

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

Rapport d'enquête de sécurité



T-2019-06-I

Date de l'évènement	12 juin 2019
Lieu	Aéroport de Pau-Pyrénées (Pyrénées-Atlantiques)
Type d'appareil	De Havilland DHC-6 - Twin Otter
Organisme	Société Inter DZ

AVERTISSEMENT

UTILISATION DU RAPPORT

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

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'évènement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'identification et l'analyse des causes de l'évènement font l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes retenues.

Le BEA-É formule ses recommandations de sécurité dans le quatrième et dernier chapitre.

Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure légale française.

CRÉDITS

	Lénaïc Gabilly	Page de garde
Figure 1	RESEDA – <i>Google Earth</i> – BEA-É	Page 8
Figure 2	BEA-É – <i>Google Maps</i>	Page 9
Figure 3	BEA-É	Page 10
Figure 4	Direction générale de l'aviation civile – BEA-É	Page 13
Figures 5 à 9	BEA-É – Pratt & Whitney	Pages 14 et 15
Figure 10	BEA-É	Page 16
Figure 11	Vicking Air	Page 18
Figures 12 à 19	Vicking Air – BEA-É – DGA/EP	Pages 20 et 21
Figure 20	RESEDA – BEA-É – <i>Google Earth</i>	Page 23
Figure 21	Pratt & Whitney	Page 24
Figure 22	Vicking Air	Page 28

TABLE DES MATIÈRES

GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS.....	5
1. Renseignements de base	7
1.1. Déroulement du vol.....	7
1.2. Dommages corporels.....	9
1.3. Dommages à l'aéronef	9
1.4. Autres dommages	9
1.5. Renseignements sur le pilote	10
1.6. Renseignements sur l'aéronef.....	11
1.7. Conditions météorologiques	12
1.8. Aides à la navigation	12
1.9. Télécommunications	12
1.10. Renseignements sur l'aéroport	12
1.11. Enregistreurs de bord.....	13
1.12. Constatations sur l'aéronef	13
1.13. Renseignements médicaux.....	16
1.14. Incendie.....	16
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	16
1.16. Essais et recherches	17
1.17. Renseignements sur les organismes.....	17
1.18. Renseignements supplémentaires	18
2. Analyse.....	19
2.1. Expertises techniques.....	19
2.2. Séquence de l'évènement.....	23
2.3. Recherche des causes de l'évènement.....	24
3. Conclusion	31
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'évènement	31
3.2. Causes de l'évènement	31
4. Recommandations de sécurité	33
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'évènement	33
4.2. Mesures n'ayant pas trait directement à l'évènement	35
ANNEXES.....	37

GLOSSAIRE

CAG	Circulation aérienne générale
CAM	Circulation aérienne militaire
DGA EP	Direction générale de l'armement – Essais propulseurs
DGA EV	Direction générale de l'armement – Essais en vol
DSAÉ	Direction de la sécurité aéronautique d'État
ETAP	École des troupes aéroportées
FCU	<i>Fuel control unit</i> , régulateur de carburant
hPa	Hectopascal
ft	<i>Feet</i> , pieds (1 pied vaut environ 30,48 cm)
kt	<i>Knots</i> , nœuds (1 nœud vaut environ 1,852 km/h ou 0,514 m/s)
lb	<i>Pounds</i> , livres (1 livre vaut environ 0,45 kg)
Ng	Vitesse de rotation du générateur de gaz, exprimée en %
SCA	Service du commissariat des armées
SFC	<i>Starting flow control</i> , régulateur de débit au démarrage
TCCA	<i>Transport Canada Civil Aviation</i>
VFR	<i>Visual flight rules</i> – règles de vol à vue
VMC	Vitesse minimale de contrôle

SYNOPSIS

Date et heure de l'évènement : 12 juin 2019 à 15h40
Lieu de l'évènement : aéroport de Pau-Pyrénées (Pyrénées-Atlantiques)
Organisme : école des troupes aéroportées (ETAP)
Commandement organique : armée de Terre
Exploitant : société Inter DZ
Aéronef : DHC-6-200 Twin Otter n° 144 immatriculé F-GHRK
Nature du vol : largage de parachutistes
Nombre de personnes à bord : 1

Résumé de l'évènement selon les premiers éléments recueillis

Après avoir largué des parachutistes, un Twin Otter se présente à l'atterrissage en piste 31 de l'aéroport de Pau-Pyrénées. En courte finale à environ 175 ft et 75 kt en réduction de vitesse, le pilote perçoit l'allumage du voyant « *R. Generator* »¹. Dans l'instant suivant, l'avion part en lacet et en virage à forte inclinaison à droite. Le pilote tente de contrôler l'avion, demande de la puissance aux moteurs et constate l'absence de réponse du moteur droit. L'avion poursuit sur une trajectoire descendante, jusqu'à une très faible hauteur (30 à 60 ft) et en virage continu à droite, jusqu'au cap 230°. Le pilote cherche à gagner de la vitesse, tout en évitant les obstacles successifs (hangars, zone boisée). Après avoir traversé la cime d'une ligne d'arbres, le pilote pose l'avion dans un champ sous l'axe de finale 31. Après l'immobilisation de l'avion, il exécute les séquences d'arrêt des moteurs et des systèmes. Indemne, il évacue l'appareil. L'avion est endommagé.

Composition du groupe d'enquête de sécurité

- un directeur d'enquête de sécurité du bureau enquêtes accidents pour la sécurité de l'aéronautique d'État (BEA-É) ;
- un directeur d'enquête de sécurité adjoint du BEA-É ;
- un expert technique du BEA-É ;
- un enquêteur de première information ;
- un pilote ayant une expertise sur DHC-6 Twin Otter ;
- deux mécaniciens ayant une expertise sur DHC-6 Twin Otter ;
- un médecin breveté supérieur de médecine aéronautique.

Autres experts consultés

- direction générale de l'armement – Essais propulseurs (DGA EP)/division évaluation des systèmes aéropropulsifs (DESA) ;
- DGA EP/division Restitution des enregistreurs d'accidents (RESEDA) ;
- direction générale de l'armement – Essais en vol (DGA EV) ;
- Pratt & Whitney, détenteur du certificat de type des moteurs ;
- Viking Air, détenteur du certificat de type de l'avion.

Notifications

- bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA) ;
- *transportation safety board of Canada - Air Investigations Branch* (TSB) ;
- *national transport safety board of United States of America* (NTSB).

¹ Le voyant « *R. Generator* » indique une disjonction de la génératrice électrique attelée au moteur droit.

PAS DE TEXTE

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Type de vol : circulation aérienne générale – règles de vol à vue (CAG VFR)

Type de mission : parachutage

Dernier point de départ : aéroport de Pau-Pyrénées - LFBP

Heure de départ : 15h23

Point d'atterrissage prévu : aéroport de Pau-Pyrénées – LFBP

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Contexte

La mission s'inscrit dans le cadre de la formation des parachutistes réalisée par l'ETAP. L'activité est planifiée par l'école, qui fait appel à la société Inter DZ, exploitant un Twin Otter DHC-6-200.

À cette fin, les ordres de saut² sont établis la veille par l'ETAP et sont communiqués lors du briefing³ réunissant le responsable de séance, les chefs largueurs et le pilote. Les ordres prévoient des largages à grande hauteur, à 3 000 mètres, soit le niveau de vol 105 (10 500 ft).

L'activité de la journée débute à 8h19. Cinq rotations sur la zone de saut 307 « *Wright* » sont opérées durant la matinée. Pendant la pause méridienne, un avitaillement en carburant est réalisé.

L'après-midi, les vols reprennent à 14h27, pour réaliser quatre rotations⁴, suivies d'un nouvel avitaillement en carburant.

1.1.2.2. Préparation du vol

La météo est consultée par le pilote sur le site internet « Aeroweb » de Météo-France au début de la journée. L'ordre de mission aérienne rédigé par l'ETAP pour la rotation est annexé au « manifeste passagers ».

Le vol se déroulant en CAG VFR à proximité de l'aéroport, le dépôt d'un plan de vol n'est pas requis.

Les calculs de performance, tenant compte des pleins et du nombre de parachutistes, sont réalisés avant le roulage avec une tablette numérique dédiée de la société Inter DZ.

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

Après l'embarquement des parachutistes, l'avion décolle à 15h23 pour la quatrième rotation de l'après-midi. Les parachutistes sont largués à 15h36 au niveau de vol 105, puis, avec l'accord du contrôle, la descente de l'avion est initiée pour rejoindre directement l'étape de base de la piste 31.

² Les ordres de saut servent à planifier la répartition des parachutistes entre les rotations, les altitudes de largage et les éléments de sécurité relatifs au vent et à l'altitude de sécurité.

³ Appelé aussi « réunion air terre » (RAT).

⁴ Au cours d'un vol, l'aéronef effectue plusieurs rotations pour larguer à chaque fois une série de parachutistes. Une rotation s'entend par la séquence comprenant : embarquement des parachutistes au parking, décollage et montée au niveau de travail, largage des parachutistes, descente, atterrissage et retour au parking.



Figure 1 : trajectoire radar de retour au terrain

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

Alors que l'avion se présente en dernier virage main gauche pour un atterrissage normal sur la piste 31 de Pau-Pyrénées, la tour de contrôle l'autorise à l'atterrissage. Une fois axé sur la piste sur un plan de descente à 5°, le pilote décide, compte tenu des conditions de vent annoncées, d'atterrir avec le braquage maximum des volets (37,5°) pour réaliser un atterrissage court afin de sortir par la bretelle S1.

En courte finale, vers 175 ft, le pilote observe l'allumage du voyant ambre « R. Generator » et effectue, par automatisme, un réarmement de la génératrice, sans succès. Dans l'instant suivant, l'avion part franchement en lacet et en roulis⁵ à droite, nez bas.

Afin de revenir sur le plan et l'axe de la finale, sollicitant de la puissance sur les deux moteurs, le pilote observe aux instruments de contrôle l'absence de réaction du moteur droit. Le phénomène de lacet et roulis s'accroît alors. Estimant la trajectoire trop désaxée de la piste, le pilote renonce à atterrir, tente de garder le contrôle de l'avion et de reprendre de la vitesse ; il commande la rentrée des volets vers 20°, et gère soûplement la puissance du moteur gauche, afin d'accélérer vers la vitesse de 84 kt⁶, qualifiée de vitesse de sécurité en monomoteur.

L'avion évolue à très faible hauteur (20 à 50 ft) et faible vitesse (70 à 75 kt) vers des hangars de la zone industrielle située à 330 mètres au nord de l'axe de finale. Après avoir évité un hangar de 10 mètres de haut, l'avion décrit une trajectoire qui l'amène au cap inverse de la piste, à une dizaine de mètres au-dessus d'un champ court barré par un bosquet d'arbres de 25 mètres de hauteur environ. Le pilote prend une trajectoire de montée. Pour ne pas subir les effets induits de lacet et de roulis en monomoteur, il évite de remettre de la puissance. Il parvient à reprendre un peu d'altitude en acceptant de perdre de la vitesse et de laisser l'avion repartir en virage. L'avion accroche la cime des arbres à faible vitesse. Confirmant la panne du moteur droit, il passe alors l'hélice en drapeau⁷. Pour éviter une seconde zone industrielle qui apparaît devant lui, il poursuit le virage à droite, en descente pour regagner de la vitesse.

⁵ Le lacet est défini comme la rotation de l'avion autour de son axe vertical. Le roulis est défini comme la rotation de l'avion autour de son axe longitudinal. Le pilote peut commander un mouvement en lacet par une action sur le palonnier, celui-ci agissant sur la gouverne de direction. Le pilote peut commander un mouvement en roulis par une action sur le volant, celui-ci agissant sur les ailerons.

Sur DHC-6, un mouvement en lacet génère un roulis induit ; un mouvement en roulis génère un lacet inverse.

⁶ Dans tout le rapport d'enquête, les vitesses données sont des vitesses indiquées (Vi).

⁷ La position drapeau place les pales de l'hélice dans l'axe du vent relatif pour supprimer l'effet de traînée engendré par les pales lorsqu'elles sont entraînées par le vent relatif.

Doutant alors de l'intégrité de l'aéronef, il parvient à se poser au cap 230° dans un champ, à 1 400 mètres du seuil de piste. Il s'immobilise au cap 250° après 187 mètres de course au sol.

