



# INFORME FINAL

*EXPEDIENTE 041/2009*

## **ACCIDENTE AÉREO**

**AERONAVE MARCA: CESSNA, MODELO: 208B**

**MATRÍCULA: YV1183, VUELO N° 201**

**EXPLOTADOR: LINEA TURISTICA AEREOTUY, LTA C.A.**

**4 MILLAS NAUTICAS AL NORTE DE LA ISLA TORTUGUILLO  
ESTE, DEPENDENCIAS FEDERALES.**

**REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA**

**26 DE AGOSTO 2009, 12:44 UTC**

## ACLARATORIA

El presente informe es un documento técnico que refleja las conclusiones de la **JUNTA INVESTIGADORA DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN DEL MINISTERIO DEL PODER POPULAR PARA TRANSPORTE Y COMUNICACIONES**, con relación a las circunstancias en que se produjo el suceso, objeto de la presente investigación, con sus causas y sus consecuencias.

El Anexo 13, derivado del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago/44), ratificado por la Ley aprobatoria del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, publicado en Gaceta Oficial de la República de Venezuela N° 1976 de fecha 22 de febrero de 1977, indica en el Capítulo 3, Generalidades, 3.1 Objetivo de la Investigación, “El único objetivo de la investigación de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes e incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar la culpa o la responsabilidad.”

De acuerdo con lo establecido en el art. 97 de la Ley de Aeronáutica Civil, publicada en Gaceta Oficial N° 39.140 de fecha 17 de marzo de 2009, el objeto de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación es determinar las causas y factores que contribuyeron al suceso, para implementar las acciones correctivas que impidan su repetición; sin perjuicio de las responsabilidades civiles, penales y administrativas a que hubiere lugar, establecidas de conformidad con el ordenamiento jurídico.

El presente informe consta de cuatro partes:

1. **INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.**
2. **ANÁLISIS.**
3. **CONCLUSIONES.**
4. **RECOMENDACIONES.**

## INDICE

### ABREVIATURAS

v

### SINOPSIS

1

#### 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

2

##### 1.1. RESEÑA DEL VUELO

2

##### 1.1.1. Antecedentes del vuelo

2

##### 1.1.2. Preparación del vuelo

2

##### 1.1.3. El suceso

2

##### 1.2. LESIONES A PERSONAS

3

##### 1.3. DAÑOS A LA AERONAVE

3

##### 1.4. OTROS DAÑOS

4

##### 1.5. INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

4

##### 1.5.1. Piloto al Mando

4

##### 1.5.2. Copiloto

4

##### 1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

5

##### 1.6.1. Aeronave

5

##### 1.6.2. Certificado de Aeronavegabilidad

5

##### 1.6.3. Motor

6

##### 1.6.4. Hélice

7

##### 1.6.5. Peso y Balance

7

##### 1.6.6. Tipo de combustible utilizado

7

##### 1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

7

##### 1.8. AYUDAS A LA NAVEGACIÓN

9

##### 1.9. COMUNICACIONES

9

##### 1.10. INFORMACIÓN SOBRE EL LUGAR DEL SUCESO

9

##### 1.11. REGISTRADORES DE VUELO

9

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

9

##### 1.13. INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA

10

##### 1.14. INCENDIO

10

##### 1.15. SUPERVIVENCIA

10

##### 1.16. ENSAYOS E INVESTIGACIONES

10

##### 1.16.1. Trayectoria Seguida por la Aeronave

10

##### 1.16.2. Análisis del sistema motopropulsor

11

##### 1.17. DECLARACIÓN DE LOS TESTIGOS

13

##### 1.18. INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN

13

##### 1.19. TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES Y EFICACES

13

#### 2. ANÁLISIS

13

##### 2.1. EL ACCIDENTE

13

##### 2.2. FACTORES HUMANOS

15

<b>3. CONCLUSIONES</b>	15
3.1. Factor Causal	15
<b>4. RECOMENDACIONES</b>	16

## INDICE DE FIGURAS

Fig. 1 Foto de la Aeronave a orillas de la playa en cayo Herradura luego del accidente.	3
Fig. 2 Sección transversal y flujo de aire del motor PT6	7
Fig. 3 Información meteorológica de la región para el momento del accidente.	8
Fig. 4. Trayectoria de la aeronave y lugar aproximado del amaraje.	10
Fig. 5 vista delantera del motor	11
Fig. 6. Turbina del compresor del motor.	12
Fig. 7. Turbina de potencia del motor	

**LISTA DE ABREVIATURAS:**

°C	Grados centígrados.
CG	Centro de gravedad
EGT	Temperatura de los gases de escape
ETCM	EngineTrend Condition Monitoring (monitoreo de condición del motor)
FL	Nivel de vuelo
ft	Pies (medida de altitud)
ft/min	Pies por minuto (medida de velocidad)
GPS	Sistema de posicionamiento global
HLV	Hora Legal de Venezuela
Hrs	Horas (medida de tiempo), tiempo de vuelo de piloto o producto aeronáutico
IAS	Velocidad aérea indicada
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumento
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
INAC	Instituto Nacional de Aeronáutica Civil
JET A1	Combustible de aviación (para motores a reacción)
JIAA	Junta Investigadora de Accidentes de Aviación (Venezuela)
kg	Kilogramo (medida de peso)
Km	Kilómetro (medida de distancia)
Kts	Nudos (medida de velocidad)
lb	Libras (medida de peso)
Lts	Litros (medida de capacidad)
M	Metros (medida de distancia)
Min	Minutos (medida de tiempo)
mm	Milímetros (medida de distancia)
Mph	Millas por hora
NDB	Radio faro no direccional
Ng	velocidad de la generadora de gases expresada en porcentaje (%)
Nm	Millas náuticas (Medida de distancia)
NOTAM	Información para el piloto
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OMAC-E	Organización de Mantenimiento Aeronáutico Certificada Extranjera
RAV	Regulación Aeronáutica Venezolana
Rpm	Revoluciones por minuto
SAR	Búsqueda y rescate
TSN	Tiempo desde nuevo
TSO	Tiempo desde reacondicionado
UTC	Tiempo Universal coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Muy alta frecuencia
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	VHF ovni-range

## SINOPSIS

La Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil del Ministerio del Poder Popular para Transporte y Comunicaciones, presenta el proyecto de informe final correspondiente a la investigación realizada en ocasión del accidente de la aeronave marca Cessna, modelo C208B, matrícula YV1183, perteneciente a la Empresa de Servicios Aéreos “Línea Turística Aereotuy LTA C.A.”, ocurrido en las cercanías de la isla Tortuguillo, Dependencias Federales, el día 26 de agosto de 2009 a las 12:44 UTC.

