (vitesse d'environ 230 kt et une altitude d'environ 8 500 ft lorsque le réacteur est éteint et en fonctionnement stabilisé) influent sur la valeur du régime d'autorotation. Ainsi, pour une même vitesse, le régime d'autorotation sera d'autant plus important que l'altitude est faible.

²⁵ Température en sortie de la turbine.

1.18.2. Poste de pilotage de l'Alphajet

L'Alphajet est un avion biplace dans lequel les membres d'équipage sont positionnés l'un derrière l'autre. Même si les planches de bord présentent des différences (cf. annexe 3), les principaux instruments sont présents dans le cockpit avant et arrière à l'exception notable des débitmètres de carburant.



Figure 15 : Visualisation de la planche de bord avant



Figure 16 : Indicateur TT7



Figure 17 : Débitmètre

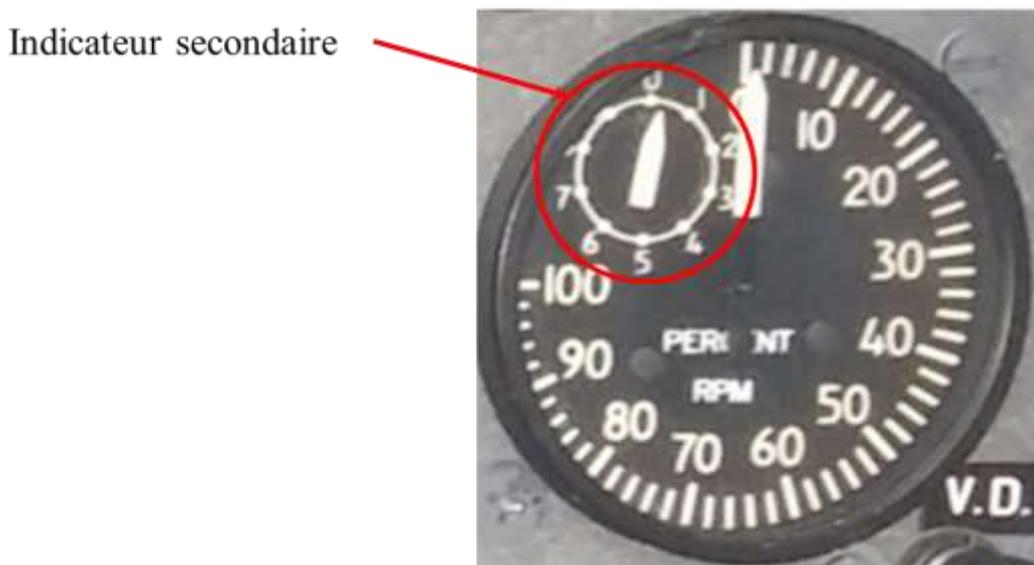


Figure 18 : Indicateur de régime

L'indicateur de régime est gradué de 0 à 100. Chaque dizaine se divise en 5 graduations. Pour avoir une information précise du régime, un indicateur secondaire permet une lecture à l'unité près.

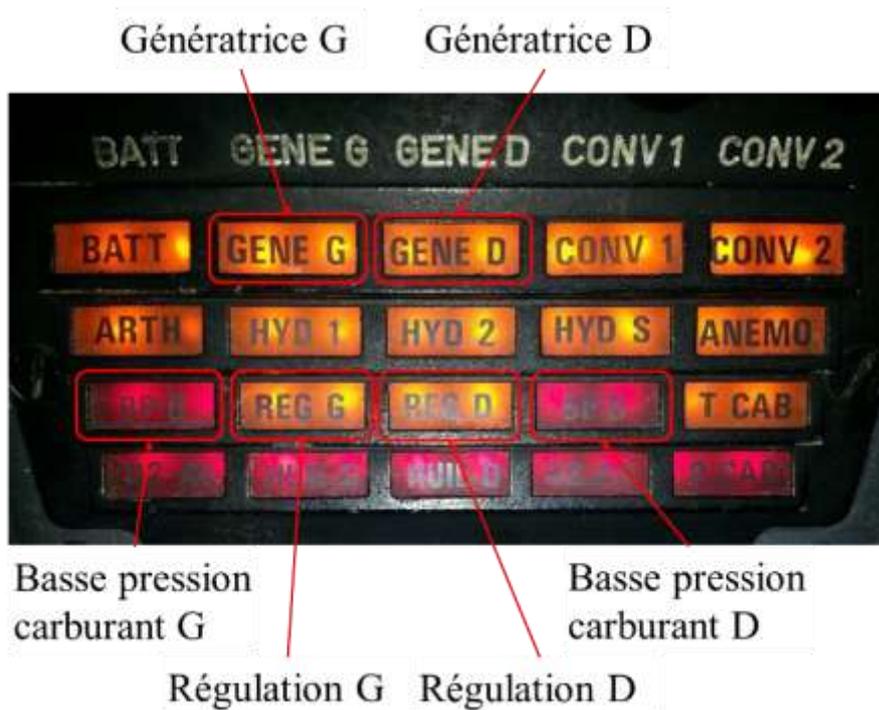


Figure 19 : Visualisation du tableau de pannes

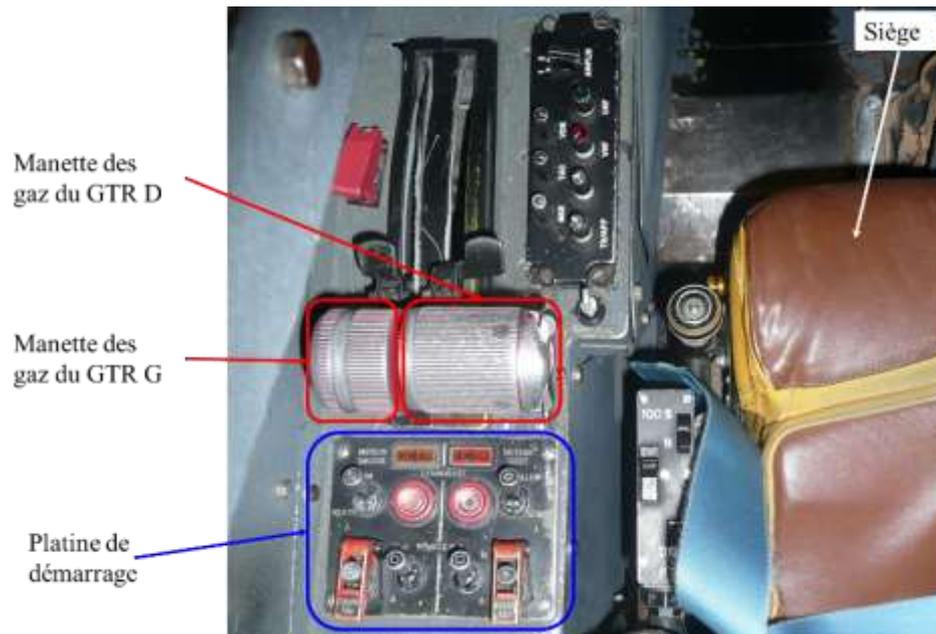


Figure 20 : Visualisation de la manette des gaz de l'Alphajet

Sur Alphajet, la quasi-totalité des actions sur les manettes des gaz est réalisée sans dissocier la manette du GTR gauche de celle du GTR droit (à l'exception des phases de démarrage, de vols en patrouille serrée et de traitement de pannes sur un moteur identifié).

1.19. Techniques spécifiques d'enquête

La conduite de la présente enquête de sécurité a nécessité l'utilisation de techniques spécifiques :

- des analyses spectrales sonores, car en l'absence d'enregistreur de paramètres, les enregistrements audio entre la tour de contrôle et l'appareil sont les seules données permettant une analyse au cours du vol du fonctionnement des réacteurs ;
- des tests faisant usage du réactif *Bluestar*®, pour révéler la présence d'éventuels éléments organiques sur la cellule et les moteurs ;
- des entretiens d'explicitation, pour recueillir les témoignages de l'équipage les plus détaillés possible.

1.19.1. Analyse spectrale

Un signal sonore est composé de plusieurs signaux de fréquences différentes. L'analyse spectrale consiste à identifier ces différentes fréquences. Cette méthode a été utilisée pour rechercher des indices relatifs au fonctionnement des moteurs décelables grâce aux enregistrements des messages radios émis par l'avion vers la tour de contrôle.

L'analyse spectrale du son permet d'obtenir des « spectres » de fréquences, dans lesquels le niveau sonore, appelé gain, est représenté par une couleur variant selon son intensité.

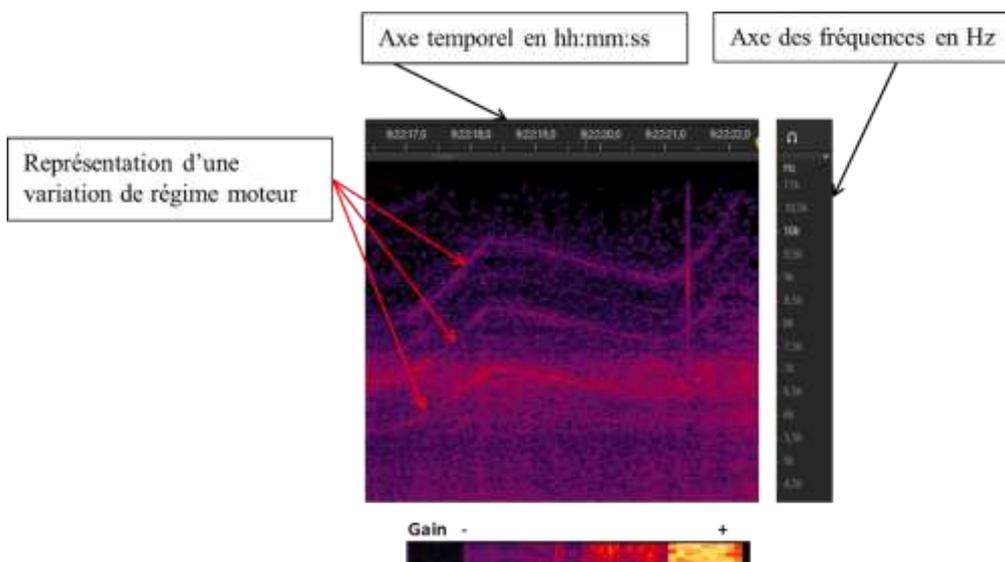


Figure 21 : Exemple de spectre d'un enregistrement radio

Des vols d'essai ont été réalisés dans des conditions identiques à celles du vol de l'accident afin de servir d'étalonnage pour l'analyse des enregistrements de l'accident.

Les spectres des messages enregistrés le jour de l'accident ont ensuite été comparés à ceux des vols d'essai afin d'identifier des similitudes permettant, le cas échéant, d'obtenir des informations sur le fonctionnement des systèmes de l'avion.

1.19.2. Détection d'éléments organiques

Des opérations de recherche d'éléments organiques ont été réalisées sur les différentes parties des moteurs gauche et droit ainsi que sur la cellule au moyen du réactif *Bluestar*®. Il s'agit d'un réactif qui détecte principalement la présence d'ions Fe^{2+} (fer). L'hémoglobine du sang contient du fer, pour fixer l'oxygène nécessaire aux muscles. Ainsi, le *Bluestar*® détecte l'hémoglobine du sang sans toutefois permettre de déterminer la date de contamination.

La détection au moyen de ce réactif peut être notamment perturbée par une exposition au feu ou par une présence de matériau contenant naturellement du fer (latérite).



Figure 22 : Exemple de traces organiques ayant réagi au *Bluestar*®

1.19.3. Entretien d'explicitation

L'entretien d'explicitation (cf. annexe 4) vise à faire verbaliser les aspects intériorisés d'une action, qu'ils soient mentaux comme le raisonnement, ou comportementaux comme un geste. L'intérêt de cette technique d'entretien est de fournir une description a posteriori de l'évènement, en accédant aux caractéristiques d'une action dans son contexte, telle que l'a vécu et ressenti l'individu, incluant les éléments non conscientisés, enfouis par l'habitude, les automatismes et l'expertise.

Toutes les décisions et les actions prises font l'objet d'une trace enregistrée dans la mémoire. Cette trace est conservée et l'entretien d'explicitation, en faisant évoquer la situation de référence, notamment en guidant le sujet vers une évocation sensorielle, peut permettre de verbaliser et d'accéder aux aspects implicites et non conscientisés de l'action.

Le recueil du vécu de la personne doit ensuite être analysé par :

- une réorganisation temporelle des informations recueillies afin de reconstituer la chronologie des actions ;
- un tri de ces informations afin de ne garder que les éléments utiles à l'objectif visé.

Cette technique d'entretien lorsqu'elle est pratiquée conformément aux critères requis est une des rares à pouvoir apporter certains éléments sur le déroulé d'une action par rapport aux entretiens classiques. Cela reste néanmoins un recueil subjectif de l'activité.

2. ANALYSE

L'analyse qui suit se compose de six parties : la première résume brièvement l'analyse, la deuxième présente le déroulement de l'évènement en s'appuyant sur les résultats des expertises, la troisième décrit la séquence d'endommagement du réacteur gauche, la quatrième recherche les causes possibles de la perte de poussée du réacteur droit à travers l'étude de neuf scénarios, la cinquième traite de la gestion de l'évènement par l'équipage et la sixième analyse la gestion du péril aviaire par l'organisme.

2.1. Points clés de l'analyse

A l'issue du premier tour de piste, l'équipage perçoit une double détonation, une sensation de décélération et des vibrations. L'analyse spectrale des messages radios émis par l'équipage montre qu'un peu moins de 10 secondes après cette perception, les réacteurs ont un régime inférieur à 80%.

L'éjection intervient moins d'une minute après la double détonation. Compte tenu de la faible hauteur (environ 1 500 ft), des nombreuses tâches à réaliser par l'instructeur et du temps nécessaire au redémarrage du Larzac, la pression temporelle est extrême.

Le GTR gauche a ingéré au moins un oiseau, ce qui a endommagé fortement ce réacteur et conduit à la perte quasi-totale de sa poussée.

En ce qui concerne la perte de poussée du réacteur droit, une analyse a été effectuée pour en rechercher les causes possibles parmi les domaines techniques et ceux relevant du domaine des facteurs organisationnels et humains.

D'une manière générale, un réacteur requiert quatre éléments pour délivrer sa poussée : de l'air, du carburant, une commande de puissance et une régulation. Des scénarios relatifs à chacun de ces éléments ont été envisagés. Ils n'ont pas permis de mettre en évidence une cause probable expliquant la perte de poussée de ce moteur.

Toutefois, cela ne signifie pas pour autant que toute cause technique peut être exclue. Compte tenu du très fort endommagement de l'épave, certaines pièces de l'avion n'ont jamais été retrouvées. Parmi celles retrouvées, certaines n'ont pas pu être expertisées. Au regard de ces contraintes et compte tenu de l'absence d'enregistreur de bord, un scénario d'ordre technique, bien que non explicité, demeure possible.

Dans l'hypothèse d'un fonctionnement normal du réacteur droit, des scénarios d'ordre FOH ont été envisagés. Ils ont pour point de départ soit une réduction partielle du régime par l'élève pilote, soit une mise sur « STOP » par l'un des deux membres d'équipage. L'étude de ces scénarios n'a pas permis de mettre en évidence une cause probable expliquant la perte de poussée du moteur droit.

Les témoignages sont par nature subjectifs. Le caractère traumatisant de l'évènement a pu contribuer à ce que certaines informations ne soient pas ou soient seulement partiellement mémorisées. Cela a rendu l'analyse FOH particulièrement délicate. Ainsi, compte tenu du caractère incertain des témoignages, un scénario d'ordre FOH apparaît possible sans qu'il puisse être démontré.

Si chacun des scénarios traitant de la perte de poussée du réacteur droit est associé à un certain degré de probabilité d'occurrence, aucun de ces scénarios n'a pu être formellement retenu, de même qu'aucun n'a pu être formellement exclu.

2.2. Déroulement de l'évènement

2.2.1. Prérequis au vol de nuit

L'équipage a l'intention d'effectuer un vol de nuit. Pour autant l'évènement survient à 17h30, soit 4 minutes avant le début de la nuit aéronautique.

Pour réaliser un vol de nuit, le document de référence de l'EAC²⁶ stipule notamment que les instructeurs doivent avoir réalisé un vol de nuit dans les 3 mois précédents. Si ce n'est pas le cas mais qu'ils ont effectué un vol de jour dans les 15 jours précédents, alors un « *touch and go* » au crépuscule²⁷ et un atterrissage complet de nuit doivent être effectués. Cela doit avoir pour effet de ré-entraîner progressivement le pilote (un toucher puis un atterrissage avec des conditions de luminosité décroissante) au moment particulier qu'est l'atterrissage de nuit.

Le dernier vol de nuit de l'instructeur date de plus de 3 mois (cf. §1.5.1). C'est la raison pour laquelle le vol programmé ce jour-là débute par un « *touch and go* » à son profit. L'atterrissage de nuit est prévu quant à lui d'être effectué à la fin du vol. Le document de référence ne précise pas à quel moment il doit intervenir. Dans la pratique courante au sein de l'EAC, les instructeurs effectuent régulièrement cet atterrissage en fin de mission. Cela s'explique par le fait qu'un atterrissage complet provoque un échauffement important des freins, qui nécessite une longue période de refroidissement avant de retrouver les conditions compatibles d'un nouveau décollage. Par ailleurs, l'Alphajet ne possède pas de capteurs permettant de connaître la température des freins.

Le vol est programmé conformément aux instructions figurant dans le document de référence de l'EAC, selon l'interprétation qui en est faite couramment.

2.2.2. Exploitation des enregistrements du contrôle aérien.

Durant le vol, l'Alphajet n°155 est dans le domaine de détection de deux stations d'acquisition :

- le centre de contrôle de Cinq Mars la Pile : il est doté d'un système de radars « Aristote » qui restitue, après fusion et traitement des données, un point toutes les 10 secondes ;
- la base aérienne de Tours : elle est dotée d'un radar « Centaure » qui restitue un point toutes les 4,8 secondes.

²⁶ *Advanced training fighter center – Part IV – employment rules* édition 7 de juillet 2014.

²⁷ L'armée de l'air définit cette période comme étant celle entre le coucher du soleil et le début de la nuit aéronautique.

En l'absence d'enregistreur de bord et compte tenu des caractéristiques des deux systèmes précédents, la reconstitution de la trajectoire de l'appareil a été réalisée d'après les données issues du radar « Centaure ».

Lors de la montée initiale, l'avion est trop bas pour obtenir une détection fiable, le premier point exploitable correspond au point A sur la figure ci-après. De même, les points situés au-delà du point H ne sont pas exploitables en raison d'une altitude trop faible de l'appareil.

Les conversations entre l'équipage et les contrôleurs de la base aérienne de Tours ont été enregistrées. A partir du redécollage, les échanges entre l'avion et la tour de contrôle sont :

Heure	Emetteur	Récepteur	Communication	Traduction
17h29'57''	Elève	Contrôleur	<i>Tours approach, Maffia 25, good evening airborne</i>	Tours approche, Maffia 25, bonsoir, décollage effectué
17h30'03''	Contrôleur	Instructeur	<i>Maffia 25 Tours approach, loud and clear, proceed standard west departure inbound initial approach fix and call you back when identified</i>	Maffia 25 Tours approche, fort et clair, effectuez un départ standard ouest en direction de l'IAF ²⁸ et je vous rappellerai une fois identifié
17h30'14''	Instructeur	Contrôleur	<i>Mayday mayday mayday Maffia 25 engine failure</i>	Mayday, mayday, mayday, Maffia 25 panne moteur
17h30'28''	Instructeur	Contrôleur	<i>Maffia 25 double engine flame-out</i>	Maffia 25, double extinction moteur
17h30'34''	Contrôleur	Instructeur	<i>Roger good copy, intention ?</i>	OK bien pris, intentions ?
17h30'39''	Instructeur	Contrôleur	<i>We'd expect ejection</i>	On s'attend à s'éjecter
17h30'44''	Contrôleur	Instructeur	<i>You proceed downwind, confirm ?</i>	Vous confirmez que vous allez vers la vent arrière ?
17h31'05''	Contrôleur	Instructeur	<i>Maffia 25 Approach</i>	Maffia 25 Approche
17h31'12''	Contrôleur	Instructeur	<i>Maffia 25 Approach</i>	Maffia 25 Approche

La tour de contrôle attribue un code transpondeur²⁹ 5030 à l'Alphajet lors de son premier décollage. Cet indicatif est décodé par le radar à chaque détection de l'aéronef. Passant le point C (cf. schéma ci-contre), c'est l'élève pilote qui tourne le rotacteur du transpondeur sur EMERG qui transmet le code transpondeur *emergency* - signifiant une situation de détresse - car le boîtier de sélection ne se trouve qu'en place avant.

²⁸ *Initial approach fix.*

²⁹ Un transpondeur est un dispositif embarqué qui émet une réponse lorsqu'il reçoit une interrogation de la part d'un radar. Le code à quatre chiffres est affiché par les pilotes sur instruction du contrôle aérien, ou en cas d'urgence pour avertir le contrôle.

La synthèse des données enregistrées par la tour de contrôle est présentée ci-dessous :

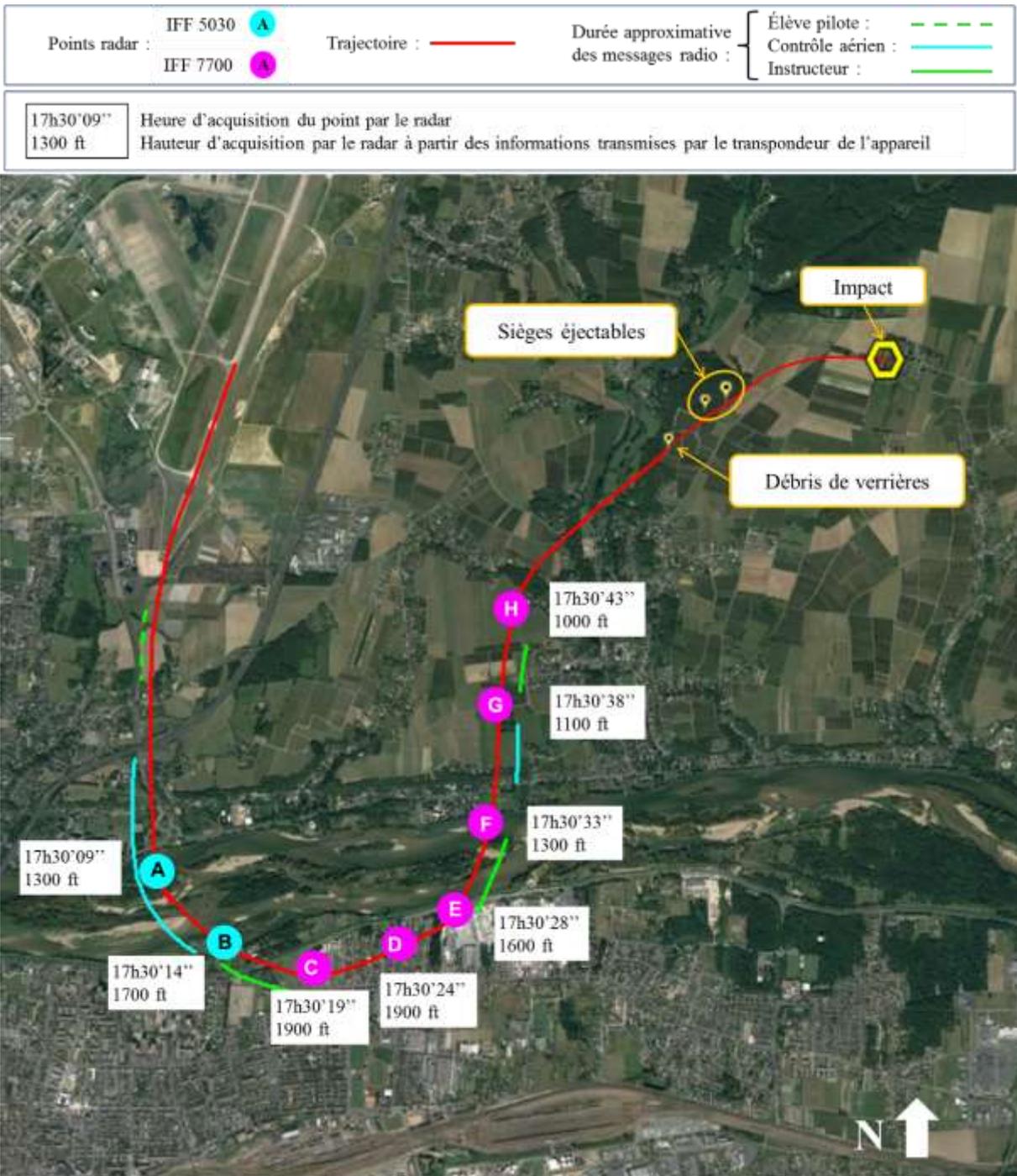


Figure 23 : Trajectoire et messages radios

2.2.3. Fonctionnement des réacteurs

L'analyse spectrale des messages émis par l'équipage vers les contrôleurs de Tours durant le premier tour de piste ainsi que le témoignage de l'instructeur et de l'élève pilote indiquent un fonctionnement normal des 2 moteurs.

Jusqu'à la fin du message de l'élève, les régimes des 2 réacteurs sont conformes à l'attendu.

Peu après le début de transmission par la tour de contrôle du message d'instructions « *Maffia 25 Tours approach, loud and clear, proceed standard west departure inbound initial approach fix and call you back when identified ...* », l'équipage entend une double détonation puis ressent une nette perte de poussée et de fortes vibrations.

L'analyse montre que les spectres des messages « *Tours approach, Maffia 25, good evening airborne* » et « *Mayday Mayday Mayday Maffia 25 engine failure* » sont sensiblement différents. Alors que le spectre du 1^{er} message indique une ambiance sonore importante autour de 2 300 Hz, celui du 2^{ème} message laisse apparaître deux phases distinctes :

- une première partie avec une ambiance sonore importante ;
- une seconde partie avec une ambiance sonore plus faible.

Les essais en vol réalisés montrent que :

- la première partie du second message correspond à la respiration de l'instructeur ;
- la seconde partie correspond à un fonctionnement des deux moteurs à un régime inférieur à environ 80% (cf. annexe 5).

