

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

Brétigny sur Orge, le 08 avril 2008

RAPPORT PUBLIC D'ENQUÊTE TECHNIQUE



BEAD-air-F-2007-017-A

| | |
|----------------------------|--|
| Date de l'événement | 6 septembre 2007 |
| Lieu | Le Luc (83) |
| Type d'appareil | Ecureuil AS 355 F2 |
| Immatriculation | FZBAC |
| Organisme | Douanes françaises |
| Unité | Brigade aérienne de surveillance des Douanes de Hyères (83) |

AVERTISSEMENT

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page 1 (couverture) : ©Douanes françaises

Pages 19 – 20 – 21 et 26 : BEAD-air.

Page 47 : Plan de situation pris sur le site Internet de la Direction général de l'aviation civile (DGAC).

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'événement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'analyse des causes possibles de l'événement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes certaines ou possibles. Enfin, dans le dernier chapitre, des propositions en matière de prévention sont présentées.

UTILISATION DU RAPPORT

L'objectif du rapport d'enquête technique est d'identifier les causes de l'événement et de formuler des recommandations de sécurité. En conséquence, l'utilisation exclusive de la deuxième partie de ce rapport et des suivantes à d'autres fins que celle de la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

TABLE DES MATIERES

| | |
|---|-----------|
| <i>Avertissement</i> | 2 |
| <i>Table des matières</i> | 3 |
| <i>Glossaire</i> | 5 |
| <i>Table des illustrations</i> | 6 |
| <i>Synopsis</i> | 7 |
| 1 Renseignements de base | 10 |
| 1.1 Déroulement du vol..... | 10 |
| 1.1.1 Mission..... | 10 |
| 1.1.2 Déroulement..... | 10 |
| 1.1.2.1 Contexte de la formation..... | 10 |
| 1.1.2.2 Préparation du vol..... | 11 |
| 1.1.2.3 Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'évènement..... | 11 |
| 1.1.2.4 Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol..... | 12 |
| 1.2 Tués et blessés..... | 13 |
| 1.3 Dommages à l'aéronef | 13 |
| 1.4 Autres dommages..... | 13 |
| 1.5 Renseignements sur le personnel | 13 |
| 1.5.1 Membres d'équipage de conduite..... | 13 |
| 1.5.1.1 Commandant de bord..... | 13 |
| 1.5.1.2 Pilote..... | 14 |
| 1.6 Renseignements sur l'aéronef | 15 |
| 1.6.1 Maintenance | 16 |
| 1.6.2 Performances et limitations | 16 |
| 1.6.3 Masse et centrage | 17 |
| 1.7 Conditions météorologiques..... | 17 |
| 1.7.1 Informations transmises par l'ATIS | 17 |
| 1.7.2 A la mise en route..... | 18 |
| 1.7.3 Au moment de l'évènement..... | 18 |
| 1.8 Renseignements sur l'aérodrome | 18 |
| 1.9 Enregistreurs de bord | 18 |
| 1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact..... | 18 |
| 1.10.1 Examen de la zone..... | 18 |
| 1.10.2 Examen de l'aéronef..... | 19 |
| 1.10.2.1 Etat général..... | 19 |
| 1.10.2.2 Séquence d'arrêt | 21 |
| 1.11 Renseignements médicaux et pathologiques..... | 22 |
| 1.12 Incendie..... | 22 |
| 1.13 Survie des occupants | 22 |
| 1.13.1 L'évacuation de l'appareil..... | 22 |
| 1.13.2 Organisation des secours | 22 |
| 1.14 Essais et recherches..... | 22 |
| 1.14.1 Expertise des moteurs..... | 22 |
| 1.14.2 Expertise du mécanisme de transmission arrière..... | 23 |
| 1.14.3 Etude des paramètres du vol..... | 23 |
| 1.15 Renseignements supplémentaires..... | 23 |
| 2 Analyse | 24 |
| 2.1 Analyse des dommages et des résultats des expertises..... | 24 |
| 2.1.1 L'examen des dommages | 24 |
| 2.1.2 L'examen des traces d'impact | 26 |
| 2.2 Hypothèse 1: la défaillance mécanique | 26 |
| 2.3 Hypothèse 2, liée au facteur humain : | 27 |

| | |
|--|-----------|
| 2.3.1 Le contexte particulier et la composition de l'équipage | 28 |
| 2.3.1.1 Le contexte | 28 |
| 2.3.1.2 La composition de l'équipage..... | 29 |
| 2.3.2 La gestion des conditions aérotechniques du vol..... | 30 |
| 2.3.2.1 Le calcul de la masse de l'appareil | 30 |
| 2.3.2.2 La prise en compte des conditions météorologiques et aérologiques | 30 |
| 2.3.3 Conclusion sur l'hypothèse d'un raté d'exécution associé à un manque de synergie au sein de l'équipage | 31 |
| 2.4 Hypothèses relatives à des causes environnementales: | 32 |
| 2.4.1 L'ingestion d'un flux d'air chaud dans la turbine..... | 32 |
| 2.4.2 Le phénomène de Vortex..... | 33 |
| 3 Conclusion | 35 |
| 3.1 Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement..... | 35 |
| 3.1.1 Contexte et préparation de la mission..... | 35 |
| 3.1.2 Déroulement de l'exercice..... | 35 |
| 3.2 Causes de l'événement..... | 36 |
| 4 Recommandations de sécurité | 37 |
| 4.1 Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement | 38 |
| 4.2 Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement | 39 |
| 4.2.1 Calcul du devis de masse..... | 39 |
| 4.2.2 Enregistreur de vol | 39 |
| Annexes | 40 |
| 1 PROCEDURES ET PERFORMANCES DE L'AS355 F2 | 41 |
| 2 PLAN DE SITUATION DU TERRAIN DU LUC | 47 |
| 3 LE PHENOMENE DE VORTEX | 48 |

GLOSSAIRE

| | |
|----------|---|
| BEAD-air | Bureau enquêtes accidents défense air |
| DGDDI | Direction Générale des Douanes et des Droits Indirects |
| EAALAT | Ecole d'Application de l'Aviation Légère de l'Armée de Terre |
| EPI | Enquêteur de première information |
| EPNER | Ecole du Personnel Navigant d'Essais et de Réception |
| Ft | <i>Feet</i> – pied (1 ft = 0,33 mètre) |
| FTO | <i>Flight training operation</i> Centre d'instruction homologuée par la Direction Générale de l'Aviation Civile. |
| Kt | <i>Knot</i> – nœud (1 kt ≈ 1,852 km/h) |
| PDA | Point de décision à l'atterrissage |
| PDD | Point de décision au décollage |
| QFU | Sens de l'atterrissage et de décollage |
| QT | Qualification de type |
| T4 | Indication de la température du moteur en degrés Celsius |

TABLE DES ILLUSTRATIONS

| | |
|--|----|
| Photo n°1 : trace impact patin gauche_____ | 19 |
| Photo n°2 : état général_____ | 20 |
| Photo n°3 : rupture de la poutre de queue_____ | 20 |
| Photo n°4 : embout cannelé de l'arbre arrière de transmission_____ | 20 |
| Photo n°5 : bride d'accouplement de l'arbre arrière de transmission_____ | 20 |
| Photo n°6 : déformation de la béquille_____ | 20 |
| Photo n°7 : déformation de la dérive inférieure_____ | 20 |
| Photo n°8 : impact sur la pale de rotor anti-couple_____ | 21 |
| Photo n°9 : impact sur la pale de rotor anti-couple_____ | 21 |
| Photo n°10 et n°11 : impact sur la pale principale rouge_____ | 21 |
| Photo n°12 : trace d'impact du patin gauche_____ | 26 |
| | |
| Figure 1 : fiche de calcul du devis poids utilisée par l'équipage_____ | 41 |

SYNOPSIS

- Date de l'événement : le 6 septembre 2007 à 15h18 locales¹
- Lieu de l'événement : terrain de l'école d'application de l'Aviation Légère de l'Armée de Terre (EAALAT) à Le Luc (83).
- Organisme : Douanes Françaises.
- Commandement organique / Service / Direction : Direction Générale des Douanes et des Droits Indirects (DGDDI).
- Unité : Brigade aérienne de surveillance des Douanes de Hyères (83).
- Aéronef : Ecureuil AS355 F2.
- Nature du vol : séance d'instruction – qualification de type.
- Nombre de personnes à bord : 2.

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Lors d'une séance d'instruction aux procédures monomoteur sur hélicoptère ponctuel², l'Ecureuil percute le sol et rebondit. La poutre de queue se rompt, la cellule effectue une rotation de 180 degrés par la gauche et s'immobilise.

L'équipage effectue la procédure d'arrêt et évacue l'appareil. Les deux membres d'équipage sont indemnes.

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

² Aire aménagée dont les dimensions sont supérieures à au moins une fois et demi la longueur hors tout de l'appareil.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un directeur d'enquête technique, et un enquêteur adjoint du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air).
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un pilote ayant une expertise sur Ecureuil AS355 F2.
- Un mécanicien ayant une expertise sur Ecureuil AS355 F2.

Autres experts consultés

- Un pilote d'essais de la Délégation Général pour l'Armement (DGA) – Ecole du Personnel Navigant d'Essai et de Réception (EPNER) à Istres.
- Un ingénieur membre du bureau accident de la société EUROCOPTER Marignane.

Déclenchement de l'enquête technique

La permanence du BEAD-air a été prévenue dans les instants suivant l'évènement, et la désignation de l'EPI est intervenue dès 16h00. Ce dernier est arrivé sur les lieux à 16h15. Les actions d'enquête technique lui ont été confiées sous la responsabilité du directeur d'enquête technique. Les experts pilotes et mécaniciens choisis par l'organisme d'occurrence, auraient du faire l'objet d'une désignation officielle par ce dernier pour officialiser leur qualité d'experts au sein du groupe d'enquête technique.

Enquête judiciaire

- Le Parquet de Draguignan (83) s'est saisi de l'affaire.
- Un officier de police judiciaire de la brigade de gendarmerie des transports aériens de Nice (06) a été commis.
- Le Parquet de Draguignan a classé la procédure sans suite.

