



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT D'ENQUÊTE



BEAD-air-M-2012-007-A

Date de l'événement	mardi 22 mai 2012
Lieu	Base d'aéronautique navale d'Hyères
Type d'appareil	AS 565 SA Panther
Immatriculation	n° 6522 F- XCHN
Organisme	Marine nationale
Unité	Flottille 36 F

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

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

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

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 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.

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page de garde : SIRPA Marine

Photos :

- p 1 ; SIRPA Marine
- p 13,19 ; Eurocopter
- p 15, 17, Marine nationale

Schémas :

- P 18, p 21, p 34, p 36 ; BEAD-air

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT _____	2
CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS _____	2
TABLE DES MATIERES _____	3
GLOSSAIRE _____	4
SYNOPSIS _____	5
1. Renseignements de base _____	6
1.1. Déroulement du vol.....	6
1.2. Tués et blessés.....	8
1.3. Dommages à l'aéronef	8
1.4. Autres dommages.....	8
1.5. Renseignements sur le personnel	8
1.6. Renseignements sur l'aéronef	10
1.7. Conditions météorologiques	11
1.8. Aides à la navigation.....	11
1.9. Télécommunications	11
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	11
1.11. Enregistreurs de bord	11
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	12
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques.....	12
1.14. Incendie.....	13
1.15. Questions relatives à la survie des occupants.....	14
1.16. Essais et recherches.....	14
1.17. Renseignements sur les organismes	14
1.18. Renseignements supplémentaires.....	14
1.19. Techniques spécifiques d'enquête.....	14
2. Analyse _____	15
2.1. Phase finale du vol	15
2.2. Expertises	18
2.3. Recherche des causes relevant des facteurs humains et organisationnels.....	21
3. Conclusion _____	27
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	27
3.2. Causes de l'événement.....	27
4. Recommandations de sécurité _____	28
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	28
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement.....	29
ANNEXES _____	31
ANNEXE 1 COURBE DE PERFORMANCES _____	32
ANNEXE 2 COMPARATIF DES PERFORMANCES ENTRE LE DAUPHIN ET LE PANTHER _____	33
ANNEXE 3 LE PHENOMENE DE VORTEX _____	34
ANNEXE 4 ARTICLE DE LA REVUE « AIR ET COSMOS » DU 11 AVRIL 2003 _____	35
ANNEXE 5 TEMOIGNAGES D'EQUIPAGES AYANT SUBI LE PHENOMENE VORTEX _____	36
ANNEXE 6 ÉVENEMENT PRECEDENT : ACCIDENT D'UN LYNX LE 11 SEPTEMBRE 1989 _____	40

GLOSSAIRE

ALAVIA	amiral commandant l'aviation navale
BAN	base d'aéronautique navale
BEAD-air	bureau enquêtes accidents défense air
BPC	bâtiment de projection et de commandement
CEV	centre d'essais en vol
CRM	<i>crew resource managment</i> - gestion des ressources de l'équipage
EPI	enquêteur de première information
FATO	<i>final approach and take-off</i> - aire de poser et de décollage
Ft	<i>feet</i> - 1 ft \approx 0,30 mètre
ONERA	office national d'études et de recherches aérospatiales
QNH	indique la pression ramenée au niveau de la mer
VFR	<i>visual flight rules</i> - règles de vol à vue
VRS	<i>vortex ring status</i> - phénomène de Vortex

SYNOPSIS

Date de l'événement : mardi 22 mai 2012¹ à 12h00
 Lieu de l'événement : BAN d'Hyères
 Organisme : Marine Nationale
 Commandement organique : commandement de l'aviation navale (ALAVIA)
 Unité : flottille 36 F
 Aéronef : AS 565 SA Panther
 Nature du vol : vol d'instruction au profit d'un élève treuilliste
 Nombre de personnes à bord : cinq

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Au retour d'un entraînement au treuillage sur un bâtiment de la marine nationale, le pilote effectue un atterrissage sur une *final approach and take off*² (FATO) de la BAN d'Hyères. En très courte finale, lors de la mise en stationnaire avant le poser, l'appareil s'enfonce et heurte le sol.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un directeur d'enquête technique du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air).
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un officier pilote ayant une expertise sur Panther.
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur Panther.
- Un médecin du personnel navigant.

Autres experts consultés

- DGA – essais propulseurs : département analyse des fluides.
- Service des essais et expérimentations aéronautiques de la défense.
- Office national d'études et recherches aérospatiales (ONERA).
- Société Eurocopter.

Déclenchement de l'enquête technique

Le mardi 22 mai à 14h50, l'état-major de l'amiral commandant l'aviation navale (EM ALAVIA) notifie au BEAD-air l'événement aérien.

Un EPI de la BAN d'Hyères est désigné et procède aux premières constatations.

Le jeudi 24 mai, après-midi, le groupe d'enquête se réunit à la BAN d'Hyères.

L'équipage de conduite est entendu le même jour par les membres du groupe d'enquête.

Enquête judiciaire

L'événement ne fait pas l'objet de procédure judiciaire.

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

² Aire de poser et de décollage.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : Hélios Z5

Type de vol : circulation aérienne militaire (CAM)

Type de mission : vol d'instruction au profit d'un élève treuilliste

Dernier point de départ : BAN d'Hyères

Heure de départ : 10h40

Point d'atterrissage prévu : BAN d'Hyères

1.1.2. Déroulement

Nota : La description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement, présentée ci-après, provient des témoignages de l'équipage, l'hélicoptère n'étant pas équipé d'enregistreur de paramètres de vol.

L'équipage de conduite est composé d'un pilote, commandant d'aéronef en place gauche et d'un copilote en place droite. Un instructeur treuilliste, un élève treuilliste et un plongeur sont dans le cargo.

1.1.2.1. Préparation du vol

Le vol est effectué au profit d'un élève treuilliste. Il est prévu sur le bâtiment de projection et commandement (BPC) Mistral.

Le commandant d'aéronef est informé de sa participation le matin même du vol. Lors du briefing avec le reste de l'équipage, le rappel CRM³, les procédures de treuillage sur bâtiment et le déroulement du vol sont abordés.

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

Au départ de la BAN d'Hyères, le commandant d'aéronef est le pilote en fonction. Il effectue le décollage et le transit de sortie de la zone de contrôle d'Hyères, puis le copilote prend les commandes. Arrivé à la vertical du BPC Mistral, il procède aux exercices de treuillage avec civière puis avec plongeur.

Les exercices terminés, le copilote toujours aux commandes met le cap vers la BAN d'Hyères. Au cours du transit retour, le commandant d'aéronef reprend les commandes (pilote en fonction). En entrée de la zone de contrôle, l'hélicoptère est à une hauteur de 800 ft avec un plafond nuageux de 1 000 ft et des barbules de nuages entre 700 ft et 1000 ft. La tour de contrôle indique la FATO 05 pour le poser et un vent calme. Les actions vitales sont effectuées et la masse de l'appareil est recalculée à 3,7 t.

³ Crew resource management.

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

Alors que l'hélicoptère s'approche de la FATO à une hauteur de 800 ft, le commandant d'aéronef la perd visuellement en rentrant momentanément dans une barbule nuageuse. Il garde toutefois la vue du sol.

Le commandant d'aéronef annonce un plan fort et une approche de type monomoteur. Puis, il demande au copilote d'annoncer les valeurs de couple moteur. Au début de la descente, la valeur des couples moteurs ne dépasse pas 45 % avec une vitesse indiquée entre 40 kt⁴ et 45 kt. Le taux de descente indiqué par le variomètre est d'environ 700 ft/mn. L'approche se poursuit sous un angle fort.

Vers 200 ft afin de réduire le taux de chute, le pilote en fonction augmente la valeur du couple vers 50 %. Le taux de chute atteint 500 ft/mn et la vitesse indiquée est inférieure à 30 kt. L'observation de la manche à air à proximité de la FATO indique un vent nul.

Passant 100 ft, le variomètre indique toujours 500 ft/mn et la vitesse horizontale est estimée à une vingtaine de nœuds. La valeur du couple est de 50 % environ.

Vers 70ft, le taux de chute demeure à 500 ft/mn environ. Le commandant d'aéronef augmente alors la valeur du pas général pour stopper la descente. Ne ressentant pas l'effet escompté de son action aux commandes (réduction du taux de chute), il amplifie son action sur le pas général. Le copilote annonce 100 % au couple mais l'hélicoptère s'enfoncé.

Le commandant d'aéronef pousse alors sur le cyclique pour poser l'appareil à plat. L'appareil percute le sol avec une attitude à cabrer sur les trains principaux et du roulis à droite. Puis il revient sur les 3 trains en s'inclinant vers l'avant.

L'équipage dans le cargo constate le poser brutal et évoque l'impact de la béquille de queue avec le sol.

L'hélicoptère roule vers l'aire de stationnement où la procédure de coupure est déroulée normalement. Les endommagements sur la poutre de queue sont constatés par l'équipage lors de la visite après vol.

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - pays : France
 - département : Var (83)
 - commune : Hyères
 - coordonnées géographiques :
 - N 43° 05' 23''
 - E 006° 08' 56''
 - altitude du lieu de l'événement : 4 mètres
- Moment : jour

⁴ Kt : *Knot* – noeud (1 Kt ≈ 1,852 km/h).

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			
Graves			
Légères	1		
Aucune	4		

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
Panther			x	

1.4. Autres dommages

Néant.

1.5. Renseignements sur le personnel**1.5.1. Membres d'équipage de conduite****1.5.1.1. Commandant d'aéronef**

- Age : 41 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : groupement d'entraînement et d'instruction (GEI)
 - fonction dans l'unité : instructeur simulateur
- Spécialité : pilote d'aéronautique navale
 - qualification : commandant d'hélicoptère opérationnel depuis 2003
 - école de spécialisation : école de spécialisation d'hélicoptère embarquée (ESHE) 22 S
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tous types	dont sur Panther	sur tous types	dont sur Panther	sur tous types	dont sur Panther
Total (h)	3 200	1 200	12	12	0	0
Dont nuit	650	3 00	1	1	0	0

- Date du dernier vol comme pilote sur Panther : 29 mars 2012
- Date de la dernière séance sur simulateur : 20 avril 2012

1.5.1.2. Copilote

- Age : 28 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : flottille 36 F
 - fonction dans l'unité : pilote d'hélicoptère
- Spécialité : pilote d'aéronautique navale
 - qualification : pilote d'hélicoptère opérationnel depuis avril 2012
 - école de spécialisation : école de spécialisation d'hélicoptère embarquée (ESHE) 22 S
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tous types	dont sur Panther	sur tous types	dont sur Panther	sur tous types	dont sur Panther
Total (h)	1 435	80	80	80	15	15
Dont nuit	303	12	12	12	3	3

- Date du dernier vol comme pilote sur Panther : 11 mai 2012
- Date de la dernière séance de simulateur : 20 mai 2012

1.5.2. Membres d'équipage en cargo

1.5.2.1. Instructeur treuilliste

- Age : 28 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : flottille 36 F
 - fonction dans l'unité : chef cargo instructeur
 - qualification : chef cargo
- Heures de vol : 1 740 heures dont 1 640 heures sur Panther

1.5.2.2. Elève treuilliste

- Age : 22 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : flottille 36 F
 - fonction dans l'unité : chef cargo
 - qualification : chef cargo élémentaire 1^{er} niveau
- Heures de vol : 160 heures dont 65 heures sur Panther

1.5.2.3. Plongeur d'hélicoptère

- Age : 43 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : flottille 36 F
 - fonction dans l'unité : plongeur d'hélicoptère
 - qualification : plongeur opérationnel hélicoptère

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : marine nationale
- Commandement organique d'appartenance : EM ALAVIA
- Base aéronautique navale : Hyères
- Unité d'affectation : Flottille 36 F
- Type d'aéronef : AS 565 SA Panther n° 6522
- caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis
Cellule	Panther SA	B6522	3126	V3N: 45
Moteur Gauche	ARRIEL 1 MN1	17027	2241	RG: 770
Moteur Droit	ARRIEL 1 MN1	17003	3345	RG: 853

1.6.1. Maintenance

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

1.6.2. Masse et centrage

- Masse de l'appareil au moment de l'événement : 3 650 kg

La masse maximale autorisée est de 4 250 kg.

