



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense - air

RAPPORT

D'ENQUÊTE DE SÉCURITÉ



© Armée de l'air

BEAD-air-A-2014-014-I

Date de l'événement 25 juillet 2014

Lieu Base aérienne 123 d'Orléans-Bricy

Type d'appareil Transall C160 R

Immatriculation F-RAZK – n°93

Organisme Armée de l'air

Unité Escadron de transport 00.056 « Vaucluse »

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

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

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.

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page de garde : SIRPA-air

Photos :

- Pages 14, 15, 21, 22, 23 : BEAD-air
- Pages 20 et 21 : DGA EP/DAI

Illustrations :

- Pages 18, 22, 28 : Rolls Royce et SNECMA
- Page 19 : DGA EP/DAI/RESEDA
- Page 20 : DGA EP/DAI
- Page 25 : BEAD-air

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS	2
TABLE DES MATIERES	3
GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS	5
1. Renseignements de base	6
1.1. Déroulement du vol	6
1.2. Tués et blessés	7
1.3. Dommages à l'aéronef	7
1.4. Autres dommages	7
1.5. Renseignements sur le personnel	8
1.6. Renseignements sur l'aéronef	10
1.7. Conditions météorologiques	12
1.8. Aides à la navigation	13
1.9. Télécommunications	13
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	13
1.11. Enregistreurs de bord	13
1.12. Renseignements sur l'aéronef et sur les dommages	13
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	16
1.14. Incendie	17
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	17
1.16. Essais et recherches	17
1.17. Renseignements sur les organismes	17
1.18. Renseignements supplémentaires	17
1.19. Techniques spécifiques d'enquête	18
2. Analyse	19
2.1. Expertises	19
2.2. Scénario de destruction	25
2.3. Causes probables de l'événement :	26
3. Conclusion	29
3.1. Eléments établis utiles à la compréhension de l'événement	29
3.2. Causes de l'événement	29
4. Recommandations de sécurité	31
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	31
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas directement trait à l'événement	31
ANNEXES	33
ANNEXE 1 EXTRAIT : TYNE 22 OPERATING INSTRUCTIONS ROLLS-ROYCE	35
ANNEXE 2 EXTRAIT DE LA CARTE DE TRAVAIL MK22 [EP-2-43-03] « POINT FIXE GTP AVEC HELICE ET GTG » : PL13 « POINT FIXE GTP – LIMITE DE FONCTIONNEMENT »	39
ANNEXE 3 LE MODELE DE LA MIGRATION DES PRATIQUES	42

GLOSSAIRE

BTCU	<i>borderline tolerated conditions of use</i> - conditions limites d'utilisation tolérées
BP	basse pression
DGA	Délégation générale de l'armement
DGA EP	DGA Essais propulseurs
FT	<i>feet</i>
GTP	groupe turbo propulseur
HP	haute pression
LAT	limiteur automatique de traînée
NOSA	navigateur officier système d'arme
TGT	température de gaz turbine

SYNOPSIS

Date de l'événement : 25 juillet 2014

Lieu de l'événement : base aérienne (BA) 123 Orléans-Bricy

Organisme : armée de l'air

Commandement organique : commandement des forces aériennes / brigade aérienne de l'appui projection (CFA/BAAP)

Unité : escadron de transport (ET) 00.056 « Vaucluse »

Aéronef : Transall C160 R

Nature du vol : largage de parachutistes

Nombre de personnes à bord : 54

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Le 25 juillet 2014 vers 10 h 20, un C160 effectue une mission de liaison comportant le largage de parachutistes à grande hauteur dans la zone d'Orléans-Bricy. En montée, l'équipage est confronté à l'avarie d'un moteur et à une embardée de l'appareil. Le déroutement et l'atterrissage sont effectués en monomoteur sur le terrain d'Orléans-Bricy.

L'équipage et les passagers sont indemnes. Le moteur gauche est fortement endommagé.

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 officier pilote ayant une expertise sur C160.
- Un officier mécanicien ayant une expertise C160.
- Un médecin breveté de médecine aéronautique.

Autres experts consultés

- Direction générale de l'armement Essais Propulseurs (DGA EP) Saclay.
- DGA Techniques aéronautiques (DGA TA) Toulouse.
- DGA EP / restitution des enregistreurs d'accidents (RESEDA).
- Atelier industriel de l'aéronautique (AIA) Clermont-Ferrand.
- SNECMA.

Déclenchement de l'enquête de sécurité

Le BEAD-air est prévenu téléphoniquement par l'échelon d'expertise technique centralisé (EETC) Transall d'Orléans le 28 juillet 2014 à 10 h 20. Le 29 juillet, le directeur d'enquête se rend sur la base d'Evreux où est stationnée l'unité de l'aéronef. Simultanément, un expert du BEAD-air se rend à Orléans-Bricy pour réaliser les premières constatations sur l'aéronef.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : COTAM 1412

Type de vol : circulation aérienne militaire

Type de mission : liaison et parachutage

Dernier point de départ : Orléans-Bricy

Heure de départ : 08 h 15

Point d'atterrissage prévu : Perpignan

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

La mission est un vol de liaison comprenant un largage de parachutistes dans la zone d'Orléans-Bricy.

Lors de la visite avant vol effectuée une heure environ avant le décollage, le mécanicien de bord inspecte l'état des capotages des groupes turbo propulseur (GTP) depuis le sol. Aucune anomalie n'est remarquée.

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

Le briefing et la mise en route se déroulent de manière normale. Les paramètres relevés par le mécanicien navigant (MECNAV) ainsi que les observations régulières effectuées lors de la montée sont conformes.

Après le contact avec l'approche d'Orléans-Bricy, la montée est entreprise vers le niveau 120.

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

La montée initiale est exécutée à un régime de 14 500 tr/min. Passant 6 500 ft, l'équipage entend un bruit sourd provenant du moteur gauche accompagné d'une embardée de l'avion du même côté. Constatant une chute du régime de ce moteur, ainsi qu'une élévation de la température turbine et l'allumage de l'alarme FEU, l'équipage décide la coupure du moteur incriminé. Le levier combiné¹ correspondant étant bloqué, la coupure est effectuée à l'aide du coupe-feu. L'hélice passe en drapeau automatiquement. L'alarme FEU s'éteint après la percussion du deuxième extincteur. Le déroutement en monomoteur est effectué en piste 07 sur la BA 123. Une fois posé, l'appareil libère la piste à la deuxième bretelle sud, située à environ 1 200 mètres de l'entrée de bande puis s'immobilise sur le parking escale. Les pompiers signalent la présence de divers objets métalliques sur la piste. L'équipage et les passagers évacuent l'aéronef. Les pompiers poursuivent le refroidissement du moteur.

¹ Levier combiné : commande moteur actionnant le levier de sélection de mise en drapeau sur le régulateur d'hélice et les leviers du robinet haute pression (HP) et d'interconnexion sur le régulateur carburant.

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - pays : France
 - département : Loiret
 - commune : Orléans-Bricy
 - position géographique : 360°/5 Nm du terrain d'Orléans-Bricy
 - altitude au moment de l'événement : 6 500 ft
 - aéroport le plus proche au moment de l'événement : Orléans-Bricy
- Moment : Jour

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			
Graves			
Légères			
Aucune	5	49	

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
N° R93			x	

Seul le GTP gauche est endommagé.

1.4. Autres dommages

Néant.

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Membres d'équipage de conduite

1.5.1.1. Commandant de bord

- Age : 37 ans
- Unité d'affectation : ET 00.056 « Vaucluse »
 - fonction dans l'unité : pilote
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160
Total (h)	5 708	4 666	271	146	61	25

- Date du dernier vol :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 24 juillet 2014
 - sur tout type :
 - de jour : 24 juillet 2014
- Carte de circulation aérienne :
 - type : verte
 - date d'expiration : 31 mai 2015

1.5.1.2. Copilote

- Age : 37 ans
- Unité d'affectation : ET 00.056 « Vaucluse »
 - fonction dans l'unité : pilote
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160
Total (h)	3 120	2 675	204	204	58	58

- Date du dernier vol :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 24 juillet 2014
 - sur tout type :
 - de jour : 24 juillet 2014
- Carte de circulation aérienne :
 - type : verte
 - date d'expiration : 9 septembre 2014

1.5.1.3. Navigateur officier système d'arme (NOSA)

- Age : 34 ans
- Unité d'affectation : ET 00.056 « Vaucluse »
 - fonction dans l'unité : navigateur
- Heures de vol comme NOSA :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160
Total (h)	4 136	3 817	259	168	47	36

- Date du dernier vol :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 24 juillet 2014
 - sur tout type :
 - de jour : 24 juillet 2014

1.5.1.4. Mécanicien navigant en conduite

- Age : 42 ans
- Unité d'affectation : ET 00.056 « Vaucluse »
 - fonction dans l'unité : mécanicien navigant réserviste
- Heures de vol comme mécanicien navigant :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160
Total (h)	5 305	2 453	32	32	24	24

- Date du dernier vol :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 24 juillet 2014
 - sur tout type :
 - de jour : 24 juillet 2014

1.5.1.5. Mécanicien navigant en soute

- Age : 41 ans
- Unité d'affectation : ET 00.056 « Vaucluse »
 - fonction dans l'unité : mécanicien navigant

- Heures de vol comme mécanicien navigant :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160	sur tout type	dont C160
Total (h)	6 100	3 633	356	192	89	27

- Date du dernier vol comme mécanicien navigant :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 24 juillet 2014
 - sur tout type :
 - de jour : 24 juillet 2014

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de l'air
- Commandement organique d'appartenance : CFA
- Base aérienne de stationnement : BA 105 « commandant André Viot » d'Evreux
- Unité d'affectation : ET 00.056 « Vaucluse »
- Type d'aéronef : C160 - Transall
- configuration : largage parachutistes
- caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	C160 AG	R93	22 207,33	G VFV ² : 1 076,77	VI ³ : 363,32
Moteur 1	MK22	9412	13 723,33	RG ⁴ : 1 637,26	
Moteur 2	MK22	9286	10 867,33	VR ⁵ : 162,37	

1.6.1. Maintenance

L'examen de la documentation technique témoigne d'un entretien conforme aux programmes de maintenance en vigueur.

² G VFV = grande visite fin de vie, dernière grande visite avant retrait du service

³ VI = visite intermédiaire

⁴ RG = révision générale

⁵ VR = visite réduite

1.6.2. Organisation de la maintenance

Les visites de premier niveau sont effectuées par le personnel technicien de l'escadron. Les visites de deuxième niveau sont effectuées par l'escadron de soutien technique aéronautique (ESTA) 15.064 d'Evreux. Chacune de ces visites est réalisée sous la supervision de contrôleurs d'exécution. Les visites de troisième niveau sont effectuées par les industriels respectifs, l'AIA Clermont-Ferrand pour la cellule et SNECMA pour les moteurs.