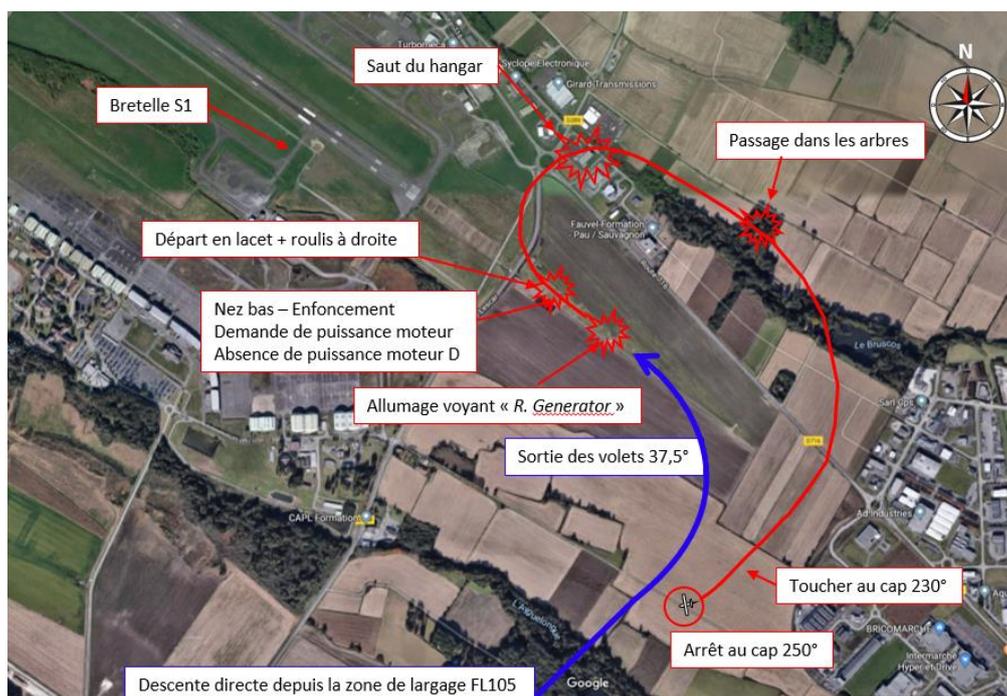


Figure 2 : trajectoire de l'avion de l'étape de base à son immobilisation au sol

1.1.3. Localisation

– Lieu :

- pays : France
- département : Pyrénées-Atlantiques
- commune : Sauvagnon
- coordonnées géographiques : N 43°22'14" - E 000°24'03"
- altitude du lieu de l'évènement : environ 660 ft

– Moment : jour

1.2. Dommages corporels

Le pilote, seul occupant, est indemne.

1.3. Dommages à l'aéronef

L'aéronef est légèrement endommagé.

1.4. Autres dommages

Lors de l'atterrissage dans le champ, les plantations ont été écrasées par les pneumatiques sur 187 mètres.



Figure 3 : traces laissées par les pneumatiques sur les cultures

1.5. Renseignements sur le pilote

- âge : 52 ans
- employeur : société Inter DZ
- fonction dans la société : pilote commandant de bord
- formation : école de l'aviation de chasse de l'armée de l'Air
- licence : pilote professionnel (avion)⁸ délivré le 30 juin 1999 par équivalence
- qualification de type DHC-6 : délivrée le 3 avril 2012, prorogée le 27 février 2019, valide jusqu'au 30 avril 2020
- qualification de largage de parachutistes délivrée le 5 mai 2002
- heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tout type	dont Twin Otter	sur tout type	dont Twin Otter	sur tout type	dont Twin Otter
Total (h)	7 070	1 450	54	54	9	9

- Date du précédent vol : 12 juin 2019

⁸ Converti en *commercial pilot licence (aeroplane)* (CPL (A)) le 12 mai 2011.

1.6. Renseignements sur l'aéronef

Le Twin Otter DHC-6 est un avion de transport bi-turbopropulseur à aile haute et train d'atterrissage tricycle fixe, qui peut assurer des missions de transport de fret, de passagers, et de parachutage.

Sa conception et ses qualités aérodynamiques en font un avion à décollage et à atterrissage courts adapté aux terrains sommaires de très petites dimensions⁹ :

- propriétaire : société SAMEVI 98
- exploitant : société Inter DZ
- organisme de maintenance : société Icarius Aerotechnics
- aéroport de stationnement : Pau (Pyrénées-Atlantiques)
- type d'aéronef : DHC-6-200
- le certificat de navigabilité n° 110141 a été établi le 4 janvier 2010. Le certificat d'examen de navigabilité a été émis le 25 mai 2019 pour une durée de validité d'un an

	Type-série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis révision générale	Heures de vol depuis dernière maintenance
Cellule	DHC-6-200	144	41 338	5 023	34
Moteur droit	PT6A-34	PCE56605	12 219	5 023	34
Moteur gauche	PT6A-34	PCE57078	24 025	5 371	34
Hélice droite	4HFR34C764C	952177	3 616	871	34
Hélice gauche	4HFR34C764D	050393	4 427	274	34

- détenteur du certificat de type de l'avion : Viking air (Canada)¹⁰
- détenteur du certificat de type des moteurs : Pratt & Whitney (Canada)
- aéronef complexe certifié mono pilote
- configuration : banquettes parachutistes – porte ouverte

1.6.1. Maintenance

L'examen de la documentation témoigne d'un entretien en application du manuel d'entretien approuvé PSM 1-6-7. Après la dernière maintenance, l'approbation pour remise en service a été prononcée le 25 avril 2019.

À cette occasion, le *starter flow control*¹¹ (SFC) du moteur droit a été remplacé. Au cours de cette intervention, le manuel de maintenance du moteur PT6A-34, au chapitre 73-10-04, prévoit le désaccouplement sans dépose de la tuyauterie carburant P/N 3011857.

Le *fuel control unit*¹² a été échangé fin 2017. Le même manuel de maintenance, au chapitre 73-20-00, prévoit le désaccouplement sans dépose de la tuyauterie carburant P/N 3011857.

1.6.2. Performances

Les performances calculées pour cette configuration de l'aéronef et les conditions météorologiques du jour sont compatibles avec la mission.

La piste de l'aéroport de Pau-Pyrénées n'est pas limitative pour les performances du DHC-6.

⁹ Un avion à décollage et atterrissage court (ADAC) - en anglais *short take-off and landing (STOL) aircraft* - est un aéronef à voilure fixe capable d'utiliser des pistes de longueur très limitée.

¹⁰ De Havilland est le constructeur de l'avion, et a transféré le certificat de type à Viking Air.

¹¹ Régulateur de débit au démarrage.

¹² Régulateur carburant.

1.6.3. Masse et centrage

Au décollage de la quatrième rotation, comme au moment de l'évènement en finale, la masse et le centrage sont dans le domaine d'emploi de l'aéronef.

	Masse	Centrage
Décollage	11 090 lb	27,85%
Atterrissage	8 060 lb	30,50%

1.6.4. Carburant

- type de carburant utilisé : JET A-1
- quantité de carburant au début du vol (avant la première rotation) : 1 200 lb
- quantité de carburant au moment de l'évènement : 630 lb

Les mentions d'avitaillement portées par l'équipage dans l'*aircraft technical log* (400 lb à chaque avitaillement) et celles portées par le service des essences des armées (SEA) sur les feuillets de délivrance (400 L et 240 L) sont incohérentes (volumes et calculs de conversion d'unités de mesure).

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

La situation générale est anticyclonique.

Les prévisions météorologiques le matin du vol annoncent des vents du secteur 290-330° pour 10 kt, rafale à 20/25 kt, des nuages épars au-dessus de 5 000 ft, une visibilité supérieure à 10 kilomètres et une pression atmosphérique de 1 014 hPa.

1.7.2. Observations

L'observation météorologique de 15h30 relève : visibilité supérieure à 10 km, nuages morcelés au niveau de vol 100, QNH 1 014 hPa, température + 18 °C, vent du 310° pour 14 kt.

1.8. Aides à la navigation

L'avion est équipé de trois systèmes de navigation GPS¹³ de marque Garmin :

- GTN650 ;
- GPSMAP 695 ;
- GPSMAP 496.

Le mode d'enregistrement des trajectoires de ces trois équipements n'est pas activé pour ne pas saturer la mémoire ou les écrans. Aucun ne dispose de version à enregistrement automatique des positions.

1.9. Télécommunications

Le pilote est en contact radio avec la tour de Pau-Pyrénées lors de l'atterrissage.

1.10. Renseignements sur l'aéroport

L'aéroport de Pau-Pyrénées est un aérodrome civil, dont l'utilisation est partagée entre les aéronefs militaires au sud du terrain et l'activité civile au nord de celui-ci.

L'ETAP dispose, du côté militaire de l'aéroport, d'une zone d'embarquement de ses parachutistes dans les avions. La bretelle S1 qui conduit à ce parking se situe à environ 350 mètres du seuil de piste 31.

Plusieurs zones de parachutage se trouvent à proximité de l'aéroport, dont la zone 307 « *Wright* » utilisée lors du vol de l'évènement. La coordination des activités de parachutisme est définie par un protocole.

¹³ Global positioning system : système de géo-positionnement par satellite.

13 SEP 18

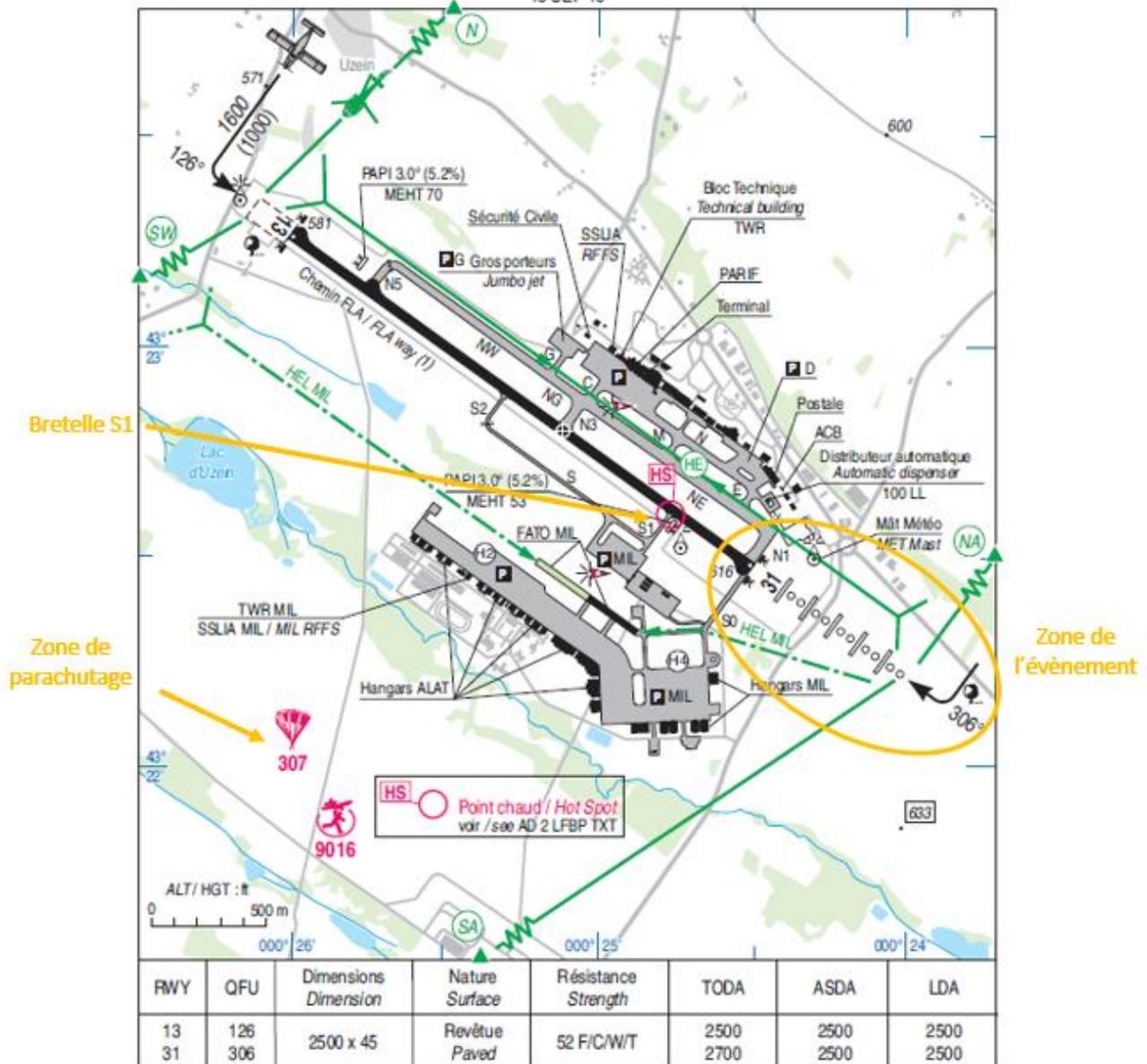


Figure 4 : carte d'aéroport de Pau-Pyrénées

1.11. Enregistreurs de bord

L'avion n'est pas équipé d'enregistreur de vol.