Le centrage est dans les normes du constructeur.

La masse, appelée M1, permettant de voler et de monter à 1000 ft avec un taux de montée de 150 ft au-dessus du terrain en monomoteur au régime intermédiaire d'urgence est de 4 250 kg dans les circonstances de l'événement.

La masse, appelée M2, au-dessus de laquelle il est nécessaire d'éviter la zone d'insécurité définie par le diagramme hauteur vitesse mentionnée dans le manuel de vol est de 3380 kg dans les circonstances de l'événement. Au dessus de cette masse, la panne d'1 GTM lors d'une approche peut s'avérer dangereuse.

La masse, appelée M3, permettant de se poser en monomoteur sur une aire ponctuelle au régime de super urgence est de 3500 kg dans les circonstances de l'événement.

Les masses M1, M2 et M3 sont établies à partir des abaques du manuel de vol.

1.6.3. Carburant

- Type de carburant utilisé : F34
- Quantité de carburant au décollage : 400 kg
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : 150 kg

1.7. Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques issues du METAR au moment de l'événement étaient les suivantes :

- vent nul
- visibilité : 9 km
- nébulosité : couvert à 900 ft
- température : 15 °C
- QNH⁵ : 1008 hPa
- QFE⁶ : 1007 hPa

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunications

L'équipage de conduite est en contact radio avec la tour de l'aérodrome d'Hyères.
Tous les équipements fonctionnent au moment de l'accident.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome est contrôlé.

Les hélicoptères peuvent utiliser la FATO qui possède une surface bitumée de forme carrée de 37 m de coté, sur un taxiway dont l'approche est perpendiculaire à ce taxiway.
Selon cette approche, des espaces marécageux se situent de part et d'autres de la FATO.

1.11. Enregistreurs de bord

L'appareil ne dispose d'aucun enregistreur de bord.

⁵ QNH : indique la pression ramenée au niveau de la mer.

⁶ QFE : calage altimétrique permettant de lire une hauteur sur un altimètre.

1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact

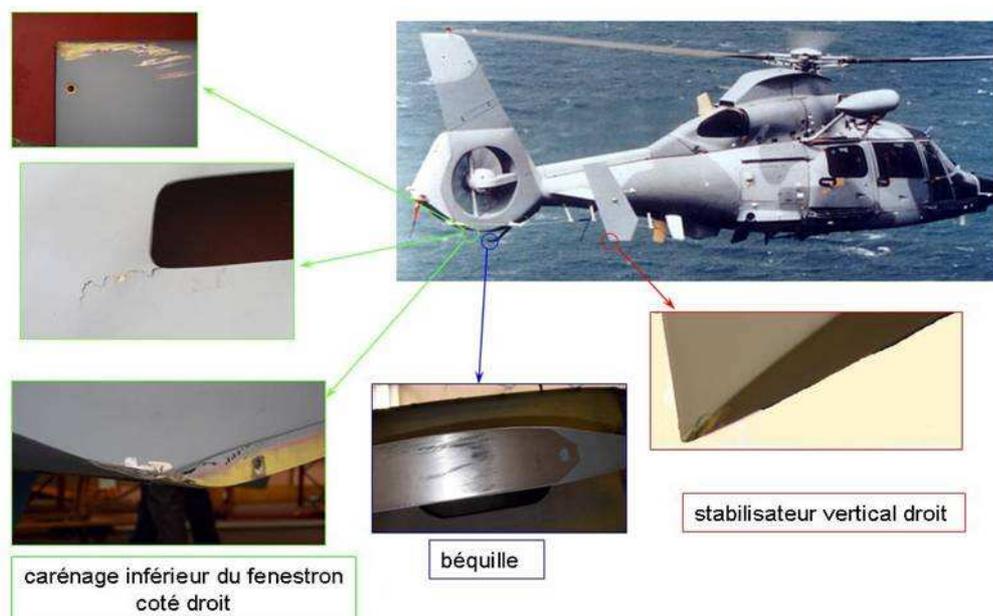
1.12.1. Examen de la zone

L'aire d'atterrissage FATO ne présente aucun endommagement ou trace d'impact.

1.12.2. Examen de l'appareil

Les dégâts suivants sont constatés sur l'appareil :

- un affaissement des supports des 2 moteurs (plus prononcé à droite) ;
- un palier de la transmission arrière endommagé ;
- la poutre de queue est déformée ;
- une partie des goujons de fixation entre la cellule et le pylône est desserrée ;
- le train principal droit est endommagé ;
- la partie basse de la veine d'air du fenestron présente des marquages ;
- la partie inférieure du carénage du fenestron est endommagée.



Endommagements constatés sur la partie arrière de l'appareil

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

1.13.1. Membres d'équipage de conduite

1.13.1.1. Commandant d'aéronef

Dernier examen médical :

- type : visite médicale d'aptitude réalisée au CEMPN de Toulon suite à un arrêt des vols pour raison médicale
- date : 21 décembre 2011
- résultat : maintien de l'aptitude pilote sans dérogation
- validité : 6 mois pour le contrôle à l'unité

- Examens biologiques : non réalisés
- Blessures : néant

1.13.1.2. Copilote

Dernier examen médical :

- type : visite médicale d'aptitude réalisée à l'unité par le médecin du personnel navigant de la BAN d'Hyères
- date : 02 avril 2012
- résultat : maintien de l'aptitude pilote
- validité : 6 mois
- Examens biologiques : non réalisés
- Blessures : néant

1.13.2. Membre d'équipage en cargo

1.13.2.1. Instructeur treuilliste

Dernier examen médical :

- type : visite médicale d'aptitude réalisée au CEMPN de Toulon
- date : 13 avril 2012
- résultat : apte à l'emploi sans dérogation
- validité : 6 mois pour le contrôle à l'unité
- Examens biologiques : non réalisés
- Blessures : néant

1.13.2.2. Élève treuilliste

Dernier examen médical :

- type : visite médicale d'aptitude réalisée à l'unité par le médecin du personnel navigant de la BAN d'Hyères
- date : 20 janvier 2012
- résultat : apte à l'emploi sans dérogation
- validité : 6 mois
- Examens biologiques : non réalisés
- Blessures : néant

1.13.2.3. Plongeur d'hélicoptère

Dernier examen médical :

- type : visite médicale d'aptitude réalisée à l'unité par le médecin du personnel navigant de la BAN d'Hyères
- date : 22 février 2012
- résultat : apte à l'emploi sans dérogation
- validité : 12 mois
- Examens biologiques : non réalisés
- Blessures : douleurs dorsales

1.14. Incendie

Néant.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

Sans objet.

1.16. Essais et recherches

Les huiles et le carburant prélevés sur l'appareil ont été analysés par DGA/EP.

1.17. Renseignements sur les organismes

Sans objet.

1.18. Renseignements supplémentaires

La balise de détresse type COSPAS/SARSAT ERSX-3A était en position automatique au moment de l'accident et ne s'est pas déclenchée.



Balise de détresse

1.19. Techniques spécifiques d'enquête

Néant.

2. ANALYSE

Selon les témoignages de l'équipage et les faits exposés au précédent chapitre, lors de la phase finale d'atterrissage, l'appareil impacte le sol malgré une application de puissance de 100 %.

L'équipage n'a détecté aucun signe précurseur, les commandes répondant correctement aux sollicitations du pilote jusqu'à la tentative de mise en stationnaire.

L'analyse qui suit détaille dans une première partie l'approche finale, puis exploite les résultats d'expertise. Dans la deuxième partie, sont étudiées les causes relevant des facteurs humains et organisationnels.

2.1. Phase finale du vol

La phase finale du vol est décrite en deux phases :

- approche et trajectoire de descente ;
- courte finale.

2.1.1. Approche et trajectoire de descente

Lors du transit pour rejoindre l'aire de poser, l'appareil tangente la couche nuageuse. Le pilote garde cette hauteur de 800 ft afin d'éviter les nuisances sonores. Alors qu'il se rapproche de l'aire de poser, il perd le visuel de la FATO tout en gardant la vue du sol.

Lors de la reprise visuelle de la FATO, le commandant d'aéronef (CA) est surpris par sa proximité et se trouve haut sur le plan de descente.

Il décide alors d'effectuer une approche de type monomoteur, type d'approche qui implique une pente forte. La vitesse indiquée est alors entre 40 et 45 kt. Le pilote ralentit l'appareil et le met en descente avec un taux de chute de 700 ft/mn.

Entre 800 ft et 200 ft, sous un angle fort, le pilote garde une vitesse de descente élevée au regard de sa vitesse indiquée puisqu'il passe d'un taux de chute de 700 ft/mn avec 45 kt à 500 ft/mn avec 30 kt environ. Ces paramètres supérieurs à ceux d'une approche monomoteur (45 kt et $V_z < 500 \text{ft/mn}$) dépassent notablement ceux d'une approche de type plateforme dégagée, où l'appareil se présente à la vitesse de descente de 500 ft/mn avec une vitesse indiquée de 65 kt suivie d'une décélération vers 30 kt amenant à un taux vario de 230 ft/mn.

Entre 200 ft et 100 ft, le taux de chute est maintenue à 500 ft/mn et le pilote diminue la vitesse indiquée passant en dessous de 30 kt⁷ en augmentant le couple jusqu'à 50 % environ.

Selon la courbe de performance (cf. Annexe 1), les indications de couples sont cohérentes avec les vitesses indiquées.

Passant 100 ft, le pilote maintient toujours le taux de chute à 500 ft/mn avec une vitesse sol résiduelle estimée à 20 kt.

⁷ En dessous de 30 kt, la vitesse indiquée sur l'anémomètre est imprécise.



