



Accident survenu au BOEING - 737 - 400
immatriculé **TF-BBM**
le 20 novembre 2022
à Paris-Charles de Gaulle (95)

Heure	21 h 32 ¹
Exploitant	Bluebird Nordic (Islande)
Nature du vol	Transport commercial de fret
Personnes à bord	Commandant de bord et copilote
Conséquences et dommages	Avion fortement endommagé

Mouvement incontrôlé de l'avion lors d'une opération de repoussage, heurt d'infrastructures

1 DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues des enregistreurs de vol CVR² et FDR, des témoignages, des enregistrements des radiocommunications et des enregistrements des caméras de vidéosurveillance.

L'équipage réalise un vol de transport de fret au départ de l'aéroport Paris Charles-de-Gaulle et à destination de Lisbonne (Portugal).

À 21 h 24, il obtient auprès du contrôleur sol l'autorisation de mise en route puis quelques minutes plus tard l'autorisation de repoussage à partir du poste de stationnement I81.

L'APU de l'avion étant hors service, le démarrage du premier moteur est réalisé via le groupe de parc qui, sur cet avion, est branché sur le côté droit. Ce branchement impose à l'équipage de démarrer le moteur n° 1 (moteur gauche) en premier, contrairement à la procédure normale de démarrage des moteurs (moteur n° 2 (moteur droit) en premier). L'équipage démarre donc le moteur n°1 (moteur gauche) en premier.

Le repoussage est assuré conformément aux procédures. Un agent en contact avec l'équipage (liaison filaire avec un casque) accompagne l'avion en marchant tandis qu'un autre agent conduit le tracteur de repoussage. Ils ont installé une broche de blocage de la direction du train avant de l'avion (*steering lockout pin*).

Après le repoussage, l'avion, dont seul le moteur n°1 est en fonctionnement, se trouve sur la voie de circulation BM1. L'agent au casque demande à l'équipage d'appliquer le frein de parc afin de retirer la barre de tractage et de libérer le tracteur. L'équipage confirme l'application du frein de parc.

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

² Le glossaire des acronymes et sigles fréquemment utilisés par le BEA est disponible sur son [site Internet](#).

Après le décrochage de la barre du tracteur, l'agent au casque constate que l'avion avance avec la barre toujours connectée sur le train avant. Il ne lui est plus possible de reconnecter la barre au tracteur et il demande à plusieurs reprises à l'équipage d'appliquer le frein de parc. Ce dernier lui répond que le frein de parc est activé et qu'il ne peut pas freiner. Le tracteur et l'agent au sol parviennent à s'éloigner tandis que l'avion accélère (la vitesse maximale enregistrée est de 12 kt). La barre de tractage et la broche de blocage de la direction étant toujours en place sur le train avant, l'équipage ne parvient pas à diriger l'avion qui heurte le mât d'un lampadaire et une barrière anti-souffle avant de s'immobiliser.



*Figure 1 : extrait de l'enregistrement de vidéo surveillance juste avant la collision
(Source : FEDEX)*

2 RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur l'avion

2.1.1 Dommages sur l'avion

Les endommagements sont localisés sur l'aile gauche.



Figure 2 : endommagements sur l'avion (Source : BEA)

2.1.2 Description des systèmes hydrauliques de l'avion

Le Boeing 737-400 dispose de deux circuits hydrauliques principaux A et B qui alimentent les systèmes hydrauliques de l'avion (commandes de vol, volets et becs, train d'atterrissage, système de freinage, direction de la roue avant, inverseurs de poussée, pilote automatique, etc.). Un circuit hydraulique de secours (Standby) est utilisé en cas de perte de pression des systèmes A et/ou B et permet d'alimenter les inverseurs de poussée, la gouverne de direction, les becs et les volets. La pression nominale dans ces circuits est au minimum de 2 800 psi.

La pressurisation hydraulique des circuits A et B est assurée par des pompes mécaniques (EDP³) et électriques (EMP⁴).

