



DGAC – BOLIVIA

DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
INVESTIGACIÓN Y PREVENCIÓN DE ACCIDENTES – AIG

Aeropuerto Internacional "Viru Viru" – Tel. 591-3-3852400 int. 205 – Telfax 591-3-3852057 – E-mail dgacaig@cotas.com.bo - Santa Cruz Bolivia

INFORME FINAL

ACCIDENTE DE AERONAVE

FORMATO OACI – ANEXO 13

N° ACC-018-01
CITE VVI-AIG-000-03

N° DE PÁGINAS:11

OPERADOR:	AMASZONAS COMPAÑÍA DE TRANSPORTE AEREO
PROPIETARIO:	CESSNA FINANCE CORPORATION
FABRICANTE / MODELO:	CESSNA C-208B
MARCA DE NACIONALIDAD:	CP-2395
LUGAR DEL ACCIDENTE:	VIACHA-LA PAZ, BOLIVIA
FECHA DEL ACCIDENTE:	10 DE JULIO DE 2001
HORA DEL ACCIDENTE:	16:46 LOCAL

SINOPSIS.

En fecha 10 de julio de 2001, la aeronave Cessna Caravan C-208, matrícula CP-2395 de la empresa Amazonas Compañía de Transporte Aéreo se accidentó al realizar un aterrizaje de emergencia en terreno no preparado debido a una falla en el motor poco después de despegar del Aeropuerto Internacional "El Alto" de la ciudad de La Paz con destino a la localidad de Rurrenabaque en el Beni. Ambos miembros de la tripulación, así como dos pasajeros sufrieron lesiones graves, el resto de los pasajeros sufrieron lesiones leves. La aeronave quedó destruida.

La oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de la Dirección General de Aeronáutica Civil, determinó que la causa probable del accidente fue la falla del motor debido a la fractura y separación de todos los alabes del compresor de la turbina debido a causas indeterminados.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. RESEÑA DEL VUELO

En fecha 10 de julio de 2001, la aeronave Cessna Caravan, matrícula CP-2395 despegó del Aeropuerto Internacional "El Alto" a hrs. 16:37 (hora local) con destino a la localidad de Rurrenabaque, con 11 pasajeros y 820 libras de combustible. El rodaje y despegue se efectuaron con normalidad. Al alcanzar los 14.500 pies aproximadamente, el motor se detuvo y la tripulación preparó la aeronave para ejecutar un aterrizaje forzoso. A consecuencia del aterrizaje de emergencia la aeronave quedó destruida.

1.2. LESIONES A PERSONAS

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	-	-	-
Graves	2	2	-
Leves / Ninguna	-	9	-

1.3. DAÑOS SUFRIDOS A LA AERONAVE

1.3.1. FUSELAJE

El motor, como producto del impacto, se desplazó hasta el área de la cabina. Solamente la parte del fuselaje correspondiente a la cabina de pasajeros sufrió daños menores. El empenaje se encontró desplazado hacia abajo debido a la fuerza del impacto en el estabilizador vertical.

1.3.2. CONTROLES DE VUELO Y SUPERFICIES AERODINÁMICAS

Todas las superficies aerodinámicas y de control se encontraron en el lugar del accidente. El ala izquierda se hallaba desplazada hacia delante en un ángulo aproximado de 45° pero unida al fuselaje por la raíz. El estabilizador vertical y el timón de dirección presentan daños severos por impacto; los elevadores solamente daños menores. Se estableció la continuidad de todos los controles de vuelo.

1.3.3. MOTOR Y HÉLICES

Durante la inspección preliminar del motor en el lugar del accidente se pudo evidenciar el daño en todas los álabes de la turbina. El motor fue enviado a la fábrica donde fue sometido a una inspección exhaustiva. En el apéndice B, se

incluyen las conclusiones del informe sobre los daños del motor proporcionado por el fabricante.