El accidente fue participado por el personal del Centro de Control de Maiquetía a la Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil como organismo encargado de la investigación, de acuerdo a lo dispuesto en el artículo 99 de la ley de Aeronáutica Civil de la República Bolivariana de Venezuela, y la Junta a su vez produjo la notificación del mismo a través del formulario JIAA/NAI N° 041/2009, el cual se hizo llegar para su conocimiento a los siguientes organismos: Junta de Seguridad en el Transporte de Canadá, La Junta Nacional de Seguridad en el Transporte de Estados Unidos de América y a la OACI.

Nota. A los efectos del presente informe, se utilizará de preferencia la indicación horaria en tiempo universal coordinado UTC (Z), en formato de 24 horas, todas las alturas serán en referencia al nivel medio del mar (MSL) y todos los rumbos en referencia al norte magnético, a menos que expresamente se indique otra cosa.

El 26 de agosto del año 2009, la aeronave Marca: Cessna, Modelo: 208B, Matrícula YV1183, se encontraba efectuando su vuelo entre el Aeródromo de los Roques, Dependencias Federales (SVRS) y el Aeropuerto Internacional del Caribe “General Santiago Mariño”, en Porlamar, Edo. Nueva Esparta (SVMG), con once pasajeros y dos tripulantes a bordo.

Durante la fase de crucero, aproximadamente a las 12:30, se escuchó una explosión proveniente de la parte delantera de la aeronave, se produjo una fuerte vibración y la pérdida total de potencia en el motor. El capitán realizó el procedimiento para asegurar el motor e inició un descenso controlado, manteniendo la velocidad de planeo. Se realizó el reporte de emergencia al Control de Área de Maiquetía, y luego de unos 10 minutos, el amaraje a 4 millas náuticas al Noroeste de la Isla La Tortuga, coordenadas 10°59'42" N / 065°25'02" W, resultando tres personas con lesiones leves y la aeronave con daños de importancia.

## 1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. RESEÑA DEL VUELO

#### 1.1.1 Antecedentes del Vuelo

En las primeras horas de la mañana del día del suceso, la tripulación se dispuso a realizar el vuelo Porlamar – Los Roques – Porlamar, según la programación pautada. Aterrizaron sin ningún problema en el aeródromo de Los Roques a las 11:23 UTC y desembarcaron los pasajeros sin novedad.

#### 1.1.2 Preparación del vuelo

El primer oficial realizó un recorrido por el exterior de la aeronave (360°) sin observar ninguna novedad. El vuelo desde Los Roques (SVRS) con destino a Porlamar (SVMG) despegó a las 12:04 con un total de 13 personas abordo.

#### 1.1.3 El suceso

Luego de aproximadamente 30 minutos de vuelo, se encontraban a 38 millas náuticas de la posición TORTU nivelados a 11.500 pies, cuando se escuchó una explosión en la parte delantera de la aeronave, seguido de fuerte vibración y la tripulación identificó en los parámetros del motor una pérdida total de potencia. El capitán realizó el procedimiento para asegurar el motor e inició un descenso controlado manteniendo velocidad de planeo. El primer oficial realizó el reporte de la emergencia al Servicios de Tránsito Aéreo de Maiquetía.

La tripulación realizó la preparación de cabina para el amaraje, considerando cabina lista antes de los 5000 pies de altura. La información sobre el procedimiento a seguir para evacuar el avión luego del amaraje fue repetida varias veces a los pasajeros. Aproximadamente a 1000 pies de altura, la tripulación logró ver un grupo de embarcaciones pesqueras pequeñas y orientaron el avión hacia el área donde éstas se encontraban, con la intención de conseguir asistencia inmediata para el rescate.

El capitán voló sobre el mar tanto como fue posible, finalizando el vuelo con la inducción de pérdida por baja velocidad en configuración de Flaps 30 grados, para luego impactar el agua con muy baja velocidad. La ubicación de la zona de impacto se identificó en 10°58'55.00"N 65°25'54.40"W. Hora de impacto: 12:44 UTC aproximadamente.



## 1.2. LESIONES A PERSONAS

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	0	0	0
Graves	0	0	0
Leves	1	2	0
Ninguna	1	9	0

## 1.3. DAÑOS A LA AERONAVE:

La aeronave resultó con daños de importancia, principalmente en la parte inferior de la estructura, hélice, y elementos adyacentes al motor, así como todo el deterioro que ocasiona el agua salada, debido a la inmersión completa en el mar.



**Fig. 1 Foto de la aeronave a orillas de la playa en Cayo Herradura luego del accidente.**



## 1.4. OTROS DAÑOS

No se observaron daños producidos por este accidente a terceras personas ni a objetos en tierra o sobre el agua.

## 1.5. INFORMACION SOBRE EL PERSONAL

### 1.5.1 Piloto al mando.

Persona de sexo masculino, de 64 años de edad, piloto Comercial, contaba con 2.216,6 horas en aeronaves C208.

Nacionalidad: Venezolano

Fecha de Nacimiento: 29-06-45

Tipo de Licencia: TLA

Licencia No: 2.941.339

Fecha de Expedición: 08/03/05

Fecha de Vencimiento: 30/03/10

Certificado Médico Vence: 30/09/09

Antecedentes Médicos: Ninguno conocido

Habilitaciones: Capitán de C-208B desde el 08/03/05

Última evaluación de simulador: Entrenamiento y chequeo desimulador para la aeronave C-208B, realizado el Enero 2009 con resultados satisfactorios.

Horas Totales de Vuelo: 21.109

Horas en el Modelo: 2.216,6

Horas en las últimas 24 horas: 2.0

Horas en los últimos 30 días: 85.5

Horas en los últimos 90 días: 132

### 1.5.2 Co-piloto

Persona de sexo masculino, de 39 años de edad, piloto Comercial, contaba con 48 horas en aeronaves C208.

Sexo: Masculino

Nacionalidad: Venezolana

Fecha de Nacimiento: 25-03-70

Edad: 39

Tipo de Licencia: Piloto Comercial Avión.

Licencia No: 9.644.505

Fecha de Expedición: 02-08-96

Fecha de Vencimiento: 05-11-09

Certificado Médico: 05-11-09

Antecedentes Médicos: ninguno

Habilitaciones: Vuelo Instrumental, Cessna 208B Copiloto.