<p>Le circuit A est pressurisé :</p> <ul style="list-style-type: none"> • par la pompe mécanique (ENG 1) entraînée par le moteur n° 1 • et/ou par la pompe électrique (ELEC 2) entraînée par le moteur n° 2 ou par l'APU. 	<p>Le circuit B est pressurisé :</p> <ul style="list-style-type: none"> • par la pompe mécanique (ENG 2) entraînée par le moteur n° 2 • et/ou par la pompe électrique (ELEC 1) entraînée par le moteur n° 1 ou par l'APU.
---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

La pressurisation hydraulique du circuit Standby est assurée par une pompe électrique alimentée soit par les moteurs 1 ou 2 soit par l'APU.

Le fonctionnement des pompes mécaniques et électriques est commandé par quatre interrupteurs à bascule (ENG 1, ENG 2, ELEC 1, ELEC 2), situés sur le panneau P5 (voir **Figure 3**). Ce panneau comporte également des voyants lumineux ambre qui s'allument en cas de basse pression de l'une des pompes (mécanique ou électrique). Ces voyants s'allument si la pression fournie par la pompe est comprise entre 1 200 et 1 600 psi. Dans ce cas, les voyants « MASTER CAUTION » et « HYD », situés sur le panneau central du tableau de bord, s'allument également.

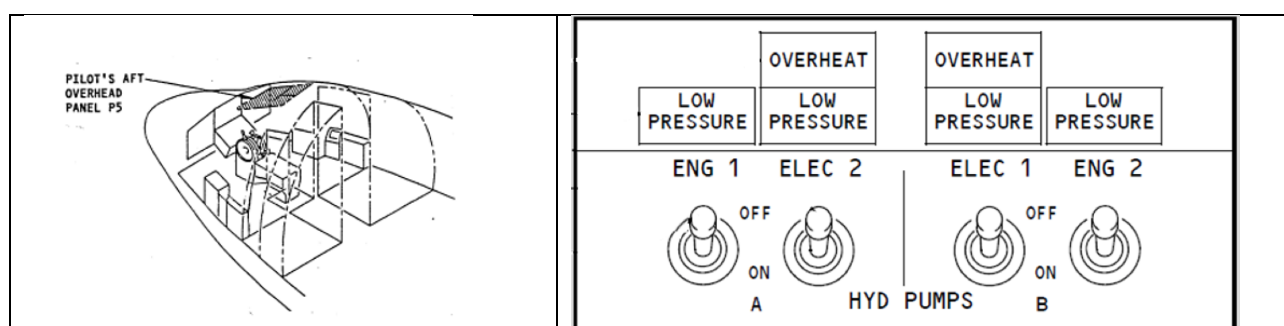


Figure 3 : panneau P5 de contrôle des circuits hydrauliques A et B (Source : Boeing)

Des indicateurs de pression et de quantité de fluide des circuits A et B sont également disponibles (voir **Figure 4**).

³ Engine Driven Pump.

⁴ Electric Motor Pump.

