

REPUBLICA DE COLOMBIA

AERONAUTICA CIVIL

Unidad Administrativa Especial



OFICINA DE CONTROL Y SEGURIDAD AEREA

DIVISION NORMAS DE VUELO

INVESTIGACION DE ACCIDENTES AEREOS

INFORME FINAL DE ACCIDENTE

“CALIMA S.A.”

HK-3420-E

SCHWEIZER AG-CAT-G164B

ZUNGO - ANTIOQUIA

22 DE DICIEMBRE DE 2000



**UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL
OFICINA DE CONTROL Y SEGURIDAD AÉREA
DIVISIÓN NORMAS DE VUELO**

GRUPO PREVENCIÓN E INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

INFORME ACCIDENTE DE AVIACIÓN

MATRICULA:	HK-3420-E
MARCA:	SCHWEIZER
SERIE No:	800B
MODELO:	AG-CAT-G164B
PROPIETARIO:	"CALIMA S.A."
EXPLOTADOR:	"CALIMA S.A."
LUGAR DEL ACCIDENTE:	ZUNGO, ANTIOQUIA COLOMBIA
FECHA DEL ACCIDENTE:	12-22-2000
HORA DEL ACCIDENTE:	11:50 HL



1.0 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 RESEÑA DEL VUELO

La aeronave marca **SCWHEIZER** de matricula **HK-3420-E** perteneciente a la empresa **CALIMA S.A.** despegó a las 11:46 hora local de la pista los **PLANES** de propiedad de **COMERCIALIZADORA INTERNACIONAL UNIBAN S.A.** para efectuar un vuelo de comprobación al motor nuevo que reemplazó al que ya había cumplido sus horas por overhaul; El cambio lo realizó personal de la empresa debidamente calificado y licenciado por la **UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL (U.A.E.A.C.)**.

Las pruebas realizadas al motor en tierra previas al vuelo de comprobación fueron reglamentarias y normales con los ajustes adecuados para ese cambio.

Después de haber revisado y completado la documentación necesaria y la inspección prevuelo a la aeronave el piloto se dirigió hacia la pista para hacer un despegue interrumpido, dicho procedimiento se efectuó para observar el comportamiento del nuevo motor con la potencia de despegue.

Luego de haber comprobado las presiones y parámetros del motor y que estas estuvieran dentro de los límites normales, el piloto procedió a efectuar el despegue por la pista 02, el cual efectuó en forma normal con viraje hacia la izquierda, segundos después y durante el ascenso e iniciando tramo con el viento se realizó la primera reducción del motor de 2200 a 2100 RPM, inmediatamente el piloto escuchó un fuerte ruido que le hizo imposible oír la comunicación de la torre de control, seguidamente se bajó la indicación de torque, perdiendo totalmente potencia el motor.

El piloto inmediatamente hizo un viraje hacia la izquierda para aterrizar por la misma pista por donde había despegado, reportando a la torre de control que se encontraba en emergencia, sin notificar que tipo de falla tenía a bordo; cuando el piloto percibió que no alcanzaba a llegar optó por hacer un aterrizaje de emergencia en un terreno cercano a ésta.

El tripulante fue auxiliado y rescatado por una persona que se encontraba casualmente en el sitio del accidente y momentos después por personal de la empresa que se encontraba observando el vuelo de comprobación.

La aeronave impactó el terreno incendiándose posteriormente.

El accidente se produjo con luz diurna.

**1.2 LESIONES A PERSONAS**

LESIONES	TRIPULANTES	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	--	--	--
GRAVES	-1-	--	--
LEVES/ILESOS	--	--	--

1.3 DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave quedó destruida totalmente por el impacto y posterior incendio.

1.4 OTROS DAÑOS

No se presentaron.

1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

NOMBRE: Javier Adalberto

APELLIDOS: Colunge Benavides

EDAD: 54 años

NACIONALIDAD: Colombiano

LICENCIA: IVA-A1264 PCA-1816

CERTIFICADO MEDICO: 14951291 Vige-23-12-2000

EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO: C-188, C-172, PA-22, PONY 235, PA-18,C-206, C-150, S2RT-34, AG-CAT-SCHWEIZER.