1.3.4. CABINA DE PILOTAJE / ASIENTOS

Todos los asientos fueron hallados en su lugar. Todos los pasajeros utilizaron sus cinturones de seguridad, sin embargo no todos los pasajeros utilizaron los arneses de hombro correctamente. La cabina de pilotaje se destruyó debido al desplazamiento del motor. De acuerdo a las declaraciones de algunos pasajeros, la tripulación no informó a los pasajeros sobre la forma correcta de utilización de los cinturones de seguridad.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

1.5.1. PILOTO LA MANDO

Edad	25 años
Sexo	Masculino
Licencias	TLA
Habilitaciones	Mono y multimotores terrestres hasta 5.700 PILC208, IFR
Certificado Médico	Vigente hasta 31/07/2001
Horas de vuelo:	
Total	Aprox. 2.428
Últimos 90 días/Tipo	304 hrs./C-208
Últimos 60 días/Tipo	184 hrs./C-208
Últimos 30 días/Tipo	96 hrs./C-208

1.5.2. COPILOTO

Edad	49 años
Sexo	Masculino
Licencias	TLA
Habilitaciones	Mono y multimotores terrestres. COP, DC6, PIL DC3, PIL CW20, PIL SW3, PIL SW4, PIL CW44, PIL M404, PIL BA46, PIL BE90, PIL CV34, PIL B727, IFR.
Certificado Médico	Vigente hasta 09/12/2001
Horas de vuelo:	
Total	Aprox 18.340
Últimos 90 días	18 hrs./B-727 C-208
Últimos 60 días	18 hrs./B-727 C-208
Últimos 30 días	6 hrs./C-208

1.6. INFORMACIÓN DE LA AERONAVE

La aeronave se encontraba operando para la empresa Amazonas con base en la ciudad de La Paz desde diciembre del 2000. La aeronave se encuentra a nombre de la Cessna Finance Corporation con base en Wichita Kansas, USA. La documentación de la aeronave indica un promedio diario de utilización de la aeronave de 4.46 hrs.

De acuerdo a la guía de despacho, el peso y centro de gravedad de la aeronave se encontraban dentro los límites. Sin embargo, la tabla de ajuste de torque para el despegue se limita a 12.000 ft.

El motor, tipo PT6A-114, tenía 1115.6 horas antes del accidente.

1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

Las condiciones en el aeropuerto de El Alto eran visuales, con cielos despejados y viento del noroeste a 18 nudos. El accidente ocurrió aproximadamente a 12 millas al sudoeste de El Alto bajo condiciones meteorológicas similares.

1.8. AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

N/A

1.9. COMUNICACIONES

La tripulación mantuvo contacto con el control de tráfico aéreo de La Paz donde reportó la emergencia y proporcionó datos sobre su ubicación e intenciones de ejecutar un aterrizaje de emergencia.

1.10. INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO

N/A

1.11. REGISTRADORES DE VUELO

N/A

1.12. INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

La aeronave se hallaba apoyada sobre el techo y en una sola pieza excepto por las hélices, el tren delantero y algunos componentes del motor que se encontraban muy cerca. El empenaje, alas, motor, y la cabina de pilotaje sufrieron daños de acuerdo al detalle del punto 1.3.

1.13. INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA

El piloto se fracturó la pierna derecha, costillas y sufrió laceraciones en la cabeza. El copiloto sufrió la fractura del brazo y una pierna. Dos pasajeros sufrieron lesiones graves. El resto de los pasajeros sufrieron lesiones leves.

1.14. INCENDIO

No se evidenció ninguna señal de incendio

1.15. SUPERVIVENCIA

De acuerdo a las declaraciones de algunos pasajeros, estos salieron de la aeronave a través de una de las ventanas que se habría roto o salido durante el accidente. Algunos pasajeros manifestaron haber tenido problemas para desasegurar los cinturones de seguridad después del accidente. El piloto quedó atrapado en su estación y fue sacado con la ayuda de los pasajeros.

1.16. ENSAYOS E INVESTIGACIONES

N/A

1.17. INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN

N/A

1.18. INFORMACIÓN ADICIONAL

En el apéndice A, se incluyen fotos del accidente
En el apéndice B, se incluyen las conclusiones del informe sobre los daños del motor proporcionado por el fabricante del mismo.