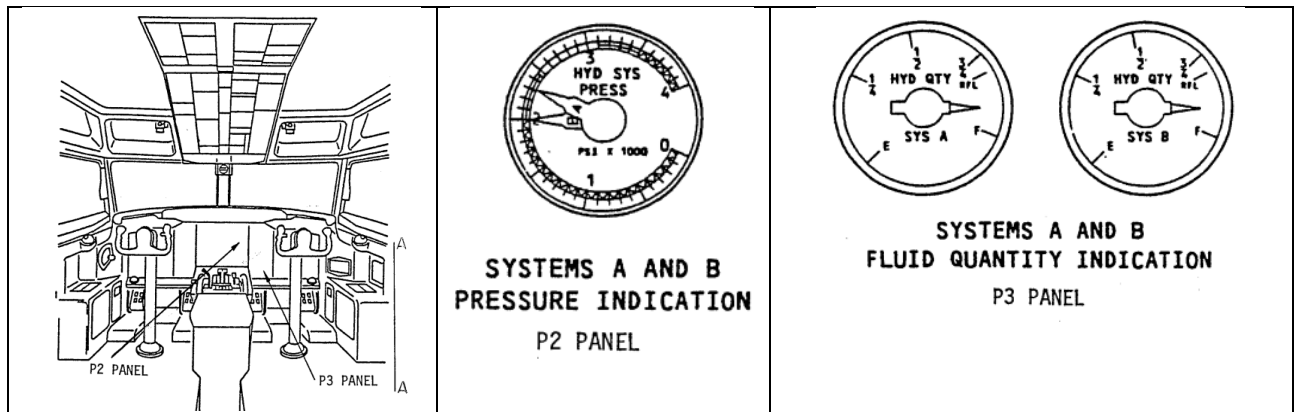


Figure 4 : indicateurs de pression et de quantité de fluide dans les circuits hydrauliques A et B (Source : Boeing)

2.1.3 Description du système de freinage de l'avion

Les quatre roues des trains d'atterrissage principaux sont équipées d'un dispositif de freinage à commande hydraulique. Les roues du train avant ne sont pas freinées.

L'avion comporte trois systèmes hydrauliques de freinage :

- un système NORMAL ;
- un accumulateur associé au système NORMAL ;
- un système ALTERNATE.

Le système NORMAL est alimenté par le circuit hydraulique B de l'avion. Il comporte un accumulateur dont le volume est dimensionné pour fournir une pression temporaire dans les systèmes NORMAL et ALTERNATE en cas de perte de pression. Cette pression fournie par l'accumulateur permet un freinage limité à quelques actions sur les pédales ou quelques activations du frein de parc.

Cet accumulateur est rechargé uniquement par le circuit hydraulique B donc par la pompe mécanique ENG 2 lorsque le moteur n°2 est en fonctionnement ou par la pompe électrique ELEC 1. Cet accumulateur n'est pas parfaitement étanche et se vide au bout d'une certaine durée d'immobilisation de l'avion. Un indicateur de pression est disponible en poste de pilotage du côté du copilote (voir **Figure 5**).

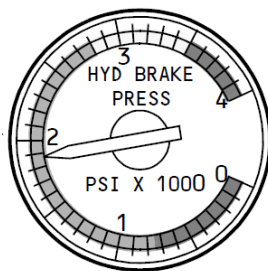


Figure 5 : indicateur de pression hydraulique dans l'accumulateur (Source : Boeing)

En cas de perte de pression dans le système NORMAL, le système bascule automatiquement ou manuellement sur le système ALTERNATE qui est alimenté par le circuit hydraulique A de l'avion.

2.1.4 Description du système du frein de parc

Le frein de parc est appliqué en appuyant à fond sur les pédales de frein et en tirant vers le haut la poignée du frein de parc. Son application permet la mise en pression hydraulique des freins des quatre roues des trains d'atterrissage principaux via le système NORMAL, l'accumulateur ou le système ALTERNATE.

Lorsque la poignée de frein de parc est tirée, un commutateur, placé sur la tringlerie de la commande, allume un voyant rouge situé à côté de cette poignée.

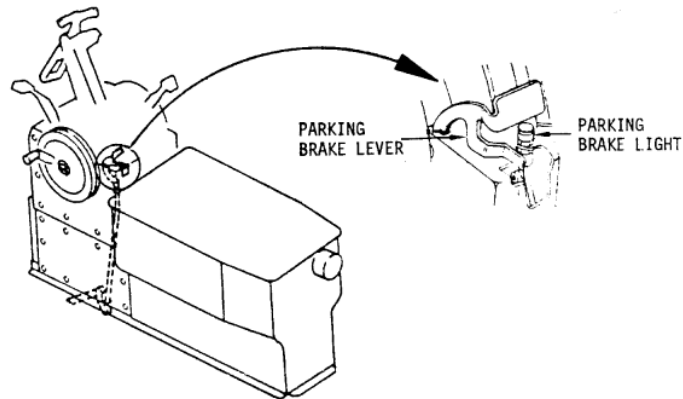


Figure 6 : poignée du frein de parc (Source : Boeing)

Ce voyant est associé à la position de la poignée et ne confirme pas la mise sous pression du système du frein de parc.

2.1.5 Description du système de contrôle de la direction⁵

Le système hydraulique de contrôle de la direction du train avant est assuré normalement par le circuit hydraulique A. En cas de défaillance du circuit A, l'équipage peut activer manuellement la pressurisation du système via le circuit B.