TOTAL HORAS DE VUELO: 10.365:51

ULTIMO CHEQUEO EN EL EQUIPO: 14-08-99

TOTAL HORAS EN EL EQUIPO: 508:50

HORAS VOLADAS ÚLTIMOS 90 DÍAS: 106:59

HORAS VOLADAS ÚLTIMOS 30 DÍAS: 31:10



HORAS VOLADAS ÚLTIMOS 3 DÍAS: 01:10

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

AERONAVE

MARCA: SCHWEIZER
MODELO: AG-CAT-G164B
SERIE No: 800B
MATRICULA: HK-3420-E
FECHA DE FABRICACIÓN: 1989
CERTIFICADO DE MATRICULA: No 004699
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD: No 000227
FECHA ULTIMA INSPECCIÓN Y TIPO: 21-12-2000
INSP 100 HRS
FECHA ULTIMO SERVICIO: 21-12-2000
TOTAL HORAS DE VUELO: 3.471:54

MOTOR

MARCA: PRATT & WHITNEY
MODELO: PT6A-11AG
SERIE MOTOR: PCE-RH0077
TOTAL HORAS DE VUELO: 00:00
TOTAL HORAS DURG: 00:00
ULTIMO SERVICIO: Instalación y de preservación
Realizado el 12-21-2000

**HÉLICE**

MARCA: HARTZELL
MODELO: HC-B3TN-3D
SERIE No: BU-18924
TOTAL HORAS: 2.866:00
TOTAL HORAS DURG: 00:00

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

El reporte meteorológico al momento del accidente en el aeropuerto de los **CEDROS** era viento en calma con mas de diez kilómetros de visibilidad.

Según testigos y personal de la compañía, el estado del tiempo en la pista de los **PLANES** en el momento del accidente presentaba condiciones normales para la operación que se estaba realizando.

1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

No aplicable.

1.9 COMUNICACIONES

Las comunicaciones entre la aeronave y los servicios de control del aeropuerto de los Cedros fueron normales hasta el momento en que el piloto se declaró en emergencia por perdida de potencia en el motor.

1.10 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO

La pista de los **PLANES** pertenece a la empresa **COMERCIALIZADORA INTERNACIONAL "UNIBAN S.A."** esta se encuentra ubicada en Apartado, departamento de Antioquia, Colombia. Sus coordenadas son N 07°49'08" W 76°38'06" con una elevación de 100 pies sobre el nivel medio del mar, longitud de 900 metros, orientación 02-20 y su superficie es de asfalto.



1.11 REGISTRADORES DE VUELO

No aplicable.

1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

La aeronave inicialmente golpeó un árbol de seis metros de altura con el plano derecho haciéndola virar 180° con respecto al rumbo que llevaba, impactando el terreno e incendiándose posteriormente.

La aeronave quedó destruida parcialmente debido al impacto contra el terreno y luego consumida en su totalidad por el fuego.

1.13 INFORMACIÓN MEDICA Y PATOLÓGICA

El piloto se encontraba con su licencia medica vigente y no tenía ninguna restricción psico-física que le impidiera sus actividades de vuelo.

No se le efectuaron exámenes toxicológicos.

1.14 INCENDIO

Se presentó incendio.

1.15 SUPERVIVENCIA

El piloto fue encontrado en su silla con el cinturón de seguridad puesto, la aeronave se fragmentó en varias partes. Por las circunstancias del accidente, la condición de la aeronave en el espacio ocupacional del piloto que no sufrió daños considerables, el pronto rescate por parte de la persona que se encontraba en el sitio del accidente y el rápido auxilio por parte del personal de la empresa, hizo que este accidente tuviera capacidad de supervivencia.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

El motor se envió a la fabrica PRATT & WHITNEY en la ciudad de Montreal, Canadá para su inspección y desarme. Allí estuvieron presentes la autoridad aeronáutica Colombiana, el fabricante de la planta motriz y representantes de la compañía explotadora de la aeronave.



Inicialmente se tomaron fotografías del motor en el estado en que llegó a la fábrica luego se procedió al desarme del motor encontrando que sus componentes interiores se encontraban normales y consistentes con un impacto de baja potencia.

Se procedió luego a desarmar el FUEL CONTROL UNIT (FCU) del motor S/N RH0077 en un banco especial de pruebas sacando las partes internas del componente entre esas el BELLOWS ASSEMBLY, el FCU no estaba en condición de permitir una prueba de banco debido a las altas temperaturas a las que estuvo expuesto posterior al impacto. La unidad del BELLOWS se removió y se chequeó de manera dimensional en su longitud y se encontró que estaba aproximadamente +0.047" sobre el límite permisible. Esto también fue una indicación directa de que el BELLOWS estaba roto y no contenía mas el vacío. "(vacuum)"

Al BELLOWS involucrado en el accidente se le efectuaron pruebas de material y exámenes microscópicos encontrando que este componente tenía unas grietas en la sección media y que estas grietas eran las responsables de la pérdida de vacío y el mal funcionamiento mecánico del motor.

