

## Feu du moteur n° 2 lors de la montée initiale, demi-tour, atterrissage et évacuation d'urgence

<b>Aéronef</b>	Avion ATR 72- 212A immatriculé F-OIQN
<b>Date et heure</b>	12 janvier 2013 vers 03 h 30 <sup>(1)</sup>
<b>Exploitant</b>	Air Tahiti
<b>Lieu</b>	Aérodrome de Tahiti Faa'a (Polynésie Française)
<b>Nature du vol</b>	Transport public
<b>Personnes à bord</b>	Commandant de bord (PF), copilote (PNF), 2 PNC, 53 passagers
<b>Conséquences et dommages</b>	Moteur n° 2 endommagé
<i>Note : les éléments suivants sont issus de données enregistrées dans le FDR et le CVR, des témoignages de l'équipage et des pompiers ainsi que des vidéos de l'incident.</i>	

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC).

### 1 - DÉROULEMENT DU VOL

L'équipage effectue un vol entre l'aérodrome de Tahiti Faa'a et l'aérodrome de Raiatea (Polynésie Française).

Lors du roulement au décollage après la mise en puissance des moteurs, les valeurs des températures inter turbine (ITT) et des débits de carburant (FF) des deux moteurs comportent des écarts. Le copilote ne le remarque pas et annonce « *puissance décollage vérifiée* » vers 45 kt. L'ITT du moteur n° 2<sup>(2)</sup> dépasse alors 765 °C<sup>(3)</sup> tandis que le torque du moteur n° 2 augmente puis fluctue. Deux secondes après l'annonce « 70 kt » du copilote, l'ITT du moteur n° 2 dépasse 800 °C pendant trois secondes, générant théoriquement l'allumage du voyant ambre de l'indicateur ITT (cf. figure 1) pendant cette période.

L'équipage ne détecte pas ces anomalies et poursuit le décollage.

A une altitude de 500 ft, l'alarme ENG OIL<sup>(4)</sup> apparaît. Le commandant de bord (CdB) annonce « *on poursuit* »<sup>(5)</sup>. Le copilote collationne.

A une altitude de 750 ft, l'alarme ENG FIRE<sup>(6)</sup> apparaît. L'équipage effectue de mémoire la procédure ENG FIRE au décollage sur le moteur n° 2 : il arrête le moteur et tire la poignée coupe-feu. Le copilote déclare une situation de détresse et demande la priorité à l'atterrissage en piste 04. L'équipage débute le demi-tour. Dix secondes plus tard, la poignée coupe-feu restant allumée, l'équipage décharge l'agent d'extinction n° 1. Trente secondes après l'action sur la poignée coupe-feu, celle-ci restant allumée, l'équipage décharge l'agent d'extinction n° 2. La poignée reste allumée.

Le CdB prévient l'équipage de cabine de la présence d'une alarme feu sur le moteur n° 2 et demande la confirmation de la présence de flammes. L'équipage de cabine indique avoir vu des flammes.

<sup>(2)</sup>Moteur droit.

<sup>(3)</sup>Correspondant à la limite de l'arc vert.

<sup>(4)</sup>Alarme sonore répétitive, MASTER WARNING clignotant rouge et voyant rouge ENG OIL au CAP (Crew Alerting Panel).

<sup>(5)</sup>L'altitude d'accélération est de 500 ft.

<sup>(6)</sup>Alarme sonore répétitive, MASTER WARNING clignotant rouge, voyant rouge ENG FIRE 2 au CAP, poignée coupe-feu associée en rouge, indication FUEL SO allumée rouge sur la manette hélice associée.

L'équipage effectue ensuite la check-list ENG FIRE ou grave dommage mécanique en vol et décide qu'il ne fait pas l'item procédure vol sur un moteur ; il calcule cependant les conditions d'atterrissage en N-1.

Le CdB annonce à la radio qu' « *il a une alarme feu moteur qui n'est pas maîtrisée* », indique qu'il s'arrêtera sur la piste et demande l'intervention des pompiers.

Après l'arrêt de l'avion sur la piste, le copilote annonce que le feu n'est pas maîtrisé. L'équipage procède à l'arrêt du moteur n° 1. Les pompiers interviennent sur le moteur n° 2. Après avoir détecté la présence d'un feu, ils demandent à l'équipage de procéder à une évacuation des passagers par le côté gauche.

L'équipage ordonne l'évacuation d'urgence et les passagers évacuent sans incident.

## 2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

### 2.1 Renseignements sur l'aéronef

#### ■ a. Indicateurs ITT

Les indicateurs ITT comportent un arc vert jusqu'à 765 °C puis un arc ambre jusqu'à 800 °C.