Lors des opérations de tractage/repoussage, le train avant est connecté à la barre de tractage et les mouvements de cette dernière peuvent endommager le système de contrôle de la direction du train avant si celui-ci est sous pression hydraulique. Sans broche de blocage de la direction⁶, il est donc nécessaire de dépressuriser le circuit hydraulique A lors des opérations de tractage/repoussage.

La mise en place d'une broche de blocage de la direction du train avant de l'avion permet la dépressurisation du système de direction du train avant.

⁵ Nose wheel steering system.

⁶ Steering lockout pin.

2.1.6 Procédures relatives au repoussage

2.1.6.1 Procédures normales développées issues du Manuel d'exploitation des équipages (FCOM)

Les procédures développées du FCOM de Bluebird Nordic sont une copie de celles du FCOM de Boeing.



Normal Procedures -
Amplified Procedures

737 Flight Crew Operations Manual

- « Preflight Procedure »

Parking brake Set

Verify that the parking brake warning light is illuminated

Note: Do not assume that the parking brake can prevent airplane movement. Accumulator pressure can be insufficient.

- « Before Start Procedure »

- Sans broche de blocage de la direction du train avant :

If pushback is needed and the nose gear steering lockout pin is not installed:

**WARNING: Do not pressurize hydraulic system A.
Unwanted tow bar movement can occur.**

System A HYDRAULIC PUMP switches OFF

Verify that the system A pump LOW PRESSURE lights are illuminated.

System B electric HYDRAULIC PUMP switch ON

Verify that the system B electric pump LOW PRESSURE light is extinguished.

Verify that the brake pressure is 2,800 psi minimum.

Verify that the system B pressure is 2,800 psi minimum.

- Avec la broche de blocage mise en place :

If pushback is not needed, or if pushback is needed and the nose gear steering lockout pin is installed:

Electric HYDRAULIC PUMP switches ON

Verify that the electric pump LOW PRESSURE lights are extinguished.

Verify that the brake pressure is 2,800 psi minimum.

Verify that the system A and B pressures are 2,800 psi minimum.

Figure 7: extraits du FCOM de Boeing (Source : Boeing et Bluebird Nordic)

2.1.6.2 Procédures utilisées par l’équipage

La procédure standard d'exploitation (SOP) de BlueBird Nordic, contenue dans la documentation électronique utilisée par l’équipage au moment de l’accident, ne différencie pas les procédures selon que la broche de blocage de la direction du train avant est en place ou pas. Il est demandé à l’équipage de :

- dépressuriser systématiquement le circuit A en basculant les interrupteurs ENG 1 et ELEC 2 sur OFF ;
- pressuriser le circuit B en basculant les interrupteurs ENG 2 et ELEC 1 sur ON.

Cette procédure ne demande pas à l’équipage de vérifier que la pression du circuit B est bien de 2 800 psi minimum ni que les voyants (LOW PRESSURE) des pompes sont éteints.



2.15 Start Up Procedures and Callouts

2.15.1 Before Pushback

After hydraulic pressure clearance has been received from ground crew, proceed on BEFORE START PROCEDURE.

Commander	First Officer
Trim..... SET	Fuel pumps..... ON
Check each trim for freedom of movement.	HYD Pumps..... ON
Stabilizer trim..... UNITS	System A pumps OFF and system B ON
Set the trim for takeoff.	
Verify that the trim is in the green band.	
Aileron trim..... 0 UNITS	
Rudder trim..... 0 UNITS	
„BEFORE START CHECKLIST TO THE LINE“	Read the Before start checklist down to the line.
	„BEFORE START CHECKLIST COMPLETED TO THE LINE“

Figure 8 : extrait des SOP (Source : BlueBird Nordic)

2.1.7 Examens du système de freinage

Les tests du système de freinage ont été conduits par le BEA en coordination avec Boeing. Ces tests ont été réalisés sur avion avec un groupe de parc connecté.