1 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Mission

| | |
|----------------------------|-----------------------------------|
| Indicatif mission | FD 8387 |
| Type de vol | CAG/VFR |
| Type de mission | Instruction qualification de type |
| Dernier point de départ | EAALAT terrain Le Luc |
| Heure de départ | 14h15 |
| Point d'atterrissage prévu | EAALAT terrain Le Luc |

1.1.2 Déroulement

1.1.2.1 Contexte de la formation

Dans le contexte du programme de remplacement des hélicoptères mono turbine par des hélicoptères biturbines du type EC 135, la DGDDI a pris la décision de qualifier ses pilotes selon les normes JAR-FCL et ainsi de mettre en place un programme de qualification de type (QT) sur Ecureuil AS355 bi turbines. Cette formation est sous traitée à une société de droit privé reconnue FTO³, disposant d'un instructeur qualifié et habilité à dispenser ce type d'instruction.

Les journées des 3 et 4 septembre 2007 sont consacrées à l'instruction théorique. Le 5 septembre 2007 matin, l'instructeur effectue un vol d'accoutumance sur l'appareil avec un commandant de bord confirmé des Douanes. Une reconnaissance de l'environnement et du terrain de « Le Luc - Le Cannet » est réalisée à cette occasion. Les deux premières séances en vol du programme de la qualification de type sont effectuées par l'équipage concerné par l'évènement le 5 septembre 2007 après midi et le 6 septembre matin 2007.

³ *Flight training operation* : centre d'instruction homologué par la DGAC selon les normes définies par les JAR

1.1.2.2 Préparation du vol

Le vol considéré est le troisième vol du programme. Il est consacré aux exercices de panne mono moteur avant et après le point de décision à l'atterrissage (PDA) ainsi qu'aux procédures de panne avant et après le point de décision au décollage (PDD). Ce vol est inscrit aux ordres de vol de la base de l'EAALAT – Le Luc, et a fait l'objet d'un briefing de l'instructeur avant le décollage.

Pour ce vol, pour des raisons de masse et de sécurité au poser, les équipements de la flottabilité de secours de l'appareil ont été démontés. A la demande de l'instructeur, les opérations de réglage du débit maximum du régulateur du moteur le plus sensible aux montées en température, habituellement réalisées au sein des Douanes pour ce type de séance, ne sont pas effectuées.

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

L'Ecureuil décolle à 14h15. Après contact avec la tour de contrôle, l'équipage s'aligne sur la bande en herbe QFU 31 gauche du terrain de « Le Luc », et effectue une inspection visuelle de la bande⁴. Plusieurs exercices de décollage et d'atterrissage sont effectués en local, sans coupure moteur pour permettre au pilote stagiaire de visualiser et mémoriser les trajectoires de panne.

Deux tours de piste sont ensuite effectués avec panne moteur au décollage après le PDD, et panne moteur à l'atterrissage après PDA.

Un premier exercice de décollage sur hélicoptère ponctuel avec panne moteur avant le PDD est ensuite réalisé. L'instructeur réduit le moteur droit lorsque l'hélicoptère atteint la hauteur de 70 ft⁵. L'appareil dépasse le point de poser prévu. Deux témoins extérieurs, mécaniciens de l'EAALAT, jugent la trajectoire et le poser de l'appareil comme inhabituels. L'instructeur effectue un débriefing et propose au pilote une nouvelle démonstration. Le pilote n'estime pas cette démonstration nécessaire et pense pour pouvoir effectuer les corrections nécessaires au prochain exercice. L'instructeur accepte, et l'équipage repositionne l'appareil sur la piste

⁴ Cette opération consiste à vérifier la nature et la propreté du sol (absence de trous, déchets...).

⁵ ft = *feet* - pied, (1 ft = 0,33 m).

1.1.2.4 Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

La panne moteur est de nouveau simulée par l'instructeur à une hauteur de 70 ft après le décollage. Le pilote interrompt le décollage, baisse le pas et prend une trajectoire le ramenant sur le point de décollage. L'appareil s'installe sur un taux de chute compris entre 300 et 500 ft/mn. La trajectoire et l'assiette sont contrôlées par l'instructeur. Les tours rotors sont vérifiés et annoncés à 370 tours/mn.

Au cours de la descente, constatant qu'il dispose d'une marge disponible d'environ 20 degrés Celsius à l'indication de la valeur de T4⁶, le pilote augmente la valeur du pas général à l'aide de cet instrument.

A une hauteur sol, estimée par les deux membres d'équipage entre 10 ft et 15 ft, l'appareil s'enfonce. L'instructeur et le pilote stagiaire agissent simultanément au manche cyclique (vers l'avant et vers la droite), et tirent le pas général pour amortir le contact avec le sol. Cette dernière action est sans effet. La balise de détresse se déclenche à 15h18'40''. L'instructeur constate alors, sur sa gauche, l'arrachement de la poutre de queue. L'équipage effectue la procédure d'arrêt, et évacue l'appareil.

1.1.3 Localisation

➤ Lieu :

⇒ pays : France département : Var (83) ;

⇒ commune : Le Luc en Provence (83) ;

⇒ coordonnées géographiques :

▪ N 45°23,3' ;

▪ E 006°23,3'.

⇒ altitude du lieu de l'événement : 265 ft.

➤ Moment : de jour, après midi.

⁶ T4 = indication de la température du moteur en degrés Celsius.

1.2 Tués et blessés

Tués et blessés

| Blessures | Membres d'équipage | Passagers | Autres personnes |
|-------------------|--------------------|-----------|------------------|
| Mortelles | 0 | 0 | 0 |
| Graves | 0 | 0 | 0 |
| Légères / Aucunes | 0/2 | 0 | 0 |

1.3 Dommages à l'aéronef

Dommages à l'aéronef

| Aéronef | Disparu | Détruit | Endommagé | Intègre |
|--------------------|---------|---------|-----------|---------|
| AS 355 F2 FZBAC | | | X | |

La description des dommages est effectuée au paragraphe 1.9.

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 : 41 ans.
- Unité d'affectation : Société AVIAXESS – hélicoptère d'Issy les Moulineaux (92).

⇒ qualifications : Pilote professionnel hélicoptère (PPH), instructeur, TRE⁷ en cours de validité.

⇒ Heures de vol comme pilote :

| | Total | | Dans le semestre écoulé | | Dans les 30 derniers jours | |
|------------------|-------------------------------|-----------------|-------------------------|-----------------|----------------------------|-----------------|
| | Sur tous types d'hélicoptères | Dont sur AS 355 | Sur tous types | Dont sur AS 355 | Sur tous types | Dont sur AS 355 |
| Total | 6570 | 600 | 250 | 20 | 30 | 7 |
| Dont instructeur | 750 | 150 | 85 | 20 | 16 | 7 |

➤ Date du dernier vol comme pilote :

⇒ sur l'aéronef :

- de jour : le 6 septembre 2007 matin.

➤ expérience d'instructeur au profit des douanes : 15 séances d'entraînement aux procédures d'urgence sur Ecureuil AS350 mono turbine sur un appareil de sa compagnie. Malgré son expérience de ce type de qualification sur ce type d'hélicoptère, c'est sa première expérience d'instruction qualifiante au profit des Douanes.

1.5.1.2 Pilote

➤ Age : 51 ans.

➤ Unité d'affectation : Brigade de surveillance aérienne des Douanes de Dugny le Bourget (93).

⇒ fonction dans l'unité : pilote.

➤ Formation :

⇒ qualifications : PPH en cours de validité, qualification moniteur hélicoptère de l'ALAT ;

⁷TRE : *Type rating examiner* – examinateur de qualification de type.

⇒ heures de vol comme pilote

| | Total | | Dans le semestre écoulé | | Dans les 30 derniers jours | |
|-------|-------------------------------|----------------|-------------------------|-----------------|----------------------------|-----------------|
| | Sur tous types d'hélicoptères | Dont sur AS355 | Sur tous types | Dont sur AS 355 | Sur tous types | Dont sur AS 355 |
| Total | 8700 | 9 | 222 | 9 | 38 | 9 |

➤ Date du dernier vol comme pilote :

⇒ sur l'aéronef :

- de jour : le 6 septembre 2007 matin.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : DGDDI.
- Base aérienne de stationnement : Brigade de surveillance aérienne des Douanes de Hyères (83).
- Type d'aéronef : Ecureuil AS355 F2.
- Caractéristiques :

| | Type - série | Numéro | Heures de vol totales |
|----------|--------------------|--------|-----------------------|
| Cellule | AS 355 F2 | 5026 | 8292.5 |
| Moteur 1 | ALLISON 250C20F | 822837 | 7077.7 |
| Moteur 2 | ALLISON 250C20F | 822226 | 11388.2 |

1.6.1 Maintenance

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

1.6.2 Performances et limitations

Les performances et limitations sont définies dans le chapitre 11-2 du manuel de vol (annexe 1 : procédure et performance).

Au moment de l'évènement, pour une altitude pression de 220 ft et une température de 26°C :

- La VSD ou vitesse de sécurité au décollage est égale à 40 kt ;
- La Vy ou vitesse de montée est égale à 55 kt ;
- La masse maximale autorisée au décollage et à l'atterrissage sur terrain dégagé est de 2380 kg ;
- La masse maximale autorisée au décollage et à l'atterrissage sur terrain ponctuel est de 2100 kg.