Última evaluación de simulador: marzo 2009

Horas Totales de Vuelo: 1986.05

Horas en el Modelo: 48.3

Horas en las últimas 24 horas: 2.0

Horas en los últimos 30 días: 25.4

Horas en los últimos 90 días: 48.3

## 1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE:

Aeronave monomotor, turbohélice con capacidad para 13 personas, utilizada principalmente para el transporte de pasajeros en rutas cortas.

### 1.6.1 Aeronave

Marca: Cessna

Modelo: 208B

Serial: 208B0690

Matrícula: YV1183

Año de Fabricación: 1985

Tipo de tren de aterrizaje: Fijo

Certificado Tipo: A37CE

Peso Máximo de Despegue: 8.750 Lbs

Tripulación: 2

Pasajeros (capacidad): 11

Total: 13

Propietario u Operador: Línea Turística Aereotuy, LTA, C.A

Número de Certificado de Matrícula: 0162

Horas Totales de la Aeronave: 16077.2

Ciclos totales de la aeronave: 16406

Última inspección de Mantenimiento: Minicheck, efectuado el 25-08-2009.

Horas desde la última inspección de mantenimiento: 2.2

### 1.6.2 Certificado de Aeronavegabilidad:

Número: 3980

Fecha de Expedición: 19/11/2007

Fecha de Vencimiento: 19/11/2009

Categoría: Normal

### 1.6.3 Motor:

Marca: Pratt&Whitney

Modelo: PT6-114A

Número de Serial: 19121

Horas Totales (TSN/TSO): 8.392.3

Ciclos totales (CSN): 8.897

Fecha de la última inspección de Mantenimiento: 25 de agosto de 2009

Tipo de la última inspección de Mantenimiento: mini check

Horas desde la última inspección de Mantenimiento: 2.2

Fecha de última inspección de fase (chequeo de fases 10, 11 y 12): 7 de Agosto de 2009

Hora (TSN) en última inspección de fase: 8323 (incluyó inspección con boroscopio), realizada por la OMA "Airtech Servicios Aéreos C.A"

Fecha del último reacondicionamiento: 17 de mayo de 2007

Horas desde último reacondicionamiento: 1.017

Fecha del último Reacondicionamiento, realizado por Atlantic Turbines International INC, ubicada en Summerside, Prince Edward Island, Canadá, Certificado Local: C1N 4P6, OMAC-E N° 392.: 17 de mayo de 2007.

Debido la instalación reciente en la aeronave, el control de mantenimiento no contaba con suficientes datos en el programa de monitoreo de condición (ECTM) para obtener un reporte del mismo. El operador anterior (Dirección de Servicios Aéreos de la Gobernación del Estado Bolívar) no tenía el motor incorporado en un ECTM.

#### **Breve descripción del funcionamiento del motor:**

El motor PT6A series es un motor ligero de turbina a gas, el cual mueve un eje para la hélice por medio de una caja de reducción de dos etapas. Dos conjuntos rotatorios componen el núcleo del motor. Un conjunto comprende la turbina del compresor y el compresor. El otro comprende la turbina de potencia y su eje. Los dos conjuntos rotativos no están conectados mecánicamente y giran a diferentes velocidades en direcciones opuestas. Este diseño es referido como de "Turbina Libre".

Esta configuración permite a la turbina de potencia y a la hélice rotar a velocidad constante mientras que el sistema de control de combustible controla la velocidad del compresor dependiendo de la demanda de potencia.

En la Fig. 5 que se muestra más abajo puede observarse el esquema de funcionamiento del motor en relación al flujo de aire utilizado en las etapas de compresión, combustión y escape.

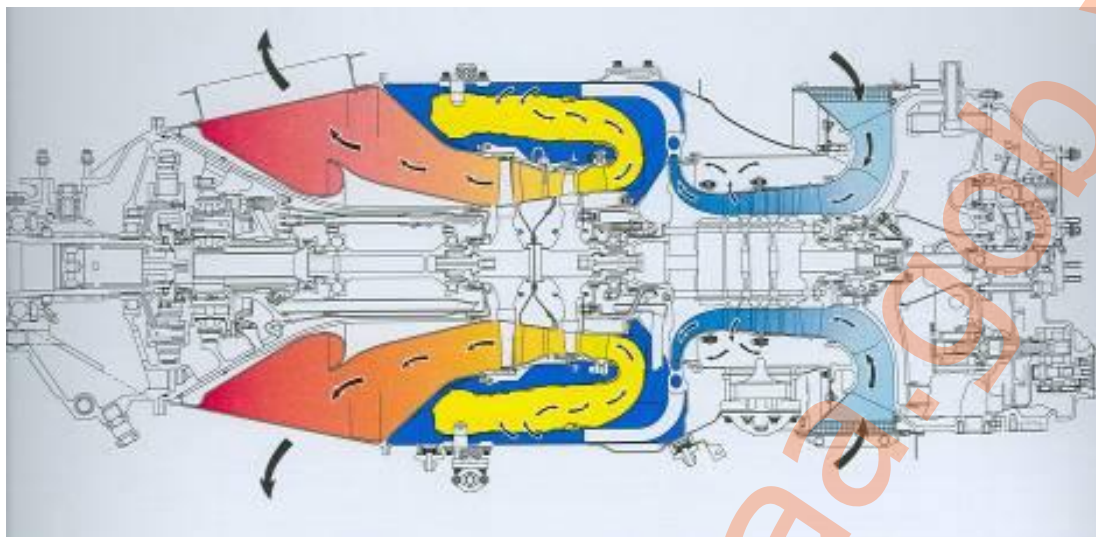


Fig. 2 Sección transversal y flujo de aire del motor PT6

#### 1.6.4 Hélice.

Marca: McCauley

Modelo: 3GFR34C703B

Numero de serial: 981740

Fecha ultimo reacondicionamiento: 10/08/2009

Horas desde nuevo (TSN): 10540

Horas desde último reacondicionamiento (TSO): 31.9

Fecha instalación: 19/08/2009

#### 1.6.5 Peso y Balance

De acuerdo con las investigaciones realizadas, la aeronave se encontraba dentro de los pesos recomendados por el fabricante. Este punto no se consideró relevante para el análisis de las causas que contribuyeron en el accidente.

#### 1.6.6 Tipo de combustible utilizado

El combustible utilizado fue suministrado por PDVSA, y es el mismo recomendado por el fabricante: Jet A-1. Para el momento del suceso, la aeronave disponía de unas 350 libras de combustible (indicado) por cada tanque.

