

# Incidents en transport aérien

## Pannes hydrauliques

N° 9  
juin 2008

La plupart des aéronefs de transport public sont conçus avec un ou plusieurs circuits hydrauliques selon le niveau de criticité des systèmes alimentés. La mise en pression de chaque circuit peut aussi faire l'objet de redondances. Les procédures associées aux pannes sont donc adaptées à l'architecture des systèmes et à leurs spécificités. Des pannes causées par des capteurs défectueux ou par des événements qui ne sont pas d'origine hydraulique sont plus complexes à identifier et à traiter. L'application des procédures peut parfois prêter à confusion et des problèmes d'interprétation de ces procédures peuvent conduire à des situations non prévues par le constructeur.

### Indication de panne simultanée de deux systèmes hydrauliques de direction

#### Déroulement de l'événement

Un ERJ 145 est en croisière au FL 280 à une vitesse de M 0,77 lorsque le pilote automatique se déconnecte. L'alarme RUDDER SYS 1-2 INOP apparaît sur l'EICAS. L'équipage traite la panne en se basant sur la procédure décrite dans le manuel d'exploitation.

**RUDDER SYS 1 (2) INOP**  
ou  
**RUDDER SYS 1 - 2 INOP**

★ Confirmer le côté affecté  
PNF – RUDDER SHUTOFF SYS ASSOCIÉ.....OFF

★ Vérifier que le seul message RUDDER SYS INOP du côté affecté apparaît sur l'EICAS

► SI LES 2 SYSTÈMES TOMBENT EN PANNE SIMULTANÉMENT ET QUE LA DIRECTION FONCTIONNE EN MODE RETOUR MÉCANIQUE

PNF – RUDDER SHUTOFF SYS 2.....OFF  
► SI LE MESSAGE PERSISTE :  
PNF – RUDDER SHUTOFF SYS 1.....OFF

**ATTENTION : NE PAS RÉENGAGER LES SYSTÈMES DE RUDDER S’ILS ONT ÉTÉ COUPÉS AUTOMATIQUEMENT.**

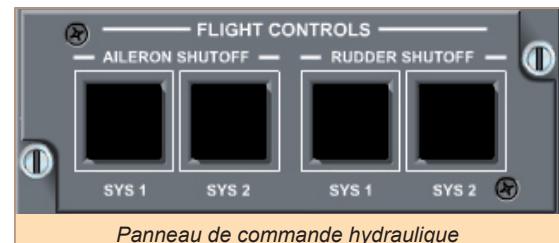
► SI LES SYSTÈMES DE RUDDER N’ONT PAS ÉTÉS COUPÉS AUTOMATIQUEMENT :  
PNF – RUDDER SHUTOFF SYS 1 ET 2.....ON  
► SI LE MESSAGE PERSISTE :  
PNF – RUDDER SHUTOFF SYS 1.....OFF  
★ S'attendre à un effort important sur le palonnier  
★ Si nécessaire, les 2 pilotes devront agir ensemble pour contrôler l'avion  
★ Utiliser les ailerons pour aider au contrôle du lacet et la poussée dissymétrique pour compenser l'avion.  
Eviter les atterrissages par turbulence et / ou vent de travers.

**[FIN]**

Procédure du manuel d'exploitation (en vert, les actions réalisées par l'équipage)

<sup>(1)</sup>Le débattement de la gouverne de direction est plus important à basse vitesse et nécessite plus de puissance pour la manœuvre.

Comme le message EICAS indique que les deux systèmes sont affectés, le PNF arrête les systèmes 1 puis 2, conformément au début de la procédure. Cela entraîne le passage de la commande de la gouverne de direction en mode mécanique direct, sans assistance hydraulique. L'équipage en conclut, d'après la procédure, qu'il n'y a plus d'autre action. Il se déclare en situation d'urgence mais réalise l'approche et l'atterrissement sans problème, la composante de vent de travers étant faible.



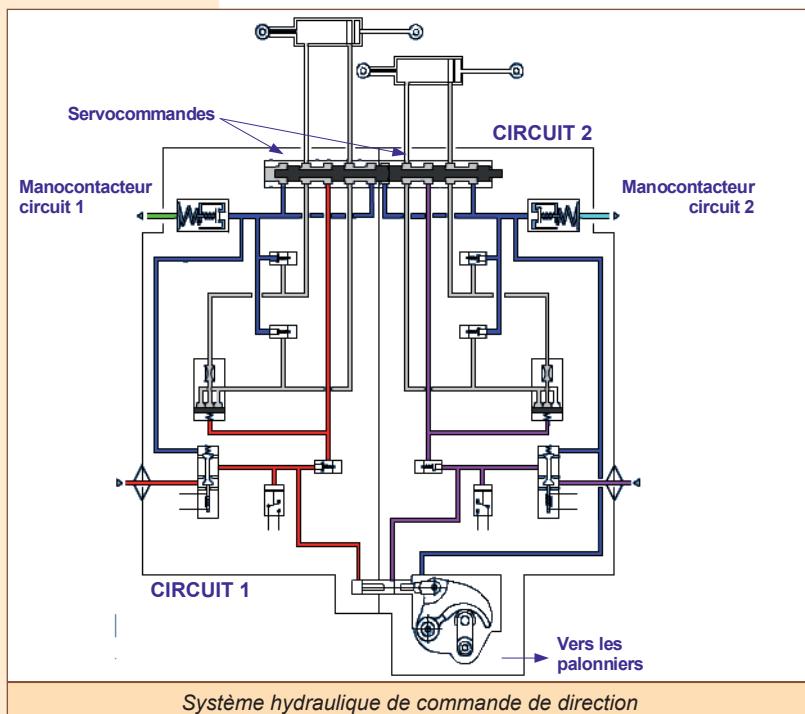
Un incident similaire s'est produit quelques mois plus tard sur un ERJ 135. Dans ce dernier cas, l'équipage a rencontré des difficultés de contrôle latéral.

