



No. N°	AV-2004-05	1/3
Date	2004-12-01	

## ***SERVICE DIFFICULTY ADVISORY***

This Service Difficulty Advisory brings to your attention a potential problem identified by the Service Difficulty Reporting Program. It is a non-mandatory notification and does not preclude issuance of an airworthiness directive.

### **PRATT & WHITNEY CANADA JT8D-17 Series Engine Compressor Failures**

Shortly after departure and climbing through 3,300 feet AGL, the crew of a commercial air carrier reported a loud bang that sounded much like an engine compressor stall. Cockpit indications revealed rapidly declining N1 (low-pressure compressor) and N2 (high-pressure compressor) readings on the number 1 engine gauges. The exhaust gas temperature (EGT) had exceeded the highest temperature on the gauge, and the cockpit crew immediately shut down the faulty engine. The crew declared an emergency, landed uneventfully, then taxied back to the departure gate.

Investigation carried out by the Transportation Safety Board of Canada (TSB) revealed that all engine indications were normal at start-up, taxi, take-off, and climb phases until the sudden loud bang occurred. Company maintenance personnel found evidence of extremely high temperatures in the turbine sections. Turbine nozzle guide vanes were intact but revealed heat distress on the trailing edge. The high-pressure turbine (HPT) blades had melted from about 30 degrees of the span and outboard. All three stages of the low-pressure turbine (LPT) had melted at various lengths, and solidified pools of metal had formed on the inside of the exhaust nozzle outlet. Noticeable damage to the 3<sup>rd</sup> stage compressor disk was also discovered, however, there was no evidence of foreign object ingestion.

Prior to departure on the previous day, a review of company maintenance documents revealed that the #1 engine compressor surging had occurred during start-up and acceleration from idle. During taxi back to the ramp for maintenance attention, at least five more surging events occurred. Maintenance personnel then followed the engine manual instructions and replaced the pressure ratio bleed control valve and the start bleed control valve. Inspection of the compressor section was not carried out, nor was it required according to the engine maintenance trouble-shooting instructions. A subsequent low power engine run-up led maintenance personnel to believe that the "compressor surging" problem was solved.

## ***AVIS DE DIFFICULTÉS EN SERVICE***

Cet avis de difficultés en service a pour but d'attirer votre attention sur un problème possible qui a été révélé par le Programme de rapports de difficultés en service. Il est une notification facultative et n'exclut pas nécessairement la publication d'une consigne de navigabilité.

### **PRATT & WHITNEY CANADA Défaillances de compresseur du moteur JT8D-17**

Peu après le décollage, et alors que l'avion passait 3 300 pieds AGL en montée, l'équipage d'un transporteur aérien commercial a signalé avoir entendu un violent bruit ressemblant fortement à un décrochage du compresseur d'un moteur. Les indications données par les instruments du poste de pilotage ont révélé une diminution rapide des lectures de N1 (compresseur basse pression) et N2 (compresseur haute pression) du moteur numéro 1. La température des gaz d'échappement (EGT) avait dépassé la température la plus élevée indiquée sur l'instrument, et l'équipage a immédiatement coupé le moteur défaillant. Par la suite, l'équipage a déclaré une situation d'urgence et s'est posé sans autre incident avant de revenir à la porte d'embarquement.

L'enquête effectuée par le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a révélé que toutes les indications du moteur avaient été normales pendant les phases de démarrage, de roulage, de décollage et de montée jusqu'à ce que le violent bruit retentisse. Le personnel de maintenance de l'entreprise a découvert des indices de températures extrêmement élevées dans les sections de la turbine. Les aubes directrices de l'entrée de la turbine étaient intactes mais présentaient des dommages importants causés par la chaleur au niveau de leur bord de fuite. Les aubes mobiles de la turbine haute pression (HPT) avaient fondu à partir d'un point situé à quelque 30 degrés de leur envergure en allant vers l'extérieur. Les trois étages de la turbine basse pression (LPT) avaient tous fondu à différentes longueurs, et des accumulations de métal solidifié s'étaient formées à l'intérieur de la sortie de la tuyère d'échappement. Des dommages notables ont également été découverts sur le disque du compresseur du troisième étage, mais rien n'indiquait qu'il y avait eu ingestion de corps étrangers.

Un examen des documents de maintenance de l'entreprise a permis de découvrir que, la veille avant le départ, il y avait eu pompage du compresseur du moteur numéro 1 au moment du démarrage et de l'accélération à partir du ralenti. Pendant le retour à l'aire de stationnement en prévision d'une intervention de maintenance, il y avait eu au moins cinq autres pompages du compresseur. Le personnel de maintenance avait alors suivi les instructions figurant dans le manuel du moteur et avait remplacé le régulateur de prélèvement en fonction du rapport de pression et le régulateur de prélèvement au démarrage. Il n'y avait pas eu d'inspection du compresseur, ce qui ne contrevient pas aux instructions de dépannage du moteur. Un point fixe à bas régime effectué par la suite a amené le personnel de maintenance à croire que le problème de « pompage du compresseur » avait été résolu.