Ces tests ont montré :

- le bon fonctionnement de la pompe électrique ELEC 1 qui pressurise le système B et l’accumulateur. Cela permet d’exclure une défaillance permanente de cette pompe mais pas un éventuel problème intermittent non identifié lors de ces tests ;
- la conformité de la valeur de la pression dans l’accumulateur (2 900 psi), une fois celui-ci rechargé par la pressurisation du circuit hydraulique B, aux spécifications du constructeur (3 000 ± 100 psi). Des tests supplémentaires indiquent que l’étanchéité de cet accumulateur était également dans les spécifications du constructeur ;

- le bon fonctionnement du mécanisme de la poignée du frein de stationnement. Le voyant associé s'allume correctement lorsque la poignée est tirée ;
- le bon fonctionnement de la pompe mécanique ENG 1 qui pressurise le système A ;
- le bon fonctionnement de tous les voyants lumineux et indicateurs de pression liés aux systèmes hydrauliques.

Aucun des tests et contrôles menés sur le circuit de freinage de l'avion TF-BBM n'a mis en évidence de dysfonctionnement susceptible d'expliquer l'accident.

2.1.8 Exploitation de l'enregistreur de paramètres de vol (FDR)

Les paramètres de l'événement ont été décodés et analysés en coordination avec Boeing. Les pressions dans les circuits hydrauliques A et B ne sont pas enregistrées. Deux paramètres (BRAKE PRESSURE NORMAL et ALTERNATE) enregistrent les pressions dans les systèmes de freinage NORMAL et ALTERNATE. Les valeurs de ces deux paramètres étaient inférieures à 100 psi, ce qui indique que les circuits A et B n'étaient pas pressurisés.

Les positions des pédales de frein ne sont pas enregistrées.

Quatre paramètres binaires (HYD SYS ENG - 1/2 et HYD SYS A/B ELEC) indiquent que les voyants lumineux « LOW PRESSURE » du panneau supérieur du système hydraulique (voir **Figure 5**) étaient tous allumés. Ceci montre que les pressions en sortie des pompes mécaniques et électriques des circuits A et B étaient inférieures à des valeurs comprises entre 1 200 et 1 600 psi.

Compte tenu des paramètres enregistrés et des résultats des examens du système de freinage, les positions des interrupteurs dans le cockpit étaient très probablement :

- SYS A ENG 1 en position OFF
 - le moteur 1 étant allumé, le paramètre HYD SYS A ENG 1 indiquant une pression basse (voyant LOW PRESSURE allumé et l'examen de la pompe mécanique ENG 1 ayant montré qu'elle était fonctionnelle, le circuit hydraulique A n'était pas pressurisé par la pompe mécanique ENG1,
- SYS A ELEC 2 en position inconnue
 - la position de l'interrupteur, ON ou OFF, n'avait pas d'influence sur le fonctionnement du système de freinage. En effet, la pompe électrique 2 n'était pas alimentée électriquement car le moteur 2 n'était pas allumé et l'APU était hors service,
- SYS B ENG 2 en position inconnue
 - la position de l'interrupteur, ON ou OFF, n'avait pas d'influence sur le fonctionnement du système de freinage. En effet, la pompe mécanique ENG 2 n'était pas entraînée car le moteur 2 n'était pas allumé,
- SYS B ELEC 1 en position OFF
 - le fonctionnement du frein de parc dépendait de l'activation de la pompe électrique 1 assurant la pressurisation du système B,

- le paramètre HYD SYS B ELEC indiquait une pression basse (voyant LOW PRESSURE allumé) ce qui montre que la pompe électrique n'était pas alimentée électriquement (les examens n'ont pas mis en évidence de défaillance de cette pompe). Une panne intermittente de cette pompe ne peut cependant pas être exclue.

2.2 Renseignements sur l'équipage

2.2.1 Licence, qualification et expérience

Le commandant de bord, âgé de 54 ans, est titulaire d'une licence ATPL (A) délivrée en mai 2013 et de la qualification de type Boeing B737 300-900.

À la date de l'accident, il avait accumulé une expérience totale d'environ 7 600 heures de vol dont 3 600 sur type.