#### Renseignements complémentaires

##### Système de direction

La gouverne de direction est actionnée par deux vérins hydrauliques commandés chacun par un des deux circuits d'une servocommande double-corps qui est elle-même commandée mécaniquement par les palonniers. A une vitesse inférieure à 135 kt, les deux circuits fonctionnent en parallèle<sup>(1)</sup>. Au-dessus de cette vitesse, seul le circuit 2 est actif, le circuit 1 étant en redondance passive.

Dans chaque circuit de commande de direction, la présence de pression est surveillée par un



<sup>(2)</sup>No Technical Objection.

manocontacteur. Sa fonction est d'envoyer des signaux électriques afin de générer les messages EICAS relatifs au système de direction. Des capteurs mesurent également la pression sur les deux circuits hydrauliques principaux ; ils sont situés au niveau des pompes mécaniques et électriques de chaque circuit. Dans le cas d'une baisse de pression dans le circuit hydraulique 2 au-dessus de 135 kt, le capteur de pression de ce circuit commande l'activation du circuit 1 de la servocommande.

#### Panne du manocontacteur du circuit 2

À une vitesse supérieure à 135 kt, le circuit 1 de la servocommande est normalement dépressurisé. En cas de panne du manocontacteur du circuit 2, la pression étant toujours disponible dans le circuit 2, le circuit 1 ne prend pas le relai. Néanmoins l'alarme SYS 1 - 2 INOP est présentée à l'EICAS car aucun des deux manocontacteurs ne détecte de pression.

#### Documentation

La procédure du manuel d'exploitation était une traduction littérale du manuel de vol. Dans le QRH, une présentation différente de cette procédure indiquait clairement de vérifier la réalité de la perte simultanée des deux systèmes en testant le retour d'effort au palonnier. Cela permet d'identifier un problème de capteur. L'exploitant avait reproduit la procédure du manuel de vol parce qu'il pensait devoir se conformer à un document approuvé.

#### Enseignements

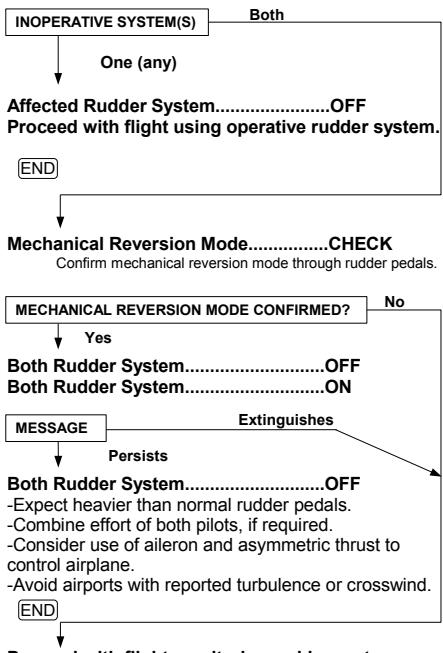
Les procédures anormales sont la plupart du temps conçues pour répondre à des pannes réelles des systèmes. Lorsque les pannes ont pour origine le mauvais fonctionnement d'un capteur, l'application des procédures peut conduire à dégrader les redondances des systèmes mais sans amener à une situation plus grave que l'application de ces procédures en cas de panne réelle.

Le constructeur avait prévu ce cas puisque la procédure du QRH permettait de lever le doute. En revanche la procédure du manuel de vol était moins explicite. Le constructeur a depuis modifié cette dernière pour l'harmoniser avec le QRH.

L'exploitant ne pensait pas pouvoir remplacer la procédure du manuel de vol par celle du QRH. Or le QRH fourni par le constructeur est conforme aux intentions du manuel de vol et peut donc être utilisé tel quel. Il est de toute façon possible pour un exploitant de proposer à un constructeur une adaptation de ses procédures publiées. Celui-ci peut se prononcer par le biais d'une absence d'objection technique<sup>(2)</sup>, ce qui permet de modifier la procédure après approbation par l'autorité de navigabilité du pays d'immatriculation.

#### RUDDER SYSTEM INOPERATIVE

Message EICAS : RUDDER SYS 1 (2) INOP ou RUDDER SYS 1 - 2 INOP



Procédure du QRH

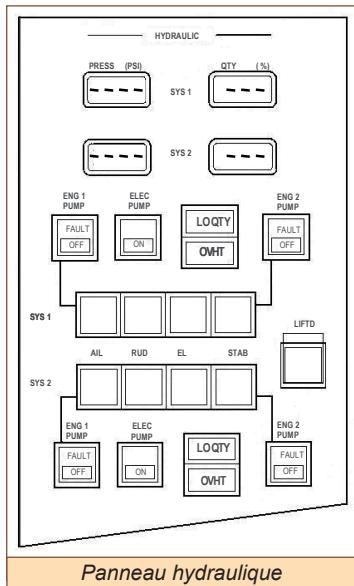
# Indication de double panne hydraulique

## Déroulement de l'événement

L'équipage d'un Fokker 100 effectue un vol au départ d'Orly. Le copilote est PF. Pendant la montée sous pilote automatique, les alarmes HYD LO QTY 1<sup>(3)</sup> et HYD LO QTY 2<sup>(4)</sup> apparaissent simultanément au MFDU, accompagnées de la perte de l'affichage des quantités et des pressions sur le panneau hydraulique.