The aircraft then returned to service and operated for three hours before the subject in-flight failure occurred. Prior to flight on the day of the failure, engine performance data was reviewed and it was noted that EGT had increased by 20°C and N2 had increased by 2.5%. This type of deterioration in engine performance parameters is a dependable indicator of progressive gas-flow inefficiencies, compressor turbine damage, and incipient engine failure.

TSB engineering analysis of the damaged engine components revealed that the majority of the compressor blade roots exhibited fatigue fractures consistent with reverse bending. Reverse bending of the compressor blades is a reliable indication of compressor "stall". Compressor stalls can cause reverse bending of the compressor blades, causing fatigue fractures, resulting in engine failures such as seen in this particular event.

Although not required by the engine manufacturer's troubleshooting guidelines, it is most likely that a maintenance high-powered engine ground run-up and engine performance analysis, followed by a compressor borescope inspection, would have discovered the previously damaged blades.

Transport Canada Civil Aviation (TCCA) strongly advises maintainers, operators and other responsible persons that compressor surging should be given the same attention as compressor stalls. Surges should be considered minor stalls and should not be underestimated in the damage that can occur. It is evident that compressor surges and stalls can induce latent fatigue fractures culminating in engine failures.

In the absence of the manufacturer's maintenance instructions directed specifically towards monitoring the effects of compressor surges, operators are advised to apply these instructions provided for monitoring the effects of compressor stalls.

Any defects or further occurrences should be reported by sending a Service Difficulty Report to Transport Canada, Continuing Airworthiness, Ottawa.

For further information, contact a Transport Canada Centre, or Mr. Barry Caldwell, Continuing Airworthiness, Ottawa, telephone (613) 952-4358, facsimile (613) 996-9178 or e-mail [caldweb@tc.gc.ca](mailto:caldweb@tc.gc.ca).

For Director, Aircraft Certification

L'avion a ensuite été remis en service et utilisé pendant trois heures avant que ne survienne la défaillance en vol dont il est question ici. Avant le vol effectué le jour de la défaillance, les données sur le rendement du moteur avaient été examinées, ce qui avait permis de constater une augmentation de 20 °C de l'EGT et de 2,5 % de N2. Ce genre de dégradation des paramètres de rendement d'un moteur est un indicateur fiable d'une perte progressive d'efficacité de l'écoulement gazeux, de dommages à la turbine du compresseur et d'un début de défaillance du moteur.

L'analyse technique des composants de moteur endommagés effectuée par le BST a révélé que la majorité des talons d'aube du compresseur présentaient des fractures en fatigue compatibles avec une flexion inversée. Une telle flexion des aubes du compresseur est une indication fiable d'un « décrochage » du compresseur. Les décrochages de compresseur peuvent entraîner une flexion inversée des aubes du compresseur provoquant des fractures en fatigue et se traduisant par des défaillances de moteur comme celle dont il est question ici.

Bien que les conseils de dépannage du motoriste ne l'exigent pas, il est fort probable qu'un point fixe à puissance élevée après maintenance et une analyse de rendement du moteur, le tout suivi d'une inspection endoscopique du compresseur, auraient permis de découvrir les aubes déjà endommagées.

Transports Canada Aviation civile (TCAC) tient à bien faire savoir aux personnes chargées de la maintenance ou de l'exploitation, ou encore à celles qui ont des responsabilités en la matière, que le pompage d'un compresseur devrait être traité de la même façon qu'un décrochage de compresseur. Les pompages devraient être considérés comme de petits décrochages et ne devraient pas être sous-estimés quant aux dommages qui pourraient survenir. Il est évident que des pompages et des décrochages de compresseur peuvent être à l'origine de fractures en fatigue latentes qui vont finir par provoquer une défaillance du moteur.

En l'absence d'instructions de maintenance du motoriste portant spécifiquement sur la surveillance des effets des pompages de compresseur, il est demandé aux exploitants d'appliquer les instructions fournies ici pour surveiller les effets des décrochages de compresseur.

Toute nouvelle défectuosité ou tout nouvel incident de cette nature devraient être signalés en envoyant un rapport de difficultés en service à Transports Canada, Maintien de la navigabilité aérienne, à Ottawa.

Pour de plus amples renseignements, communiquer avec un Centre de Transports Canada ou avec M. Barry Caldwell, Maintien de la navigabilité aérienne, à Ottawa, téléphone 613 952-4358, télécopieur 613 996-9178 ou courrier électronique [caldweb@tc.gc.ca](mailto:caldweb@tc.gc.ca).

Pour le Directeur, Certification des aéronefs

B. Goyaniuk  
Chief, Continuing Airworthiness  
Chef, Maintien de la navigabilité aérienne

Note: For the electronic version of this document, please consult the following Web address:

Nota : La version électronique de ce document se trouve à l'adresse Web suivante :

[www.tc.gc.ca/CivilAviation/certification/menu.htm](http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/certification/menu.htm)