1.6.3 Masse et centrage

Au moment de l'événement, la masse de l'appareil est calculée par l'équipage à 2156 kg. Après prise en compte du démontage de la flottabilité de secours, la masse réelle au moment de l'événement est de 2128 kg (calcul effectué après l'évènement, et annoté sur la fiche ci-dessous)

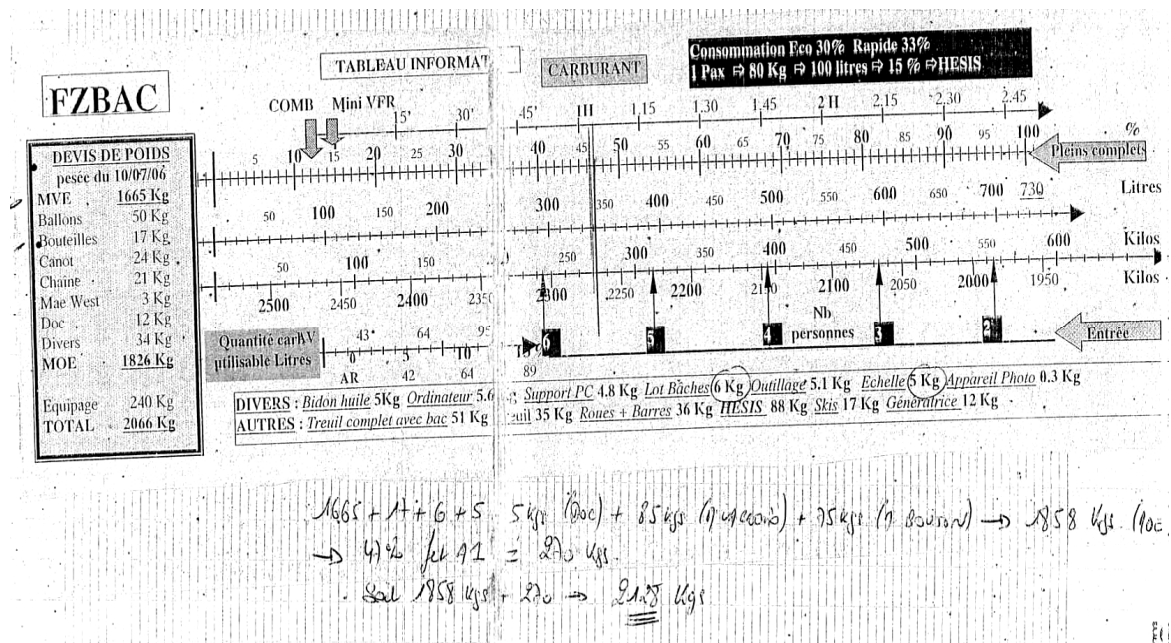


Figure 1 : fiche de calcul du devis poids utilisée par l'équipage

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Informations transmises par l'ATIS⁸

Information « GOLF » de 12h00 UTC :

Piste 27 en service, niveau de transition 50, vent au sol venant du 320° pour 4 à 12 kt, CAVOK⁹, température 26°C, QNH¹⁰ 1015, QFE¹¹ 1005.

⁸ ATIS : Air traffic information service – service automatique d'information de région terminal

⁹ CAVOK : Ceiling and visibility OK - Visibilité, nuages et temps présent meilleurs que valeurs ou conditions prescrites

¹⁰ QNH : indique la pression ramenée au niveau de la mer

¹¹ QFE : hauteur de sécurité

1.7.2 A la mise en route

Le vent réactualisé au moment de la mise en route est transmis par la tour de contrôle sur la fréquence sol, lors de l'autorisation de mise en route : vent venant du 290° pour 6 à 12 kt.

1.7.3 Au moment de l'évènement

A l'aide des transcriptions des communications de la tour de contrôle, il est établi que :

- A 15h17'36'', la tour de contrôle autorise l'équipage à effectuer l'exercice de panne, et annonce un vent venant du 210° pour 5 kt ;
- A 15h17'57'', soit quelques secondes avant l'évènement, la tour autorise un exercice similaire à un autre aéronef, et annonce un vent venant du 210° pour 12 kt.

1.8 Renseignements sur l'aérodrome

La base de l'EAALAT, aérodrome de Le Luc - Le Cannet, possède deux bandes en herbe orientées en QFU 13/31, et situées de part et d'autre de la piste principale en dur (voir plan en annexe 2). Ces deux bandes en herbe sont régulièrement utilisées par les équipages de la base pour les entraînements aux différentes procédures d'urgence. L'évènement a eu lieu sur l'une de ces bandes. Les contrôleurs de la plateforme gèrent simultanément ces exercices, les départs et les arrivées de la piste principale.

1.9 Enregistreurs de bord

Ce type d'appareil en service au sein des Douanes ne dispose d'aucun enregistreur de bord.

1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.10.1 Examen de la zone

S'agissant d'une bande en herbe dédiée aux entraînements aux procédures de secours, de nombreuses traces de patins sont présentes sur le site. Toutefois, la trace de l'impact d'un patin de l'appareil a été nettement identifiée.



Photo 1 : trace impact patin gauche

1.10.2 Examen de l'aéronef

1.10.2.1 Etat général

L'Ecureuil est posé sur ses patins, la poutre de queue est désolidarisée de la cellule, et est repliée sur la gauche de la cabine (photo 2). L'examen préliminaire montre les constatations suivantes :

- la poutre de queue est rompue au niveau de sa fixation sur la cellule par cisaillement des rivets de fixation du quart supérieur droit et par déchirement pour les autres (photo 3) ;
- l'embout cannelé de l'arbre de transmission arrière est désolidarisé de sa bride d'accouplement (photo 4 et 5) ;
- l'arbre intermédiaire de transmission est rompu au niveau du flector avant ;
- la dérive inférieure et la béquille sont endommagées (photo 6 et 7) ;
- une pale du rotor anti-couple présente des traces d'impact (photo 8 et 9) ;
- l'extrémité de la pale principale rouge présente des traces d'impact (photo 10 et 11) ;
- le capot du moteur gauche présente une déchirure ;
- les deux barres rigides de suspension gauche de la boîte de transmission principale ne sont pas libres en rotation selon le jeu normal ;
- pas ou peu de déformations résiduelles du train d'atterrissage.



Photo 2 : état général



Photo 3 : rupture de la poutre de queue



Photo 4 : embout cannelé de l'arbre arrière de transmission

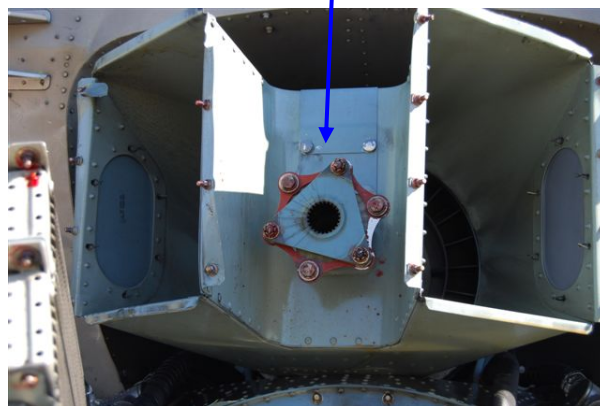


Photo 5 : bride d'accouplement de l'arbre arrière de transmission



Photo 6 : déformation de la béquille



Photo 7 : déformation de la dérive inférieure



Photo 8 : impact sur la pale de rotor anti-couple



Photo 9 : impact sur la pale de rotor anti-couple



Photo 10 et 11: impact sur la pale principale rouge

1.10.2.2 Séquence d'arrêt

L'observation de l'intérieur de la cabine montre que les manettes coupe feu sont freinées vers l'avant, que le frein rotor est libre vers l'avant. Les manettes de débit sont dans leurs crans, en position arrière (position d'arrêt).

1.11 Renseignements médicaux et pathologiques

Les deux membres d'équipage étaient à jour de leur visite médicale d'aptitude, et étaient médicalement aptes à remplir la mission. Les résultats des analyses des prises de sang effectuées en présence d'un officier de police judiciaire ne présentent pas d'anomalie.

1.12 Incendie

Pas d'incendie à bord.

1.13 Survie des occupants

1.13.1 L'évacuation de l'appareil

L'évacuation de l'appareil par l'équipage s'est effectuée de manière nominale, sans difficulté particulière.

1.13.2 Organisation des secours

La tour de contrôle est prévenue de l'évènement à la fois par la réception de l'émission du signal de la balise de détresse, et par le commandant de bord d'un autre hélicoptère posé sur la piste 31 en attente de décollage, qui est témoin de l'accident.

La base de L'EAALAT possède un dispositif d'alerte spécifique aux exercices de procédures d'urgence lorsque ceux-ci se déroulent sur la plate forme. Le véhicule d'intervention des pompiers est sur place moins de 2 minutes après l'accident, en mesure d'intervenir auprès des victimes.

1.14 Essais et recherches

1.14.1 Expertise des moteurs

Afin de déterminer si l'enfoncement ressenti par l'équipage a pu provenir d'une défaillance mécanique des moteurs, une expertise a été réalisée par l'industriel (société Allison, Canada).

1.14.2 Expertise du mécanisme de transmission arrière

Afin de déterminer le scénario d'endommagement et de rupture des différents éléments de la poutre de queue et de la cinématique de la transmission arrière, une expertise a été demandée au bureau accident d'Eurocopter.

1.14.3 Etude des paramètres du vol

L'EPNER a été sollicité afin d'évaluer l'influence des conditions aérologiques et des paramètres aérotechniques du moment sur la configuration de vol considérée.

1.15 Renseignements supplémentaires

- L'équipage d'un hélicoptère PUMA, posé sur la piste 31 dans l'attente d'un décollage après la finale de l'Ecureuil, assiste à l'accident et a pu fournir un témoignage visuel.
- L'enregistrement des communications de la tour de contrôle a fait l'objet d'une transcription écrite.
- Les relevés météorologiques du moment ont été récupérés auprès de la station météo de l'EAALAT.

2 ANALYSE

En l'absence d'enregistreur de paramètres, la reconstitution du scénario de l'accident a reposé essentiellement sur le témoignage des deux membres d'équipage, et sur celui de l'équipage d'un hélicoptère PUMA, situé sur la piste principale 31 en attente de décollage.

L'appareil a impacté le sol sur son patin gauche, avec un dérapage gauche. Il a rebondi en se cabrant, et en entamant une rotation par la gauche. La béquille de la poutre de queue a touché le sol, la poutre de queue s'est rompue et s'est désolidarisée. La cellule a poursuivi sa rotation par la gauche, et s'est immobilisée au sol à environ 180 degrés de l'axe de progression.