La unidad BELLOWS del motor S/N RH077 fue entonces instalado en el FCU del motor S/N PH0226 para comprobar su funcionamiento, el resultado fue idéntico al BELLOWS del motor S/N PH0226 con el máximo flujo de combustible disponible limitado aproximadamente a 80 lb/hr.

Después, se instaló una nueva unidad de BELLOWS en el FCU del motor S/N PH0226 y se sometió a prueba de banco. El FCU funcionó de manera normal.

El FCU original que fue acoplado en el motor S/N PH0226 cuando se instaló en la aeronave HK-3282-E también fue probado. El FCU funcionó de manera normal, pero se encontró que el tambor en el eje del acelerador estaba gastado. El seguidor del elevador se encontró gastado (~0.005"), así como se notaron marcas de contacto en la superficie externa de las espirales del Bellows y también en el diámetro interior de la unidad FCU. Todas las anomalías anteriores eran una indicación de que la unidad del BELLOWS había estado vibrando de manera significativa, pero todavía no había alcanzado el punto de fractura.

Investigación de Materiales

La unidad estuvo sujeta a una investigación de materiales muy detallada. Los resultados de esta investigación concluyeron que:

1. Las pruebas mostraron que el BELLOWS sometido a investigación presentó una fisura circunferencial grande en la segunda espiral completa desde la sección media de la unidad. Se encontró una fisura similar en la capa interna del BELLOWS examinado. Estas fisuras eran responsables de la abertura de vacío, la extensión del BELLOWS y el mal funcionamiento del mecanismo.



2. La abertura de la fisura en la unidad mostró que el BELLOWS de ACELERACIÓN se fracturó por fatiga bajo flexiones invertidas. Este momento de flexión es el resultado de desplazamientos grandes del BELLOWS cerca de su eje en la unidad FCU, mayormente asociados con vibraciones de gran amplitud durante la operación.
3. Los porcentajes de propagación de fisura eran altos, conduciendo a la propagación de fisura por fatiga en un numero limitado de ciclos y una vida de servicio corta.
4. En las espirales que estaban lejos de la fisura principal, era visible la estructura de vetas debido a la acometida ínter granular desde el fundente depositado en la superficie interna del BELLOWS. En la espiral en la que se encontraba la fisura grande, se observaron micro fisuras que bordeaban los alrededores de la veta, alineadas a lo largo de la dirección circunferencial. Estos alrededores de la veta actuaron como incrementadores micro geométricos de estrés, favoreciendo la iniciación de fisura por fatiga en estas locaciones.
5. No se observaron anomalías metalúrgicas.
6. Se notó que el diámetro interior interno de la unidad FCU había limitado el recorrido de vibración del BELLOWS. Se observaron marcas de contacto en la superficie externa de las espirales del BELLOWS en la vecindad inmediata de las fisuras y también en el diámetro interior interno de la unidad FCU.



FOTOGRAFÍAS TOMADAS CON MICROSCOPIO ESCÁNER ELECTRÓNICO (SEM)

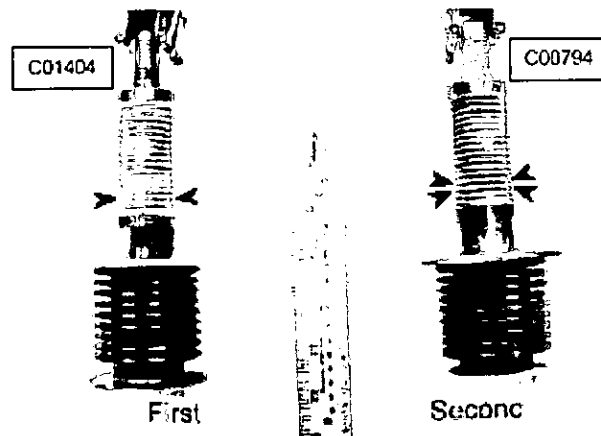


Figura No 1

Mag. : 0.8 x

Aspecto de los BELLOWS involucrados en los dos accidentes de la Empresa CALIMA. La fisura esta localizada en la cúspide de la segunda espiral para la unidad C01404 (Primer accidente) mientras que para la unidad C00794 (Segundo accidente), la fisura se presenta en la cúspide de la segunda y tercera espiral. La orientación de los BELLOWS es con la fisura hacia arriba.