Le copilote, âgé de 33 ans, est titulaire d'une licence ATPL(A) délivrée en aout 2020 et de la qualification de type B737 300-900.

À la date de l'accident, il avait accumulé une expérience totale d'environ 2 800 heures de vol dont 2 600 sur type.

2.2.2 Témoignage de l'équipage

L'équipage indique que l'APU était hors service et qu'il fallait utiliser un groupe de parc pour la mise en route. Le groupe de parc étant placé à droite de l'avion, l'équipage a démarré le moteur gauche (n°1) en premier.

À la fin du repoussage, l'équipage a appliqué le frein de stationnement à la demande de l'agent au casque afin de permettre la déconnexion de la barre de tractage. L'équipage précise qu'il a bien constaté l'allumage du voyant rouge et a donc confirmé à l'agent au casque que le frein de stationnement était appliqué.

L'équipage ajoute qu'il a senti que l'avion se déplaçait légèrement d'avant en arrière. Il a alors vérifié que la commande de frein était bien positionnée et que le voyant était bien allumé.

L'agent au casque a ensuite répété plusieurs fois la demande d'application du frein de stationnement. L'équipage précise qu'à chaque nouvelle demande, il a de nouveau vérifié l'activation du frein de parc en appliquant une force élevée sur les pédales de frein et en tirant énergiquement la poignée du frein de stationnement.

Puis l'avion a lentement commencé à avancer en raison de la pente descendante de l'aire de stationnement. La vitesse a augmenté progressivement et l'équipage explique qu'il était incapable de diriger et de freiner l'avion.

Après la collision avec le lampadaire et la barrière anti-souffle, l'avion s'est immobilisé. L'équipage a observé une fuite importante de carburant en provenance du réservoir de l'aile gauche, a demandé l'assistance des services de lutte incendie puis a coupé tous les systèmes électriques afin d'éviter un incendie.

L'équipage précise qu'il a appliqué la procédure de mise en route avant repoussage. Cette procédure demande de positionner les interrupteurs du système A sur « OFF » et ceux du

système B sur « ON ». Il ajoute que, puisque le moteur n°2 n'était pas démarré, beaucoup de voyants étaient rouges et qu'il n'a pas prêté attention à l'état des voyants de basse pression des pompes des systèmes A et B (voir **Figure 3**, panel 5). Il précise également qu'il n'a pas vérifié l'indicateur de pression des systèmes A et B (voir **Figure 4**, panel 2) ni l'indicateur de pression de l'accumulateur (voir **Figure 5**).

3 CONCLUSIONS

Les conclusions sont uniquement établies à partir des informations dont le BEA a eu connaissance au cours de l'enquête.

Scénario

Les conditions du jour de l'accident étaient les suivantes :

- opération de repoussage avec la broche de blocage du train avant installée. Le circuit hydraulique A n'était pas pressurisé (conformément à la procédure de l'exploitant) ;
- moteur n°1 en fonctionnement et moteur n°2 éteint. Ceci impliquait que la pressurisation du système hydraulique B n'était pas assurée par la pompe mécanique entraînée par le moteur n°2 ;
- accumulateur de secours vide car déchargé depuis le vol précédent et non rechargé tant que le circuit B n'était pas pressurisé.

Dans ces conditions, seule l'activation de la pompe électrique 1, alimentée par le moteur n°1, permettait de pressuriser le circuit hydraulique B et donc d'assurer le bon fonctionnement du système de freinage (frein de parc et freinage par appui sur les pédales).

Le circuit hydraulique B n'était pas pressurisé lors de l'événement car l'équipage n'avait très probablement pas activé la pompe électrique 1. Toutefois, l'enquête n'a pas permis d'exclure une éventuelle défaillance intermittente de cette pompe. Le circuit hydraulique A n'a pas été activé par l'équipage, conformément aux procédures normales de l'exploitant.

En l'absence de pressurisation dans les systèmes hydrauliques A et B et avec l'accumulateur déchargé depuis le vol précédent, le système de freinage (frein de parc et freinage par action sur les pédales) et le système de contrôle de la direction n'étaient pas opérationnels.