1.6.3. Historique des opérations d'entretien réalisées sur le GTP1 N°9412

- Au niveau de l'opérateur :

- Lors de la VI de l'aéronef du 21 novembre 2013 au 07 mars 2014, en plus des opérations systématiques liées à cette visite, les interventions suivantes ont été effectuées par l'ESTA 15.064 :
 - échange palier et arbre du limiteur automatique de trainée (LAT) suite au grippage de ce dernier. Cette opération a nécessité la dépose-repose de la fourche beta, du labyrinthe air-huile, du roulement de l'arbre porte-hélice (APH) et du carter de nez ;
 - échange des 2 amortisseurs à friction ;
 - échange de la tuyère pour jeu excessif ;
 - échange indicateur de débit carburant et étalonnage avec le débitmètre (indicateur en réserve de vol) ;
 - dépose hélice composite, repose hélice métallique ;
 - dépose-repose extincteur avant pour échange cartouche pyrotechnique.
- ET 00.056 :
 - le 11 avril 2014, en raison d'une trace d'huile, l'hélice est déposée pour effectuer l'échange du joint de l'APH. Après la repose de l'hélice, un point fixe est réalisé ;
 - le 17 juin 2014, suite à une alarme feu intempestive, un câble incendie est échangé en zone chaude du GTP ;
 - le 07 juillet 2014, la pompe de mise en drapeau est remplacée suite à la découverte d'une crique ;
 - la dernière visite après dernier vol de la journée (APDV) a été effectuée le 23 juillet 2014. L'opérateur a jaugé le niveau d'huile à chaud et rajouté 3 litres d'huile, contrôlé le bouchon magnétique et l'absence de fuite sur le moteur ;
 - la visite avant premier vol de la journée (VAVJ) a été effectuée le matin de l'événement par l'opérateur ayant réalisé l'APDV. Aucune fuite n'a été relevée.

- Au niveau de l'industriel :

- Opérations effectuées en juillet 2010 lors du dernier retour en usine par SNECMA (groupe SAFRAN) lors d'une RG :
 - révision générale de la partie avant (REDUCTEUR) ;
 - révision partielle de l'ensemble compresseur basse pression (BP), révision générale des aubes ;
 - révision générale de l'ensemble compresseur HP ;
 - révision générale de la chambre de combustion ;
 - révision partielle de l'ensemble de distribution, révision générale des distributeurs HP ;
 - révision générale de l'ensemble turbine HP ;
 - révision générale de l'ensemble turbine BP ;
 - révision partielle ensemble palier arrière, révision générale des roulements à galets ;
 - révision générale ensemble boîte HP ;

- inspection visuelle sans dépose de la boîte BP ;
- révision générale des sondes thermocouples ;
- révision générale du débitmètre (changé plusieurs fois au NTI2).

1.6.4. Performances

L'appareil ne fait l'objet d'aucune restriction de vol. Les relevés de paramètres des moteurs effectués par le MECNAV attestent de performances dans les normes pour les deux moteurs.

1.6.5. Masse et centrage

Masse au décollage : 43 000 kg
Centrage : dans les normes tout au long du vol.

1.6.6. Carburant

- Type de carburant utilisé : JET A1
- Quantité de carburant au décollage : 6 700 kg
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : 5 700 kg

1.6.7. Autres fluides

Huile moteur O-159
Données constructeur, par GTP :

- quantité totale sans hélice ni régulateur : 50 litres ;
- contenance du réservoir : 29,5 litres (dont 9 litres sont réservés pour le circuit pompe de mise en drapeau) ;
- quantité consommable : 11,4 litres.

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

Des nuages sont prévus vers 6 000 ft accompagnés d'un léger vent d'ouest.

1.7.2. Observations

Les conditions météorologiques observées sont conformes aux prévisions.

1.8. Aides à la navigation

Les équipements de radionavigation et de navigation autonome embarqués et les moyens de radionavigation du terrain d'Orléans-Bricy sont opérationnels durant le vol.

1.9. Télécommunications

Lors de l'événement, l'équipage est en contact avec l'approche de l'aérodrome d'Orléans-Bricy. La qualité des communications radio est bonne. Au moment de l'incident, l'annonce standardisée de panne est faite par le copilote. Après les échanges liés au déroutement vers Orléans, le pilote non en fonction (PNF) reste en contact radio avec l'approche jusqu'à ce que la piste soit dégagée.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11. Enregistreurs de bord

- *Flight data recorder* (FDR) : l'enregistreur de paramètres de type SFIM A2615 à bande photographique a fonctionné correctement.
Dès que la vitesse dépasse 40 kt, il enregistre l'heure, l'altitude, le cap, la vitesse, l'accélération normale, la position de la gouverne de profondeur ainsi que le signal « top pilote » permettant de marquer la bande.
- *Cockpit voice recorder* (CVR) : l'enregistreur de voix type Fairchild Schlumberger A100A a fonctionné correctement. La retranscription des communications a été possible. Cet équipement enregistre dès la mise sous tension de l'aéronef toutes les communications des membres d'équipage qui s'expriment sur le téléphone de bord ou à la radio. L'enregistrement est réalisé en boucle de trente minutes.

1.12. Renseignements sur l'aéronef et sur les dommages

1.12.1. Examen du lieu de l'atterrissage

Hormis les quelques débris carbonisés relevés par les services de piste, aucune autre trace n'a pu être relevée sur le passage de l'aéronef.

1.12.2. Examen de l'appareil endommagé

Le fuselage, la cellule et les différents bords d'attaque ne présentent pas de trace d'endommagement ou d'impact.

Seul le GTP gauche présente des endommagements visibles. Aucune fuite de fluide n'est constatée au sol sous l'appareil. Le moteur est bloqué en rotation.

L'examen de l'entrée d'air annulaire en coupe en « S » ne révèle aucune trace révélatrice de l'ingestion d'un corps étranger.

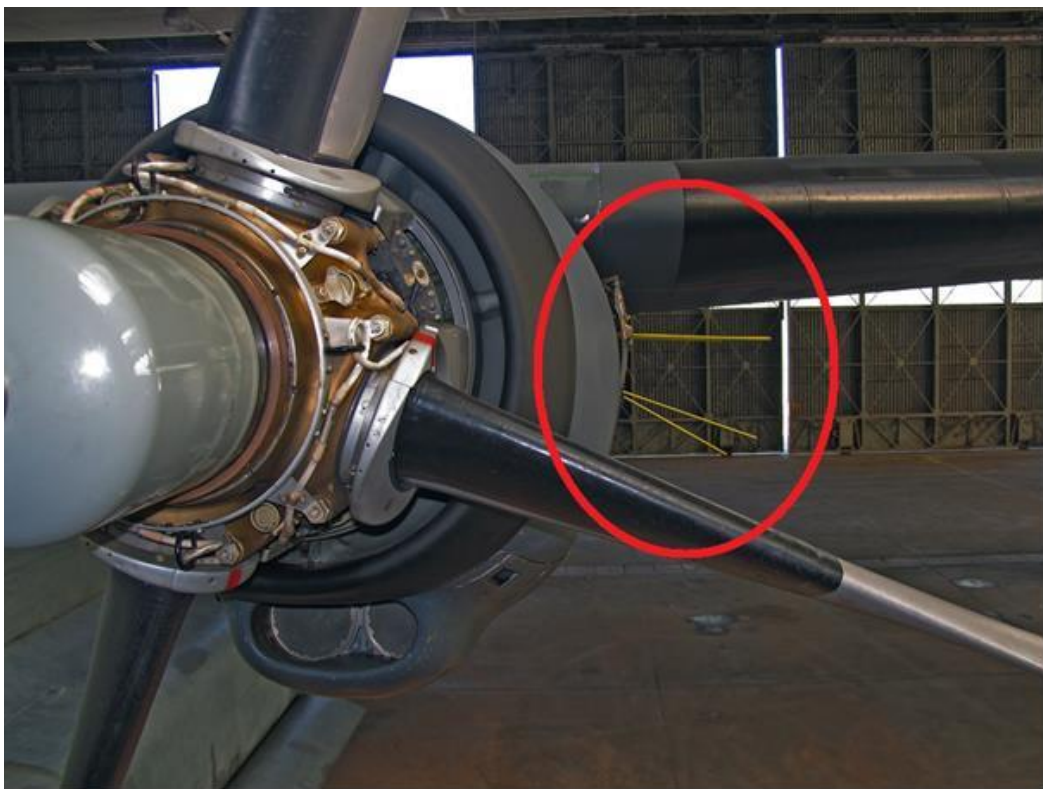
Des perforations de la nacelle moteur sont observables à l'opposé du fuselage.

1.12.3. Examen extérieur de la nacelle moteur



Vue d'ensemble moteur gauche

Les dommages externes sont exclusivement concentrés au niveau de la trappe d'accès latérale gauche de la nacelle. Le découpage rectangulaire est le résultat de l'ouverture à la disqueuse pratiquée par les services incendie.



Vue ¾ avant moteur gauche

Les tiges jaunes matérialisent la trajectoire des éléments qui ont perforé le carter et la nacelle moteur.



Sortie turbine moteur gauche



Sortie turbine moteur de référence

1.12.4. Examen visuel du moteur endommagé capotages relevés

- Au niveau de la trappe latérale gauche en zone 2⁶ :
 - gouttière de commande déformée et perforée ;
 - carter de turbine BP endommagé ;
 - bielle de renfort fixation supérieure boîte relais accessoire endommagée ;
 - gouttière de protection tuyauterie carburant endommagée ;
 - gaine de protection tuyauterie eau – méthanol brûlée et déchirée ;
 - élément latéral gauche du bâti déformé ;
 - câble de détection vibration endommagé ;
 - perforation du carter par les aubes de l'ensemble turbine BP et bras du cône d'échappement⁷ intérieur.

- Au niveau de la trappe latérale droite en zone 2 :
 - débris d'aubes turbine BP parsemés sur la cloison inférieure ;
 - endommagement du carter au niveau de la butée inférieure arrière ;
 - tuyauteries de récupération d'huile palier arrière et du clapet de drainage arrachés ;
 - perforation et échauffement du carter turbine BP ;
 - tuyauterie d'air de refroidissement sectionnée ;
 - carter déchiré au niveau de la fixation de l'amortisseur à friction supérieur ;
 - cône d'échappement endommagé.