### 1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA.

Según la información suministrada por el servicio de meteorología del Componente Aviación Militar Bolivariana de Venezuela, los datos para el momento del accidente fueron: viento en calma, visibilidad ilimitada, con techo ilimitado, en condiciones de luz diurna.



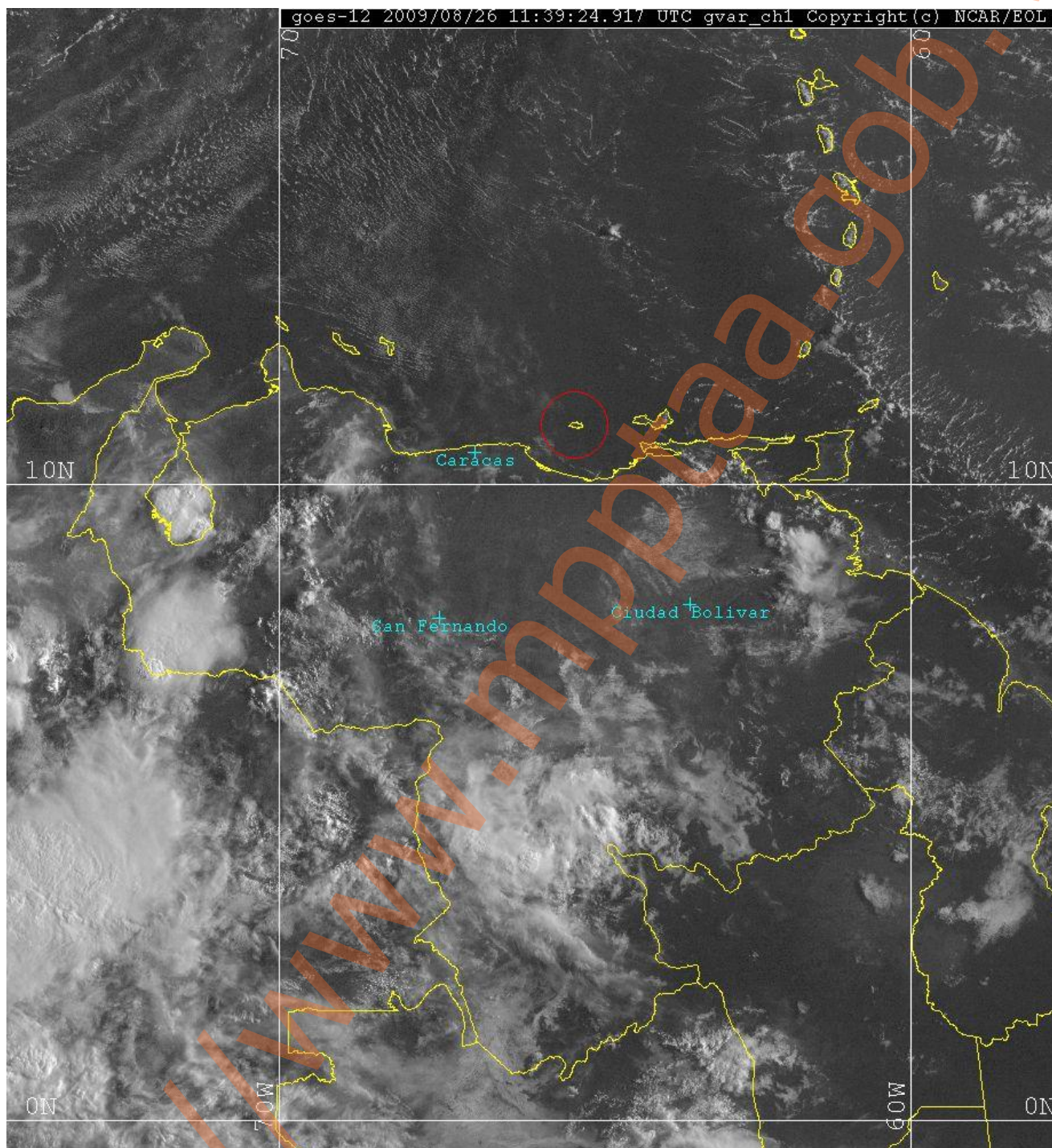


Fig. 3 Información meteorológica de la región para el momento del accidente.

## **1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN.**

Información acerca de las Radio – Ayudas para el aterrizaje como ILS, NDB, VOR, Ayudas Terrestres, Visuales, etc., y su eficiencia en el momento no son relevantes para la investigación.

## **1.9 COMUNICACIONES.**

En cuanto a las comunicaciones, éstas se desarrollaron normalmente. La tripulación se mantuvo en contacto con el Servicio de Navegación Aérea de Maiquetía desde el reporte de la emergencia hasta el amaraje.

### **1.10 INFORMACIÓN SOBRE LUGAR DEL SUCESO:**

La pérdida de potencia del motor se produjo a 11.500 pies sobre el Mar Caribe. Luego del descenso con velocidad de planeo (95 nudos), la aeronave amará en aguas bajas del Mar Caribe, a 4 millas náuticas al Noroeste de la Isla La Tortuga y a 1.4 millas náuticas al Norte de la Isla Tortuguillo Este, Dependencias Federales.

### **1.11 REGISTRADORES DE VUELO.**

La aeronave no estaba equipada con un registrador de datos de vuelo, o con un registrador de voz del puesto de pilotaje. La reglamentación pertinente no exigía transportar uno u otro de los registradores.

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

Luego del amaraje, el grupo de pescadores que se aproximó, mantuvo la aeronave a flote y posteriormente la remolcaron hasta Cayo Herradura, donde fue sacada del agua y colocada a orillas de la playa. Las coordenadas de este punto se ubican en 10°59'50.70"N, 65°22'54.54"W.

Se observaron daños de importancia en la aeronave debido al impacto con el agua, específicamente en el compartimiento de carga (destrucción completa), roturas y abolladuras en la piel y algunas partes de la estructura donde el compartimiento de carga se une con el fuselaje, también en las capotas de los motores, ambas coberturas de las tomas de aire del motor, ducto de las tomas de aire, ducto de escape y las botas del tren principal de aterrizaje.

También se observaron dos palas dobladas y plato del hub de la hélice roto, radiador de aire acondicionado roto, marco de la pared de fuego deformado y corrosión general, debido a la inmersión en agua de mar. También se observaron daños en superficies de control, provocados por las cuerdas empleadas para remolcar la aeronave y rastros de aceite en la superficie externa del hub de la hélice y en la parte inferior de la puerta del piloto.