L'équipage, ayant déjà aperçu ce phénomène au sol, suspecte une fausse alarme et décide de retarder le traitement de la panne.

Quelques minutes plus tard, en fin de montée, le pilote automatique se déconnecte. Le PF reprend les commandes et s'assure de leur bon fonctionnement. Le PNF commence le traitement des alarmes en appliquant successivement les procédures associées : il met sur arrêt les pompes hydrauliques du système 1 puis celles du système 2<sup>(5)</sup>. Alors qu'il n'a pas fini la lecture du bilan des systèmes, le message STAB TRIM 1 AND 2 apparaît. Il commence la procédure associée.



Panneau hydraulique

## STAB TRIM 1 AND 2

<b>STAB TRIM 1 AND 2</b>	<b>OFF then ON</b>
<i>If alerts recurs:</i>	
<b>STAB TRIM 1 AND 2</b>	<b>OFF</b>
<b>OPER STAB WHEEL FOR TRIM CONTROL</b>	
<i>If no response</i>	
<b>DO NOT SELECT HYD STAB 1 AND 2 OFF</b>	
<b>JAMMED STAB PROCEDURE</b>	<b>APPLY</b>
<b>STATUS</b>	
<i>Stab trim switches inoperative.</i>	

Procédure STAB TRIM 1 AND 2

Le commandant de bord reprend les commandes et demande à faire demi-tour. Il débute la descente en réglant le compensateur, ce qui provoque un mouvement rapide à piquer de celui-ci. Le copilote, maintenant PNF, s'apprête à reprendre la procédure STAB TRIM 1

AND 2 qui fait appel à la procédure JAMMED STAB. Cette dernière demande de n'utiliser ni le volant ni le moteur électrique de secours du compensateur (ALTN STAB).

L'avion ralentit car le compensateur est en position hors-trim et les efforts aux commandes deviennent très importants. Peu après, l'avion débute une descente non contrôlée. La vitesse verticale augmente rapidement pour atteindre 10 000 ft/min, l'inclinaison augmente jusqu'à 40°. Une action du copilote sur le panneau hydraulique permet de rétablir la pression hydraulique dans le circuit<sup>(6)</sup>. La descente est arrêtée par un mouvement de grande amplitude sur la commande de profondeur.

L'équipage décide de ne plus tenir compte de l'alarme STAB TRIM et émet un message d'urgence.

Il débute une descente contrôlée et applique les procédures de sortie des volets et du train en secours. Le commandant de bord décide de ne pas les appliquer entièrement car elles demandent de remettre en fonctionnement les pompes du système hydraulique 1 pour fermer les trappes de train. L'avion atterrit avec les trappes de train ouvertes.

## Renseignements complémentaires

### Description du système hydraulique

L'avion possède deux circuits hydrauliques indépendants. Les deux circuits sont de conception et de fonctionnement identiques mais diffèrent par leurs capacités et les servitudes alimentées.

Chaque circuit possède un réservoir, deux pompes entraînées par chaque moteur et une pompe électrique<sup>(7)</sup> ainsi qu'un double robinet coupe-feu et un système d'accumulateur.

Les circuits, commandés à partir du panneau hydraulique, ont une pression nominale de 3 000 psi.

### Description de la chaîne de profondeur

Les deux gouvernes de profondeur sont interconnectées mécaniquement ; elles sont manœuvrées par deux servocommandes hydrauliques, celle de gauche alimentée par le circuit hydraulique 1, celle de droite par le circuit 2. Un seul circuit suffit pour la manœuvre des deux gouvernes.

Le compensateur est manœuvré par une servocommande alimentée par les circuits hydrauliques 1 et 2. Un seul circuit suffit pour le manœuvrer. En fonctionnement normal, il est commandé par le système AFCAS. Si ce système est en panne, un volant de compensation, situé au niveau du pylône central, peut être utilisé pour le manœuvrer. En l'absence de pression hydraulique, il peut être manœuvré par

<sup>(3)</sup>Cette alarme apparaît quand la quantité de liquide hydraulique dans le système 1 est inférieure à 37 %.

<sup>(4)</sup>Cette alarme apparaît quand la quantité de liquide hydraulique dans le système 2 est inférieure à 20 %.

<sup>(5)</sup>Les accumulateurs maintiennent momentanément la pression dans les circuits.

<sup>(6)</sup>L'équipage indique qu'il a remis en marche une des pompes hydrauliques du système 1, ce qui a provoqué un à-coup dans les commandes de vol. Il l'a alors arrêtée immédiatement. Il explique avoir ensuite mis en marche les pompes électro-hydrauliques pour récupérer la pression. Le constructeur indique que ces pompes ne peuvent pas fournir une pression suffisante pour la manœuvre des commandes de vol.

<sup>(7)</sup>La pompe électrique a un faible débit et fournit une pression inférieure à 750 psi. Son but principal est d'effectuer des essais pour la maintenance. L'utilisation de ces pompes n'est pas prévue en vol.

