



SECRET MILITAIRE

SECRET INDUSTRIEL

N/A

N/A

DIRECTION EMETTRICE : OT

LIEU D'ARCHIVAGE :

AUTEUR : P. BOUDIER

SIGLE : OTSM/M

VISA : *Boudier*

DATE : 21/08/2003

SERVICE EMETTEUR
SIGLE : OTSM/M
NOM : Y. BRUN
VISA : <i>Y. Brun</i>
DATE : 5/11/2003

VISAS D'ORIGINE
DIRECTION EMETTRICESIGLE :
NOM :VISAS D'ORIGINE
AUTRES DIRECTIONSVISA :
DATE :

SERVICE CONTRIBUTEUR
SIGLE : OTIS
NOM : S. BAILLY
VISA : <i>S. Bailly</i>
DATE : 7/11/03

TITRE

SIGLE :
NOM :TEMPS DE REPRISE EN MAIN
DES PANNES HELICOPTERE
PHASE 2VISA :
DATE :

RESPONSABLE DE RECHERCHE
SIGLE : OTRAM
NOM : F. TOULMAY
VISA : <i>F. Toulmay</i>
DATE : 18/11/03

COMPLEMENT AU DOCUMENT
DE SYNTHESESIGLE :
NOM :VISA :
DATE :

DIFFUSION (SIGLES)

INTERNE DIRECTION EMETTRICE		EXTERNE DIRECTION EMETTRICE	
DOCUMENT COMPLET	RESUME (Page 1 à)	DOCUMENT COMPLET	RESUME (Page 1 à)
OTS G. MILLON		FFCC A. VISCONTI	
OTSM/M Y. BRUN			
OTRAM F. TOULMAY			
OTIS S. BAILLY			

EXTERNE EUROCOPTER

DGAC / SFACT R.E			
------------------	--	--	--

PROGRAMME	MARCHE N°	LOT N°	CAT. DIFFUSION	REF. BIBLIO.
RECHERCHE	99.50.075			
NOTION D'INDEXAGE		IND.	N° DOCUMENT	PAGE
Temps de reprise en main des pannes		A	TNX 000 AR 487 F 03	1 / 25

MODIFICATIONS

IND.	PAGE(S) MODIF.	DATE	DESCRIPTION DE LA MODIFICATION	REDACT.	VISAS RESP. SERVICE	AUTRES DIRECTIONS MARQUE
A	X	21/08/2003	DOCUMENT NOUVEAU	X	X	X

RESUME

Ce document constitue un complément au rapport de synthèse de la phase 2 du projet « Temps de Reprise en Main des Pannes Hélicoptère », correspondant au marché DGAC 99 50 075.

Il est constitué d'une étude théorique comparant les résultats de l'étude TRPH phase 2 référencée ci-dessus et décrits dans le rapport de synthèse TNX 000 AR 421 F 03 avec les réactions attendues par les pilotes face aux mêmes scénarii de pannes dans des cockpits d'anciennes générations.

Cette étude complémentaire est une étude théorique s'appuyant sur l'expérience opérationnelle d'Eurocopter, les simulations de l'étude TRPH phase 2 ayant porté sur les réactions des pilotes dans un cockpit de nouvelle génération.

SOMMAIRE

SOMMAIRE	4
LISTE DES ABRÉVIATIONS	5
1 INTRODUCTION	7
2 DOCUMENTS DE RÉFÉRENCE	8
3 CADRE DE L'ÉTUDE	9
3.1 DÉMARCHE.....	9
3.2 CONFIGURATION TYPE D'UN HÉLICOPTÈRE DE NOUVELLE GÉNÉRATION.....	9
3.3 CONFIGURATION TYPE D'UN HÉLICOPTÈRE DE LA GÉNÉRATION PRÉCÉDENTE	9
3.4 CONFIGURATION TYPE D'UN HÉLICOPTÈRE D'ANCIENNE GÉNÉRATION.....	10
3.5 LIMITES DE L'ÉTUDE	10
3.5.1 <i>Pannes</i>	10
3.5.2 <i>Simulateur</i>	10
3.5.3 <i>Comparaisons</i>	10
4 RÉSUMÉ DES SIMULATION EFFECTUÉES	11
4.1 SÉLECTION DES PANNES	11
4.2 PANNE 1 : DÉRIVE LENTE DE L'IRS 2	11
4.2.1 <i>Déroulement du scénario</i>	12
4.3 PANNE 2 : PERTE DU MOTEUR 1 DÉTECTÉE PAR LE FADEC	12
4.3.1 <i>Déroulement du scénario</i>	13
4.4 PANNE 3 : RÉDUCTION DE PUISSANCE DU MOTEUR 1	13
4.4.1 <i>Déroulement du scénario</i>	14
4.5 PANNE 4 : DÉRIVE LENTE DU BARO-ALTIMÈTRE 2	14
4.5.1 <i>Déroulement du scénario</i>	15
4.6 PANNE 5 : HARDOVER SUR TRIM ROULIS.....	15
4.6.1 <i>Déroulement du scénario</i>	15
5 SCÉNARIIS APPLIQUÉS À DES APPAREILS DES GÉNÉRATIONS PRÉCÉDENTES	17
5.1 PANNE 1 : DÉRIVE LENTE DE L'IRS 2.....	17
5.1.1 <i>Déroulement du scénario</i>	17
5.1.2 <i>Comparaison</i>	18
5.2 PANNE 2 : PERTE DU MOTEUR 1.....	18
5.2.1 <i>Déroulement du scénario</i>	19
5.2.2 <i>Comparaison</i>	19
5.3 PANNE 3 : RÉDUCTION DE PUISSANCE DU MOTEUR 1	20
5.3.1 <i>Déroulement du scénario</i>	21
5.3.2 <i>Comparaison</i>	21
5.4 PANNE 4 : DÉRIVE LENTE DU BARO-ALTIMÈTRE 2 AFFECTANT LE PA.....	22
5.4.1 <i>Déroulement du scénario</i>	22
5.4.2 <i>Comparaison</i>	23
5.5 PANNE 5 : HARDOVER SUR TRIM ROULIS.....	23
5.5.1 <i>Déroulement du scénario</i>	23
5.5.2 <i>Comparaison</i>	24
6 CONCLUSION	25