⁶ Zone 2 = zone chaude du moteur débutant en avant de la chambre de combustion jusqu'au dernier disque de la turbine BP (cf.1.18).

⁷ Cône d'échappement = partie appartenant au moteur sur laquelle est fixée la tuyère (cf.1.18).

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

Les membres d'équipage de conduite sont tous médicalement aptes.
Aucun prélèvement biologique n'a été effectué.

1.13.1. Membres d'équipage

1.13.1.1. Commandant de bord

- Dernier examen médical :
 - type : expertise au centre d'expertise médicale du personnel navigant de l'aéronautique (CEMPN)
 - date : 30 janvier 2014
 - résultat : apte sans restriction
 - validité : 1 an
- Examens biologiques : néant
- Blessures : néant

1.13.1.2. Copilote

- Dernier examen médical :
 - type : expertise au CEMPN
 - date : 31 mai 2014
 - résultat : apte sans restriction
 - validité : 1 an
- Examens biologiques : néant
- Blessures : néant

1.13.1.3. NOSA

- Dernier examen médical :
 - type : expertise au CEMPN
 - date : 28 février 2014
 - résultat : apte sans restriction
 - validité : 2 ans
- Examens biologiques : néant
- Blessures : néant

1.13.1.4. Mécanicien navigant en conduite

- Dernier examen médical :
 - type : expertise au CEMPN
 - date : 06 mars 2014
 - résultat : apte sans restriction
 - validité : 2 ans
- Examens biologiques : néant
- Blessures : néant

1.13.1.5. Mécanicien navigant en soute

- Dernier examen médical :
 - type : expertise au CEMPN
 - date : 08 avril 2014
 - résultat : apte sans restriction
 - validité : 2 ans
- Examens biologiques : néant
- Blessures : néant

1.14. Incendie

L'avarie du moteur gauche a provoqué un début d'incendie qui à son tour a généré des dégradations sur la nacelle moteur. L'incendie a été maîtrisé en vol après la percussion des deux extincteurs du GTP gauche.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Organisation des secours

Les secours ont été activés par le service de contrôle aérien d'Orléans-Bricy. Les pompiers sont intervenus rapidement et ont permis d'éviter toute reprise du feu. 45 minutes ont été nécessaires pour refroidir le moteur.

1.16. Essais et recherches

Concernant les perforations causées par la libération des aubes, une étude sur la capacité de rétention d'éléments haute énergie a été réalisée.

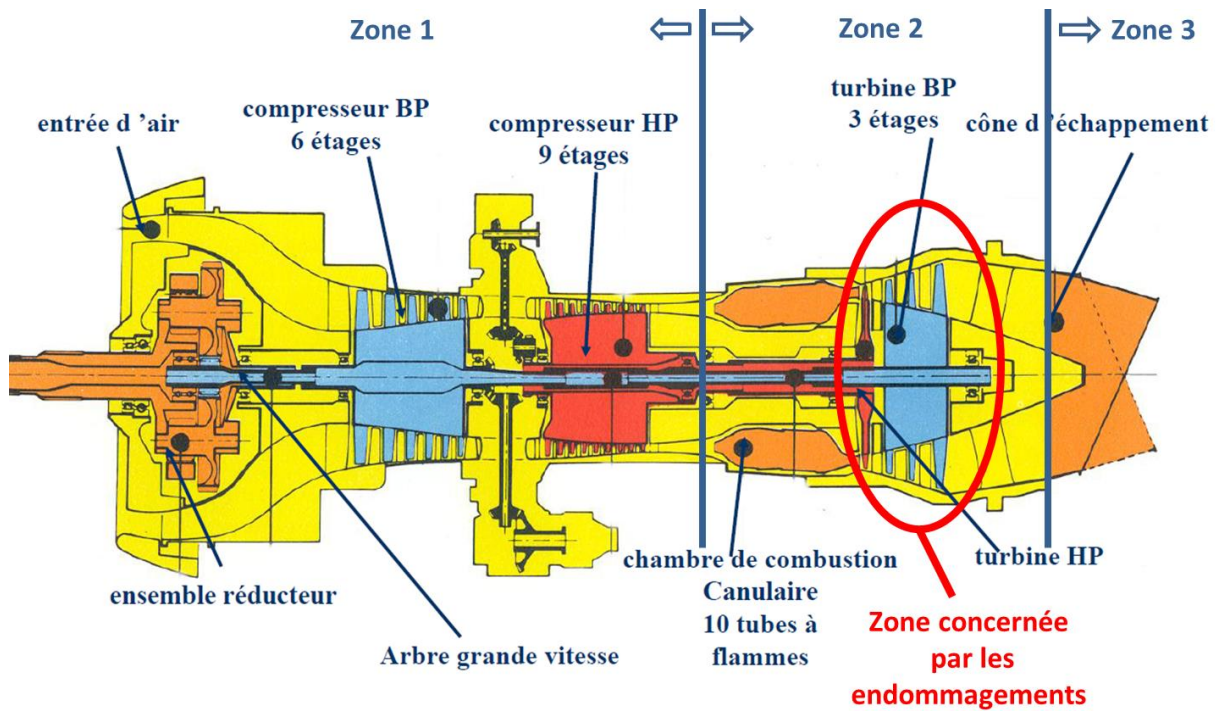
1.17. Renseignements sur les organismes

Néant.

1.18. Renseignements supplémentaires

Le GTP Tyne 22 monté sur Transall C160 est une turbine à gaz double corps, simple flux développant sur arbre une puissance ajustable de 450 à 5 260 cv⁸. Ce moteur dans une autre version dénommée Tyne 21 est monté sur les ATL 2 de la marine nationale.

⁸ Cv= chevaux vapeur



Ecorché du moteur Tyne 22

La partie ayant subi des dégâts lors de cet incident se situe en arrière de la chambre de combustion, au niveau des étages de la turbine BP.

1.19. Techniques spécifiques d'enquête

Néant.

2. ANALYSE

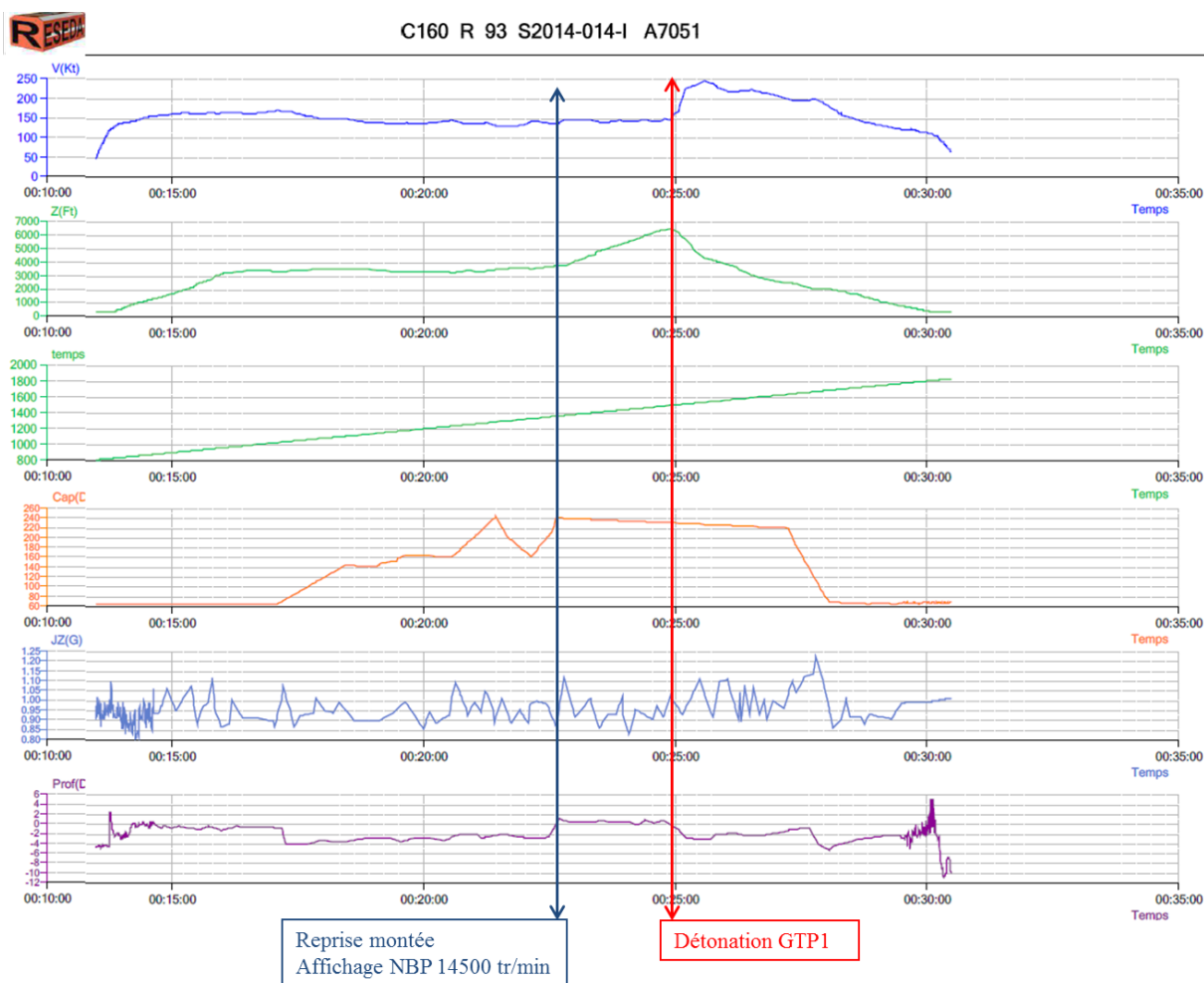
L'événement est une destruction non contenue du GTP gauche entraînant une mise en drapeau d'urgence et un incendie maîtrisé en vol.

L'analyse qui suit se décompose en trois parties. La première présente les résultats des différentes expertises. La deuxième reconstitue le scénario probable de l'événement. La troisième expose les causes possibles de l'incident.