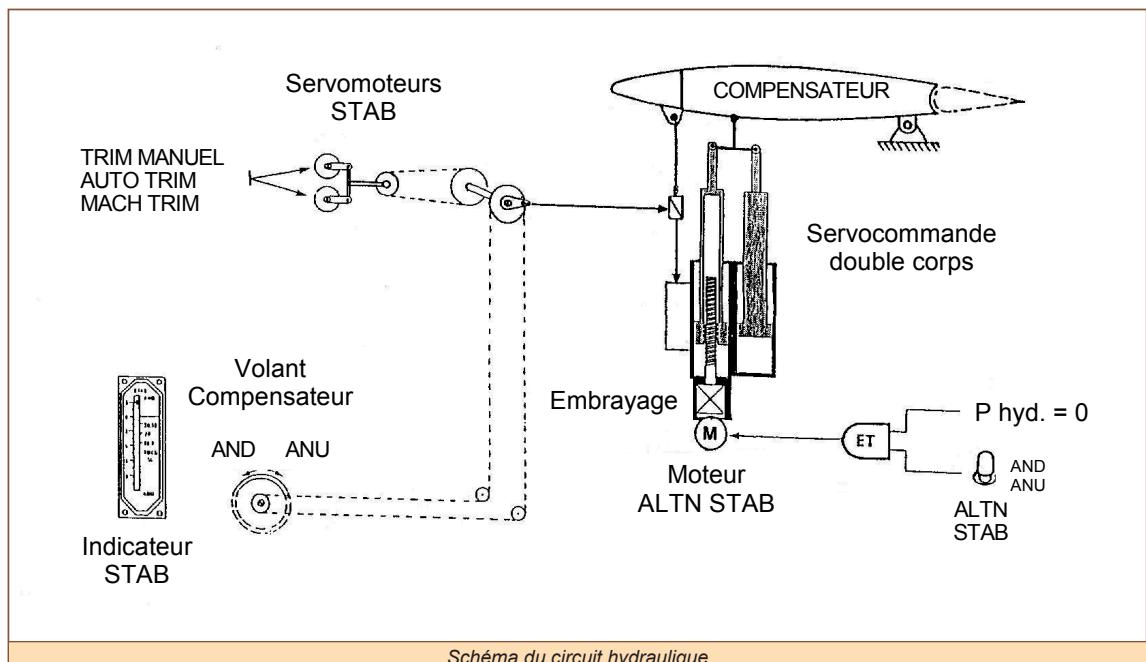


Schéma du circuit hydraulique

4

un moteur électrique, commandé au pylône par l'interrupteur ALTN STAB.

#### Origine de la panne

Les alarmes HYD LO QTY 1 et HYD LO QTY 2 étaient déjà apparues au sol pendant quelques secondes à l'arrivée de la rotation précédente avant de disparaître. La panne avait pour origine une défaillance du système d'indication hydraulique. Des tensions erratiques étaient envoyées aux différents constituants, en particulier au microprocesseur qui génère les affichages et les messages d'alarme. Le niveau de liquide hydraulique dans les deux réservoirs était correct.

#### Procédure de perte totale hydraulique

SYS 1 AND 2 LO QTY, le constructeur ayant considéré cette double panne comme fortement improbable.

#### Procédure STAB TRIM 1 AND 2

Cette alarme se déclenche quand le système AFCAS n'est plus en mesure de contrôler le compensateur. C'est le cas quand le système n'a pas les données nécessaires pour effectuer les calculs ou quand la gouverne ne répond pas (blocage, friction importante ou problème de servocommande).

Comme l'alarme se déclenche en cas de blocage mécanique du compensateur, la procédure associée interdit d'utiliser le mode électrique de secours afin de ne pas endommager la servocommande hydraulique.

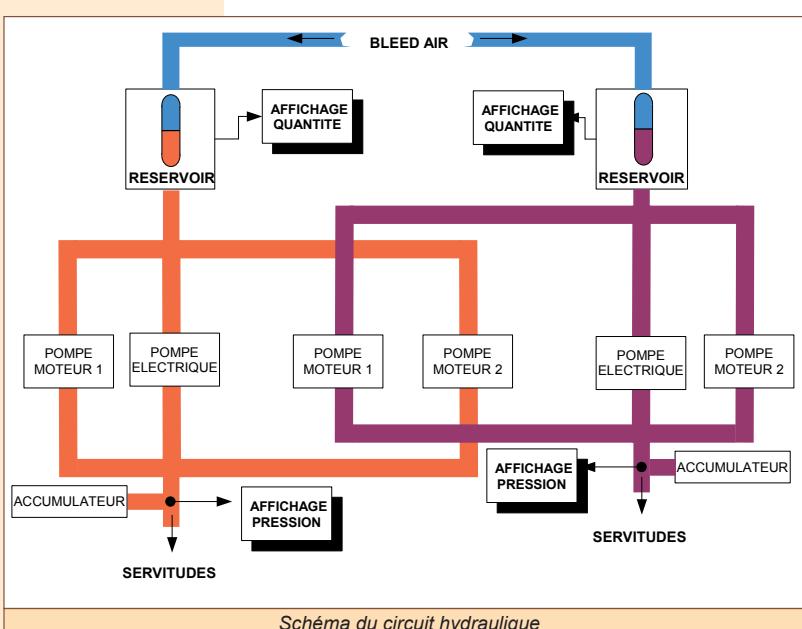
Cette alarme est inhibée en cas de baisse de pression dans les deux circuits hydrauliques.

#### Enseignements

L'application cumulée des deux procédures HYD LO QTY 1 et HYD LO QTY 2 a conduit à l'arrêt des quatre pompes hydrauliques. L'équipage n'était pas informé qu'il fallait utiliser l'ALTN STAB pour manœuvrer le compensateur dans ce cas. L'alarme STAB TRIM, venant s'ajouter à cette situation dégradée, a influencé la décision de l'équipage de ne pas utiliser ce moyen pour agir sur le compensateur.

Après l'événement, l'exploitant a mis en place une formation au sol qui présente la logique de cette panne en considérant, pas à pas, toutes les interprétations.