L'impact au sol de l'Ecureuil résulte d'un enfoncement non contrôlé, nettement ressenti par l'équipage, en très courte finale à une hauteur sol d'environ 10 à 15 ft.

L'analyse consistera, dans un premier temps, à vérifier la validité du scénario issu des témoignages par l'étude des faits exposés, des résultats des essais et expertises. Dans un deuxième temps, l'analyse portera sur la recherche des causes de cet enfoncement, et s'articulera en trois parties :

- l'analyse des causes techniques possibles ;
- l'étude des hypothèses relatives à des causes liées aux facteurs humains ;
- l'étude des hypothèses relatives à des causes d'origine environnementale.

2.1 Analyse des dommages et des résultats des expertises

Cette partie consiste à analyser les dommages constatés, les résultats des expertises, afin de discuter la validité de la trajectoire finale de l'appareil décrite par les témoignages.

2.1.1 L'examen des dommages

Le bureau accident de la société Eurocopter a effectué une évaluation des facteurs de charges à l'impact à partir des dommages constatés. De cette étude, il ressort que :

- La vitesse d'impact peut être estimée de l'ordre de 3 m/s (600ft/mn) minimum, ce qui est compatible avec le déclenchement de la balise de détresse dont le seuil de déclenchement est taré à 6,5 Gz¹². Les conditions d'impact au sol ont généré des accélérations suffisantes pour rompre instantanément la liaison entre la poutre de queue et la structure. L'examen du faciès de rupture des rivets cisailés montre une rupture d'avant en arrière, une zone supérieure de la poutre de queue tendue et une zone inférieure comprimée, typique de facteurs de charges générés par un atterrissage.
- L'assiette légèrement « à cabrer » a entraîné un impact sur la traverse arrière du patin uniquement et donc une accélération en rotation vers l'arrière. D'une part, cette accélération réduit sensiblement l'accélération verticale à l'avant de la cabine et rend l'impact peu perceptible pour l'équipage. D'autre part, elle induit un désalignement de l'arbre de transmission suffisant pour permettre la sortie de l'embout cannelé de sa bride d'accouplement.
- La béquille de protection du rotor de queue s'est effacée jusqu'à un résiduel de 90 mm, ce qui montre un impact de cette béquille après la rupture de la poutre de queue et non lors d'un choc initial. La déformation de la dérive inférieure est également compatible avec ce constat.

¹² L'accélération de 6,5 Gz correspond à un taux de descente constant évalué par l'EPNER à 900 ft/mn

2.1.2 L'examen des traces d'impact

L'observation de la trace d'impact montre qu'il s'agit de l'impact d'un patin, et montre un dérapage à gauche.



Dérapage gauche

Photo n°12: trace d'impact du patin gauche

Ce constat est confirmé par le témoignage de l'équipage du Puma, qui précise que l'impact a eu lieu sur le patin gauche, qu'il y a eu une projection de terre sur la gauche. La longueur de la trace est nettement inférieure à celle du patin, ce qui est en cohérence avec un impact sur la traverse arrière.

Par conséquent, l'Écureuil a impacté le sol avec une inclinaison à gauche, un dérapage gauche, une assiette légèrement à cabré, et un taux de chute compris entre 600 et 900 ft/mn. La rupture de la transmission arrière et de la poutre de queue est consécutive à l'impact.

Trois hypothèses peuvent être avancées pour expliquer l'enfoncement ressenti par l'équipage en très courte finale.

2.2 Hypothèse 1: la défaillance mécanique

Les expertises ont montré que les moteurs, et en particulier le moteur non réduit au cours de l'exercice, étaient en parfait état de fonctionnement.

La société Allison (Canada), motoriste de l'Ecureuil accidenté, a effectué des essais sur banc des moteurs incriminés. La performance du moteur non réduit (en fonctionnement nominal au moment de l'accident) était supérieure de 5,6 % aux performances standard de ce type de moteur. Ce résultat confirme le témoignage de l'instructeur qui déclare ne pas avoir constaté au cours du vol de dysfonctionnement particulier.

De même, les observations faites par le bureau accident de la société Eurocopter, évoquées précédemment, montrent que la rupture de la cinématique de la transmission arrière, ainsi que la désolidarisation de la poutre de queue sont consécutives à l'impact.

L'Ecureuil n'a donc pas subi de défaillance mécanique antérieure à l'impact, et possédait une cinématique de transmission arrière en bon état.

L'hypothèse qu'une défaillance mécanique soit à l'origine de l'enfoncement de l'appareil est REJETEE.

2.3 Hypothèse 2, liée au facteur humain :

L'enfoncement ou perte de contrôle en courte finale peut il être la conséquence d'un raté d'exécution associé à un manque de synergie de l'équipage ?

Il est en effet envisageable qu'une action inadaptée (mal dosée) sur le pas général, au début de la mise en descente, ait pu entraîner un taux de chute trop important qui, associé à une masse légèrement supérieure à celle autorisée et à une composante vent arrière, n'ait pu être corrigé en courte finale, malgré l'intervention de l'instructeur.

Il est également envisageable que le réajustement de puissance effectué par le pilote, au cours de la descente, sur la seule lecture de la T4, ait pu, selon son dosage et dans les conditions aérotechniques du moment, entraîner une perte de tours rotor sans le déclenchement de l'alarme « tours mini » et donc l'enfoncement de l'appareil.

Cette hypothèse peut être alimentée par :

- le contexte et la composition d'un équipage particulier
- les conditions aérotechniques du vol

2.3.1 Le contexte particulier et la composition de l'équipage

2.3.1.1 Le contexte

Dans le cadre de l'arrivée des hélicoptères EC 135, et la disparition des hélicoptères mono turbine, la direction des moyens aériens des Douanes a initié une action de mise aux normes JAR-FCL des qualifications des équipages, qui s'inscrit dans un plan plus global d'amélioration de la sécurité des vols. La décision « d'externaliser » la formation de qualification de type à une FTO civile a été dictée par la volonté de trouver rapidement un organisme de formation habilité par la DGAC sur le type d'hélicoptère considéré, afin de maintenir une capacité opérationnelle satisfaisante. La société choisie a, par ailleurs, déjà honoré un contrat d'entraînement aux procédures d'urgence sur Ecureuil AS350 (mono turbine) au profit des Douanes qui a donné satisfaction.

Dans ce contexte nouveau et sensible, **l'instructeur mandaté a été particulièrement vigilant et consciencieux dans la préparation de sa mission d'instruction.**

Par conséquent, des précautions supplémentaires ont été appliquées :

- ⇒ le terrain du Luc (base école de l'EAALAT) a été choisi pour les garanties de sécurité qu'il présentait (bande en herbe réservée aux exercices de panne, et moyens d'intervention et de secours spécialement dédiés).
- ⇒ la pratique (habituelle au sein des Douanes) de bridage du moteur « chaud »¹³ a été abandonnée à la demande de l'instructeur car il estimait nécessaire de pouvoir compter sur la puissance maximale de ce moteur pour la phase de transit, et pour ce type d'exercice de panne.

Le vol considéré s'est donc déroulé dans un cadre adapté, il était de plus conforme au programme établi, s'appuyait sur des fiches d'exercices claires et précises, et tenait compte des fiches de progression du pilote en formation.

¹³ Pratique non officielle qui a pour but, sur l'AS355F2 non équipé du mode école, de limiter mécaniquement le débit du régulateur afin de préserver le moteur non réduit en cas de sollicitation dans les régimes transitoires.

2.3.1.2 La composition de l'équipage

- Après 7 années de pratique et 750 heures de vol dans cette fonction, l'instructeur est expérimenté et possède la compétence pour effectuer ces vols de formation à la qualification de type, en particulier sur ce type d'appareil. Connaissant les points faibles de la machine, il affirme avoir été particulièrement vigilant sur les paramètres, en particulier sur la T4 ainsi que sur les tours rotors.
- Le pilote à l'instruction est très expérimenté (plus de 8000 heures de vol sur hélicoptère léger mono moteur). Il a déjà volé avec cet instructeur, en particulier lors de séances d'entraînement aux procédures d'urgence sur Ecureuil mono turbine, au cours desquelles il a fait preuve d'une grande maîtrise. Il effectue sa première qualification de type sur hélicoptère bi moteur, et n'a aucune expertise du type de trajectoire et des spécificités de ces exercices d'interruption de décollage sur terrain ponctuel. Toutefois, les deux premières séances en vol de qualification de type, ainsi que la première partie de la séance considérée ont été bien maîtrisées.

Par conséquent, des points de fragilisation de l'équipage ont été identifiés :

- Le pilote possède une très grande expérience sur les exercices de panne sur hélicoptère mono turbine dont les mécanismes sont très différents. Une erreur de dosage par effet d'habitude (ou biais de fréquence), qui consiste à remplacer l'action prévue par un programme cognitif plus fréquemment utilisé, est donc possible.
- L'instructeur connaît le pilote en formation, son expérience aéronautique et son expertise, mais n'appartient pas au même organisme. Il est possible que les caractéristiques de l'équipage ainsi formées soient celles d'un cockpit « laisser-faire » qui conduit à un excès de confiance et une inversion d'autorité. Le refus du pilote d'une nouvelle démonstration de l'instructeur à l'issue du premier exercice raté est, sur ce point, assez symptomatique.
- Dans ce contexte, l'instructeur a pu avoir une mauvaise gestion des priorités dans l'allocation de l'attention. Son attention semble s'être focalisée sur la seule surveillance des paramètres, et ne s'est pas portée sur un possible défaut de gestuelle du pilote.

2.3.2 La gestion des conditions aérotechniques du vol

2.3.2.1 Le calcul de la masse de l'appareil

Sur la feuille de calcul du devis de poids n'apparaît que la masse au décollage calculée avant le vol soit 2300 kg, et la masse au moment de l'accident soit 2156 kg. La masse réelle recalculée au cours de l'enquête était en définitive de 2128 kg.

La masse maximale autorisée au décollage et à l'atterrissage sur aire ponctuelle est dans les conditions du jour, de 2100 kg. Elle ne figure pas sur cette feuille de calcul. Cette inscription des limitations de masse n'est pas imposée sur la fiche de vol, et laissée à l'appréciation de chaque instructeur.