### 1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA.

Como consecuencia del impacto, el capitán sufrió lesiones leves en el costado izquierdo y las rodillas. Dos de los pasajeros resultaron también con lesiones leves.

### 1.14 INCENDIO.

No hubo vestigios de incendio alguno como consecuencia del impacto.

### 1.15 SUPERVIVENCIA.

Luego del amaraje, los pasajeros y la tripulación recibieron rápidamente la asistencia de las embarcaciones pesqueras y todos los ocupantes de la aeronave fueron trasladados a Cayo Herradura, desde donde fueron llevados posteriormente hasta el aeropuerto de Porlamar en un helicóptero perteneciente al SAR Maiquetía. Allí les fue practicado un examen médico inicial y luego fueron trasladados al Hospital Militar de la Asunción, estado Nueva Esparta.

### 1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES:

#### 1.16.1 TRAYECTORIA SEGUIDA POR LA AERONAVE.



Fig. 4. Trayectoria de la aeronave y lugar aproximado del amaraje.



#### 1.16.2. ANÁLISIS DEL SISTEMA MOTOPROPULSOR (MOTOR / HÉLICE).

Durante la inspección efectuada en la hélice de la aeronave, en las instalaciones del fabricante de la misma (McCauley), en EUA, presenciada por personal de esta Junta Investigadora de Accidentes, no se observó ninguna evidencia de fallas ocasionadas en dicha hélice por empleo de materiales o partes no aprobadas, ni por algún procedimiento no ajustado a prácticas recomendadas o programas de mantenimiento aprobados en relación a los trabajos efectuados recientemente en esta hélice.

En cuanto a la inspección del motor, efectuada en las instalaciones de la OMAC-E 259 United Turbine Corporation, Ubicada en 8950 NW 79 Ave. Miami, Florida, EUA, presenciada también por personal de esta Junta Investigadora de Accidentes, se realizó el desensamble y la inspección visual a todas las partes internas del motor, en las que se evidencian daños tanto en la sección de turbina del compresor como en la de potencia, en todos los álabes de rotor, estator, y otras partes internas.



Fig. 5 Vista delantera del motor.



Fig. 6. Turbina del compresor del motor.



Fig. 7. Turbina de potencia del motor



## **1.17 DECLARACIÓN DE LOS TESTIGOS**

Fueron entrevistados el capitán, el copiloto y varios de los pasajeros abordo. En todas las entrevistas, coincidió la narración de los hechos ya mencionados en el punto 1.1.3. La tripulación suministró algunos datos específicos, como la posición de la aeronave al escuchar la explosión en el motor (a 38.8 NM de La Tortuga, y a 11500 pies de altura).

La tripulación también indicó que percibieron fuerte vibración en el avión y fluctuación inicial de NG, que luego se fue a cero; la presión y temperatura de aceite estaban en cero. Luego la vibración cesó al embanderar la hélice y cortar el combustible del motor. También señalaron que observaron aceite sobre el parabrisas y que la aeronave planeó manteniendo una velocidad de 95 nudos por unos 10 minutos aproximadamente antes de amarizar.

## **1.18 INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN:**

La Empresa de Servicios Aéreos Línea Turística Aereotuy, LTA. CA, posee un Certificado de Explotador de Servicio Público de Transporte Aéreo, otorgado por el Instituto Nacional de Aeronáutica Civil, expedido en fecha 20 de diciembre de 2006. Este certificado, fue otorgado bajo la modalidad de operaciones a demanda, por lo que la empresa se ajusta a lo atinente en la Regulación Aeronáutica Venezolana 135, Transporte Aéreo No Regular.

## **1.19 TECNICAS DE INVESTIGACION UTILES Y EFICACES:**

Para esta investigación, fue de gran utilidad la intervención del fabricante en la realización del análisis de laboratorio detallado a nivel de la estructura metalográfica de algunos de los álabes del compresor de turbina, exámenes importantes en la determinación de las posibles causas de la falla del motor.

## **2. ANÁLISIS**

### **2.1 EL ACCIDENTE**

De acuerdo con las evidencias observadas, las declaraciones de los testigos y los registros examinados, el análisis del accidente se reduce al estudio del motor y las posibles causas que ocasionaron la pérdida de potencia en vuelo.

Los daños observados en la hélice, como la deformación de las palas, rotura del plato del hub y anillos retenedores de aceite pudieron ser ocasionadas por el impacto en aguas bajas durante el amaraje, y por las labores de remolque de la aeronave realizado por los pescadores, durante el cual se sujetó la aeronave de una de las palas, entre otros puntos de amarre improvisado, para llevar la aeronave hacia una playa cercana.

Durante la inspección efectuada en las instalaciones de United Turbine Corporation, no se pudo determinar cuál fue el origen de la falla inicial que ocasionó el daño, razón por la cual, el personal representante del fabricante del motor (Pratt&Whitney Canada Corp.) procedió a realizar un análisis de laboratorio sobre los álabes de la turbina del compresor, del cual se desprende el reporte N° 09-081 emitido el 7 de octubre de 2010, cuya conclusión es transcrita a continuación:

### *“3.0 Conclusions*

*The engine lost useful power due to the fracture and release of one or more compressor turbine blades into the engine gas path, and their subsequent impact with the adjacent and downstream components. Collateral and impact damage to the blade airfoils precluded determination of the original fracture mechanism. The microvoids observed to the microstructure is characteristic of material creep, but it could not be conclusively determined that creep initiated the fracture mechanism.”*

La traducción libre a este párrafo indica lo siguiente:

El motor perdió la potencia útil debido a la fractura y desprendimiento de uno o más álabes de la turbina del compresor en el recorrido de gases del motor, con el impacto subsecuente en los componentes adyacentes y subsiguientes. El daño colateral y de impacto a la superficie de sustentación de los álabes imposibilita la determinación del mecanismo de fractura inicial. Los micro vacíos observados en la micro estructura, es característica de arrastramiento de material, pero esto no es concluyente para determinar que dicho arrastramiento inició el mecanismo de fractura.

Es importante mencionar que para este modelo de motores, el fabricante ha emitido el boletín P&WC S.B. N° 1669R6, de fecha 14 de julio de 2009 (emisión original el 22 de julio de 2008), en el cual se presenta un rediseño de los álabes de turbina del compresor, fabricado con un material diferente, para ser instalado en motores que puedan haber sido operados a temperaturas más elevadas o con requerimientos de potencia mayor a las recomendadas en el manual de operaciones del piloto (POH), debido a que pueden presentar arrastramiento (Creep) en estos dichos álabes.