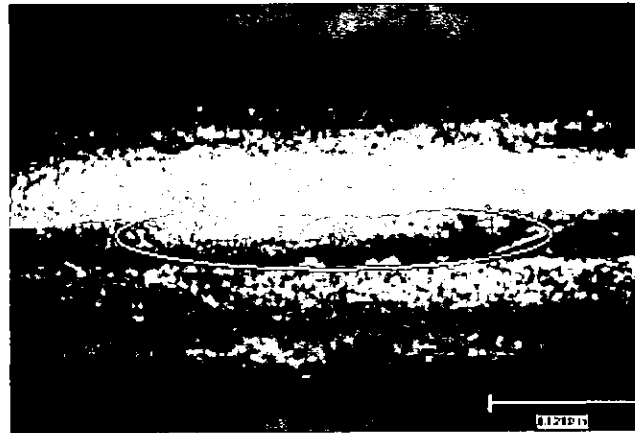


Figura No 2

Mag.: 50.8 x

Unidad C01404. Fisura circunferencial en la cúspide en la segunda espiral. La fisura esta localizada en una región en donde se muestra una parte brillante sugiriendo que el rozamiento ocurrió en esa área.



FIG No 3

Mag.: 98 x

El Examen del BELLOWS también fue efectuado utilizando el Microscopio Electrónico con Escáner para mostrar el aspecto de la fisura, La fisura tiene una longitud de 0.047 pulg. (1.2 mm) en dirección circunferencial.



Fig. No 4

Mag.: 30.7 x

Unidad C00794 Fisura más grande en la cresta de la segunda espiral. Esta fisura tiene aproximadamente 0.085 pulg. (2.2 mm) a lo largo de la dirección circunferencial. La fisura muestra también ramificaciones en dirección longitudinal. (Ver flechas) La fisura esta localizada en la cresta de la espiral en una área pulida y brillante.



Figura No 5

Mag.:70 x

Unidad C01404. aspecto de la fisura mas larga, localizada a lo largo de la segunda espiral utilizando el SEM



Fig. No 6

Mag.: 175 x

Unidad C00794. Aspecto de la fisura mas pequeña a lo largo de la tercera espiral utilizando el SEM. Esta fisura tiene una longitud de 0.02 pulg. (0.5 mm)

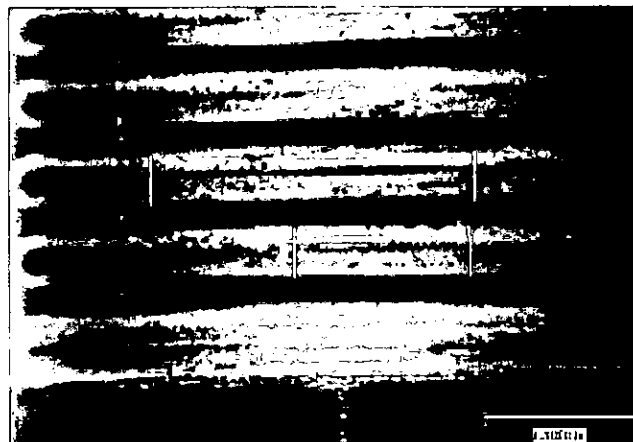


Fig. No 7

Mag.: 10.5 x

Unidad C01404. Aspecto de la cresta de la primera espiral mostrando las marcas pulidas a un lado de la espiral de la fisura.

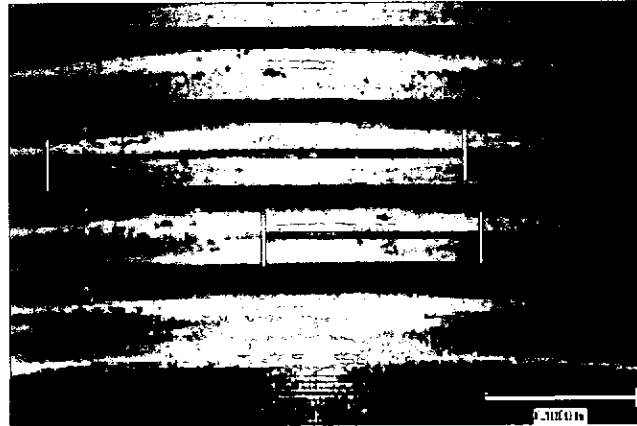


Fig. No 8

Mag.: 10.5 x

Unidad C01404. Aspecto de la cresta de las espirales a 180 grados de la región mostrada en la figura No 7.