Figure 1 : indicateurs ITT

Une ITT supérieure à 800 °C génère :

- l'allumage d'un voyant ambre en bas à droite de cet instrument ;
- une alarme ENGINE OVERTEMP<sup>(7)</sup>, qui est inhibée<sup>(8)</sup> avant le décollage par la sélection du bouton TO INHI et tant que les trains d'atterrissage sont verrouillés bas. Lorsque la condition de déclenchement disparaît pendant la phase d'inhibition, l'alarme n'est pas générée.

Lors de l'incident, l'ITT a dépassé 800 °C alors que les trains étaient verrouillés bas. L'alarme n'a pas été générée parce qu'elle était inhibée pendant le décollage et que la condition de déclenchement avait disparu au moment de la rentrée des trains.

#### ■ b. Système de détection incendie

Chaque moteur est équipé d'un système de détection incendie qui consiste en :

- deux boucles continues de détection (câbles), identiques et montées en parallèle, installées au niveau de la nacelle du moteur ;
- une unité de contrôle de détection incendie (FDCU).

<sup>(7)</sup>Alarme sonore Single Chime, MASTER CAUTION clignotant ambre et voyant ENG au CAP.

<sup>(8)</sup>Cette inhibition peut être levée manuellement par un appui sur le bouton RCL au CAP.

Le principe de détection est basé sur la variation des résistances et des capacités des câbles avec la température.

Le voyant rouge ENG FIRE s'allume au CAP lorsque la température dépasse 258 °C sur les deux boucles ou sur une seule boucle si l'autre est en défaut<sup>(9)</sup>. Le voyant reste allumé tant que la température mesurée dans la nacelle est supérieure à 258 °C ou si un court-circuit se produit sur une des deux boucles.

<sup>(9)</sup>Une boucle de détection est en défaut si elle est en court-circuit ou si elle est en circuit ouvert. Un court-circuit est signalé en temps réel au poste de pilotage, sauf si une condition de feu est présente. Une boucle en circuit ouvert peut toujours détecter l'incendie. Cette condition sera rapportée lors du prochain test pré-vol.

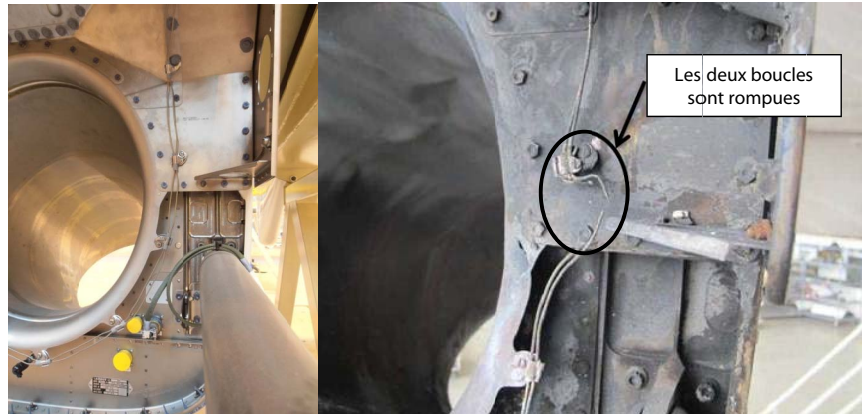


Figure 2 : système de détection incendie d'un avion en production (photo de gauche) et du F-OIQN après l'incident (photo de droite)

## 2.2 Renseignements sur le moteur n°2

Le moteur n° 2 est un moteur PW127F fabriqué par Pratt et Whitney Canada, numéro de série EB0235. Il a été fabriqué en mai 2006, installé en juin 2006 puis sur le F-OIQN le 8 mars 2012 après révision.

Le moteur n° 2 n'avait pas encore subi l'inspection demandée par le Bulletin de Service (BS) n° 21823 (cf. § 2.4 ci-après).

## 2.3 Examens techniques

Les examens techniques réalisés sur le moteur n° 2 ont mis en évidence :

- que les aubes des deux étages de turbine de puissance PT1 et PT2 sont rompues et, de façon plus générale, que les parties tournantes de l'ensemble turbine de puissance sont détruites (arbres et paliers) ;
- qu'au moins une des deux boucles du système de détection incendie est en circuit ouvert.

Une aube d'une turbine de puissance (PT1 ou PT2) a probablement rompu générant un balourd conduisant à des vibrations importantes à l'origine des dommages secondaires dont la rupture du circuit de lubrification qui a entraîné le feu moteur par projection d'huile sur les parties chaudes.