Les deux derniers exercices de panne avant PDD sur aire ponctuelle sont, par conséquent, effectués à une masse supérieure à la masse maximale autorisée. Mais le dépassement n'est pas suffisamment significatif pour expliquer une perte de performances génératrice d'un enfoncement.

2.3.2.2 La prise en compte des conditions météorologiques et aérologiques

Après analyse de la transmission des télécommunications et des relevés météorologiques, il est établi que :

- durant toute la séance, le vent est faible et variable en direction (avec une moyenne du 270° pour 5 kt).
- Lors du premier exercice d'interruption de décollage sur terrain ponctuel, la tour autorise l'exercice et donne l'information sur le vent : venant du 240° avec une vitesse de 12 kt. La finale est réalisée au cap 310 ° avec un vent venant du 290° pour 5 kt.

- Lors du deuxième et dernier exercice, la tour transmet un vent à l'équipage : venant du 210° pour 5 kt, et quelques secondes avant l'accident, la tour transmet, en anglais, à un équipage Puma effectuant un exercice similaire, un vent venant du 210° pour 12 kt.

L'équipage, bien qu'ayant accusé réception des consignes de la tour, n'a pas eu conscience d'avoir reçu des informations sur la direction et la force du vent, et n'a pas intégré les informations données à l'autre équipage. Selon le témoignage de l'instructeur, il était néanmoins soucieux de constater une aérologie changeante et pense avoir demandé une confirmation du vent¹⁴. La dernière information concernant le vent n'a pas été suffisamment saillante pour l'instructeur : elle est fournie en anglais à un autre équipage, et n'a pas engendré de demande de changement de QFU de la part des autres hélicoptères. De ce fait, elle ne lui a pas permis de changer l'allocation de son attention, alors portée sur le débriefing de l'exercice précédent.

L'exercice de panne a, par conséquent, été effectué avec une composante de vent arrière de 3 kt, l'angle au vent de la trajectoire était de 80° arrière gauche. Cette composante vent arrière, bien que défavorable, ne peut expliquer à elle seule l'enfoncement ressenti.

2.3.3 Conclusion sur l'hypothèse d'un raté d'exécution associé à un manque de synergie au sein de l'équipage

L'étude de la composition et des caractéristiques de l'équipage, ainsi que l'examen des conditions aérotechniques du vol considéré ont permis de mettre en évidence des points de fragilisation de la synergie. Des éléments liés aux facteurs humains intervenant dans le mécanisme de production des erreurs ont également pu être identifiés.

Toutefois, l'hypothèse d'un raté d'exécution est infirmée par le témoignage formel des deux membres d'équipage, et particulièrement par celui de l'instructeur qui affirme ne pas avoir constaté, sur cet exercice, de problème de trajectoire, de taux de chute important ou de perte de tours rotor avant l'enfoncement ressenti. En outre, ce scénario est peu

¹⁴ Cette demande n'apparaît pas dans la transcription des communications de la tour de contrôle.

compatible avec l'expérience de l'instructeur dans ce type de vol, sur la machine considérée, et avec l'attention portée à cette séance d'instruction dans le contexte évoqué.

En outre, si le pilote aux commandes était novice sur cet exercice (maintien de la trajectoire mono moteur), il possède une grande expérience du pilotage des hélicoptères en procédure d'urgence et n'aurait pas admis une inclinaison et un dérapage à gauche lors d'un raté d'exécution.

L'absence d'enregistreur sur l'appareil n'a pas permis de visualiser les valeurs des paramètres avant et pendant l'enfoncement, et a donc fortement pénalisé l'analyse de cette hypothèse. Les éléments identifiés ne semblent donc pas être la cause directe d'un enfoncement non contrôlé.

L'hypothèse qu'un raté d'exécution associé à une mauvaise synergie de l'équipage soit à l'origine de l'enfoncement de l'appareil est donc PEU PROBABLE.

2.4 Hypothèses relatives à des causes environnementales:

2.4.1 L'ingestion d'un flux d'air chaud dans la turbine

Compte tenu des conditions aérologiques du moment (composante vent arrière) et de la configuration du vol étudié, la possibilité d'ingestion dans les entrées d'air de la turbine d'un flux d'air chaud en provenance de la tuyère est possible. Ce phénomène, mis en évidence sur ce type de machine, a pour effet de réduire de façon significative la performance des moteurs, et dans le cas présent, la performance du moteur non réduit. Ce qui pourrait expliquer l'enfoncement de l'appareil. Toutefois la probabilité d'occurrence d'un tel phénomène reste faible.

L'hypothèse qu'une ingestion d'air chaud dans la turbine soit à l'origine de l'enfoncement de l'appareil reste POSSIBLE.

2.4.2 *Le phénomène de Vortex*

L'enfoncement ressenti par l'équipage en très courte finale, peut-il être lié à un état de Vortex ?

Le phénomène de Vortex ou phénomène d'anneaux tourbillonnaires¹⁵ est un enfoncement avec puissance sur hélicoptère, et peut s'apparenter à un décrochage aérodynamique des pales du rotor. Il se traduit par un enfoncement vertical avec une perte de hauteur rapide et des vitesses verticales pouvant atteindre de 800 à 2500 ft/mn en quelques secondes.

Les symptômes d'apparition peuvent être un enfoncement visuel ou ressenti, des vibrations, des commandes de vol molles et une inefficacité sur l'application de pas général, ainsi qu'une instabilité en lacet. Les études du CEV¹⁶/EPNER d'Istres montrent que ce phénomène peut apparaître dans les conditions suivantes :

- une vitesse « air » faible comprise entre 0 et 25 kt (vers l'avant ou vers l'arrière) et des taux de descente compris entre 700 et 2500 ft/mn¹⁷ ;
- en approche vent arrière et/ou sous forte pente ;
- lors d'une aérologie perturbée ;
- avec la combinaison de ces critères.

Dans l'évènement considéré, les conditions aérotechniques sont compatibles avec la survenance d'un état de vortex :

- Le taux de chute lu par l'équipage au début de la descente se situe vers 500 ft/mn, ce qui n'exclut pas la possibilité que le taux de descente réel soit plus important compte tenu de l'inertie de l'indication du variomètre. Cette observation d'un taux de descente plus important que la normale a, par ailleurs, été formulée par un témoin extérieur. De surcroît, la masse de l'appareil au moment de l'accident est légèrement supérieure à la masse maximale autorisée pour ce type d'exercice. Cet excédent peut entraîner un taux de descente plus élevé.

¹⁵ Ce phénomène de Vortex est décrit en annexe 3

¹⁶ CEV : Centre d'Essai en Vol

¹⁷ Ce taux de descente est variable selon le type d'hélicoptère. Sur Ecureuil AS355 F2 il peut être significatif dès 500 ft/mn

- La finale s'est effectuée sur un angle fort conformément à la trajectoire de ce type de procédure d'interruption de décollage sur terrain ponctuel.
- Elle est également effectuée avec une composante de vent arrière non négligeable (estimée avec un angle au vent de 80° à 3 kt).
- L'aérologie était perturbée en raison des variations de direction et d'intensité du vent, et en raison d'une température de 26,5°C.
- L'application de pas général effectuée par l'équipage pour contrer l'enfoncement n'a pas été efficace, ce qui est en adéquation avec les effets d'un tel phénomène.
- L'inclinaison et le dérapage à gauche sont compatibles avec un décrochage aérodynamique du rotor. De surcroît, les deux membres d'équipage ont eu, en réaction à l'enfoncement, simultanément la même action sur le manche cyclique : en avant et à droite. Ce qui va dans le sens d'une perception d'une inclinaison subite à gauche.

Les conditions aérotechniques (aérologie, configuration de vol, comportement de l'appareil, et ressenti de l'équipage) sont représentatives d'un phénomène d'anneaux tourbillonnaires ou phénomène de VORTEX. Cette hypothèse apparaît donc très PROBABLE.

3 CONCLUSION

3.1 Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement

3.1.1 Contexte et préparation de la mission

- L'enfoncement suivi de l'impact au sol de l'appareil s'est déroulé au cours d'une séance d'instruction aux procédures d'urgence sur AS 355 F2 sur la bande en herbe 31 de la base de l'EAALAT du Luc.
- L'aéronef a été entretenu conformément à la réglementation en vigueur.
- L'instructeur, salarié d'une compagnie privé d'hélicoptères agréée FTO, possédait toutes les qualifications et l'expérience requises pour conduire cette séance d'instruction.
- Le pilote, très expérimenté, effectue sa première QT bi moteur et n'a aucune expertise sur ce type de trajectoire.
- Lors du briefing avant vol, le devis de masse au décollage est calculé. La masse maximale autorisée pour les évolutions monomoteur sur aire ponctuelle n'apparaît pas sur la feuille de vol, et l'identification des particularités de ce type de trajectoire n'est pas abordée, en particulier les risques de vortex et la sensibilité de l'appareil au vent arrière.

3.1.2 Déroulement de l'exercice

- L'exercice d'interruption de décollage avant PDD sur aire ponctuelle est réalisé avec une composante de vent arrière, avec une masse supérieure de 28 kg à la masse maximale autorisée pour être assurée mono moteur.
- L'appareil s'enfonce à une hauteur estimée d'environ 10 à 15 ft.
- L'équipage ne peut contrer l'enfoncement et l'appareil impacte le sol sur le patin gauche avec un dérapage gauche et un taux de chute estimé entre 600 et 900 ft/mn.

3.2 Causes de l'événement

Des trois hypothèses retenues ayant pu concourir à la survenance d'un enfoncement près du sol, l'hypothèse la plus probable est celle de l'apparition **d'un phénomène de Vortex**. De nombreuses conditions aérotechniques favorables étaient réunies :

- Le type de trajectoire réalisé : angle fort, vitesse air faible, taux de chute important.
- Une approche menée vent arrière, avec une aérologie perturbée.