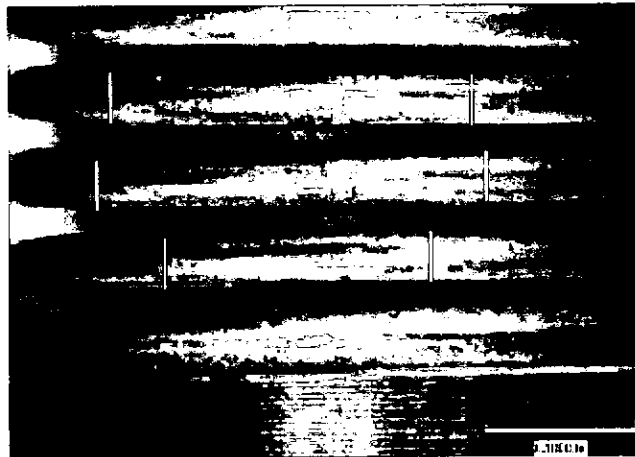


Fig. No 9

Mag.: 10.5 x

Unidad C00794. Aspecto de la cresta de las espirales al lado de la fisura mostrando la región pulida.

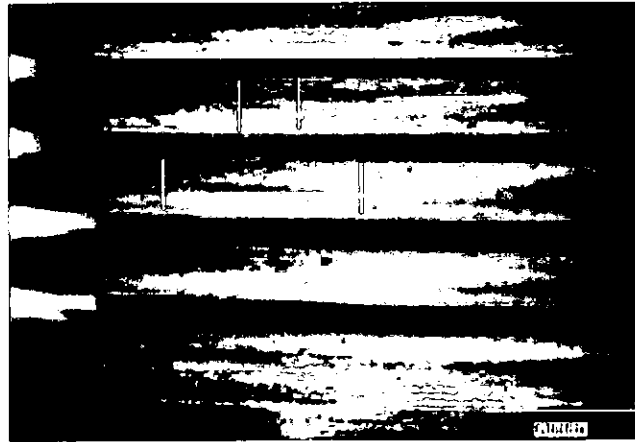


Fig. 10
Mag.: 10.5 x

Unidad C00794. Cresta de la espiral a 180 grados de la posición de la fisura mostrando las marcas brillantes sobre las crestas. El brillo no es muy pronunciado.

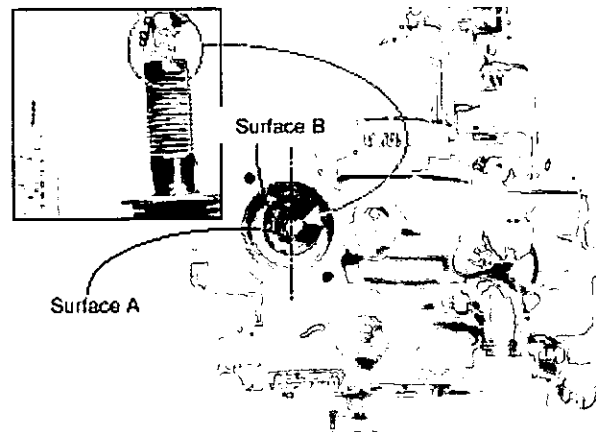


Fig. No 11

Aspecto de la cavidad del BELLOW del FCU del motor S/N c75044 de la planta motriz PT6A-34AG S/N PH0226. El engranaje final del BELLOW (Mostrado en la parte interior) encaja en el hoyo semicircular en la cavidad baja (Flecha azul suave) Marcas del BELLOW fueron encontradas en el plano superior. (Ver línea punteada) Unas pruebas fueron efectuadas en la cavidad y se encontraron marcas, indicado por una pequeña flecha próxima a la cresta 0.95 pulg. (24 mm) de la parte superior de la cavidad. Estas marcas indican que el BELLOW estuvo en contacto con el alojamiento del FCU.

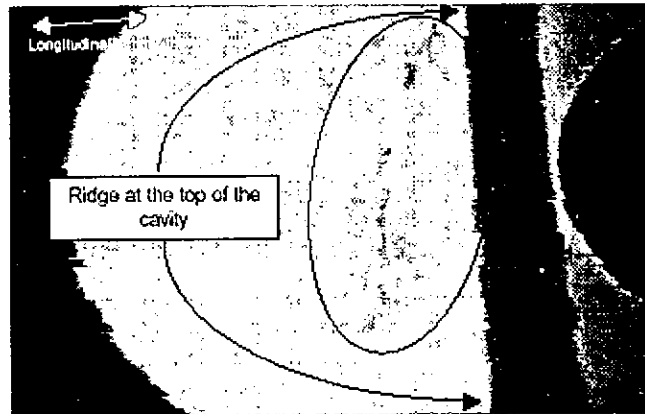


Fig. No 12

Las marcas (Área circulada) visibles próximas a la cresta en la cavidad del BELLOW de aceleración del FCU del motor PH0226 estas marcas son visibles del lado A de la cavidad (figura 11).