Los hallazgos registrados en el reporte de investigación de accidente No. 09-081 emitido por Pratt&Withney Canada sobre el motor en estudio, indican que la evaluación a la microestructura de los álabes seleccionados sugiere que éstos fueron expuestos por largos períodos de tiempo a temperaturas que excedían las esperadas en operación.

Sin embargo, durante la investigación no se encontraron datos que permitieran confirmar que el motor haya sido sometido a condiciones de alta temperatura de operación, arranques calientes o requerimientos de potencia excesivos por el operador actual (Línea Turística Aereotuy LTA C.A.), ni por el operador anterior (Dirección de Servicios Aéreos de la Gobernación del Estado Bolívar).

De acuerdo con el registro de la inspección boroscópica efectuada al motor dos semanas antes del accidente por la OMAC-220 Aiterch Servicios Aéreos, C.A., no se encontraron daños durante la inspección, la cual se realizó antes de ser instalado en la aeronave matrícula YV1183.

## 2.2 FACTORES HUMANOS.

En este caso, el factor humano tiene poca o ninguna importancia en el análisis, debido a la naturaleza de la falla, ocasionada probablemente por factores netamente materiales, como se verá en el aparte siguiente.

## 3. CONCLUSIONES

La tripulación al mando, contaba con la licencia y sus habilitaciones correspondientes, así como el certificado de aptitud psico-física vigentes para el momento del accidente, por lo que se considera que estaba calificada para el vuelo, en acuerdo a las regulaciones aplicables.

La aeronave había sido mantenida de acuerdo a un plan de mantenimiento aprobado y contaba con un certificado de aeronavegabilidad vigente, por lo cual se considera que no presentaba ningún inconveniente para la realización del vuelo.

La aeronave en cuanto a masa y centrado, se encontraba dentro de los límites estipulados por el fabricante.

No había ninguna información pertinente respecto a fallas de la aeronave o mal funcionamiento de los sistemas antes del accidente.

No fueron reportadas condiciones meteorológicas adversas al momento del accidente.

No se reportaron fallas del sistema motopropulsor en la operación antes del accidente.

La pérdida de potencia en vuelo fue producida por la falla de uno o varios álabes del compresor, lo que ocasionó un daño generalizado en la sección de compresor y de turbina del motor.

### 3.1 FACTORCAUSAL.

Material: De acuerdo a los hallazgos en los análisis de laboratorio, se determinó que el accidente fue ocasionado por fallas en uno o varios de los álabes de la turbina del compresor del motor. Sin embargo, el mecanismo de fractura inicial de dicho(s) álabes(s) no pudo ser confirmado.

#### 4. RECOMENDACIONES.

Esta Junta Investigadora hace del conocimiento del lector, que las recomendaciones que se ofrecen a continuación, persiguen un carácter administrativo, sin que las conclusiones generen presunción de culpas, teniendo como finalidad prevenir la recurrencia de las causas que produjeron el accidente, indicadas con base en:

El capítulo 3, del Anexo 13 de la OACI, que indica textualmente: “El único objetivo de la investigación de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes, el propósito de esta actividad no es determinar la culpa o responsabilidad”

El capítulo 5 del mismo Anexo, aparte 5.4.1, donde se establece lo siguiente: Recomendación - “Todo procedimiento judicial o administrativo para determinar la culpa o responsabilidad debería ser independiente de toda investigación que se realice en virtud de las disposiciones del presente Anexo”.

El artículo 97 de la Ley de Aeronáutica Civil que indica: El objeto de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación es determinar las causas y factores que contribuyeron al suceso, para implementar las acciones correctivas que impidan su repetición; sin perjuicio de las responsabilidades civiles, penales y administrativas a que hubiere lugar, establecidas de conformidad con el ordenamiento jurídico.

Por lo anteriormente expuesto, esta Junta recomienda:

##### **Al Instituto Nacional de Aeronáutica Civil:**

##### **041/2009-AA1**

Efectuar una revisión de los programas de mantenimiento de los motores PT6A 114A, considerando los boletines emitidos (especialmente, el P&WC S.B. N° 1669R6) y casos reportados relacionados con falla de álabes de la turbina de compresor, y de ser necesario, evaluar la emisión de una Directiva de Aeronavegabilidad o medio alternativo que exija la aplicación del boletín P&WC S.B. N° 1669 en su última revisión en todos los motores marca: Pratt&Whitney, modelo: PT6A 114A instalados en Aeronaves Venezolanas.

##### **041/2009-AA2**

Se recomienda emitir un instrumento técnico con carácter jurídico que permita exigir a los operadores de aeronaves con motores marca: Pratt&Whitney, modelo: PT6A 114A instalados en Aeronaves Venezolanas el registro de parámetros del motor necesario para monitorear el funcionamiento de los mismos, en caso de no estar incluidos en un programa de ETCM recomendado por el fabricante y especificado en el Service Information Letter (SIL) N° PT6A-122 en su última revisión.

## A la autoridad Aeronáutica Canadiense (Transport Canada)

### 041/2009-AA3

Considerar este caso de importancia para el estudio de las fallas en los motores PT6A 114A y, de ser necesario, emitir una Directiva de Aeronavegabilidad orientada a reducir la posibilidad de fallas por arrastramiento del material en los álabes del compresor durante las operaciones, relacionada con el reemplazo de álabes citado en el boletín de servicio del fabricante P&WC S.B. N° 1669R6.

Para lograr el objetivo final de la investigación de accidentes, haciendo una efectiva labor de prevención, se requerirá el compromiso del destinatario de las recomendaciones de seguridad, a los fines de suministrar a esta Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil, la información relativa a las medidas correctivas que fueron adoptadas para solventar las deficiencias detectadas, o las razones por las cuales no se ha adoptado ninguna medida.



## ANEXOS:

### EXTRACTO DEL REPORTE DE PRATT&WHITNEY EN RELACIÓN AL ANÁLISIS REALIZADO EN LA TURBINA DEL COMPRESOR DEL MOTOR

#### **P&WC MATERIALS INVESTIGATION LABORATORY SUMMARY REPORT**

**Accident / Incident Report Report No.: 09-081**

...