2. ANÁLISIS

2.1. Inspección del motor en el laboratorio.

De acuerdo con los resultados de la inspección realizada al motor en las instalaciones del fabricante, el álabe del compresor de la turbina que se fracturó en primera instancia y dio lugar al daño en el resto de los álabes, no presenta evidencias de fatiga o alguna anomalía metalúrgica. El informe del fabricante señala que para que se produzca una fractura de esta naturaleza, existen solamente dos posibilidades, sobretemperatura o *fluencia**. Ambas posibilidades se encuentran relacionadas con la temperatura de operación del motor ya que la *fluencia** se desarrolla en función del tiempo, tensión y temperatura. Sin embargo, el daño producido por el calor ha eliminado la oportunidad de confirmar a través de análisis metalúrgico la posibilidad de *fluencia**.

(Fluencia: Deformación lenta que experimenta con el tiempo un sólido sometido a una carga aplicada constante.)

2.2 Operación del motor en altura.

El ajuste de Torque para el despegue contenido en el Manual de la Aeronave, se encuentra limitado a 12.000 ft. La elevación del aeropuerto de El Alto es de 13.313 pies sobre el nivel del mar. De acuerdo al informe del fabricante del motor, la utilización de las tablas de 12.000 pies a 13.313 pies, puede haber provocado la operación del motor con 4% más de la potencia recomendada causando una temperatura interna de la turbina (ITT) de 18° más caliente que la temperatura publicada y un incremento de 400 RPM's en la velocidad del Ng.

NOTA.- En el apéndice B del presente informe se encuentra una copia del análisis y conclusiones del fabricante del motor sobre la inspección del motor y sus componentes.

3. CONCLUSIONES

3.1. CAUSA PROBABLE

La oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de la Dirección General de Aeronáutica Civil, determinó que la causa probable del accidente fue la falla del motor debido a la fractura y separación de todos los álabes del compresor de la turbina debido a factores indeterminados.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Como resultado de la investigación de este accidente, la Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación – AIG, recomienda la aplicación de los siguientes puntos:

4.1 RECOMENDACIÓN 1 (ACC-018-01)

instalación de un "Engine limit exceedance monitor" a las aeronaves tipo Caravan que operen en el aeropuerto de "El Alto".

4.2 RECOMENDACIÓN 2 (ACC-018-01)

Certificación del fabricante para el ajuste de torque en el despegue para la elevación del aeródromo de La Paz y otros por encima de 12.000 pies.

4.3 RECOMENDACIÓN 3 (ACC-018-01)

Utilización de "Ground Power Unit" para todas las operaciones de encendido en aeródromos de altura para el tipo de aeronave.

Por la Oficina de AIG:

ORIGINAL FIRMADO POR:

.....
Cap. JAVIER PUENTE CRESPO
INVESTIGADOR DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE AVIACIÓN

Santa Cruz, 2 de abril de 2003.

JPC.
cc.File

APÉNDICE – A



APÉNDICE - B

Amazonas Compania de Transporte Aereo
Cessna 208B Caravan Reg. CP-2395
La Paz, Bolivia, 10 July 2001
PT6A-114A Engine
S/N PC0796

Report No. TL-1709

Written By: Jean-François Houle..... *JFH*

Investigator
Service Investigation Department

Approved By: R. Ortuso..... *R. Ortuso*

Manager
Service Investigation Department

Date: 12 OCTOBER 2001

Distribution: S.A. Claros (DGAC), C.M. Horgan (NTSB), A. Hall (Cessna)
I. Matthews, I. McCormick, G. Neufeld, J-F Houle, File 01-073



Accident/Incident Report

Amazonas Compania de Transporte Aereo
Cessna 208B Caravan Reg. CP-2395
La Paz, Bolivia. 10 July 2001
PT6A-114A Engine
S/N PC0796

TABLE OF CONTENTS

Page No.