L'équipage est équipé d'une tablette électronique pour préparer les vols. La fonction enregistrement de la position n'est pas activée, et aucune application de navigation n'est active.

Le téléphone personnel du pilote enregistre la position, mais la fréquence de rafraîchissement ne permet pas de restituer la trajectoire de l'avion. Aucune application de localisation qui aurait permis un enregistrement permanent de la trajectoire n'est en fonction.

1.12. Constatations sur l'aéronef

1.12.1. Examen de l'aéronef

L'aéronef est immobilisé sur son train d'atterrissage, à cheval sur un chemin de campagne entre deux champs, bordé d'un fossé de 40 cm de profondeur.



Figure 5 : avion arrêté entre les champs après le fossé

Le fuselage présente des traces de frottement de végétation laissées lors de la traversée de la cime des arbres. Des feuilles d'arbres sont coincées dans les parties saillantes de l'avion (train d'atterrissage, charnières de porte, marchepied) jusqu'à une hauteur de 2,20 m environ. Le phare d'atterrissage est endommagé.



Figure 6 : feuillages dans les tuyauteries et fixations de blocs de freins



Figure 7 : feuillages dans les ferrures et emplantures de trains d'atterrissage



Figure 8 : phare d'atterrissage endommagé / végétation à l'intérieur de l'appareil

1.12.2. Examen du moteur droit

Aucune trace d'endommagement n'est visible à l'ouverture des capots des compartiments moteurs. Les tests de mise en pression des circuits carburant ont mis en évidence une fuite sur la tuyauterie d'alimentation en carburant du moteur droit, entre le FCU et le SFC.

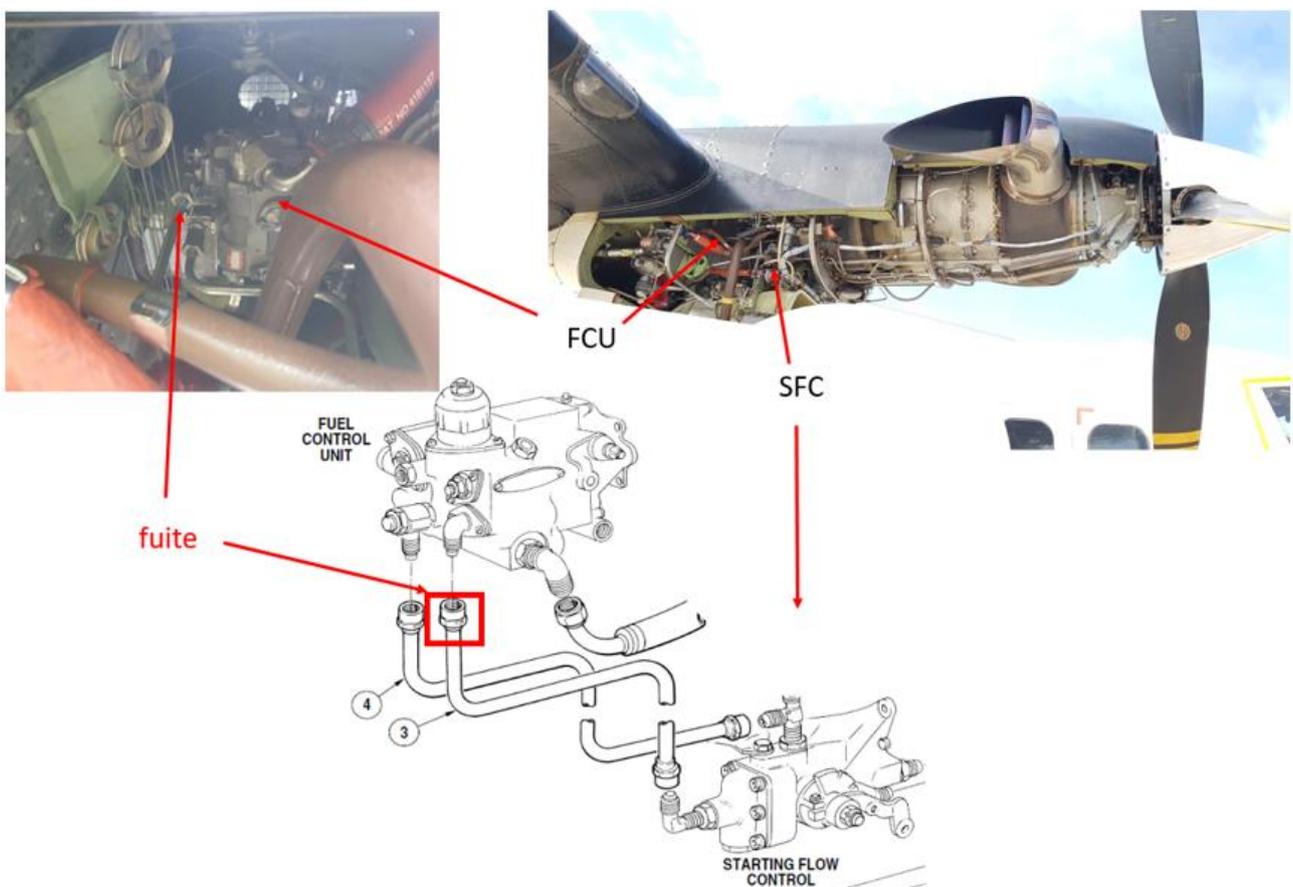


Figure 9 : localisation de la tuyauterie présentant une fuite

1.12.3. Examen de la zone d'atterrissage

Après le toucher des roues dans le champ, l'aéronef a réalisé une course de 187 mètres au cap 230°, avant de franchir un fossé qui a orienté l'appareil vers le cap 250°. Les traces du train d'atterrissage sont visibles sur toute la course à l'atterrissage. La trajectoire visible au sol est légèrement courbée vers la droite sur la majeure partie du champ et s'infléchit de 20° sur les derniers mètres.



Figure 10 : traces de l'atterrissage

1.13. Renseignements médicaux

- Dernier examen médical d'aptitude : centre d'expertise médicale du personnel navigant
 - date : 24 octobre 2018
 - résultat : apte classe 1 douze mois¹⁴
- Examens biologiques : effectués
- Blessure : aucune

1.14. Incendie

Néant.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Évacuation de l'avion

L'évacuation de l'aéronef s'est faite normalement par la porte du poste de pilotage après l'application de la procédure de coupure des moteurs et des systèmes.

¹⁴ Règlement 1178/2011 de l'Union Européenne.

1.15.2. Organisation des secours

Au cours de la manœuvre, le pilote signale par radio son problème moteur à la tour de contrôle, qui déclenche l'état d'accident.

En passant par une porte grillagée de l'enceinte d'aéroport proche du seuil de piste 31, puis en empruntant les chemins de campagne, les pompiers du service de sauvetage et de lutte contre l'incendie des aéronefs (SSLIA) de l'aéroport parviennent sur le site de l'évènement 14 minutes après le déclenchement de l'état d'accident.

Après constatations de l'absence de blessure et de danger imminent, le SSLIA désengage ses moyens d'intervention afin de reprendre le niveau d'alerte compatible avec l'activité de la plateforme et de permettre de rouvrir le terrain. Le service d'aide médicale d'urgence (SAMU) n'est pas sollicité.

1.16. Essais et recherches

Une expertise de deux tuyauteries d'alimentation en carburant du moteur droit est conduite par DGA EP en liaison avec le motoriste Pratt & Whitney.

Une expertise des qualités de vol de l'avion est conduite par DGA EV.

Une reconstitution de la trajectoire est effectuée par DGA EP/RESEDA, avec l'apport de données issues de radar, de caméras de vidéosurveillance, de la simulation et des essais en vol.

Une analyse des facteurs organisationnels et humains est réalisée par le BEA-É.

Météo-France est consulté sur l'aérodrome de l'axe d'atterrissage piste 31 à Pau-Pyrénées.

1.17. Renseignements sur les organismes

1.17.1. L'école des troupes aéroportées

L'ETAP est chargée de la formation des parachutistes des trois armées et de la gendarmerie. Elle dirige la sécurité des activités de parachutage du ministère des armées.

L'ETAP utilise les avions et les hélicoptères mis à sa disposition par les armées ou affrétés par l'intermédiaire d'un marché public, contractualisé par le ministère des armées.

1.17.2. Exploitant de l'aéronef

Basée sur l'aéroport de Pau-Pyrénées (Pyrénées-Atlantiques), la société Inter DZ est spécialisée dans le travail aérien de parachutage. Avec deux pilotes, la société exploite, sous le numéro d'exploitant FR.DEC.0114, un seul avion, le Twin Otter n° 144 F-GHRK, loué à la société Samevi 98.

L'activité est réalisée pour un client principal, l'ETAP.

Le Twin Otter est exploité en mono pilote. Généralement, chaque pilote est en activité une semaine continue, en alternance avec l'autre pilote de la société.

La pratique des procédures de secours est réalisée lors du vol annuel de renouvellement de leur qualification de type.

1.17.3. Propriétaire de l'avion

Le Twin Otter est la propriété de la société Samevi 98, basée à Tallard (Hautes-Alpes), spécialisée dans la location-bail de matériels de travail aérien.

1.17.4. Organisme de gestion de maintien de la navigabilité et organisme d'entretien

La gestion du maintien de la navigabilité et l'entretien sont confiés par la société propriétaire de l'avion à la société Icarius Aerotechnics, basée à Tallard (Hautes-Alpes), par un contrat liant ces sociétés.

La société Icarius Aerotechnics est agréée « Part M »¹⁵ et « Part 145 »¹⁶ pour le DHC-6.

¹⁵ Agrément d'organisme de gestion du maintien de la navigabilité selon la partie M du règlement 1321/2014 de l'Union Européenne.

¹⁶ Agrément d'organisme d'entretien selon la partie 145 du règlement 1321/2014 de l'Union Européenne.

1.18. Renseignements supplémentaires

1.18.1. Coordination des activités de parachutage

Les relations entre le directeur d'aéroport, le service du contrôle et les organismes implantés pour la réalisation des activités de parachutage sont régies par un protocole du 15 février 2008, décrivant les procédures à appliquer sur la plateforme et dans l'espace aérien de l'aéroport pour l'activité de parachutisme militaire.

1.18.2. Équipement de tête

Le pilote est équipé d'un casque à réduction active de bruit, permettant de réduire le bruit ambiant dans le poste de pilotage pour mieux percevoir les communications à la radio ou sur le téléphone de bord et limiter la fatigue auditive.

1.18.3. Données du Twin Otter

1.18.3.1. Vitesse minimale de contrôle

Le Twin Otter est équipé de deux moteurs, montés à l'avant de chaque demi-aile, dont les hélices produisent une traction symétrique en fonctionnement normal, et dont le souffle augmente la portance de l'aile.

La vitesse minimale de contrôle est de 63 kt (manuel de vol).

Lorsqu'un moteur est inopérant, les forces asymétriques qui en résultent engendrent un mouvement de lacet et de roulis de l'avion en direction du moteur inopérant. Ce mouvement doit immédiatement être contré au moyen des commandes de vol.

1.18.3.2. Atterrissage court

Le choix d'un atterrissage court est fait lorsque la distance d'atterrissage doit être raccourcie pour des raisons opérationnelles. Cette technique d'atterrissage exploite les qualités aérodynamiques de l'aéronef : par rapport à l'atterrissage normal, elle combine alors l'utilisation d'une pente d'approche plus forte et d'une vitesse plus faible, pouvant approcher 52 kt (cf. annexe 1).

L'*operating data manual* du DHC-6-200 indique que l'utilisation de cette procédure réduit les marges de sécurité et doit être approuvée spécifiquement par l'autorité réglementaire (direction de la sécurité aéronautique).