2.1. Expertises

2.1.1. Extraction et exploitation des données du CVR et du FDR

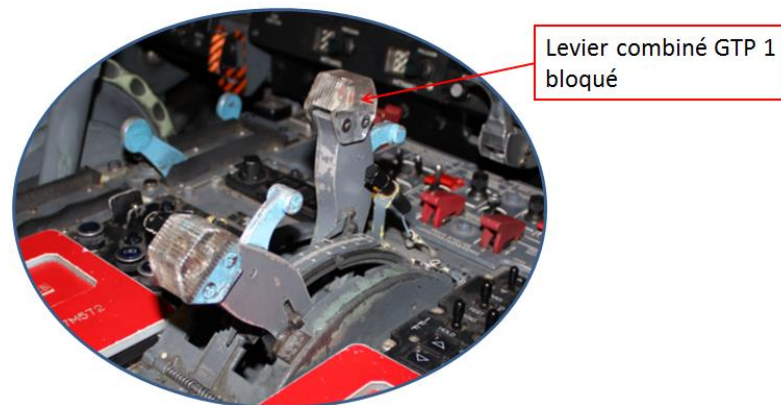
L'analyse des données du FDR met en évidence la survenance d'un événement en montée à une vitesse de 150 kt au moment du passage à 6 500 ft, soit après environ 2 minutes et 30 secondes de montée.



Paramètres enregistrés lors du vol

L'exploitation du CVR démontre que :

- 3 minutes avant l'événement, l'équipage obtient une clairance de montée vers le FL120 et décide d'adopter un régime de rotation de l'ensemble basse pression (NBP) 14 500 tr/min.
- Après deux minutes et trente secondes de montée, l'équipage perçoit une détonation et une forte embardée à gauche. Il identifie une panne du moteur gauche associée à un incendie.
- La coupure du GTP1 est décidée.
- L'équipage constate que le levier combiné est bloqué et procède à une coupure d'urgence en actionnant le coupe-feu.
- Le limiteur automatique de la trainée (LAT) fonctionne.
- La percussion des deux extincteurs du GTP1 est nécessaire pour maîtriser l'incendie.



Lever combiné bloqué en cabine

L'équipage est confronté à une dégradation brutale du GTP gauche entraînant un incendie ainsi qu'un blocage du levier combiné.

2.1.2. Expertise du GTP

L'examen de l'entrée d'air du GTP démontre l'absence de trace d'ingestion de corps étranger. L'endoscopie des premiers étages montre que les dégradations du moteur débutent en aval du distributeur haute pression. Les équipements du GTP ne présentent pas d'endommagement antérieur à l'événement. Les constatations effectuées lors du démontage orientent les recherches vers le circuit de lubrification et l'ensemble turbine BP.

2.1.2.1. Expertise du circuit de lubrification

- L'examen de l'huile montre qu'elle est conforme aux spécifications. Elle présente une concentration en éléments métalliques inférieure à 3 particules par million (PPM) après l'analyse spectrométrique des huiles (ASH).
- L'examen des filtres et crépines des circuits de récupération d'huile révèle la présence de débris de grosses tailles, caractéristique d'une dégradation rapide.



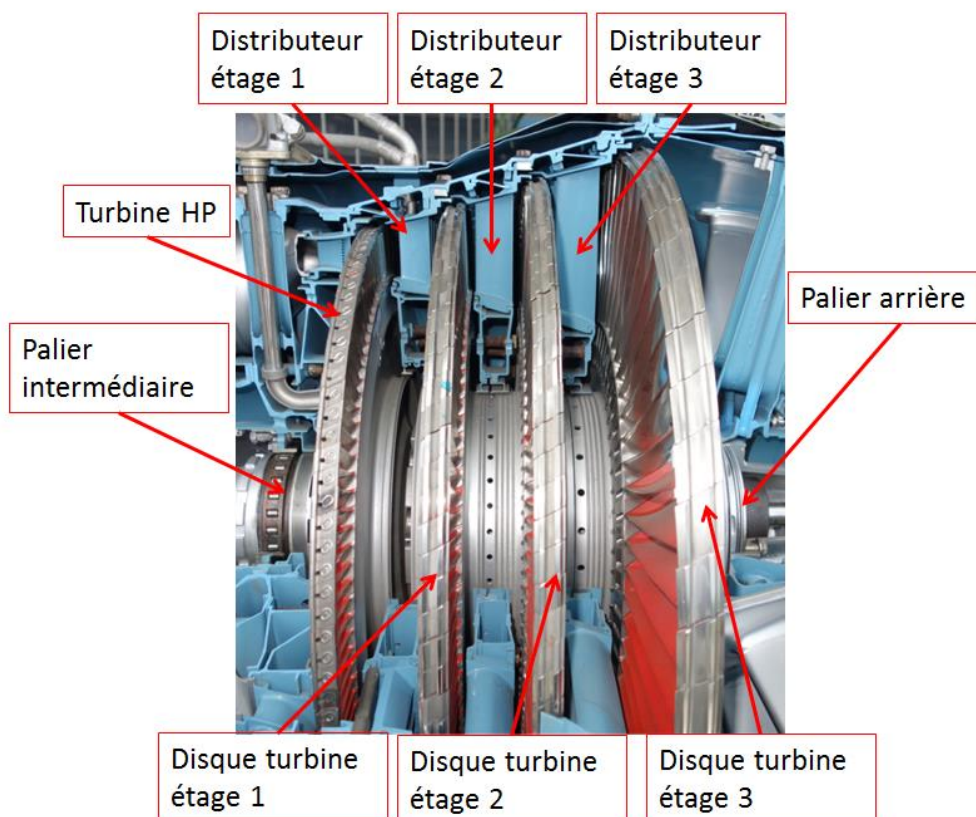
Crépines de récupération des paliers turbine HP, intermédiaire et arrière

L'expertise des autres éléments du circuit de lubrification n'a pas révélé d'anomalie.

L'absence de pollution de l'huile ainsi que la taille des débris collectés sur les filtres et crépines démontrent la rapidité de la dégradation du GTP.

2.1.2.2. Examen de l'ensemble turbine basse pression

L'ensemble turbine basse pression est composé de trois étages, situés directement en aval de la turbine HP.



Eclaté du corps BP

2.1.2.3. Turbine HP et premier étage du corps BP

Les aubes de la turbine HP ont fondu à leur périphérie. Les aubes du premier étage du distributeur basse pression ont fondu en partie centrale. Les aubes du disque du premier étage de la turbine BP présentent des endommagements similaires à ceux observés sur la turbine HP.



Turbine HP



Distributeur BP1

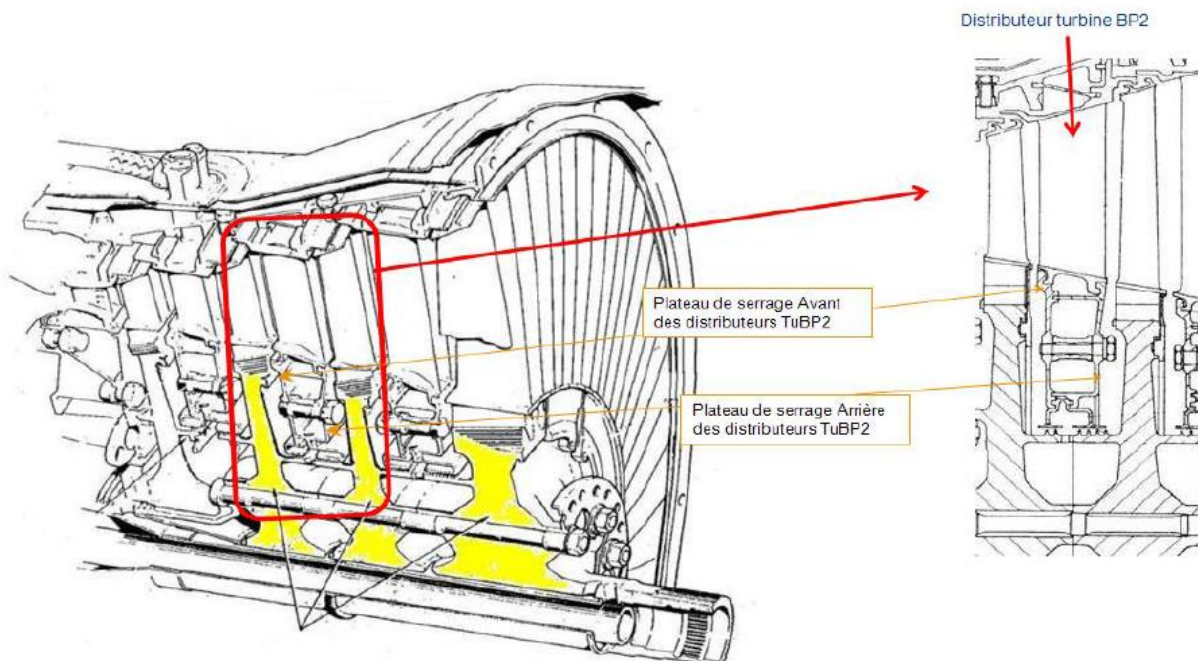


Turbine BP1

Les dégâts observés sur ces éléments sont consécutifs à l'incendie.

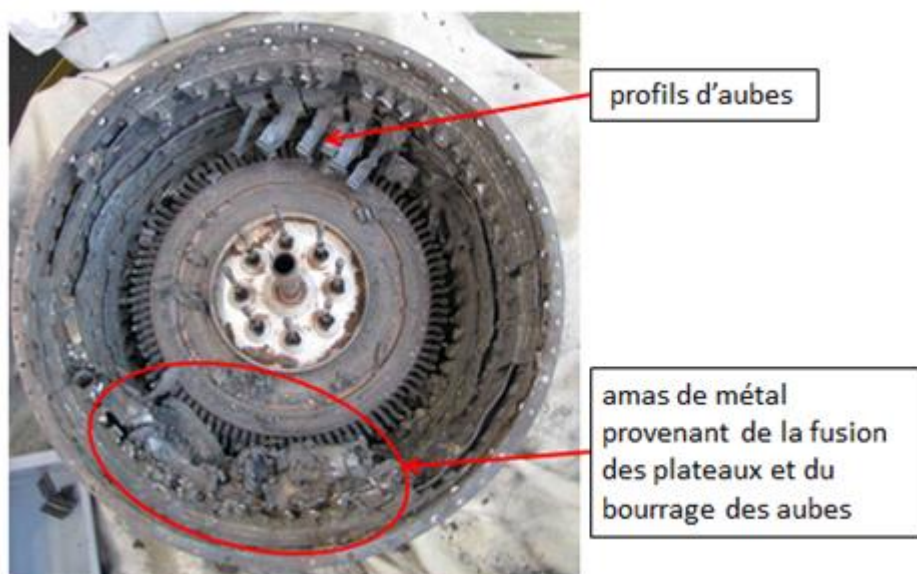
2.1.2.4. Deuxième étage du corps BP

Les aubes du distributeur du deuxième étage basse pression sont maintenues par deux plateaux de serrage.