La non prise en compte de la probabilité d'apparition du phénomène de VORTEX sur ce type de vol, avec ce type d'aéronef, est également un facteur contributif, et a amené l'équipage à sous estimer l'importance de l'information sur la direction du vent, et ne leur a pas permis d'anticiper l'apparition de ce phénomène, ni de définir un projet d'action en cas de survenance.

La masse de l'appareil au moment de l'accident est un facteur aggravant de l'importance du taux de chute induit au cours de la descente initiale et lors de l'enfoncement.

La proximité du sol est également un facteur aggravant dans la mesure où les possibilités de récupération étaient fortement réduites voire quasi nulles.

4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1 Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement

L'analyse des causes de cet accident met en évidence l'apparition probable d'un phénomène de vortex, qui n'est pas suffisamment pris en compte par une grande partie des pilotes d'hélicoptères.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

la DGDDI

- ❖ de sensibiliser les équipages sur les conditions, les symptômes et les dangers de l'apparition de ce phénomène, ainsi que sur les actions à accomplir pour tenter de se sortir de cette zone d'enfoncement dans diverses configurations de vol ;**
- ❖ d'adapter les entraînements aux procédures d'urgence, en se rapprochant des autres acteurs étatiques ayant défini des restrictions dans ce domaine, en particulier sur les limitations de vent.**

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

4.2.1 Calcul du devis de masse

- L'analyse des faits a mis en évidence une erreur de calcul du devis de masse, ainsi qu'une approximation dans le respect des limitations de masse imposées dans la procédure de panne. Cette erreur est liée à une ambiguïté sur les optionnels prise en compte dans la pesée de l'appareil, et l'approximation est liée au manque de formalisation des limitations imposées en fonction de la configuration du vol sur la feuille de vol. En effet, la masse maximale autorisée pour être « assuré monomoteur » (CAT.A) n'apparaît pas.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense recommande à :

la DGDDI d'étudier une feuille de vol plus précise sur le calcul de la masse en fonction des optionnels, et qui formalise le calcul des limitations de poids.

4.2.2 Enregistreur de vol

- Lors de cet évènement, la collecte des faits a reposé principalement sur les témoignages : de l'équipage et de témoins extérieurs. L'absence d'enregistreur de paramètres ou d'enregistreur d'accident a été préjudiciable à l'analyse par manque d'informations objectives sur la séquence d'évènement.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense recommande à :

la DGDDI d'étudier la possibilité d'équiper l'ensemble de ses aéronefs d'enregistreur de paramètres ou au mieux d'enregistreur d'accident.

ANNEXES

Annexe n°1 : PROCEDURES ET PERFORMANCES DE L'AS355 F2_____page 41

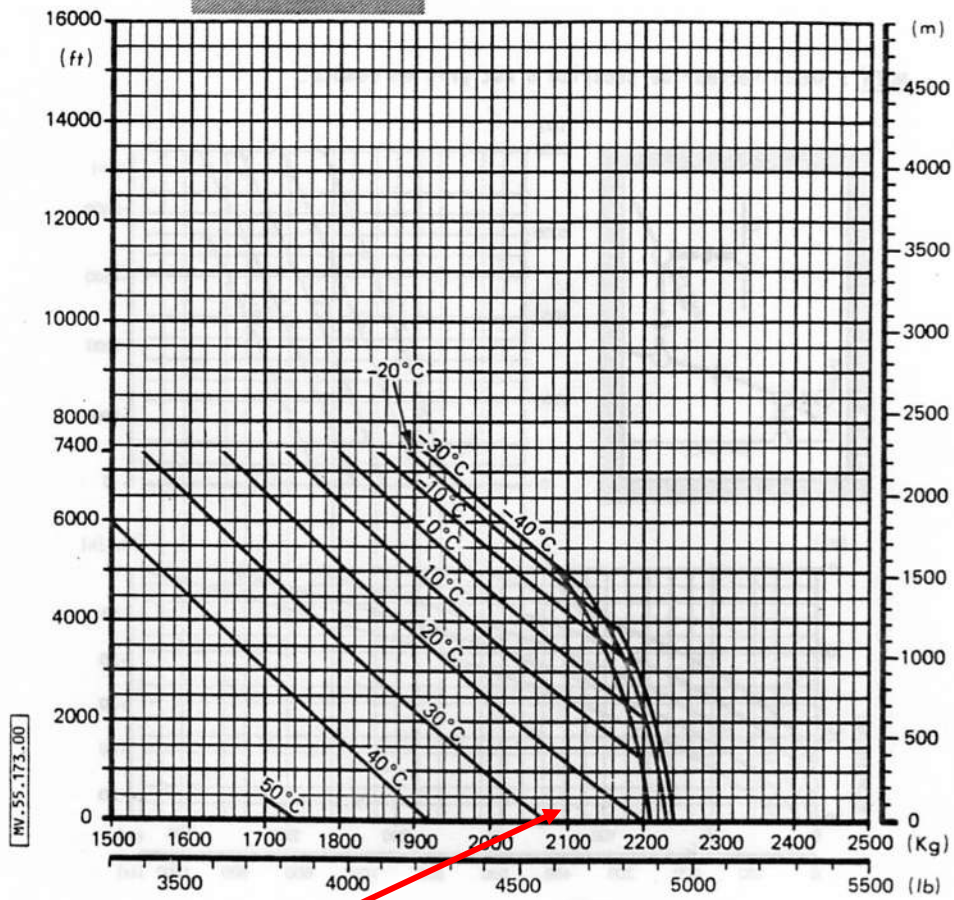
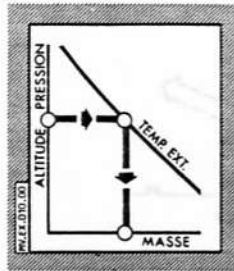
Annexe n°2 : PLAN DE SITUATION DU TERRAIN DU LUC_____page 47

Annexe n°3 : LE PHENOMENE DE VORTEX_____page 48

1 PROCEDURES ET PERFORMANCES DE L'AS355 F2

Masses maximales au décollage et à l'atterrissage sur héliport ponctuel

MANUEL DE VOL



Pour :
 $Z_p = 220 \text{ ft}$
 $T = 26,5^\circ$
 Masse max = 2100kg

MASSES MAXIMALES AU DECOLLAGE
 ET A L'ATTERRISSAGE SUR
 HELIPORT PONCTUEL

Planche 2

Approuvé DGAC

355 F2

11.2

85-21

Page 15
 00

PROCÉDURES

07 30 2004

MANUEL DE VOL

1 GENERALITES**1.1 Base de certification**

Bien que l'hélicoptère ne soit pas certifié FAR 29 catégorie A, ce supplément donne les procédures et les performances qui permettent d'utiliser l'appareil d'une manière similaire.

1.2 Applicabilité

Les informations contenues dans le manuel de base sont applicables à l'exception des limitations, procédures et performances particulières mentionnées dans ce supplément. Lors du montage d'équipement optionnel se reporter au supplément correspondant.

Les symboles et définitions mentionnés ci-après sont utilisés.

| | |
|---------------------------------------|---|
| V1 | Vitesse critique de décision. |
| h1 | Hauteur critique de décision. |
| V.S.D. | Vitesse de sécurité au décollage ou à l'atterrissage. C'est la vitesse pour laquelle l'hélicoptère monte au moins à 100 ft/mn chauffage et désembuage coupés . - 1 GTM en panne - 1 GTM à la PMU |
| Vy | Vitesse de montée définie en section 4.1 du Manuel de base. |
| P.D.D. | Point de décision au décollage. LE PDD EST LE SEUL POINT OU, SI 1 GTM TOMBE EN PANNE, LA COMBINAISON D'ALTITUDE ET DE VITESSE PERMET SOIT D'ABANDONNER LE DECOLLAGE, SOIT D'ACCELERER JUSQU'A VSD ET DE CONTINUER LA MONTEE SUR 1 GTM. |
| P.D.A. | Point de décision à l'atterrissage. Le PDA est le dernier point avant atterrissage qui permet la remise des gaz en cas de panne d'un GTM |
| Distance de décollage un GTM en panne | Distance horizontale parcourue depuis le point initial de décollage jusqu'au point où l'hélicoptère franchit la hauteur de 35 ft (10m) à VSD. |
| D.A.A. | Distance accélération - arrêt - c'est la somme des distances ci-après : <ul style="list-style-type: none"> . Distance horizontale nécessaire pour accélérer depuis le point initial de décollage jusqu'au P.D.D. où la défaillance d'un moteur est supposée se produire. . Distance horizontale nécessaire pour immobiliser l'hélicoptère à partir du P.D.D. |

Approuvé DGAC

355 F2

11.2

85-21

Page 4

00

PROCEDURES

MANUEL DE VOL

VALEUR DES PARAMETRES

- 1) Sur ALLISON C20F, les PMU, PIU, PMC monomoteur sont confondues
(voir sections LIMITATIONS)
- 2) En AS 355 la VSD est égale à : 40 Kt - (74 Km/h - 46 MPH)
la Vy est égale à : 55 Kt - (102 Km/h - 63 MPH)
- 3) Points critiques :
 - . PDD terrain dégagé V1 : 30 Kt - (56 Km/h - 35 MPH)
h1 : 10 ft - (3 m)
 - . PDD hélicoptère ponctuel V1 : 0 Kt
h1 : 90 ft - (27 m)
 - . PDA terrain dégagé Vi : 40 Kt - (74 Km/h - 46 MPH)
h1 : 50 ft - (15 m)
 - . PDA hélicoptère ponctuel V1 : 30 Kt - (56 Km/h - 35 MPH)
h1 : 90 ft - (27 m)

2 LIMITATIONS

Indépendamment des limitations particulières données ci-après, les limitations de la Section 2 ainsi que celles relatives aux équipements optionnels montés (se reporter section 10) restent applicables.

2.1 Domaine de décollage et d'atterrissage

L'altitude densité doit être inférieure ou égale à 7400 ft (2255 m).