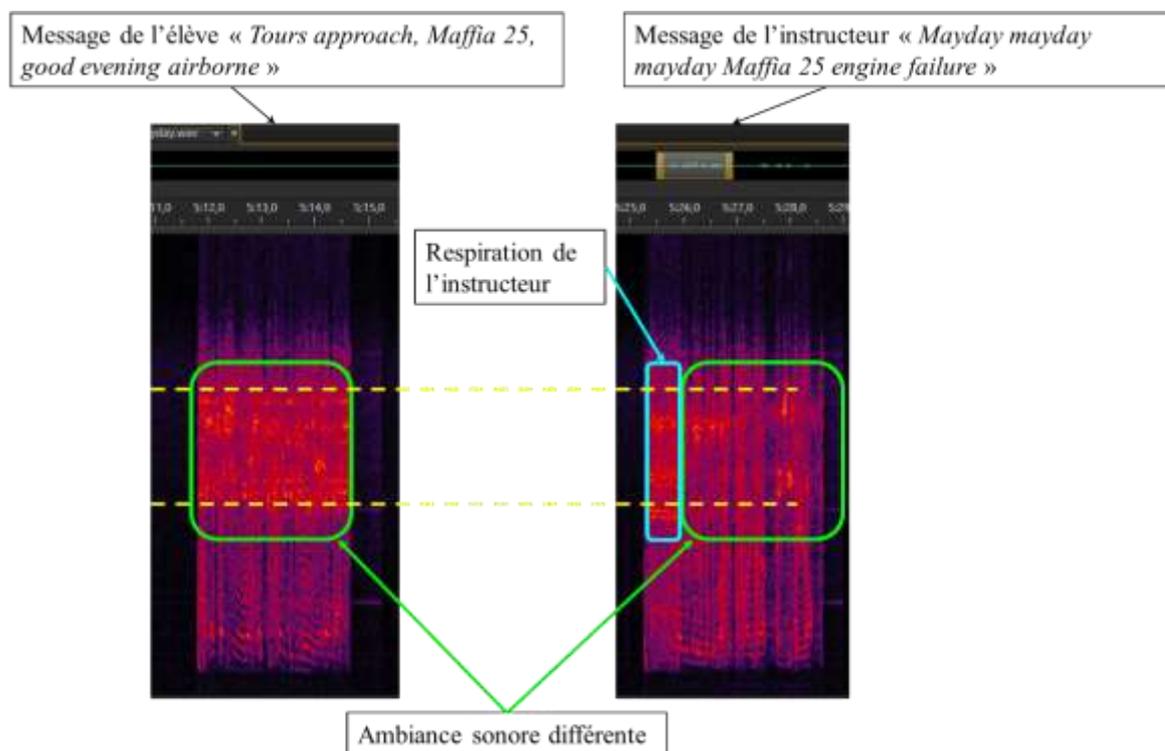


Figure 24 : Comparaison des spectres

L'élève pilote déclare qu'à la perception de la double détonation, les manettes de puissance sont en position « plein gaz ». Dans cette hypothèse, cela indiquerait pour la seconde phase un fonctionnement des deux réacteurs différent de l'attendu.

Eu égard aux performances de l'appareil (cf. §1.18.1) et dans l'hypothèse d'une perte de poussée irréversible, le maintien permanent du vol en palier n'est plus possible à partir du début du premier message d'urgence émis par l'instructeur (point B sur le graphique du §2.2.2).

Dès que l'instructeur reprend les commandes, il cabre son appareil pour prendre le plus d'altitude possible. Cela a pour conséquence de diminuer la vitesse de l'avion. L'instructeur garde une action à cabrer jusqu'à atteindre une vitesse de l'ordre de 200 kt. En effet, la vitesse minimale de consigne lors d'une double panne moteur est de 195 kt afin de conserver la fonctionnalité des commandes de vol. Les équipages sont entraînés à prendre dans ces circonstances une vitesse de 200 kt afin de leur assurer un temps de vol le plus long possible. L'appareil passe au point C aux alentours de 1 900 ft en montée, atteint son altitude maximale entre le point C et le point D puis passe au point D aux alentours de 1 900 ft, cette fois en descente.

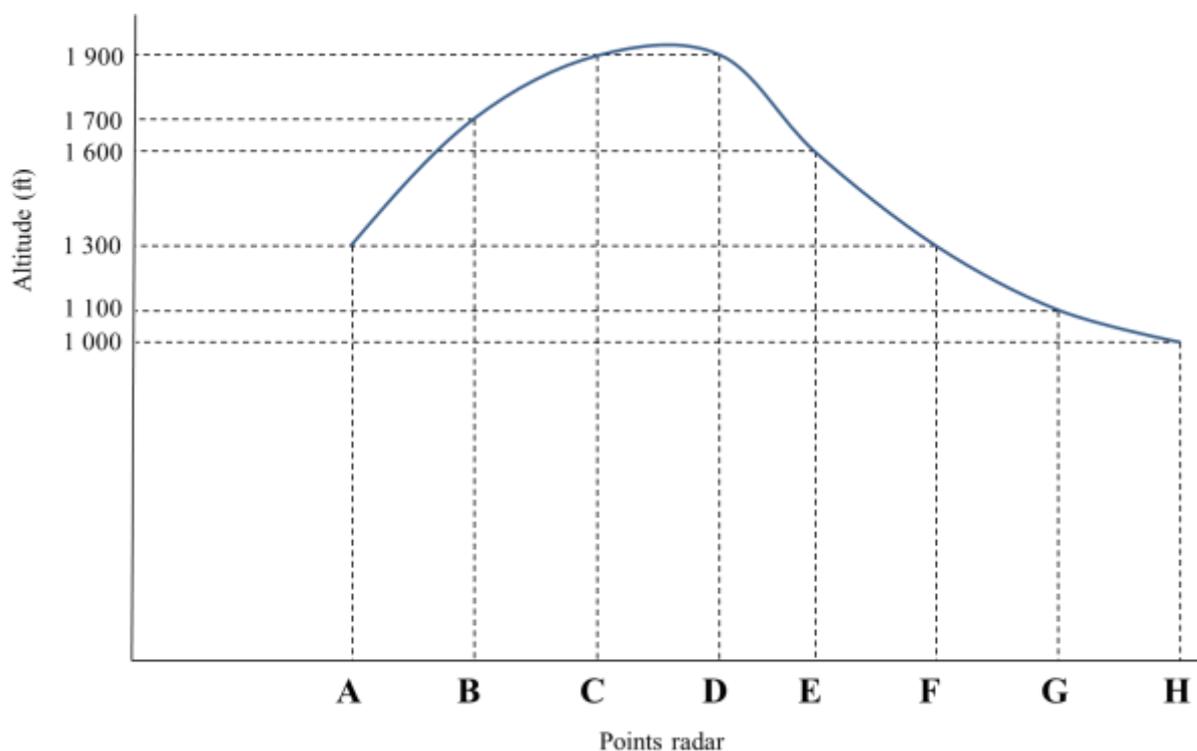


Figure 25 : Représentation schématique de la trajectoire de l'Alphajet dans le plan vertical

Au moment du message de détresse, le spectre sonore correspond à un fonctionnement des deux réacteurs inférieurs à 80% et ce régime ne permet pas le maintien du vol en palier au-delà de quelques secondes.

2.2.4. Séquence retenue de l'évènement

En l'absence d'enregistreurs de paramètres, la reconstitution de la séquence retenue de l'évènement, du « *touch and go* » à l'impact final, a été réalisée à partir des éléments suivants :

- les données de trajectographie,
- les conversations entre l'équipage et le contrôleur,
- le résultat des analyses spectrales des échanges radios entre l'avion et la tour de contrôle,
- les témoignages de l'équipage.

Les données issues des échanges radios et du radar « Centaure » n'ayant pas une horloge commune³⁰, une synchronisation a été réalisée.

Nota : la zone encadrée rouge  correspond à l'incertitude du positionnement du ressenti de la perte de poussée.

³⁰ La tour de contrôle et le radar « Centaure » ont chacun une horloge indépendante. Ainsi, en pratique, l'heure indiquée par le « Centaure » et celle par la tour de contrôle ont quelques secondes de décalage.

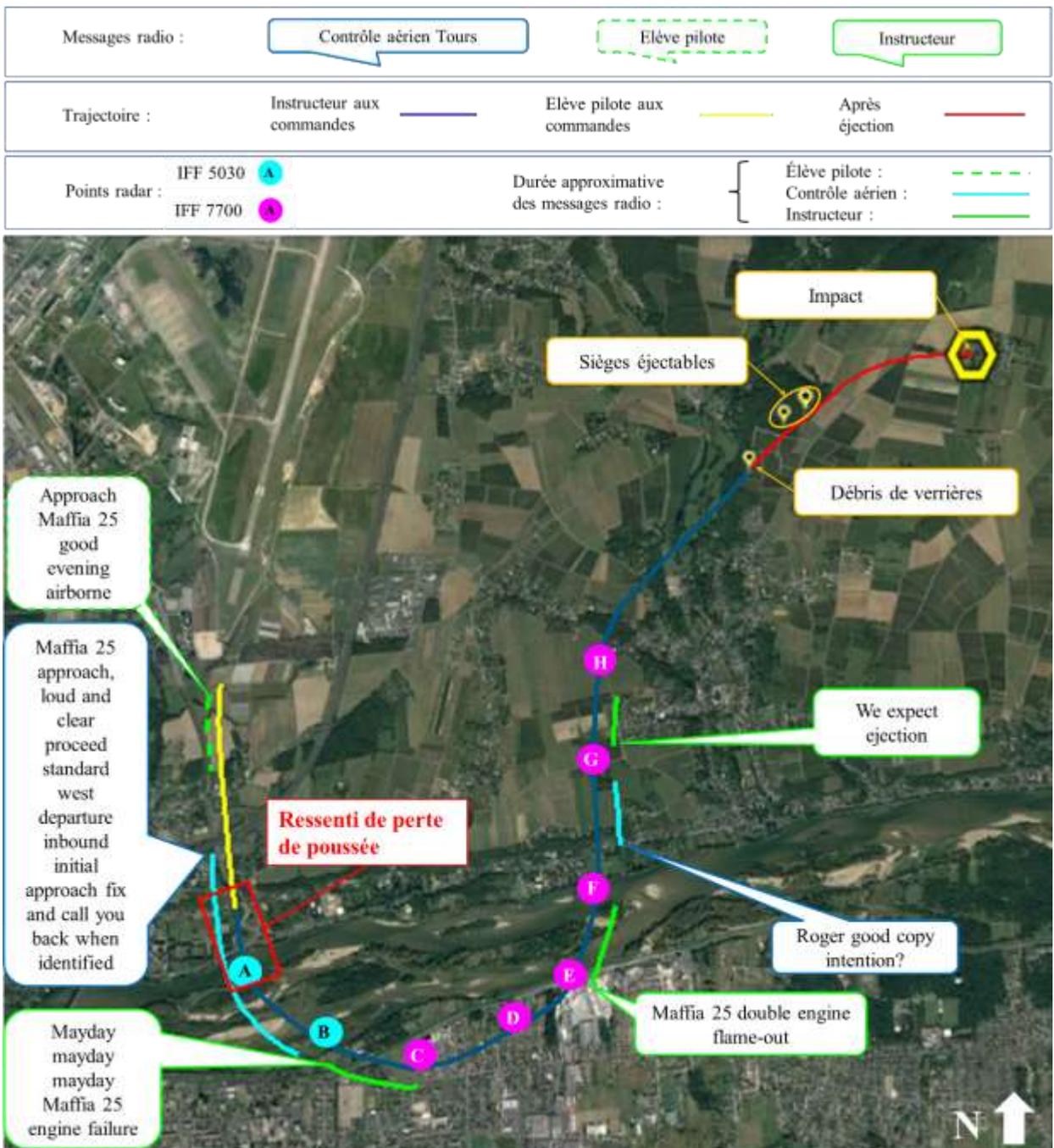


Figure 26 : Séquence retenue de l'évènement

2.2.5. Campagne de simulation

Une campagne de simulation a été réalisée sur le simulateur d'entraînement des équipages car la coupure de deux moteurs en vol en basse altitude ne peut faire l'objet d'essais en vol. Cette campagne avait pour objectif de vérifier la cohérence de la séquence de l'évènement ci-dessus.

50 essais ont été réalisés en faisant varier :

- les conditions initiales : altitude et vitesse au moment de la baisse de régime initiale ;
- les conditions de perte de poussée du GTR droit : simultanément ou en différé avec le GTR gauche, perte totale ou partielle.

Pour chaque essai réalisé, sa validation a été conditionnée par le respect des trois conditions suivantes :

- condition n°1 : une perte de poussée initiale dans la zone répertoriée sur le schéma précédent avec une vitesse comprise entre 250 et 270 kt ;
- condition n°2 : le passage sur les points A à H à ± 150 m d'écart ;
- condition n°3 : le passage au point H avec une hauteur de 1 000 ft et une vitesse de 200 kt.

La condition n°1 s'explique par :

- les performances de l'appareil : la réalisation d'un « *touch and go* » aboutit quasi systématiquement à de telles vitesses à cet endroit ;
- la conformité avec le témoignage de l'équipage.

La condition n°3 s'explique :

- par la conformité avec le témoignage de l'instructeur qui déclare n'être qu'à seulement : 1 000 pieds pour 200 nœuds ;
- pour la hauteur de 1 000 ft, par le respect de la valeur enregistrée par le radar³¹ ;
- pour la vitesse de 200 kt, par le respect des consignes données lors de la perte des deux moteurs (cf. §2.2.3).

Ces essais indiquent que :

- dans le cas d'une baisse de régime simultanée sur les deux réacteurs, la perte de poussée doit avoir lieu au plus tard au point A, au-delà duquel l'avion disposerait de trop d'énergie pour respecter la trajectoire finale ;
- dans le cas d'une perte de poussée sur un seul réacteur, le maintien de la poussée décollage sur le réacteur restant jusqu'au point F n'est pas compatible avec le synoptique (l'avion dispose de trop d'énergie et dépasse largement le point d'impact) ;
- des scénarios de perte de poussée progressive (perte de poussée d'un réacteur au plus tard au point A puis de l'autre, avec ou sans poussée résiduelle) sont également compatibles avec la séquence de l'évènement retenue.

³¹ Compte tenu du mode d'élaboration par le radar de la hauteur (donnée calculée à partir des informations transmises par le transpondeur de l'avion au radar) et de la vitesse (à partir des deux derniers points acquis, extrapolation de la vitesse en considérant que l'avion effectue une ligne droite entre ces points), seule l'information de hauteur est considérée fiable.

2.2.6. Pression temporelle

Entre le début du message du contrôleur « *Maffia 25 Tours approach, loud and clear...* » et l'acquisition par le radar de la position de l'appareil correspondant aux débris de la verrière retrouvés au sol, il s'écoule 57 secondes. L'instructeur déclare qu'il perçoit la double détonation environ 1 à 2 secondes après le début du message du contrôleur.

A basse altitude et dans les conditions météorologiques de l'évènement (température, pression), le temps nécessaire pour redémarrer chaque réacteur Larzac en vol est de l'ordre de 35 secondes, à partir de la pression sur le poussoir « démarreur » jusqu'à un régime de 90% (régime qui permet le maintien du vol en palier en monomoteur).

Dans l'hypothèse du redémarrage d'un des réacteurs, celui-ci aurait dû être initié au plus tard 35 secondes avant l'éjection, soit un peu avant le point D. Cela laissait donc environ 20 secondes à l'instructeur pour :

- reprendre les commandes ;
- émettre le message de détresse ;
- piloter l'appareil (s'éloigner des zones habitées et rejoindre la vitesse de 200 kt) ;
- rechercher les informations (instruments du cockpit) ;
- analyser la situation (diagnostic) ;
- mettre en œuvre la procédure ad hoc ;
- gérer l'élève (préparation d'une éjection éventuelle).

De plus, dans l'hypothèse d'une première tentative de redémarrage infructueuse, au moins 10 secondes seraient déjà consommées en vain.

Lors de l'évènement, l'instructeur est confronté à un nombre élevé de tâches à réaliser dans un laps de temps extrêmement court.

2.3. Endommagement en vol du moteur gauche

A l'impact au sol de l'avion, le turboréacteur gauche a été arraché de la cellule. Il présente de nombreuses marques de brûlures suite à l'incendie au sol. Les expertises ont néanmoins permis d'établir son endommagement dans la phase de vol.

2.3.1. Retour d'expérience sur les ruptures d'aubes

L'expérience montre que lorsqu'une aube de RM1³² se rompt sur un turboréacteur Larzac alors que les manettes de puissance sont en position « plein gaz », le morceau libéré est dans un premier temps expulsé vers l'avant de la veine d'air. Il reste généralement cantonné au niveau de la virole d'entrée d'air. La rupture étant provoquée alors que l'aube a un mouvement de rotation autour de l'axe longitudinal du moteur, le débris a tendance à « rebondir » sur les parois de la virole et parfois sur le nez du réacteur. Lorsque son énergie n'est plus suffisante pour résister à l'absorption du moteur, le morceau d'aube est ingéré par le réacteur. Les aubes de RM1 étant en titane, métal qualifié de « dur » en aéronautique, l'ingestion provoque d'importants endommagements, qui varient selon la taille du débris.

2.3.2. Ingestion aviaire

L'analyse du moteur gauche révèle la présence de plumes d'oiseau de l'espèce pluvier doré (cf. annexe 6) à l'intérieur du GTR gauche. Elle montre également que deux aubes de la roue mobile du 1^{er} étage du CoBP se sont rompues brutalement et à haute vitesse de rotation.



Figure 27 : Vue des aubes n°3 et n°20 du CoBP comparées à une aube intégrée

³² Roue mobile du 1^{er} étage du compresseur basse pression.

La partie interne de la virole d'entrée d'air ainsi que le nez comportent de très nombreuses traces d'impacts.



Figure 28 : Endommagement de la virole d'entrée d'air



Figure 29 : Endommagement du nez

Les analyses métallurgiques mettent en évidence des traces de passage des débris de pales à l'intérieur du GTR gauche (CoHP et turbines).

Le GTR gauche a ingéré au moins un pluvier doré qui a causé la rupture de deux aubes de la roue mobile du 1^{er} étage du compresseur basse pression.

2.3.3. Trappe de visite mobile

L'expertise montre que la trappe de visite mobile et ses fixations se sont rompues de manière brutale sous un effort radial de l'intérieur vers l'extérieur.



Figure 30 : Débris de la trappe mobile

Les analyses révèlent des traces de passages de débris de la trappe de visite mobile à l'intérieur du GTR gauche :

- sur des pales du CoHP (2^{ème}, 3^{ème} et 4^{ème} étage) ;
- sur un enfoncement du carter d'entrée d'air avec déchirure entre le rotor et le stator du 1^{er} étage du CoBP.

Seule une partie de la trappe de visite mobile a été retrouvée : 48% sont manquants (soit 69 g).

Une partie de la trappe de visite mobile du GTR gauche a été ingérée par le réacteur.

Il est à noter que la majorité des pales du CoBP et CoHP présente des impacts avec arrachement de matière et/ou déformation. Cependant, l'analyse ne permet pas de déterminer systématiquement l'origine (aubes de la roue mobile du 1^{er} étage du CoBP ou trappe de visite) de ces endommagements.

2.3.4. Corps haute pression (HP)

L'expertise met en évidence d'importantes dégradations sur les joints labyrinthes³³ du compresseur HP, sur les sommets de pales du 1^{er}, 2^{ème} et 3^{ème} étage du CoHP ainsi qu'aux extrémités des aubes de TuHP et des joints labyrinthes de la TuHP. Cela traduit une rotation du moteur avec un déplacement radial³⁴ prononcé du corps HP. De plus, les analyses montrent que ces endommagements se sont produits à haute vitesse de rotation. Ces endommagements sont principalement dus à l'ingestion des débris des 2 aubes de la RM1.

Le corps HP du GTR gauche a subi d'importants endommagements à haute vitesse de rotation.

2.3.5. Comportement du réacteur

L'ingestion des débris de deux aubes de la RM1 ainsi que d'une partie de la trappe de visite mobile a provoqué des endommagements sévères : dégradations des pales des compresseurs et de la TuHP, déplacement du corps HP associé à de fortes vibrations. De plus, l'équipage a perçu une double détonation. Cela, associé au retour d'expérience, indique que le GTR gauche a pompé³⁵ (cf. annexe 7).

³³ Un joint labyrinthe assure l'étanchéité autour d'un arbre de rotation par différence de pression, à l'aide de chicanes.

³⁴ Déplacement perpendiculaire à l'axe de rotation.

³⁵ Le pompage d'un réacteur peut provoquer une ou plusieurs détonations.

En outre, le témoignage de l'équipage (TT7³⁶ aux environs de 400°C, pas d'allumage de voyant « HUIL »³⁷) ainsi que la présence de carburant dans les pompes BP et HP situées sur le moteur indiquent que le GTR gauche ne s'est pas totalement éteint³⁸. Il a rejoint un point de fonctionnement dégradé ne permettant qu'une très faible génération de poussée.

Le réacteur gauche a été gravement endommagé par l'ingestion d'au moins un volatile. Les dégradations ont généré des vibrations, un pompage, une baisse de la TT7 et une chute importante du régime de rotation et de la poussée.

2.3.6. Synthèse

La séquence retenue d'endommagement du GTR gauche est la suivante :

Lors de la montée initiale et alors qu'il est au plein gaz, le GTR gauche ingère au moins un oiseau de l'espèce pluvier doré. Cela occasionne la rupture de deux aubes du 1^{er} étage du CoBP. La rupture de ces deux aubes est due :

- soit à l'ingestion de deux oiseaux ;
- soit à l'ingestion d'un oiseau et de la première aube rompue.

Des débris de ces aubes sont expulsés vers l'avant, impactent et rebondissent sur la virole d'entrée d'air provoquant la rupture d'une partie de la trappe de visite mobile du GTR gauche. Toutes ces ingestions provoquent un pompage, de fortes vibrations et des endommagements importants, notamment du corps HP. Sans entraîner une extinction totale du GTR gauche, ces ingestions génèrent une perte de poussée soudaine. Celle-ci est ressentie par les deux membres d'équipage dans les instants suivants la double détonation.

L'ingestion de l'ensemble des débris a pour conséquence la perte quasi-totale de la poussée du GTR gauche.

2.3.7. Conséquence sur la pression temporelle

L'équipage n'a jamais conscience d'une collision volatile et n'est pas en mesure d'identifier l'origine de ces symptômes : il ne rapporte avoir perçu aucune alarme indiquant l'origine éventuelle d'une telle baisse de poussée. De plus, par conception, les instruments de l'Alphajet ne sont pas en mesure d'indiquer l'état des endommagements du réacteur gauche.

En conséquence, et conformément à la procédure en pareil cas (absence d'allumage de voyant « REG G » ou « FEU » sur le réacteur G), l'instructeur tente le redémarrage du moteur gauche en premier. Compte tenu des endommagements subis par ce réacteur, toute tentative de redémarrage est vouée à l'échec.

³⁶ Température en sortie de la turbine BP.

³⁷ Voyant qui s'allume lorsque la pression d'huile est trop basse.

³⁸ Le terme « éteint » pour un réacteur signifie arrêt de la combustion, ce qui se traduit par une TT7 chutant franchement vers une valeur faible. Les parties mobiles (compresseurs et turbines) sont uniquement entraînées par la vitesse du vent relatif.

A partir de l'initialisation de la tentative de redémarrage du GTR gauche, 10 secondes au minimum sont nécessaires pour débiter une tentative sur l'autre moteur.

En considérant les éléments du §2.2.6, pour avoir le temps de redémarrer le réacteur droit, l'instructeur devait initier la procédure de redémarrage du GTR gauche au plus tard 10 secondes après la perception de la double détonation.

2.4. Recherche des causes possibles de la perte de poussée du réacteur droit

Le BEAD-air a envisagé neuf scénarios pour expliquer la perte de poussée du GTR droit en s'appuyant sur les éléments à sa disposition, issus des expertises techniques et des expertises facteurs humains. Cependant, il n'est pas possible d'exclure totalement l'hypothèse d'autres scénarios (cf. § 2.1).

Chaque scénario identifié fait l'objet d'un chapitre constitué de deux parties :

- une partie décrivant le scénario ;
- une partie analysant sa pertinence.

Nota : dans la suite du chapitre 2.4, le terme « perte de poussée du réacteur droit » signifie une perte de poussée sur le réacteur droit qui ne permet pas à l'appareil de maintenir le vol en palier au-delà de quelques secondes.

Scénarios envisagés de la perte de poussée du réacteur droit

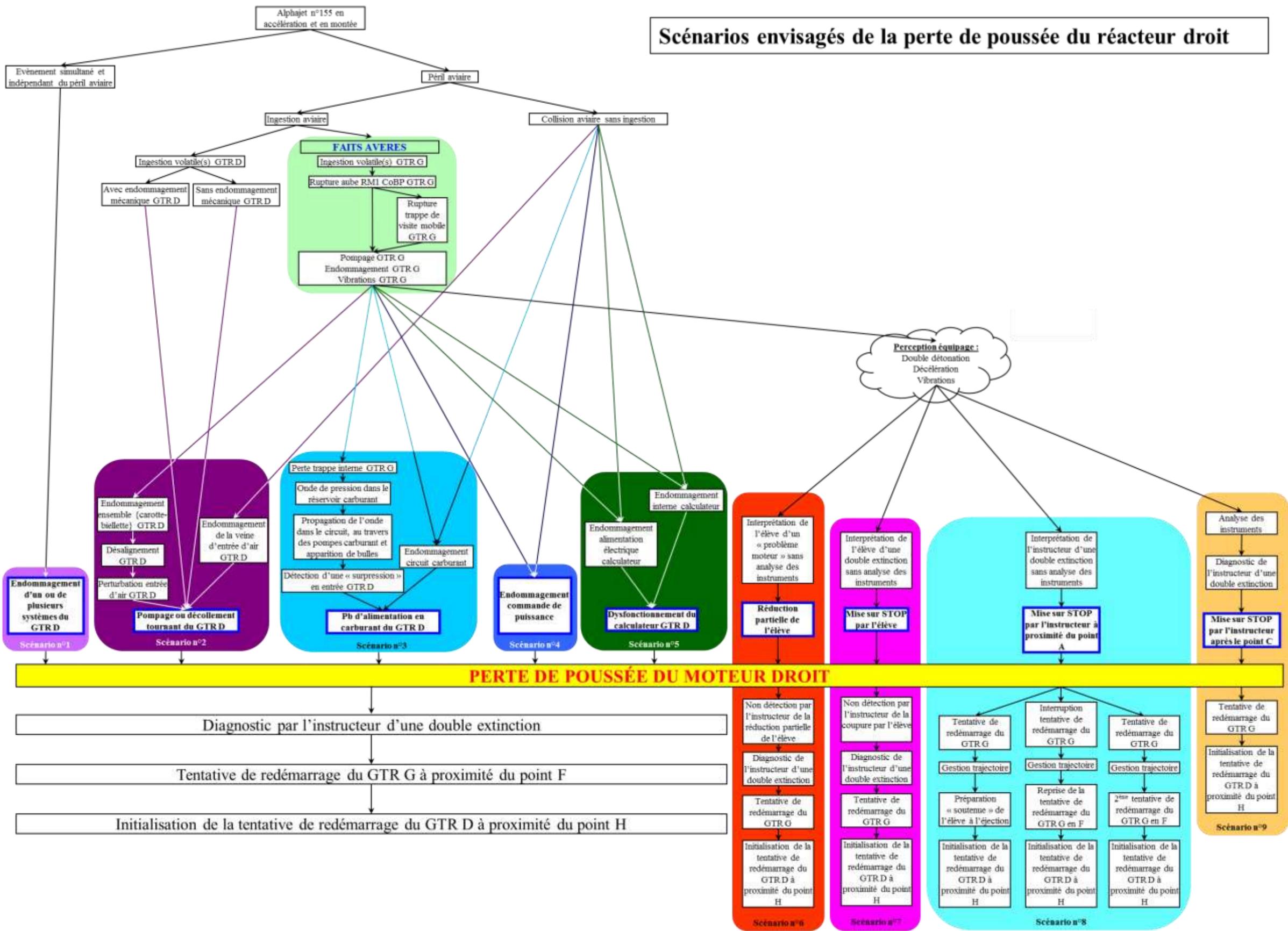


Figure 31 : Scénarios envisagés de la perte de poussée du réacteur droit

PAS DE TEXTE

PAS DE TEXTE

2.4.1. Scénarios d'ordre technique

Dans l'ensemble de ce chapitre, et par hypothèse, il faut considérer que la perte de poussée du réacteur droit n'est pas la conséquence d'une action de l'équipage.