Bien que le constructeur ait considéré cette double panne comme fortement improbable, elle reste toujours possible. Elle provoque un enchaînement de deux procédures qui ont des conséquences inattendues. Cela a conduit le BEA à adresser une recommandation de sécurité à l'Agence Européenne pour la Sécurité de l'Aviation visant à clarifier les procédures.



En cas de baisse de pression dans les deux circuits, il existe une procédure spécifique, HYD SYS 1 AND 2 LO P, qui prévoit de manœuvrer le compensateur par l'intermédiaire de l'ALTN STAB. Il n'existe pas de procédure HYD

# Collision avec un groupe de parc

## Déroulement du vol

L'équipage d'un ATR42 effectue un vol à destination de Lyon Saint-Exupéry. Le commandant de bord est aux commandes.

## Atterrissage

Au toucher des roues, alors que le PF amène les manettes de puissance vers la position ralenti sol, le voyant LO PITCH du moteur droit ne s'allume pas<sup>(8)</sup>. Le PNF annonce cette anomalie. Conformément à la procédure, le PF n'utilise pas les inverseurs. L'équipage perçoit une alarme MASTER CAUTION<sup>(9)</sup> tandis que le commandant de bord contrôle la trajectoire de l'avion et le copilote répond à une demande du contrôleur de dégager rapidement la piste. Aucun des deux n'identifie les alarmes. Ils n'ont alors pas conscience que seule la génératrice électrique de courant alternatif du moteur gauche fonctionne.

## Roulage

La piste dégagée, l'équipage essaie de comprendre pourquoi le voyant LO PITCH du moteur droit ne s'est pas allumé. Il est interrompu par une communication du contrôleur sol qui lui demande de rouler jusqu'à une aire de stationnement qui ne figure pas sur les cartes. Après plusieurs échanges avec le contrôleur, l'équipage parvient à la localiser. Il effectue alors les actions après atterrissage dont l'arrêt du réchauffage Pitot qui génère une alarme MASTER CAUTION associée à une alarme ANTI ICING au CAP<sup>(10)</sup>. L'équipage s'interroge toujours sur l'anomalie du LO PITCH en arrivant à l'aire de stationnement.

## Stationnement

Avant le dernier virage, le commandant de bord demande au copilote de passer l'hélice du moteur gauche en drapeau<sup>(11)</sup>. Cette mise en drapeau entraîne l'arrêt de la génératrice ACW 1. Les pompes principales des deux circuits hydrauliques ne sont alors plus alimentées électriquement. La pompe auxiliaire qui maintient la pression dans le circuit bleu permet encore l'utilisation du frein de secours et du contrôle de la direction au sol (NWS). L'équipage, qui n'a pas conscience de la dégradation de la situation, s'interroge toutefois sur le fonctionnement du moteur droit. Le commandant de bord se rassure en confirmant que les trois indicateurs de pression hydraulique indiquent 3 000 psi, ce qui correspond aux valeurs normales<sup>(12)</sup>.

Ce n'est que lorsque le commandant de bord actionne les freins au signal du placeur qu'il s'aperçoit que ceux-ci sont inefficaces. Le copilote annonce deux pressions hydrauliques à 2 000 psi au même instant et tente également de freiner, sans succès. Le CdB touche les

manettes de puissance pour confirmer leur position dans le cran ralenti sol ; il n'est alors plus en mesure d'actionner immédiatement le frein de secours. Afin d'éviter la passerelle et le placeur, il dirige l'avion vers la droite, puis actionne le frein de secours, efficace mais la collision avec le groupe de parc ne peut être évitée.



Il s'est écoulé :

- quatre minutes depuis l'atterrissage,
- quarante-trois secondes depuis la demande de mise en drapeau du moteur gauche.

## Renseignements complémentaires

### Gestion des alarmes

La séquence de détection et d'identification d'une panne se fait de la façon suivante :

- les alarmes visuelles MASTER WARNING ou MASTER CAUTION, associées à des alarmes sonores, attirent l'attention de l'équipage et leur permet de détecter une panne et d'identifier son degré d'urgence ;
- les alarmes visuelles du CAP permettent d'identifier l'origine du dysfonctionnement (électrique, hydraulique...) ;
- les alarmes visuelles du panneau supérieur associées à chaque système donnent des informations sur la panne et des orientations sur les actions correctrices à apporter.

L'alarme MASTER CAUTION correspond à une situation anormale de l'avion et comprend principalement les pannes qui n'ont pas d'impact immédiat sur la sécurité ou la conduite de l'avion. Elle nécessite une action correctrice effectuée selon la disponibilité de l'équipage.

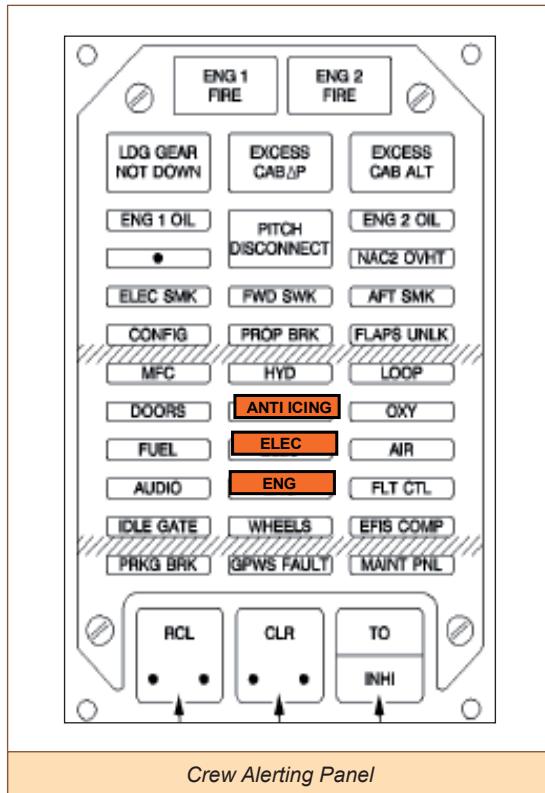
<sup>(8)</sup>Le voyant s'allume pour indiquer que l'angle de calage de l'hélice a diminué vers la position plein petit pas sol.