LISTE DES ABBREVIATIONS

AC	Advisory Circular
ACJ	Advisory Circular, Joint
ADI	Attitude Indicator
AFCS	Automatic Flight Control System
ALT	Altitude
APU	Auxiliary Power Unit
BAT	Battery
CAT	Catastrophic
CDS	Control Display System
CDP	Critical Decision Point
CWP	Central Warning Panel
EC	EuroCopter
ECS	Electrical Control System
EGS	Electrical Generation System
EMS	Emergency Medical Service
ENG	Engine
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAR	Federal Aviation Regulations
FCS	Flight Control System
FHA	Functional Hazard Assessment
FLI	First Limitation Instrument
FLIR	Forward Looking Infra-Red
FND	Flight & Navigation Display
HAZ	Hazardous
HMI	Human Machine Interface
H/C	Helicopter
IEBD	Integrated Engine Backup Display
IHM	Interface Humain Machine
IMC	Instrument Meteorological Condition
IPS	Ice Protection System
IRS	Inertial Reference System
JAR	Joint Aviation Requirements
LDP	Landing Decision Point
L/G	Landing Gear
LS	Landing System
MAJ	Major
MIN	Minor
MGB	Main Gear Box
MFD	Multi Function Display
NA	Not Applicable
NAV	NAVigation system
NR	Nombre de tours du Rotor principal
NVG	Night Vision Goggle
OEI	One Engine Inoperative
OHCP	OverHead Control Panel
PA	Pilote Automatique
PHL	Preliminary Hazard List
PMS	Plant Management System
PT	ProtoType
RA	Radio Altimeter
RAGB	Remote Access Gear Box

SAR	Search And Rescue
SAS	Stabilization Augmentation System
SHA	System Hazard Analysis
SOV	Shut Off Valve
TCAS	Traffic Collision Avoidance System
TGB	Tail Gear Box
T ² CAS	Terrain and Traffic Collision Avoidance System
VMC	Visual Meteorological Condition
VMD	Vehicle Management Display
V _{NE}	Velocity Never to Exceed
WAT	Weight, Altitude, Temperature
WWWS	Windshield Washer Wiper

1 Introduction

L'automatisation croissante des systèmes ainsi que l'évolution des technologies appliquées aux hélicoptères a modifié le travail des pilotes. Le pilote est devenu un superviseur et décideur, laissant les tâches basiques aux systèmes.

Ce nouveau rôle ainsi que les nouvelles possibilités d'interfaçage a permis une refonte des interfaces humain machine, permettant une meilleure synthèse de l'état de la machine, afin de permettre au pilote d'assurer son rôle de superviseur et de décideur.

Néanmoins l'automatisation des systèmes éloigne le pilote du contact direct des données machines de base, et il est nécessaire de s'assurer qu'aucune représentation mentale de la machine par le pilote ne soit erronée, et que le temps d'analyse d'une situation dégradée et de sa correction soit adéquat.

En cas de situation dégradée, la réglementation actuelle spécifie les modalités de détection et de recouvrement temporels. Cette réglementation doit pouvoir prendre en compte le nouveau rôle du pilote.

Le but de cette étude était de poser les bases techniques nécessaires à l'évolution de la réglementation concernant les temps de reprise en main des pannes (majeures ou dangereuses) à conséquences catastrophiques en l'absence d'une réaction rapide du pilote.

Afin de permettre l'établissement d'une référence de base les étapes suivantes ont été réalisées lors de la phase 1 de cette étude :

- 1: analyse de la réglementation FAR/JAR 29
- 2: détermination des pannes à étudier
- 3: champ d'application des pannes sélectionnées
- 4: expérimentation avec un pilote de référence

Dans la deuxième phase, des essais ont été entrepris avec un panel de 7 pilotes. L'analyse de ces résultats a montré que l'introduction des nouvelles technologies dans les cockpits ne nécessite pas un changement dans la réglementation actuelle

Néanmoins, lors de la présentation des résultats de l'analyse de la deuxième phase, il est apparu intéressant de pouvoir faire la comparaison entre les réactions enregistrées lors de ces séries de simulation et les réactions attendues dans des cockpits d'anciennes générations. C'est cette comparaison qui fait l'objet de ce document complémentaire.

2 Documents de référence

Les documents de références réglementaires sont:

- JAR 29 (05/11/1993)
- FAR Part 29 (15/08/1985)
- AC29-2C (30/09/1999)
- AC29-2A (16/09/1987)
- ACJ29 - subpart of JAR 29 (05/11/1993)

Les documents de synthèse de la première phase de l'étude sont :

- "Temps de reprise en main des pannes hélicoptère, document de synthèse" – TN X 000 AR 431 F01 issue A
- "Analyse des temps de reprise en main des pannes hélicoptère" – TN X 000 AR 414 F01 issue B

Les documents de références internes à la deuxième phase de l'étude, tenant lieu de rapports intermédiaires, sont:

- Compte rendu d'avancement "phase 2, trimestre 1" – 16/07/2002 – référence OTSM/1074/2002 (SH)
- Compte rendu d'avancement "phase 2, trimestre 2" – 29/10/2002 – référence OTSM/1097/2002 (PB)
- Compte rendu d'avancement "phase 2, trimestre 3" – 20/01/2003 – référence OTSM/1010/2003 (BDR)
- Compte rendu de réunion du 03/12/2002 – référence OTSM/1011/2003 (BDR)
- Compte rendu d'avancement "phase 2, trimestre 4" – 10/04/2003 – référence OTSM/1048/2003 (BDR)
- Compte rendu de réunion du 23/05/2003 – référence OTSM/1071/2003 (BDR)

Le document de synthèse de la deuxième phase de l'étude est :

- "Temps de reprise en main des pannes hélicoptère phase 2, document de synthèse" – TN X 000 AR 420 F03 issue A

3 Cadre de l'étude

3.1 Démarche

L'étude TRPH phase 2 correspondait essentiellement à de l'expérimentation. Son déroulement a été le suivant :

- Choix d'un panel de pilotes
- Entraînement des pilotes du panel
- Simulation des scénarii de panne définis lors de la phase 1
- Analyse et synthèse des données recueillies, suivant les méthodes choisies lors de la phase 1

Cette description ne correspond pas forcément à un ordre chronologique, certains pilotes ayant été formé immédiatement avant leur passage en simulation.