**Compressor Turbine:** Assembly P/N 3013411 S/N 96A457. Blade P/N's 3102401 and 3013411.

The compressor turbine blade airfoils were fractured from the root to approximately 3/4 span, and displayed severe battering and gouging, with impact cracking and indentations along the trailing edges. P&WC Materials analysis of the blades' fracture surface topography showed interdendritic cracking suggesting overload in tension or bending, consistent with the impact damage observed on the airfoils. No evidence of fatigue features was observed on any of the fractures. Examination of the microstructure of selected blade trailing edges showed voids along the grain boundaries at approximately mid-span, perpendicular to the axis of the blade, indicative of tertiary creep suggesting that the initial airfoil release most likely occurred as the result of creep. The blade that fractured first could not be determined. Assessment of selected blades' microstructure showed coarsening and solutioning starting at approximately 0.16 inches above the root platform progressing to complete solutioning from 0.4 inches to the fracture surface, suggesting that the blades were exposed to temperatures most likely exceeding the expected operating temperature and suggesting that the blades were exposed to higher operating temperatures over a long period of time rather than to a higher temperature for a short period of time. The blade material was determined to meet drawing requirements and there were no original metallurgical anomalies.

...

#### **CONCLUSIONS**

##### **1.0 Compressor Turbine**

All the blades were cracked at various heights above the root platforms and displayed evidence of denting on the suction side, at the leading edge as well as coating cracks on the suction side close to the fracture surface, consistent with secondary damage resulting from impact with released airfoils.

The fracture surface of all the blades displayed a dendritic appearance. Although no detailed fractographic examinations were performed because of significant oxidation of the fracture surface, the topography indicates an interdendritic cracking suggesting an overload in tension or bending, consistent with the impact damage observed on the airfoils. No evidence of fatigue features was observed on any of the fracture surfaces.

Examination of the microstructure at the trailing edge of several blades (regardless of the heat code) has shown the presence of voids along grain boundaries perpendicular to the axis of the blade and thus to the centrifugal stress axis, approximately mid-span of the airfoil. Those features are indicative

of tertiary creep and suggest that the initial release on an airfoil most likely occurred as the result of creep. The blade that fractured first could not be determined.

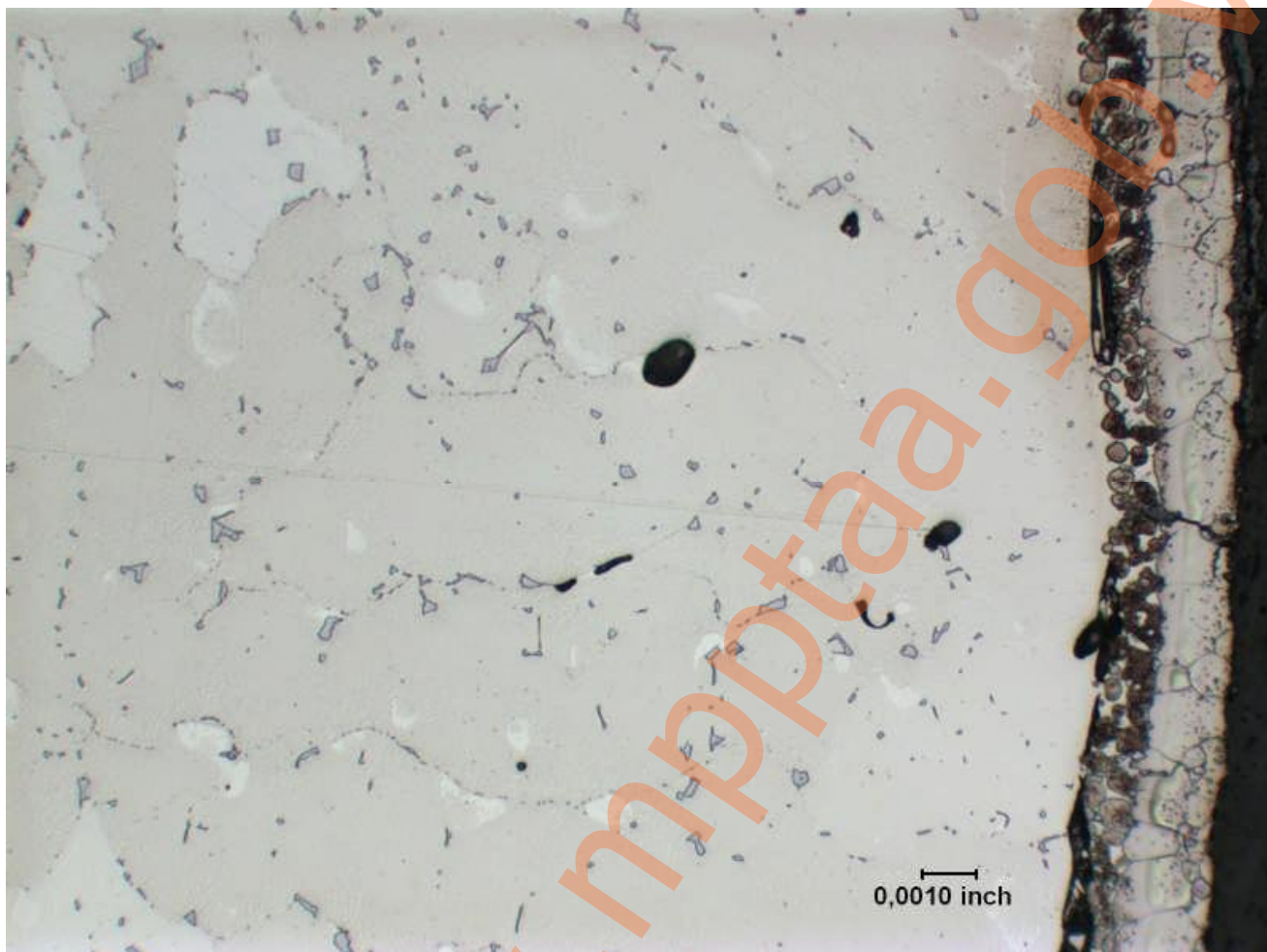
Assessment of the microstructure at higher magnification using the Scanning Electron Microscope showed  $\square$ ' precipitates coarsening and solutioning starting at approximately 0.16 inches above the root platform (with no evidence of rafting) progressing to complete solutioning from 0.4 inches above the root platform up to the fracture surface. Constitutional liquation next to the fracture surface was observed on blade #25 exclusively. Precipitation of small carbides along the grain boundaries and re-precipitation a fine  $\square$ ' within the matrix were also observed along the airfoil, 0.4 inches above the root platform. Those features suggest that the blades were exposed to temperatures most likely exceeding the expected operating temperature. Since all these phenomena are time-temperature dependant, the absence of incipient melting on all the blades but one tends to suggest that the blades were exposed to higher operating temperatures over a long period of time rather than to even higher temperature for a short period of time. Incipient melting observed on blade #25 could be in part attributable to the different chemical composition of the coating. A higher operating temperature also reduces the creep life of the alloy leading to premature fracture and is most likely a major contributor to the CT blade distress.