A l'impact au sol de l'avion, le turboréacteur droit a été arraché de la cellule. Il est retrouvé adossé à une porte grillagée, incliné à environ 45° par rapport au sol (cf. §1.12.2).

Les expertises réalisées ne mettent en évidence aucun endommagement antérieur aux impacts successifs. Elles indiquent en particulier :

- une absence de dégradation des composants internes (aubes) consécutive à l'ingestion d'un corps étranger, à un pompage ou susceptible d'être à l'origine d'un pompage ;
- une rotation libre des corps HP et BP³⁹ ;
- la présence de carburant dans les pompes du réacteur.

L'instructeur indique avoir initié la procédure de redémarrage d'urgence du réacteur gauche « une fois les ailes horizontales », c'est à dire à proximité du point F.

2.4.1.1. **Scénario n°1** : phénomène simultané et indépendant de l'ingestion aviaire du GTR gauche conduisant à une perte de poussée du GTR droit

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence d'un événement simultané mais strictement indépendant de l'ingestion aviaire subie par le GTR gauche.

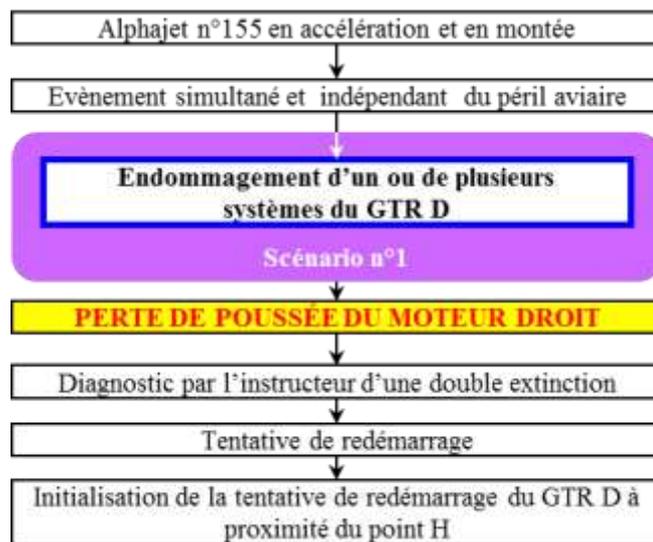


Figure 32 : 1^{er} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

³⁹ Pour le corps BP, cela a nécessité la dépose du compresseur BP et du carter de sortie de turbine du fait de leur endommagement à l'impact au cours des impacts successifs (arbres, bâtiments et sol).

Analyse du scénario

Le retour d'expérience montre qu'au sein de l'aviation d'Etat la probabilité⁴⁰ d'une collision ou ingestion aviaire pour une heure de vol effectuée est de $9,4.10^{-4}$, soit pour une seconde de vol effectuée de $3,4.10^{-6}$. Par ailleurs, la probabilité qu'un moteur Larzac subisse une panne pour une heure de vol effectuée est de 4.10^{-5} , soit pour une seconde de vol effectuée de $1,4.10^{-7}$. La probabilité que ces deux évènements surviennent dans la même seconde, sans décalage temporel identifiable par l'équipage, est donc de 5.10^{-13} .

La probabilité qu'un dysfonctionnement d'origine mécanique du réacteur droit soit simultané et totalement indépendant de l'ingestion aviaire par le GTR gauche est donc infinitésimale.

L'hypothèse d'un phénomène simultané et indépendant de l'ingestion aviaire du GTR gauche conduisant à une perte de poussée du GTR droit n'est pas retenue.

Le BEAD-air considère donc que la perte de poussée du réacteur droit est une conséquence de l'ingestion aviaire par le GTR gauche. Ses causes sont à rechercher dans les domaines techniques et dans le domaine des facteurs organisationnels et humains (FOH).

⁴⁰ Chiffres BEAD-air de 2007 à 2014.

2.4.1.2. Scénario n°2 : perturbation de l'alimentation en air

Explication du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence d'un décollement tournant⁴¹ ou d'un pompage du GTR droit qui aurait fait suite :

- soit à une perturbation de l'entrée d'air du GTR droit, provoquée par un désalignement du GTR droit. Il serait la conséquence d'une dégradation de l'ensemble {tourillon de poussée / biellette} (cf. annexe 8) occasionnée par les vibrations engendrées par l'endommagement du GTR gauche. Les dégradations subies par le GTR gauche (ruptures d'aubes, déplacement du corps HP, etc.) ont généré d'importantes vibrations. Celles-ci se seraient propagées à la cellule par l'intermédiaire du tourillon de poussée et auraient endommagé l'ensemble {tourillon de poussée / biellette} ;
- soit à un endommagement de la veine d'entrée d'air résultant de la collision d'un ou de plusieurs oiseaux ;
- soit à une ingestion aviaire par le GTR droit, ayant provoqué ou non des endommagements de celui-ci.

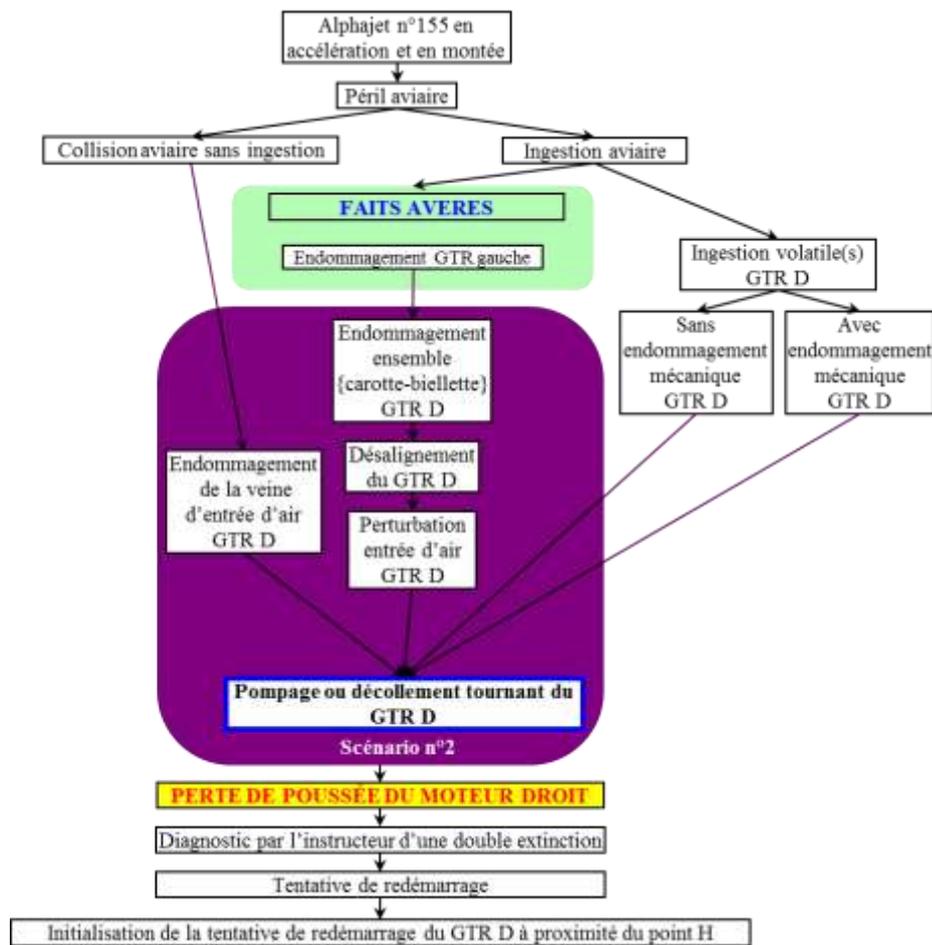


Figure 33 : 2^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

⁴¹ Le décollement tournant est un phénomène intrinsèque du compresseur et ne peut être provoqué par une cause extérieure. Il s'agit d'un décrochage partiel et localisé sur une partie de roue mobile du compresseur. Il est dit tournant car il suit le mouvement de celle-ci. Il peut être ponctuel et affecter brièvement le fonctionnement du turboréacteur, ou entretenu et affecter significativement la poussée.

Analyse du scénario

Les éléments suivants sont en mesure d'étayer ce scénario :

- le comportement du pluvier doré. Cette espèce a un comportement grégaire, ce qui pourrait laisser supposer une collision et/ou une ingestion par le réacteur droit ;
- la perception d'une double détonation qui aurait pu refléter un pompage des deux réacteurs.

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer l'hypothèse d'un décollement tournant sur le réacteur droit :

- l'analyse du retour d'expérience. Depuis la modification réalisée en 1980 (déplacement des vannes de décharge du 4^{ème} au 2^{ème} étage du compresseur HP) sur le moteur Larzac, aucun cas de décollement tournant n'a été rapporté par les différents exploitants ;
- la survenue d'un décollement tournant. L'instructeur indique une baisse des régimes et des TT7 alors que le décollement tournant se caractérise par une stagnation du régime et une hausse de TT7.

Par ailleurs, les éléments suivants tendent à infirmer l'hypothèse d'un pompage du réacteur droit :

- l'analyse du retour d'expérience. Depuis la mise en service de l'Alphajet, aucun cas de pompage sans ingestion de corps étranger dans les conditions de l'évènement (basse altitude, régime des réacteurs au plein gaz stabilisé, faible assiette, roulis nul) n'a été rapporté par les différents exploitants ;
- le type d'endommagement de certains éléments de l'ensemble {tourillon de poussée / bielles} du GTR droit. Les pièces retrouvées de cet ensemble (boulons et axe cannelé intérieur, cf. annexe 8) se sont rompues de manière brutale. Ce type d'endommagement ne résulte pas d'un pompage de ce réacteur ni de vibrations provoquées par le moteur gauche qui se seraient propagées via la cellule au réacteur droit ;
- le témoignage de l'instructeur à propos de la TT7. Il indique constater une baisse de la TT7 alors que dans le cas d'un pompage entretenu la TT7 aurait augmenté ;
- l'absence d'indice de collision aviaire (test avec le réactif *Bluestar*® négatif) ;
- les résultats de l'expertise. Cette dernière montre une absence de dommage mécanique (à l'exception de ceux dus au choc avec le sol) et de trace d'ingestion de volatile alors qu'un pompage entretenu aurait nécessairement généré des endommagements.

En conséquence, l'hypothèse d'une perturbation de l'alimentation en air conduisant à une perte de poussée du GTR droit est hautement improbable.

2.4.1.3. Scénario n°3 : problème d'alimentation en carburant

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence d'un problème d'alimentation en carburant, qui aurait fait suite :

- soit à un endommagement du circuit carburant (sous-scénario 3.1). Cela aurait pu survenir :
 - suite à la collision d'au moins un oiseau avec la cellule de l'appareil ;
 - ou suite aux vibrations engendrées par l'endommagement du GTR gauche (ruptures d'aubes, déplacement du corps HP, etc.). Celles-ci se seraient propagées à la cellule par l'intermédiaire du tourillon de poussée (cf. annexe 8) et auraient endommagé le circuit carburant de l'appareil ;
- soit à une augmentation importante et ponctuelle de la pression de carburant (également appelé « coup de bélier ») qui aurait perturbé le fonctionnement du réacteur droit sans que la régulation ne parvienne à la compenser (sous-scénario 3.2). Cette augmentation de pression serait la conséquence d'un impact dans le réservoir central arrière (situé entre les 2 moteurs) d'un ou plusieurs débris à haute énergie libéré(s) par le moteur gauche. L'onde de pression ainsi formée se serait propagée jusqu'au moteur droit via les canalisations carburant provoquant *in fine* l'extinction du GTR droit.

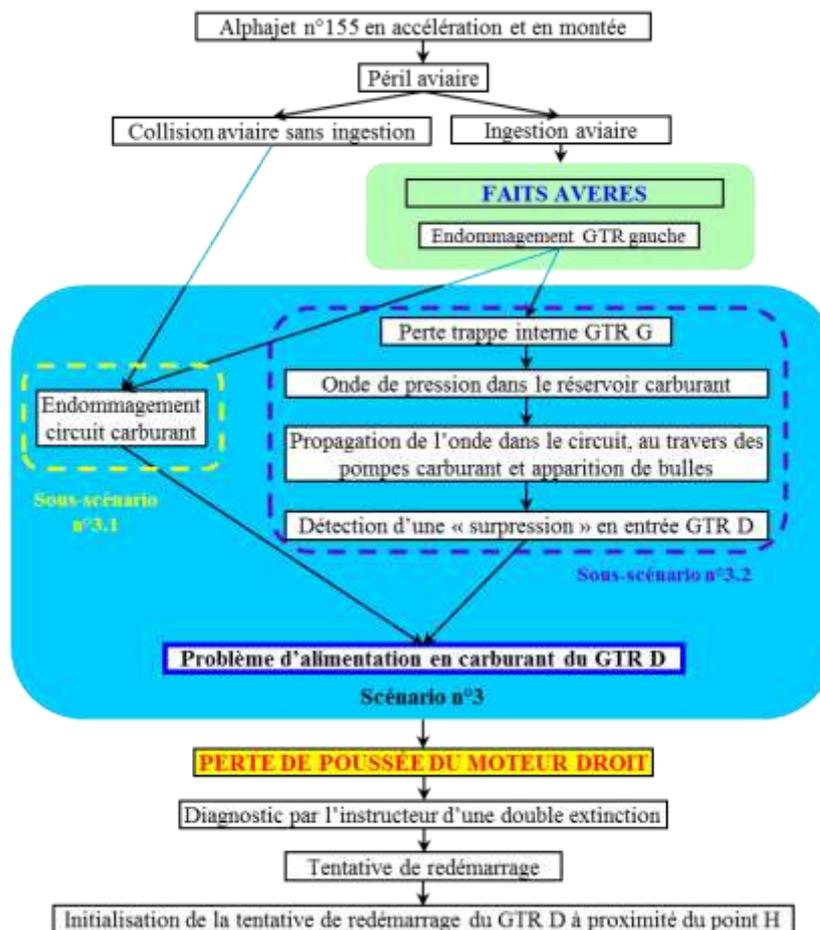


Figure 34 : 3^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

Analyse du scénario

L'intégralité du circuit carburant de l'appareil n'a pas été retrouvée. L'hypothèse d'un endommagement de celui-ci est ainsi envisageable.

En effet, l'analyse de l'ensemble du circuit carburant de l'appareil n'a pas été possible. Le schéma ci-dessous indique les éléments expertisés (encadrés en rouge). Une tuyauterie carburant a été retrouvée sans qu'il soit possible de déterminer s'il s'agit de l'élément 1 ou 2.

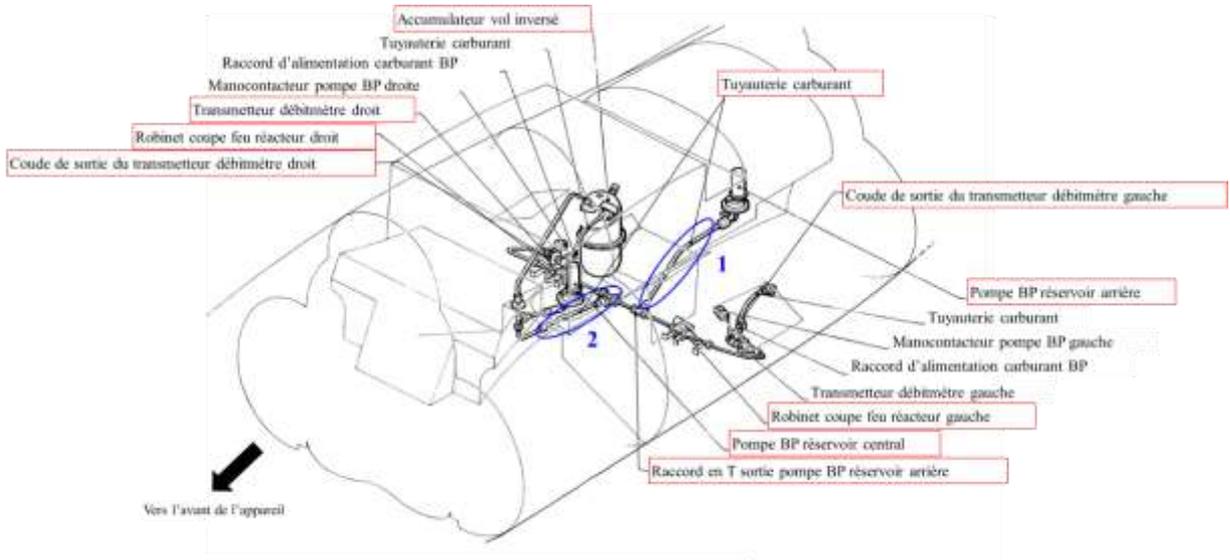


Figure 35 : Position des éléments expertisés du circuit carburant de l'Alphajet

Sous-scénario 3.1 : endommagement du circuit carburant

La présence de vibrations importantes est en mesure d'étayer le sous-scénario 3.1⁴².

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer le sous-scénario 3.1 :

- l'expertise des éléments retrouvés. Aucun endommagement antérieur à l'impact avec le sol n'est constaté ;
- l'absence d'indices d'éjection de pièce à haute énergie du réacteur gauche à l'extérieur de celui-ci. L'éjection de telles pièces aurait été susceptible d'endommager le circuit carburant du réacteur droit ;

⁴² Des endommagements de canalisations carburant provoqués par des vibrations importantes de réacteur se sont déjà produits sur d'autres appareils : cf. rapport d'enquête du BEAD-air A-2014-015-A suite à l'accident d'un Mirage 2000.

- la faible probabilité d'endommagement du circuit carburant résultant d'une collision aviaire. Cela s'explique par les raisons suivantes :
 - les éléments du circuit carburant sont physiquement éloignés des surfaces extérieures de l'avion ce qui les rend peu sensibles aux collisions aviaires ; dans l'hypothèse où une collision aviaire aurait quand même eu lieu, les énergies mises en jeu lors de cet évènement (vitesse de l'avion) et l'attitude de l'appareil (incidence de l'ordre de 4°) sont insuffisantes pour endommager le circuit carburant ;
 - des tests utilisant le réactif *Bluestar*® ont été effectués sur des éléments de la cellule sans révéler de traces de collision aviaire ;
- le témoignage de l'instructeur à propos de la température TT7. Ce dernier indique voir une TT7 de l'ordre de 400°C entre les points C et E alors qu'un moteur Larzac qui vient de s'éteindre a une TT7 de l'ordre de 150°C (cf. §1.18.1) ;
- le témoignage de l'équipage à propos du débit carburant. Lors de la tentative de redémarrage, et après le passage des deux manettes sur « STOP », l'élève rapporte que les débitmètres indiquent la valeur de 0 L/min. Associé à l'absence d'allumage du voyant « BP G » ou « BP D », cela signifierait qu'à ce moment, et donc au moment de la perte de poussée du réacteur droit, il n'y a pas de fuite du circuit carburant ;
- la présence de carburant dans les pompes carburant du GTR droit ainsi que dans l'accumulateur de vol inverse⁴³ ;
- le témoignage de l'équipage à propos des alarmes. Ce dernier rapporte n'avoir perçu aucune alarme. Par conception, l'insuffisance de pression d'alimentation du moteur en carburant, occasionnée par une fuite ou une rupture du circuit carburant susceptible de conduire à l'extinction d'un GTR, allume le voyant « BP » correspondant. L'allumage du voyant « BP G » ou « BP D », de couleur rouge au tableau de pannes, est conjugué avec l'allumage du voyant répéteur de panne rouge au tableau de bord et d'une alarme sonore.

Dans l'hypothèse du scénario n°3.1, l'alarme sonore et l'allumage de ces voyants se seraient déclenchés dès les premiers instants et auraient été ainsi les premières alarmes visibles et audibles. Celles-ci sont disponibles en place avant et en place arrière. Il est donc hautement improbable que le déclenchement de ces alarmes n'ait pas été perçu par l'équipage.



Figure 36 : Planche de bord avant

⁴³ L'accumulateur de vol inversé permet l'alimentation en carburant des réacteurs lorsque l'appareil vole « sur le dos ».

En outre les voyants du tableau de pannes ont été expertisés afin de rechercher leur état (allumé ou éteint) avant la collision avec le sol. Les dommages subis lors de l'impact n'ont pas permis d'obtenir cette information pour les voyants « BP G » et « BP D ». Une des quatre ampoules du voyant répétiteur « Panne Rouge » présente un aspect froid (cf. annexe 9). Il est donc probable que ce voyant était éteint au moment de l'impact.

Le sous-scénario 3.1 est donc hautement improbable.

Sous-scénario 3.2 : coup de bélier

La présence de carburant dans les pompes carburant du GTR droit ainsi que dans l'accumulateur de vol inversé est en mesure d'étayer le sous-scénario 3.2.

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer le sous-scénario 3.2 :

- la conception du Larzac. Lors de sa mise en service, des essais de variations de pression carburant en entrée de moteur ont été effectués (lors d'accélération, de décélération et en fonctionnement stabilisé à régime partiel). Aucune perte de poussée significative ni aucune extinction moteur n'a été observée ;
- les connaissances actuelles. La littérature sur ce domaine indique que les cas ayant pour origine une onde de pression dans le circuit carburant se traduisent par un endommagement structural des réservoirs⁴⁴ et non par un dysfonctionnement du réacteur suite à une perturbation de l'alimentation en carburant ;
- l'absence d'indice d'éjection de pièce à haute énergie du réacteur gauche à l'extérieur de celui-ci. L'éjection de telles pièces aurait été susceptible d'endommager le réservoir central arrière.

Le sous-scénario 3.2 est donc hautement improbable.

En conséquence, l'hypothèse d'un problème d'alimentation en carburant conduisant à une perte de poussée du GTR droit est hautement improbable.

⁴⁴ Cas par exemple d'un réservoir de carburant qui se rompt sous l'effet de la pression (cf. rapport du BEA relatif à l'accident survenu le 25 juillet 2000 au lieu-dit « La Patte d'Oie » de Gonesse (95) au Concorde immatriculé F-BTSC exploité par Air France).

2.4.1.4. Scénario n°4 : Endommagement de la commande de puissance

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit aurait pu être la conséquence d'un endommagement générant la rupture ou le blocage de la commande de puissance⁴⁵. Cela aurait pu survenir :

- suite à la collision d'au moins un oiseau avec la cellule de l'appareil ;
- ou suite aux vibrations engendrées par l'endommagement du GTR gauche. Les dégradations subies par le GTR gauche (ruptures d'aubes, déplacement du corps HP, etc.) ont provoqué d'importantes vibrations. Celles-ci se seraient propagées à la cellule par l'intermédiaire du tourillon de poussée et auraient endommagé la commande de puissance.

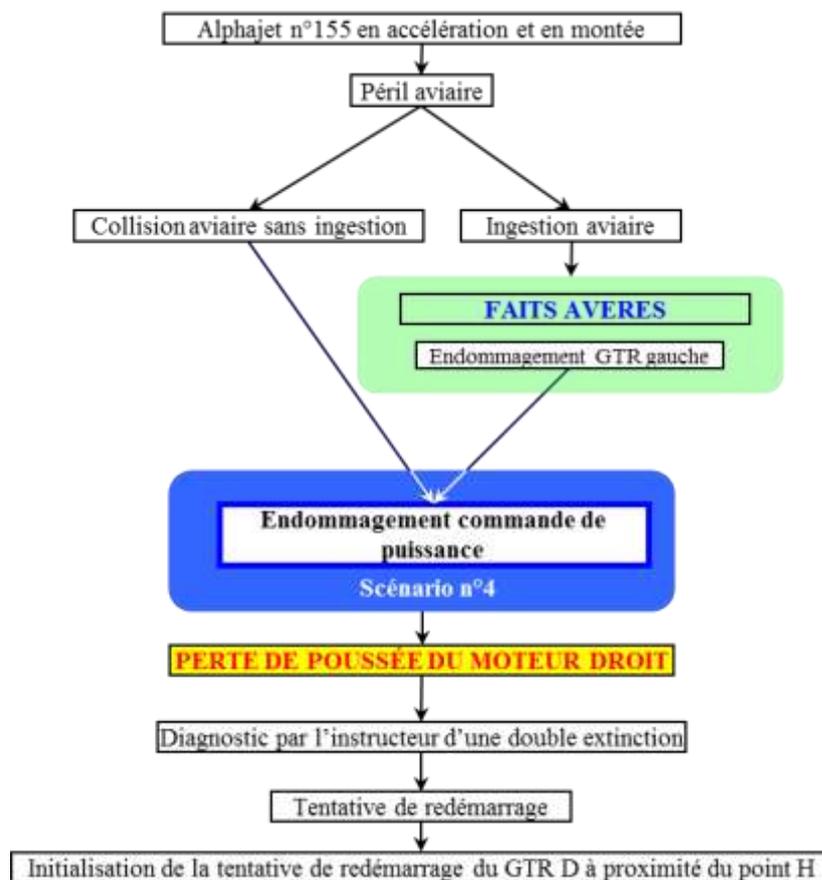


Figure 37 : 4^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

⁴⁵ Ensemble {bielle et câble} reliant la manette des gaz au réacteur.

Analyse du scénario

Les manettes des gaz du poste avant et celles du poste arrière sont mécaniquement reliées : un déplacement de l'une entraîne un déplacement identique de l'autre. Les manettes gauche et droite sont respectivement reliées aux réacteurs gauche et droit par un ensemble {bielle et câble}.

Compte tenu que l'intégralité de ces ensembles {bielle et câble} n'a pas été retrouvée, cela peut rendre plausible l'hypothèse d'un endommagement de la commande de puissance droite.

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer ce scénario :

- la faible probabilité d'endommagement des commandes de puissance résultant d'une collision aviaire. Cela s'explique par les raisons suivantes :
 - les éléments des commandes de puissance sont physiquement éloignés des surfaces extérieures de l'avion, ce qui les rend peu sensibles aux collisions aviaires ; dans l'hypothèse où une collision aviaire aurait quand même eu lieu, les énergies mises en jeu lors de cet évènement (vitesse de l'avion) et l'attitude de l'appareil (incidence de l'ordre de 4°) sont insuffisantes pour endommager les commandes des gaz ;
 - des tests utilisant le réactif *Bluestar*® ont été effectués sur des éléments de la cellule sans révéler de traces de collision aviaire ;
- le témoignage de l'équipage à propos du mouvement des manettes des gaz. Il rapporte n'avoir perçu aucune difficulté dans leur maniement ;
- l'absence d'indice d'éjection de pièce à haute énergie du réacteur gauche à l'extérieur de celui-ci. L'éjection de telles pièces aurait été susceptible d'endommager les commandes de puissance du réacteur droit.

En conséquence, l'hypothèse d'un endommagement de la commande de puissance conduisant à une perte de poussée du GTR droit est très improbable.

2.4.1.5. Scénario n°5 : dysfonctionnement du calculateur du GTR droit

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence d'un dysfonctionnement du calculateur du réacteur droit en raison de dégâts consécutifs à une collision aviaire ou aux vibrations engendrées par l'endommagement du GTR gauche. Les dégradations subies par le GTR gauche (ruptures d'aubes, déplacement du corps HP, etc.) ont provoqué d'importantes vibrations. Celles-ci se seraient propagées à la cellule par l'intermédiaire du tourillon de poussée et auraient provoqué :

- soit un endommagement interne du calculateur ;
- soit un endommagement de l'alimentation électrique du calculateur.