Axe d'approche du Panther (vue prise à 800 ft)

Entre 800 ft et 100 ft, l'appareil répond normalement aux actions du pilote. Les paramètres de taux de chute associés à la vitesse horizontale montrent une approche menée sous angle fort, supérieur à celui d'une approche de type monomoteur. Cette phase de descente s'effectue sous forte pente et une faible puissance (50 % environ de couple moteur).

2.1.2. Courte finale

Entre 100 ft et 70 ft, le pilote cabre⁸ l'appareil pour annuler la vitesse horizontale résiduelle puis pousse sur le cyclique pour positionner le Panther à plat pour réaliser le stationnaire. Lors de cette dernière action, le pilote a la sensation que l'appareil ne répond pas normalement à ses sollicitations de manœuvrabilité. Le taux de chute reste aux environs de 500 ft/mn.

Vers 70 ft, le taux de chute conserve une valeur d'environ 500 ft/mn. Le commandant d'aéronef augmente alors la valeur du pas général pour diminuer la vitesse verticale. La valeur du couple est alors de 100 %.

Le pilote déclare perdre le contrôle de l'appareil malgré l'affichage de 100 % de la puissance. Il pousse sur le cyclique pour poser l'appareil « trois points » jusqu'à l'impact. Cette dernière action est sans effet.

La puissance affichée de 100 % de couple moteur ne suffit pas à amortir le taux de chute pour amener l'appareil en stationnaire dans l'effet de sol.

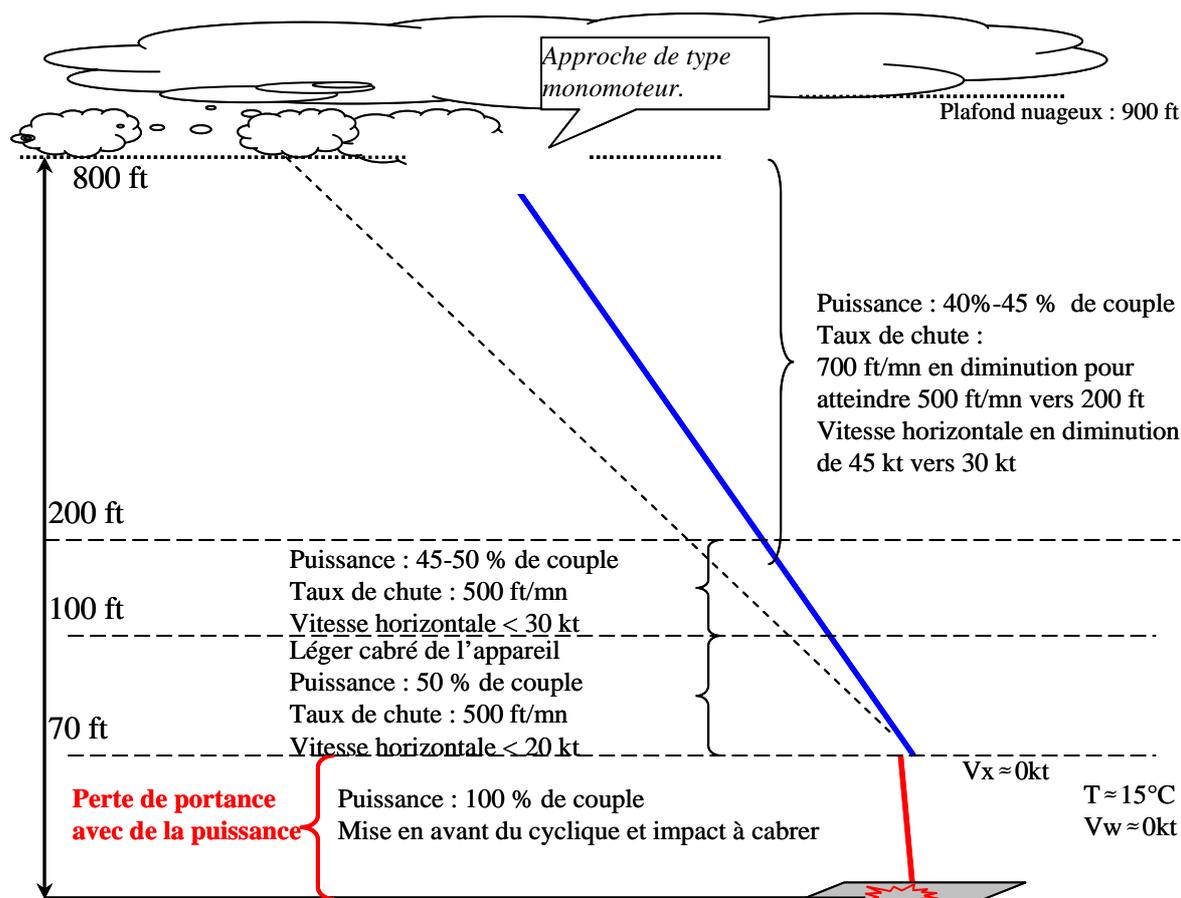
⁸ « un léger cabré » selon les propos du copilote

Après une approche sous très forte pente estimée entre 60 et 70° , l'affichage de la puissance maximale continue sans aller chercher le maximum complémentaire, ne suffit pas à annuler le taux de descente perçu à 500 ft/mn.

Les conditions sont :

- un vent nul au sol ,
- une vitesse horizontale faible (< 20 kt) ,
- une perte d'efficacité au cyclique après une action à cabrer.

Le pilote déclare une perte de contrôle de l'appareil avant l'impact avec le sol.



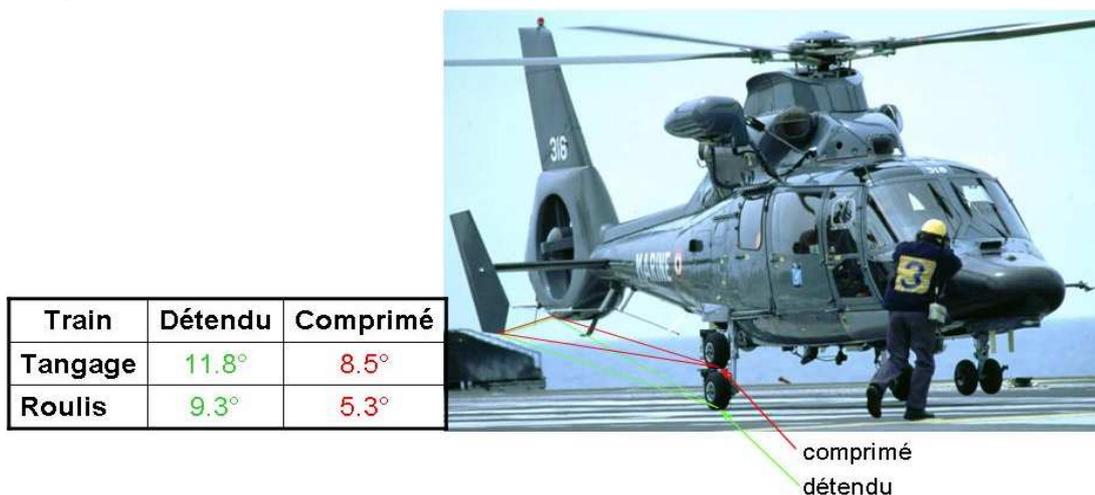
Représentation schématique de l'approche

⁹ Comparable à une pente d'approche adoptée dans une configuration d'autorotation.

2.2. Expertises

2.2.1. Résultat des expertises sur les déformations constatées

L'observation des déformations sur la partie arrière de l'appareil montre que la béquille, le carénage inférieur du fenestron coté droit et le stabilisateur vertical droit sont endommagés.

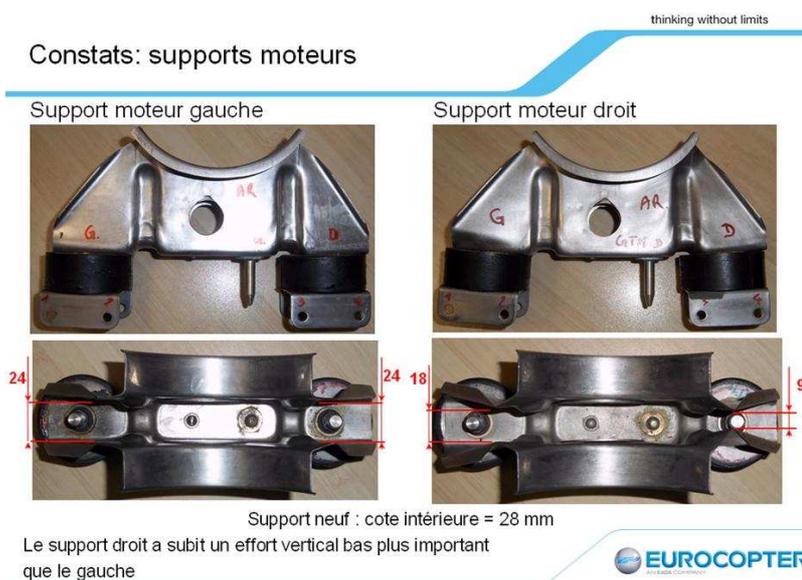


Inclinaisons de l'appareil au moment de l'impact avec le sol

L'étude de l'impact révèle 3 points de contact avec le sol :

- le train principal droit ;
- la béquille et le carénage inférieur ;
- la partie inférieure du stabilisateur vertical.

Aussi, lors de la course de compression du train droit, l'inclinaison de tangage passe de 11,8° à 8,5° alors que l'angle de roulis à droite diminue de 9,3° à 5,3°.



Constat des déformations sur les supports moteur

L'étude des déformations des supports moteur a pu déterminer les efforts subis.

Le calcul de la déformation du support du moteur droit permet d'évaluer une accélération au niveau du centre de gravité de 6,5 g et une vitesse d'impact avec le sol supérieure à 500 ft/mn et pouvant atteindre 800 ft/mn.

2.2.2. Résultat des expertises aérodynamique

- Puissance nécessaire pour la mise en stationnaire

Selon les courbes de performances (cf. Annexe 1), le couple moteur nécessaire pour maintenir le stationnaire est de 75,5 %. Or, la puissance affichée par le pilote pour la mise en stationnaire est de 100 % jusqu'à l'impact.

Afin de confirmer la puissance nécessaire pour la mise en stationnaire avec une vitesse indiquée (V_i) inférieure à 30 kt, des études ont été menées par l'ONERA, le constructeur Eurocopter et DGA/EV.

L'ONERA grâce à une base de données issues d'essais en vol avec un hélicoptère Dauphin¹⁰, montre que la remise en puissance dans le cas du présent événement aurait du permettre la mise en stationnaire (cf. Annexe 2, Comparatif des performances entre le Dauphin et le Panther).

De même, la société Eurocopter, constructeur des hélicoptères Dauphin et Panther, a effectué un calcul similaire avec les paramètres connus de l'événement. Ses conclusions sont identiques à celles de l'ONERA.

Quant à l'étude menée par DGA/EV, elle montre qu'en phase finale, l'augmentation de 1,5 % de la portance est suffisante pour annuler le taux de descente de 500 ft/mn à zéro à partir de 70 ft de hauteur. En d'autres termes, une augmentation du facteur de charge de $N = 1 \text{ g}$ à $N = 1,015 \text{ g}$ est suffisante pour arrêter l'appareil avant l'impact.