À la fin du repoussage et avant la déconnexion de la barre de tractage, l'équipage a manœuvré la poignée du frein de parc et a considéré que celui-ci était fonctionnel en constatant l'allumage du voyant rouge associé. Du fait de la conception du système, ce voyant indique seulement que la poignée du frein de stationnement est bien positionnée pour l'application du frein, mais ne garantit pas la mise sous pression du système de freinage. L'équipage explique qu'il n'a pas vérifié la bonne pressurisation du circuit hydraulique B à une valeur minimale de 2 800 psi et n'a pas prêté attention aux voyants lumineux indiquant une pression basse dans les différents circuits et dans l'accumulateur.

Lors de la déconnexion de la barre de tractage, l'avion s'est déplacé et l'équipage a tenté plusieurs fois de freiner sans comprendre pourquoi le système de freinage ne fonctionnait pas alors que le voyant rouge était allumé. Avec la broche de blocage du train avant et la barre de tractage toujours en place, la trajectoire n'était pas contrôlable et l'avion s'est immobilisé après avoir heurté des obstacles.


Facteurs contributifs

Ont contribué à l’absence de pression hydraulique dans les systèmes de freinage au moment de la déconnexion avec le tracteur :

- la compréhension erronée de l’équipage de la signification du voyant rouge situé à côté de la poignée du frein de stationnement ;
- l’absence de vérification par l’équipage des indicateurs de pression des systèmes hydrauliques et des voyants basse pression des pompes ;
- le choix de l’opérateur de simplifier la procédure du constructeur en systématisant l’absence de mise sous pression du système A, y compris lorsque la broche de blocage est en place, et en ne demandant pas aux équipages de vérifier la mise sous pression effective du système B.

Action de sécurité prise par l’exploitant après l’accident

À la suite de l’accident, l’opérateur a mis à jour la procédure « Avant repoussage » en ajoutant la consigne de vérification de la pression dans les systèmes hydraulique. Cette procédure, qui ne distingue toujours pas les cas où la broche de blocage de la direction est utilisée ou non, demande systématiquement de laisser le système A sur OFF. Cela prive l’équipage d’un moyen de secours en cas de défaillance du système B.

2 Ground Operation

Page: 2-32
Date: 19-Jan-2023
Rev: 23

2.15 Start Up Procedures and Callouts

2.15.1 Before Pushback

After hydraulic pressure clearance has been received from ground crew, proceed on BEFORE START PROCEDURE.

Commander	First Officer
	Fuel pumps..... ON
	HYD Pumps..... ON
	System A pumps OFF and System B pumps ON
Trim..... SET	<u>Verify that brake pressure is 2,800 psi minimum</u>
Check each trim for freedom of movement.	
Stabilizer trim..... UNITS	
Set the trim for takeoff.	
Verify that the trim is in the green band.	
Aileron trim..... 0	
UNITS	
Rudder trim..... 0	
UNITS	
„BEFORE START CHECKLIST TO THE LINE“	Read the Before start checklist down to the line. „BEFORE START CHECKLIST COMPLETED TO THE LINE“

Figure 9 : extraits de la mise à jour des procédures SOP (Source : BlueBird Nordic)

Enseignements de sécurité

Le repoussage peut se révéler être une opération délicate car il implique le déplacement de l’avion dans un environnement contraint. Les risques de collision et de blessure des agents au sol sont importants, notamment lors de la phase de déconnexion de la barre de tractage si le système de freinage de l’avion n’est pas opérationnel.

L'absence de mise en place d'une cale sur le train avant lors des opérations de repoussage a pu contribuer aux événements suivants :

- [Incident grave survenu à l'Airbus A330 immatriculé B-HLT exploité par Hong Kong Dragon Airlines le 24 janvier 2020 à Hong Kong](#) ;-
- [Accident survenu au Boeing 777 immatriculé C-FNNQ exploité par Air Canada le 24 juillet 2019 à Paris - Charles de Gaulle \(95\)](#).

L'utilisation d'une cale positionnée devant le train avant, après le repoussage, peut constituer une barrière de sécurité supplémentaire.

Les enquêtes du BEA ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement à la détermination de fautes ou responsabilités.