<sup>(9)</sup>Cette alarme est provoquée par la perte de la génératrice électrique de courant alternatif ACW 2. Cette perte est due à la diminution de vitesse de rotation de l'hélice, consécutive à une réduction automatique de la vitesse de rotation du moteur en l'absence de LO PITCH.

<sup>(10)</sup>L'apparition de ces alarmes pendant le roulage est devenue familière pour l'équipage car l'arrêt du réchauffage Pitot fait partie des actions après atterrissage du manuel d'exploitation. Cette habitude a conduit l'équipage à ne pas regarder attentivement le CAP. Le FCOM ne prévoit pas l'arrêt de ce système, ce qui laisse, sauf dysfonctionnement, le CAP vierge de toute alarme jusqu'à l'arrêt de l'avion.

<sup>(11)</sup>Afin de gagner du temps lors du débarquement des passagers, le moteur gauche peut être arrêté avant l'immobilisation de l'avion.

<sup>(12)</sup>En l'absence d'utilisation d'un système hydraulique, les pressions hydrauliques ne diminuent pas immédiatement. La pression du circuit vert permettant le freinage aux palonniers diminue cependant rapidement.



<sup>(13)</sup>Système de contrôle électronique de l'hélice.

<sup>(14)</sup>En fonctionnement normal, le fonctionnement des ACW est réglé pour des valeurs de NP comprises entre 70,8 % et 100 %.

<sup>(15)</sup>Une pompe auxiliaire alimentée en courant continu peut également mettre en pression le circuit hydraulique bleu. Pour cela, la pression dans le circuit doit être inférieure à 1 500 PSI, un moteur au moins doit être en fonctionnement, la manette de train doit être en position DOWN et le frein d'hélice débrayé.

<sup>(16)</sup>L'origine du non-allumage du voyant LO PITCH du moteur droit n'a pu être déterminée.

### Circuits hydrauliques

- un circuit vert, mis en pression par une pompe électro-hydraulique alimentée par la barre bus de l'ACW 2. Il permet la sortie et la rentrée du train d'atterrissage, ainsi que le freinage normal ;
- un circuit bleu, mis en pression par une pompe électrique alimentée par la barre bus de l'ACW 1. Il fait fonctionner les volets, le contrôle de la direction au sol, le frein d'hélice et le frein de secours<sup>(15)</sup>.

Seul le frein de secours dispose d'un accumulateur permettant l'utilisation du freinage à six reprises en cas de perte des trois pompes hydrauliques.

### Enseignements

Pendant le roulage, l'équipage n'a pas identifié au CAP la nature des alarmes MASTER CAUTION perçues lors du roulement à l'atterrissage. Cette non-détection peut être expliquée par sa focalisation sur l'anomalie LO PITCH<sup>(16)</sup> du moteur droit. De plus, le roulage constitue une phase de relâchement de l'attention après la réalisation de l'approche et de l'atterrissage. Ce relâchement, l'absence d'anomalies perceptibles ainsi que la présence habituelle de certaines alarmes au CAP lors du roulage n'ont pas incité l'équipage à vérifier les alarmes visuelles ou les instruments moteurs. Enfin, les interruptions successives liées aux communications radio pendant ce roulage de faible durée n'ont pas laissé à l'équipage suffisamment de temps pour analyser l'origine et les conséquences du dysfonctionnement et des alarmes.

### Non-effacement de la butée physique hélice petit pas vol à l'atterrissage (SLPS)

Si l'angle de calage de l'hélice du moteur concerné ne diminue pas vers la position plein petit pas sol lorsque les manettes de puissance sont positionnées en dessous de la position ralenti vol après l'atterrissage, le voyant LO PITCH ne s'allume pas. L'alarme MASTER CAUTION est alors générée, associée au voyant ENGINE au CAP et au voyant PEC<sup>(13)</sup> FAULT correspondant. Un signal est également généré pour réguler la vitesse de rotation du moteur concerné à 66 % de NH.

### Générateur électrique de courant alternatif ACW

Chaque moteur entraîne une génératrice électrique de courant alternatif qui nécessite au minimum 66 %<sup>(14)</sup> de NP pour fonctionner.

La perte d'une génératrice électrique ACW est signalée par :

- une alarme visuelle MASTER CAUTION,
- une alarme sonore SINGLE CHIME,
- un voyant ambre ELEC au CAP,
- un voyant ambre ACW GEN FAULT sur le panneau supérieur.

Lorsqu'une génératrice électrique ACW n'est plus entraînée, la barre bus associée est automatiquement alimentée par la deuxième génératrice, au moyen d'un relai de couplage (BTC). La procédure ACW GEN FAULT précise que le roulage doit se faire avec les deux moteurs en fonctionnement.

L'analyse de cet incident a conduit l'exploitant à modifier ses procédures internes qui prévoient désormais :

- l'annonce de l'état de fonctionnement de la génératrice électrique ACW en fin de roulage lors de la vérification des pressions hydrauliques après le passage de l'hélice du moteur gauche en drapeau ;
- la suppression de l'arrêt du réchauffage Pitot dans les actions après atterrissage afin de se conformer au FCOM en conservant un panneau d'alarme éteint ;
- la sensibilisation des commandants de bord sur le positionnement de leur main droite sur le frein secours en fin de roulage ;
- la sensibilisation des équipages sur l'importance du traitement complet des pannes survenant au sol.