Dans les circonstances de l'événement, la puissance fournie par les 2 GTM du Panther était suffisante pour annuler le taux de descente de 500 ft/mn.

Par ailleurs, les études montrent qu'une application tardive de la puissance pour effectuer le stationnaire ne peut expliquer la vitesse d'impact estimée supérieure à 500 ft/mn.

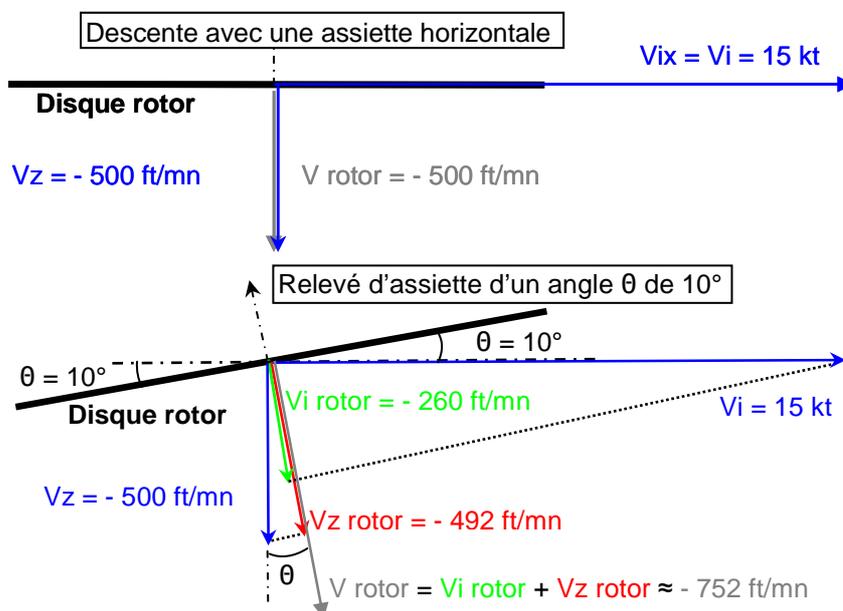
¹⁰ La cellule d'un Dauphin est similaire à celle d'un Panther qui est doté de moteurs plus puissants 487 kW (maxi continu) au lieu de 437 kW (maxi continu) pour un Dauphin.

- Phénomène de Vortex

Le phénomène de vortex est caractérisé par un taux de descente incontrôlé causé par une perturbation de l'écoulement d'air au niveau du rotor principal (cf. Annexe 3, *Le phénomène de Vortex*). Dans ce cas, les pilotes subissent un enfoncement de l'appareil malgré une application de la pleine puissance moteur. Le phénomène peut se produire lors d'une descente à vitesse faible en dehors de l'effet de sol, ce qui ne correspond pas aux paramètres rapportés. En revanche, les études conduites au début des années 2000 par DGA/EV¹¹ en coopération avec l'ONERA ont mis à jour un phénomène de Vortex dynamique intervenant lors des approches à forte pente¹².

Lors d'une approche sous forte pente (exemple : vitesse faible = 15 kt ; taux de chute ≥ 500 ft/mn), un relevé d'assiette (exemple : $\theta = 10^\circ$) va instantanément ajouter la projection de V_i sur l'axe perpendiculaire au rotor (V_i rotor) à la V_z .

Illustration :



La V_z vue par le rotor (V_{rotor}) est alors supérieure en valeur absolue à 750 ft/mn et le risque de Vortex devient élevé.

Cette description est compatible avec la séquence « Courte finale » décrite au § 2.1.2, p 16:
 - le taux de chute lu par l'équipage est de 500 ft/mn environ, 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 ;

¹¹ Centre d'essais en vol.

¹² Annexe 4, article de la revue « Air et Cosmos » du 11 avril 2003.

- une vitesse faible ;
- un relevé d'assiette entre 100 et 70 ft ;
- l'action au cyclique pour poser l'appareil sur les trains est perçue sans efficacité.

Une entrée dans le phénomène Vortex dynamique, vers 70 ft est compatible avec un taux de chute final de 800 ft/mn.

L'hypothèse d'une entrée dans un phénomène de Vortex en courte finale est retenue.

Il ressort des calculs de déformation et des expertises aérodynamiques que l'événement est une perte de contrôle en courte finale d'atterrissage.

2.3. Recherche des causes relevant des facteurs humains et organisationnels

Les entretiens et les constatations ne soulignent aucune cause technique ou environnementale susceptible d'expliquer la perte de contrôle de l'appareil en courte finale.

2.3.1. Causes relevant des facteurs humains

2.3.1.1. Écarts

- Mise en descente tardive

Le pilote transite, selon les règles de vol à vue (VFR), à une hauteur de 800 ft selon les consignes prescrites dans les procédures d'arrivée de l'aéroport d'Hyères. A cette même hauteur, se situent des barbules nuageuses alors que le plafond nuageux est de 900 ft. Dans ces conditions dégradées de vol VFR, il perd de vue durant un bref instant la FATO. A la réapparition de la zone de posé, il a dépassé le point de mise en descente normalement pratiqué. Cette mise en descente tardive place l'hélicoptère sous très forte pente.

- Erreur de décision

Lors de la reprise visuelle de la FATO, le pilote s'aperçoit qu'il est notablement au dessus du plan et décide de faire une approche de profil monomoteur dans le but d'atteindre un point clé de $V_i = 30$ kt et un taux de chute $V_z = 500$ ft/mn¹³. Au regard de ses références et son expérience, la forte pente est associée à l'exercice de panne monomoteur. Or, selon le manuel de vol dans le cas d'« *une panne d'un GTM en approche* », il faut entre autres paramètres, maintenir la vitesse à 45 kts et un taux de chute inférieur à 500 ft/mn. De plus, pour ce type d'approche en entraînement, la masse de l'appareil ne doit pas dépasser la M3. Or, l'approche effectuée le jour de l'événement ne respecte ni les consignes du manuel de vol ni la masse maximale pour une approche complète de type monomoteur qui est dépassée de 150 kg. Le choix d'une procédure complète sous forte pente constitue une erreur de décision.

¹³ Paramètres du point critique pour un « atterrissage sur un hélicoptère ponctuel » prescrits dans le manuel de vol supplémentaire du Dauphin équipant la Marine (cf. note de bas de page n° 10).

- Perception erronée de la situation

Dans la première phase d'approche décrite au § 2.1.1 « Approche et trajectoire de descente », p 15, le commandant d'aéronef est conforté dans sa décision par les paramètres affichés qui répondent à ses actions sur les commandes de vols et de puissance. Les conditions d'approches semblent être maîtrisées alors que sans qu'il en ait conscience, les paramètres correspondent aux conditions préalables d'entrée dans le phénomène de vortex dynamique. Le pilote a une perception erronée de la situation dans laquelle il s'est installé.

- Persévération

Se focalisant sur le point d'aboutissement « FATO », le pilote ne s'assure pas que tous les paramètres sont compatibles avec l'exercice.

L'expertise aéronautique générale du pilote, sa pratique des exercices monomoteur du fait de sa qualification d'instructeur pannes, des régulières missions pédagogiques sur simulateur, le sentiment de maîtrise du début de la phase d'approche et la réserve de couple indiquée sont des éléments qui renforcent un excès de confiance qui n'autorise pas une remise en question du plan d'action décidé.

Il ne réagit ni aux paramètres de descente qui le positionnent sur une pente plus forte (70 kt, 700 ft/mn) qu'en approche monomoteur (45 kt, $V_z < 500$ ft/mn), ni au passage des 200 ft, alors que pour tenir sur le plan de descente, il doit diminuer sa vitesse au dessous de 30 kt, avec un taux de chute de 500 ft/mn tout en retardant sa remise en puissance.

L'absence de remise en question du plan d'action est caractéristique d'un phénomène de persévération.

- Erreur d'habileté

Compte tenu des circonstances, le pilote effectue une approche avec une très forte pente vers la FATO 05. Cette approche n'est pas habituelle et l'équipage de conduite¹⁴ ne l'estime pas dangereuse. Néanmoins, les actions aux commandes pour la mise en stationnaire correspondent à une mise en stationnaire usuelle.

En outre, le relevé d'assiette réduit notablement la portance¹⁵ et augmente d'autant la puissance nécessaire sans arrêter l'appareil (cf. Annexe 1).

Les études menées sur l'événement montrent que le facteur déclenchant correspond au cabrer de l'appareil pour annuler la vitesse résiduelle horizontale. En effet, l'action à cabrer du pilote pour annuler cette vitesse horizontale crée une augmentation de la vitesse projetée sur l'axe perpendiculaire au rotor (cf. schéma page 20). Cette augmentation (ΔV_{rotor}) élargit le domaine d'entrée dans le phénomène de Vortex dynamique.

L'erreur d'habileté en courte finale positionne l'appareil dans le domaine d'entrée du phénomène Vortex.

¹⁴ Le plan d'approche est jugé « acceptable » selon le témoignage du copilote.

¹⁵ L'instruction permanente de la Marine préconise donc d'effectuer une « arrivée en puissance »

2.3.1.2. Conditions de survenue

- Règles VFR

Le vol s'effectue selon les règles VFR dont les minima sont 1500 ft de plafond et 5 km de visibilité.

Les conditions météorologiques enregistrées indiquent un ciel couvert à 900 ft et 9 km de visibilité. Le critère de plafond ne permet donc pas d'évoluer dans la zone de contrôle selon les règles VFR. La pénétration de l'espace nécessite donc une autorisation¹⁶ « VFR spécial » qui permet à un hélicoptère d'évoluer dans cette zone avec une visibilité minimum de 800 m et hors des nuages selon les consignes prescrites dans la carte d'approche à vue.

Au moment de l'événement, les conditions de vol sur la plateforme répondaient aux critères du « VFR Spécial ». Ce régime de vol n'est pas sollicité par le commandant d'aéronef¹⁷ et n'est pas établi par l'organisme de contrôle qui néanmoins autorise l'entrée dans la zone.

- Règles d'exploitation de l'aérodrome

Le manuel d'exploitation de la base prescrit une hauteur de circuit à 800 ft et prévoit de la ramener exceptionnellement à 500ft lorsque « *la base des nuages* » est inférieure ou égale à 800 ft. Le jour de l'événement, aucune dérogation pour un transit à 500 ft n'est délivrée puisque le plafond est à 900 ft.

Indépendamment du régime de vol utilisé (VFR ou VFR spécial) le manuel d'exploitation de la base imposait, dans ces conditions météorologiques (plafond 900 ft) un circuit à 800 ft, donc dans les nuages.

- Entretien et contrôle des compétences

Le pilote non affecté à la flottille 36 F, est instructeur sur simulateur au groupement d'entraînement et d'instruction. Il est habilité à piloter les appareils de cette unité.

Il a effectué un vol en tant que chef d'aéronef le 29 mars, soit 54 jours avant l'événement et une séance de simulateur le 20 avril 2012.