Distributeur du deuxième étage basse pression

L'examen du distributeur révèle que seuls quelques profils d'aubes sont encore en place en partie supérieure. Les plateaux ont disparu, occasionnant la libération des aubes et un bourrage formant un amas métallique en partie inférieure de la veine d'air.



Dégâts constatés sur le distributeur du deuxième étage basse pression

L'examen du disque du deuxième étage de la turbine basse pression révèle l'absence totale d'aubes. L'anneau de verrouillage monté sur la face arrière est en place, mais sa détérioration ne permet plus d'assurer le maintien axial des aubes.



Absence d'aubes autour du disque du deuxième étage de la turbine

Le deuxième étage du corps BP est le siège des dégradations les plus importantes liées au recul du distributeur et à la libération des aubes du disque de turbine.

2.1.2.5. Troisième étage du corps BP

L'examen du troisième étage de la turbine révèle un endommagement partiel des aubes de turbine et aubes de compresseur, dû au passage d'une partie des aubes libérées par le disque turbine du deuxième étage.

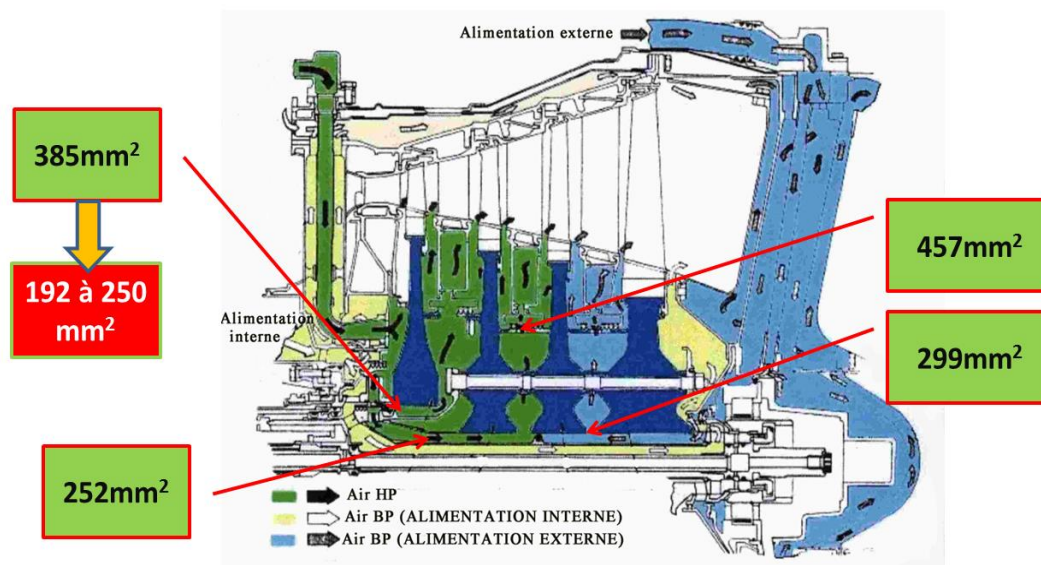
L'examen des paliers intermédiaires et arrière révèle un endommagement sans trace de défaut de lubrification ni de refroidissement. L'endommagement de ces paliers est la conséquence de la dégradation du corps BP.

Les dégâts constatés aux étages en aval sont dus à la conjugaison des effets de l'incendie et du passage d'aubes.

2.1.2.6. Expertise du circuit de refroidissement

L'examen du circuit de refroidissement du corps BP révèle la présence d'un dépôt de bentonite⁹ au niveau du circuit de refroidissement du distributeur de turbine BP2. Ce dépôt réduit la section du conduit de circulation d'air de 40% environ. La mesure de la température de gaz turbine (TGT) est réalisée par un ensemble de thermocouples situés dans le plan des aubes du distributeur BP1, en aval de la zone affectée par le rétrécissement.

Il en résulte vraisemblablement une augmentation de la température de fonctionnement des étages affectés.



Circuit de refroidissement du corps turbine basse pression

Il est probable que l'obturation partielle du circuit de refroidissement du corps BP ait entraîné une élévation de la température de fonctionnement du deuxième étage.

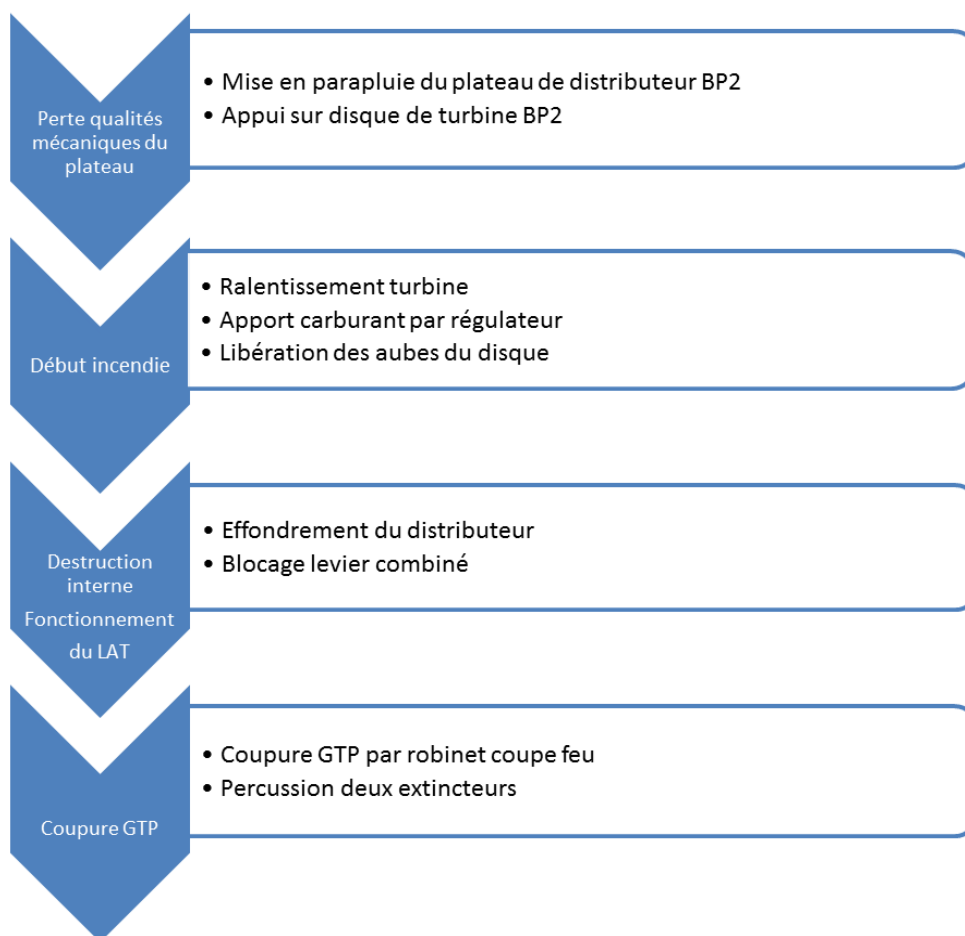
⁹ Bentonite : argile à forte rétention d'eau utilisée dans les travaux de terrassement et en pharmacologie.

2.2. Scénario de destruction

Les expertises permettent de déterminer le scénario de destruction suivant :

- Détérioration du distributeur du deuxième étage (mise en parapluie des aubes) venant appuyer sur le disque de turbine immédiatement en aval entraînant son ralentissement.
- Ralentissement induit de la turbine, qui provoque une augmentation du débit carburant par réaction du régulateur.
- Frottement du distributeur sur le disque, qui endommage très rapidement le plateau de maintien des aubes, lesquelles sont alors libérées avec une énergie suffisante pour que certaines d'entre elles traversent le carter et le capot moteur endommageant au passage les commandes de la manette de puissance et du levier combiné.
 - L'incendie se déclare simultanément.
 - Le LAT fonctionne, entraînant la mise en drapeau de l'hélice correspondante.
 - L'endommagement de la tringlerie du levier combiné retarde la coupure de l'alimentation en carburant, alimentant l'incendie.
- Action de l'équipage sur le robinet coupe-feu qui provoque l'arrêt de l'alimentation en carburant et finalise la mise en drapeau.

La percussion des deux extincteurs du GTP1 est nécessaire pour maîtriser l'incendie.



Scénario de l'événement

2.3. Causes probables de l'événement :

La dégradation du plateau avant du distributeur BP2 est à l'origine de la destruction non contenue du GTP.

Les causes de cette dégradation sont à rechercher parmi les trois hypothèses suivantes :

- sollicitation excessive du GTP ;
- qualités mécaniques initiales du plateau ;
- obstruction partielle du circuit de refroidissement du corps BP.

2.3.1. Sollicitation excessive du GTP

L'exploitation des feuilles de relevés de paramètres et les témoignages recueillis auprès des équipages mettent en évidence une banalisation de l'utilisation du régime de 14 500 tr/min. Cette puissance est considérée comme une PMC (puissance maximum continue) utilisable en conditions normales sans restriction.

Cette banalisation s'explique par un phénomène de migration des pratiques¹⁰ favorisé par une documentation d'emploi ne reprenant pas in extenso la documentation constructeur, et par des performances du porteur incitant les équipages à solliciter les moteurs.

2.3.1.1. Documentation technique

Conformément aux extraits de la documentation du motoriste originel (*Rolls-Royce operating instructions TYNE-22 de 1968 à 1997*) figurant en annexe 1, le constructeur précise que le régime de 14 500 tr/min est un régime d'urgence dont l'emploi est réservé aux situations d'urgences réelles. Une utilisation limitée est toutefois possible pour les besoins de certification de l'aéronef et d'entraînement des équipages. Ce régime ne doit pas être utilisé lors des vols standards.

La documentation de SAFRAN prévoit que l'utilisation du moteur à des régimes supérieurs ou égaux à 14 100 tr/min doit être comptabilisée et limitée à 10% du potentiel libéré¹¹.

Le GCD 109-1-06 (manuel de maintenance) ne mentionne aucune limitation horaire ni procédure de comptabilité de l'utilisation du GTP à des régimes supérieurs ou égaux à 14 100 tr/min.

2.3.1.2. Documentation d'emploi

Conformément aux extraits de documents figurant en annexe 2, il apparaît que le manuel d'exploitation présente le régime 14 500 tr/min comme une option à retenir pour améliorer les performances opérationnelles du C160, notamment dans les phases de montée initiales. Le caractère exceptionnel de l'emploi de ce régime n'est pas mentionné.

¹⁰ Modèle décrivant la dérive dans l'utilisation au cours de la vie d'un matériel employé dans un environnement dynamique et à risques, générant des comportements d'écarts aux règles de sécurité par les opérateurs de première ligne (cf. annexe 3).