Ces taches ont été réalisées par des spécialistes facteurs humains et simulation, avec l'aide de spécialistes systèmes hélicoptères et essais en vol. Des spécialistes sécurité ont participé à l'analyse des données recueillies.

3.2 Configuration type d'un hélicoptère de nouvelle génération

Un seul appareil générique a été considéré dans l'étude et est représentatif des hélicoptères de nouvelle génération de la catégorie des moyens/lourds bimoteur (soit 6 à 10 tonnes, compatible avec les réglementations JAR et FAR 29). Cet appareil générique est muni d'un poste de pilotage de type « full glass cockpit » comprenant un système de management de l'hélicoptère de base. Il comprend un pilote automatique numérique (commandes de vol électriques) et une régulation moteur numérique à pleine autorité (FADEC).

Le cadre de l'étude est l'exploitation civile en monopilote ou bipilote. De manière à obtenir des résultats plus pertinents, les essais ont été appliqués en monopilote.

3.3 Configuration type d'un hélicoptère de la génération précédente

Un appareil générique est considéré dans cette étude comparative. Il est représentatif des hélicoptères de la catégorie des moyens/lourds bimoteur (soit 6 à 10 tonnes) produits à Eurocopter au début des années 80. Cet appareil générique est muni d'un poste de pilotage équipé d'instruments analogiques et d'un panneau d'alarmes centralisé. Le pilote automatique est analogique duplex, avec adjonction optionnelle d'un coupleur 4 axes pour les modes supérieurs, et la régulation moteur est électronique analogique duplex et/ou mécanique. La gestion véhicule s'effectue directement via les synoptiques gravés et les voyants sur les panneaux de contrôle véhicule.

3.4 Configuration type d'un hélicoptère d'ancienne génération

Un appareil générique est considéré dans cette étude comparative. Il est représentatif des hélicoptères de la catégorie des moyens/lourds bimoteur (soit 6 à 10 tonnes) produits à Eurocopter dans les années 1970. Cet appareil générique est muni d'un poste de pilotage équipé d'instruments électro-mécaniques et d'un tableau d'alarmes centralisé. Le pilote automatique est électro-mécanique simple à 4 axes indépendants. La régulation des moteurs est hydro-mécanique.

3.5 Limites de l'étude

3.5.1 Pannes

La phase expérimentale de cette étude se limite à une sélection de 5 pannes, avec une occurrence dans le cadre le plus pertinent, ce en monopilote.

3.5.2 Simulateur

L'expérimentation s'effectuait sur le simulateur de développement EUROCOPTER appelé SPHERE (cf. annexe 1), avec projection du monde extérieur sur un champ de 180°H x 80°V, fixe et non vibrant.

La cabine qui équipait le simulateur, pour les besoins de cette étude, est une cabine de nouvelle génération d'hélicoptère bimoteur de la gamme des 8 à 10 tonnes.

La simulation comporte des restrictions qui ont été prises en compte dans la sélection des pannes et de leur occurrence.

Les contraintes de simulation sur SPHERE ne permettent pas de simuler des pannes détectables par les capteurs proprioceptifs (vibrations, accélérations, oscillations...) des membres d'équipages, ni certains capteurs extéroceptifs dont l'olfaction. L'audition est limitée aux échanges parlés avec la salle de contrôle (notamment pour la reproduction du dialogue avec le contrôle aérien) et aux sons prévus dans la simulation : alarmes, messages vocaux, bruit des moteurs ; bruit du rotor principal, et quelques bruits environnementaux (pluie). Les pannes sélectionnées lors de la phase 1 sont donc détectables et/ou par la vue, le touché (ex : à-coups commandes de vol) et les alarmes sonores.

Notons qu'une forte augmentation du facteur de charge peut quand même être détectable par son effet sur le son du rotor principal.

3.5.3 Comparaisons

Les comparaisons effectuées dans ce document restent à un niveau théorique.

En effet, les simulations de l'étude TRPH Phase 2 portaient toutes sur un appareil de nouvelle génération. Les réactions d'un pilote face aux mêmes scénarii de panne dans des appareils d'anciennes générations sont donc déduites de l'expérience opérationnelle d'Eurocopter, mais n'ont pas été mesurées expérimentalement avec un protocole d'expérimentation en simulateur similaire.

4 Résumé des simulation effectuées

Une description plus détaillée des simulations effectuées lors de l'étude TRPH Phase 2 peut être trouvée dans le rapport de synthèse TN X 000 AR 420 F03.

4.1 Sélection des pannes

Les 5 pannes sélectionnées lors de la phase 1 et leur occurrence associée sont :

Panne		Occurrence
1	Dérive lente de l'IRS2 à 2,4°/s	Croisière en IMC
2	Perte d'un moteur détecté par le FADEC	HOVER avec élingue
3	Perte partielle de la puissance moteur	Approche à l'atterrissage en VMC de nuit
4	Dérive lente de la tenue d'altitude du PA suite à une panne du baro-alti	Croisière en IMC
5	Hardover sur axe roulis du pilote automatique (PA)	Croisière en VMC à proximité du relief

4.2 Panne 1 : dérive lente de l'IRS 2

La panne de dérive lente de l'IRS2 a été sélectionnée pour son aspect dérive (« slowover ») détectable par le pilote. Cette panne illustre aussi la dérive temporelle possible d'une panne, après détection par le système de l'écart entre les 2 IRS, si le pilote ne procède pas à des recoupements d'informations efficaces entre les équipements.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - piqué et roulis à droite indiqués sur FND pilote - perte des modes supérieurs (ALT, vitesse, tenue d'assiette) - écart de symbologies entre les 2 FND - alarme sonore "HANDS ON" - alarme CWP "FCS" rouge temporaire (signifiant « hands on »)+ "FCS" et "AVICS" ambre 	<ul style="list-style-type: none"> - reprise en main - cross check des 2 écrans/ stand-by instrument - acquittement de l'alarme - identification de l'écran fournissant la fausse information - reconfiguration du MFD2 sur l'IRS1 * <i>coupure automatique du PA</i>

4.2.1 Déroutement du scénario

La panne est déclenchée dans une phase de croisière stabilisée en IMC. Son premier signe, qui n'a été perçu que par un pilote, est un indicateur d'attitude entrant en mouvement comme pour signaler un départ en virage.