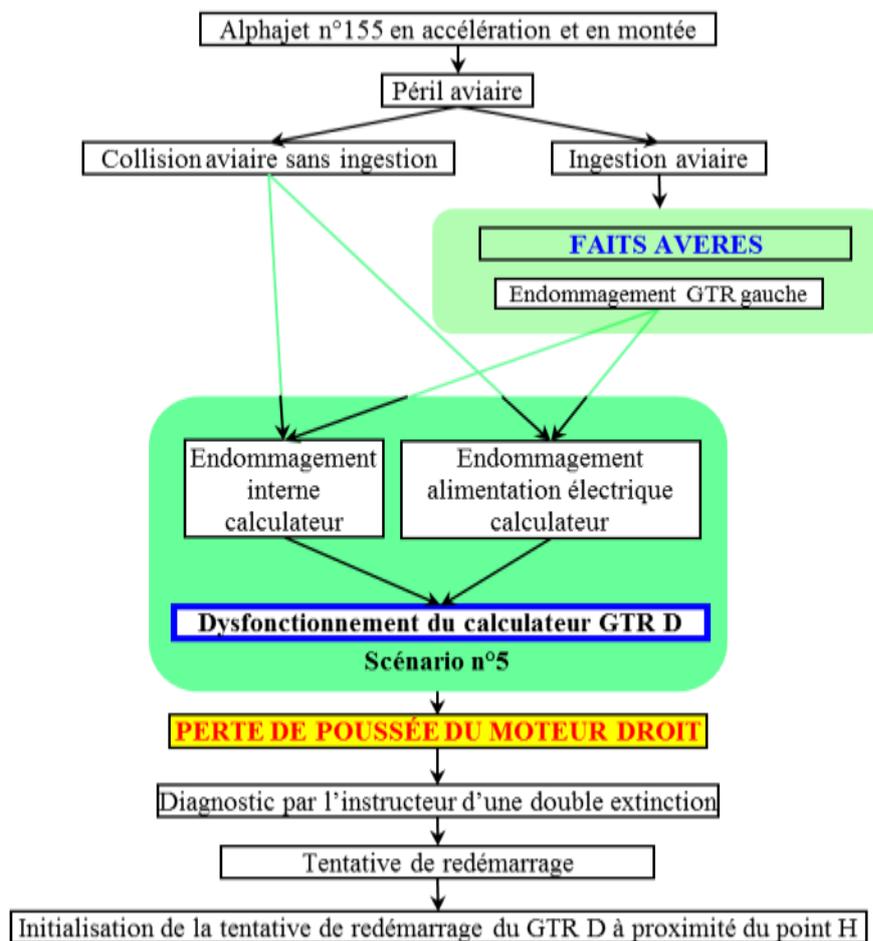


Figure 38 : 5^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

Analyse du scénario

Le calculateur s'est désolidarisé du moteur lors de l'impact avec le sol et a éclaté. Seuls quelques morceaux du carter, du support et des cartes électroniques ont été retrouvés parmi les différents débris.

Les éléments suivants sont en mesure d'étayer ce scénario :

- l'état du calculateur à l'issue de l'accident ;
- un cas similaire a été recensé sur un Alphajet allemand (cf. annexe 2).

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer ce scénario :

- en ce qui concerne un endommagement mécanique du calculateur du GTR droit :
 - la faible probabilité d'endommagement du calculateur du réacteur droit résultant d'une collision aviaire. Cela s'explique par les raisons suivantes :
 - il est physiquement éloigné des surfaces extérieures de l'avion ce qui le rend peu sensible aux collisions aviaires ; dans l'hypothèse où une collision aviaire aurait quand même eu lieu, les énergies mises en jeu lors de cet événement (vitesse de l'avion) et l'attitude de l'appareil (incidence de l'ordre de 4°) sont insuffisantes pour endommager un calculateur. Le retour d'expérience montre quelques très rares endommagements internes, occasionnés avec des niveaux d'énergie environ quatre fois supérieurs ;
 - des tests utilisant le réactif *Bluestar*® ont été effectués sur des éléments de la cellule sans révéler de traces de collision aviaire ;
 - l'absence d'indice d'éjection de pièce à haute énergie du réacteur gauche à l'extérieur de celui-ci. L'éjection de telles pièces aurait été susceptible d'endommager le calculateur du réacteur droit ou son alimentation électrique ;
- en ce qui concerne un endommagement de l'alimentation électrique du calculateur du GTR droit :
 - le témoignage de l'équipage relatif à l'absence de perception de voyant de panne lié à un dysfonctionnement du calculateur. En effet, une panne d'alimentation électrique du calculateur a pour conséquences principales :
 - l'allumage des voyants « REG » ;
 - l'ouverture des vannes de décharge du compresseur HP, ce qui provoque l'allumage des voyants « VD » ;
 - une baisse de régime, de température TT7 et de poussée : les calculs de prédiction réalisés pour déterminer le comportement du réacteur en cas de panne du calculateur ou de perte d'alimentation électrique du calculateur indiquent une baisse de régime de l'ordre de 6%, une chute de TT7 de l'ordre de 100°C et une perte de poussée d'environ 35%.

Or l'allumage des voyants « REG » est couplé à l'allumage des répéteurs de panne « AMBRE ». L'équipage rapporte ne pas avoir perçu l'allumage de ces voyants alors que la procédure de redémarrage comporte la vérification de ce voyant. L'expertise des ampoules d'un des deux répéteurs de panne « AMBRE » montre que celui-ci était allumé au moment de l'impact. Néanmoins, il n'est pas possible de relier l'allumage de ce voyant à une éventuelle panne « REG » car la mise sur « STOP » des manettes des gaz au moment de la tentative de redémarrage provoque l'allumage du répéteur de panne « AMBRE ».

Toutefois, dans l'hypothèse d'un dysfonctionnement du calculateur droit lié aux dégradations du moteur gauche, les voyants « REG » et répéteur de panne « AMBRE » se seraient allumés dès les premiers instants et auraient été ainsi les premières alarmes visibles. Celles-ci sont disponibles en place avant et en place arrière. Il est donc très peu probable que le déclenchement de ces alarmes n'ait pas été perçu par l'équipage.

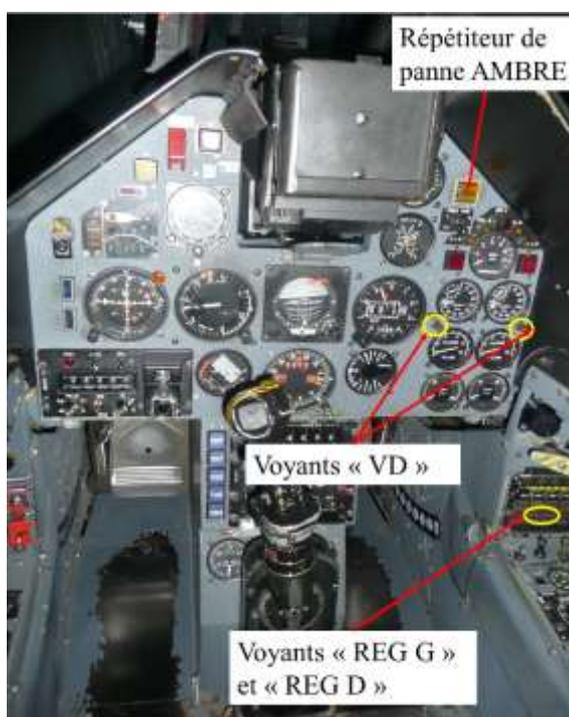


Figure 39 : Planche de bord avant

Par ailleurs, l'équipage ne fournit pas d'information sur l'allumage des voyants VD et leur expertise n'a pas permis de déterminer leur état avant l'impact.

En outre, la baisse de régime et de TT7 prédite en cas de panne d'un calculateur ne correspond pas aux témoignages de l'instructeur : il déclare observer des régimes aux environs de 40%.

En conséquence, l'hypothèse d'un dysfonctionnement du calculateur droit conduisant à une perte de poussée du GTR droit est très improbable.

2.4.1.6. Synthèse

L'appareil après l'impact au sol est détruit. La violence du choc ainsi que l'incendie qui a suivi a provoqué de très importants endommagements. Cela a eu les conséquences suivantes :

- certaines parties de l'épave ont été trop dégradées pour être expertisées, comme les circuits électriques, les réservoirs de carburant, certaines parties de la cellule ;
- certains éléments ont fait l'objet d'expertises sans que celles-ci ne permettent de conclure sur leur état avant l'accident, tels que le tableau de pannes, plusieurs interrupteurs, le calculateur ;
- certaines pièces n'ont pas été retrouvées tel que le tourillon de poussée du moteur droit.

De plus, il a été démontré à plusieurs reprises dans le passé que si la cause technique de certains accidents aériens n'a pu être révélée à la première occurrence, elle a pu être identifiée et démontrée lors d'événements ultérieurs similaires. Ainsi, un dysfonctionnement de la gouverne de profondeur du Boeing 737 n'a pu être identifié qu'à l'issue du 3^{ème} accident⁴⁶ (lors des deux premiers accidents, l'état de l'épave ne permettait pas l'expertise de la gouverne de profondeur).

Malgré l'ensemble des recherches réalisées, le groupe d'enquête et les experts consultés n'ont pas été en mesure de déterminer un scénario d'ordre technique expliquant la perte de poussée du réacteur droit.

Toutefois, compte tenu de l'impossibilité d'expertiser l'ensemble des pièces de l'appareil (état de destruction important) et de l'absence d'enregistreur de bord, l'existence d'une cause d'origine technique demeure possible.

⁴⁶ Enquêtes NTSB relatifs au vol 585 United Airlines du 03 mars 1991, au vol 427 USAir du 08 septembre 1994 et au vol 517 Eastwind Airlines du 09 juin 1996.

2.4.2. Scénarios d'ordre facteurs organisationnels et humains (FOH)

Dans l'ensemble de ce chapitre, et par hypothèse, il faut considérer que le réacteur droit fonctionne correctement. La perte de poussée de ce dernier serait alors la conséquence d'une action de l'équipage.

2.4.2.1. Fiabilité des témoignages relatifs à une situation de stress intense

Une perte de poussée pendant la phase de décollage est un évènement extrêmement rare susceptible d'occasionner un stress important. De plus, l'évènement survient après le coucher du soleil, à très basse altitude et à proximité des communes de Tours et Saint-Pierre-des-Corps. Cela induit une pression de nature à augmenter considérablement le stress (cf. §2.2.6 et §2.3.7).

La gestion d'un tel évènement se décompose en trois phases pouvant intervenir en parallèle :

- phase 1 : recherche d'informations ;
- phase 2 : analyse ;
- phase 3 : prise de décision / action.

La réponse d'un opérateur expérimenté fait appel à des automatismes pour chacune de ces trois phases.

Après coup, le niveau de stress important subi par un équipage lors d'une telle situation (notamment lorsqu'elle se termine par une éjection) affecte les capacités des opérateurs à restituer précisément et dans son intégralité la dynamique de la séquence. En l'absence d'enregistreur de paramètres et de conversation, le BEAD-air dispose essentiellement du témoignage de l'équipage, sachant donc que certaines informations vécues peu avant l'accident ont pu être partiellement ou pas mémorisées, pouvant entraîner un certain degré de reconstruction des souvenirs de l'évènement.

Lors des entretiens, l'équipage n'éprouve pas de difficulté à restituer le déroulement du vol jusqu'à la perception de la perte de poussée ainsi qu'à partir du début de la procédure de redémarrage. La période intermédiaire est une phase dynamique très complexe, au cours de laquelle les paramètres évoluent très rapidement. Cette complexité explique que les souvenirs de l'équipage relatifs à cette phase soient plus difficiles à restituer. Cela est de nature à leur conférer un caractère incertain engendrant une impression d'imprécision.

En ce qui concerne l'élève, il passe d'un rôle actif à un rôle passif à partir du moment où il n'est plus aux commandes. Il a alors des difficultés à se souvenir de la suite des évènements (paramètres de vol et actions de l'instructeur). L'élève pilote semble limiter logiquement ses actions à son rôle attendu (surveillance des débitmètres et mise sur « EMERGENCY » du transpondeur dont il sait que l'instructeur ne dispose pas, préparation de l'éjection). Il déclare ainsi attendre que l'instructeur gère la panne après que celui-ci a repris les commandes.

Par ailleurs, cette attitude peut avoir été renforcée par le fait que l'élève pilote soit encore en phase d'acquisition de compétences. Il indique penser être « ultra-bas » et ne pas savoir comment « raccroche » un moteur en basse altitude.

S'agissant de l'instructeur, la mobilisation de ses ressources cognitives augmente fortement dès la perception de la double détonation, d'autant plus qu'un diagnostic urgent s'impose dans un contexte très contraint : très basse altitude, proximité d'agglomérations densément peuplées, faible luminosité et pression temporelle extrême. La perception d'une double détonation et d'une forte perte de poussée l'amènent à penser d'emblée à une double extinction.

Par essence, les témoignages ont une dimension subjective. Les circonstances particulières de cet événement renforcent cette dimension et leur confèrent un caractère incertain, ce qui rend l'analyse FOH particulièrement délicate. Il est néanmoins possible d'envisager plusieurs scénarios distincts.

2.4.2.2. Eléments utiles à la compréhension des scénarios FOH

a) Notion de réflexe

Un réflexe se définit de la manière suivante : « Comportement très simple correspondant à une réponse rapide, automatique, à un stimulus »⁴⁷. Dans ce cas, il n'y a pas de traitement de l'information par le cerveau, donc pas d'analyse possible même très faible.

Lors de l'évènement, l'équipage rapporte n'avoir perçu qu'une stimulation auditive (double détonation) et tactile (vibrations et sensation de décélération). Aucune excitation directe (choc) n'est donc susceptible d'avoir entraîné une contraction musculaire, laquelle aurait pu conduire au déplacement de la manette des gaz dans un processus non commandé par le cerveau.

Une action réflexe de l'équipage - au sens physiologique - n'est donc pas à l'origine de la perte de poussée du réacteur droit.

Toutefois, au-delà de l'action réflexe, des actions rapides et non réfléchies (selon un schéma perception / action contractant au maximum les phases 1 et 2 - cf. §2.4.2.1) sont envisageables. Elles font l'objet des scénarios 6, 7 et 8.

b) Baisse de luminosité

L'élève pilote rapporte, au moment de la perception de la perte de poussée, avoir eu l'impression d'une baisse de luminosité en cabine. L'instructeur quant à lui ne rapporte pas ce phénomène.

La planche de bord de l'Alphajet dispose de deux moyens d'éclairage :

- un éclairage de couleur blanche, utilisant le rayonnement ultraviolet (UV) et alimenté par la barre électrique P3 (cf. annexe 10) ;
- un éclairage de couleur rouge alimenté par la barre électrique P2 pour la place arrière et la barre P1 pour la place avant.

⁴⁷ Indge, B. (2004). La biologie de A à Z. Paris : DUNOD.

L'instructeur indique qu'il éclaire sa planche de bord en utilisant principalement l'éclairage rouge alors que l'élève utilise quant à lui les éclairages UV et rouge.

Les barres électriques P1 et P2 sont alimentées (par les génératrices puis la batterie) tout au long de l'évènement car il est démontré que le tableau de pannes (barre P1) et le transpondeur (barre P2) fonctionnent jusqu'à l'impact.

Par conception, il est possible de couper l'alimentation de la barre électrique P3 pour préserver l'alimentation des éléments indispensables au vol. On parle alors de délestage.

Il peut être provoqué :

- soit par une action sur l'interrupteur de délestage ;
- soit par la mise en position « STOP » ou « Allumage » des manettes des gaz ;
- soit par un problème électrique.

Un problème électrique est à considérer comme un évènement simultané et indépendant. A ce titre, il n'est pas retenu (cf. §2.4.1.1). Par ailleurs, l'interrupteur de délestage est uniquement accessible depuis la place avant, dans la partie droite du cockpit. Une action involontaire par l'élève pilote sur l'interrupteur de délestage est hautement improbable car à ce moment précis et crucial sa main droite tient le manche.



Figure 40 : Visualisation de la position de l'interrupteur de délestage

En revanche, la baisse de luminosité perçue par l'élève pilote peut s'expliquer techniquement par la mise sur « STOP » des manettes des gaz.

Le soir de l'évènement, le premier niveau de nuit estimé est de 4, en évolution rapide vers le niveau 5.

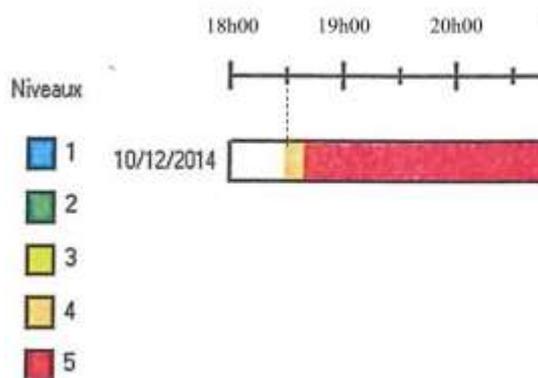


Figure 41 : Représentation du niveau de nuit le soir de l'évènement

Il est à noter que le niveau de nuit est calculé en prenant comme référence la fin du crépuscule nautique⁴⁸, intervenant aux alentours de 18h30 le jour de l'évènement pour la région de Tours. Pour mémoire, le soir du 10 décembre 2014 l'enchaînement est le suivant :

- 17h04 : coucher du soleil,
- 17h30 : évènement,
- 17h34 : début de la nuit aéronautique,
- 18h30 : fin du crépuscule nautique.

De ce fait, aucun niveau de nuit n'est estimé au moment de l'évènement.

Toutefois, le ciel est nuageux à très nuageux, la base des nuages est aux environs de 4 000 ft avec une absence de lune.

Il est donc peu probable que la baisse de luminosité perçue par l'élève soit due à la modification de l'attitude de l'avion (mise en virage éloignant et masquant les zones éclairées).

Compte tenu du caractère quasi-simultané avec le début de l'évènement, le BEAD-air considère que la baisse de luminosité, perçue seulement par l'élève, ne peut avoir d'autre origine que la mise sur « STOP » des deux manettes des gaz.

⁴⁸ Le crépuscule nautique prend fin lorsque le centre du disque solaire se trouve à 12° sous l'horizon.

c) Témoignages sur la position des manettes des gaz au moment du transfert des commandes de l'élève pilote vers l'instructeur

Les témoignages de l'équipage ont été recueillis au cours d'entretiens individuels classiques et d'entretiens d'explicitation (cf. §1.19.3).

Lorsque l'évènement survient, l'élève pilote a les commandes : sa main gauche est sur la manette des gaz en position « plein gaz » et sa main droite tient le manche. Jusqu'à la reprise des commandes par l'instructeur, l'élève indique que la position de la manette demeure inchangée. Il déclare ne plus avoir regardé les commandes par la suite.

Concernant la position de la manette des gaz au moment de la reprise des commandes par l'instructeur, ce dernier déclare dans un premier temps n'avoir « touché à rien » avant d'avoir analysé ce qu'il se passait.

Cette expression peut s'interpréter des deux manières suivantes :

- soit l'instructeur a effectivement la main sur la manette des gaz en position « plein gaz » et ne « touche à rien », au sens « ne modifie pas la position de la manette des gaz » ;
- soit l'instructeur ne touche effectivement à rien (aucun contact entre sa main et la manette des gaz) et suppose que la manette des gaz est en position « plein gaz » car le transfert des commandes de l'instructeur vers l'élève⁴⁹ s'est produit quelques secondes auparavant en position « plein gaz » et l'élève n'avait aucune raison de modifier la position de la manette (montée initiale) pendant les quelques secondes où il a eu les commandes.

Des précisions sur ce point particulier ont été apportées lors d'un entretien complémentaire au cours duquel l'instructeur déclare avoir la main sur la manette des gaz et être certain qu'elles sont en position « plein gaz ».

Selon les deux témoignages, les manettes des gaz sont en position « plein gaz » lors du transfert des commandes.

Les scénarios 6 et 7 envisageront l'hypothèse d'une action inconsciente de l'élève pilote sur les manettes des gaz avant le transfert des commandes. Les scénarios 8 et 9 envisageront l'hypothèse que lors du transfert des commandes les manettes des gaz sont en position « plein gaz ».

⁴⁹ Passage de la trajectoire de couleur bleu à la couleur jaune dans le graphique §2.2.4.

d) Détection d'une position erronée des manettes des gaz

Un opérateur expérimenté sur Alphajet est capable de déterminer la position des manettes des gaz à partir de la position relative de son avant-bras par rapport à sa cuisse gauche. Ainsi, une position des manettes des gaz conduisant à un régime inférieur à 80% est normalement aisément perceptible par un opérateur expert compte tenu du positionnement relatif et de l'amplitude du débattement (un régime inférieur à 80% conduit à une course comprise entre 0 et 5,4 cm pour une course maximale de 11,8 cm, soit 6,4 cm en arrière de la position « plein gaz », ce qui correspond à la moitié de la course totale).

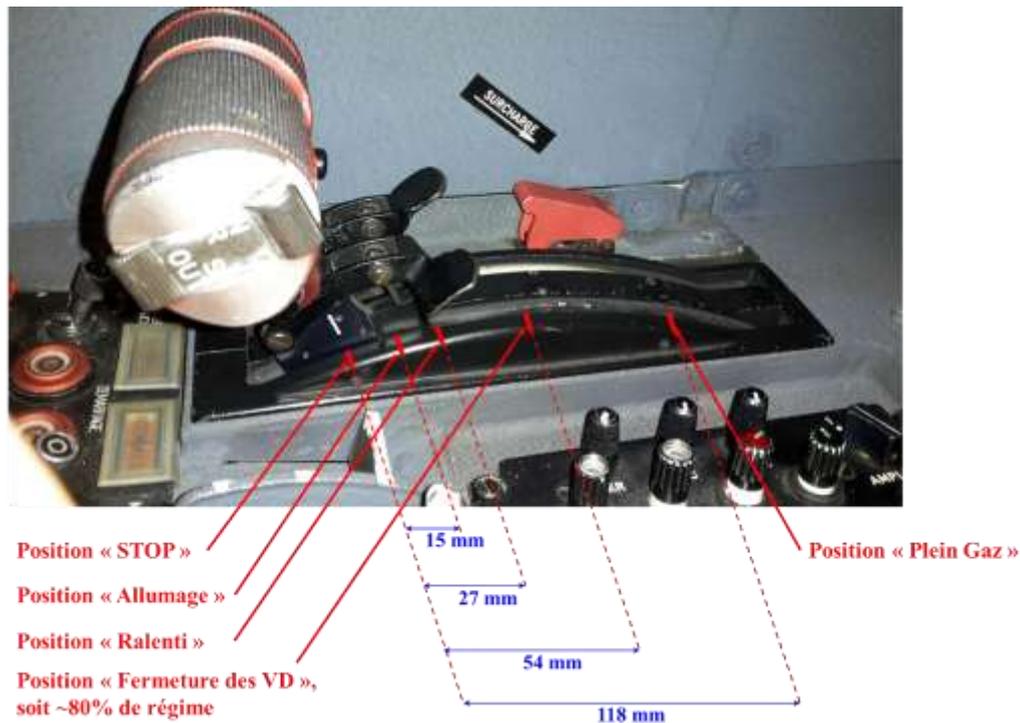


Figure 42 : Course de la manette des gaz de l'Alphajet

La non détection par un instructeur expérimenté d'une position erronée de la manette des gaz (inférieure à un régime correspondant à 80%) apparaît improbable.

e) Allumage des voyants « GENE »

L'instructeur rapporte être quasiment certain que les deux voyants « GENE » sont allumés lors du virage pour s'éloigner de Saint-Pierre-des-Corps.

L'allumage du voyant « GENE G » pour le réacteur gauche est normal au regard des endommagements subis. L'allumage du voyant « GENE D » indiquerait le non débit de la génératrice droite ou l'ouverture du conjoncteur disjoncteur différentiel associé. Cette ouverture comme cause de l'allumage du voyant « GENE D » est rejetée pour les raisons suivantes :

- l'endommagement du GTR gauche n'a provoqué aucune libération de pièces à l'extérieur de ce réacteur. Aucun élément n'est alors susceptible d'avoir sectionné le circuit électrique du réacteur droit ;
- chaque réacteur possède son propre circuit électrique. L'hypothèse de deux pannes simultanées et indépendantes est exclue (cf. 2.4.1.1).

Le non débit de la génératrice droite pourrait être dû :

- à un régime du réacteur droit inférieur à environ 38%, qui peut être causé :
 - par un dysfonctionnement du réacteur droit ;
 - par une position manette en-dessous de la position « Ralenti » ;
- ou à un endommagement de la liaison réacteur-génératrice.

L'expertise de la génératrice droite ne révèle pas d'endommagement antérieur à l'impact ni d'indice laissant présager d'une rupture de sa liaison avec le GTR droit.

Il apparaît ainsi très probable que l'éventuel allumage du voyant « GENE D » soit la conséquence d'un régime du réacteur inférieur à 38%.

f) Pose et vérification du diagnostic par l'instructeur

Pose du diagnostic

L'instructeur, de par ses fonctions au sein de l'EAC, est amené à simuler régulièrement une panne moteur après décollage. Cette simulation, parfaitement programmée et anticipée, se fait en réduisant le réacteur concerné à un régime « Ralenti ». Compte tenu de la poussée très faible d'un moteur Larzac à ce régime, l'instructeur est familier d'une sensation de perte de poussée d'un des deux réacteurs. Il n'a en revanche jamais été confronté à la surprise inhérente à la perte d'un moteur en panne, pas plus qu'il n'a vécu l'expérience d'une perte simultanée de deux réacteurs.

Pour lui, l'évènement débute par la perception d'une double détonation associée à des vibrations et une sensation de décélération. Il déclare ne plus sentir aucune poussée et que l'appareil n'avance plus, ce qui indiquerait qu'au vue de son expérience il est confronté à une perte de poussée supérieure à ce qu'il rencontre habituellement lors des exercices. Dès cet instant, et avant même d'avoir vérifié ses paramètres, il est convaincu d'être en présence d'une double extinction.

Lors de son premier message de détresse, l'instructeur indique au contrôle avoir une panne moteur : « *engine failure* ».

Vérification du diagnostic

L'instructeur déclare confirmer, à la fin du 1^{er} message de détresse, son premier diagnostic par une vérification de ses paramètres moteur.

Lors de son second message émis 14 secondes après le premier, il précise au contrôleur qu'il a une double extinction : « *double engine flame-out* ». Il indique qu'il se passe un certain temps entre les deux messages car il vérifie ses instruments. Ce témoignage confirme une vérification des paramètres moteur lui permettant d'asseoir son premier diagnostic.

g) Témoignages sur les paramètres moteurs

Températures de sortie turbine (TT7)

Seul l'instructeur rapporte avoir regardé après son premier message radio, soit entre les points C et D, les indicateurs de TT7 en cabine au cours de l'évènement. Il indique que les aiguilles sont aux alentours de « 11h30 » sur les deux moteurs. Cette position correspond à une température de l'ordre de 400°C.