**SECTION I
MAXIMUM PERFORMANCE STOL
NORMAL OPERATING PROCEDURES**

Note

2. The procedures described in this section exploit the full STOL capabilities of the airplane. Since they do not provide the level of safety required by CAR 3, Normal Category Operations, they may be used only when specifically authorized by the local regulating authority.

Figure 11 : recommandation extraite de l'*operating data manual* (partie 5)

1.18.3.3. Remise des gaz en monomoteur

Le manuel de vol précise que la remise des gaz doit être décidée si possible avant de sortir les volets au-delà de 10° de braquage.

1.18.3.4. Atterrissage en monomoteur

Pour l'atterrissage avec un seul moteur, le manuel de vol indique de sortir les volets en position atterrissage (37,5°) lorsque la piste est assurée et qu'il n'y a plus de besoin de puissance sur le moteur vif.

1.18.3.5. Atterrissage normal

Pour réaliser un atterrissage normal avec un DHC-6-200, le manuel de vol (cf. annexe 2) prévoit la sortie des volets vers 37,5°, en conservant une vitesse minimale de 58 kt calculée pour la masse de l'évènement.

2. ANALYSE

L'analyse s'appuie sur les témoignages de l'équipage et des témoins, les vidéos disponibles et le résultat des expertises techniques. La première partie présente les résultats des expertises ; la deuxième décrit la séquence de l'évènement ; la dernière en identifie les causes.

2.1. Expertises techniques

Les expertises techniques ont été conduites sur les systèmes, le moteur droit, les fluides, la tuyauterie de carburant, la reconstitution de la trajectoire et les qualités de vol de l'avion.

2.1.1. Fonctionnement de l'aéronef

Après l'évènement, les cartes de travail de vérifications après un atterrissage dur, après une perte de puissance moteur, et pour le contrôle des commandes de vols ont été appliquées. Après le changement de tuyauterie de carburant, un point fixe au sol et un vol de contrôle ont été effectués pour vérifier l'état de fonctionnement de l'aéronef.

Les inspections et le vol de contrôle ont démontré le bon fonctionnement des moteurs, des instruments et des commandes de vol après remplacement de la tuyauterie carburant.

2.1.2. Les fluides : huile moteur et carburant

Les analyses ont montré que le carburant prélevé dans les réservoirs avant et arrière et l'huile moteur prélevée dans les moteurs droit et gauche sont du type préconisé.

Dans le carburant, aucune pollution organique ni anomalie n'a été mise en évidence.

Dans l'huile, aucune pollution organique n'a été révélée, et aucune anomalie d'usure de pièce n'a été mise en évidence.

Les fluides employés sur le Twin Otter n° 144 sont du type de ceux préconisés et ont des caractéristiques conformes. Les analyses ne révèlent pas d'anomalies.

2.1.3. Expertise de la tuyauterie de carburant

Les tests au sol des circuits d'alimentation carburant ont mis en évidence une fuite par une fissure sur la tuyauterie *tube assy* (référence article : 3011857), entre le *fuel control unit* (FCU) et le *starter flow control* (SFC) du moteur droit. Des anomalies sont identifiées au niveau d'une brasure¹⁷, proche de l'extrémité de la tuyauterie, côté FCU.

L'examen métallurgique de la tuyauterie carburant a mis en évidence :

- une fissure située sous la brasure de jonction de deux parties de la tuyauterie (figures 12 et 13) ;
- une brasure de volume inégal au droit de la fissure. Le métal de la brasure est mal diffusé et la brasure est non jointive, sous laquelle des piqûres de corrosion sont présentes. Celles-ci sont à l'origine de plusieurs amorçages d'une fissure propagée sous l'effet de contraintes vibratoires sur des temps longs. Cette fissure, initiée à partir de l'extérieur du tube est devenue traversante lorsque la fissure a atteint la paroi interne du tube (figures 13 à 17) ;
- des marquages et éraflures sur le corps de la tuyauterie sans rapport direct avec la fissure (figures 13 et 18) ;
- un bourrelet de brasure, à 110° environ de l'origine de la fissure, sans lien avec cette dernière (figure 19) ;
- l'absence de déformation géométrique de la tuyauterie.

¹⁷ Assemblage de pièces métalliques obtenu par opération de brasage. Le brasage consiste à réaliser une fusion locale des métaux, diffusée entre les pièces sous forme liquide. La brasure désigne également le métal d'apport servant au brasage.

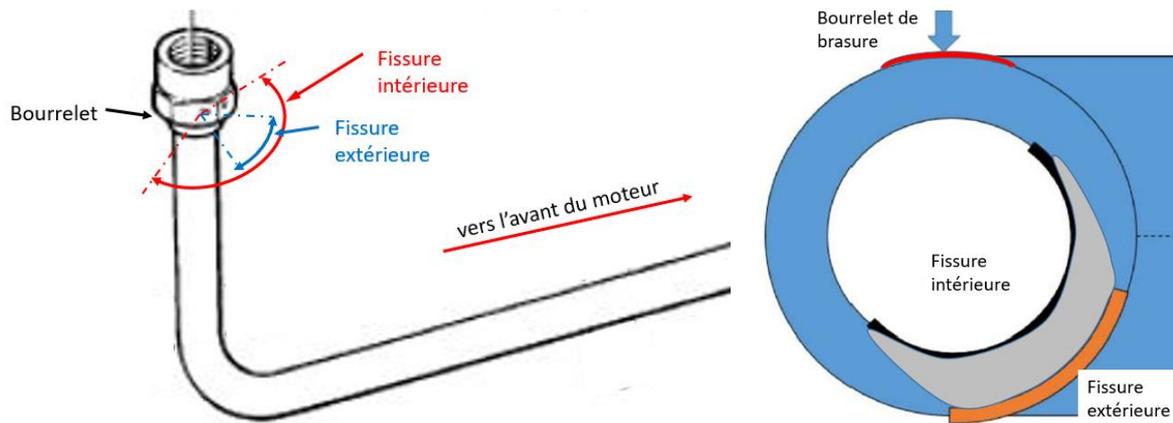


Figure 12 : localisation du bourrelet et de la fissure

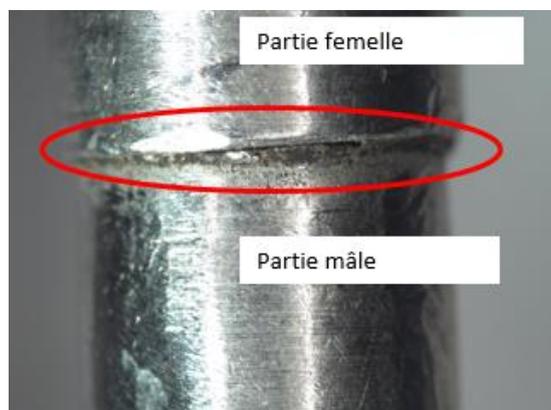


Figure 13 : fissure

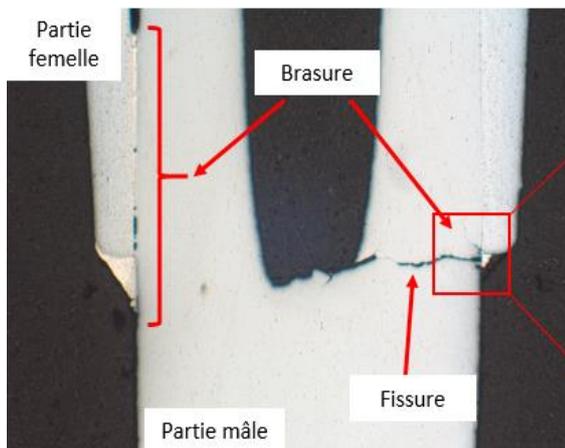


Figure 14 : brasure insuffisante

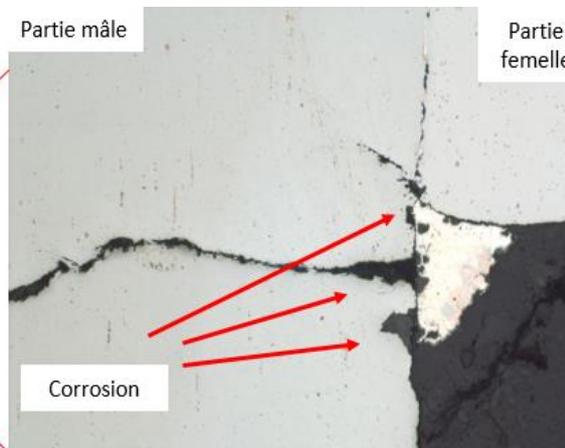
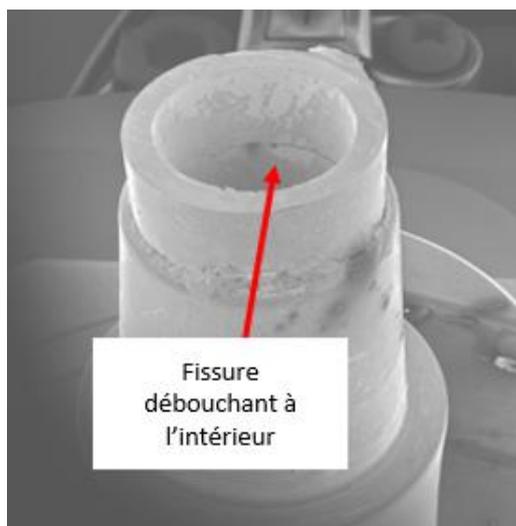
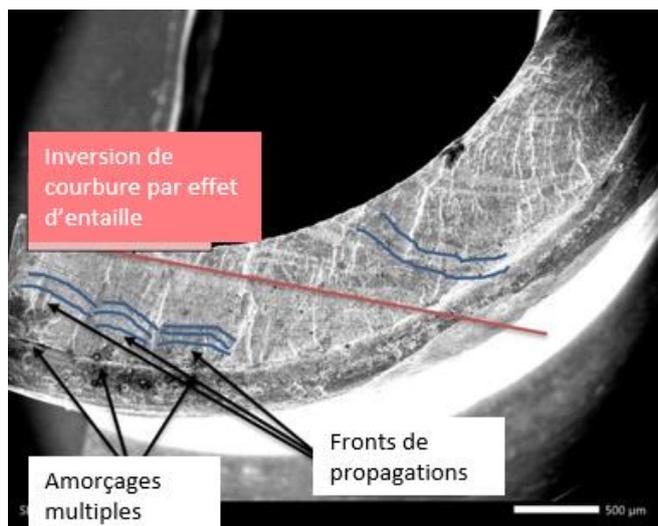


Figure 15 : piqûres de corrosion



Fissure débouchant à l'intérieur

Figure 16 : fissure traversante



Inversion de courbure par effet d'entaille

Amorçages multiples

Fronts de propagations

500 µm

Figure 17 : propagation de la fissure



Figure 18 : marquages et éraflures



Bourrelet de brasure

Figure 19 : bourrelet de brasure

La tuyauterie de carburant présente une fissure initiée par un phénomène de corrosion sous une brasure non uniforme et de qualité insatisfaisante.
 La fissure s'est propagée lentement sous l'effet de contraintes vibratoires sur un temps long, jusqu'à traverser l'épaisseur du métal, permettant la fuite de carburant.
 Les marquages et le bourrelet n'ont pas de lien avec la fissure.

2.1.4. Fonctionnement du moteur droit

L'inspection du moteur droit n'a pas révélé d'anomalie indiquant un dysfonctionnement interne.
 L'analyse spectrale du son des moteurs, enregistré lors des échanges radio entre le pilote et le contrôleur aérien, montre que les moteurs sont en fonction avant le dernier virage.
 En dessous du régime du moteur de 35% de Ng¹⁸, le moteur ne peut être maintenu en fonctionnement sans un apport de carburant ou sans le fonctionnement du démarreur.

Le moteur droit fonctionne normalement pendant la trajectoire d'approche, jusqu'en finale.
 L'arrêt du moteur est consécutif à la fuite de carburant.

¹⁸ Vitesse de rotation du générateur de gaz. La consigne de pilotage du moteur est évaluée en % de régime.

2.1.5. Analyse de la trajectoire

La reconstitution de la trajectoire a été réalisée à partir des témoignages recueillis auprès du pilote et de témoins, ainsi que l'exploitation d'enregistrements de vidéosurveillance, et de vols de reconstitution.

Les calculs ont permis d'établir que, au moment de la panne du moteur droit en finale, l'avion :

- vole à une vitesse aérodynamique comprise entre 70 et 75 kt ;
- est à environ 175 ft de hauteur ;
- se présente sur un plan fort de 5° ;
- se trouve à 600 mètres du seuil de piste, soit environ 16 secondes de vol avant le toucher des roues.