Lorsque la différence d'attitude entre les deux IRS atteint 3°, au bout de 1,25s, le système détecte l'anomalie et déclenche les actions suivantes :

- alarme « hands-on » comprenant :
 - déconnexion des modes supérieurs PA ;
 - clignotement en rouge des indicateurs du bandeau PA sur les MFD ;
 - « FCS » rouge temporaire sur le CWP ;
 - alarme audio « hands-on » ;
- alarme signalant le problème avionique / PA (l'incohérence est détectée par le PA) comprenant :
 - « FCS » ambre sur le CWP ;
 - « AVICS » ambre sur le CWP.

La consultation des pages FCS ou avionique du VMD permet au pilote de constater que les IRS sont signalées non fiables (ambres). Mais cette vérification ne peut être effectuée que dans un second temps, la reprise en main devant être rapide.

En pratique, l'indication de panne « AVICS », comme expliqué aux pilotes lors de l'entraînement, doit conduire à la vérification des indicateurs d'attitude et de l'indicateur de secours avant de chercher à piloter avec l'indicateur situé devant le pilote. Puis, la panne peut être analysée plus finement grâce aux pages VMD.

Lors des simulations, les pilotes ont eu réellement les comportements suivants :

- Le pilote 2 a détecté le mouvement anormal de l'indicateur d'attitude avant l'alarme, qui l'a confirmé dans son analyse d'un problème avec cet indicateur.
- Les pilotes 3, 6 et 7 ont effectué la vérification dès l'apparition de l'alarme. Le pilote 3 s'est reconfiguré avant de réengager le PA. Le pilote 7 a décidé de piloter avec les indicateurs de secours. Le pilote 6, se sachant au dessus de l'étang de Berre, a juste diminué le pas collectif pour provoquer une descente sous la couche pour récupérer des références visuelles.
- Les pilotes 1, 4 et 5 ont commencé par suivre l'IRS en panne. Le pilote 1 a rapidement analysé le problème grâce aux incohérences entre son attitude apparente et les variations de cap. Les pilotes 4 et 5 l'ont analysé plus tardivement, alertés par l'effet du facteur de charge (indétectable directement dans le simulateur) sur le bruit du rotor principal ou étant descendus sous la couche.

4.3 Panne 2 : perte du moteur 1 détectée par le FADEC

La panne de perte du moteur 1 a été sélectionnée pour son aspect panne franche détectée par le système. Cette panne illustre la concomitance d'une panne dégradant

la pilotabilité (perte de marge de puissance) de l'appareil avec une phase de vol où la finesse de pilotage est nécessaire.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - passage du moteur 2 en mode OEI - modification des paramètres moteur en alarmes rouges sur l'IEBD - mode OEI signalé sur les FND - alarmes sur CWP "ENG DF" rouge et alarme sonore 	<ul style="list-style-type: none"> - largage de la charge à l'élingue - gestion des tours rotors (abaissement éventuel du pas collectif) - reprise de vitesse (cyclique à piquer) et gestion de la trajectoire (évitement des obstacles) - acquittement de l'alarme - arrêt du moteur 1 pour empêcher l'arrivée du fuel

4.3.1 Déroulement du scénario

La panne moteur est déclenchée en très courte finale sur la plate-forme pétrolière. L'hélicoptère est quasiment stationnaire, très proche d'arriver au dessus de la plate-forme, voire déjà au dessus pour les pilotes ayant choisi une vitesse d'approche très faible.

Cette panne moteur déclenche une alarme rouge « ENG DF » sur le CWP, et le passage de l'échelle FLI sur le FND en mode OEI.

Malgré le rappel de la nécessité de largage immédiat de la charge en cas de problème lors du briefing, tous les pilotes ont eu comme première réaction le contrôle de l'appareil. Certains ont ensuite largué la charge dans les secondes suivantes, alors que d'autres se sont concentré sur la gestion de la trajectoire et de la puissance et n'ont largué qu'après-coup.

Un seul pilote, le pilote 1, a choisi de poursuivre son atterrissage, prenant quand même le temps de se stabiliser en stationnaire en effet de sol pour demander par radio si le largage de la charge n'avait pas trop endommagé la plate-forme. Tous les autres pilotes ont préféré profiter de la hauteur de la plate-forme au dessus de la mer pour reprendre de la vitesse.

4.4 Panne 3 : réduction de puissance du moteur 1

La panne de réduction partielle de la puissance du moteur 1 a été sélectionnée pour son aspect dérive (« slowover ») non détectable rapidement par le pilote. Cette panne illustre la dérive temporelle possible d'une panne et la dégradation de pilotabilité qu'elle engendre.

D'autre part, cette panne illustre la perte de performance d'un appareil dans une phase à forte charge de travail, impliquant un choix de priorité de la part du pilote.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
- indicateur de puissance des 2 moteurs sur l'IEBD et vérification avec la page VMD associée <i>si non détectée dans un premier temps:</i> - passage en mode OEI signalé sur les FND - alarmes sur CWP "ENG DF" et alarme sonore	- arrêt du moteur 1 en panne et passage en mode OEI maîtrisé <i>si non détectée dans un premier temps:</i> - gestion des tours rotors (abaissement éventuel du pas collectif) - pilotage de l'atterrissage avec puissance réduite ou reprise de vitesse (décision pilote) - acquittement de l'alarme - arrêt du moteur 1

4.4.1 Déroulement du scénario

Lorsque cette panne est activée, le moteur 1 commence graduellement à fournir moins que la puissance demandée. Cette baisse peut être détectée par une dissymétrie dans les paramètres moteur affichés sur l'IEBD, ou, pour un pilote habitué à l'appareil, par la marge de puissance affichée sur le FLI plus faible que d'habitude.