Régimes de rotation du corps HP

Les témoignages de l'instructeur et de l'élève indiquent que dans les instants qui suivent la double détonation, les régimes HP diminuent simultanément et rapidement. L'instructeur rapporte que dans le virage (entre les points B et E) les régimes diminuent simultanément et qu'ils sont aux alentours de 40%. L'équipage ne précise cependant pas autour de quelle valeur les régimes se stabilisent.

Il est à noter que l'instructeur rapporte avoir constaté un régime de l'ordre de 35% sur le réacteur gauche au moment de la tentative de redémarrage. A cet instant, les manettes des gaz ayant été mises sur « STOP », les réacteurs sont en autorotation⁵⁰, ce qui est cohérent avec la valeur observée.

Débitmètres

Seul l'élève pilote dispose des indicateurs de débit carburant. Il rapporte les avoir regardés rapidement et par intermittence au cours de l'évènement. Il a constaté une valeur de 0 L/min sur les deux moteurs, notamment lorsque l'instructeur le lui demande au moment de la tentative de redémarrage du réacteur gauche.

h) Méthodologie

L'analyse des scénarios suivants s'appuie sur plusieurs éléments de natures différentes :

- les éléments connus d'ordre technique ;
- les témoignages compatibles avec les données techniques disponibles ;
- les témoignages non vérifiables par les données techniques disponibles ;
- les éléments issus de l'analyse FOH.

Compte tenu de l'absence de certitude quant à l'exactitude des témoignages, aucun élément comportant une origine d'ordre FOH ne peut seul, dans cette enquête, être retenu comme critère de validité d'un scénario. De même, les éléments d'origine uniquement technique ne sont pas en mesure à eux seuls de démontrer la validité d'un scénario. Ils sont cependant en mesure de l'invalider le cas échéant.

Ainsi le degré de pertinence de chaque scénario est établi après confrontation des éléments en faveur et en défaveur de ce dernier.

Dans la suite du document, les scénarios suivants d'ordre FOH sont envisagés :

- une réduction partielle du régime du réacteur droit par l'élève pilote (régime < 80%) ;
- une mise sur « STOP » du réacteur droit par l'élève pilote ;
- une mise sur « STOP » du réacteur droit par l'instructeur en début de virage ;
- une mise sur « STOP » du réacteur droit par l'instructeur après le point C.

Nota : la réduction partielle du régime du réacteur droit par l'instructeur n'est pas retenue en raison de son expérience (erreur à laquelle sont très rarement sujets les opérateurs expérimentés).

⁵⁰ Phase pendant laquelle les parties mobiles du réacteur ne tournent que grâce au vent relatif de l'avion.

2.4.2.3. Scénario n°6 : réduction partielle du régime par l'élève pilote

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence d'un déplacement par l'élève des manettes des gaz vers l'arrière⁵¹ à une position correspondant à un régime inférieur à 80%. L'instructeur reprendrait alors les commandes sans détecter l'écart de position de la manette. Il interpréterait la diminution notable du régime, et donc de poussée, induite par cet écart, comme un dysfonctionnement du GTR droit. Cela le conduirait à diagnostiquer une perte de poussée sur les deux réacteurs.

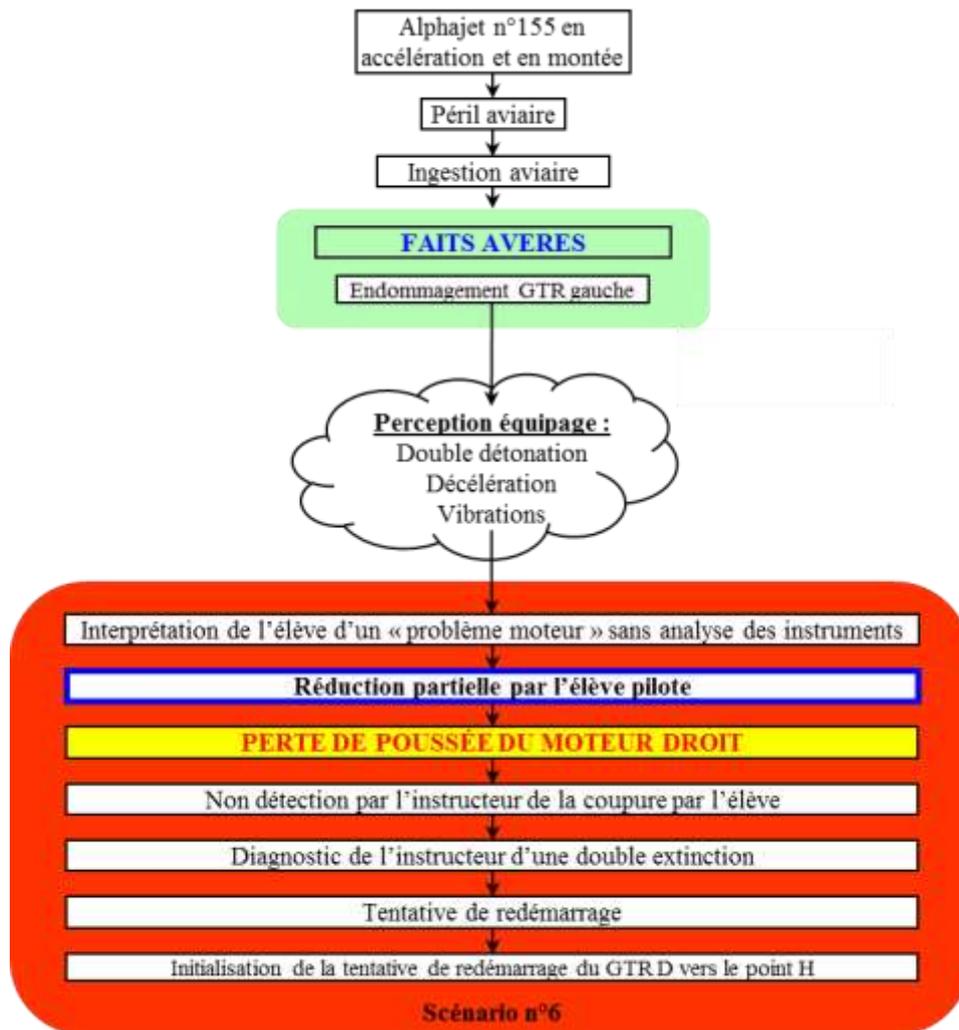


Figure 43 : 6^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

⁵¹ Une action sur les manettes des gaz vers l'arrière commande une réduction de régime, et donc de poussée. L'action sur le moteur gauche est insignifiante au regard des endommagements du GTR gauche.

Analyse du scénario

Les éléments suivants sont en mesure d'étayer ce scénario :

- l'inexpérience de l'élève pilote. Une action précipitée et peu réfléchie (association immédiate d'une sensation de perte de poussée à un problème moteur) l'aurait conduit à réduire partiellement le régime des moteurs. Cette action, bien que contraire à toute procédure d'urgence enseignée, est susceptible d'être effectuée par un opérateur inexpérimenté. Cette réduction immédiate du régime pourrait résulter de l'association « situation de danger / action de sauvegarde » issue de son vécu personnel non aéronautique ;
- la cohérence avec les estimations des valeurs de TT7 rapportées par l'instructeur (TT7 aux environ de 400°C qui correspond à un régime inférieur à 80% - cf. §2.4.2.2-g et §1.18.1) ainsi qu'avec l'évolution des régimes rapportée par l'équipage (cf. §2.4.2.2-g) ;
- l'élaboration du diagnostic rapportée par l'instructeur (cf. §2.4.2.2-f) ;
- la campagne de simulation réalisée. Elle montre la cohérence entre ce scénario de perte (perte quasi totale de poussée du réacteur gauche avant le point A et baisse partielle sur le réacteur droit après le point A) et la séquence retenue de l'évènement (respect de la zone d'impact) (cf. §2.2.5) ;
- les conclusions de l'analyse spectrale. Elles montrent qu'au point B, les deux réacteurs ont un régime inférieur à 80% (cf. §2.2.3).

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer ce scénario :

- la baisse de luminosité rapportée par l'élève pilote au début de l'évènement (cf. §2.4.2.2-b) ;
- les premières indications des débitmètres rapportées par l'élève (cf. §2.4.2.2-g) ;
- le témoignage relatif à la position de la manette des gaz au moment du transfert des commandes (cf. §2.4.2.2-c) ;
- l'improbabilité d'une non détection d'une position erronée des manettes des gaz par l'instructeur (écart supérieur à 6,4 cm, soit plus de la moitié de la course totale de 11,8 cm), que ce soit au moment de la reprise des commandes ou lors de la tentative de redémarrage (cf. §2.4.2.2-d) ;
- l'allumage du voyant « GENE G » et « GENE D » (cf. §2.4.2.2-e).

En conséquence, l'hypothèse d'une réduction partielle du régime par l'élève pilote est très improbable.

2.4.2.4. Scénario n°7 : mise sur « STOP » par l'élève pilote

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence de la mise sur « STOP » par l'élève pilote de la manette des gaz de ce réacteur, alors qu'il fonctionnait correctement et avant la reprise des commandes par l'instructeur. Cette action aurait été réalisée par l'élève au moment de la perception de l'évènement, soit un peu avant le point A (cf. §2.2.4) en se fiant à ses sensations, sans les vérifier par les instruments. L'instructeur reprendrait alors les commandes sans détecter l'écart de position de la manette. Il interpréterait la diminution notable du régime, et donc de poussée, induite par cet écart, comme un dysfonctionnement du GTR droit. Cela le conduirait à diagnostiquer une perte de poussée sur les deux réacteurs.

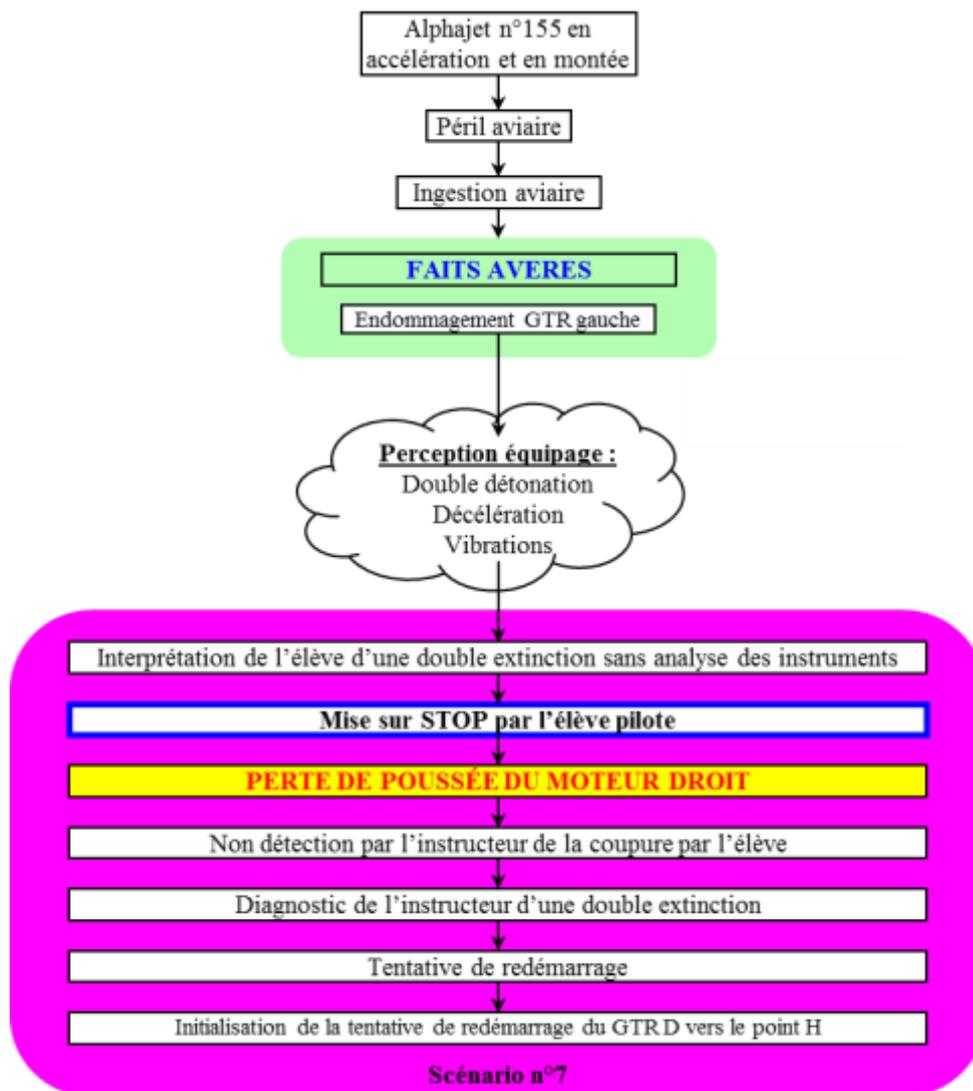


Figure 44 : 7^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

Analyse du scénario

Les éléments suivants sont en mesure d'étayer ce scénario :

- la baisse de luminosité rapportée par l'élève pilote au début de l'évènement (cf. §2.4.2.2-b) ;
- l'évolution des débitmètres (une coupure des deux moteurs entraîne immédiatement une consommation et donc des débitmètres indiquant 0 L/min) et des régimes rapportée par l'équipage (cf. §2.4.2.2-g et §1.18.1) ;
- l'élaboration du diagnostic rapportée par l'instructeur (cf. §2.4.2.2-f) ;
- la campagne de simulation réalisée. Elle montre la cohérence entre une perte de poussée des deux réacteurs avant le point A et la séquence retenue de l'évènement (respect de la zone d'impact) (cf. §2.2.5) ;
- l'allumage du voyant « GENE G » et « GENE D » (cf. §2.4.2.2-e) ;
- les conclusions de l'analyse spectrale. Elles montrent qu'au point B, les deux réacteurs ont un régime inférieur à 80% (cf. §2.2.3).

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer ce scénario :

- l'inexpérience de l'élève (seulement 6 mois et 81h sur Alphajet). Cela ne semble pas compatible avec l'acquisition d'automatismes issus de la formation visant à appliquer immédiatement la procédure de redémarrage. En effet, l'initialisation de cette procédure (mise sur « STOP » des deux manettes des gaz) quasi immédiatement après la perception de l'évènement suppose une forte mécanisation que seule une grande expérience permettrait ;
- la relation instructeur-élève. Lors d'une panne réelle de cette gravité, c'est à l'instructeur que revient la gestion de la panne et notamment la décision cruciale de coupure des deux moteurs ;
- l'évolution des températures TT7 rapportées par l'instructeur (cf. §2.4.2.2-g et §1.18.1) ;
- les témoignages relatifs à la position de la manette des gaz au moment du transfert des commandes (cf. §2.4.2.2-c) ;
- l'improbabilité d'une non détection d'une position erronée des manettes des gaz par l'instructeur (écart de 118 mm par rapport à la position attendue - cf. §2.4.2.2-d), que ce soit au moment de la reprise des commandes ou lors de la tentative de redémarrage.

En conséquence, l'hypothèse de la mise sur « STOP » par l'élève pilote est hautement improbable.

2.4.2.5. Scénario 8 : Mise sur « STOP » par l'instructeur en début de virage

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence de la mise sur « STOP » par l'instructeur de la manette des gaz de ce réacteur alors qu'il fonctionnait correctement. Cette action aurait été réalisée au moment de la reprise des commandes par l'instructeur soit un peu avant le point A (cf. §2.2.4). Il se serait fié à son impression initiale au détriment d'une vérification des paramètres moteur.

Durant les instants précédents l'éjection, l'instructeur aurait initié l'exécution de la procédure de redémarrage du réacteur droit en positionnant la manette correspondante sur « Allumage ». Constatant une hauteur de 1 000 ft, il l'aurait interrompue pour se consacrer à l'éjection.

L'enchaînement des actions de l'équipage entre la mise sur « STOP » et l'éjection peut se décliner en plusieurs sous-scénarios. Compte tenu des éléments à sa disposition, le BEAD-air a étudié les trois lui paraissant les plus plausibles :

- sous-scénario 8.1 : exécution d'une tentative de redémarrage du GTR gauche sans interruption ;
- sous-scénario 8.2 : exécution d'une tentative de redémarrage du GTR gauche en l'interrompant ;
- sous-scénario 8.3 : exécution de deux tentatives de redémarrage du GTR gauche.

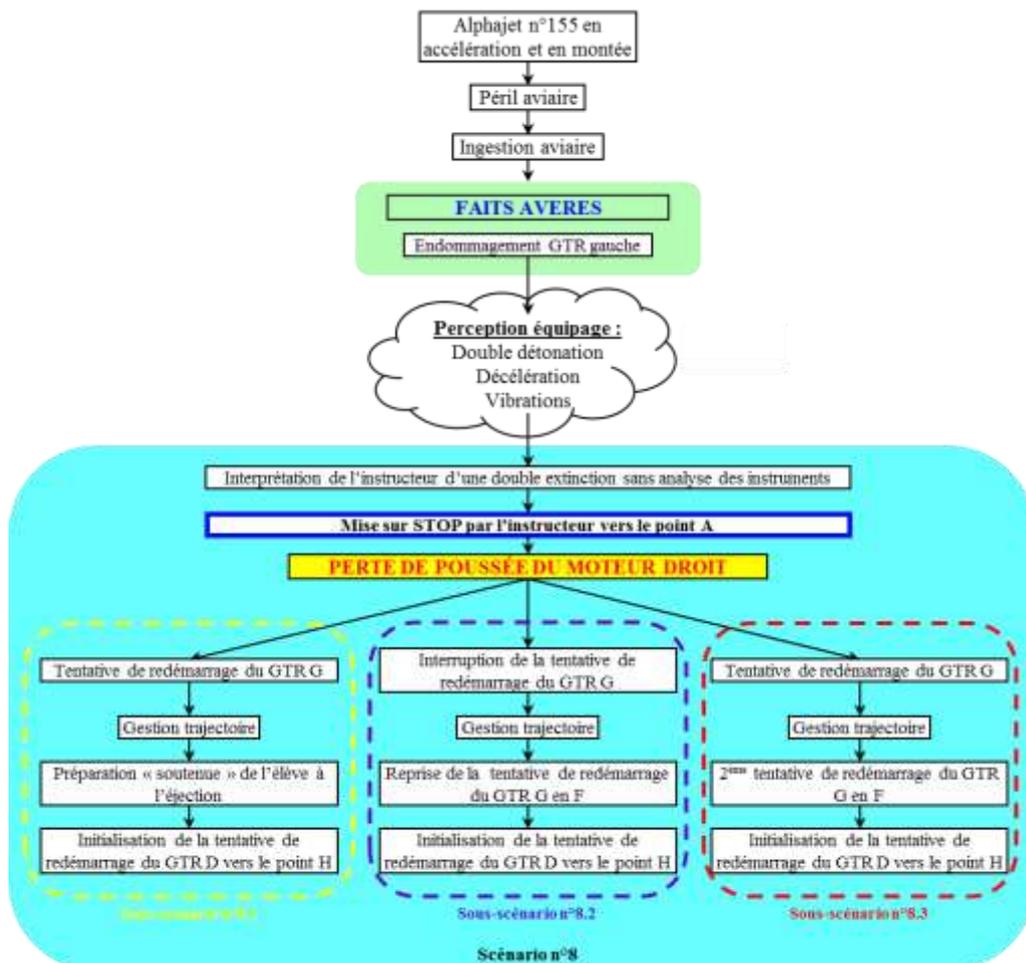


Figure 45 : 8^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

Analyse du scénario

Les éléments suivants sont en mesure d'étayer les trois sous-scénarios :

- les automatismes de l'instructeur. Sa longue pratique professionnelle l'aurait amené à effectuer une action visant à appliquer immédiatement la procédure de redémarrage. Cette dernière débute par la mise en position « STOP » des manettes des gaz. Cette procédure d'urgence fait l'objet d'un entraînement récurrent (simulateur de vol et contrôle théorique mensuel) dont le but est l'automatisation des comportements ;
- l'influence de l'environnement sur la perception de l'instructeur. La perception de la double détonation associée au caractère soudain et inattendu de l'évènement a pu conduire l'instructeur à interpréter son ressenti de perte de poussée comme la perte des deux réacteurs. En effet l'instructeur n'a jamais expérimenté la perte de poussée des deux réacteurs ;
- la baisse de luminosité rapportée par l'élève pilote au début de l'évènement (cf. §2.4.2.2-b) ;
- l'évolution des débitmètres et des régimes moteurs rapportée par l'équipage (cf. §2.4.2.2-g) ;
- la gestion des priorités conduisant l'instructeur à privilégier l'évitement des zones densément habitées. L'instructeur est dans une situation intense d'un point de vue cognitif : il vient tout juste de reprendre les commandes, il doit gérer la trajectoire alors qu'il est à basse altitude et qu'il arrive à proximité immédiate de Saint-Pierre-des-Corps, il informe le contrôleur des problèmes qu'il rencontre et gère son élève en lui rappelant à plusieurs reprises la procédure d'éjection ;
- la campagne de simulation réalisée. Elle montre la cohérence entre une perte de poussée des deux réacteurs avant le point A et la séquence retenue de l'évènement (respect de la zone d'impact) (cf. §2.2.5) ;
- l'allumage du voyant « GENE G » et « GENE D » (cf. §2.4.2.2-e) ;
- les conclusions de l'analyse spectrale. Elles montrent qu'au point B, les deux réacteurs ont un régime inférieur à 80% (cf. §2.2.3).

De plus, les éléments suivants étayent respectivement chaque sous-scénario, en les distinguant par des nuances concernant la gestion des priorités :

- sous-scénario 8.1 : après tentative de redémarrage du réacteur gauche, l'instructeur privilégierait la gestion de la trajectoire et de l'élève au détriment de l'exécution immédiate de la procédure de redémarrage du GTR droit.

L'évitement de l'agglomération le contraindrait à reporter le redémarrage du réacteur droit. La préparation de l'élève associée à l'émission de deux messages radios l'aurait conduit à différer encore le redémarrage du GTR droit.

La préoccupation de l'instructeur pour son élève l'aurait conduit à insister sur la préparation de l'éjection. La procédure d'éjection sur Alphajet nécessite une action manuelle des deux membres d'équipage en commençant par celui en place arrière. L'instructeur doit ainsi s'éjecter en premier. L'élève doit attendre le départ effectif de l'instructeur avant de tirer sur sa poignée d'éjection. Même si l'instructeur sait que l'élève pilote connaît la procédure, il préférerait consacrer un peu plus de temps pour s'assurer que l'élève l'effectuera correctement ;

- sous-scénario 8.2 : l'instructeur privilégierait la gestion de la trajectoire au détriment de l'exécution continue de la procédure de redémarrage du GTR gauche.

L'évitement de l'agglomération le contraindrait à suspendre cette procédure avant de la reprendre en sortie de virage. Par rapport aux deux autres sous-scénarios, l'instructeur serait face à une telle charge d'informations dans les instants suivant la perception de l'évènement qu'il serait en situation de saturation cognitive. Dans ce cas, il aurait été dans l'incapacité de gérer l'ensemble des tâches en parallèle. La poursuite de la procédure de redémarrage aurait été suspendue au profit des autres priorités, notamment l'évitement de l'agglomération. Il l'aurait reprise en sortie de virage, dès que ses ressources cognitives le lui auraient permis ;

- sous-scénario 8.3 : l'instructeur privilégierait la gestion de la trajectoire au détriment de l'exécution immédiate d'une seconde procédure de redémarrage du GTR gauche.

L'évitement de l'agglomération le contraindrait à reporter l'exécution de celle-ci. En l'absence d'allumage du voyant « REG G » et après la première tentative, il recommencerait la procédure de redémarrage d'urgence du réacteur gauche. En effet, rien ne justifie pour l'instructeur, au vu de la procédure, de tenter un redémarrage du réacteur droit à ce moment-là.

Cependant, les éléments suivants tendent à infirmer les trois sous-scénarios :

- le témoignage de l'instructeur. Il rapporte :
 - avoir mis les manettes des gaz sur « STOP » en sortie de virage et non entre A et B ;
 - avoir vérifié ses instruments avant de mettre les manettes sur « STOP » une fois son premier message terminé (point C) ;
 - voir des TT7 à environ 400°C après le point C alors que dans l'hypothèse d'une coupure des deux réacteurs vers A, elles devraient être au point C vers 150°C (cf. §2.4.2.2-g et § 1.18.1) ;
- l'expérience de l'instructeur. L'expérience acquise lors des séances de vol en panne moteur simulée (mise en ralenti d'un des deux réacteurs) devrait théoriquement lui permettre de distinguer une perte de poussée d'un seul réacteur d'une perte de poussée de deux réacteurs.

De plus, les éléments suivants tendent à infirmer respectivement chaque sous-scénario :

- sous-scénario 8.1 : le témoignage de l'équipage. Bien que l'instructeur ait à plusieurs reprises sensibilisé l'élève à l'éventualité d'une éjection, l'équipage rapporte que la phase la plus intense de préparation à l'éjection (briefing, resserrage de chaque harnais, orientation vers une zone sombre) intervient une fois passé 1 000 ft / sol en descente (point H). Ce qui pourrait indiquer une charge de travail moins intense entre les points E et F, laissant alors à l'instructeur la possibilité de tenter un redémarrage supplémentaire avant le point H ;
- sous-scénario 8.2 : compte tenu de la faible altitude, de la simplicité de la procédure de redémarrage rapide et de l'automatisation issue de l'entraînement, il est très improbable que l'instructeur ait suspendu l'exécution de la procédure après la mise sur « STOP » des manettes des gaz ;

- sous-scénario 8.3 : le témoignage de l'instructeur. Il rapporte n'avoir réalisé qu'une seule tentative de redémarrage du réacteur gauche avant d'initier celle du moteur droit aux alentours du point H.

En conséquence, et dans l'hypothèse d'un fonctionnement normal du réacteur droit, la mise sur « STOP » par l'instructeur en début de virage est possible.

L'analyse des sous-scénarios développés pour expliquer l'enchaînement postérieur à la mise sur « STOP » s'appuie principalement sur des éléments d'ordre FOH. Ceux-ci sont issus de témoignages, par essence subjectifs qui leur apportent un caractère incertain, renforcés par l'aspect traumatisant de cet évènement.

Bien que les éléments disponibles analysés (étayant ou infirmant) soient à considérer avec prudence, la probabilité d'occurrence des sous-scénarios est évaluée comme suit par le BEAD-air :

- en faisant abstraction de certains éléments de témoignages et compte tenu de leur caractère incertain, les sous-scénarios 8.1 et 8.3 apparaissent possibles ;
- compte tenu de l'automatisation de la procédure de redémarrage rapide, le sous-scénario 8.2 est très improbable.

Cependant, en l'absence d'enregistreur de paramètres et de conversation, les sous-scénarios 8.1 et 8.3 ne peuvent être vérifiés.

2.4.2.6. Scénario n°9 : mise sur « STOP » par l'instructeur après le point C

Ce scénario FOH est celui, parmi les scénarios d'ordre FOH, qui se conforme le plus au témoignage de l'instructeur une fois la perte de poussée survenue.

Description du scénario

La perte de poussée du réacteur droit serait la conséquence de la mise sur « STOP » par l'instructeur de la manette des gaz de ce réacteur alors qu'il fonctionnait correctement. Cette action aurait été réalisée en initiant la tentative de redémarrage du réacteur gauche (à partir du point C du graphique §2.2.4). A la perception de la double détonation, l'instructeur aurait immédiatement pensé être confronté à une double extinction. Une analyse orientée de ses paramètres l'aurait conduit à confirmer ce diagnostic.