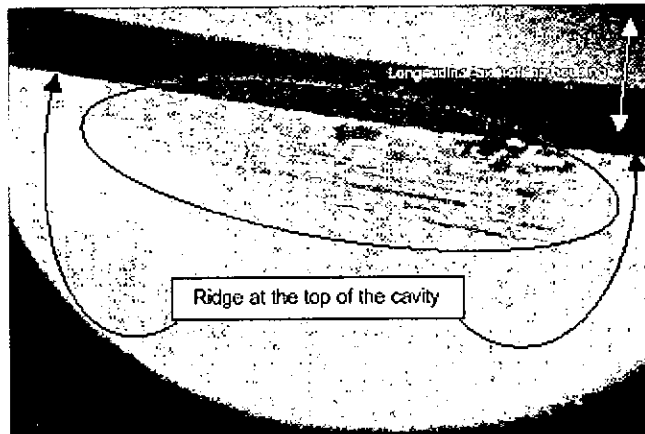


Fig. No 13

Marcas de rayas (Área circulada) visibles próximas a la cresta en la cavidad del FCU del BELLOW de aceleración del motor PH0226 estas marcas fueron visibles en el lado B de la cavidad. (figura 11)

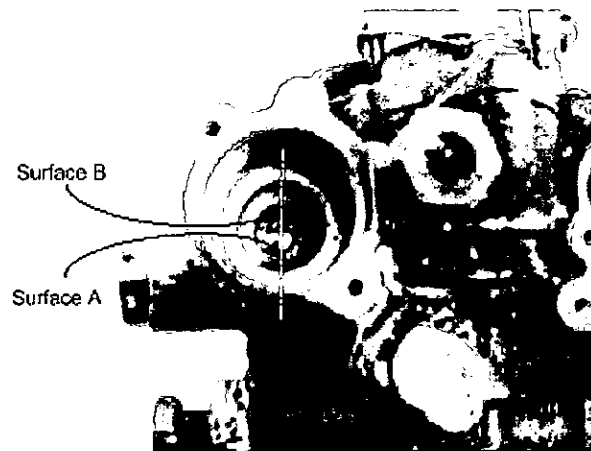


Fig. No 14

Aspecto de la cavidad del BELLOW del FCU S/N c73053 del motor PT6-11AG S/N RH0077. Pruebas fueron efectuadas en la cavidad y se encontraron marcas, indicadas en el dibujo por la línea punteada próximo a la cresta aproximadamente de 0.95 pulg. (24 mm) de la parte inferior de la cavidad. Estas marcas indican que el BELLOW estuvo en contacto con el alojamiento durante la operación.

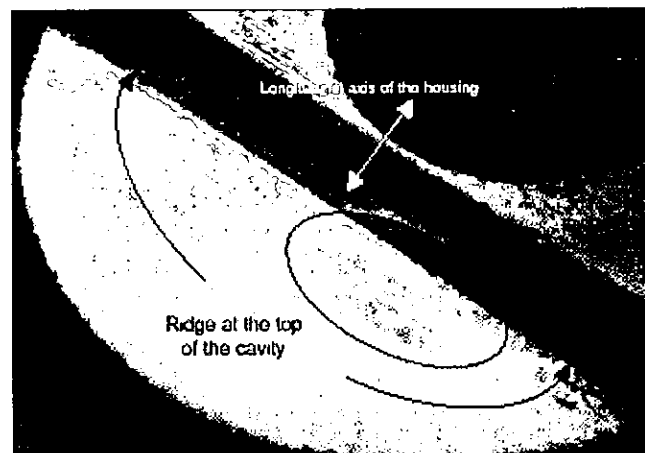


Fig. No 15

Marcas muy suaves (Área circulada) visibles próximas a la cresta en la cavidad del FCU del BELLOW de aceleración del motor RH077. Estas marcas son visibles en el lado A de la cavidad. (figura 14)

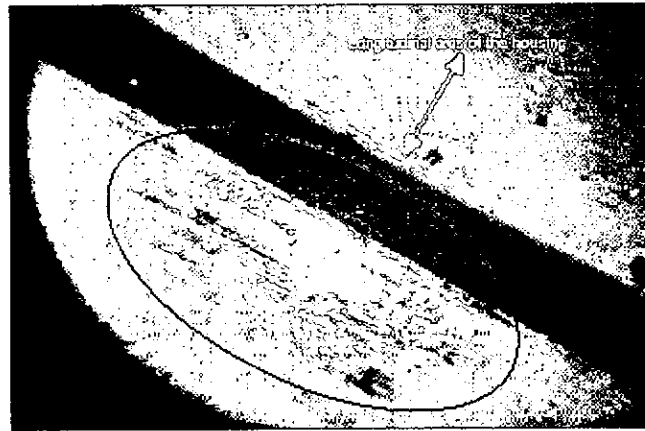


Fig. No 16

Marcas fuertes (Área circulada) visibles próximas a la cresta en la cavidad del FCU del BELLOW de aceleración del motor RH0077. Estas marcas son visibles en el lado B (figura 14) esta región esta alineada con la fisura de la espiral en el BELLOW.