Si aucune action n'est effectuée, la différence entre le couple fourni par les deux moteurs atteint ensuite, au bout de 15 s, le seuil auquel les FADEC déclarent un moteur en panne. Une demi-seconde plus tard, l'alarme est déclenchée avec les conséquences suivantes :

- alarme audio ;
- alarme « ENG DF » sur le CWP ;
- passage des FLI en mode OEI sur les FND.

La panne est déclenchée en finale en VFR de nuit vers un point de posé ponctuel. Aucun pilote n'a détecté le problème avant le déclenchement de l'alarme, qui se produit en courte finale. Les pilotes ont choisi de poursuivre, voire de hâter l'atterrissage, sauf le pilote 1 qui a préféré effectué une remise de gaz.

4.5 Panne 4 : dérive lente du baro-altimètre 2

La panne de dérive lente de l'altitude PA suite à la panne du baro-altimètre a été sélectionnée pour son aspect dérive (« slowover ») très lente non détectable rapidement par le pilote.

Cette panne illustre la dérive temporelle possible d'une panne très lente, si la concomitance d'évènements extérieurs, la phase de vol (en l'occurrence la hauteur sol) et la charge de travail limite la surveillance des paramètres de vol par le pilote qui ne procède plus à des recoupements d'informations entre les équipements.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - variomètre indiquant une dérive de 100ft/min - différence d'indication entre les altimètres pilote et secours 	<ul style="list-style-type: none"> - reprise en main - désengagement du mode ALT

4.5.1 Déroulement du scénario

L'appareil étant stabilisé en croisière en IMC, l'altimètre sur lequel le pilote automatique est asservi se met à dériver sans que la différence avec le second altimètre ne soit détectée par le système.

Cela se traduit par l'établissement d'un taux de montée de 100 ft/min, tandis que l'altimètre indique à l'équipage une altitude stable. Le pilote peut détecter la panne en vérifiant l'altimètre de secours, une première indication pouvant venir de la surveillance du variomètre.

Le radio-altimètre n'est pas utile dans la détection de la panne, car celle-ci est déclenchée à une altitude où il est déjà à son maximum.

Seul le pilote 2 a détecté la panne pendant la phase de croisière. Les autres pilotes ne l'ont détectée qu'une fois en descente vers leur destination.

4.6 Panne 5 : hardover sur trim roulis

La panne de hardover sur axe roulis du pilote automatique, en VMC, a été sélectionnée pour son aspect apparition brutale détectable très rapidement par le pilote. Cette panne illustre la concomitance de l'apparition et de la détection d'une panne associée à la soudaineté d'occurrence.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - alarme sonore "HANDS ON" - alarme CWP "FCS" rouge temporaire (signifiant « hands on »)+ "FCS" ambre - alarmes FND désengagement PA - FNDs indiquant un départ en roulis à droite - mouvement du paysage extérieur 	<ul style="list-style-type: none"> - reprise en main - correction avec le manche cyclique

4.6.1 Déroulement du scénario

La panne se déclenche en croisière VMC aux $\frac{3}{4}$ d'une étape sans événement marquant. Les modes supérieurs du pilotes automatiques sont engagés, mais l'approche des Alpilles réduit la marge d'altitude de sécurité.

Le déclenchement de la panne se traduit immédiatement par les événements suivants :

- hardover du vérin de trim roulis entraînant un départ en roulis à droite :

- mouvement du paysage extérieur ;
- indication de roulis à droite des indicateurs d'attitude ;
- alarme « hands-on » comprenant :
 - déconnexion des modes supérieurs PA ;
 - clignotement en rouge des indicateurs du bandeau PA sur les MFD ;
 - « FCS » rouge temporaire sur le CWP ;
 - alarme audio « hands-on » ;
- alarme signalant le problème PA comprenant :
 - « FCS » ambre sur le CWP.

La consultation des pages FCS du VMD permet au pilote de constater que le vérin de trim de roulis est déclaré en panne (ambre). Mais cette vérification ne peut être effectuée que dans un second temps, la reprise en main devant être rapide.

La réaction de tous les pilotes a été de reprendre immédiatement le pilotage en manuel et d'y stabiliser l'appareil. Ensuite, ils ont utilisé le VMD pour analyser la panne.

Il faut noter que le pilote 6, ayant maintenu une altitude de croisière de 1200 ft, était en train de passer en mode manuel pour monter au dessus des Alpilles au moment de la panne.

5 Scénarii appliqués à des appareils des générations précédentes

5.1 Panne 1 : dérive lente de l'IRS 2

Cette panne ne peut pas se concevoir telle quelle sur des appareils anciens car les horizons artificiels y sont généralement indépendants de l'indicateur de verticale du PA. Dans le cas où les horizons artificiels seraient des répéteurs des centrales d'inertie PA, on reviendrait sur un scénario équivalent à celui joué sur l'appareil de nouvelle génération.

Deux cas seront donc analysés : une dérive de l'horizon artificiel pilote ou une dérive de l'indicateur de verticale du PA entraînant une prise de roulis. Ce dernier cas demande que l'appareil soit équipé d'un PA simplex (ou un départ avec une chaîne en panne sur un PA duplex).

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - piqué et roulis indiqués sur l'horizon artificiel pilote - si la panne est une panne du PA, en cas de non détection par le pilote, coupure du PA (avec signal d'alerte) quand, l'attitude de l'hélicoptère devenant trop extrême, le PA n'arrive plus à suivre son indicateur de verticale. 	<ul style="list-style-type: none"> - reprise en main - coupure du PA - cross check des 2 ADI / horizon de secours - identification du système en panne • selon le diagnostic, si problème d'horizon pilote : <ul style="list-style-type: none"> - réengagement du PA - surveillance du comportement du PA à l'aide de l'horizon de secours • ou (si problème PA) : <ul style="list-style-type: none"> - pilotage manuel sur les axes roulis et tangage

5.1.1 Déroulement du scénario

La panne est déclenchée dans une phase de croisière stabilisée en IMC. Son seul signe est un horizon artificiel entrant en mouvement comme pour signaler un départ en virage.

C'est ensuite au pilote de reprendre la main, et de contrôler son horizon de secours pour éviter de suivre aveuglément les indications de son horizon principal.