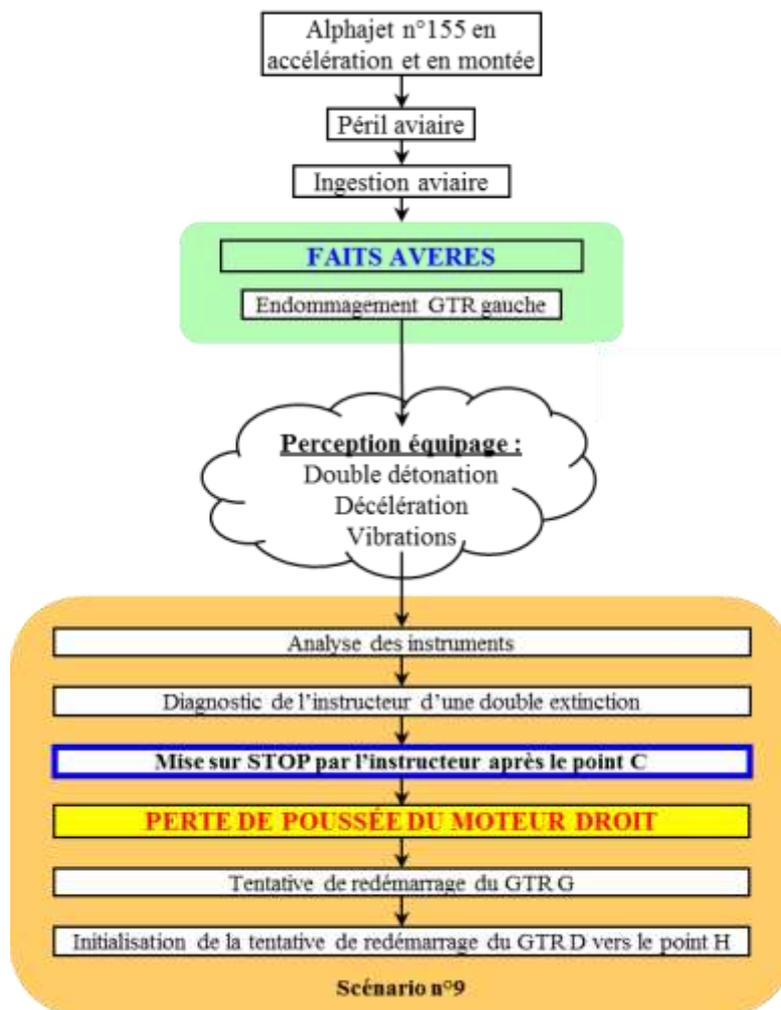


Figure 46 : 9^{ème} scénario envisagé de la perte de poussée du réacteur droit

Analyse du scénario

Bien que ce scénario soit étayé par les déclarations de l'instructeur, concernant notamment le moment de la tentative de redémarrage du réacteur gauche, les éléments suivants viennent l'infirmier :

- la baisse de luminosité rapportée par l'élève pilote au début de l'évènement (cf. §2.4.2.2-b) ;
- l'évolution des paramètres moteur rapportée par l'équipage (cf. §2.4.2.2-g) ;
- l'allumage du voyant « GENE G » et « GENE D » (cf. §2.4.2.2-e).

Par ailleurs, les performances de l'Alphajet lui permettent de poursuivre un décollage sur un moteur au « plein gaz ». L'instructeur, de par ses fonctions au sein de l'EAC, est amené à simuler régulièrement une panne moteur après décollage et est donc familier d'une sensation de perte de poussée d'un des deux réacteurs. Il apparaît ainsi hautement improbable que l'instructeur confonde une situation de perte d'un seul moteur avec celle d'une double extinction après plus de 10 secondes de vol (point C) tout en continuant de piloter l'appareil.

Enfin, les analyses techniques réalisées (analyse spectrale - cf. §2.2.3) indiquent qu'au point B, les régimes des deux réacteurs sont inférieurs à 80%, ce qui est contradictoire avec ce scénario.

En conséquence, l'hypothèse de la mise sur « STOP » par l'instructeur après le point C n'est pas retenue.

2.4.2.7. Synthèse

Malgré l'ensemble des recherches réalisées, le groupe d'enquête et les experts consultés n'ont pas été en mesure de déterminer un scénario d'ordre FOH expliquant avec certitude la perte de poussée du réacteur droit. Toutefois, compte tenu de l'absence d'enregistreur de bord, l'existence d'autre(s) scénario(s) d'ordre FOH ne peut pas être exclue.

2.5. Gestion de l'évènement par l'équipage

L'écoute des échanges radios entre le contrôleur et l'instructeur révèle un ton dans la voix de celui-ci calme et posé. De plus, l'utilisation de la langue anglaise jusqu'au moment de l'éjection pourrait indiquer un traitement serein de l'évènement par l'instructeur.

2.5.1. Trajectoire

Le vol se fait sous le régime du vol aux instruments. Ainsi, après le tour de piste et le « *touch and go* » effectué par l'instructeur, l'élève doit suivre la procédure de départ publiée dans la documentation officielle.

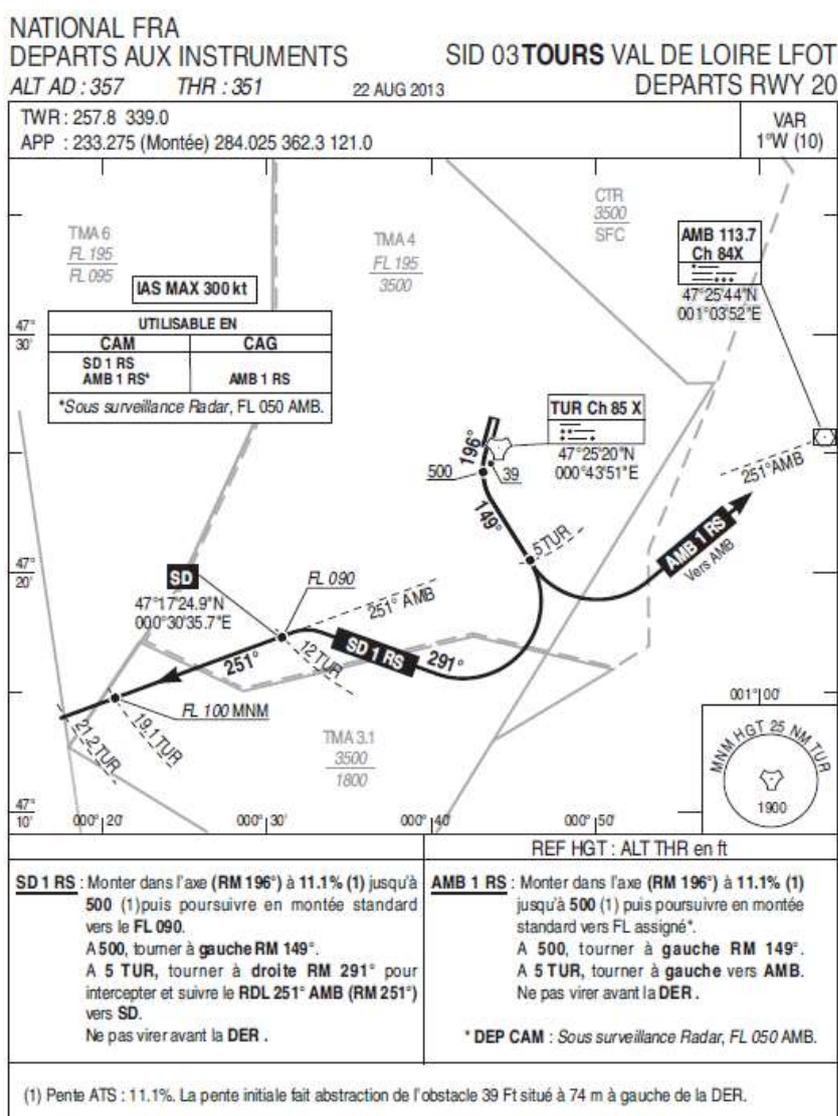


Figure 47 : Fiche de départ aux instruments en piste 20 de Tours Val de Loire

Pour un décollage en piste 20 de l'aérodrome de Tours, tout appareil décollant sous régime de vol aux instruments doit monter dans l'axe de la piste jusqu'à 500 ft/sol. Il doit ensuite suivre la route au 149° jusqu'à un éloignement de 5 NM de la balise TUR située sur le terrain de Tours.

L'évènement survient alors que l'Alphajet suit la route 149°.

Jusqu'au ressenti de la perte de poussée par l'équipage, l'appareil suit une trajectoire conforme à l'attendu.

Par la suite, la gestion de la trajectoire par l'instructeur avait pour but d'éviter l'agglomération de Tours puis les zones habitées.

2.5.2. Procédure de redémarrage

Le manuel de vol de l'Alphajet est le document de référence⁵² dans lequel figurent toutes les caractéristiques et procédures de l'appareil, dont les procédures d'urgence. Il contient en particulier deux procédures relatives à l'extinction des deux moteurs :

- une procédure d'urgence, dite standard, pour une altitude supérieure à 10 000 ft ;
- une procédure d'urgence, dite rapide, pour une altitude inférieure à 10 000 ft, qui prend en compte le peu de temps disponible pour l'équipage.

Il existe une procédure de redémarrage d'urgence en basse altitude.

Le manuel étant trop volumineux pour être emporté en vol par les équipages, ces derniers ont à leur disposition un mémento de vol. Il comprend les procédures jugées les plus importantes. Ainsi, il comporte la procédure « *Double engine flame-out* » qui traite d'une double extinction moteur sans référence d'altitude. Néanmoins, les deux procédures font partie du programme d'entraînement aux procédures d'urgence et sont réalisées par les équipages lors des séances CAPs (*Critical Actions Procedures*). Cet entraînement est complété par un contrôle des connaissances mensuel. La distinction entre les deux procédures est donc connue des pilotes d'Alphajet, cette procédure d'urgence « rapide » étant une réduction d'items à réaliser. Eu égard à sa simplicité, elle ne présente pas de difficulté de mémorisation.

⁵² UCE116-01-A de janvier 2012.

**FLAMEOUT OF BOTH ENGINES IN FLIGHT
(H ≤ 10,000 ft) - FAST RELIGHT**

This procedure is to be applied in case of flameout of both engines at low altitude.

As soon as flameout of both engines is detected

1. Throttles (both) : OFF.

LH engine relight

2. Throttle : ALLUMAGE.

Immediately depress starter button.

3. RPM = 50%.

Throttle : IDLE.

4. Throttle moved as required.

NOTE : 30 seconds after initiation of relight, the engine should be lit.

RH engine relight

Once the LH engine is lit, attempt to relight the RH engine by using the normal procedure.

NOTE 1 : If the REG G warning light is on, first relight the RH engine.

NOTE 2 : Do not relight both engines at the same time.

Figure 48 : Procédure de redémarrage rapide extraite du manuel de vol

L'entraînement des pilotes d'Alphajet leur permet de réaliser la procédure de redémarrage rapide de manière sûre.

Pour l'équipage, l'évènement débute par la perception d'une double détonation associée à des vibrations et une sensation de décélération. Il n'a jamais conscience d'une collision volatile et n'est pas en mesure d'identifier l'origine de ces symptômes. L'équipage rapporte une évolution des paramètres (chute du régime et de la température des deux moteurs, allumage des voyants « GENE G » et « GENE D ») le conduisant à diagnostiquer une double extinction moteur. Il applique par la suite la procédure de redémarrage rapide.

La procédure « *Flameout of both engines in flight (H < 10,000 ft) - fast relight* » est la seule procédure traitant d'un double problème moteur en basse altitude. Elle stipule de commencer par le redémarrage du réacteur gauche en l'absence de l'allumage du voyant REG de ce dernier. Ceci a pour but de privilégier le circuit hydraulique gauche qui alimente notamment la sortie du train d'atterrissage en mode « normal » et le freinage en mode « normal ».

L'équipage rapporte n'avoir perçu aucun allumage des voyants « REG », ni aucun autre allumage de voyant indiquant un dysfonctionnement sur l'un des deux moteurs, à l'exception des deux voyants « GENE ». De plus, il n'a aucun moyen à sa disposition pour évaluer l'endommagement de chacun des réacteurs. En conséquence, l'instructeur tente, conformément à sa procédure, de redémarrer le GTR gauche en premier.

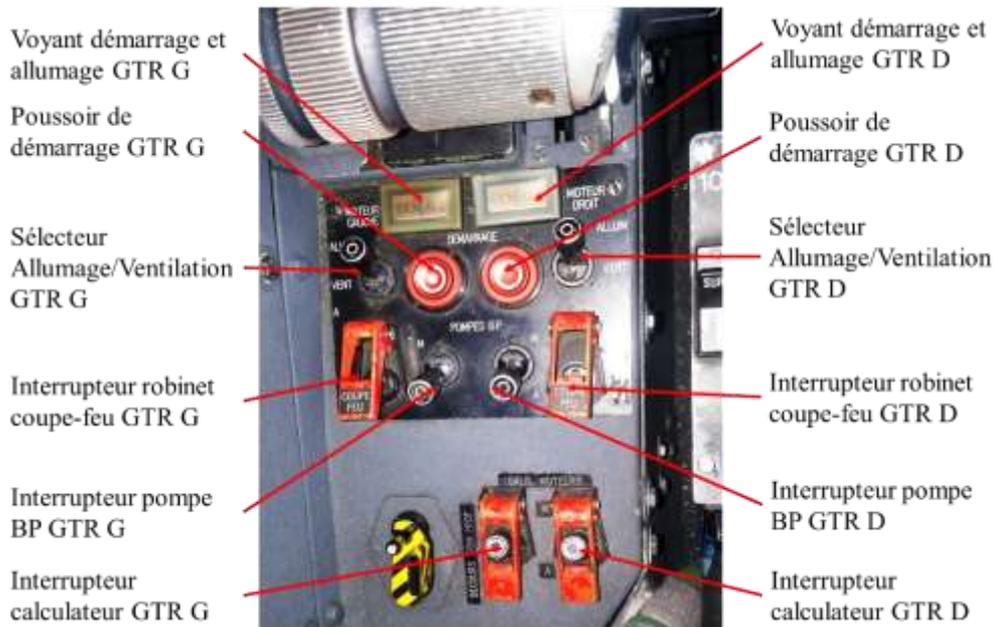


Figure 49 : Platine de démarrage de l'Alphajet

Après avoir mis les manettes sur « STOP » l'instructeur fait vérifier par l'élève les valeurs indiquées par les débitmètres. Puis, compte tenu de la faible hauteur de l'appareil, il procède à la mise de la manette des gaz gauche en position « Allumage ». Il appuie alors sur le poussoir de démarrage gauche.

La tentative de redémarrage du réacteur gauche est infructueuse (le régime n'atteint jamais 50%). L'instructeur débute ensuite la procédure de redémarrage du réacteur droit. Il met la manette des gaz du GTR droit en position « Allumage ». Il interrompt la procédure à cet instant du fait de sa hauteur.

L'instructeur applique la procédure correspondant à son diagnostic.

L'entraînement récurrent aux procédures d'urgence et notamment à la procédure de redémarrage d'urgence a pour but l'automatisation des comportements. De par leur caractère d'urgence, ces procédures doivent être appliquées dans un laps de temps très restreint. En effet, l'objectif de l'automatisation est de permettre au pilote de réagir très rapidement grâce à une réponse immédiatement disponible en mémoire.

La faible charge mentale associée aux automatismes permet à un opérateur d'accomplir en parallèle plusieurs traitements (actions et processus cognitifs) nécessaires au pilotage. Sans recours à la conscience (sauf parfois pour le déclenchement d'une action) et en l'absence de contrôle intentionnel, ils constituent une réponse immédiatement exploitable pour un opérateur. Enfin, ils sont un support indispensable à l'acquisition de nouvelles compétences. Sans ces dernières, il serait impossible de piloter un avion.

Cependant, l'absence de contrôle intentionnel peut avoir des conséquences néfastes pour la gestion des pannes. Quand un automatisme est initié, il est très difficile pour l'opérateur de l'interrompre. Les processus automatisés ont tendance à se dérouler jusqu'à leur terme sans remise en question. Cette focalisation peut entraîner l'absence de prise en compte par le pilote d'autres éléments conditionnant la validité de la réponse. Quand certaines conditions changent, l'opérateur peut persister à poursuivre l'automatisme jusqu'à son terme, car l'élément déclencheur est jugé comme le plus pertinent, malgré l'émergence d'autres éléments l'invalidant.

Dans l'hypothèse d'une mise sur « STOP » par l'instructeur en début de virage, il est possible que les automatismes de l'instructeur aient pu être à l'origine d'une réponse inadaptée (scénario n°8). En effet, focalisé sur la perception auditive et sensorielle initiale, il aurait déclenché un automatisme malgré la présence d'autres indices invalidant la réponse choisie.

Ainsi, l'automatisation des comportements, bien qu'essentielle au pilotage, n'est pas le seul mécanisme d'apprentissage des procédures d'urgence. La réponse à une panne qualifiée d'urgente, en fonction de la pression temporelle associée, est susceptible d'être complétée par une analyse consciente permettant un contrôle intentionnel de l'action. Ce contrôle est d'autant plus essentiel que la procédure mise en jeu lors de l'évènement consiste à couper les deux moteurs alors que l'avion est en vol. Dans cette situation les marges de manœuvre de l'équipage sont alors extrêmement réduites (réussite du redémarrage ou éjection).

C'est précisément tout l'objet de la formation et de l'entraînement aux procédures d'urgence que de développer l'aptitude des équipages à combiner en situation dégradée une analyse consciente des paramètres utiles conduisant à un diagnostic pertinent, et des automatismes permettant la mise en œuvre rapide et efficace de ces procédures.

Sans les automatismes, le pilotage d'un avion serait impossible. Toutefois, ils peuvent générer, dans des situations très particulières et en l'absence de contrôle intentionnel, des actions inadaptées.

2.5.3. Gestion de l'éjection

Les procédures en vigueur au moment de l'évènement stipulent une hauteur de décision d'éjection de 1 300 ft / sol. Celle-ci est la hauteur minimale à partir de laquelle un équipage doit se consacrer exclusivement à la procédure d'éjection. L'instructeur déclare interrompre la tentative de redémarrage du réacteur droit lorsqu'il constate être à environ 1 000 ft / sol. Il indique alors à l'élève de se préparer à l'éjection. Concomitamment il dirige l'appareil sur une zone sombre qui lui semble inhabitée. Cette décision tardive vis-à-vis de l'abandon de bord peut être expliquée par la focalisation du pilote instructeur sur la mise en œuvre de la procédure de redémarrage rapide et sur l'orientation de l'aéronef sur une trajectoire évitant les zones les plus habitées.

Depuis la reprise des commandes par l'instructeur jusqu'à l'éjection effective, l'instructeur parle à plusieurs reprises à l'élève de l'éjection. Il lui indique tout d'abord que cette éventualité est à envisager, puis lui rappelle la procédure, notamment l'absence de synchronisation automatique entre le départ des deux sièges. Dans ces conditions, ce sera alors à l'élève de quitter l'appareil en dernier. Ces différents rappels ont été de nature à permettre une éjection de l'élève dans de bonnes conditions.

L'instructeur gère la procédure d'éjection conformément à l'attendu, poursuivant même les tentatives de redémarrage au-delà de la hauteur de décision.

2.6. Gestion du péril aviaire par l'organisme

Le service du contrôle aérien de Tours est responsable de la prévention du péril animalier. Il dispose d'une section de prévention du péril animalier (SPPA). Elle a pour principales fonctions la détermination du niveau de risque et la lutte associée.

La SPPA débute son activité avant l'ouverture du terrain et la cesse :

- soit au coucher du soleil,
- soit à la fin de l'activité aéronautique en l'absence de vol de nuit.

Son domaine de responsabilité est limité à la seule emprise de la base aérienne.

L'évènement se produit en dehors du périmètre de responsabilité de la SPPA.

La SPPA organise ses patrouilles de manière à détecter l'activité animalière pouvant présenter un danger pour l'activité aéronautique. Le cas échéant, elle prévient le contrôle aérien et intervient immédiatement pour réduire le risque (effarouchement ou prélèvement). Un message d'avertissement (*Bird Hazard*) est émis par la SPPA vers la tour de contrôle et le directeur des vols si ces mesures immédiates ne suffisent pas à supprimer le risque.

Il existe trois types de messages indiquant les niveaux de risques :

- *Bird Hazard Low* : risque faible ;
- *Bird Hazard Medium* : risque moyen ;
- *Bird Hazard High* : risque fort.

En fonction du niveau de risque le directeur des vols de la base aérienne de Tours prend les mesures d'atténuation suivantes :

- pour un risque faible : information des pilotes,
- pour un risque moyen :
 - décollage et atterrissage en patrouille interdits,
 - privilégier les approches en longue finale,
 - atterrissage complet obligatoire (« *touch and go* » interdit),
 - décollage à pente maximale conseillé,
- pour un risque élevé : suspension de l'activité aéronautique sauf vols opérationnels.

Le jour de l'évènement aucun *Bird Hazard* n'a été émis. Dans de tels cas le risque est considéré à tort comme négligeable par les utilisateurs de l'aérodrome.

La SPPA publie des relevés mensuels d'observation de présence ornithologique (cf. annexe 11) sur la plateforme de Tours. Ils indiquent, pour les espèces d'oiseaux communément présentes, les éléments suivants :

- une présence moyenne :
 - faible pour une observation de moins de 10 individus ;
 - moyenne pour une observation de 10 à 100 individus ;
 - forte pour une observation de 100 à 1 000 individus ;
 - très forte pour une observation supérieure à 1 000 individus ;
- un risque de collision théorique : ce risque ne prend pas en compte l'effet des mesures mises en œuvre par la SPPA ;
- l'envergure moyenne de l'espèce considérée ;
- le poids moyen de l'espèce considérée.

Ces relevés mensuels ne servent pas à l'élaboration du risque quotidien pour l'activité aéronautique.

Le jour de l'évènement les observations effectuées sur la base n'impliquaient pas l'émission d'un *Bird Hazard*, générant chez les pilotes un sentiment erroné de risque négligeable.

3. CONCLUSION

L'évènement est une perte de poussée en basse altitude après une ingestion aviaire, ayant abouti à l'éjection de l'équipage.

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

Un vol d'instruction de nuit est programmé sur Alphajet depuis la base aérienne de Tours le 10 décembre 2014. L'équipage est constitué d'un instructeur en place arrière et d'un élève pilote en place avant.

L'appareil ne fait l'objet d'aucune réserve de vol. Les conditions météorologiques sont bonnes. Le plafond est à environ 4 000 ft.

A l'issue d'un premier tour de piste au cours duquel tous les paramètres sont conformes à l'attendu, l'instructeur effectue un « *touch and go* ». Il transfère les commandes à l'élève une fois le train et les volets rentrés.

Lors de la montée initiale à une vitesse de 250-270 kt, l'équipage perçoit une double détonation, des vibrations et une sensation de décélération. Une baisse de luminosité est perçue par l'élève pilote.

L'instructeur diagnostique une double extinction moteur. Il reprend les commandes, vire pour éviter les zones densément peuplées et applique la procédure associée. Le réacteur gauche ne redémarre pas. L'instructeur initie la procédure de redémarrage du réacteur droit. Il l'interrompt immédiatement en raison de la faible hauteur de l'avion.

L'instructeur demande alors à l'élève de se préparer à l'éjection. Concomitamment il dirige l'appareil sur une zone sombre qui lui semble inhabitée, annonce ses intentions au contrôle, puis s'éjecte. L'élève s'éjecte quelques instants plus tard. Entre la perception de la perte de poussée et l'éjection de l'élève, il s'est écoulé 55 secondes environ.

Après l'éjection, l'appareil dévie de sa trajectoire et impacte des bâtiments au lieu-dit « La Bellangerie ». Une personne décède et plusieurs autres sont blessées.

L'équipage est blessé. L'appareil est détruit.

3.2. Causes de l'évènement

Les causes de l'évènement relèvent initialement du domaine environnemental.

Le **réacteur gauche** a ingéré au moins un oiseau occasionnant la rupture de deux aubes du 1^{er} étage du compresseur basse pression. Des débris de celles-ci ont provoqué la rupture de la trappe de visite mobile de ce réacteur. L'ensemble des débris ingéré par le GTR gauche a provoqué un pompage et des endommagements importants. Cela a causé une perte quasi-totale de la poussée du réacteur gauche.

S'agissant de la perte de poussée du **réacteur droit**, aucune implication d'origine technique n'a pu être identifiée, bien que ne pouvant être totalement exclue. Une contribution d'origine humaine demeure possible, bien qu'elle n'ait pu être démontrée.

PAS DE TEXTE

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1. Mesures de prévention pouvant être liées à l'évènement

4.1.1. Phare de pointe avant

Les Alphajet de la Patrouille de France possèdent une pointe avant modifiée avec un phare (modification n°414 E du 17 décembre 1985).

L'utilisation de phares lors des évolutions en basse altitude est de nature à réduire le risque de collision aviaire.

Les Alphajet n'appartenant pas à la Patrouille de France ne possèdent pas de phare en pointe avant.

Le phare d'atterrissage de l'Alphajet étant placé sur la jambe de train il n'est pas utilisable lorsque le train est rentré.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air, en liaison avec la DGA, d'étendre la modification de la pointe avant des Alphajet de la Patrouille de France (ajout d'un phare) à l'ensemble de la flotte et d'établir la procédure de son utilisation.

4.1.2. Procédure de redémarrage rapide

La procédure de redémarrage rapide doit être exécutée dès qu'une « double extinction est détectée » sans toutefois préciser les critères permettant un tel diagnostic.

Dans l'hypothèse où le réacteur droit aurait correctement fonctionné jusqu'au début de la procédure de redémarrage (mise sur « STOP »), le scénario 8 a comme point de départ une initialisation de cette procédure par l'instructeur en se fiant uniquement à ses sensations. Ainsi, une modification de la procédure de redémarrage rapide a été envisagée afin d'éviter qu'une telle situation ne se reproduise.

Toutefois, compte tenu de la simplicité et de la rapidité d'exécution inhérentes et nécessaires à cette procédure, le BEAD-air considère qu'une éventuelle modification (ajout d'items) la complexifierait, ce qui serait plus néfaste que bénéfique pour la sécurité aérienne. En conséquence, le BEAD-air ne formule aucune recommandation en ce sens.

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

4.2.1. Enregistreur de bord

L'analyse d'évènements aériens requiert l'étude de nombreux paramètres. L'absence d'enregistreurs de bord rend délicat, voire impossible la détermination des causes notamment lorsque l'appareil est détruit ou inaccessible, ce qui ne permet pas de tirer les enseignements des évènements et *in fine* d'améliorer la sécurité des vols. Cet accident qui a entraîné le décès d'une victime civile démontre que l'absence d'enregistreur de bord rend impossible d'en déterminer les causes certaines et empêche donc la mise en œuvre éventuelle de mesures de prévention d'accidents similaires.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air, en liaison avec la DGA, d'équiper les Alphajet de systèmes enregistrant des données de vols (paramètres et sons) et les préservant des conséquences d'un accident.