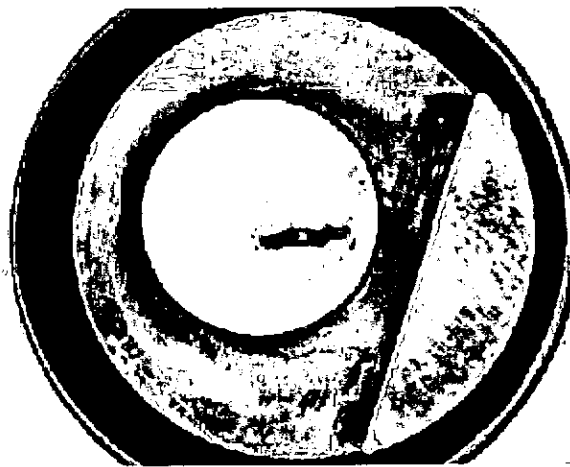


Fig. No 17

Mag.:6.5 x

Unidad C01404. Aspecto del residuo de carburo una vez que el BELLOW de aceleración fue cortado de la unidad. Una línea con un punto en la mitad es claramente visible en el residuo. El punto corresponde al centro geométrico de la unidad.

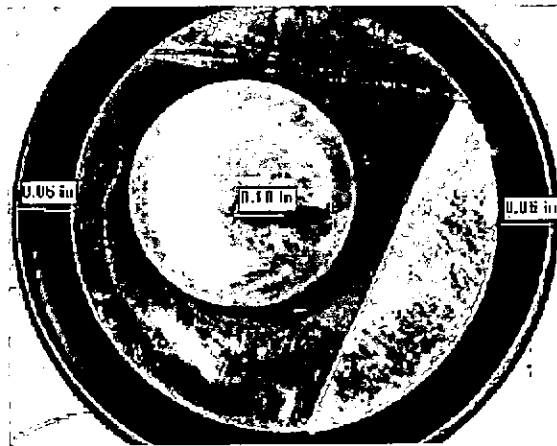


Fig. No 18

Mag.: 6.3 x

Unidad C01404. Lo mismo que la figura anterior pero con las dimensiones incluidas mostrando que la marca en el residuo es mas pequeña que la abertura entre el BELLOW de aceleración y el anillo del BELLOW guía.

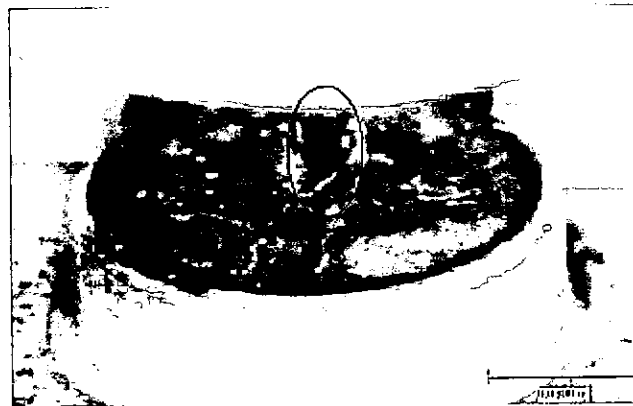


Fig. 19

Mag.:13.1 x

Unidad C00794 antes de remover el Bellow de Aceleración. Se encuentra una huella visible.

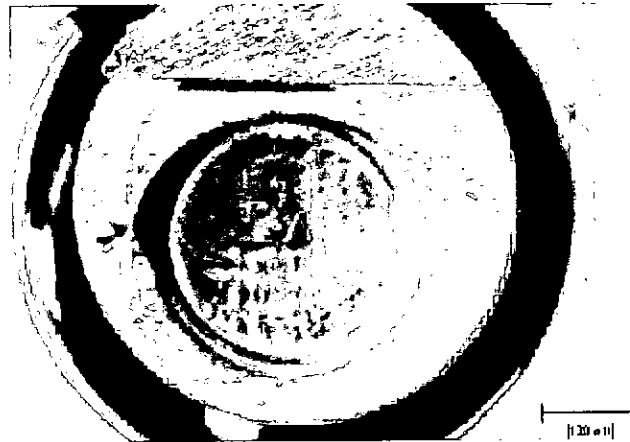


FIG No 20

Mag.:6.6 x

Unidad C00794 después de ser removida del Bellow de Aceleración la línea es visible en la figura, la línea tiene 0.098 in de largo y pasa cerca del centro geométrico hay una marca muy suave que esta asociada con esta línea y es el resultado de un frotamiento. La línea no es completamente simétrica con el centro esto es consistente con el hecho del pulimento de un lado del Bellow es mas extenso.