Si il s'avère que l'horizon pilote est défaillant, le pilote automatique peut être réengagé en surveillant l'attitude de l'hélicoptère à l'aide de l'horizon de secours. Dans le cas contraire, le pilote doit poursuivre le vol en pilotant les axes roulis et tangage en manuel à l'aide du manche cyclique.

5.1.2 Comparaison

Par rapport à l'hélicoptère de nouvelle génération, cette panne soulève deux questions, la détection et la résolution de la panne.

Dans l'appareil d'ancienne génération, la détection de la panne n'est pas faite par le système mais par le pilote. Ce n'est pas gênant dans le cas d'une panne d'horizon, où le PA continue à tenir l'appareil à plat, mais, si le pilote n'est pas attentif, cela peut conduire à une situation dangereuse en cas de dysfonctionnement du PA. On peut toutefois noter qu'un PA simplex d'ancienne génération est plus une aide à la stabilisation (le pilote conservant son rôle de pilotage) qu'un pilote automatique au sens moderne du terme. Il est donc peu probable qu'un départ en virage passe inaperçu dans cette configuration.

La résolution de la panne est assez aisée dans le cas d'une panne de PA : le pilote peut suivre son réflexe naturel de reprendre le pilotage en manuel et stabiliser l'appareil en suivant les indications de son horizon artificiel. Par contre, la panne d'horizon pilote impose de vérifier l'horizon de secours avant de chercher à rattraper ce qui est perçu comme une mise en virage intempestive, et rien n'indique que les 3 pilotes qui ont commencé par suivre l'horizon en panne dans l'appareil de nouvelle génération n'auraient pas fait de même ici.

En résumé, si la panne apparaît plus complexe dans l'appareil de nouvelle génération car un même senseur peut y alimenter plusieurs équipements, ce système moderne aide aussi les pilotes à détecter la panne. De plus, il permet de se reconfigurer pour piloter avec la source inertielle correcte, diminuant ainsi la charge de travail par rapport au pilotage avec l'horizon de secours dans les cockpits plus anciens.

5.2 Panne 2 : perte du moteur 1

La panne de perte du moteur 1 a été sélectionnée pour son aspect panne franche détectée par le système. Cette panne illustre la concomitance d'une panne dégradant la pilotabilité (perte de marge de puissance) de l'appareil avec une phase de vol où la finesse de pilotage est nécessaire.

La panne se présente ici différemment selon qu'on parle d'un appareil de la génération précédente ou d'un appareil plus ancien. Sur l'appareil de la génération précédente, on obtient :

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - chute des Ng, T4, couple et NTL du moteur 1 - alarmes NG.DIFF. et PRESS.1 (panneau central), plus le voyant ALARM - puis, selon rapidité de largage de la charge et abaissement du pas collectif : <ul style="list-style-type: none"> - alarme PWR.1 (voyant dédié) - alarme NR.MIN (voyant dédié + avertisseur sonore) 	<ul style="list-style-type: none"> - largage de la charge à l'élingue - gestion des tours rotors (abaissement du pas collectif) - reprise de vitesse (assiette à piquer) et gestion de la trajectoire (évitement des obstacles) - arrêt du moteur 1 pour empêcher l'arrivée du fuel

Et sur un appareil plus ancien :

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - chute des Ng et T4 du moteur 1 - alarme PRESS.1 (panneau central), plus le voyant ALARM - puis, selon rapidité de largage de la charge, de passage en surpuissance et abaissement du pas collectif : <ul style="list-style-type: none"> - alarme NR.MIN (avertisseur sonore) 	<ul style="list-style-type: none"> - largage de la charge à l'élingue - passage en surpuissance - gestion des tours rotors (abaissement du pas collectif) - reprise de vitesse (assiette à piquer) et gestion de la trajectoire (évitement des obstacles) - arrêt du moteur 1 pour empêcher l'arrivée du fuel

5.2.1 Déroulement du scénario

La panne moteur est déclenchée en très courte finale sur la plate-forme pétrolière. L'hélicoptère est quasiment stationnaire, très proche d'arriver au dessus de la plate-forme, voire déjà au dessus pour les pilotes ayant choisi une vitesse d'approche très faible.

Pour l'appareil de génération précédente, cette panne moteur déclenche une alarme rouge « NG.DIFF » sur le CWP, rapidement suivie d'une alarme « NR.MIN » puisqu'on se trouve dans des conditions où il est impossible de maintenir le vol stabilisé en monomoteur.

La conduite attendue du pilote est de soulager sa machine en larguant la charge, ce qui lui permet ensuite de réduire le pas collectif pour permettre au moteur restant de maintenir le régime rotor, et de prendre une assiette à piquer pour reprendre de la vitesse. Une fois le bord de la plate-forme paré, cette prise de vitesse peut être aidée par l'utilisation de la hauteur entre la plate-forme et la mer. Une alternative, au choix du pilote est de ne pas chercher à reprendre de vitesse et se poser directement. Cette alternative est toutefois évitée dans la réalité à cause des dégâts que le largage de la charge a pu provoquer sur l'aire d'atterrissage.

Sur un appareil de la génération précédente la régulation passe automatiquement en mode OEI, autorisant ainsi l'utilisation de la puissance maximale d'urgence. Sur un appareil plus ancien, cette panne est un peu plus délicate à gérer car il faut que le pilote autorise manuellement l'utilisation de la puissance maximale d'urgence par le régulateur du moteur restant.

5.2.2 Comparaison

Les alarmes déclenchées par cette panne sont, malgré leurs présentations différentes, similaires à celles déclenchées dans un cockpit de nouvelle génération. Les pilotes ayant les mains sur les commandes et cette panne étant la plus redoutée dans ces conditions (stationnaire hors effet de sol à masse élevée), le temps de réaction aurait aussi été rapide.

Par contre, le système de régulation moteur analogique ayant une capacité de réaction plus limitée qu'un FADEC, il est beaucoup plus probable d'obtenir une baisse du régime rotor que dans un appareil de nouvelle génération, ce qui aurait sans doute rappelé à l'ordre les pilotes qui n'ont pas respecté la procédure et entraîné des largages de charge plus rapides.