4.2.2. Service du contrôle aérien

Au cours de l'évènement, le personnel de quart à la tour de contrôle n'a pas immédiatement réalisé qu'il s'agissait d'une panne réelle. Bien que cela fut sans aucune conséquence lors de cet accident, la rapidité de la réaction de tous les intervenants est souvent déterminante pour une bonne gestion des évènements aériens.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air, à la marine nationale, à l'armée de terre et à la DGA, de sensibiliser les contrôleurs sur l'importance de considérer, sauf information contraire (ou briefing préalable), que toute annonce d'urgence ou de panne est une annonce réelle.

4.2.3. Ejection

Une fois au sol, l'un des membres d'équipage a rampé pour sortir du champ dans lequel il se trouvait. De tels mouvements peuvent aggraver d'éventuelles lésions.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air, à la marine nationale et à la DGA de sensibiliser les équipages sur la nécessité, hors situation de danger, de limiter au strict nécessaire leurs mouvements après une éjection.

4.2.4. Péril aviaire

L'enquête met en évidence que la détermination du niveau de risque relatif au péril animalier est laissée à la charge de l'échelon local. La détermination du risque aviaire n'est donc pas standardisée. Cela est de nature à occasionner, pour une même situation (par exemple un même nombre d'une espèce d'oiseaux à proximité d'une piste), des niveaux de risque non homogènes d'une base à l'autre.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air de définir les critères d'évaluation du risque animalier.

4.2.5. Vol de nuit

Lorsqu'un instructeur de l'EAC n'a pas réalisé de vol de nuit depuis 3 mois, le document de référence stipule qu'il doit effectuer un « *touch and go* » au crépuscule et un atterrissage complet de nuit sur le même terrain. Ce texte laisse une marge d'interprétation possible.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air de clarifier les critères permettant le vol de nuit après interruption pour les instructeurs au sein de l'EAC.

4.2.6. Niveaux de nuit

Au sein du ministère de la défense, le logiciel « Noctambule » est utilisé pour déterminer les niveaux de nuit. Le premier niveau de nuit calculé par ce logiciel prend comme référence la fin du crépuscule nautique, soit lorsque le centre du disque solaire est 12° sous l'horizon, alors que la nuit aéronautique débute lorsqu'il est 6° sous l'horizon.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'état-major des armées d'étudier une modification du logiciel « Noctambule » afin que les niveaux de nuit calculés couvrent l'intégralité de la nuit aéronautique.

PAS DE TEXTE

5. ANNEXES

ANNEXE 1 Evènements comparables de l'armée de l'air française	96
ANNEXE 2 Evènement similaire sur un Alphajet allemand	98
ANNEXE 3 Planche de bord de l'Alphajet	99
ANNEXE 4 Origines et fondements théoriques de l'entretien d'explicitation	100
ANNEXE 5 Exploitation de l'analyse spectrale du message de détresse émis par l'instructeur	102
ANNEXE 6 Pluvier doré	106
ANNEXE 7 Pompage	108
ANNEXE 8 Fixation du turboréacteur Larzac	109
ANNEXE 9 Expertise des voyants	110
ANNEXE 10 Alimentation électrique	111
ANNEXE 11 Relevés ornithologiques du mois de décembre 2014 sur la base aérienne de Tours	112

ANNEXE 1

Evènements comparables de l'armée de l'air française

1. Collision aviaire ayant endommagé les deux réacteurs

Dans la base de données VORTEX⁵³, trois cas de collision aviaire ayant endommagé les deux réacteurs sont rapportés :

Le 17 janvier 2004 à Salon de Provence :

Un Alphajet au décollage percute plusieurs oiseaux. Le pilote se reporte sur la branche vent-arrière pour atterrir et sort les aérofreins. La température du réacteur droit est comprise entre 800°C et 850°C. Ces indications sont supérieures à la température maximale de 700 °C. L'avion demeure pilotable malgré un bruit important et des vibrations. Le pilote se présente en longue finale à une hauteur de 1000 ft, un régime moteur de 92% de RPM et une vitesse de 240 kt. Les atterrisseurs sont sortis au début de la descente, haut sur le plan et plein volets sortis. La vitesse en finale est de 200 kt. Une fois la piste assurée (300 ft/200 kt), le pilote affiche plein réduit et se pose.

Dégâts constatés : les aubes des compresseurs BP sont déformées sur les deux réacteurs.

Mesures prises : l'Alphajet est remis en vol après échange standard des deux réacteurs. La cellule ne montre aucun endommagement.

(NMR vortex : 20047010135)

Le 10 janvier 2012 à Tours :

Au cours d'un vol en basse altitude d'une patrouille de deux Alphajet, l'un d'eux subit une collision aviaire. Le pilote immédiatement prend de l'altitude sans modifier les réglages moteurs et rejoint la base aérienne de Tours où il atterrit.

Dégâts constatés : des endommagements sur voilure droite et sur l'entrée d'air gauche sont constatés. L'endoscopie réalisée sur le moteur droit ne montre aucun endommagement. L'inspection du compartiment du moteur droit révèle deux criques.

Mesures prises : l'entrée d'air est déposée pour réparation en atelier. Un échange standard est réalisé sur la lèvre de l'entrée d'air droite. Le moteur gauche est mis en réparation à l'escadron de soutien technique aéronautique.

(NMR vortex : 20127050009)

⁵³ VORTEX : visualisation objective des retours d'expérience.

Le 17 juin 2014 à Solenzara :

En très courte finale, le pilote aperçoit des oiseaux sur le seuil de piste et poursuit l'atterrissage. Au cours de l'arrondi et du freinage aérodynamique, l'Alphajet traverse un groupe d'oiseaux prenant leur envol. Le pilote perçoit un impact et l'annonce au contrôleur. L'avion est accompagné par les pompiers jusqu'au parking où les moteurs sont coupés.

Dégâts constatés : les bords d'attaque des entrées d'air du moteur gauche et du moteur droit montrent d'importantes traces de sang. Des plumes et des traces de sang sont visibles sur les aubes de compresseur BP et du premier étage du redresseur BP. La cellule présente aussi quelques traces de sang et de plumes au niveau du pylône gauche. Après une inspection plus approfondie, aucune autre anomalie n'est détectée.

Mesures prises : échange standard du moteur droit.

(NMR vortex : 20147050085)

2. Endommagement similaire à celui de l'accident de l'Alphajet n°155

Le 9 mars 1993 dans la région d'Angers :

Un Alphajet volant à très basse altitude subit une collision aviaire. Le pilote constate une chute de régime (52 %) et de température à la sortie de la turbine (450°C).

Dégâts constatés : la rupture des fixations de la trappe de visite ES6 a provoqué des endommagements sur le moteur gauche. Le réservoir principal arrière a été perforé entre les cadres 27 et 29. Cet endommagement a nécessité une réparation au 4^{ème} échelon.

Mesures prises : envoi du moteur au 4^{ème} échelon pour remise en état.

(NMR vortex : 19937050010)

ANNEXE 2

Evènement similaire sur un Alphajet allemand

Le bureau enquête accident allemand mentionne un accident survenu sur un Alphajet de la Bundeswehr le 13 mars 1990 :

« Alors que l'avion vole en basse altitude, le moteur gauche s'arrête suite à une collision aviaire. A ce moment, le pilote a la possibilité de se poser en sécurité sur un aérodrome proche et sort le train d'atterrissage. Mais le leader de la formation avec qui il volait, décide de dérouter la patrouille vers un autre aérodrome.

L'entrée d'air gauche est perforée par l'impact, un faisceau électrique est endommagé. Au cours de la tentative de redémarrage du moteur gauche, le faisceau endommagé provoque un court-circuit entraînant une perte totale de l'alimentation électrique continue (génératrices et batterie). En raison de la panne électrique totale, le régime du réacteur droit chute aux alentours de 60 % revolution per minut (RPM). En configuration train sorti la puissance délivrée est insuffisante pour poursuivre le vol, l'équipage s'éjecte ».

Aucune occurrence de perte de trappe de visite du moteur suite à collision aviaire n'a été rapportée par le bureau enquête accident allemand.

ANNEXE 3

Planche de bord de l'Alphajet

Le schéma ci-dessous représente la planche de bord avant de l'Alphajet. Les instruments qui sont entourés en rouge sont ceux qui sont uniquement présents à l'avant, les autres étant communs aux deux planches de bord.

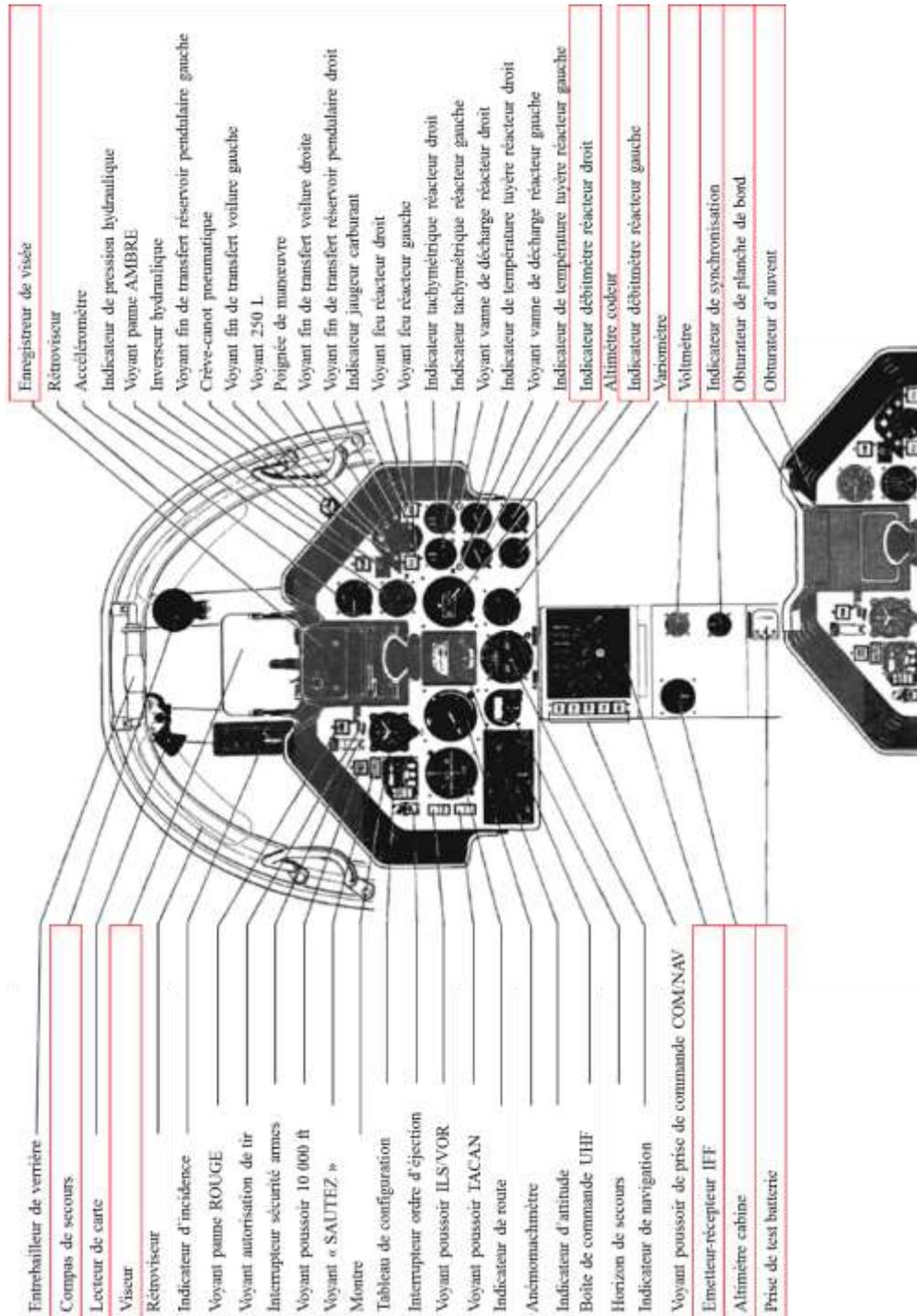


Figure 50 : schéma de la planche de bord avant de l'Alphajet

ANNEXE 4

Origines et fondements théoriques de l'entretien d'explicitation

L'entretien d'explicitation est une technique élaborée par Pierre Vermersch (1994) et **classiquement utilisée en psychologie ergonomique**. L'entretien d'explicitation vise à amener à la conscience de la personne interviewée les constituants intériorisés d'une action, que ces constituants soient mentaux (comme par exemple, le raisonnement, la prise de décision) ou comportementaux (par exemple, les gestes effectués, les verbalisations). L'intérêt de cette technique d'entretien est de **fournir une description a posteriori de l'expérience vécue par une personne**, en accédant aux ressorts profonds de l'action, qui ont été si incorporés et automatisés par l'habitude et l'expertise qu'ils ne sont plus spontanément verbalisables.

Une des bases théoriques de l'entretien d'explicitation est la « **prise de conscience** » (Piaget, 1974). Piaget a montré qu'il pouvait exister un **décalage entre la réussite pratique d'une action et la compréhension de ce qui a fait cette réussite par son auteur**. On peut donc tout à fait réussir une action sans pour autant pouvoir la conceptualiser, celle-ci pouvant être non conscientisée. La mise à jour de ces éléments non conscientisés passe alors par plusieurs étapes de prise de conscience (Vermersch, 1994) : 1) le vécu de l'action, 2) la représentation de ce vécu, 3) la mise en mots de cette représentation et 4) sa traduction en langage socialisé. Cette prise de conscience est rendue possible grâce à l'évocation.

La notion d'automatisation des comportements utilisée au cours de l'entretien d'explicitation renvoie également aux travaux menés sur les niveaux de contrôle cognitif de l'activité professionnelle dans les systèmes à risques (Rasmussen, 1983). **Avec le développement de son expertise, un opérateur exerçant une activité dans un environnement dynamique et à risques (par exemple, le pilotage d'un avion) tend à passer d'un mode de contrôle cognitif de son activité basé sur l'utilisation consciente de connaissances (connaissances acquises pendant sa formation professionnelle initiale et continue) à un mode de contrôle basé essentiellement sur l'usage d'automatismes cognitifs non conscients (qui se développent avec l'expérience du professionnel)**. Ce mode de contrôle de l'activité basé sur des automatismes cognitifs est très avantageux pour les opérateurs, car il permet l'exécution de plusieurs routines coordonnées avec une faible consommation de ressources cognitives. Il s'agit du mode de contrôle cognitif le plus utilisé par les opérateurs experts (Amalberti, 2013). Ceci est particulièrement observé en situation nominale ou lorsque l'opérateur se trouve face à une situation d'urgence pour laquelle il a bénéficié au préalable d'un entraînement récurrent. Sans l'utilisation d'un tel mode de contrôle cognitif basé sur des automatismes, l'être humain ne serait pas en mesure de superviser des processus complexes et à risques dont le caractère hautement dynamique impose des prises de décision sous forte pression temporelle et en situation d'incertitude.

La contrepartie de ce mode de contrôle cognitif basé sur des automatismes est **qu'il est très difficile pour un opérateur devenu expert d'explicitier, a posteriori, les prises d'informations et les actions réalisées ; les automatismes étant par nature non conscients**. Pour faciliter l'explicitation de l'activité non conscientisée de l'opérateur, deux méthodes sont alors habituellement utilisées en psychologie ergonomique :

La confrontation de l'opérateur à sa propre activité (ou auto-confrontation). C'est la méthode de référence. Dans le cas d'un accident aérien, on confronte le pilote à ses actions et à ses verbalisations qui ont été enregistrées pendant le vol sur un enregistreur de vol. Cela nécessite la présence d'un enregistreur de paramètres et de sons dans le poste de pilotage, équipement dont tous les aéronefs ne sont pas pourvus.

L'entretien d'explicitation. C'est la méthode utilisée dans l'expertise conduite au profit de l'enquête du BEAD-air. L'objectif est de contribuer à amener à la conscience de l'interviewé les constituants intériorisés de ses actions durant la séquence de l'évènement.

Dans ce contexte, la technique de l'entretien d'explicitation est préférée à d'autres techniques d'entretiens dites « classiques » comme l'entretien ouvert ou semi-dirigé. En effet, l'entretien d'explicitation a été spécifiquement conçu dans le but de minimiser les biais que présentent ces autres techniques « classiques » d'entretiens : induction de réponses, rationalisation a posteriori des comportements ; émission de jugements, d'opinions, de généralités ou de théories « naïves » sur la situation ou encore de distorsions par rapport au vécu réel.

Pour parvenir à cet objectif d'amener à la conscience les aspects non conscientisés du vécu de l'action de la personne, celle-ci est « mise en évocation » par rapport à une situation précise d'action.

ANNEXE 5

Exploitation de l'analyse spectrale du message de détresse émis par l'instructeur

Le message émis par l'élève pilote « *Tours approach, Mafia 25, good evening airborne* » laisse apparaître une intensité sonore plus importante, notamment autour de la fréquence 2 300 Hz alors qu'elle ne se retrouve pas sur le message suivant, émis par l'instructeur. Des essais en vol ont donc été réalisés afin de déterminer les conditions d'apparition ou de disparition de ce bruit.

Les illustrations ci-dessous présentent 4 cas différents :

- une réduction du réacteur droit avec un réacteur gauche réduit ;
- une réduction du réacteur gauche avec un réacteur droit réduit ;
- une augmentation du réacteur gauche avec un réacteur droit réduit ;
- une augmentation du réacteur droit avec un réacteur gauche réduit.

Nota : l'ensemble des exemples de cette annexe provient d'essais en vol, avec des appareils spécialement instrumentés à cet effet.

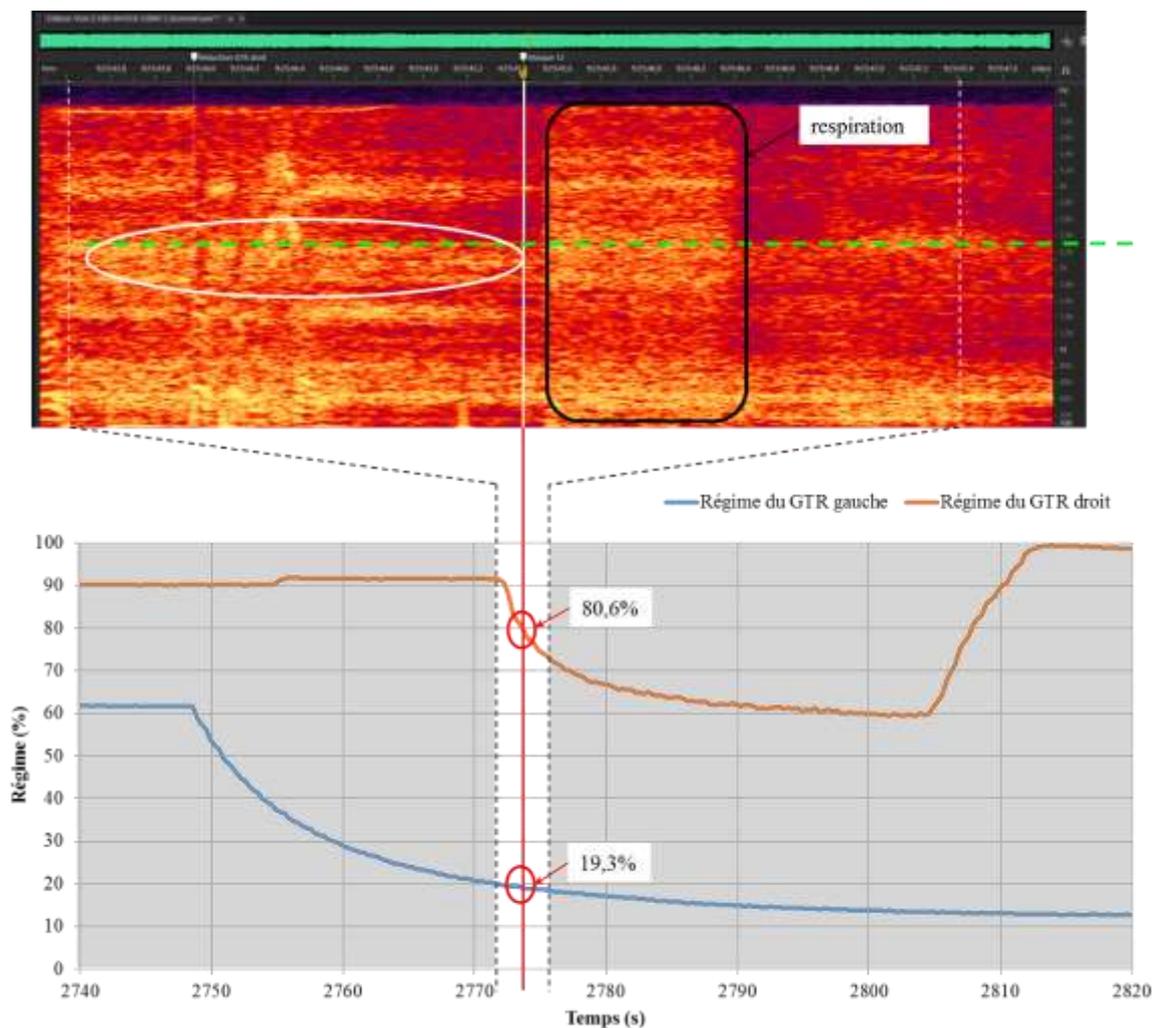


Figure 51 : Représentation d'une décélération sur un réacteur droit sain alors que le réacteur gauche est réduit lors d'un essai en vol

Lorsque le régime du réacteur droit passe sous la valeur de 80,6%, et alors que le régime du réacteur gauche est d'environ 20%, l'intensité sonore diminue (évolution d'une couleur jaune vers une couleur plutôt rouge) juste avant la phase de respiration. Une fois le temps de respiration terminé, le bruit aux alentours de 2 300 Hz est totalement absent : le régime du réacteur droit est alors de 76,3%.

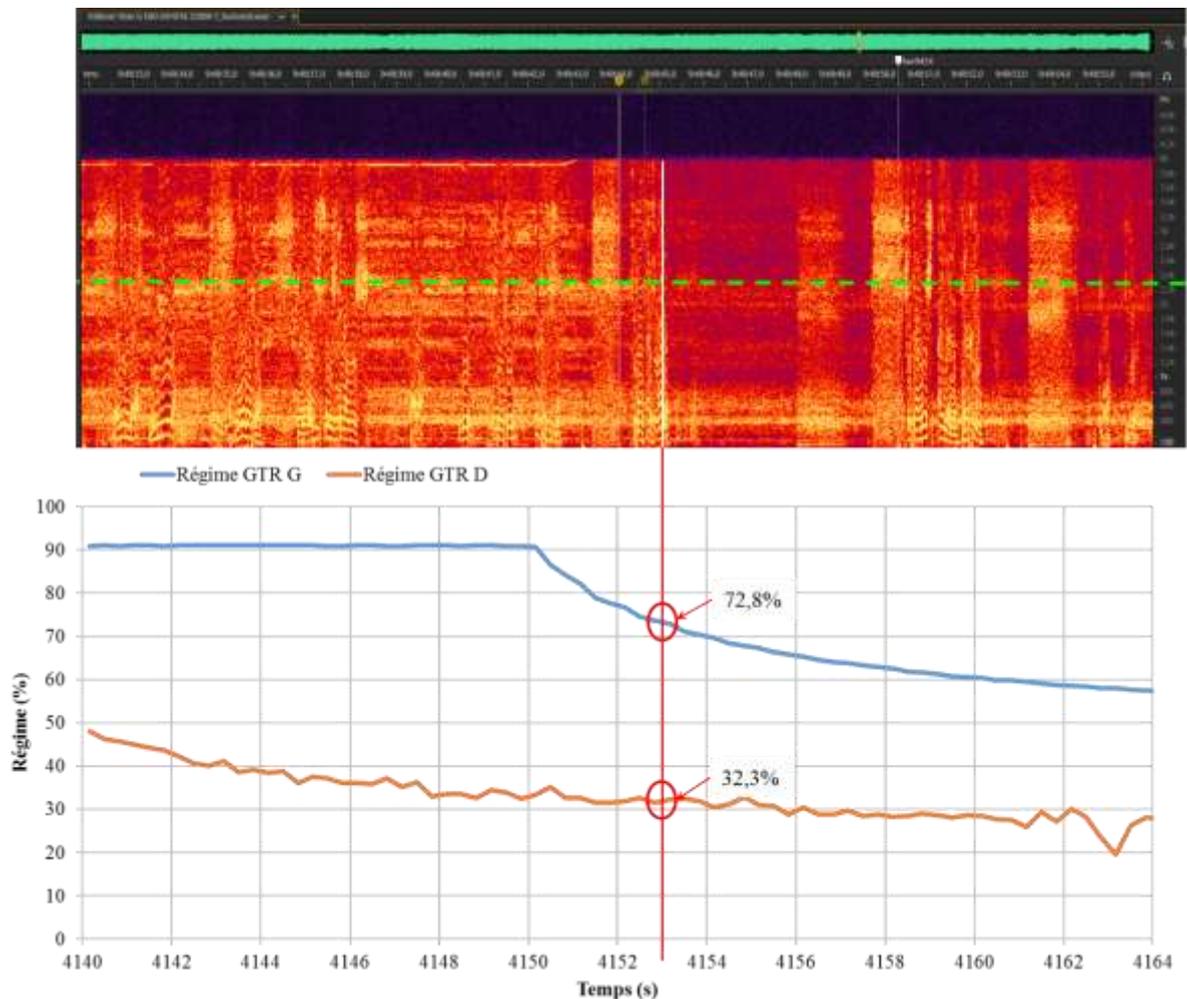


Figure 52 : Représentation d'une décélération sur un réacteur gauche sain alors que le réacteur droit est réduit lors d'un essai en vol

Lorsque le régime du réacteur gauche passe sous la valeur de 72,8%, et alors que le régime du réacteur droit est d'environ 30%, le bruit aux alentours de 2 300 Hz disparaît.