# Perte de contrôle en panne d'assistance hydraulique

## Déroulement du vol

Le pilote d'un hélicoptère AS 350 BA effectue un vol de transport de passagers en région parisienne<sup>(17)</sup>. En transit dans le secteur de l'aérodrome de Lognes, le voyant rouge HYD signalant une baisse de pression dans le circuit hydraulique s'allume et l'alarme sonore associée retentit. Le pilote réduit la vitesse puis annonce au contrôleur de l'aérodrome de Lognes une « panne hydraulique réelle ». Il se déroute sur cet aérodrome, situé à quelques minutes de vol. Le contrôleur autorise l'approche sur la piste 26 revêtue en service<sup>(18)</sup>. Le pilote demande à effectuer l'approche sur la piste 08 non revêtue car la trajectoire est plus directe et l'utilisation de cette piste permet de réaliser un atterrissage glissé en sécurité.

Le pilote conduit l'approche sur un plan faible. En courte finale, il décide de ne pas effectuer un atterrissage glissé. Après avoir ralenti, il vire à gauche et débute une translation pour venir atterrir sur une zone herbeuse entre la piste revêtue et la voie de circulation nord. Lors de cette manœuvre, alors que l'hélicoptère se trouve sensiblement au cap 350° à proximité de la piste revêtue, le pilote perd le contrôle. Les pales principales, le nez, puis les patins touchent le revêtement de la piste. Les occupants, indemnes, évacuent l'hélicoptère.

## Renseignements complémentaires

### Circuit hydraulique

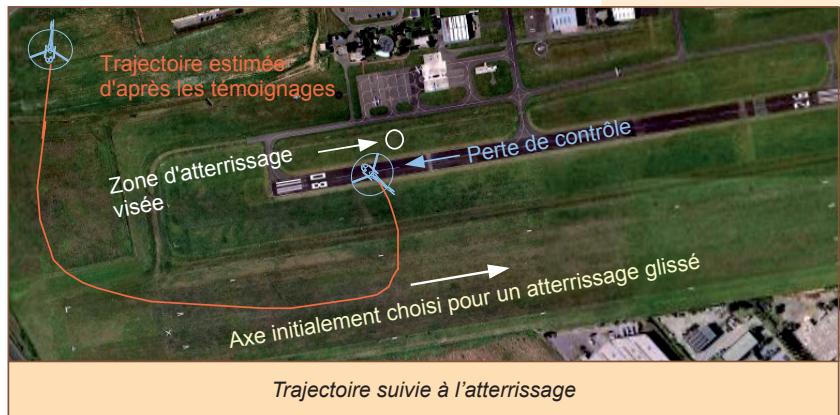
Une assistance hydraulique au pilotage, alimentée par un circuit unique, permet de diminuer les efforts aux commandes. Le circuit hydraulique est mis en pression par une pompe entraînée par l'arbre d'entrée de la boîte de transmission principale, par l'intermédiaire d'une courroie plate. C'est la rupture de cette courroie qui a provoqué la panne hydraulique. Le système est également doté d'accumulateurs qui permettent, en cas de panne, de fournir une assistance hydraulique pendant la manœuvre de réduction de vitesse.

### Procédures et formation

L'hélicoptère reste pilotable en cas de panne

- Réduire le pas général sans précipitation et rechercher une  $V_i$  de l'ordre de 40 kt à 60 kt en palier.
- Couper l'hydraulique au pas général  
Les efforts apparaissent dans les commandes.
  - à tirer au pas général
  - à pousser vers la gauche au pas cyclique.
  - ...
- Effectuer une approche plate sur terrain dégagé et se poser légèrement glissé.

Procédure panne hydraulique du manuel d'exploitation



hydraulique à condition d'avoir réduit la vitesse.

Dans cette configuration, l'ordre de grandeur des efforts est de 3 à 5 kg sur les manches cyclique et collectif et de 15 à 30 kg sur les palonniers. A l'approche du vol stationnaire, ces efforts sont significativement augmentés à cause de :

- la diminution de la stabilité en lacet,
- l'augmentation de la puissance nécessaire au vol, notamment à masse élevée,
- la modification du comportement aérodynamique induit par le changement de direction du flux d'air du rotor qui produit une modification des efforts sur la commande de pas cyclique, pouvant être perçue comme une inversion.

Un pilote qui doit contrer rapidement ces effets risque de ne pas parvenir à doser ses actions aux commandes. C'est pourquoi la procédure d'urgence en cas de panne d'assistance hydraulique prévoit d'atterrir légèrement glissé.

La formation et le maintien des compétences des pilotes comprennent des exercices de panne hydraulique conduits jusqu'à l'atterrissement. Ces exercices permettent d'acquérir les réflexes et d'apprécier les efforts aux commandes sans assistance hydraulique. Ils sont généralement réalisés à masse peu élevée.

### Témoignage du pilote

Le pilote n'a remarqué aucune anomalie jusqu'au déclenchement de l'alarme hydraulique. Il a appliqué la procédure en réduisant la vitesse vers soixante nœuds, puis en basculant sur arrêt l'interrupteur HYD CUT OFF situé sur le pas général. Il a ressenti le durcissement des commandes de vol et s'est dérouté. Malgré la perte d'assistance hydraulique, le contrôle de l'hélicoptère restait correct. Confiant dans sa capacité à piloter dans ces conditions, il a décidé de ne pas poursuivre l'atterrissement glissé initialement envisagé sur la piste non revêtue. Il a voulu rejoindre une zone où l'hélicoptère ne bloquerait pas les pistes et qui permettrait le débarquement des passagers. Il a donc viré doucement à gauche pour se diriger en

<sup>(17)</sup>L'événement se produit en début de vol et la masse de l'hélicoptère est très proche de la masse maximale.