Sur un appareil d'ancienne génération, la nécessité d'enclencher la surpuissance (pour autoriser la régulation du moteur restant à utiliser la puissance maximale d'urgence) aurait sans doute augmenté la charge de travail.

On peut aussi supposer que l'absence sur les appareils anciens d'un indicateur de puissance synthétique tel que l'IPL (Indicateur de Première Limitation) maintenant présent sur les appareils Eurocopter aurait encore augmenté la charge de travail.

5.3 Panne 3 : réduction de puissance du moteur 1

La panne de réduction partielle de la puissance du moteur 1 a été sélectionnée pour son aspect dérive (« slowover ») non détectable rapidement par le pilote. Cette panne illustre la dérive temporelle possible d'une panne et la dégradation de pilotabilité qu'elle engendre.

D'autre part, cette panne illustre la perte de performance d'un appareil dans une phase à forte charge de travail, impliquant un choix de priorité de la part du pilote.

La panne se présente ici différemment selon qu'on parle d'un appareil de la génération précédente ou d'un appareil plus ancien. Sur l'appareil de la génération précédente, on obtient :

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - baisse progressive des Ng, T4 et couple du moteur 1 <p><i>si non détectée dans un premier temps:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - alarme NG.DIFF (panneau central), plus le voyant ALARM. - puis, lors de montées du pas collectif (e. g. arrondi) : <ul style="list-style-type: none"> - alarme PWR.1 (voyant dédié) - alarme NR.MIN (voyant dédié + avertisseur sonore) 	<ul style="list-style-type: none"> - tentative de régulation manuelle - arrêt manuel du moteur 1 en panne - gestion des tours rotors (abaissement éventuel du pas collectif) - décision de déroutement <p><i>si non détectée dans un premier temps:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - pilotage de l'atterrissage avec puissance réduite ou reprise de vitesse (décision pilote) - arrêt du moteur 1

Et sur un appareil plus ancien :

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - baisse progressive des Ng, T4 et couple du moteur 1 <p><i>si non détectée dans un premier temps, lors de montées du pas collectif (e. g. arrondi) :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - alarme NR.MIN (avertisseur sonore) 	<ul style="list-style-type: none"> - tentative de régulation manuelle - passage en surpuissance - arrêt manuel du moteur 1 en panne - gestion des tours rotors (abaissement éventuel du pas collectif) - décision de déroutement <p><i>si non détectée dans un premier temps:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - passage en surpuissance - pilotage de l'atterrissage avec puissance réduite ou reprise de vitesse (décision pilote) - arrêt du moteur 1

5.3.1 Déroulement du scénario

Lorsque cette panne est activée, le moteur 1 commence graduellement à fournir moins que la puissance demandée. Cette baisse peut être détectée par une dissymétrie dans les paramètres moteur affichés.

Si aucune action n'est effectuée, la différence entre le couple fourni par les deux moteurs atteint ensuite, le seuil auquel la logique de surveillance déclenche l'alarme de différence de NG. La panne est déclenchée de manière à ce que se seuil soit atteint au niveau du point de décision.

Puis, si la demande de puissance devient suffisamment forte pour faire baisser le régime rotor, les alarmes de NR bas et de perte de puissance sur le moteur 1 se déclenchent. En effet, dans un système de régulation analogique de cette génération, tant que le régime rotor reste nominal, il est impossible pour le système de surveillance de savoir si le moteur 1 perd de la puissance à cause d'une panne ou en réponse à un sur-régime du moteur 2.

Dans le cas où la dégradation initiale n'a pas été détectée, le scénario est plus dangereux sur un appareil plus ancien, car le système de régulation ne sait pas y déclarer une panne moteur. C'est donc au pilote, quand l'alarme NR se déclenche lors de l'arrondi, d'analyser la cause du manque de puissance, passer en surpuissance, et terminer l'atterrissage (ou choisir une remise de gaz) sur un moteur. Dans la pratique, la priorité en courte finale étant de regarder dehors (contrôle de la trajectoire et de la zone de posé), avec la charge de travail supplémentaire due au vol de nuit, il est probable que le pilote décide de terminer l'atterrissage avant d'analyser la panne et que cela donne un atterrissage « dur ».

5.3.2 Comparaison

Dans ce cas, le pilote ne reçoit donc pas d'avertissement avant le point de décision. Dans le cas d'un hélicoptère plus ancien, il n'en reçoit même aucun avant qu'une manœuvre ne fasse diminuer la vitesse du rotor.

Il est donc tout à fait logique qu'il décide de poursuivre l'atterrissage. La seule différence notable entre l'hélicoptère de nouvelle génération et la génération précédente proviendrait de la meilleure réactivité du système de régulation numérique, diminuant légèrement le risque d'un atterrissage dur. Par contre, un hélicoptère plus ancien est nettement plus exposé à ce risque puisqu'un pilote n'ayant pas détecté la dégradation préalable du moteur ne serait pas averti avant de manquer de puissance au cours de l'arrondi.

Dans le cas où le pilote percevrait l'alarme avant le passage du point de décision ou détecterait le début de dérive des paramètres moteur, et bien que la procédure lui en laisse le choix, l'approche devrait en toute logique être interrompue. Mais on a vu lors des simulations qu'en monopilote de nuit, la charge de travail de recherche du point de pose rendait peu probable une surveillance suffisante des instruments moteur.

D'ailleurs, l'atterrissage de nuit sur une machine ancienne et un terrain non équipé demande qu'un second membre d'équipage soit chargé de la surveillance du véhicule et notamment des moteurs.

5.4 Panne 4 : dérive lente du baro-altimètre 2 affectant le PA

La panne de dérive lente de l'altitude PA suite à la panne du baro-altimètre a été sélectionnée pour son aspect dérive (« slowover ») très lente non détectable rapidement par le pilote.

Cette panne illustre la dérive temporelle possible d'une panne très lente, si la concomitance d'événements extérieurs, la phase de vol (en l'occurrence la hauteur sol) et la charge de travail limite la surveillance des paramètres de vol par le pilote qui ne procède plus à des recoupements d'informations entre les équipements.