Dans les 30 jours avant l'évènement, il lui avait semblé avoir effectué une séance de simulateur en tant que pilote en fonction. Durant cette période, il n'a effectué que des séances d'instruction au simulateur. La période d'inactivité étant supérieure à 30 jours, le pilote aurait dû réaliser un vol de reprise en main comportant des exercices de pannes ou une séance de piste pannes sur simulateur DAUPHIN N2 «FULL FLIGHT».

Par ailleurs, le pilote n'a effectué que 13 heures de vol dans les 6 derniers mois.

La flottille recense l'activité aérienne de ses pilotes opérationnels affectés, elle ne dispose d'aucun moyen d'information permettant une visualisation et une vérification des activités aériennes des autres pilotes pouvant voler sur ses appareils.

Dans les 6 derniers mois qui précèdent l'événement, l'activité en vol et au simulateur du pilote est faible. Il n'a pas volé depuis 54 jours et sa dernière séance de simulateur remonte à 32 jours.

- État des connaissances des approches sous angle fort par le ministère de la défense et le constructeur Eurocopter

¹⁶ L'autorisation est donnée sur dérogation du commandant adjoint opérations (COMOPS).

¹⁷ Le copilote ne fait aucune observation sur les conditions de vol à vue pour pénétrer et évoluer dans la zone de contrôle.

Les études et essais réalisés conjointement par l'ONERA et le CEV au début des années 2000 sur les approches à forte pente ont montré le risque d'entrée en vortex par une approche sous forte pente.

Ce programme de recherche n'est pas issu d'une demande et de fonds émanant du ministère de la défense. A cette époque, les enseignements tirés suite à ces expériences n'ont pas été suffisamment rapportés aux exploitants d'hélicoptère du ministère de la défense. Une telle démarche aurait nécessité une poursuite des activités conjointes ONERA et DGA/EV afin d'étudier en détail les différentes configurations de vol aux basses vitesses conduisant à l'apparition de ce phénomène. Ces travaux n'ont pu être réalisés.

Les résultats des études sur les approches à forte pente n'ont pas été exploités par les opérateurs.

2.3.1.3. Condition de récupération

- Sensibilisation au phénomène de Vortex en général

Il n'est pas prévu de la formation pratique pour les pilotes d'hélicoptères de l'aéronautique navale sur l'entrée et la sortie du phénomène de Vortex.

Au sein des flottilles d'hélicoptère de l'aéronautique navale, les rappels sur le phénomène de Vortex sont effectués lors des briefings de mission nécessitant un long stationnaire à une hauteur importante : mission photographique ou d'appui feu.

Certaines conditions vécues d'apparition du phénomène sont connues des équipages. Or, toutes les circonstances d'entrée dans le phénomène ne sont pas maîtrisées puisqu'elles ne sont pas totalement modélisées. Ainsi, les études se poursuivent-elles dans les laboratoires de l'ONERA et tous les cas d'entrée et de sortie du phénomène de Vortex ne peuvent donc pas être modélisés sur simulateur.

Les conséquences du phénomène de Vortex sont très bien connues : perte de portance, inefficacité des commandes de manœuvrabilité et fort taux de chute. Selon les circonstances, l'entrée dans le phénomène vortex peut être irréversible notamment près du sol.

- Atterrissage ponctuel selon la procédure en vigueur dans l'aéronautique navale

Selon l'instruction permanente entraînement, « En atterrissage ponctuel, le pilote contrôle sa trajectoire de descente afin d'éviter au maximum la zone d'insécurité définie par le diagramme hauteur vitesse. La décélération sur pente doit être continue. Un léger passage au-dessus du plan en finale permet de coiffer la zone de poser, d'assurer une arrivée en puissance et de garantir un posé monomoteur sur la DZ (masse permettant). Le passage en NDS et la réduction de vitesse s'effectuent vers 200 pieds suivant les conditions de vent. »

Dans le contexte de l'approche effectuée par le commandant d'aéronef, la zone de sécurité, aussi appelée domaine hauteur-vitesse, est évitée par une vitesse horizontale supérieure à 30 kt jusqu'à 200 ft. La réduction de vitesse est poursuivie en dessous de 200 ft. Hormis les masses M2 et M3 (cf. « §1.6.2 Masse et centrage », p 10) qui sont des limitations de masses de sécurité en cas de panne moteur, la procédure d'atterrissage ponctuelle ne précise pas d'ultime point de décision pour une remise de gaz en cas de perte d'un moteur. Le supplément du manuel de vol du Dauphin (AS 365 F) de la Marine définit les critères suivants : hauteur de 130 ft, $V_i = 30$ kt et $V_z = 500$ ft/mn. L'application de ce point de contrôle aurait pu provoquer la remise de gaz.

Le manuel de vol du Panther ne comporte pas de supplément sur les points critiques à l'atterrissage et au décollage.

- Bibliographie de l'aéronautique navale relative au Vortex

L'instruction¹⁸ ayant pour objet la « *sécurité aérienne* » définit « *les principes généraux de sécurité dans la mise en œuvre de la marine, en vol comme au sol* ». Ce document ne mentionne pas le phénomène de Vortex que peuvent rencontrer les équipages d'hélicoptère au cours des missions et des entraînements.

Deux documents définissent l'emploi de l'hélicoptère Panther :

- l'instruction permanente « Instruction-Entraînement » du PANTHER ;
- l'instruction permanente sécurité vol de l'AS 565 Panther standard 1.

L'instruction permanente « Instruction-Entraînement » a pour but de définir l'entraînement du personnel volant pour l'obtention et l'entretien des qualifications sur hélicoptère de type Panther. Ce document de référence ne mentionne nullement une possibilité de pente forte dans les phases d'approche ou un quelconque risque de Vortex dans les différents entraînements cités.

Quant à l'instruction permanente de sécurité de l'AS 565 Panther standard 1, « *elle précise, quant au fond, les différentes procédures relatives à la préparation et à l'exécution des vols* ». « *La parfaite connaissance de cette instruction conditionne l'efficacité et la sauvegarde du personnel et du matériel au cours des missions aériennes.* »

Le vortex y est mentionné en tant que phénomène dangereux qui se produit par « *la simultanéité des conditions suivantes : faible vitesse, faible vent arrière, faible taux de descente et forte puissance.* ». Cette description ne correspond pas au phénomène rencontré dans cet événement.

Pour en sortir, le pilote doit afficher « *une assiette à piquer et une diminution de la puissance via le collectif* ». Cette manœuvre ne peut être réalisée que si la hauteur est suffisante pour effectuer une prise de vitesse avec réduction de la puissance.

¹⁸ N° 5/DEF/EMM/OPL/EMPL du 18 mai 1998

- Mesures de prévention suite à un événement antérieur

Les recherches menées conjointement avec le CPSA/MAR ont permis de rapporter un événement de septembre 1989 impliquant un hélicoptère Lynx dont l'enquête avait conclu à une entrée dans le phénomène de Vortex (cf. Annexe 6, *Événement précédent : accident d'un Lynx le 11 septembre 1989*, p 35).

Entres autres recommandations, le CPSA¹⁹ Marine avait recommandé : « *que soit étudié la possibilité de reproduire les signes précurseurs du VORTEX sur simulateur LYNX et que soient mis au point des exercices visant à inculquer aux équipages les actions réflexes nécessaires selon les conditions et les phases de vol pour prévenir l'établissement d'un tel régime et, lorsque c'est possible, pour en sortir.* »

Cette recommandation n'a pas eu de suite. La conduite d'exercice au sein du CEV requiert un appareil spécifique pour piloter l'entrée dans le phénomène. Il donc difficile de le reproduire en vol.

¹⁹ Conseil permanent de la sécurité aérienne

3. CONCLUSION

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

- L'appareil est entretenu conformément à la réglementation en vigueur.
- Suite à la perte de visuel momentanée de son aire de poser, le pilote dépasse son point de mise en descente pour une approche plateforme dégagée et décide d'effectuer une approche de type monomoteur permettant une forte pente.

Arrivant à une hauteur de 100 ft avec une Vz établi à 500 ft/mn, le pilote débute sa remise en puissance en vue de s'arrêter en stationnaire. Le vent est nul. Le pilote réduit sa vitesse puis le taux de chute pour s'arrêter sur la FATO. L'appareil s'enfonce malgré une application maximale du couple (100 %). Constatant la perte de contrôle en vol, le pilote pousse sur le cyclique afin de poser l'hélicoptère à plat sur ses 3 trains.

L'appareil reste dans une position à cabrer et impacte le sol avec une vitesse verticale estimée entre 500 ft/mn et 800 ft/mn.

- Le risque d'entrée en vortex dynamique identifié au début des années 2000 par DGA/EV et l'ONERA est mal connu dans la communauté des pilotes.

3.2. Causes de l'événement

La vitesse d'impact de l'appareil est due à une perte de contrôle provoquée par une entrée dans le phénomène de Vortex dynamique favorisée par une approche sous forte pente.

Causes contributives à l'événement relevant du facteur humain :

- dérogation aux règles de l'air en privilégiant le respect des contraintes de nuisances sonores sensible sur l'environnement de la base aéronautique d'Hyères ;
- perte visuelle de la FATO, décalant le point de mise en descente et plaçant l'hélicoptère sous forte pente ;
- sous-évaluation du risque lié à une approche sous forte pente par une méconnaissance des conditions favorisant l'entrée en Vortex ;
- erreur de décision lors du choix d'approche de type monomoteur ;
- perception erronée de la situation nourrie par le sentiment de maîtrise du pilotage en phase initiale d'approche ;
- persévérance caractérisée par l'absence de remise en question du plan d'action ;
- action à cabrer en fin d'approche sous forte pente pour annuler la vitesse plutôt qu'une remise de la puissance pour bénéficier de l'effet induit cabreur faisant entrer l'appareil dans le domaine de survenance du phénomène Vortex.

Causes contributives à l'événement relevant de l'organisation :

- conditions météorologiques du moment correspondent aux critères du VFR spécial pour évoluer en hélicoptère dans la zone de contrôle ;
- faible activité aéronautique du pilote qui n'a pas volé depuis 54 jours et a effectué sa dernière séance de simulateur depuis 32 jours ;
- résultats des études sur les approches sous forte pente qui n'ont pas été exploités par les opérateurs ;
- sous-estimation du risque Vortex par le système organisationnel en raison du très faible nombre d'événement rapportés relatifs à ce phénomène.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Cet événement riche d'enseignement mérite d'être exploité et commenté par tous les opérateurs d'hélicoptères.