I	ANALYSIS	1.
	1.0 ACCIDENT SYNOPSIS	1.
	2.0 SUMMARY OF FINDINGS	1.
	3.0 DISCUSSION	2.
	4.0 CONCLUSIONS	2.
	5.0 RECOMMENDATIONS	2.
II	FACTUAL INFORMATION	3.
	1.0 INVESTIGATION PARTICIPANTS	3.
	2.0 ENGINE HISTORY	3.
	3.0 ENGINE EXAMINATION	3.
	4.0 PHOTO INDEX	11.
	5.0 REFERENCE LISTING	13.



1 ANALYSIS

1.0 ACCIDENT SYNOPSIS

On July 10 2001, Cessna 208B Caravan Reg. CP-2395, operated by Amazonas Compañia de Transporte Aereo, crashed shortly after take-off at La Paz, Bolivia. The flight crew of 2, and 2 of the 11 passengers were injured. The aircraft sustained major damage.

2.0 SUMMARY OF FINDINGS

The compressor turbine disk face, No. 2 bearing air seal and compressor spacers/blades showed rubbing indicative of a compressor imbalance typical of a compressor turbine fracture. All of the compressor turbine blades were found fractured at various heights from tensile overload. Most of the blades were fractured approximately 0.3 inches from the tip. One blade had fractured 0.3 inch from the platform. All of the blades showed severe heat distress with rounded feathering tip trailing edges associated with delamination of the coating from the base material near the fracture surfaces. The compressor turbine shroud showed one dent covered with re-solidified molten material from the compressor turbine blade, which suggests that one blade fractured prior to the severe overtemperature.

The accessory investigation showed no major discrepancies.

3.0 DISCUSSION

The primary fractured compressor turbine blade fracture surface showed no evidence of fatigue or metallurgical anomalies. Since one blade initially fractured and the upstream components showed no distress or missing material, an impact on the compressor blade is unlikely. Therefore, for a turbine blade to fracture in a tensile overload mode two possibilities remains, over temperature or creep. Both possibilities involve the engine operating temperature, as creep is function of time, load (centrifugal force) and temperature. However, the severe secondary overtemperature had completely solutioned the gamma prime (γ'), thus erasing the ability to confirm metallurgically the presence of creep.

It was reported that the engine starting temperature before the last flight was 950°C and that in La Paz airport it was common for the ITT to reach 900°C for a few seconds (2 or 3) on all of the starts except the first one in the morning. Furthermore, it was noticed that the pilot operating handbook (POH) torque power setting curve for take-off (T/O) was limited at 12,000 ft. For La Paz airport located at 13,310 ft altitude, there is no power setting chart. Therefore, it is most likely that the operator was setting the engine torque as per the 12,000 ft curve provided in the POH. In this case, the engine would have been operating 4% higher in power than recommended resulting in 18°C hotter in ITT and 400 RPM faster in Ng speed.

The total margin for a new engine has been reduced from 28°C to 10°C ITT. Running the engine at higher temperature would accelerate the blade deterioration. Also, at such high altitude, with 4% increased take off power setting and without the vigilance of the pilot, the blade could be subjected to higher than normal temperatures during transient in acceleration.

4.0 CONCLUSIONS

The engine lost the ability to produce useful power due to the fracture and separation of all of the compressor turbine blades. The event was initiated by the fracture of one blade near the root platform due to tensile overload. The loss of the single blade caused the compressor rotor to decelerate. The loss of rotational speed was then compensated by the addition of more fuel by the automatic fuel control unit. This then caused a significant over-temperature condition resulting in the fracture of all of the remaining blades. All other damage was secondary.

The initiating cause of the compressor turbine blade fracture could not be determined with certainty. However, the high operating temperature caused by the 12,000 ft take-off power setting at the 13,310 ft La Paz airport, may have contributed to an accelerated deterioration of the blade and to the subsequent fracture.

5.0 Recommendations

P&WC recommend that Cessna add the 13,000 and 14,000 ft altitude torque setting curves to the POH take-off power setting.

Caravans that would operate out of La Paz should be equipped with an engine limit exceedance monitor.