¹¹ Durée en heure d'utilisation du moteur employable après visite technique.

Le MCD 109-01-03 prescrit l'emploi du régime 14 500 tr/min lors des manœuvres de ravitaillement (C160 ravitaillé), la régulation de la vitesse est alors réalisée à l'aide des aérofreins.

Il n'est pas fait mention de limitation de temps de fonctionnement ni de comptabilité du temps de fonctionnement au-dessus d'un régime supérieur ou égal à 14 100 tr/min.

Il est probable que l'utilisation régulière du régime 14 500 tr/min ait conduit à dépasser le potentiel alloué à un régime supérieur ou égal à 14 100 tr/min (10% du potentiel dégagé).

L'utilisation de ce régime expose les organes du GTP à des températures supérieures d'environ 30°C aux températures normales d'utilisation au régime NBP 13 500 tr/min. La différence de pression entre les étages est également supérieure. Ces deux contraintes supplémentaires appliquées au plateau favorisent sa déformation et contribuent au déplacement du stator vers le rotor en aval.

Il est probable que l'utilisation régulière du régime 14 500 tr/min ait contribué au vieillissement prématuré du plateau de distributeur BP2.

L'utilisation du régime 14 500 tr/min au moment de l'événement confère aux aubes du disque BP2 une énergie suffisante pour traverser le carter du GTP et le capot moteur. Lors de l'événement, l'explosion du moteur a plié le fourreau protégeant la commande de puissance et la commande du levier combiné.

Lors des études, il a été mis en évidence qu'un régime supérieur à 13 500 tr/min fournissait suffisamment d'énergie cinétique aux aubes du corps BP pour leur permettre de traverser le carter et le capot moteur.

2.3.2. Qualités mécaniques initiales du plateau avant du distributeur BP2

De fin 2004 à fin 2007, un changement de procédé industriel a généré une série de plateaux de distributeur présentant des caractéristiques techniques particulières. Cela se traduit par une dégradation de leur dureté conjuguée à une mise aux côtes extrêmes. Ce procédé entraîne une déformation résiduelle de l'ensemble distributeur et favorise son potentiel contact avec le disque en aval.

L'analyse des mesures réalisées sur les plateaux a permis d'établir une modélisation des séries de plateaux avant et arrière. Cette modélisation montre que la probabilité d'avoir un montage critique en terme de géométrie se situe entre 2% et 6,4% pour les plateaux préparés entre 2005 et 2010.

Il est probable que l'appartenance du plateau à cette série à risque (qualités mécaniques particulières) ait contribué à sa déformation.

2.3.3. Obstruction partielle du circuit de refroidissement du corps BP

Les thermocouples permettant de mesurer la TGT sont répartis sur la périphérie du 1^{er} étage du distributeur BP. Ils sont en amont du rétrécissement du circuit de refroidissement occasionné par le dépôt de bentonite. Leur indication de mesure reste donc cohérente pour l'évaluation des températures amont.

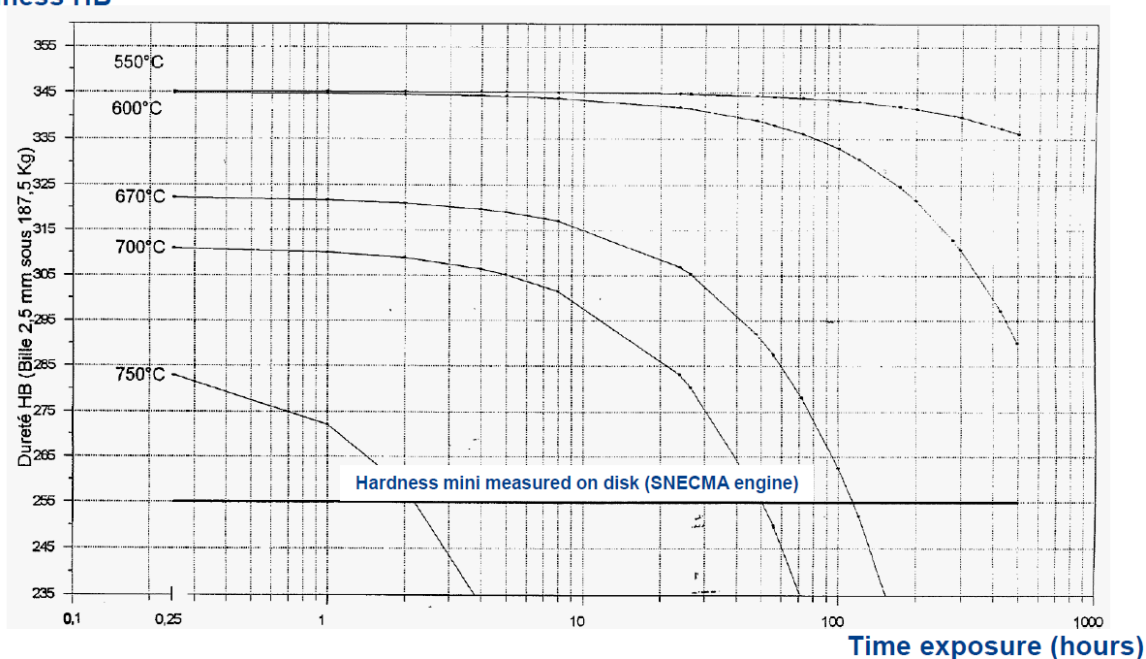
Il est probable que pour une TGT donnée, la température de fonctionnement des étages 2 et 3 du corps BP situé en aval du rétrécissement soit sensiblement supérieure à celle attendue en conditions normales.

L'exposition prolongée du plateau à des températures supérieures aux conditions normales contribue à une perte de dureté de l'alliage ce qui favorise sa déformation en fonctionnement.

Les expérimentations concernant l'évolution de la dureté des plateaux en fonction de la température et du temps d'exposition démontrent que pour une température élevée donnée, le temps d'exposition nécessaire à une perte de dureté significative diminue.

La figure ci-dessous donnée à titre d'exemple met en évidence la diminution de dureté en fonction de la température et du temps d'exposition.

Hardness HB



Evolution de la dureté en fonction du temps de maintien à différentes températures

Il est probable que l'obstruction partielle du circuit de refroidissement du corps BP2 ait contribué à son exposition prolongée à une température de fonctionnement plus élevée que prévu. Cela a pu favoriser la dégradation prématurée des qualités mécaniques de ce plateau.

3. CONCLUSION

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

- L'équipage affiche le régime de 14 500 tr/min pour effectuer sa montée.
- Passant 6 500 ft, il est confronté à une dégradation brutale et non contenue du GTP gauche entraînant un blocage de la manette de puissance et du levier combiné suivi d'un incendie.
- L'équipage coupe le moteur incriminé au coupe-feu et percute les deux extincteurs pour maîtriser le feu.
- Il atterrit en procédure monomoteur sur le terrain d'Orléans.
- Au sol les pompiers mettent près de 45 minutes pour refroidir le moteur endommagé.
- La mise en parapluie des aubes du distributeur 2 a entraîné son contact avec le disque aval qui a entraîné la destruction de ce dernier. Cette destruction a provoqué une explosion non contenue du moteur et la dégradation partielle de la partie avale du moteur, ainsi que l'apparition d'un feu.
- Le circuit de refroidissement du deuxième étage est obstrué à environ 40% de sa section par un dépôt de bentonite.
- L'utilisation fréquente de régimes supérieurs ou égaux à 14 100 tr/mn a fait décroître très rapidement le potentiel des moteurs par rapport à l'attendu.
- Le plateau monté sur ce moteur appartenait à une série de pièces ayant des caractéristiques mécaniques et géométriques particulières.

3.2. Causes de l'événement

L'événement est la conséquence de la conjonction de trois causes :

- appartenance du plateau avant du distributeur BP2 à une « population à risque » ;
- obturation partielle du circuit de refroidissement par de la bentonite ;
- sollicitation excessive des GTP en raison d'une migration des pratiques au sein des équipages de C160.

PAS DE TEXTE

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

L'utilisation du régime BP 14 500 tr/min sans limitation et sans comptabilité précise du temps de fonctionnement à un régime supérieur ou égal à 14 100 tr/min a contribué à la perte prématurée des qualités mécaniques du plateau avant de distributeur BP2. Cette utilisation est la conséquence d'une migration des pratiques au sein des équipages de Transall.

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

à l'armée de l'air, en dehors des cas de sauvegarde des biens ou du personnel, de limiter l'emploi du régime 14 500 tr/min aux situations préconisées par le motoriste.

à l'armée de l'air, en relation avec la DGA, de mettre en place un suivi de l'utilisation des GTP, en vol ou au sol, pour les régimes supérieurs ou égaux à 14 100 tr/min.

à l'armée de l'air et la DGA, en associant la marine nationale, de s'assurer de la cohérence du référentiel documentaire relatif à l'emploi des GTP.

Les qualités mécaniques initiales du plateau avant de distributeur BP2 ont contribué à la survenue de l'événement. Ces qualités initiales particulières sont la conséquence d'un changement de procédé industriel ayant généré une série de pièces à risque.

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

à la DGA, en relation avec SNECMA, d'étudier la modification des tolérances de fabrication des plateaux incriminés.

à la DGA, en relation avec SNECMA, de retirer de la chaîne logistique, ainsi que des moteurs en service, les plateaux appartenant à la population à risque.

L'obstruction partielle du circuit de refroidissement du corps BP a probablement contribué à la survenue de l'événement.

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

à la DGA, en relation avec l'armée de l'air, et l'industriel de prendre les dispositions techniques (programme d'entretien préventif et curatif) afin de garantir l'efficacité du circuit de refroidissement.

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

Néant.

PAS DE TEXTE

ANNEXES

ANNEXE 1 EXTRAIT : TYNE 22 OPERATING INSTRUCTIONS ROLLS-ROYCE.....	35
ANNEXE 2 EXTRAIT DE LA CARTE DE TRAVAIL MK22 [EP-2-43-03] « POINT FIXE GTP AVEC HELICE ET GTG »: PL13 « POINT FIXE GTP – LIMITE DE FONCTIONNEMENT »	39
ANNEXE 3 LE MODELE DE LA MIGRATION DES PRATIQUES	42

PAS DE TEXTE

ANNEXE 1

EXTRAIT : TYNE 22 OPERATING INSTRUCTIONS ROLLS-ROYCE

SECTION 1

OPERATING LIMITATIONS

These limitations are the maximum that have been approved and are based on the conditions of the engine certification tests.

Any instance of the Operating Limitations being exceeded must be recorded and reported.