L'arrêt du moteur survient à très faible hauteur, à faible vitesse, supérieure cependant à la vitesse minimale de contrôle.

2.1.6. Essais en vol

Dans la configuration d'atterrissage de l'évènement (vitesse de 70 kt, volets braqués à 37,5°, masse avion de 8 100 lb), couples moteurs réglés à 20 Psi¹⁹ pour tenir un plan de descente à 5°, les tests en vol mettent en évidence que la perte de traction du moteur droit, sans contrer l'embarquée, conduit en quelques secondes à :

- un mouvement en lacet à droite de 15 degrés environ ;
- suivi immédiatement de mouvements en roulis à droite de 8° et en tangage à piquer de 10° environ ;
- une perte d'altitude de 80 ft environ ;
- une diminution de vitesse de 3 à 4 kt.

L'application de puissance sur le moteur gauche, pour contrer l'enfoncement, a augmenté le mouvement de lacet de l'aéronef.

Les essais, en configuration atterrissage à la vitesse de 70 kt, volets braqués à 37,5°, et le moteur droit en moulinet (situation de la panne de l'évènement), ont montré que l'avion reste totalement contrôlable en utilisant toute l'amplitude du débattement de la commande de direction et environ 60% de la course totale de gauchissement. L'avion peut être maintenu en vol rectiligne ascendant.

Dans les conditions de vol de l'atterrissage, moteur droit en panne, les commandes sont pleinement efficaces dans l'ensemble de la plage de débattement. À l'apparition de la panne du moteur droit, pleine puissance appliquée sur le moteur gauche, l'avion subit un départ significatif en lacet, roulis et tangage associé à une perte d'altitude. Les effets peuvent en principe être contrés totalement.

¹⁹ Unité de mesure de contrainte et de pression anglo-saxonne. 1 Psi vaut environ 69 hPa.

2.2. Séquence de l'évènement

Après le largage de dix parachutistes au niveau de vol 105, l'avion se présente en finale.

T0 étant l'instant de l'allumage du voyant « R. Generator » :

- T0 - 3'30" : l'avion débute la descente, directement vers l'étape de base ; le pilote prépare l'avion pour l'atterrissage, en sortant les volets vers 20°, et passant les hélices en plein petit pas ;
- T0 - 35" : en fin de dernier virage, le pilote commande la sortie des volets vers 37,5° ; aligné en finale, la vitesse est alors de 75 kt, en réduction ;
- T0 : vers 175 ft, le voyant « R. Generator » s'allume ; l'hélice passe en moulinet ;
- le pilote tente de réarmer la génératrice ;
- l'avion passe sous la trajectoire de finale, part en lacet et en roulis à droite jusqu'à 50° d'inclinaison ;
- le pilote tente de contrôler l'avion avec une demande puissance sur les deux moteurs, et une action aux commandes pour contrer l'embarquée afin de revenir sur l'axe d'approche ;
- T0 + 15" : le pilote commande la rétractation des volets vers 20° ;
- T0 + 20" : le pilote transmet « problème moteur » par radio une première fois ;
- l'avion évite un hangar de 10 mètres de hauteur ;
- T0 + 48" : le pilote transmet « problème moteur » par radio une deuxième fois ;
- l'avion passe dans la cime de la ligne d'arbres au nord de l'axe de finale, au cap inverse ;
- après le passage dans les arbres, le pilote commande la mise en drapeau de l'hélice, et poursuit un virage à droite pour éviter une zone commerciale ;
- T0 + 1'17" : l'avion atterrit dans un champ au sud-est du seuil de piste.

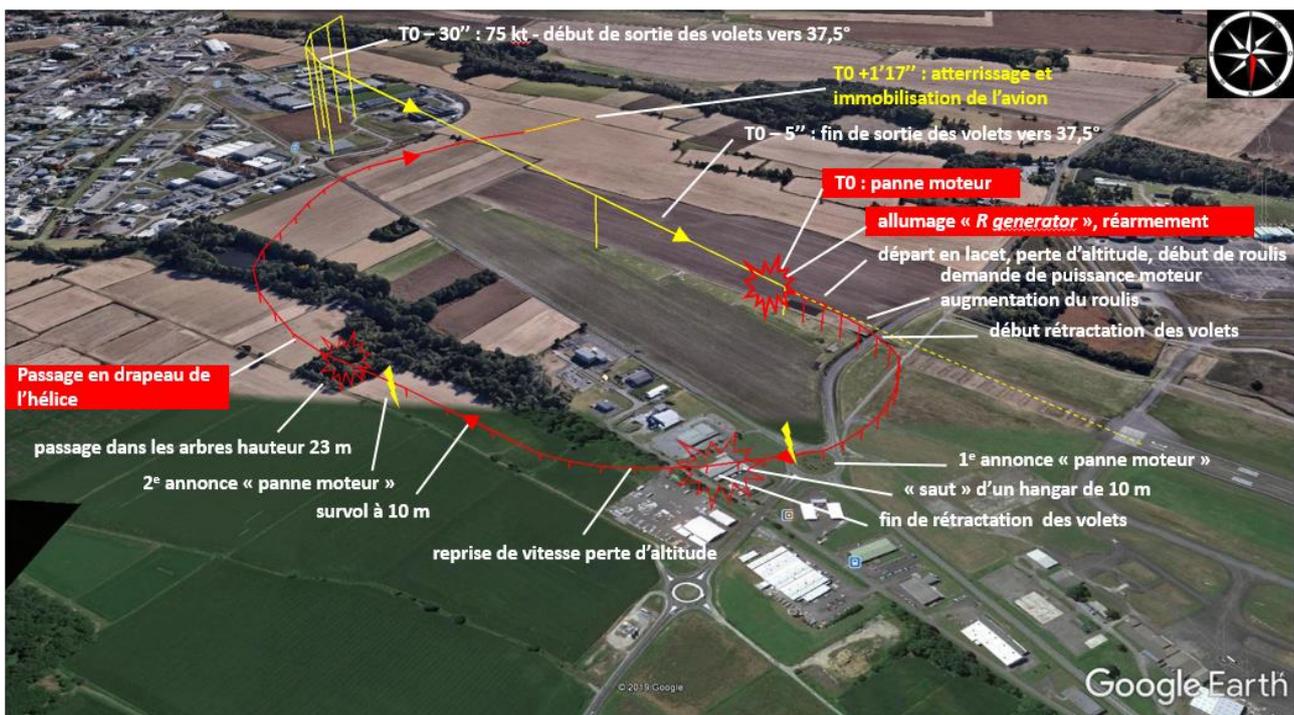


Figure 20 : séquence de l'évènement

Cette séquence met en évidence que le pilote traite d'abord une panne de génératrice, évite les obstacles, puis, dans une étape ultérieure après avoir franchi les obstacles, traite partiellement la panne du moteur (passage en drapeau de l'hélice) et enfin réalise un atterrissage improvisé dans un champ.

2.3. Recherche des causes de l'évènement

Au regard des résultats des expertises, le BEA-É a recherché les causes de la panne moteur et de l'atterrissage improvisé en campagne dans les domaines environnemental, technique, humain et organisationnel.

2.3.1. Domaine environnemental

2.3.1.1. Phénomènes météorologiques et aérologiques

Le vent de 14 kt est dans l'axe de piste et les conditions générales d'aérologie sont normales et stables.

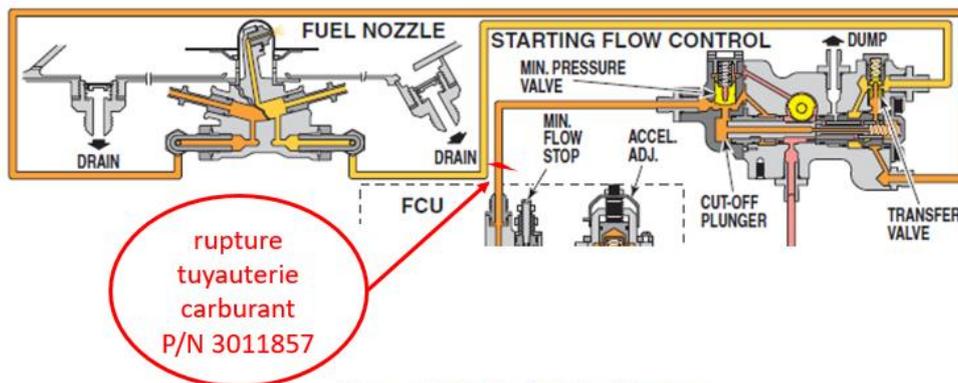
Aucun phénomène météorologique ou aérologique n'a contribué à l'évènement.

2.3.2. Domaine technique

La recherche des causes de la panne moteur conduit à analyser les causes de l'arrêt du moteur droit et de l'allumage du voyant « *R. Generator* ».

2.3.2.1. Fuite de carburant

Le circuit carburant installé sur le moteur, permet l'alimentation en carburant des injecteurs. L'alimentation de ceux-ci s'arrête quand la pression du carburant est inférieure à 75 Psi. En raison de la taille de la fissure, traversante, et débouchant sur environ 60° de la circonférence du tube, la fuite de carburant fait chuter la pression de carburant, qui devient insuffisante pour alimenter le moteur.



ITC: P-ECCN: 9E991, ECL : NA

Figure 73-11. Engine Fuel System
P&WC reproduction or distribution is prohibited. P&WC Proprietary - Disclosure and Unauthorized use subject to the restrictions on page iv of the preface

Figure 21 : schéma du circuit carburant

L'apparition d'une fissure sur la tuyauterie d'alimentation du moteur a provoqué une fuite importante de carburant et une chute de pression d'admission, engendrant l'extinction du moteur droit.

2.3.2.2. Voyant « *R. Generator* »

Dans la configuration d'atterrissage (hélice en plein petit pas), le régime du moteur au ralenti vol est d'environ 70% de Ng. Le voyant de la génératrice est éteint lorsque le régime moteur est supérieur à 20% de Ng.

L'allumage du voyant « *R. Generator* » est consécutif à l'arrêt du moteur.

2.3.3. Domaine des facteurs organisationnels et humains

Les causes de l'atterrissage improvisé dans un champ sont recherchées dans l'organisation des vols, la gestion de la panne, la conduite de l'appareil, et la maintenance des moteurs.

2.3.3.1. Nature du vol

Toute la journée, depuis trois jours, comme toutes les semaines, le pilote enchaîne de nombreuses rotations de largages de parachutistes, répétitives selon la séquence : embarquement des parachutistes, roulage et décollage, montée au niveau, travail sur axe de largage, puis descente et atterrissage. La fin de la journée de travail du pilote est liée à la fin du programme de sauts prévu par l'ETAP.

Après le largage des parachutistes au niveau de vol 105, le pilote descend rapidement vers la piste afin de ne pas perdre de temps. Trois minutes seulement s'écoulent entre le début de la descente et l'autorisation d'atterrissage reçue au cours de l'étape de base. Après le vol de l'évènement, un avitaillement en carburant et une nouvelle série de rotations de largages sont prévus.

L'activité de largage de parachutistes a pour caractéristique principale d'être très routinière et répétitive. La fin de la journée de travail de l'équipage étant liée, comme pour les parachutistes, à la réalisation du programme des largages, l'optimisation du temps peut devenir un objectif majeur.

2.3.3.2. Expérience de l'équipage

L'équipage est composé d'un pilote, unique membre d'équipage lors de toutes les missions au profit de l'ETAP. Ancien pilote de chasse sur biréacteur, puis pilote d'avion monomoteur, totalisant plus de 7 000 heures de vol dont 1 450 heures sur Twin Otter, son expérience aéronautique est importante. Le Twin Otter est le seul bi-turbopropulseur sur lequel le pilote est qualifié. Il a obtenu la qualification de type sur cet aéronef en 2011. Depuis 2014, il pilote quasi exclusivement le Twin Otter de la société Inter DZ.

Le pilote, seul membre d'équipage à bord, a une forte expérience aéronautique.

2.3.3.3. Entraînement à la procédure de panne moteur

Au sein de la société Inter DZ, ni le manuel d'exploitation (MANEX)²⁰, ni le manuel d'activité particulière (MAP)²¹ ne prévoit d'entraînement aux procédures de panne, en dehors de la pratique obligatoire lors du vol annuel de renouvellement de la qualification de type²² (QT). C'est seulement lors de cette unique occasion que le programme de contrôle prévoit un exercice de panne d'un moteur après le décollage avec application de la procédure de résolution et d'un atterrissage en monomoteur.