2.2 Masse maximale

La masse maximale au décollage et à l'atterrissage en fonction des conditions ambiantes est donnée :

- par le type de procédure (pl 3 et pl 6),
- pour la procédure terrain dégagé ; la plus petite des masses données par les planches 1 et 4,
- pour la procédure hélicoptère ponctuel par la planche 2,

Ces masses peuvent être réduites en fonction des obstacles lointains par l'utilisation des planches 5 et 9 ou par l'utilisation de la planche 10 (procédure simplifiée).

Approuvé DGAC

355 F2

11.2

85-21

Page 5
00

PROCÉDURES

MANUEL DE VOL

4 PROCÉDURES SUR HELIPORT PONCTUEL

Procédures applicables à une aire aménagée dont les dimensions minimales sont supérieures à au moins 1,5 fois la longueur hors tout de l'hélicoptère.

4.1 Décollage sur héliport ponctuel

4.1.1 Procédure normale de décollage (figure 5)

- Régler l'altimètre et la radio-sonde (si montée) avant le décollage.
- Effectuer un stationnaire sur la partie arrière de l'aire de décollage.
- Monter verticalement en augmentant légèrement le pas général sans dépasser les limitations (vario. inférieur à 200 ft/mn.)
- A partir de 15 ft., reculer lentement de façon à maintenir la vue de l'aire d'atterrissage.
- Au PDD, afficher simultanément la PMD et 10° d'assiette à piquer.
- Lorsque la vitesse atteint 30 kt, réduire l'assiette à piquer et rechercher V_y .
- Maintenir V_y jusqu'à l'altitude de vol désirée et afficher la puissance maxi continue.

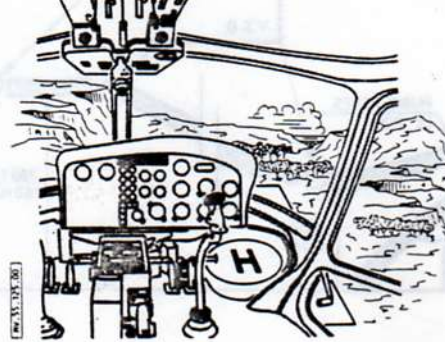
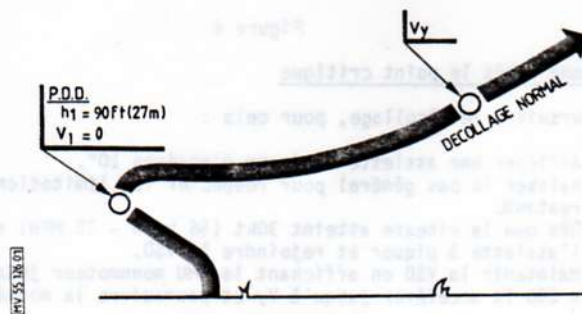


Figure 5



Approuvé DGAC

355 F2

11.2

85-21

Page 9
00

PROCÉDURES

MANUEL DE VOL

4.1.2 Procédures de secours en cas de panne d'un GTM au décollage (fig. 6)

4.1.2.1 Panne avant le PDD

Interrompre le décollage, pour cela :

- Réduire le pas général pour prendre une trajectoire amenant l'appareil sur la plate-forme en respectant les limitations sur le moteur restant.
- A l'approche du sol augmenter le pas général pour amortir l'atterrissage.

NOTA : Au cours de cette manoeuvre l'assiette restera sensiblement constante.

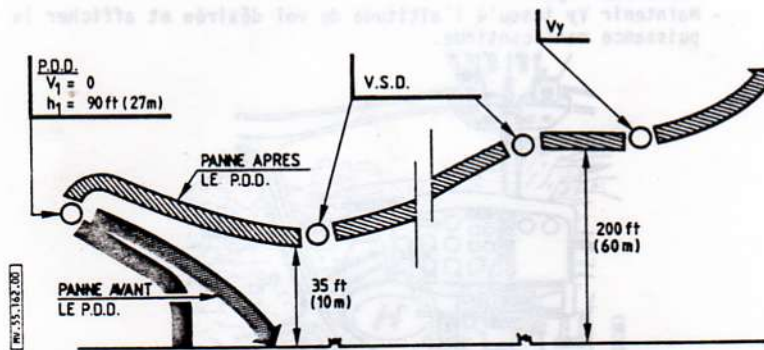


Figure 6

4.1.2.2 Panne après le point critique

Poursuivre le décollage, pour cela :

- Afficher une assiette à piquer d'environ 10°.
- Baisser le pas général pour respecter les limitations sur le moteur restant.
- Dès que la vitesse atteint 30kt (56 km/h - 35 MPH) réduire l'assiette à piquer et rejoindre la VSD.
- Maintenir la VSD en affichant la PMU monomoteur jusqu'à 200 ft.
- A 200 ft accélérer jusqu'à Vy et poursuivre la montée

Approuvé DGAC

355 F2

11.2

85-21

Page 10
00

PROCÉDURES

MANUEL DE VOL

4.2 Atterrissage sur hélicoptère ponctuel

4.2.1 Procédure normale d'atterrissage (figure 7)

- Conduire l'approche pour atteindre le PDA à $V_i = 30 \text{ kt}$ $h_1 = 90 \text{ ft}$ avec un taux de descente d'environ 300 ft/mn
- A partir du PDA réduire la vitesse de façon à se placer en stationnaire à une hauteur de 15 ft au-dessus de l'aire d'atterrissage.
- Atterrir par une lente descente verticale.

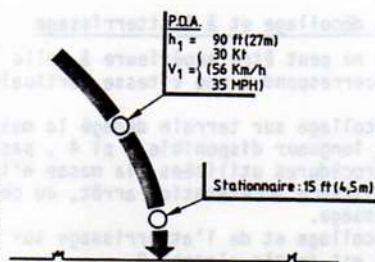


Figure 7

4.2.2 Procédure de secours en cas de panne d'un GTM à l'atterrissage (Figure 8)

4.2.2.1 Panne avant le PDA

A la masse maximale autorisée, il est possible soit de poursuivre l'atterrissage comme indiqué au paragraphe ci-après, soit de remettre les gaz, pour cela :

- Augmenter le pas général en respectant les limitations sur le moteur restant.
- Accélérer pour rejoindre la V.S.D.
- Poursuivre la montée à V.S.D. et appliquer la procédure recommandée en cas de panne moteur au décollage.

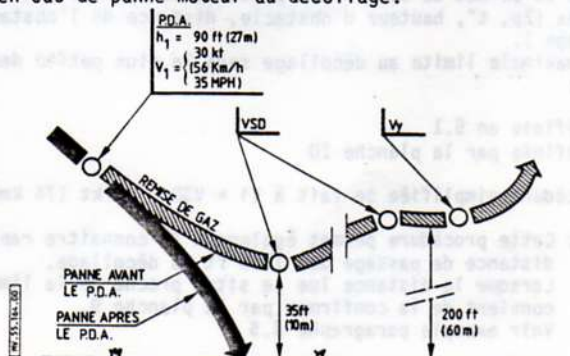


Figure 8

Approuvé DGAC

355 F2

11.2

85-21

Page 11

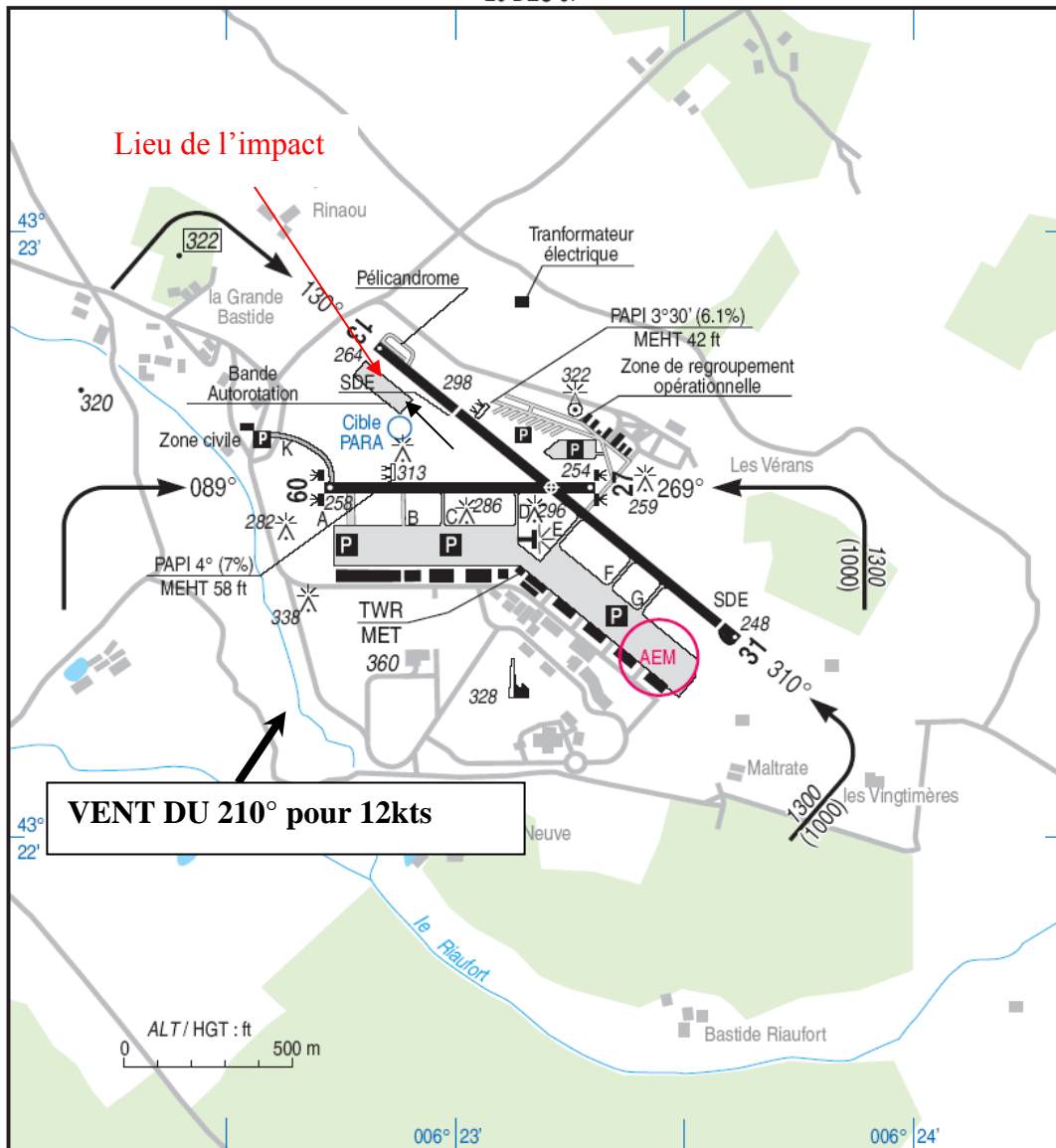
00

2 PLAN DE SITUATION DU TERRAIN DU LUC

LE LUC LE CANNET
AD2 LFMC ATT 01

ATERRISSAGE A VUE
Visual landing

20 DEC 07



| RWY | QF | Dimensions Dimension | Nature Surface | Résistance Strength | TODA | ASDA | LDA |
|----------|------------|-------------------------|-------------------|------------------------|--------------|--------------|--------------|
| 13 31 | 130 310 | 1399 x 30 | Revêtue Paved | 12 /-/- | 1399 1399 | 1399 1399 | 1131 1338 |
| 09 27 | 089 269 | 800 x 30 | Revêtue Paved | 9 /-/- | 800 800 | 800 800 | 800 800 |