CONDITION	MAX. R.P.M.		MAX. T.G.T. deg.C.		TIME LIMIT	
	L.P.	H.P.	PRE-MOD 1426	MOD. 1426		
STARTING AND ACCELERATION TO NORMAL GROUND IDLING	-	-	800	725	Momentary	
NORMAL GROUND IDLING	12,050 to 12,400	-	645	585	Unrestricted	
TAKE-OFF	15,250 ± 50 (see NOTE 3)	18,150	755*	685*	5 minutes	
MAX. CONTINUOUS	14,500	17,950	730*	660*	See NOTE 2	
	Less than	Not less than				
OTHER CONDITIONS	14,500 13,000 12,000 11,000	13,000 12,000 11,000	- - - -	695† 680† 640† 600†	630† 615† 580† 545†	Unrestricted
MIN. APPROACH	10,500	-	600	545	Unrestricted	
MAX. REVERSE	13,250	16,600	715	650	1 minute landing 5 minutes manoeuvring	
MAX. OVERSPEED	16,800	18,600	-	-	20 seconds	

(*)(†) See NOTE 1

Feb. 7/69

Page 2
Section 1
Chapter 2

- NOTE: 1. The above T.G.T. limits apply at sea level. Above sea level, the limits marked (*) may be allowed to increase by 2.5 deg.C. per 1,000 feet and those marked (†) by 1.5 deg.C. per 1,000 feet.
2. The use of Max. Continuous power rating is restricted as defined in Section 2 - GENERAL.
3. During the take-off roll the L.P. speed may rise above 15,300 r.p.m.; this is acceptable provided the L.P. speed does not exceed 15,500 r.p.m. and the period above 15,300 r.p.m. does not exceed 2 minutes.

Oil inlet temperature

Maximum : Unrestricted	100 deg.C.
15 minute limit	105 deg.C.
Minimum for starting	Minus 30 deg.C.
Minimum for accelerating from normal ground idling	Minus 15 deg.C.

Oil pressure

Minimum acceptance at 14,500 L.P. r.p.m. and 100 deg.C. oil temperature	44 p.s.i.
Minimum to complete flight:	
At 11,000 L.P. r.p.m. and above	38 p.s.i.
Below 11,000 L.P. r.p.m.	30 p.s.i.

NOTE: The above limitations are engine certification limitations, for additional information see Chapter 3.

Oil consumption

Maximum	1.0 pint per hour
	0.6 litre per hour

Fuel inlet temperature

Maximum	80 deg.C.
---------	-----------

Printed in Great Britain

Sdr11/0-Pri F-Type-I

Feb.7/69

Page 3
Section 1
Chapter 2

SECTION 2

RECOMMENDED OPERATING CONDITIONS

Except as otherwise agreed, in writing, between Rolls-Royce Limited and the Prime Contractors, the following operating conditions are the maximum recommended for all schedule flying. However, where flight circumstances permit, the engine life will be improved by the use of conditions below the recommended maximum.

For normal operation, the engine is controlled to a L.P. r.p.m. and a given fuel flow or condition lever position, as specified below. When using fuel flow or condition lever trimming, the associated T.G.T. limitation given in the appropriate trim table must not be exceeded.

CONDITION	L.P. R.P.M.	BASIC T.E.T. deg.K (Ref. only)	FUEL TRIM TABLE (APPENDIX 1)		T.G.T. CONTROL deg.C.	
			FUEL FLOW CONTROL	CONDITION LEVER	Pre-Mod.1426	Mod.1426
TAKE-OFF	15,250	1272	-	1 and 2	-	-
MAX. CONTINUOUS	14,500	1246	-	3	-	-
CLIMB	14,100	-	-	-	680 *	620 *
CLIMB	13,500	1206	6 to 17	4	685 *	625 *
CRUISE	13,500	1206	18 to 28	5	-	-

* These figures may be allowed to increase by 1.5 deg.C. per 1,000 feet increase in altitude.

GENERAL

Maximum Continuous rating

This power rating is provided for use in emergency when engines may be operated at the Maximum Continuous power rating for as long as the emergency exists. A limited amount of running at the Maximum Continuous power rating will also be necessary for aircraft certification and crew training purposes. All use of this power must be recorded and reported. This power rating is not to be used for normal schedule flying.

June 30/69

Page 2
Section 2
Chapter 2

Printed in Great Britain
JWL/4-Eck F-TyM2-I

PAS DE TEXTE

ANNEXE 2

EXTRAIT DE LA CARTE DE TRAVAIL MK22 [EP-2-43-03] « POINT FIXE GTP AVEC HELICE ET GTG » : PL13 « POINT FIXE GTP – LIMITE DE FONCTIONNEMENT »

Phase en fonctionnement	Régime arbre BP	Régime arbre HP	TGT maxi	Limitation
Démarrage ou accélération Jusqu'à ralenti sol haut En ralenti sol haut En plein reverse	(Voir fiche EP 2.42.01) 12050 à 12400 tr/min 13 250 tr/min maxi	⊕ (Voir planche 11) 16 600 tr/min	725 °C 585 620	Momentané Illimité 1 minute
En croisière	11 000 tr/min maxi 11 000 à 12 000 tr/min 12 000 à 13 000 tr/min 13 000 à 13 750 tr/min 13 750 à 14 500 tr/min		545* 580* 615 * 630 * 650 *	" " " " " } (1)
En régime maxi continu	14 500 tr/min	17 950 tr/min ⊕	660 ⊙	" } (1)
En décollage ☒	15 250 tr/min ± 50 tr/min	18 150 tr/min ⊕	685 ⊙	5 minutes
Survitesse maxi	16 800 tr/min	18 600 tr/min		20 secondes
<p>NOTA : Les limites de température repérées par un astérisque * s'entendent au niveau de la mer. Au-dessus du niveau de la mer, ces limites augmentent de 1,5°C par 1 000 ft et celles repérées par un point ⊙ de 2,5 °C par 1 000 ft quand le levier combiné est placé sur la position correction carburant corrigée suivant planche N° 1 et N° 2.</p> <p>- ☒ : Pendant le roulage, lors du décollage, un régime BP supérieur à 15 300 tr/min est autorisé à condition qu'il ne dépasse pas une durée de deux minutes et 15 500 tr/min maxi.</p> <p>- ⊕ : Les vitesses limites HP doivent être corrigées en fonction des conditions ambiantes figurant sur la planche 11.</p> <p>- (1) : Les temps de fonctionnement à des régimes ≥ à 14 100 tr/min seront comptabilisés et le cumul de ces temps ne devra pas dépasser 10% du potentiel libéré du moteur.</p>				
Température d'entrée d'huile		Pression d'huile		
Maximum	100°C (pas de limitation) 105°C (limite 15 minutes)	Normale (entre 70° et 90°C) 50 à 60 psi à 14 500 tr/min sur l'arbre BP Mini (à 90°C) 47 psi à 14 500 tr/min sur l'arbre BP		
Minimum au démarrage	- 30°C	En vol jusqu'à FL 200 = 47 PSI à NBP 14 500 tr/mn en-dessous de 90°C 44 PSI à NBP 14 500 tr/mn au-dessus de 90°C		
Minimum pour accélération à partir du ralenti sol haut	-15°C	Minimum au-dessus de FL 200 = 40 PSI à NBP 14 500 tr/mn égal ou en-dessous de 90°C Minimale pour terminer le vol 38 psi au-dessus de 11 000 tr/min sur l'arbre BP 30 psi à 11 000 tr/min sur l'arbre BP et au-dessous		
		Consommation d'huile maximale : 0,6 l/h Température carburant maximale à l'admission : 80°C		

Extrait UCD 114 – 1 -04 Manuel de l'équipage

La montée standard s'effectue à 13 500 T/mn NBP à la loi de TGT : $620^\circ + (1,5^\circ \times 1\ 000\ \text{ft})$.

La TGT maximale $630^\circ + (1,5^\circ \times 1\ 000\ \text{ft})$ est utilisable par température ambiante élevée ou lorsque l'avion est à la masse maximale.

Lorsque la vitesse ascensionnelle est $\leq 500\ \text{ft/mn}$, afficher le régime de 14 100 T/mn NBP à la loi de TGT $630^\circ + (1,5^\circ \times 1\ 000\ \text{ft})$. Ce régime est utilisable pendant une durée n'excédant pas 10 % du temps de vol prévu.

Extrait MCD 109-01-3

TRANSALL REMOVE		7.2
LISTE DE VERIFICATIONS EQUIPAGE		
FONCTION AVION RAVITAILLE (SUITE)		
REPLISSAGE EN VOL		
PANNEAU TRANSFERT		
SELECTEUR PRINCIPAL	M	AU "NEUTRE"
TOUS INTERRUPTEURS	M	SUR "ARRET OU FERMES"
TOUS VOYANTS MAGNETIQUES	M	EN CROIX
TEST THERMISTANCES	M	12 VOYANTS ALLUMES
SELECTEUR PRINCIPAL	M	SUR "REPLISSAGE VOL"
CONFIGURATION AVION		
ALIMENTATION G.T.P. G ET D	M	RESERVOIRS "B"
POMPES CARBURANT	M	AV + AR RESERVOIRS "B"
PRESSURISATION CABINE	M	FL 260 MINI AFFICHE
POMPE JAUNE	M	SUR "AUTO"
N.B.P.	M	14500 tr/min
AEROFREINS	P	A LA DEMANDE
RADAR	N	SUR "ATTENTE"
CONSIGNES PASSAGERS	CP	DONNEES
PANNEAU TRANSFERT		
INTERRUPTEURS REPLISSAGE DES RESERVOIRS A REMPLIR	M	SUR "AUTO"
JAUGEURS CARBURANT ET COMPTEURS	M-CP	NOTES

2010-01

EQUIPAGE

CONTINUER

C-7-2

Extrait MCD 114-09-01 manuel conduite moteurs

MCD114-09-01

INFORMATIONS COMPLEMENTAIRES

	CONTENANCE	PRESSION DE FONCTIONNEMENT EXTINCTION VOYANT	CONSOMMATION MAX	HUILE UTILISEE
GTP	TOTALE : 64 litres dont Réserve drapeau 9 l Réservoir 29,5 l Radiateur 8,5 l Circuit 1,6 l Dôme hélice 9 l	EXTINCTION VOYANT 30 PSI - à T° normale 70° à 90° pression 50 à 60 PSI - limites pour ne pas arrêter le GTP, voyant BP éteint : NBP > 11 000 : 38 PSI NBP ≤ 11 000 : 30 PSI	0,6 l/heure	O 159 (AIR 3517)
BOITE RELAIS	TOTALE : 4 litres CARTER MAXI : 2,5 litres MINI : 2 litres	EXTINCTION VOYANT 0,5 bar	14,5 cm ³ /15 heures	O 159 (AIR 3517)
SURPRESSEUR	TOTALE : 3,5 litres CARTER : 2 litres Entre le bas de la jauge et le trou FULL : 0,7 litre	EXTINCTION VOYANT 3,5 bars	0,017 l/heure	O 159 (AIR 3517)
GTG	Réservoir : 4,46 litres	EXTINCTION VOYANT 0,14 à 0,21 bar	0,01 l/heure	O 159 (AIR 3517)
GTC	0,524 litre		0,005 l/heure	O 147 (AIR 3511)