The set of 58 CT blades disassembled from the disc was comprised of 57 blades bearing P/N 3102401-01H of which, 52 blades were from heat code T074 and 5 blades from heat code T072 and 1 blade bearing P/N 3039901N from heat code T215. Pratt & Whitney Canada (P&WC) illustrated part catalogue for PT6A-114 and -114A engines (P/N 3043514) states that blades from both part numbers are two-way interchangeable. Chemical analysis confirmed that material from T072 and T074 met the blade drawing chemical composition requirement. Those samples were then used to verify the accuracy of the Energy Dispersive X-ray semi-quantitative analysis which was in turn used to verify the composition of heat code T215. The results obtained showed that the major alloying elements of heat code T215 are present in proportions similar to the blade drawing requirement. In addition, no significant differences in the reference microstructure (in the root of the blades) were noted between the three different heat codes.

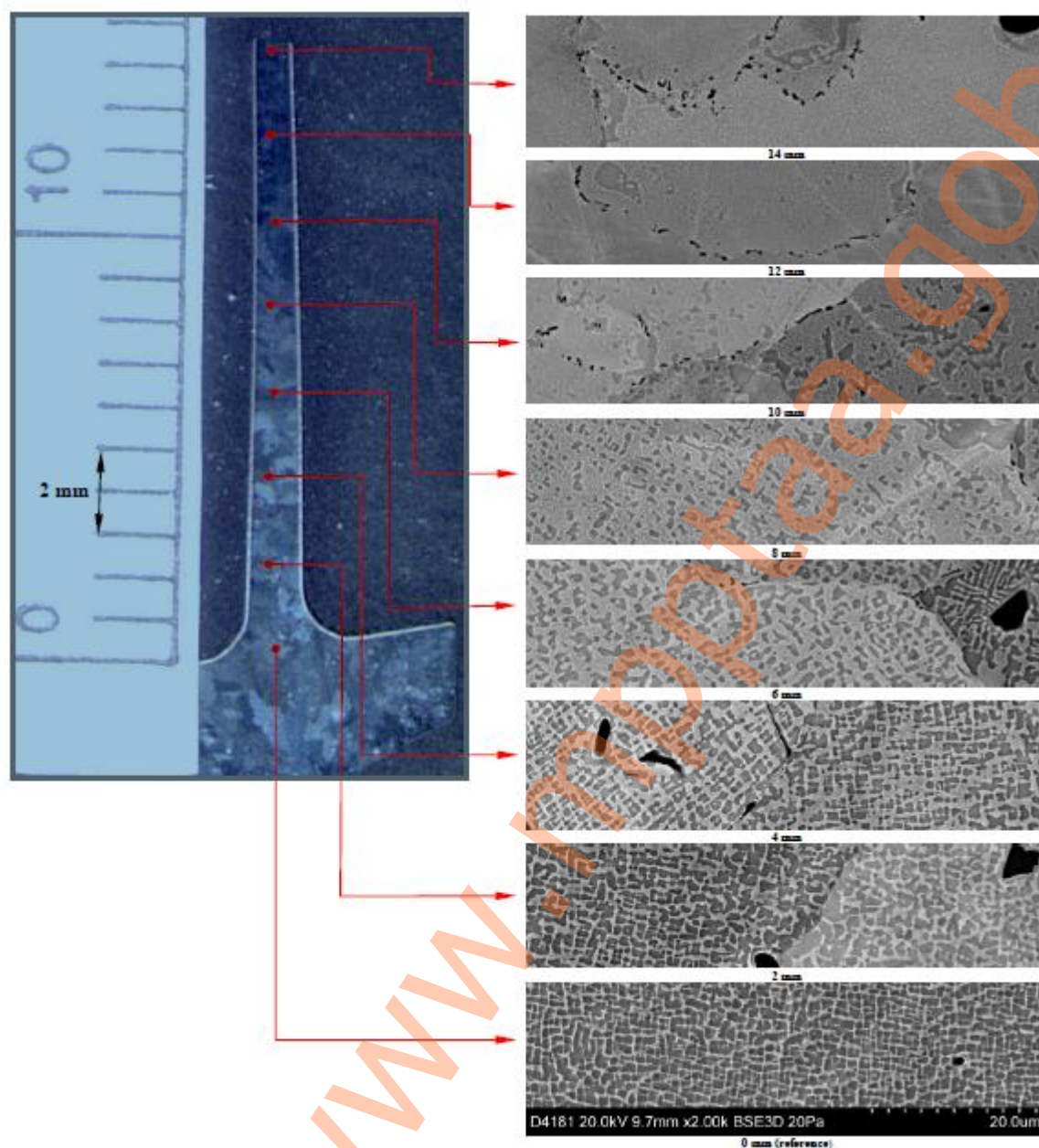
## 2.0 Compressor Turbine Guide Vane Ring

The stator vane assembly was damaged as the result of secondary impact damage from the downstream side consistent with the distress of the CT blades. No evidence of heat damage was noted on the assembly.

Verification of the chemical composition of the material from the vane ring, using Energy Dispersive X-ray Spectroscopy and a standardless semi-quantitative method showed that the major alloying elements were in proportions consistent with the vane ring drawing requirement.



Blade #25, P/N 3039901, T295. Typical aspect of the microstructure showing evidence of microvoids at grain boundaries perpendicular to the stress axis (circled areas) indicative of the tertiary stage of creep. Evidence of constitutional liquation was also observed along the coating interface.



**Figure 22:** Microstructure approximately ¼ inches from the trailing edge of blade #6 in Backscattered Electrons (BEI) and mixed mode image (conventional BE detector) (etchant: PW17). The microstructure at the base of the airfoil (location 0 mm) was used as the reference. At 2 mm (0.08 inches) above the platform the microstructure is already exhibiting evidence of solutioning of the gamma prime precipitates. At 4 mm (0.16 inches) above the platform, solutioning and coarsening of the gamma prime precipitates is already advanced. From 6 mm (0.24 inches) above the platform up to 10 mm (0.4 inches), solutioning progresses and re-precipitation of the gamma prime is visible (see Figure 29). Above 10 mm, complete solutioning of the precipitates with very fine re-precipitation is visible boundaries above 10 mm (0.4 inches).

-FIN DEL EXTRACTO DE REPORTE DE PWC-