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

4.1.1. Prise en compte du risque Vortex dynamique

L'analyse des causes de cet accident met en évidence l'entrée dans un phénomène de Vortex dynamique qui est peu connu des pilotes d'hélicoptères. Ce phénomène a fait l'objet d'étude de DGA/EV et de l'ONERA concluant à la mise en évidence d'un risque particulier lors d'approche sous forte pente.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

À toutes les autorités d'emploi mettant en œuvre des hélicoptères :

- **d'actualiser la sensibilisation de leurs pilotes à ce risque particulier ;**
- **de réévaluer leurs procédures d'approches sous forte pente à l'aune de ce risque particulier et éventuellement les faire évoluer.**

4.1.2. Etudes et recherches sur le phénomène de Vortex

Le phénomène de Vortex a fait l'objet d'études et de recherches afin d'améliorer la modélisation et la connaissance de ses conditions de survenue aérodynamique. Toutefois, la connaissance scientifique de ce phénomène n'est pas encore aboutie.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

À la direction générale pour l'armement d'étudier au travers des programmes de recherche (programme d'études amont ou autres) un moyen d'approfondir l'étude sur le phénomène Vortex.

4.1.3. Conditions du « VFR spécial » et manuel d'exploitation de la base

L'enquête a montré que quand bien même le pilote aurait sollicité le VFR spécial prescrit par la carte d'approche à vue, le plafond du moment (900 ft) ne justifiait pas selon le manuel d'exploitation la demande de dérogation pour un vol plus bas.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande:

À la marine nationale de rendre compatible les consignes du manuel d'exploitation de la base avec celles du VFR spécial prescrite dans la carte d'approche à vue de la plateforme.

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

4.2.1. Points critiques à l'atterrissage et au décollage

La documentation du Dauphin de la Marine comporte un supplément au manuel de vol définissant les points critiques à l'atterrissage et au décollage pour le traitement d'une panne moteur durant ces phases particulières de vol. Le Panther, appareil plus récent, ne bénéficie pas de ces suppléments.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

À la marine nationale en liaison avec la DGA de faire établir ces paramètres pour le Panther, puis de les introduire dans ses procédures opérationnelles.

4.2.2. Aménagement de la FATO

L'aérodrome d'Hyères comporte une aire d'approche finale et de décollage (FATO) carrée de 37 m de coté dont les axes amont et aval sont marécageux.

Nombre d'opérateurs exploitent à partir de cette plate-forme dégagée des appareils de type bimoteurs qui offrent la possibilité d'améliorer notablement la sécurité lors des phases d'atterrissage et de décollage. Or, la dimension de la FATO ne permet pas d'interrompre un décollage en cas de panne moteur avant le point critique au décollage ou de maîtriser un atterrissage en cas de panne moteur après un repère identifié, connue sous l'acronyme PCA²⁰ dans les compléments au manuel de vol Dauphin.

La sécurité des mouvements ne peut être assurée qu'en recourant à la procédure type « plate-forme ponctuelle » qui est très pénalisante au niveau de la masse de l'appareil.

Or, le propre d'un aérodrome est de permettre les mouvements réguliers en sécurité selon toutes les configurations, à fortiori à la masse maximale.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

- **À la marine nationale de revoir les aires d'approche et de décollage de la BAN d'Hyères pour permettre aux hélicoptères biturbines de conduire une procédure de décollage plate-forme dégagée à la masse maximale avec la possibilité d'interrompre le décollage ;**
- **à la DSAé d'intégrer le critère d'interruption de décollage type plateforme dégagée depuis des aires de décollage hélicoptère dans ses dossiers d'homologation de plateforme aéronautique militaire.**

²⁰ Point critique à l'atterrissage.

4.2.3. Enregistreur d'accident

L'hélicoptère « Panther » de la force aéronautique navale n'est pas équipé d'enregistreur. La réglementation n'impose pas aux aéronefs de la défense d'en être dotés. Différents types d'enregistreurs sont envisageables : enregistreur de paramètres (FDR), enregistreur phonique du cockpit (CVR), enregistreur de maintenance ou système de surveillance vidéo de tableau de bord (IPVMS).

Au-delà des aspects purement réglementaires, un équipement de ce type apporte de nombreux avantages.

Il peut permettre d'effectuer « l'analyse systématique » des vols.

L'arrivée sur le marché de nouvelles technologies répondant aux normes ED 155 permet de réduire le coût d'acquisition et de maintenance.

L'enregistreur de paramètres permet l'analyse et la compréhension de l'événement quel qu'en soit la nature .et le bilan.

En l'absence d'un dispositif d'enregistrement dans l'appareil, seul le témoignage de l'équipage, a permis de reconstituer le scénario de l'événement et le phénomène de Vortex.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

- **À la marine nationale d'équiper ses hélicoptères²¹, autres que le NH 90, d'enregistreurs répondant au moins à la norme ED 155 voire d'outils de restitution visuelle;**
- **à l'autorité technique DGA, de proposer systématiquement aux organismes la mise en place d'enregistreurs dans le cadre des programmes d'acquisition de nouveaux aéronefs ou de rénovation des aéronefs déjà acquis²².**

²¹ Recommandation déjà émise par le CPSA/MAR suite à l'accident du Lynx entré dans le phénomène Vortex en 1989.

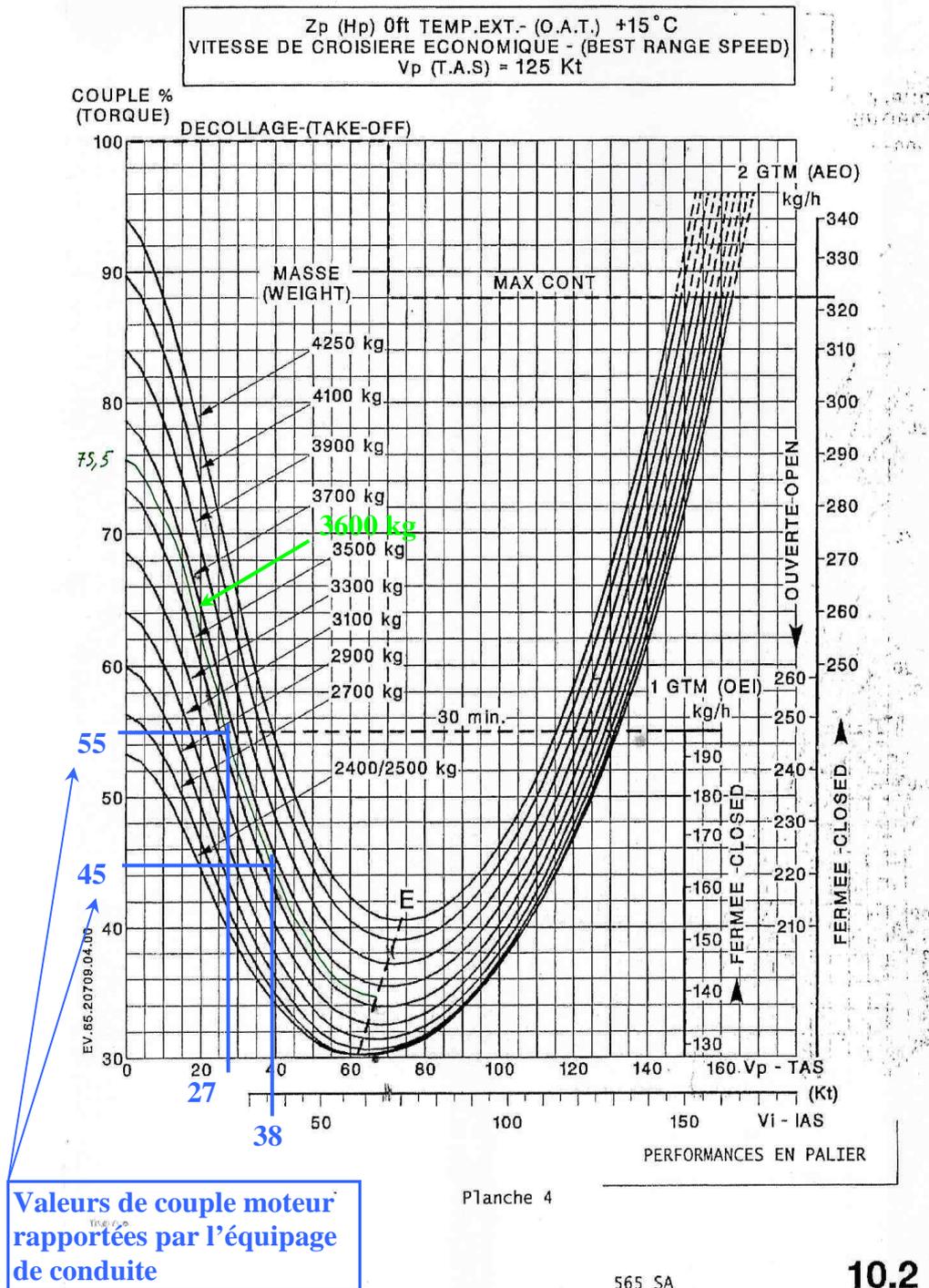
En avril 2011, sur 620 hélicoptères d'Etat environ, 42 % ne sont pas munis d'enregistreur de type FDR, CVR, enregistreur de maintenance ou IPVMS.

ANNEXES

ANNEXE 1 Courbe de performances	32
ANNEXE 2 Comparatif des performances entre le Dauphin et le Panther.....	33
ANNEXE 3 Le Phénomène de Vortex	34
ANNEXE 4 Article de la revue « air et cosmos » du 11 avril 2003.....	35
ANNEXE 5 Témoignages d'équipages ayant subi le phénomène Vortex	36
ANNEXE 6 Événement précédent : accident d'un Lynx le 11 septembre 1989.....	40

ANNEXE 1 Courbe de performances

MANUEL DE VOL COMPLEMENTAIRE



565 SA

10.2

91-05 Page 9

ANNEXE 2

Comparatif des performances entre le Dauphin et le Panther

Les essais d'approche sous forte pente ont été réalisés avec un hélicoptère Dauphin (cf. ANNEXE 4) par DGA/EV et l'ONERA. La cellule d'un Dauphin est similaire à celle d'un Panther qui est doté de moteurs plus puissants 487 kW (maxi continu) au lieu de 437 kW (maxi continu) pour un Dauphin

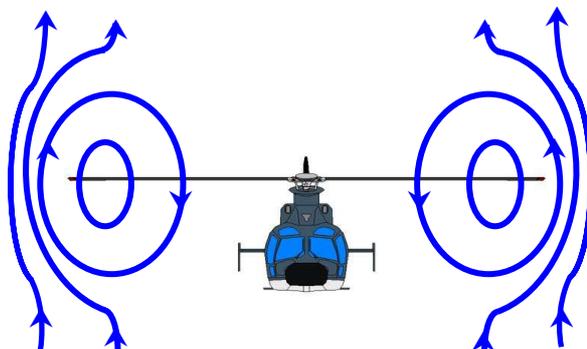
Hélicoptère Dauphin	Hélicoptère Panther
<p>Selon les calculs de l'ONERA issus de la base de données lors des essais sous forte pente, la puissance nécessaire pour la mise en stationnaire est de 690 kW dans les conditions de l'événement (masse, vitesse, altitude et taux de chute).</p> <p>Le manuel de vol du Dauphin (section 2 : Limitations, page 5) mentionne la note suivante: <i>nota: 100% de couple représente 900 kW au régime nominal de 350 tr/mn.</i></p> <p>Par conséquent, le couple en stationnaire au régime nominal sera de 690 kW/900 kW = 76,6% de couple.</p> <p>La puissance maximum continue avec les 2 moteurs (Dauphin) (2 x 437 kW) = 874 kW.</p> <p>Pour effectuer le stationnaire dans les conditions de l'événement, 78,94 % (= 690 kW/874 kW) de la puissance maximum continue est nécessaire.</p>	<p>Le manuel de vol du Panther (section 2 : Limitations, page 5) mentionne la note suivante: <i>nota: 100% de couple représente 965 kW au régime nominal de 350 tr/mn.</i></p> <p>Selon l'abaque joint, le stationnaire nécessite 75,5 % de couple Par conséquent, la puissance nécessaire pour le stationnaire au régime nominal sera de : 728 kW (= 965 kW x 0,755).</p> <p>La puissance disponible avec les 2 moteurs (Panther) (2 x 487 kW) = 974 kW</p> <p>Pour effectuer le stationnaire, 75 % (728 kW/974 kW =) de la puissance maximum continue est nécessaire.</p>

Le comparatif montre que la marge de puissance nécessaire pour effectuée la mise en stationnaire avec un Dauphin est de 20 % environ.