## 2.4 Rupture d'aubes de turbine de puissance

### ■ a. Expérience en service

Des cas de rupture d'aube ont été reportés entre 2002 et 2013 :

- ❑ 15 occurrences mettant en cause une rupture d'aube PT1 ont été rapportées à ATR et 29 à Pratt et Whitney sur tous types de moteur PW100<sup>(10)</sup>;
- ❑ 11 occurrences mettant en cause une rupture d'aube PT2 ont été rapportées à Pratt et Whitney sur les moteurs de type PW127.

Une augmentation des cas de rupture d'aube PT1 s'est produite en 2008. Certaines d'entre elles ont entraîné l'arrêt du moteur en vol ou ont provoqué un début d'incendie. Les cas d'incendie sont survenus dans les phases de décollage ou en montée. L'origine de ces ruptures a été attribuée à une retassure<sup>(11)</sup>, défaut survenant lors de la fabrication des aubes.

Une augmentation des cas de rupture d'aube PT2 s'est produite en 2013. Un cas d'incendie après la rupture d'une aube PT2 a été identifié.

### ■ b. Actions prises par les constructeurs et les autorités de surveillance pour les aubes PT1

En avril 2008, Pratt et Whitney Canada a introduit en production une méthodologie d'inspection à rayons X améliorée.

Le BS n°21823 de septembre 2012 recommande l'inspection, lorsque le moteur est démonté et que l'accès au sous-ensemble concerné est possible, de toutes les aubes fabriquées entre 2005 et avril 2008 en utilisant la nouvelle méthodologie d'inspection à rayons X et le remplacement des aubes comportant un défaut. Une lettre d'information (SIL N° PW100-151) a été diffusée lors de la publication de ce bulletin de service pour informer les opérateurs des cas rapportés en service et de l'importance de cette inspection.

À la suite de la publication du BS n° 21823, Air Tahiti avait décidé d'appliquer l'inspection à l'occasion des opérations d'entretien donnant accès au sous-ensemble concerné.

À la suite de l'incident, Air Tahiti a décidé d'effectuer le remplacement de toutes les aubes PT1 sur tous les moteurs concernés, sans attendre les limites du BS n° 21823.

Le 22 janvier 2013, Transports Canada a émis la consigne de navigabilité n°CF-2013-02, applicable au 31 janvier 2013, qui rend obligatoire le BS n° 21823 (révision 2 ou toute révision ultérieure). L'inspection doit être effectuée lorsque le moteur est démonté ou à défaut dans les 60 mois suivant la date d'entrée en vigueur de la consigne. L'AESA a repris cette consigne le 24 janvier 2013.

Après l'incident du F-OIQN, d'autres bulletins de services concernant les aubes PT1 ont été émis, recommandant le remplacement d'aubes jugées défectueuses.

Une nouvelle méthodologie par un test de résonance a été également mise en place, en production uniquement.

<sup>(10)</sup>Le PW127F est une version du PW100.

<sup>(11)</sup>Défaut constitué par une cavité se formant dans la partie massive d'une pièce métallique coulée et due à la contraction du métal lors de sa solidification.

Finalement, Pratt et Whitney Canada a conçu un nouveau modèle d'aube PT1, installé sur les moteurs en production depuis septembre 2015 et disponible depuis octobre 2015 pour « *le retrofit* » des moteurs en service.

## 2.5 Procédures de l'exploitant

### ■ a. Procédure de décollage

La procédure de décollage de l'exploitant demande la vérification des paramètres des moteurs par le PNF après la mise en puissance. Ce dernier doit annoncer « *ARM puissance décollage vérifiée* », lorsque les conditions suivantes sont réunies :

- le voyant ARM de l'ATPCS est allumé ;
- les valeurs du torque correspondent aux valeurs calculées ;
- les index FDAU indiquent la valeur RTO ;
- les vitesses de rotation des hélices ont atteint 100 % ;
- les paramètres sont « *dans le vert* ».

Il surveille ensuite la vitesse et les instruments des moteurs jusqu'à l'annonce « *soixante-dix nœuds* » puis effectue les annonces « *V1* » et « *rotation* ».

La procédure du constructeur ATR est légèrement différente et demande la vérification spécifique de l'ITT, en plus des autres paramètres mentionnés ci-dessus.

Les équipages ne sont pas particulièrement sensibilisés à surveiller les écarts entre les moteurs gauche et droit, ni par la procédure ci-dessus, ni au cours de leur formation. Compte tenu du nombre de vérifications à effectuer lors du circuit visuel du copilote, il peut être difficile de surveiller ces écarts.

### ■ b. Procédure ENG FIRE

La procédure ENG FIRE de la compagnie demande d'effectuer les actions suivantes, de mémoire : arrêter le moteur, tirer la poignée coupe-feu puis, si la condition persiste, décharger les deux agents d'extinction du moteur 10 secondes et 30 secondes après la survenue de l'alarme. La procédure demande « *d'atterrir dès que possible* » et d'appliquer la procédure « *vol sur un moteur* ».