Cette panne est difficile à concevoir telle quelle sur un système ancien. En effet, le pilote automatique y dispose de son propre altimètre (dont l'indication est invisible par l'équipage), et ce type de dérive est généralement dû à une panne à l'intérieur de l'instrument de mesure (e. g. fuite dans la capsule barométrique). Toutefois, dans cette étude, nous nous intéressons plus à une classe de panne qu'à un scénario particulier. On supposera donc, même si cela n'est pas réaliste, l'existence dans l'hélicoptère générique considéré d'un mode de panne induisant une dérive commune des altimètres PA et pilote, par exemple via les prises de pression statique.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
- variomètre indiquant une dérive de 100ft/min	- reprise en main
- différence d'indication entre les altimètres pilote et secours	- désengagement de la tenue d'altitude
	- passage en « statique secours »

5.4.1 Déroulement du scénario

L'appareil étant stabilisé en croisière en IMC, l'altimètre sur lequel le pilote automatique est asservi se met à dériver, et un mode commun hypothétique induit la même dérive sur l'altimètre pilote.

Cela se traduit par l'établissement d'un taux de montée de 100 ft/min, tandis que l'altimètre indique à l'équipage une altitude stable. Le pilote peut détecter la panne en vérifiant l'altimètre de secours, une première indication pouvant venir de la surveillance du variomètre.

Le radio-altimètre n'est pas utile dans la détection de la panne, car celle-ci est déclenchée à une altitude où il est déjà à son maximum.

5.4.2 Comparaison

Dans ce cas de panne, il n'y aurait pas de raison que les pilotes réagissent différemment que dans le cockpit de nouvelle génération.

En effet, c'est toujours aux pilotes de vérifier régulièrement la cohérence des indications de leur « T basique » avec celles des instruments de secours. Par contre, il faut noter que pour augmenter la portée de l'étude à des appareils plus légers ou des cas de pannes double, une fonction de vérification croisée des indications anémo-barométriques avait été désactivée sur l'appareil de nouvelle génération. Ce dernier a donc le potentiel pour signaler aux pilotes l'existence d'un problème altimétrique que n'avaient pas les appareils précédents.

5.5 Panne 5 : hardover sur trim roulis

La panne de hardover sur axe roulis du pilote automatique, en VMC, a été sélectionnée pour son aspect apparition brutale détectable très rapidement par le pilote. Cette panne illustre la concomitance de l'apparition et de la détection d'une panne associée à la soudaineté d'occurrence.

ELEMENTS DE DETECTION DE LA PANNE	CORRECTION DE LA PANNE
<ul style="list-style-type: none"> - horizons artificiels indiquant un départ en roulis à droite - mouvement du paysage extérieur - <i>éventuellement (selon génération) :</i> <ul style="list-style-type: none"> • signalisation de défaut PA (voyant ambre) • alerte de désengagement PA 	<ul style="list-style-type: none"> - reprise en main - correction avec le manche cyclique - déconnexion PA

5.5.1 Déroulement du scénario

La panne se déclenche en croisière VMC aux $\frac{3}{4}$ d'une étape sans événement marquant. Les modes supérieurs du pilotes automatiques sont engagés, mais l'approche des Alpillles réduit la marge d'altitude de sécurité.

Le déclenchement de la panne se traduit immédiatement par les événements suivants :

- mouvement du paysage extérieur ;
- indication de roulis à droite des horizons artificiels ;

Selon la modernité de l'appareil, le PA peut détecter le défaut, entraînant l'allumage d'une alarme ambre de défaut PA et la déconnexion du PA (ou au moins de la voie de roulis) accompagnée de l'alerte correspondante

La réaction attendu d'un pilote de reprendre immédiatement le pilotage en manuel et d'y stabiliser l'appareil (au besoin par transparence par dessus le PA). Ensuite, l'analyse de la panne doit conduire à couper le PA, et débrayer les efforts sur l'axe roulis, voire couper la pression hydraulique PA. Ensuite, il peut, selon les systèmes, re-embrayer les autres axes.

5.5.2 Comparaison

Dans ce cas de panne, il y a peu de raisons que les pilotes réagissent différemment que dans le cockpit de nouvelle génération.

En effet, le résultat de la panne est un mouvement brutal du paysage extérieur, ressenti comme un signal très fort par tous les pilotes. La différence majeure est l'existence, sur l'hélicoptère de nouvelle génération, d'une alerte « hands-on » signalant la nécessité d'une reprise en main immédiate. Cette alerte, s'accompagnant de l'allumage temporaire d'un voyant rouge, vient renforcer l'urgence de la situation. Mais dans le scénario analysé, par beau temps, il est probable que les pilotes n'aient pas besoin de ce rappel.

6 Conclusion

Les résultats de ce complément d'étude sont bien en accord avec l'hypothèse qui avait motivé l'étude TRPH : le pilote, sur un appareil moderne, a moins de tâches de pilotage à effectuer et plus de gestion système.

En effet, on voit que pour les scénarii de panne analysés ici, on obtient, pour les appareils de nouvelle génération, des pannes :

- un peu plus complexes à analyser, du fait de l'interconnexion entre les différents systèmes rendant possible plusieurs effets pour une même panne selon la configuration exacte de l'appareil au moment de la panne ;
- mais plus facile à détecter, grâce aux nombreuses surveillances rendues possibles par cette interconnexion entre systèmes, qui permet au système lui-même de signaler la panne au pilote ;

De plus, le pilote y bénéficie de l'aide du système pour le diagnostic de la panne, et peut souvent le reconfigurer de façon à obtenir un mode de travail proche du mode nominal. Par exemple, lors de la panne d'IRS, le pilote peut afficher sur son écran les données de l'IRS valide ou de l'instrument de secours au lieu de devoir piloter avec cet instrument de secours, forcément moins bien placé.

Le rôle du pilote est donc bien en train d'évoluer, avec des tâches incluant moins de pilotage « traditionnel » et de surveillance véhicule, et plus de gestion d'un système et de ses configurations. Mais, comme l'ont montré les simulations de cette étude, les alertes et aides incluses dans un système moderne permettent aux pilotes de conserver des temps de reprise en main conformes à la réglementation bâtie sur des systèmes plus anciens, et peuvent même diminuer les risques liés aux conséquences de la panne.