DENSITES CARBURANT			TGT MAXIMA		
TR4	T° C	TRO	au niveau de la mer		
			Après CEM 153	Avant CEM 153	
0,734	50	0,767	< 11 000 tr/mn	545°	600°
0,740	40	0,774	11 000 à 12 000	580°	640°
0,747	30	0,781	12 000 à 13 000	615°	680°
0,755	20	0,788	13 000 à 14 500	630°	695°
0,759	15	0,792	14 500 tr/mn	660°	730°
0,763	10	0,796	15 250 tr/mn	685°	755°
0,770	0	0,803	Corrections avec l'altitude		
0,778	-10	0,810	NBP ≥ 14 500 2,5°/1000 pieds		
0,786	-20	0,817	NBP < 14 500 1,5°/1000 pieds		
0,794	-30	0,824	NOTA : En montée le régime de 14 100 tr/mn peut être utilisé dès que Vz < 500 ft/mn associé à la loi de TGT de 630° C + 1,5° par 1000 ft pendant une durée limitée à 10 % du temps prévu pour le vol.		

Page 4
Mise à jour 2011-09

PAS DE TEXTE

ANNEXE 3

LE MODELE DE LA MIGRATION DES PRATIQUES

Source : département ACSO de l'IRBA

Le modèle de la migration des pratiques décrit par Rasmussen (1997)¹² et prolongé par Amalberti (2001)¹³ et Amalberti et al. (2006)¹⁴ est centré sur les facteurs systémiques qui, dans un environnement dynamique et à risque, génèrent des comportements d'écarts aux règles de sécurité par les opérateurs de première ligne (cf. schéma page 44). Le modèle proposé par Amalberti et al. (2006) décrit les trois phases successives du processus dynamique de migration jusqu'à l'accident.

La première phase commence dès la conception du système sociotechnique. Selon Rasmussen (1997), le travail des opérateurs s'effectue dans un espace de fonctionnement qui est délimité par les frontières de la survie économique du système et de la charge de travail acceptable par les opérateurs. Travailler à ces limites expose à un risque élevé de survenue d'accident. Pour éviter les accidents, de nombreuses défenses sont donc introduites lors de la conception des systèmes (barrières physiques, règles, procédures, etc.). Ces défenses et ces frontières définissent un *espace de fonctionnement considéré comme sûr* par l'analyse *a priori* des risques. Ces défenses sont ensuite complétées *a posteriori* par les données issues du retour d'expérience. Sous l'effet d'une pression sécuritaire, les marges de sécurité imaginées sur le papier sont souvent très importantes. Elles peuvent même aller au-delà des exigences légales.

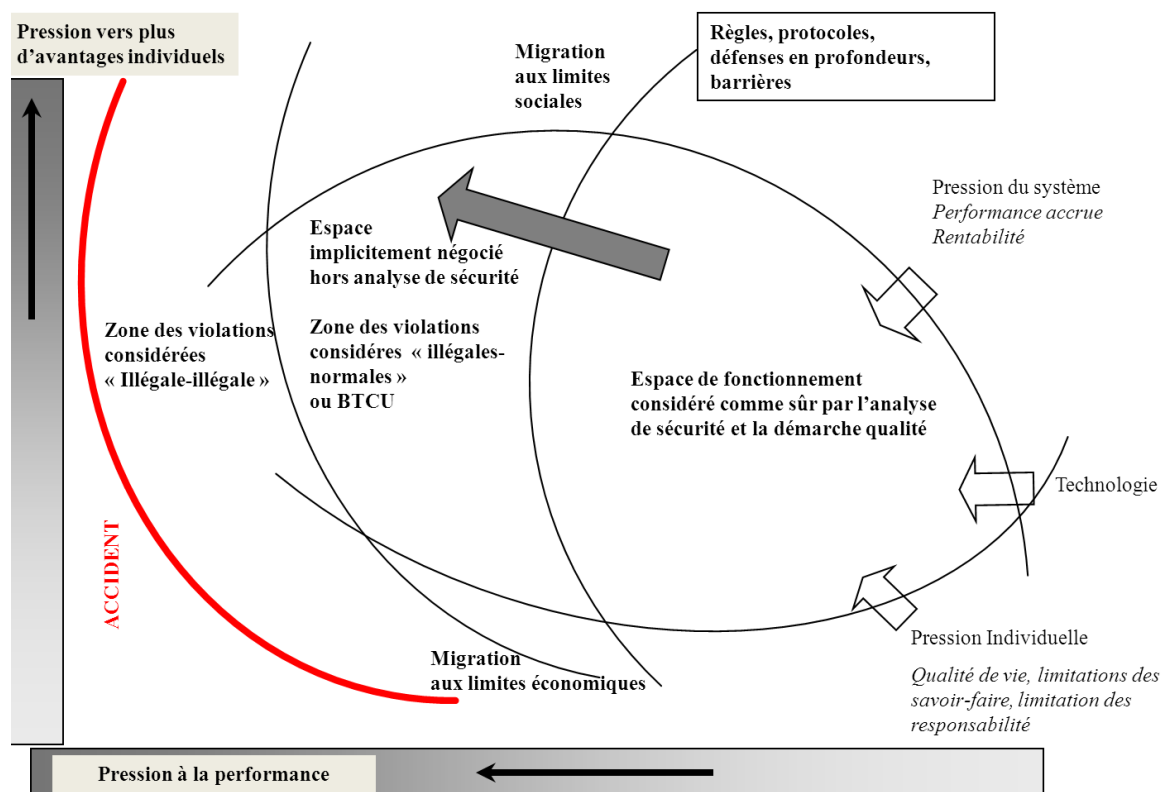
La deuxième phase débute dès que le système commence à fonctionner. Celui-ci est alors soumis à une pression vers plus de performance, de productivité et d'efficacité économique (réaliser le même travail, voire davantage, avec du personnel moins nombreux ou des équipements manquants ou encore hors d'usage, effet des nouvelles possibilités offertes par l'évolution des technologies). Le management tolère (ou encourage) les opérateurs à déroger à certaines règles pour que les exigences de production puissent être respectées. Les opérateurs qui considèrent avoir été poussés « officiellement » à transgresser les règles de sécurité pour des objectifs de production amplifient la dérive dans un second temps, afin de satisfaire des avantages individuels (charge de travail, qualité de vie, joie de l'exploration, etc.). Cette double pression a pour conséquence d'entraîner très rapidement une migration des pratiques au-delà des limites considérées comme sûres, et cela d'autant plus que la marge de sécurité définie initialement est importante (Amalberti *et al.*, 2006). Cela aboutit à la création des conditions limites d'utilisation tolérées ou *borderline tolerated conditions of use* (BTCU) et la stabilisation dans une zone de fonctionnement qualifiée d'« illégale-normale ». Ces BTCU sont principalement perçues comme des bénéfiques et non des prises de risques par les opérateurs et le management. Elles sont associées à une série de mesures informelles qui peuvent être efficaces et dont l'objectif est de compenser la prise de risque associée au non-suivi de la règle (Amalberti et al., 2006).

¹² Rasmussen, J. (1997). *Risk management in a dynamic society : a modelling problem*. Safety Science, 27(2-3), 183-213.

¹³ Amalberti, R. (2001). *The paradoxes of almost totally safe transportation systems*. Safety Science, 37(2-3), 109-126.

¹⁴ Amalberti, R., Vincent, C., Auroy, Y., & Saint Maurice, G. (2006). *Violations and migrations in health care: a framework for understanding and management*. Quality and Safety in Health Care, 15(suppl 1), i66-i71.

Enfin, une dernière phase correspond au processus de normalisation de la déviance de Vaughan (1996). Cette phase survient généralement après un laps de temps plus ou moins long. Les BTCU sont tellement routinières qu'elles deviennent invisibles aux opérateurs et aux managers, y compris pour les systèmes de retour d'expérience. Toute déviance additionnelle peut alors conduire à l'accident en faisant migrer le système dans une zone de fonctionnement « illégale-illégale ». Pour Amalberti et al. (2006), à ce stade, les déviations sont le fait d'un nombre limité d'individus plus enclins que les autres à dévier des règles de sécurité, car plus téméraire ou ayant une confiance excessive en eux. Ces individus peuvent représenter un danger, non seulement pour eux-mêmes, mais et également car ils peuvent influencer le comportement des autres opérateurs (de Saint Maurice et al., 2010)¹⁵.



Modèle de la double migration des pratiques de Rasmussen/Amalberti (d'après Amalberti et al., 2006)

La flèche indique le sens de la migration des pratiques. Un espace de fonctionnement considéré comme sûr est défini au moment de la conception du système. Dès que le système est mis en service, une migration des pratiques est rendue inévitable par les différentes pressions vers plus de performance et d'avantages individuels. Celles-ci ont pour conséquence une migration des pratiques et leur stabilisation dans une zone dite des conditions limites d'utilisation tolérées (*borderline tolerated conditions of use* - BTCU). Avec le temps les BTCU deviennent routinières et toute déviance supplémentaire peut causer l'accident.

¹⁵ Saint Maurice, G., Auroy, Y., Vincent, C., & Amalberti, R. (2010). *The natural lifespan of a safety policy : violations and system migration in anaesthesia. Quality and Safety in Health Care.* doi: 10.1136/qshc.2008.029959.

Pour Amalberti et al. (2006), la migration des pratiques est la norme dans tous les systèmes sociotechniques, car ils sont dynamiques et évoluent continuellement. Ces écarts constituent un marqueur de l'adaptation qu'il est inutile (et vain) de vouloir éliminer totalement. En revanche, il est nécessaire de les gérer avec trois types d'initiatives différentes selon la phase de la migration :

- 1) les initiatives qui visent à relâcher les contraintes excessives des règles ;
- 2) les initiatives qui ont pour but d'augmenter le contrôle social par les pairs ;
- 3) les initiatives qui visent à contraindre les individus les plus dangereux.