Pour un calcul similaire, la marge de puissance avec Panther est d'environ 25 %. En théorie, dans les circonstances de l'événement la mise en stationnaire aurait du s'effectuer

ANNEXE 3 Le Phénomène de Vortex

Le vortex est un phénomène aérodynamique, en anglais vortex ring status (VRS). Il peut se produire lors d'un vol vertical descendant ou en descente lente entraînant une perte totale de portance au niveau du rotor principal : l'air traversant le rotor est réinjecté par un flux tourbillonnaire en bout de pale. Le rotor descend dans sa propre masse d'air. L'hélicoptère perd toute portance et une efficacité de ses commandes de manœuvrabilité.



Écoulements des filets d'air lors d'un Vortex

L'étude physique du phénomène vortex se base sur la vitesse induite de l'air produite par le rotor. Dans le cas de l'événement, lors du stationnaire la vitesse induite du rotor du Panther est d'environ 2000 ft/mn avec une masse de 3 650 kg.

Les études menées en soufflerie ou en vol montrent que l'entrée est propice entre $\frac{1}{4}$ et $\frac{3}{4}$ de la vitesse induite. Aussi, dans les circonstances de l'événement, le Panther peut subir le vortex avec une vitesse de descente comprise entre 500 ft/mn et 1500 ft/mn sous forte pente.

À V_x non nul, l'inclinaison du plan rotor modifie le domaine de mise en vortex (La vitesse V_z vue par le rotor reçoit une part de V_x). V_x est la vitesse d'avancement horizontale et V_z est la vitesse verticale des filets à « l'infini aval ». Ainsi, selon les études théoriques menées par l'EPNER/DGA-EV, dans le cas d'un cabré de 10° et une vitesse d'avancement V_x de 20 kt, le risque de vortex apparaît dès 700 ft/mn.

Pour évaluer la zone de risque de vortex, V_x et V_z sont des vitesses essentielles mais le paramètre d'assiette de vol est aussi nécessaire.

ANNEXE 5

Témoignages d'équipages ayant subi le phénomène Vortex

I) Témoignage issu de la base de données « GVQ sécurité aérienne » de l'armée de l'air : « Vortex ? En tous les cas, belle frayeur... » en date du 17 mai 2010.

Entraînement SATER nuit sur Puma, 5900kg.

Après 4 treuillages brassière en zone dégagée, nous nous dirigeons vers une zone obstacle située sur un petit relief (d'une altitude d'environ 250ft ; la plaine environnante est d'une altitude moyenne de 50 à 100ft).

Lors du deuxième tour de reconnaissance, la vitesse est réduite vers 40 kts pour pouvoir cercler la zone au plus près, les sondes sont réglées à 170ft et nous sommes à 400ft altimètre (nous sommes environ 150 ft au dessus du petit relief que nous entourons, nous sommes donc à environ 300 ft sol).

La zone de treuillage est une clairière entourée d'arbre d'une hauteur d'environ 100ft. Elle est juste assez grande pour permettre le poser de l'hélicoptère. Une trouée dans les arbres donne un axe d'approche préférentiel. Sur cet axe préférentiel, il y a un deuxième relief en arrière plan qui monte à environ 700ft.

Le vent est calme, information confirmée lors des 4 premiers treuillages et donnée par la tour.

Nous décidons donc de nous présenter dans l'axe de la trouée en briefant qu'en cas de remise des gaz, il faudra ouvrir à gauche pour ne pas se retrouver face au relief en deuxième plan.

Le deuxième tour de reconnaissance terminé, nous sommes très bien axés pour effectuer l'approche à une vitesse de 40 kts. Approchant du plan, la vitesse est réduite vers 30 kts. Arrivant sur le plan, je chante les éléments de vol au PF « badin 30 kts en réduction, vario - 150ft/min ». La présentation est nominale.

Je perçois une sensation d'enfoncement, je demande alors au PF « puissance ».

Bien que le PF applique de la puissance, nous passons sous le plan et la sensation d'enfoncement persiste. J'applique alors par transparence d'avantage de puissance. Le phénomène d'enfoncement augmente.

Je remets alors les gaz en baissant la puissance, en piquant et en virant par la gauche pour éviter le relief. La machine continue à s'enfoncer et nous ressentons des vibrations inhabituelles dans le rotor principal. La machine raccroche enfin et l'arrondi est initié au ras des arbres, le reflet des feux de position nous en donnant une meilleure perception !!! Nous avons donc perdu environ 300ft et le contrôle de la machine n'a été repris que sous la hauteur du point d'approche prévu...

La décision est prise de rentrer sur base. Le contrôleur nous annonce un vent nul.

Cet événement a été largement débriefé au sein de l'équipage et à l'unité.

L'enfoncement de la machine est très probablement dû à un début de phénomène Vortex. Ce phénomène bien que connu de tous les pilotes d'hélicoptères est finalement très mal connu.

Du fait du danger qu'il représente, il n'y a pas de mise en situation réelle lors de la formation comme cela peut être fait pour le décrochage sur avion. Différents essais ont été effectués et il apparaît que certains éléments favorisent l'apparition du phénomène (vario négatif, vent arrière, forte masse,...).

Ce qui marque le plus l'équipage face à cet événement est une part d'incompréhension. Nous n'étions pas dans les conditions d'apparition de ce phénomène décrites dans les manuels. Nous étions très bien présentés, vent nul (peut-être très faible de l'arrière et non perçu ?), petit vario, masse standard,...mais les faits sont là.

II) Témoignage de la base de données FREIX de la marine nationale : « vortex » en date de 2011

La mission est de rechercher un convoi routier correspondant à certains critères sur une route côtière Est/Ouest afin de guider des tirs de la frégate sur un point terrestre prédéterminé.

Le Panther décolle avec 700kg et 4 POB soit à la masse maximale de 4250 kg : les masses HES PMC et M1 ne seront acquises qu'après 1 heure de vol (3900 kg). Le vent météo est du nord pour 10 à 15 nœuds. Un convoi en route à l'ouest est repéré dès le début de mission et est suivi en main gauche à 40 nœuds avec un vent de la droite. L'heure de passage du convoi au point de tir est estimée à 20 minutes et la frégate, prépositionnée à l'Ouest, fonce à 30 nœuds vers le sud pour se mettre en portée. A 10 minutes du tir, le Panther dépasse le convoi pour vérifier le COLDAM et l'absence de circulation en sens inverse, l'axe de tir de la frégate est croisé. Le Panther se retourne alors à l'Est pour reprendre le convoi à la vue. Le ME et le DLO changent rapidement de bord et sont tous deux aux jumelles gyrostabilisées, le CDA reprend les commandes à gauche afin que le pilote de droite puisse filmer. Le vent est alors pleinement défavorable (arrière gauche 15 nœuds) et le CDA se retrouve coincé entre garder à la vue le convoi et ne pas engager l'axe de tir alors à 10 degrés. Le stationnaire est difficilement maintenu à 1200 ft dépassant la PMC (90% Tq et -2 aux Ng). Top chrono de 5 minutes (PMD) et début des tirs. Le CDA, contraint par la puissance, laisse s'installer un taux de descente de 200 ft/minutes, observe les impacts des tirs à terre et surveille l'axe de tir.

Brusquement, l'hélicoptère vibre avec des variations rapides en lacet de +-5 degrés, les pales "claquent" et le CDA voit l'horizon "monter". Le phénomène est immédiatement perçu par tout l'équipage : même l'officier artilleur non volant demande : "c'est quoi ça ?". Le taux vario passe - 1500ft/minutes en accélération, le CDA annonce "VORTEX" faisant cesser toutes les communications sur le téléphone de bord et applique 20 degrés à piquer en soulageant au PG. Le cyclique est "plus mou" mais l'action reste efficace.

Les vibrations cessent rapidement et la sortie est effective à 400 ft soit 800ft de perdu.

III) Autre témoignage issu de la base de données « GVQ sécurité aérienne » de l'armée de l'air : « vortex hélico inattendu » en date du 30 mai 2012

En séance de procédures de secours sur hélicoptère, j'aborde en tant qu'instructeur, au sein d'un type de séance très familier, un exercice qui l'est beaucoup moins pour moi, car il m'a été démontré quelques mois plus tôt et je l'ai très peu exécuté moi-même : Il s'agit d'une approche monomoteur sur Z/P ponctuelle, sur une trajectoire dite « de type CAT.A ».

Jusqu'ici, j'avais quasiment toujours effectué ces présentations sur des trajectoires type «APPAC ».

Ce jour-là, les conditions de vent sont capricieuses ; nous avons déjà changé 2 fois de QFU pour nos exercices afin de nous adapter au vent changeant. Pour notre présentation, qui sera une démonstration où je serai aux commandes, le vent est donné secteur avant droit pour 4 Kts.

Telle que cette approche m'a été expliquée et démontrée, ou tout du moins en vertu de la représentation que je m'en fais, il s'agit de passer par le point de décision à 100 ft – 40 kt, puis d'adopter un cabré pour casser la vitesse, tout en baissant le pas pour rejoindre la zone, sur une trajectoire « en cloche ».

Je m'exécute conformément à ce que je souhaite démontrer, notamment pour mettre en exergue la différence de procédure avec l'approche type APPAC, qui est une approche lente à assiette constante, à savoir que je prends un cabré initial d'environ 20° tout en baissant assez franchement le pas.

Dans la phase suivante, arrivant en descente vers 60-70 ft, je remets de la puissance pour soutenir la machine en descente et juguler le vario. L'effet n'est pas flagrant et je monte le pas davantage pour tenter de juguler cette descente, arrivant jusqu'à la butée mécanique vers 30 ft en descente. A ce stade, clairement je n'ai plus la maîtrise des événements.

L'effet de sol, grâce au bourrage de l'air sous le rotor, calme le taux de chute, et nous posons selon des critères de dureté tout-à-fait acceptables, de l'ordre d'un appontage doux.

La machine ne présente aucune forme de dommage.