<sup>(18)</sup>Le vent était du 240° pour 4 kt.

(19) Les examens pratiqués sur l'hélicoptère et ses systèmes n'ont mis en évidence aucun dysfonctionnement à part la rupture de la courroie d' entraînement de la pompe hydraulique.

translation vers la zone herbeuse qu'il avait choisie.

Au moment de la perte de contrôle il a eu l'impression d'être confronté à un dysfonctionnement du rotor anti couple (19).

#### Diffusion de l'information

Le constructeur communique les informations sur la sécurité des vols aux propriétaires et exploitants par l'intermédiaire d'amendements au manuel de vol, de Lettres Services et de Téléx Information. Lors de la certification de l'AS350 B3 dont la masse et la puissance avaient été augmentées par rapport aux modèles précédents, le constructeur a inséré l'avertissement suivant dans la procédure de panne hydraulique : « *ne pas tenter d'effectuer un stationnaire ou des manœuvres à basse vitesse. L'intensité et la direction des retours d'efforts aux commandes évolueront rapidement. Il en résultera une charge de travail excessive pour le pilote, un pilotage difficile de l'appareil et un risque de perte de contrôle* ».

Cette formulation a ensuite été généralisée à tous les manuels de vol de la famille AS 350. Elle n'avait pas été intégrée dans le manuel d'exploitation de la société.

Par ailleurs, il existait un Téléx Information ayant pour but de répondre à des demandes d'information de pilotes. Ce Téléx explique les dangers associés à des évolutions à faible vitesse sans assistance hydraulique et indique les manœuvres à ne pas effectuer, notamment les rotations et translations en effet de sol. L'exploitant ne connaissait pas ce document. Le constructeur met à la disposition des utilisateurs qui en font la demande un accès à un site internet<sup>(20)</sup> où toutes ces informations sont reprises. Des avis sont également envoyés par courrier électronique aux abonnés dès qu'une mise à jour où une information concernant le type d'hélicoptère sélectionné est émise.

#### Enseignements

Le pilote connaissait la procédure de panne hydraulique et ses effets sur les commandes de vol pour les avoir expérimentés durant la

qualification de type, puis les entraînements réguliers. Pour des raisons de sécurité, ces exercices se font avec seulement le pilote et l'instructeur à bord et donc à des masses relativement faibles. Le contrôle de l'hélicoptère dans ces conditions nécessite des actions de moindre amplitude qu'à masse élevée sur les commandes de vol, en particulier sur le pas général. Il est même possible, lorsque l'hélicoptère est léger, de le contrôler en vol stationnaire sans trop d'efforts. Cependant, les procédures et les avertissements du constructeur sont explicites et excluent de procéder à une autre manœuvre qu'un atterrissage glissé.

À l'approche, le pilote a estimé que les efforts sur les commandes de vol restaient d'un niveau acceptable pour pouvoir réaliser des évolutions dans l'effet de sol. Or, la masse élevée et le passage en vent

arrière de l'hélicoptère ont rapidement rendu le contrôle très difficile. Le pilote a été surpris par ce phénomène et a cru à un problème lié au rotor anti couple. Cela montre la soudaineté d'apparition des efforts et la difficulté de récupération dans une telle situation. Ces raisons sont à l'origine du choix du constructeur d'imposer un atterrissage glissé dans ces conditions.

Une quinzaine d'événements similaires se sont produits dans le monde au cours des dix dernières années. À chaque fois la perte de contrôle est survenue alors que le pilote tentait une manœuvre autre qu'un atterrissage glissé.

Les utilisateurs privés exploitent généralement directement les documents envoyés par le constructeur. Dans le cas d'un exploitant, c'est le manuel d'exploitation qui doit non seulement reprendre mais aussi souligner la teneur de l'information reçue et son impact sur la sécurité des vols. Les mises à jour sont parfois à caractère technique et intéressent alors les ateliers de maintenance, parfois à caractère opérationnel. Dans ce dernier cas, l'information peut ne pas atteindre son destinataire car il n'y a pas toujours de relai entre les services techniques et opérationnels.

(20) Ni l'exploitant ni le pilote n'y étaient abonnés. Le formulaire d'inscription est disponible sur le site du constructeur à la rubrique « Technical Information Publication on Internet (T.I.P.I.) »

**ATTENTION**

**LES PARAGRAPHES SUIVANTS RAPPELLENT AUX PILOTES CERTAINES MANŒUVRES NE PAS EFFECTUER SANS PUISSANCE HYDRAULIQUE, QUE CE SOIT LORS D'UN ENTRAINEMENT OU DANS LE CAS D'UNE PANNE REELLE :**

*- Ne pas essayer de réaliser sans assistance hydraulique des manœuvres telles qu'un vol stationnaire, des rotations à l'aide des palonniers en stationnaire, stationnaire avec vent arrière, translation dans l'effet de sol. En effet, dans ces cas, les efforts de commandes, notamment en longitudinal vont varier rapidement en intensité et en direction, ce qui pourrait surprendre le pilote, retarder sa réaction et ne pas lui permettre la reprise en main de l'assiette adéquate de l'hélicoptère.*

*Extrait du Téléx Information émis par le constructeur*