En commentaires, il est précisé que « *la poignée coupe-feu reste allumée aussi longtemps que le feu persiste* ».

La procédure du constructeur ATR est similaire. Dans le FCOM<sup>(12)</sup>, en commentaires, il est aussi précisé que « *fire handle remains illuminated as long as a fire is detected* ».

Il n'est pas fait mention des actions à effectuer en cas de persistance de l'indication de feu.

ATR a indiqué aux enquêteurs qu'il est attendu des équipages qu'ils évaluent la situation avant de prendre une décision, par exemple en demandant au personnel de cabine de confirmer visuellement la persistance d'un feu.

Il n'est pas précisé de méthode de confirmation visuelle de la persistance du feu.

<sup>(12)</sup>Flight Crew Operating Manual.

## 2.6 Persistance du feu

L'analyse des vidéos-amateur de l'incident n'a pas permis de déterminer si le moteur était toujours en feu lors de l'approche et de l'atterrissage. Lors de l'intervention des pompiers, immédiatement après l'arrêt de l'avion, un feu est nettement visible sur le moteur n° 2.



Figure 3 : feu sur le moteur n° 2 lors de l'intervention des pompiers

## 2.7 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques étaient les suivantes :

- vent du 360° pour 6 kt ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- FEW à 2 000 ft ;
- SCT à 30 000 ft ;
- température 29 °C ;
- température du point de rosée 22 °C ;
- QNH 1010 hPa.

## 3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

### 3.1 Rupture des aubes

Les endommagements sur le moteur n° 2 résultent très probablement de la rupture d'une aube survenue lors du roulement au décollage, sans qu'il n'ait pu être déterminé s'il s'agissait d'une aube PT1 ou PT2.

Des cas de ruptures d'aube PT1 ont été attribués à un défaut de production. Des inspections et des remplacements d'aubes défectueuses ont à plusieurs reprises été mis en place par le constructeur et certaines ont été imposées par les autorités de surveillance. En effet, le risque de feu moteur non maîtrisé est critique dans le cas d'une exploitation dans des conditions ne permettant pas un atterrissage dans de très brefs délais en cas d'urgence.

Les aubes installées sur le F-OIQN n'avaient pas encore subi ces inspections car elles n'avaient pas encore atteint les limites définies dans le service bulletin.

L'expérience en service a montré que le nombre de cas rapportés depuis la mise en place de ces inspections a considérablement diminué.

### 3.2 Surveillance des paramètres

La procédure de décollage de l'exploitant prévoit que le copilote vérifie les paramètres des moteurs avant l'annonce « *puissance décollage vérifiée* » puis qu'il surveille la vitesse et les instruments moteurs. Dans les secondes qui ont suivi la mise en puissance, les écarts d'ITT et de débit de carburant étaient des indices montrant qu'il y avait une anomalie. L'augmentation d'ITT du moteur n° 2 au-delà de 765 °C, la fluctuation du torque après l'annonce « *puissance décollage vérifiée* » par le copilote, ainsi que l'allumage du voyant ambre de l'indicateur ITT pendant trois secondes confirmaient cette anomalie mais l'équipage ne les a pas détectées et a poursuivi le décollage.

Compte tenu du nombre de vérifications à effectuer lors du circuit visuel du copilote, il peut être difficile de détecter ces anomalies. L'allumage du voyant ambre de l'indicateur ITT pouvait permettre une détection plus facile mais la brièveté de cette alarme a contribué à la non détection de cette défaillance avant V1.

En l'absence de l'item de vérification de l'ITT dans la procédure de décollage de l'exploitant, l'attention de l'équipage n'était pas spécifiquement portée vers la surveillance de ce paramètre.

Depuis l'incident, Air Tahiti a modifié la procédure de décollage en intégrant cet item.

### 3.3 Conclusion

Une aube PT1 ou PT2 du moteur n° 2 a probablement rompu lors du roulement au décollage entraînant des variations anormales des paramètres du moteur puis un incendie lors de la montée initiale. L'incendie résulte de la rupture du circuit de lubrification engendrée par des vibrations importantes consécutives à la rupture de l'aube.

L'enquête n'a pas permis de déterminer la cause de cette rupture. Cependant, l'expérience en service montre que des ruptures d'aubes PT1 sont consécutives à un défaut de production que les procédures de contrôle peinaient à détecter et éliminer tant lors de la production que lors des opérations de maintenance. L'expérience en service indique qu'un feu consécutif à une telle rupture est exclusivement survenu en situation de décollage ou d'atterrissage.

Les indications des instruments des moteurs lors du décollage auraient pu alerter l'équipage sur la présence d'une anomalie avant V1.