Compte tenu des exigences de sécurité lors des entraînements, la procédure n'est pas pleinement appliquée : réalisée après décollage et à hauteur de sécurité, volet à 10°, la procédure implique la mise en transparence du moteur²³ et non la mise en drapeau effective de l'hélice ni l'extinction réelle d'un moteur : le pilote annonce la procédure uniquement à voix haute.

En l'absence d'entraînement régulier permettant de mécaniser la procédure de la mise en drapeau des hélices, de nombreuses ressources cognitives sont nécessaires à son application. En cas de surcharge cognitive, des priorisations sont alors instinctivement opérées par le pilote vers des tâches simples et automatisées.

La mise en pratique une fois par an d'un exercice de panne moteur dans une configuration de décollage et l'application partielle d'une procédure de traitement de panne, qui simule imparfaitement la mise en drapeau de l'hélice, ne permettent pas au pilote d'acquérir des automatismes, pourtant essentiels en situation d'urgence.

²⁰ Dans sa version de 2017, en application du règlement européen 965/2012.

²¹ En application de l'arrêté du 24 juillet 1991 relatif aux conditions d'utilisation des aéronefs civils en aviation générale.

²² Règlement européen 1178/2011.

²³ Régime moteur simulant l'absence de traction ou de résistance de l'hélice.

2.3.3.4. Migration des pratiques à l'atterrissage

Le Twin Otter est capable de réaliser des atterrissages très courts. Dans ce cas, l'objectif est de toucher les roues au plus tôt et de réduire la distance de décélération, grâce à un atterrissage à une vitesse la plus faible possible. En fin d'approche réalisée à une vitesse comprise entre 70 et 75 kt, les pilotes laissent la vitesse diminuer pour rechercher le toucher des roues à une vitesse entre 55 kt et 60 kt, soit une vitesse en-dessous de la VMC.

Par habitude, lorsqu'ils souhaitent réduire la course au sol, y compris pour des pistes qui ne le nécessitent pas comme celle de Pau-Pyrénées, les pilotes de la société Inter DZ réalisent fréquemment ce type d'atterrissage. Ainsi, ils peuvent dégager rapidement par la première bretelle de sortie (S1) pour récupérer les parachutistes en attente au sol et enchaîner sans délai les rotations.

La panne du moteur droit intervient alors que l'avion est en courte finale vers 175 ft. L'aéronef perd soudainement de la vitesse, part en lacet et en roulis, et perd de l'altitude. À cette hauteur, la gestion de panne est particulièrement exigeante, et les marges de manœuvre sont extrêmement limitées.

La panne d'un moteur dans la configuration d'atterrissage engendre des mouvements non désirés de l'aéronef, devant être immédiatement et fermement contrés par les commandes de vol ; le premier réflexe naturel est l'application de puissance.

La migration des pratiques de l'atterrissage liée à l'optimisation des délais entre chaque largage réduit les marges de manœuvre disponibles en cas d'incident dans la phase critique de l'atterrissage. La configuration d'atterrissage adoptée lors de l'événement a rendu malaisé le contrôle de la trajectoire.

2.3.3.5. Perception et identification de la panne de moteur

La première perception du pilote est l'allumage du voyant ambre « *R. Generator* » sur le tableau d'alarme. Il détecte seulement quelques instants plus tard que l'avion sort de la trajectoire souhaitée, puis constate aux indicateurs quelques secondes après que le moteur droit ne réagit pas.

2.3.3.5.1. Représentation initiale erronée de la situation

Lorsque le pilote constate l'allumage du voyant « *R. Generator* », l'avion est en très courte finale, axé sur la piste à une hauteur de 175 ft. À cet instant, le pilote diagnostique initialement et par automatisme une panne de génératrice. Il n'analyse pas totalement la situation. Sa première représentation de la situation est erronée. De plus, compte tenu de son expérience de la fiabilité des moteurs, il n'envisage pas la panne de moteur.

Il tente alors de réarmer la génératrice par automatisme avec l'interrupteur situé sur le plafonnier.

Alors que l'atterrissage est imminent, une telle action détourne l'attention des instruments et de la piste ; elle peut également induire un léger mouvement de rotation du buste pour atteindre l'interrupteur de réarmement de la génératrice, pouvant générer une oscillation à droite du volant, donc un léger mouvement de roulis de l'avion.

Cette action a induit un retard dans la compréhension et la gestion de la panne de moteur par la suite. Focalisé sur cette action, le pilote n'a pas tout de suite perçu la baisse de régime du moteur droit, ni le mouvement en lacet à droite. Les tests en vol ont montré que la différence sonore est peu perceptible lorsqu'un seul des moteurs passe d'un bas régime à l'arrêt, même sans casque à réduction active de bruit.

Quand il porte de nouveau son attention à l'extérieur, le mouvement de l'avion en lacet est engagé, l'aéronef n'est plus dans l'axe de la piste, et le moteur droit ne répond plus aux demandes de puissance. À cet instant, la priorité du pilote est la gestion de la trajectoire. Il recherche alors de la vitesse et évite les obstacles.

La non perception initiale de la panne du moteur est principalement due à la faible différence du niveau sonore en vol entre le régime du moteur au ralenti et le moteur à l'arrêt, tandis que l'autre moteur fonctionne normalement. L'analyse rapide mais erronée de la situation dans les premiers instants de la panne a retardé l'identification et la gestion de la panne du moteur.

2.3.3.5.2. Baisse d'attention

Le contrat avec l'ETAP est la principale activité de la société Inter DZ qui réalise toujours les mêmes types de mission, dans la même zone de travail. Au moment de l'évènement, le pilote termine le troisième vol de la journée. Chaque vol comporte plusieurs séries de largages de parachutistes et donc d'atterrissages et de décollages. Le matin, il a réalisé deux vols comprenant respectivement trois et deux séries de largages de parachutistes. Il a donc déjà réalisé neuf rotations au cours de la journée. Cette activité très routinière favorise particulièrement le développement d'un excès de confiance qui peut conduire à une baisse de l'attention.

La panne survient à la fin de la quatrième et dernière série de largages de ce vol avant une courte pause pour avitaillement. L'approche de la fin du vol a pu également favoriser une baisse d'attention.

L'excès de confiance lié à la routine de l'activité et l'approche de la fin du vol ont pu contribuer à une baisse d'attention lors du retour vers l'aéroport, altérant les capacités cognitives. La baisse d'attention peut être à l'origine d'un retard dans la perception et la compréhension de la panne.

2.3.3.5.3. Surcharge cognitive

La panne du moteur droit survient alors que le pilote est en courte finale, focalisé sur le point d'atterrissage. Le pilote détecte initialement une panne de génératrice, qu'il tente de réinitialiser.

Immédiatement après, il identifie un écart important de trajectoire, puis la panne moteur, qu'il ne tente pas de traiter. Il ne peut que gérer la trajectoire et de commander la rétractation des volets. À ce moment, toutes ses ressources cognitives sont alors allouées au contrôle de la trajectoire afin d'éviter un accident. La gestion de la panne est reportée à un moment où des ressources seront de nouveau disponibles.

Lorsque le pilote identifie un champ accessible et adapté pour se poser, des ressources sont libérées : il peut alors de nouveau tenter de résoudre sa panne.

Cette situation est caractéristique d'une priorisation des tâches générée par une surcharge cognitive.

Les marges de réflexion dans une telle situation sont quasiment inexistantes.

La surcharge cognitive subie par le pilote a conduit à une mise en drapeau tardive de l'hélice du moteur droit, retardant la reprise du contrôle de l'avion par le pilote.

2.3.3.6. Actions d'amplitude insuffisante

Lorsqu'il constate que la trajectoire ne permet plus de rejoindre la piste, le pilote commande immédiatement la rétractation des volets vers 20° afin de réduire la trainée en vue d'une remise de gaz ; cette rétractation dure 25 secondes environ, soit le temps entre la détection de la panne et le passage au-dessus du premier hangar. Il affirme également contrer le départ en roulis et lacet au volant et au palonnier tout en gérant sa vitesse avec finesse, en limitant les sollicitations du moteur fonctionnel.

Malgré ces actions, la trajectoire de l'aéronef reste en virage à droite.

Pour aller en butée de commandes de vol, les efforts à appliquer au volant et au palonnier sont importants. À cet instant, le pilote doit avoir la jambe gauche quasiment tendue pour amener le palonnier en butée, tout en ayant la main droite sur la commande des gaz placée au plafond et, avec la main gauche, emmener au minimum le manche à environ 60% de sa course totale sur la gauche pour conserver le vol horizontal.

Au cours des essais en vol, il a été constaté que l'ergonomie du poste de pilotage ne permet pas d'appliquer aisément le plein débattement en roulis à gauche de la seule main gauche : en effet, à mi-parcours, le coude rencontre l'accoudoir. Pour augmenter le débattement, le pilote doit alors faire l'effort volontaire de déplacer son abdomen pour glisser son coude entre l'accoudoir et son corps.

Compte tenu de l'ergonomie du Twin Otter, des résistances en jeu dans chaque commande de vol, et du peu de pratique du pilote quant à l'atteinte des butées des commandes de vol dans la configuration de l'évènement, il est très probable que le pilote n'a pas utilisé toute la plage de débattement des commandes de vol. La présence de l'accoudoir a certainement entravé l'usage à une seule main du plein débattement de la commande de vol en roulis.

En cas de panne moteur, le pilote s'attend aux mouvements en lacet et en roulis de l'avion. Il pense qu'en ajoutant de la puissance sur le moteur vif, l'avion augmentera ses embardées. Il est persuadé qu'il ne pourra pas totalement les contrer à *minima*, voire revenir sur l'axe de finale. Il n'applique alors pas toute la puissance du moteur disponible, ce qui ne permet pas d'obtenir une trajectoire de montée.

En conséquence, percevant l'évolution de l'avion comme normale, il ne mobilise pas de ressource supplémentaire pour identifier la raison de son impossibilité de contrôle total de l'aéronef.

L'hypothèse d'actions insuffisantes, liées à l'ergonomie du poste de pilotage et au manque d'expérience du pilote sur les pannes de moteur, est certaine. Cette situation ne lui a pas permis d'obtenir le débattement des commandes nécessaire pour contrer le virage à droite.

2.3.3.7. Absence dans les procédures

2.3.3.7.1. Réaction à l'alarme « R. Generator »

Ni le manuel de vol ni le manuel d'exploitation ne définissent une procédure de gestion d'une panne ambre pendant la phase d'atterrissage. À proximité du sol, les marges de réaction se réduisent progressivement à mesure que la hauteur diminue : l'analyse des informations de panne (vérifications croisées, autres voyants) est très difficile à conduire et les actions à réaliser doivent être parfaitement automatisées.

En cas d'allumage du voyant « R. Generator », le manuel de vol ne demande pas de vérification des paramètres du moteur.

CAUTION LIGHT INDICATION	PROBABLE CAUSE	IMMEDIATE ACTION	REMARKS
L GENERATOR	Left generator malfunction. Overvoltage, undervoltage, or failure.	Attempt reset of left generator. If caution light remains on, switch off generator.	With left generator off and bus tie switch at NORMAL, right generator will supply all services.

Figure 22 : extrait du manuel de vol

En l'absence d'une procédure spécifique à laquelle il aurait été entraîné, le pilote a développé une priorisation de gestion au fur et à mesure de l'évolution de la situation rencontrée.

Après la première réaction à l'allumage du voyant « R. Generator », et malgré des actions insuffisantes aux commandes, le pilote a trouvé les compromis adaptés à la situation pour lui permettre de retrouver le contrôle de sa trajectoire et ainsi éviter la collision avec les obstacles.

En l'absence de la description d'une procédure adaptée au traitement d'une panne « ambre », l'expérience aéronautique du pilote lui a permis de faire face à la situation.

2.3.3.7.2. Mise en drapeau automatique

Le Twin Otter est équipé d'un système de mise en drapeau automatique d'une hélice en cas de panne du moteur concerné. Ce système est armé uniquement pendant la phase de décollage, puis désarmé après l'envol. Pour la phase d'atterrissage, le manuel de vol prévoit de ne pas armer le système de mise en drapeau automatique. Ainsi, seule la mécanisation du geste peut permettre d'assurer la mise en drapeau de l'hélice en cas de panne d'un moteur à l'atterrissage et en remise des gaz.