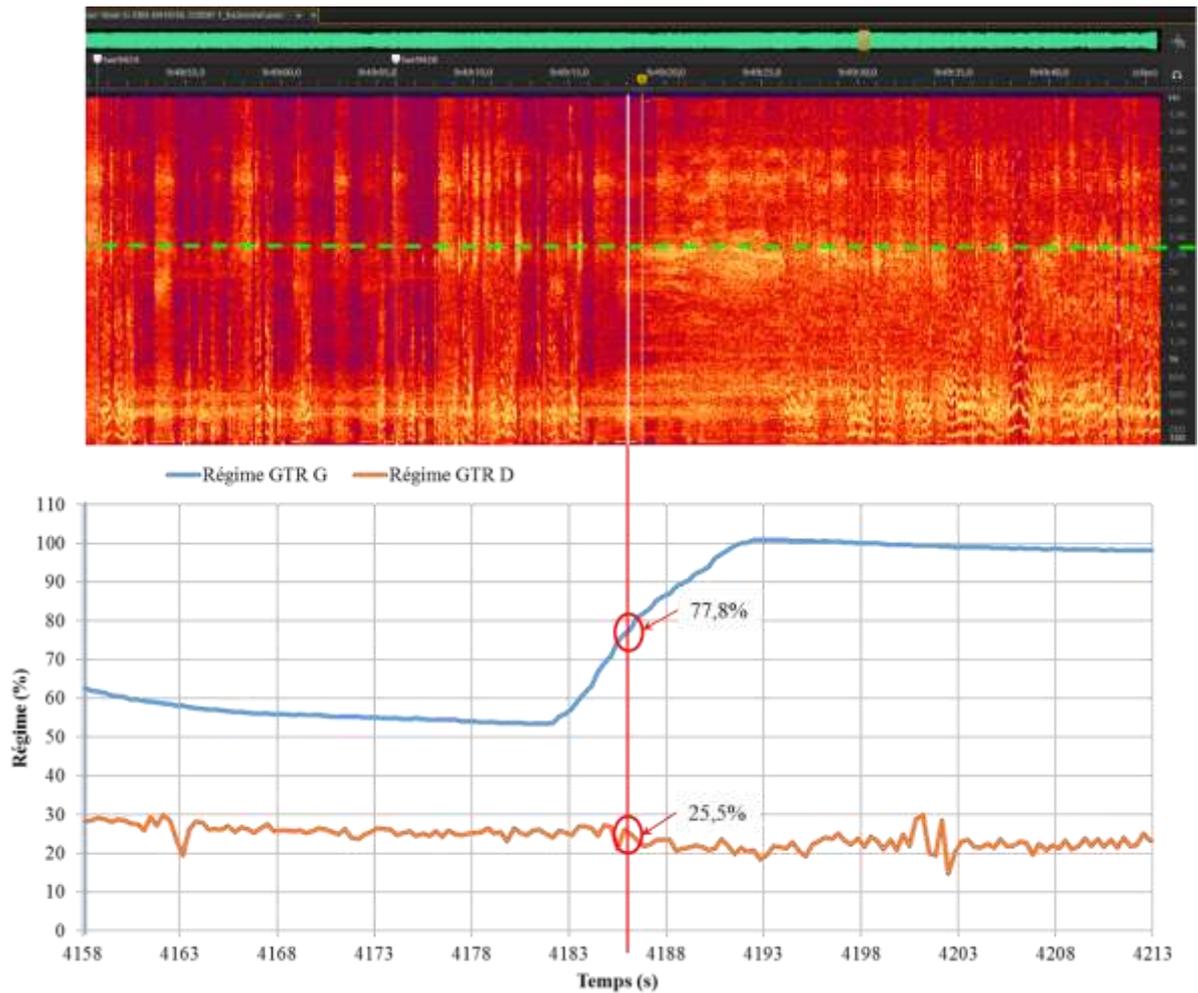


Figure 53 : Représentation d'une accélération sur un réacteur gauche sain alors que le réacteur droit est réduit lors d'un essai en vol

Lorsque le régime du réacteur gauche passe la valeur de 77,8%, et alors que le régime du réacteur droit est d'environ 25%, le bruit aux alentours de 2 300 Hz apparaît.

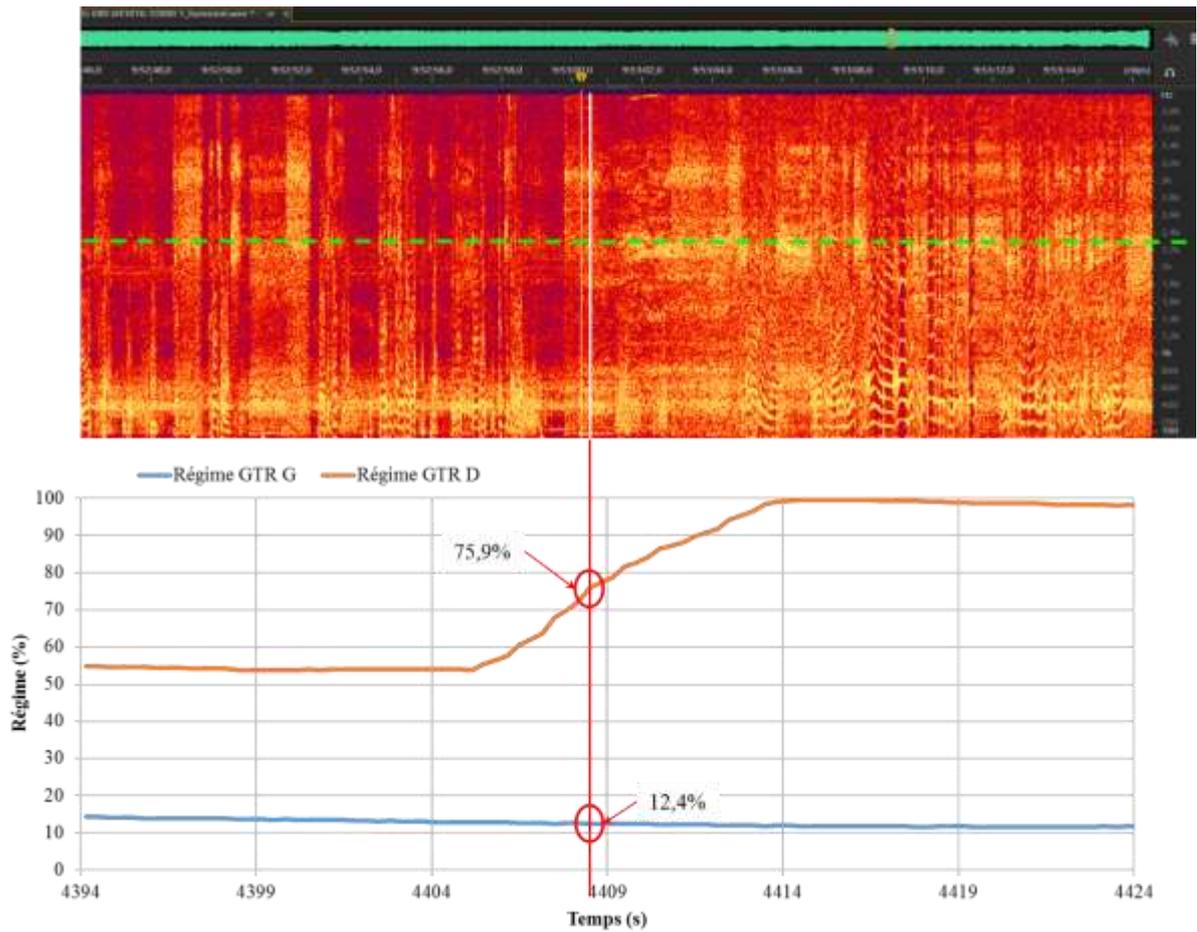


Figure 54 : Représentation d'une accélération sur un réacteur droit sain alors que le réacteur gauche est réduit lors d'un essai en vol

Lorsque le régime du réacteur droit passe la valeur de 75,9%, et alors que le régime du réacteur droit est d'environ 10%, le bruit aux alentours de 2 300 Hz apparaît.

ANNEXE 6

Pluvier doré⁵⁴



Figure 55 : Pluvier doré

De la taille d'un petit pigeon, le pluvier doré présente un plumage très caractéristique en période nuptiale. Les deux sexes présentent le dessus du corps « doré » écaillé de noir et le dessous noir. L'extension du noir est plus grande chez le mâle, s'étendant à l'avant du cou et au visage, jusqu'à la hauteur des yeux. Un trait blanc, très visible chez le mâle, moins chez la femelle, sépare la zone noire des parties dorées. Le bec et les pattes sont noirs. Longueur totale du corps : 26-29 cm. Poids : 160-280 g.

Répartition géographique

La distribution hivernale s'étend à une grande partie du pourtour méditerranéen et de l'Europe occidentale, essentiellement à l'ouest et au sud de l'isotherme de janvier de 1°C. Des effectifs non négligeables hivernent en Afrique du Nord et en Turquie. L'extrême sud de l'aire d'hivernage atteint l'Afrique de l'Ouest.

En Europe, les plus gros contingents de pluviers dorés hivernants sont dénombrés sur les zones humides au Royaume-Uni et en Irlande, mais il semblerait que l'espèce soit beaucoup plus abondante en Espagne et en France, où elle se distribue largement dans les espaces agricoles.

En France, le pluvier doré est présent en hivernage, surtout dans la moitié ouest du pays. Il est abondant sur certaines zones humides, autour de plans d'eau ou sur les vasières de la côte atlantique et de la Manche, spécialement en halte migratoire et lors des vagues de froid. La Baie de Goulven, la réserve naturelle de Moëze, la Baie de l'Aiguillon et Pointe d'Arçay, la Loire Amont et le Littoral Picard figurent parmi les sites majeurs qui abritent plusieurs milliers d'individus en janvier.

⁵⁴ Source : Cahiers d'Habitat « Oiseaux » - MEEDDAT – Fiche projet.

Biologie

Le pluvier doré est une espèce nicheuse du Grand Nord, qui affectionne particulièrement les milieux de toundras et les tourbières, mais il s'installe également dans des sites alpins à végétation rase. En zones à climat atlantique (Danemark et Îles Britanniques essentiellement), il installe son nid dans des milieux acides, le plus souvent tourbeux, à microclimat froid et à végétation rase. Les landes et les grandes tourbières sont particulièrement appréciées, qu'elles soient situées sur des reliefs (Ecosse, Pays de Galle) ou en plaines (Danemark, Estonie).

En hiver, il fréquente principalement les grandes plaines de cultures, les prairies, les polders, les marais côtiers et les vasières, souvent en groupes mixtes, associé au vanneau huppé (*Vanellus vanellus*). Il se pose plus volontiers dans les secteurs à bonne visibilité, sans rideau de végétation, souvent sur les secteurs bombés.

Comportement

Les populations de pluviers dorés sont totalement migratrices, excepté les nicheurs des Îles Britanniques, migrateurs partiels. Les reproducteurs de l'Arctique quittent les lieux de reproduction à l'envol des jeunes, dès juillet pour les plus précoces, en septembre pour la plupart. Les regroupements en sites de mue et en haltes migratoires, qui peuvent rassembler des milliers d'individus, sont alors observables sur quelques grands sites habituels, notamment en mer des Wadden (Pays-Bas, Allemagne et Danemark).

La plupart des pluviers dorés arrivent à partir d'octobre en France. Une bonne part de ce contingent y passera l'hiver, les autres poursuivent leur route pour hiverner dans la péninsule ibérique et au Maroc pour la plupart.

La migration de retour démarre dès la mi-février. Des « reflux » sont cependant observables lorsque le froid sévit à cette période. Les migrateurs peuvent alors revenir vers les sites côtiers où l'accès à la nourriture demeure mieux assuré en période de gel.

Essentiellement grégaires en dehors de la période de nidification, les pluviers dorés se nourrissent en petits groupes. Leur activité est également nocturne, notamment sur les vasières côtières, où ils peuvent s'adapter aux horaires des marées.

ANNEXE 7

Pompage

Le pompage correspond à un fonctionnement instable du turboréacteur.

Dans un fonctionnement normal, l'air passe dans les compresseurs (CoBP et CoHP) où il est comprimé, dans la chambre de combustion, dans les turbines (TuHP et TuBP) où il se détend et enfin dans le dispositif d'échappement (cône de sortie, tuyère).

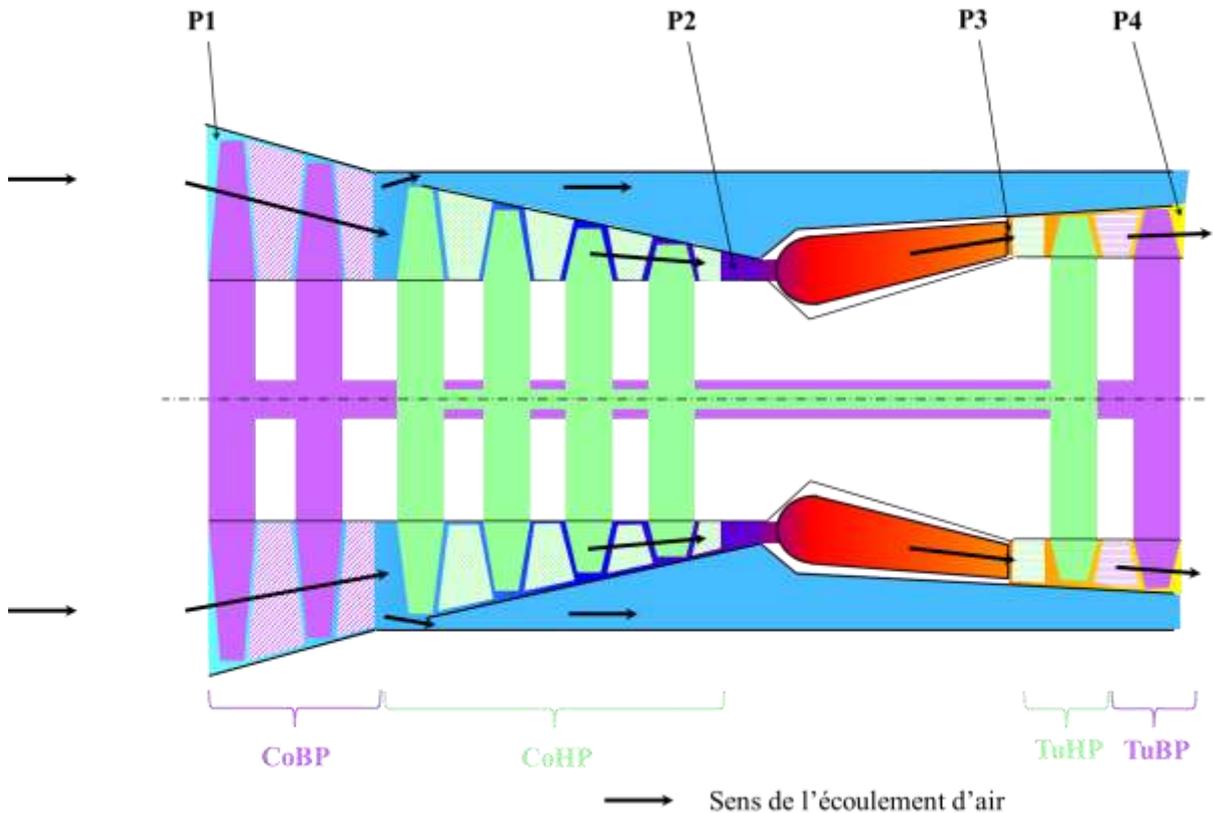


Figure 56 : Schéma d'un turboréacteur Larzac

Par conception, on a $P1 \leq P4 < P3 < P2$.

Dans certains cas, il peut arriver que la pression P3 devienne supérieure à la pression P2. La détente des gaz s'effectue alors aussi bien vers l'arrière (vers la tuyère) que vers l'avant (vers le compresseur). Le sens de l'écoulement s'inverse alors dans les compresseurs.

Les moteurs sont conçus pour ne pas pomper en fonctionnement normal (lorsque l'évènement intervient, le réacteur est au cœur de son domaine de fonctionnement). Cependant, il peut arriver que dans certaines conditions (fonctionnement aux limites du moteur, anomalies) un pompage survienne :

- pompage lié au circuit amont (obstruction de l'entrée d'air, endommagement du compresseur) ;
- pompage lié au circuit aval (endommagement de la turbine, obstruction/réduction de la section de sortie tuyère).

ANNEXE 8

Fixation du turboréacteur Larzac

Le réacteur est fixé à la cellule par l'intermédiaire de deux dispositifs de suspension :

- une suspension principale. Elle se compose :
 - du tourillon de poussée. Il reçoit les efforts longitudinaux (poussée) et latéraux. Du côté du moteur, il s'engage sur un axe cannelé. Du côté de la cellule, il s'engage dans une ferrure conique ;
 - de deux bielles. Elles reprennent les efforts verticaux et sont fixées au réacteur par des boulons goupillés ;
- une suspension secondaire. Elle reçoit les efforts verticaux et latéraux.

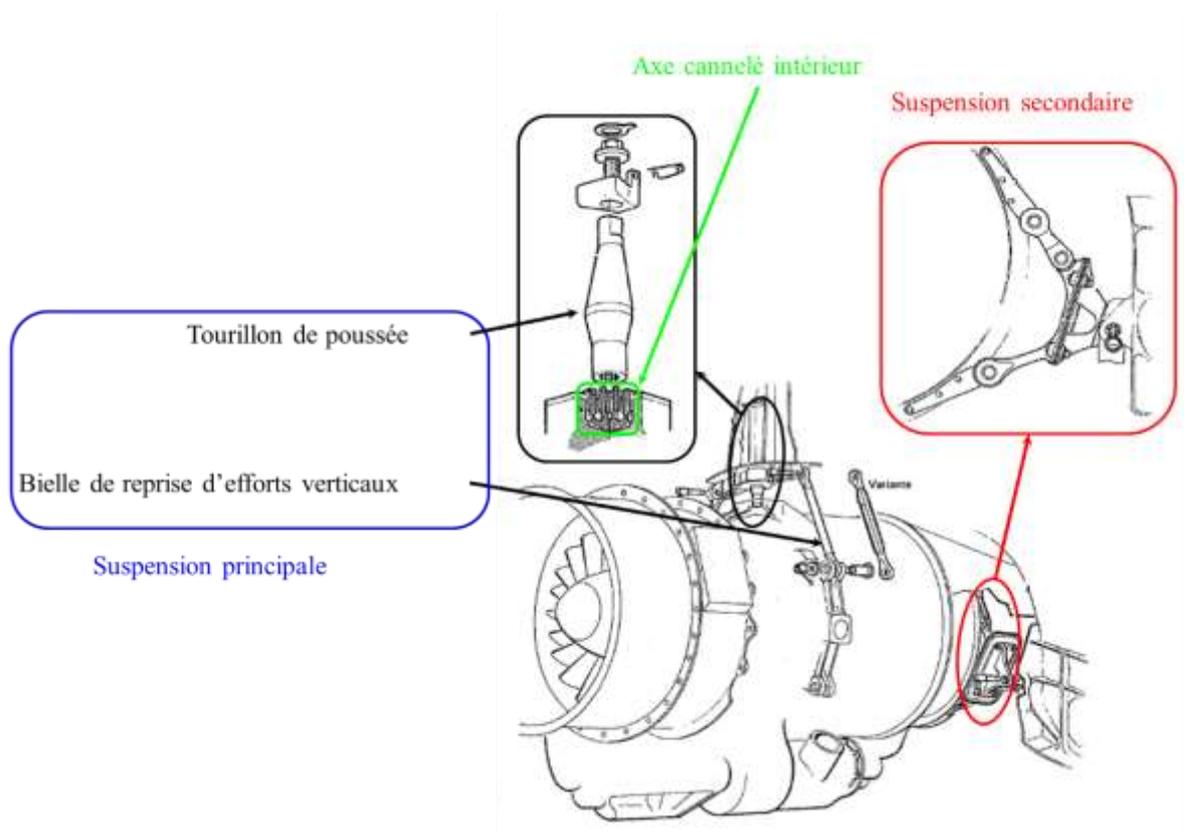


Figure 57 : Schéma de la fixation d'un Larzac

ANNEXE 9

Expertise des voyants

En l'absence d'enregistreur de bord le BEAD-air a fait expertiser les voyants retrouvés pour chercher à connaître leur état (allumé ou éteint) au moment de l'impact.

En effet, il est possible, dans certaines conditions, de déterminer si une ampoule est allumée ou éteinte au moment du choc.

Le filament d'une ampoule allumée étant chaud, il se déformera au moment de l'impact en présentant des enroulements caractéristiques, alors qu'un filament froid se cassera sans déformation.

L'observation des déformations est réalisée au moyen d'un examen visuel à l'aide d'un microscope binoculaire, et à balayage électronique.

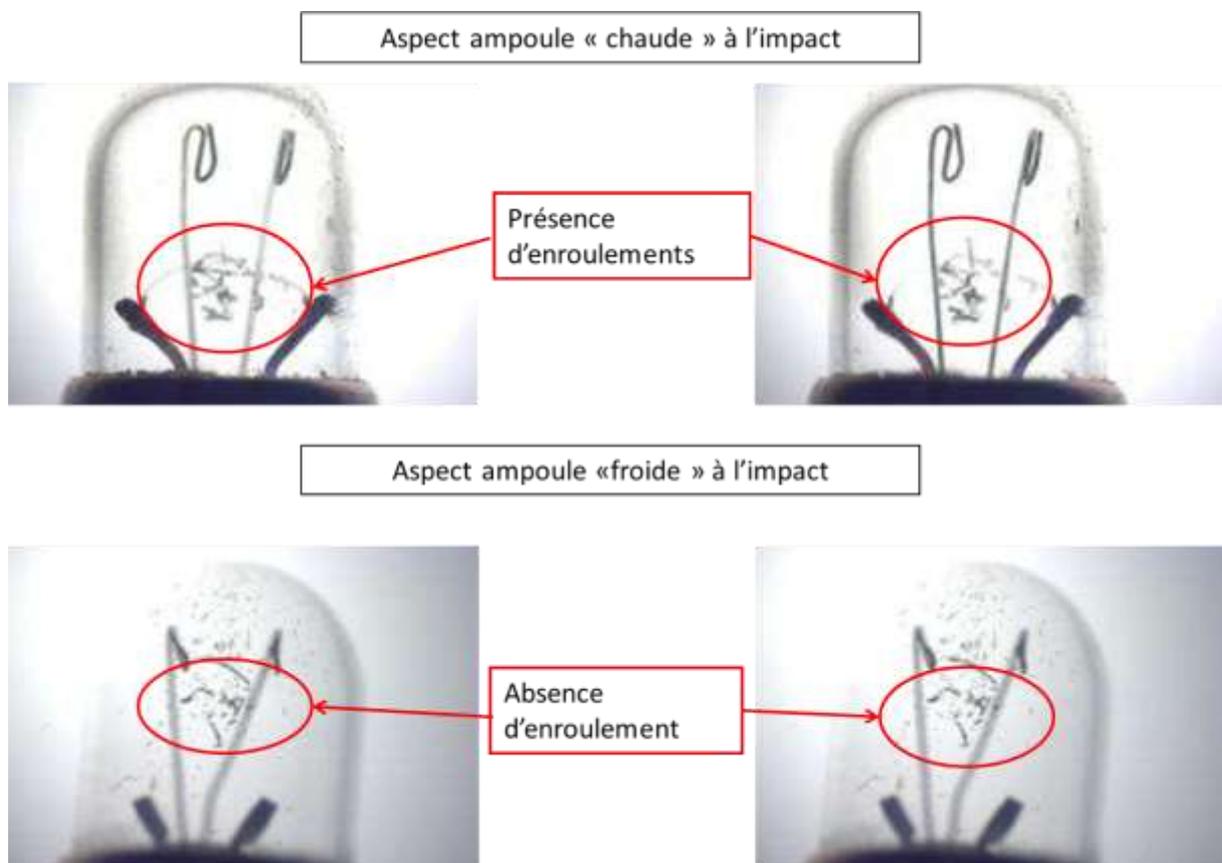


Figure 58 : Comparaison des ampoules allumées/éteintes au moment d'un choc

ANNEXE 10

Alimentation électrique

Le schéma ci-dessous présente schématiquement le circuit électrique de l'Alphajet :

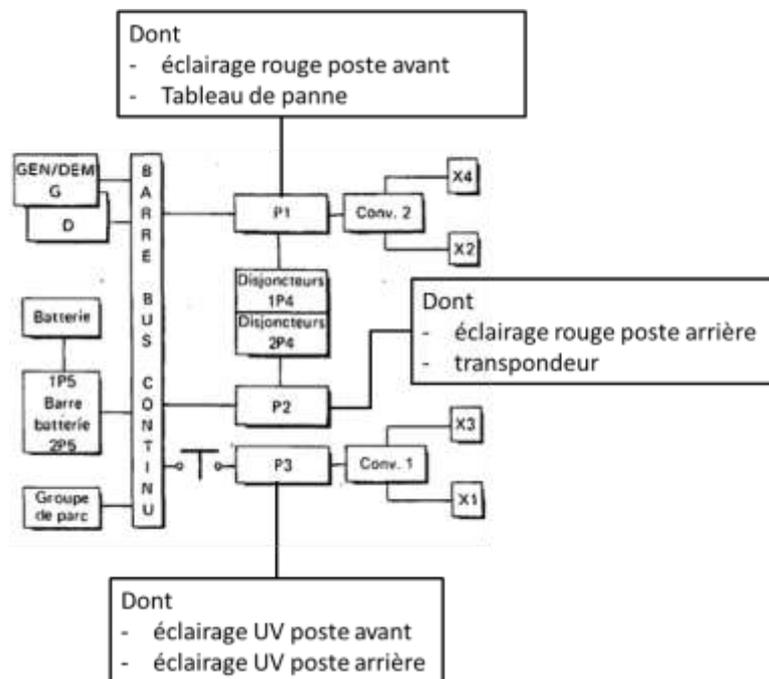


Figure 59 : Synoptique simplifié du circuit électrique de l'Alphajet

La barre bus continu délivre du courant continu aux barres P1, P2 et P3. Cette barre bus continu est alimentée :

- soit par un groupe de parc lorsque l'appareil est au sol ;
- soit par la batterie, par l'intermédiaire de deux barres batterie ;
- soit par les deux génératrices-démarrateurs lorsque les réacteurs sont en fonctionnement.

Les barres alternatives X1, X2, X3 et X4 assurent la distribution de courant alternatif.

Les barres P3, X2 et X4 peuvent être délestées.

ANNEXE 11

Relevés ornithologiques du mois de décembre 2014 sur la base aérienne de Tours

TYPES OISEAUX	PRÉSENCE	RISQUE COLLISION	Taille envergure (cm)	POIDS (gr)
Faucon crècerelle	moyenne	moyen	33-39	120 à 200
Faucon émerillon	faible	faible	25-30	125 à 300
Faucon pèlerin	nulle	nul	38-48	180-320
Buse variable	moyenne	faible	110-128	700à1000
Busard ST martin	faible	nul	99-120	400-550
Hibou des marais	nulle	nul	90-109	300-400
Chouette effraie	faible	faible	91-95	250-350
Hibou moyen duc	faible	nul	85-100	200-400
Corbeau freux	moyenne	faible	90-95	400-450
Corneille noire	moyenne	faible	92-100	350-430
Choucas des tours	nulle	nul	66-68	200-300
Pie bavarde	moyenne	nul	48-50	180-250
Geais des chênes	moyenne	nul	53	200
Pigeon Ramier	moyenne	faible	70-75	300-400
Pigeon biset	faible	faible	60-65	250-300
Pigeon colombin	nulle	nul	62-66	225-250
Tourterelle turque	nulle	nul	54-56	180-250
Tourterelle des bois	nulle	nul	50-52	150-220
Mouette rieuse	faible	faible	100-110	180-200
Mouette mélanocéphale	nulle	nul	92-100	175-210
Goéland argenté	faible	faible	123-148	375-480
Goéland brun	nulle	nul	117-134	400-450
Milan noir	nulle	nul	130-155	650-700
Sterne pierre-garin	nulle	nul	70-80	150-195
Pic vert	moyenne	nul	48-53	120 à 200
Vanneaux Huppé	très forte	moyen	60-70	180
Pluvier doré	forte	moyen	53-55	150-200
Etourneau sansonnet	moyenne	moyen	35-40	90-110
Héron cendré	faible	faible	155-175	900-1300
Canard colvert	nulle	nul	80-95	1100-1300
Perdrix grise	nulle	nul	45-48	550-700
Perdrix rouge	nulle	nul	32-35	555-710
Faisan commun	moyenne	moyen	70-90	900-1000
Martinet noir	nulle	nul	40-45	80-95
Hirondelle rustique	nulle	nul	33-34	75-90
Grive litorne	faible	nul	39-42	80-100
Grive mauvis	nulle	nul	33-34	75-90
Bécassine des marais	faible	nul	37-43	120-150
Oedicnème criard	nulle	nul	76-88	370-450
Alouette des champs	forte	moyen	15-20	50-80