Aides lumineuses :
RWY 09/27 : HI/BI
RWY 09/27 : Feux à éclats

Lighting aids :
RWY 09/27 : LIH/LIL
RWY 09/27 : Flashing lights

3 LE PHENOMENE DE VORTEX

Ce mode de fonctionnement du rotor est fondamentalement différent de celui observé en autorotation verticale, mais conduit à des taux de descente verticale de valeur comparable et en tout cas très élevés.

Si l'on considère un appareil en vol stationnaire hors effet de sol ou à très faible vitesse (quelques nœuds) et que la valeur du pas collectif affichée par le pilote n'est pas suffisante pour maintenir l'altitude constante, l'appareil descend verticalement.

Au début, le taux de descente est modéré, puis la vitesse verticale s'accroît. Lorsque la vitesse verticale atteint environ la moitié de la vitesse induite soit 5m/s ou 1 000ft/m, la descente s'accélère et toute action correctrice du pilote au pas collectif est sans effet notable. Le taux de chute s'accroît pour se stabiliser à des valeurs de l'ordre de 2 500ft/m.

C'est ce que les pilotes appellent familièrement *le vortex*.

Heureusement, ce mode de fonctionnement du rotor est particulièrement instable et n'est observable qu'en descente verticale avec vitesse d'avancement nulle ou très faible.

Il suffit donc d'un léger mouvement de translation vers l'avant pour *sortir* du vortex et se retrouver en vol de palier.

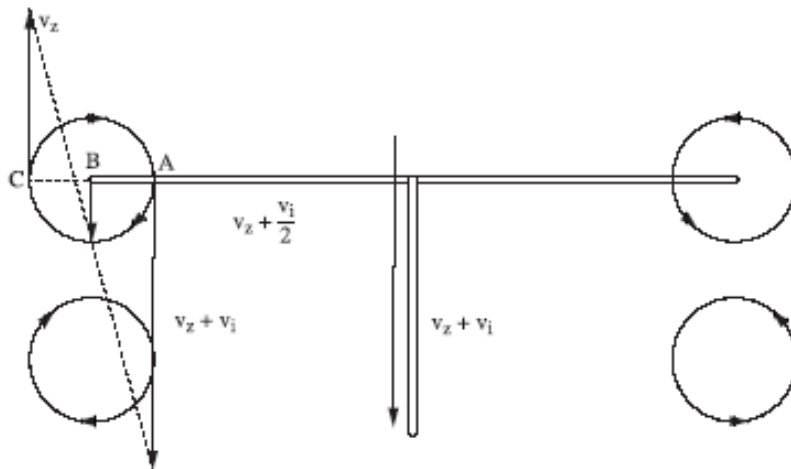


Figure 3.27

Une modélisation du phénomène a été exposée pour la première fois par J. WOLKOWITCH et peut être résumée ainsi : en extrémité de pale, il existe un tourbillon généré par la différence de pression entre l'intrados et l'extrados du profil de pale. C'est cette différence de pression qui est d'ailleurs à l'origine de la portance.

Sur la figure 3.27, l'on note qu'au point A, la vitesse locale est la somme algébrique de la vitesse de descente v_z et de la vitesse induite v_i . En C, la vitesse est v_z vitesse de descente verticale.

En conséquence, l'on peut considérer qu'en B, le noyau du tourbillon a la vitesse *moyenne* c'est-à-dire $v_i/2$. Ainsi les tourbillons émis par le rotor descendent avec une vitesse égale à la moitié de la vitesse induite.

Selon J. WOLKOWITCH, les tourbillons constituent une enveloppe qui empêche l'écoulement induit qui passe à travers le rotor de s'échapper vers le haut.

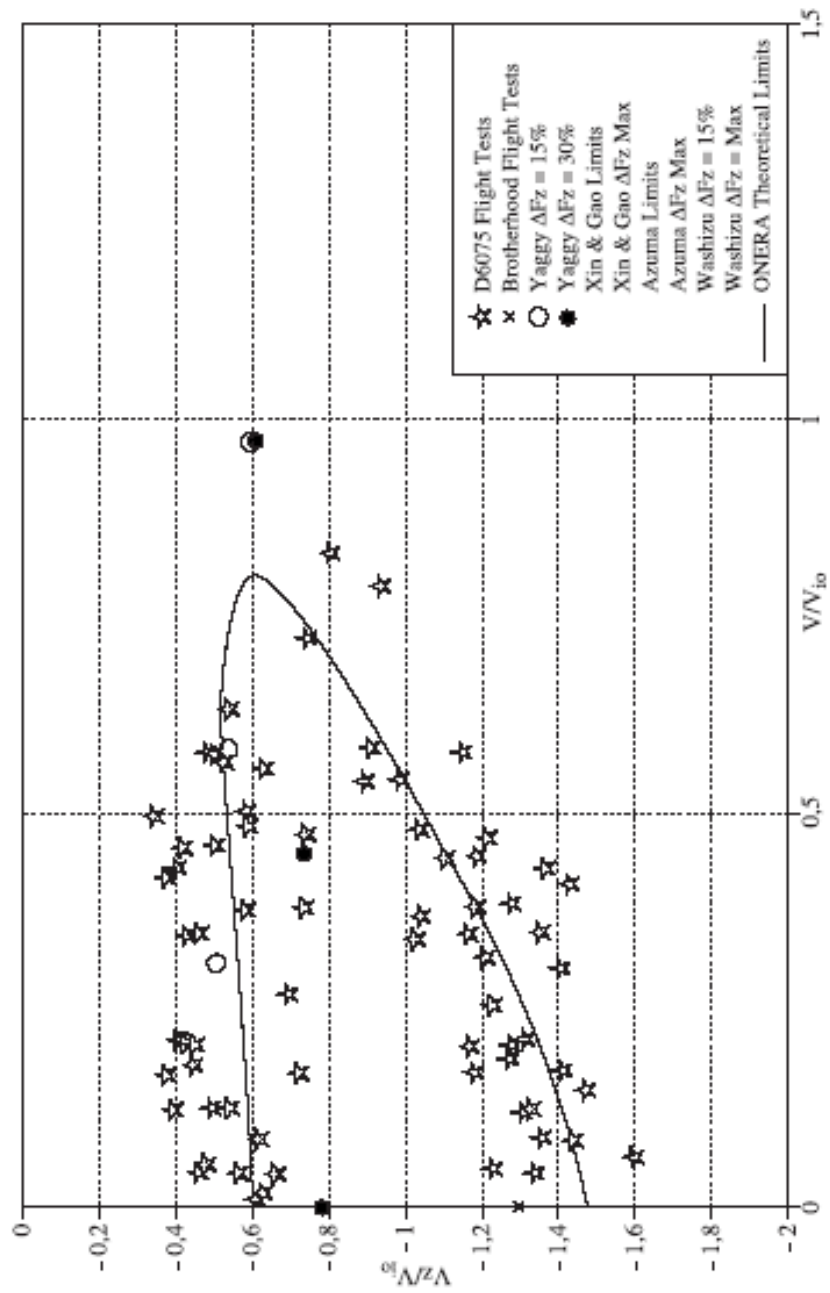


Figure 3.28

Ce schéma est valide tant que le taux de descente est inférieur en valeur absolue à la moitié de la valeur absolue de la vitesse induite.

S'il y a égalité, en B, les tourbillons s'empilent sous le rotor puis passent par-dessus et sont aspirés par le rotor. Ils créent une composante de vitesse dirigée de haut en bas qui réduit fortement l'incidence à laquelle sont soumis les profils de pale. La portance chute.

Des expérimentations récentes conduites à l'occasion du développement du convertible V22 *Osprey*, ont mis en évidence que le phénomène de *vortex* n'est pas du tout un décrochage aérodynamique du rotor mais, au contraire, il est le résultat de la réduction d'incidence produite par le recyclage de l'écoulement induit. Lorsque le régime d'anneaux tourbillonnaires est établi, l'appareil descend à forte v_z , le rotor est alimenté par son propre écoulement induit.

La théorie initiale de J.WOLKOWITCH a été perfectionnée par son auteur et par d'autres aérodynamiciens pour tenir compte de la vitesse d'avancement. La figure 3.28 fournit une synthèse des résultats disponibles et des derniers progrès en matière de prédiction du phénomène par le calcul. Elle a été établie et publiée par A. TAGHIZAD et L.BINET de l'ONERA (*American Helicopter Society Forum*, 2006).

Pour les utilisateurs, l'essentiel est de retenir que les manœuvres de descente verticale du type *bop down* peuvent en l'absence de vent notable conduire près du sol à une chute brutale incontrôlable.