Pour la phase d'approche, l'absence de système assurant la mise en drapeau automatique des hélices, associée à l'absence de mécanisation du geste par le pilote, a été préjudiciable lors de l'évènement.

2.3.3.8. Procédures de fabrication, maintenance et contrôle de la tuyauterie

2.3.3.8.1. Suivi de la tuyauterie

La référence du fabriquant indiquée sur la tuyauterie permet de déterminer que la tuyauterie installée sur le moteur a entre 25 et 40 ans d'âge. La tuyauterie de carburant a été reposée sur le moteur lors la dernière révision générale en 2006. Elle a été par ailleurs manipulée par les mécaniciens à l'occasion de maintenances sur des équipements environnants, notamment sur les FCU et SFC.

La tuyauterie de carburant ne dispose pas de numéro de série permettant depuis la fabrication un suivi des opérations de pose, dépose et de contrôle. Il n'est donc pas possible d'identifier les mouvements, les actes de contrôle postérieurs aux contrôles à l'issue de la fabrication, ni d'en suivre l'état.

2.3.3.8.2. Procédure de fabrication

Bien que la brasure soit présente sur la circonférence du tube conformément à l'attendu, l'expertise de la tuyauterie a mis en évidence une brasure de volume insuffisant et un défaut de collage, ainsi qu'un surplus de matière à 60° du bord de la fissure.

Il n'a pas été possible de mettre à jour l'origine du défaut de fabrication de la tuyauterie.

2.3.3.8.3. Contrôle en fabrication

À l'issue de la fabrication, toutes les tuyauteries sont contrôlées visuellement et aux rayons X. La tuyauterie objet de l'enquête a satisfait aux contrôles.

Les contrôles de qualité lors de la fabrication n'ont pas conduit au rebut la tuyauterie en fin de fabrication.

2.3.3.8.4. Procédure de maintenance

Pour le remplacement du SFC ou du FCU, le manuel de maintenance du moteur PT6A-34 prévoit le désaccouplement de la tuyauterie carburant P/N 3011857, mais ne préconise pas la dépose de celle-ci. Il ne précise pas non plus d'opération d'inspection ou de contrôle visuel pendant l'acte de maintenance.

Le chapitre 70-00-00 du manuel de maintenance guide les pratiques de vérification des moteurs et ses composants, fixe les critères de tolérance pour des défauts constatés sur les tuyauteries (coups, griffes), et prescrit d'examiner en particulier les brasures lors de la recherche de fissure.

En application de la documentation de maintenance citée ci-dessus, les tuyauteries ne sont pas déposées lors des travaux sur le SFC ou le FCU ; cette dépose n'est pas prévue en dehors des révisions générales. L'examen détaillé éventuel des tuyauteries se limite à la partie visible par l'opérateur, car rien de plus n'est exigé.

Compte tenu de sa position du côté du moteur, hors du champ visuel direct, le surplus de brasure n'est pas détectable sans dépose de la tuyauterie.

De même, lors des visites hebdomadaires, réalisées par l'équipage, aucun examen détaillé du moteur n'est conduit. L'avion est stationné à Pau sur le parking sans présence d'un échelon de maintenance technique. L'absence de technicien sur site n'a pas permis la détection d'un éventuel début de suintement de carburant avant le vol.

Lors des opérations de maintenance intermédiaires et en ligne, la tuyauterie de carburant ne fait pas l'objet d'une dépose systématique. Ainsi, seul un contrôle visuel des parties visibles est réalisé. Les endommagements étant masqués dans le compartiment du moteur, ils ne sont pas visibles.

PAS DE TEXTE

3. CONCLUSION

L'évènement est une panne moteur en courte finale ayant entraîné une perte de contrôle et un atterrissage improvisé dans un champ.

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

Un Twin Otter de la société Inter DZ est loué pour réaliser les activités de parachutage de l'ETAP.

L'évènement intervient à la fin du troisième vol de la journée en courte finale vers 175 ft, sur un plan fort (5°), pour un atterrissage complet en vue d'un avitaillement avant de reprendre les rotations.

Lorsque le moteur droit s'arrête, le voyant ambre « *R. Generator* » s'allume. L'avion est alors à très faible hauteur et faible vitesse, bien que supérieure à la VMC. L'avion part vers la droite, avec des mouvements de lacet et de roulis, sur une trajectoire descendante. Le pilote tente de contrôler l'appareil afin d'éviter la collision avec le sol et les obstacles. L'avion traverse la cime d'une ligne d'arbres, puis se pose dans un champ. La pratique des exercices de panne de moteur est réalisée une fois par an lors de la prorogation de la qualification de type.

La tuyauterie de carburant présentant une fuite a été posée sur le moteur lors de la révision générale 13 ans avant l'évènement.

3.2. Causes de l'évènement

L'extinction du moteur droit est la conséquence d'une fuite de carburant qui trouve son origine dans l'apparition d'une fissure sur la tuyauterie d'alimentation du moteur droit, ayant entraîné l'extinction de celui-ci :

- la fissure s'est propagée à partir de points de corrosion sous une brasure défailante de la tuyauterie, jusqu'à devenir traversante ;
 - les contrôles de qualité de fabrication de la tuyauterie n'ont pas détecté les défauts de la brasure ;
 - les inspections visuelles lors des maintenances ou en ligne n'ont pas permis de relever le défaut de brasure.
- La perte de contrôle et l'atterrissage improvisé dans un champ sont la conséquence de :
- la détection retardée de la panne du moteur droit, favorisée par :
 - la focalisation sur une panne de génératrice ;
 - la surcharge cognitive générée par la phase finale de l'approche et le réarmement de la génératrice ;
 - une représentation erronée de la situation entraînant le traitement d'une panne ambre en finale ;
 - la baisse d'attention due à la répétitivité des vols réalisés quasi systématiquement selon la même séquence, et quasi exclusivement pour l'ETAP sur un unique aéroport ;
 - la priorisation des tâches retardant la gestion de la panne, favorisée par :
 - la migration des pratiques conduisant à une diminution des marges de manœuvre en cas de panne,
 - l'absence de mise en drapeau automatique ;
 - l'absence d'entraînement à la panne de moteur, ne permettant pas la mécanisation des gestes ;
 - le contrôle insuffisant de l'avion, dont les commandes étaient pourtant pleinement efficaces, favorisé par :
 - l'optimisation du temps incitant le pilote à réaliser un atterrissage court ;
 - l'ergonomie du poste de pilotage contraignant fortement l'utilisation complète des commandes de vol ;
 - la demande de puissance des moteurs sans mise en drapeau de l'hélice, accentuant le phénomène de lacet et de roulis ;
 - un manque de pratique de la panne de moteur nécessitant l'emploi du plein débattement des commandes de vols.

PAS DE TEXTE

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

4.1.1. Exploitation opérationnelle de l'avion

Les pilotes de la société Inter DZ ont l'habitude de réaliser des atterrissages courts sur terrain non limitatif, sans nécessairement conserver des conditions permettant, en cas de panne d'un moteur, une poursuite de l'atterrissage ou l'application d'une procédure de remise de gaz dans des conditions optimales de réalisation. En finale, alors qu'il décide par habitude de réaliser un atterrissage court, le pilote fait face à une panne particulièrement pénalisante, qui le conduit à adapter le pilotage de l'avion sans référence à une procédure spécifique.

L'*operating data manual* impose une approbation des conditions d'atterrissage court par l'autorité régulatrice.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la société Inter DZ de déterminer dans son manuel d'exploitation les conditions d'usage et de réalisation des procédures d'atterrissage court.

R1 – [T-2019-06-I] *Destinataire : Inter DZ*

4.1.2. Mise en drapeau automatique

Pour les procédures d'atterrissage du Twin Otter, l'armement de la fonction de la mise en drapeau automatique n'est pas prévu par le manuel de vol. À l'instar des procédures sur d'autres avions, cette fonctionnalité aurait pu prévenir ou limiter la perte de contrôle de l'aéronef lors de la demande de puissance avec l'arrêt d'un moteur.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à Transport Canada Civil Aviation (TCCA) de promouvoir auprès du détenteur du certificat de type du DHC-6 l'étude du développement d'un système de mise en drapeau automatique des hélices sur Twin Otter, utilisable systématiquement pour les phases d'atterrissage.

R2 – [T-2019-06-I] *Destinataire : TCCA*

4.1.3. Procédure de traitement de la panne de génératrice

Le manuel de vol indique que l'allumage du voyant « *R. Generator* » puisse uniquement provenir d'un dysfonctionnement de la génératrice. Or ce dysfonctionnement peut également provenir de l'ouverture du disjoncteur suite à la chute du régime du moteur. Le mémento des procédures ne prévoit pas de contrôle croisé d'autres paramètres du moteur.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à Transport Canada Civil Aviation de promouvoir auprès du détenteur du certificat de type du DHC-6 l'étude de la révision du manuel de vol pour inclure une vérification des paramètres des moteurs avant de conclure à un dysfonctionnement de la génératrice.

R3 – [T-2019-06-I] *Destinataire : TCCA*

4.1.4. Priorité des actions

En finale, le pilote a une action réflexe de traitement de la panne de génératrice électrique (voyant ambre). Cette action, réalisée à un moment où les ressources cognitives doivent être allouées au pilotage de la trajectoire, a pu retarder la détection et le traitement de la panne moteur.

Le manuel de vol présente des conditions de réalisation de différentes procédures, qui mériteraient d'être rappelées, rassemblées, et enrichies pour les adapter à l'exploitation opérationnelle du Twin Otter par la société Inter DZ.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la société Inter DZ de prévoir dans ses procédures une hauteur minimale en-dessous de laquelle certaines pannes ne doivent pas être traitées, ou comment ces pannes doivent être traitées.

R4 – [T-2019-06-I] Destinataire : Inter DZ

4.1.5. Entraînement aux procédures

Le pilote n'a pas immédiatement passé l'hélice en drapeau. L'insuffisance d'entraînement à la panne moteur sur cet avion complexe, et dans des phases inhabituelles, limité au vol annuel réglementaire de renouvellement de qualification de type, n'a pas permis la mécanisation de la procédure à exécuter dans une action réflexe.

Le recours à la simulation permet d'étudier des cas non réalisables en vol, comme la panne moteur dans des phases critiques.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la société Inter DZ de développer un programme d'entraînement, visant à augmenter la fréquence des entraînements à la panne moteur en finale, en réel ou en ayant recours à la simulation, et de renforcer le réalisme des exercices de pannes.

R5 – [T-2019-06-I] Destinataire : Inter DZ

4.1.6. Gestion de la sécurité des vols

Les pilotes emploient l'avion dans une activité répétitive pouvant induire une baisse d'attention et des actions par habitude.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la société Inter DZ de développer un système de gestion de la sécurité des vols de façon à prendre en compte la répétitivité de l'activité et les biais et dérives induits.

R6 – [T-2019-06-I] Destinataire : Inter DZ

4.1.7. Tuyauterie : contrôle qualité, maintenance

La qualité de la fabrication de la tuyauterie est à l'origine de la fissure, qui s'est propagée par fatigue vibratoire sur des temps longs. La tuyauterie a franchi toutes les étapes de contrôle sans être écartée.

À l'occasion des opérations de maintenance, les contrôles réalisés sur la tuyauterie n'ont pas remis en cause la présence du défaut de jonction ou la présence du bourrelet de brasure.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à Transport Canada Civil Aviation, en liaison avec la société Pratt & Whitney, d'étudier la revue des critères d'acceptabilité des tuyauteries lors de la fabrication et lors des opérations de maintenance, en s'appuyant sur les conclusions de l'expertise de la tuyauterie.

R7 – [T-2019-06-I] Destinataires : TCCA - Pratt et Whitney

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

4.2.1. Règle de vols

Le contrat entre le ministère des armées et la société Inter DZ prévoit que les vols affrétés par les unités de l'armée de terre soient conduits selon les règles de vol de la circulation aérienne militaire (CAM).

Or cette disposition n'est pas nécessaire pour réaliser les vols de largages dans le cadre de l'instruction et de l'entraînement des parachutistes de l'ETAP.

La société Inter DZ ne dispose pas des autorisations nécessaires pour voler selon les règles de vol de la CAM : elle réalise les vols en appliquant les règles de vol de la circulation aérienne générale (CAG).

Aucune autorisation de vol en CAM n'a été demandée par Inter DZ, ni accordée par la direction de la sécurité aéronautique d'État (DSAÉ).