Pas en bas, nous restons un instant perplexes quant à ce qui a bien pu arriver.

Instinctivement nous songeons à un défaut de puissance moteur, dû à des conditions de vent défavorables, et je me dis que j'aurais dû avoir la présence d'esprit de demander « repousse » au mec nav, sur le moteur réduit pour l'exercice.

Celui-ci aurait dû aussi, de sa propre initiative, repousser la manette de débit du moteur réduit, en voyant les tours rotors chuter...

... Mais ceux-ci n'ont jamais chuté : ils sont restés au régime nominal en monomoteur exercice, même avec le pas en butée mécanique !

Le problème n'est donc pas un problème de puissance moteur: c'est un problème aérodynamique : le rotor n'a ni porté, ni traîné à la hauteur du pas appliqué.

C'est donc une forme de régime de vortex qui est intervenue, en si peu de temps, et sur si peu de hauteur...

En parlant avec d'autres équipages, ce type de phénomène a déjà été vécu par certains, aussi bien en bimoteur qu'en exercice monomoteur.

L'analyse en a été une puissance insuffisante pour enrayer un vario prononcé à forte masse, mais les éléments conjugués relevés sur ce cas de figure précis montrent au contraire un phénomène de Vortex, qui s'est bien terminé car nous étions près du sol, et avons été rattrapés par l'effet de coussin d'air...

Conclusions :

- *Pour un exercice comme celui-ci, il faut impérativement débiter la figure de plus loin, avec des actions aux commandes moins prononcées, et surtout un vario surveillé de très près, même aussi près du sol.*
- *En bimoteur comme en mono, il faut être très méfiant vis-à-vis des trajectoires «en cloche», lesquelles peuvent d'ailleurs être favorisées, à perception visuelle égale, par une composante de vent arrière.*

ANNEXE 6

Événement précédent : accident d'un Lynx le 11 septembre 1989

IDENTIFICATION DE L'ÉVÉNEMENT	RESUME - CAUSES ET CONSÉQUENCES DE L'ÉVÉNEMENT
11/09/89 Lynx n° 262 - 35 F 19.89 - 20h00m Z Base de Douarnenez 11/09/89/AERO LANVEOC du 11/09/89	<p>- PERTE DE CONTRÔLE AU COURS D'UNE REMISE DE GAZ À L'ISSUE D'UN VOL STATIONNAIRE SUR L'EAU -</p> <p>1.- <u>Description de l'événement</u></p> <p>La feuille des vols ordonne une mission d'entraînement à la lutte anti sous-marin sans sous-marin (ASSM) de nuit suivie d'une séance d'entraînement piste de nuit et approches par mauvaise visibilité (AMV). L'équipage désigné ne comprend que deux pilotes. L'appareil est en version cargo. Il a été décidé que le vol aurait pour but le réentraînement d'un jeune pilote récemment embarqué avec la qualification de premier pilote (PP) et comporterait l'injection de pannes par le commandant d'aéronef. Lors du briefing météo vers 16h45, il est notamment annoncé un vent très faible.</p> <p>Au cours du briefing avant vol qui suit, le commandant d'aéronef fixe le programme du vol et fait rappeler par le copilote les procédures de transition automatique et de transition semi-automatique ainsi que les critères de reprise en main et les réactions aux pannes. Le copilote demande au commandant d'aéronef la possibilité d'effectuer un entraînement à la procédure de "remise des gaz en stationnaire sans perte de puissance" récemment introduite par l'autorité pilote dans l'IP Sécurité. Il a en effet pratiqué en entraînement cette procédure dans sa formation précédente au cours de deux séances de jour sous capote et d'une séance de nuit. Il a alors ressenti des difficultés à l'exécuter. Le commandant d'aéronef annonce que si la séance se déroule dans de bonnes conditions il coupera le pilote automatique à la dernière station et rappelle la procédure. Le soir l'équipage s'équipe et rallie l'appareil.</p> <p>Il décolle à 21h06m B de la BAN Lanvéoc-Poulmic et rallie la zone d'exercice assignée.</p> <p>Le commandant d'aéronef choisit et injecte dans le calculateur de navigation un point où il demande au copilote de se mettre en station. Celui-ci effectue une première présentation qui conduit à une remise de gaz car les paramètres d'enclenchement de la transition automatique n'assurent pas la précision de la position de la station. Une deuxième présentation est également avortée par suite d'un décrochage du radar doppler dû aux conditions météorologiques (vent très faible, mer plate).</p> <p>Le commandant d'aéronef ordonne alors de se présenter selon la procédure de transition semi-automatique. Plusieurs prises de station sont effectuées selon cette dernière procédure. Le commandant d'aéronef, jugeant la progression de son copilote satisfaisante décide de procéder au cours des prises de station suivantes à l'injection de pannes. Pendant le circuit de présentation vers la porte de transition suivant il coupe le couplage de tenue automatique de hauteur (RADALT). Le copilote réagit conformément à la procédure. Au cours de la prise de station suivante le commandant d'aéronef provoque un dépassement des critères de reprise de main en agissant sur les molettes de compensation limitée de l'appareil en vol stationnaire ("HOVER GROUND SPEED FWD/AFT et LEFT/RIGHT"). Le copilote remet les gaz et se représente pour une nouvelle station. <u>La nuit est alors noire.</u></p> <p>Jugeant bonne la progression de son copilote, sa précision de pilotage et ses réactions aux pannes qu'il injecte, le commandant d'aéronef décide de couper le pilote automatique lors de la prochaine station. Il procède alors comme suit :</p> <ul style="list-style-type: none"> - il désengage les deux pavés d'enclenchement du calculateur de commande d'accélération (COLL 1 et COLL 2) puis il désengage les pavés des voies de roulis, tangage et lacet du boîtier de commande du pilote automatique. <p>Le copilote n'est pas surpris.</p> <p>Il remet les gaz en affichant 2 X 95 % de couple et en cherchant à maintenir les ailes à plat et le point sur la barre de l'horizon à la maquette.</p> <p>L'appareil monte en prenant un très fort taux vario.</p> <p><u>Le commandant d'aéronef relâche son attention et s'apprête à effectuer le débriefing à chaud de la manœuvre en cours.</u></p> <p>Le copilote voyant que la hauteur de vol approche rapidement 300 ft baisse le pas collectif et observe alors que son indicateur de vol stationnaire (IVS) indique une vitesse longitudinale de 15 noeuds sur l'avant et une vitesse latérale de 10 noeuds à droite. Il tente d'annuler ces valeurs. Pour ce faire il affiche 5° à cabrer et 2° d'inclinaison à gauche à la maquette. Il observe alors que l'indication de vitesse latérale s'annule mais non celle de vitesse longitudinale. <u>Il accentue encore la maquette (vers 10° à cabrer).</u></p> <p><u>Le commandant d'aéronef laisse faire en attendant une réaction qu'il pense ne plus tarder.</u> Des vibrations importantes apparaissent alors qu'il n'identifie pas. Il reprend les commandes en l'annonçant et remet l'appareil à plat en affichant un tangage et un roulis nuls.</p> <p style="text-align: right;">.../...</p>

IDENTIFICATION DE L'EVENEMENT	RESUME - CAUSES ET CONSEQUENCES DE L'EVENEMENT
1 33 (SUITE)	<p>La puissance est alors approximativement 2 X 80 % de couple. L'appareil s'enfoncé rapidement mais les vibrations sont si importantes qu'il est difficile de lire les instruments. Le copilote observe que l'anémomètre bat dans une plage 0-40 noeuds et que le taux de descente est très important. Le commandant d'aéronef aperçoit sur sa radiosonde le passage à une hauteur de 60 pieds et sur son variomètre un taux vario entre 1 000 et 1 500 ft/mn. Il affiche immédiatement 2 X 120 % de couple. La chute continue.</p> <p>Le copilote aperçoit sur sa radiosonde le passage à la hauteur de 40 ft. Il commande le largage de sa porte. Immédiatement après c'est l'impact.</p> <p>Le commandant d'aéronef qui l'a ressenti comme un appontage dur largue sa porte sans difficulté. Il maintient le collectif en position haute. Le copilote lui, ressent immédiatement une vive douleur dans le dos. Seul le gonflement automatique du ballon de flottabilité gauche se produit.</p> <p>L'appareil s'incline à droite et l'eau pénètre très rapidement dans la cabine. Les vibrations persistent quelques instants puis cessent lorsque l'appareil disparaît sous l'eau. Le commandant d'aéronef se dégrafe et entreprend d'évacuer lorsqu'il ne sent plus les vibrations. Il largue sa porte sans difficulté mais est obligé de s'y reprendre à deux fois pour sortir ayant oublié de débrancher son cordon radio.</p> <p>Le copilote constate que sa porte est désolidarisée mais reste plaquée sur la cellule par la pression de l'eau. Il tire sur son cordon radio et tente quelques instants de l'ouvrir sans succès puis il se dessangle. Il est alors plaqué contre le pupitre central et le bloc-manettes et comprend qu'il lui faut évacuer par la porte cabine gauche ce qu'il fait derrière son commandant d'aéronef. Les deux pilotes se retrouvent en surface alors que le ballon de flottabilité gauche et les roues de l'appareil sont encore visibles.</p> <p>Le copilote légèrement choqué s'agite en surface.</p> <p>Le commandant d'aéronef lui rappelle qu'il lui faut percuter son gilet de sauvetage et son embarcation individuelle de secours. Il met lui même en oeuvre la sienne. Tous deux embarquent, non sans difficultés pour le copilote qui souffre du dos. Ils s'éloignent de la position de l'épave. Le commandant d'aéronef apercevant les feux d'un bateau tire aussitôt deux fusées de détresse, met en émission une balise de détresse puis unit les deux embarcations. Au moment où il s'apprête à tirer une troisième fusée les embarcations poussées par le vent passent au milieu d'une nappe de carburant. Les naufragés s'en dégagent puis percutent des fumigènes.</p> <p>Un chalutier : le "Lou Nize" qui effectue une sortie de pêche se trouvait à 22h00m B à trois nautiques dans le SSE du cap de la Chèvre. A 22h15m B le patron de celui-ci aperçoit un feu fumigène au ras de l'eau (alors qu'il ne verra aucune fusée) puis deux autres. Il demande au sémaphore de la pointe du Raz si un exercice est en cours dans la région. Ayant reçu une réponse négative il contacte le CROSS CORSEN et entreprend des recherches à la demande de ce dernier. A 22h55m B, il découvre une trentaine de mètres devant lui les deux embarcations de survie dont il recueille les occupants qui viennent de percuter un quatrième fumigène.</p> <p>3.- Causes</p> <p>Les causes de cet événement seront précisées par le CPSA/MAR dans le rapport de clôture de l'enquête de sécurité aéronautique. Cependant sans préjuger ce qu'il y écrira et bien que cela ne puisse en toute rigueur être affirmé, les pièces de l'appareil n'ayant pas toutes été retrouvées, le déroulement de l'événement montre qu'il a très vraisemblablement pour cause principale une mise involontaire par l'équipage de l'appareil en régime de VORTEX.</p>