Le recours à la CAM peut inciter les équipages à appliquer des règles de vol non maîtrisées. La délivrance de l'autorisation d'appliquer les règles de vols de la CAM implique de s'assurer et de contrôler les compétences du prestataire.

En conséquence, le BEA-É recommande :

au service du commissariat des armées (SCA) (services acheteurs) et aux autorités d'emploi (prescripteurs des prestations aéronautiques de transport, formation) d'éviter, dans les contrats en vigueur ou à venir, le recours aux vols en circulation aérienne militaire si cela n'est pas nécessaire.

R8 – [T-2019-06-I] *Destinataires : SCA – CEMAT – CEMM – CEMAAE*

4.2.2. Contrat de location

L'examen du contrat a mis en évidence des défauts de connaissances aéronautiques nécessaires à la rédaction, la passation et le suivi du marché. Les documents présentés par le titulaire sont incomplets ou absents (manuel d'exploitation, autorisation de vol CAM, contrat de maintenance entre l'exploitant et l'organisme de gestion du maintien de la navigabilité), et ne permettent pas de contrôler pleinement la qualité du prestataire et la bonne exécution du contrat.

La notification de l'évènement n'est pas parvenue directement au BEA-É.

Des démarches d'amélioration des processus sont en cours.

En conséquence, le BEA-É recommande :

au service du commissariat des armées (services acheteurs), en liaison avec les prescripteurs des prestations aéronautiques (transport, formation) et la DSAÉ, de poursuivre les démarches d'amélioration de la qualité technique des marchés, lors de l'élaboration, l'exécution et le suivi des marchés, au regard des exigences de qualité attendue (navigabilité, sécurité, formation, circulation aérienne militaire).

R9 – [T-2019-06-I] *Destinataires : SCA - DSAÉ*

au service du commissariat des armées (SCA) (services acheteurs), en liaison avec les prescripteurs des prestations aéronautiques (transport, formation) et la DSAÉ, d'introduire dans les contrats une disposition prévoyant la notification des évènements aériens au BEA-É en application de l'arrêté du 6 février 2006 fixant la liste des incidents devant être portés à la connaissance du BEA-É et de l'instruction n° 7401/DEF/CAB du 14 août 2020 relative à la conduite des enquêtes techniques menées par le BEA-É.

R10 – [T-2019-06-I] *Destinataires : SCA - DSAÉ*

Une recommandation similaire sur les affrètements d'aéronef par les armées a déjà été publiée à l'occasion du rapport I-2016-15-A.

4.2.3. Protocole de parachutage

Les relations, règles et obligations relatives aux activités de parachutages, entre le centre de contrôle d'approche de Pau-Pyrénées et les unités de l'armée de terre et de l'air implantées localement sont régies par un protocole du 15 février 2008, nécessitant une mise à jour. Un processus de mise à jour a été initié localement, sans qu'il ait abouti à la date de parution du rapport.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à l'armée de Terre, en liaison avec l'armée de l'Air et de l'Espace, et le service de la navigation aérienne Pyrénées de la direction générale de l'aviation civile, de mettre à jour le protocole du 15 février 2008 relatif à l'organisation des activités de parachutage dans les zones de l'aéroport Pau-Pyrénées.

R11 – [T-2019-06-I] Destinataires : CEMAT – CEMAAE – DSNA/SO Aquitaine et Pyrénées

4.2.4. Renseignement de la documentation

Les mentions des quantités de carburant avitaillé reportées par l'équipage dans l'*aircraft technical log* (2 fois 400 lb) diffèrent de celles portées par le service des essences des armées (SEA) sur les feuillets de délivrance (400 L et 240 L) et n'utilisent pas les mêmes unités de mesure.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la société Inter DZ de rappeler aux équipages la rigueur nécessaire à la retranscription des informations relatives aux performances de l'aéronef et pouvant avoir un impact sur la sécurité du vol.

R12 – [T-2019-06-I] Destinataire : Inter DZ

4.2.5. Enregistrement des vols

Pour reconstituer et analyser l'évènement, l'enquête n'a bénéficié que de témoignages et de données issues de vidéosurveillances.

La trajectoire n'a pas pu être reconstituée à partir des cinq équipements électroniques (trois GPS, une tablette électronique de gestion de mission, un téléphone mobile personnel) présents dans l'aéronef au moment de l'évènement, et dont les capacités d'enregistrement n'étaient pas activées.

En conséquence, le BEA-É recommande :

à la société Inter DZ d'étudier la mise en place à bord de ses appareils d'un moyen d'enregistrement des conversations et des données de vols, utiles aux enquêtes de sécurité aérienne, comme pour l'analyse des vols dans le cadre du système de gestion de la sécurité des vols de la société.

R13 – [T-2019-06-I] Destinataire : Inter DZ

à la société Inter DZ de permettre l'enregistrement des trajectoires sur les appareils électroniques présents à bord ou emportés par l'équipage.

R14 – [T-2019-06-I] Destinataire : Inter DZ

ANNEXES

ANNEXE 1 Extraits de l' <i>operating data manual</i> PSM 1-6-1 applicable au DHC-6-200 pour les atterrissages courts	38
ANNEXE 2 Extraits du manuel de vol PSM 1-62-1A applicable au DHC-6-200	39
ANNEXE 3 Compte rendu de l'expertise de la tuyauterie d'alimentation en carburant	40

ANNEXE I

EXTRAITS DE L'OPERATING DATA MANUAL PSM 1-6-1 APPLICABLE AU DHC-6-200 POUR LES ATTERRISSAGES COURTS

5.1.3 MAXIMUM PERFORMANCE STOL APPROACH AND LANDING

- a. Flaps - Landing ($37\ 1/2^\circ$).
- b. Propeller levers - Full INCREASE. (RESET PROPS caution/warning light out.)
- c. Power levers - IDLE.
- d. Airspeed - Maintain approach speed value at 50 ft given in figure 5-3-19 until the flare.
- e. Flare - Using full up elevator.
- f. Touchdown - At speed given in figure 5-3-19 on main wheels in nose up attitude.
- g. Immediately following touchdown - Apply full reverse thrust and maximum braking.

CAUTION

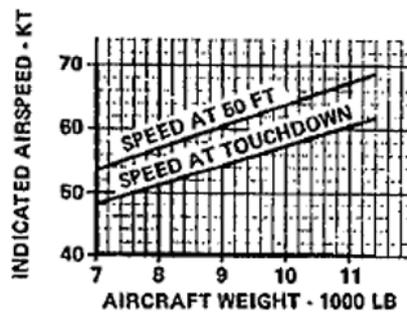
Never apply reverse power unless the propeller levers are at full INCREASE. (When power lever/propeller lever interlock is incorporated, reverse power cannot be applied unless the propeller levers are at full INCREASE.)

Note

Most effective braking is achieved by intermittent application of full brake, in which duration of each application is approximately 1 second with intervals between applications kept as brief as possible.

h. Direction - Maintain during landing roll by small amounts of differential reverse power and differential braking.

i. Power levers - Bring airplane to complete stop before advancing power levers to IDLE.

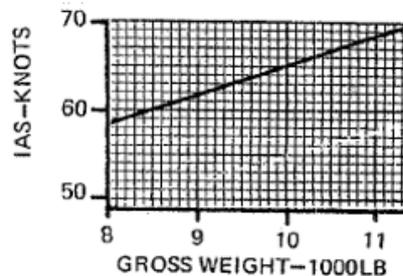


ANNEXE II
EXTRAITS DU MANUEL DE VOL PSM 1-62-1A APPLICABLE AU DHC-6-200

5.12.2.5 LANDING PROCEDURES.

5.12.2.5.1 NORMAL LANDING.

- a. Select flaps "landing" (37.5°). Airspeed to value obtained from figure 5-12-25.
- b. Propeller levers - Full INCREASE. (RESET PROPS caution light out.)
- c. Power levers - As required until commencement of flare. IDLE prior to touchdown.
- d. Touchdown - On main wheels.
- e. Apply brakes as necessary when nosewheel is firmly on ground.
- f. Apply reverse power as applicable.



CAUTION

Reverse power cannot be applied unless the propeller levers are at full INCREASE.

CAUTION

"Slam" application of reverse power is prohibited.

Note

Reverse power is not a factor in the established landing distances given in figure 5-12-25.

- g. Landing roll - Use rudder and brakes as necessary to maintain direction.
- h. Nosewheel steering - Use if required on landing roll and for taxiing.

5.12.3.2.2 LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE. The procedure for landing with one engine inoperative is as follows:

- a. Approach speed - 83 knots IAS for all airplane weights.
- b. Flaps - Approach (10°).
- c. Flaps - Landing (37 1/2°) when safe landing is assured and power is no longer required on live engine.
- d. Propeller lever (live engine) - Full INCREASE.
- e. After touchdown - Apply brakes as required.

5.12.3.2.3 GO-AROUND WITH ONE ENGINE INOPERATIVE. Go-around on one engine must not be attempted at airspeeds below V_{MC} or if flaps are at an angle greater than 10°.

- a. Airspeed - Not below V_{MC}.
- b. Power - Advance the power lever on the live engine up to the T5, torque, or Ng limit, whichever is reached first.
- c. Maintain heading by applying rudder and lowering wing against live engine as necessary.
- d. Climb at 76 knots IAS with flaps at 10°.

Note

Best single engine climb performance is achieved with flaps 10° at 76 knots using 96% propeller rpm.

ANNEXE III
 COMPTE RENDU DE L'EXPERTISE DE LA TUYAUTERIE D'ALIMENTATION EN CARBURANT



MINISTÈRE DES ARMÉES



DIRECTION GÉNÉRALE
 DE L'ARMEMENT
 DGA Essais propulseurs

RAPPORT D'INVESTIGATIONS FINAL 48DESA19 N° de prestation 06G0050
Objet : Examen de la fissure de la tuyauterie carburant du Twin Otter

Références : Demande par mail du BEA-É – Enquête T-2019-06-I

Date de réception des pièces : 09/07/2019
 Début de l'investigation : 01/10/2019
 Fin de l'investigation : 29/10/2019

Nature de la demande :

Une fuite de carburant ayant été constatée sur une tuyauterie du GTP droit d'un Twin Otter, Le BEA-É a demandé au laboratoire de métallurgie de DGA-EP d'en déterminer l'origine.

Conclusion :

Les examens réalisés montrent qu'à l'origine de la fissure, le volume de brasure est insuffisant. De plus, la brasure est non jointive. Des piqûres de corrosion sont observables sous la brasure. Elles sont à l'origine d'un amorçage multiple d'une fissure propagée par fatigue vibratoire haute fréquence. Cette fissure est traversante entraînant un écoulement de carburant.

L'absence dans la fissure des éléments constitutifs de la brasure indique que la fissure n'est pas préexistante au procédé de fabrication.

Une surépaisseur de brasure est observable à un défaut de jonction sur un secteur angulaire de 10°. Cette surépaisseur est sans lien direct avec la fissure.

COMPOSITION				PROTECTION
Pages 18	Planches -	Annexes 2	Références bibliographiques -	Non Protégé
REPERES D'ARCHIVAGE				
Thème d'identification : Twin Otter – Tuyauterie carburant				
Mots clés : piqûres de corrosion – fatigue – brasure non jointive – fuite carburant				
<small>Ce document est la propriété de DGA Essais propulseurs. Les informations qu'il contient ne peuvent pas être utilisées, reproduites ou communiquées sans son accord préalable écrit.</small>				
Le Responsable Investigations R. LAMOTTE 	Approbateur B. PRIET 	Le chef de division <input type="checkbox"/> ou son délégué <input checked="" type="checkbox"/> Bertrand PRIET Chef du département DESA-E DGA Essais Propulseurs	Le Manager d'Affaires DE LA REBERDIERE 	
DIFFUSION INTERNE : PAPIER <input type="checkbox"/> ELECTRONIQUE <input checked="" type="checkbox"/> D⇒SDA – SDA/MA⇒SDT⇒DESA⇒DESA/SI ⇒DESA/XT ⇒DESA/AP ⇒DESA/EA ⇒LAMOTTE				
DIFFUSION EXTERNE : PAPIER <input type="checkbox"/> ELECTRONIQUE <input checked="" type="checkbox"/> Nicolas Casal (BEA-É) – Christelle Dufer (ASA-PRA) – Nicolas Hué (UM AMS)				

Modèle DGA Essais propulseurs n° 319021 S-CAT Ed07 associé à la procédure DGA Essais propulseurs n° 319017 S-CAT