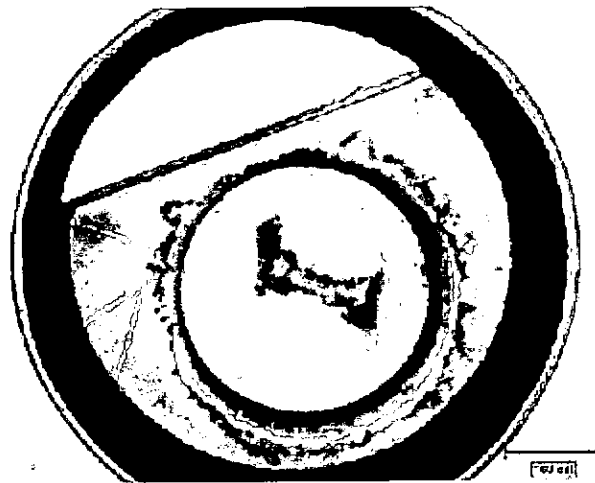


Fig. No 21

Mag.: 6.6 x

Marca de un patrón en una unidad nueva. El punto rojo indica la posición del centro geométrico de la parte. La línea no pasa a través del centro y no es simétrica con respecto a esta posición.

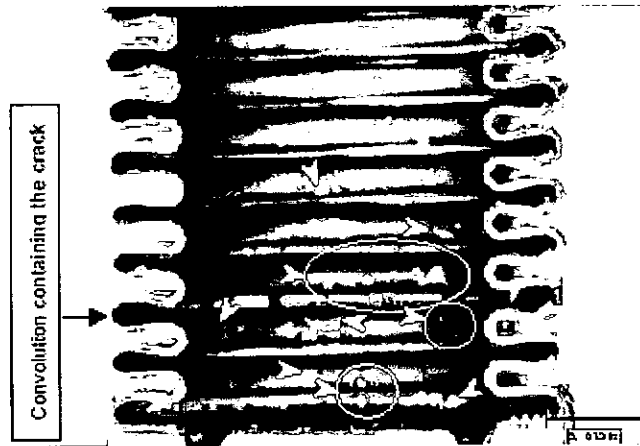


Fig. No 22

Mag.: 6.6 x

Aspecto de la superficie en la parte interna del BELLOW de la unidad C01401 las manchas (Flechas) son visibles en las primeras espirales próximas en la parte superior y en la parte inferior.

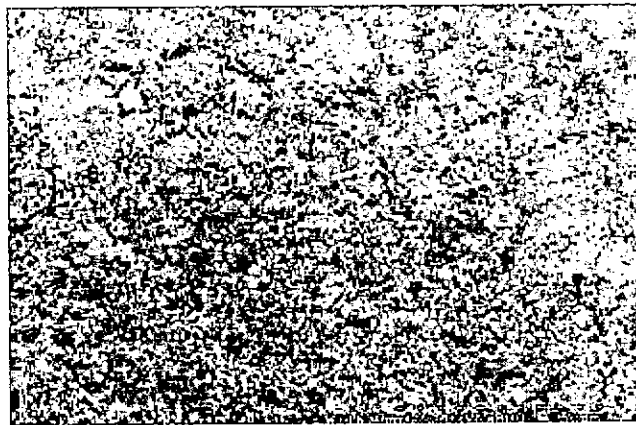


Fig. No 23

Mag.: 700 x

Unidad C01401. Aspectos de la superficie interior en una ampliación magnificada sobre una espiral cerca de la parte final en uno de sus montajes.



Fig. No 24

Mag.: 520 x

Unidad C01401 Aspecto de la fisura en la superficie en la parte externa de uno de sus pliegues mostrando las líneas en la interfase entre los pliegues. (Flechas. Estas líneas indican que la fisura estaba propagada en la parte exterior de la superficie interior. Área demarcada con un círculo que se encuentra ampliada. (Fig. 25)



Fig. No 25

Mag.: 4,500 x

Unidad C01401. Varias estrías débiles (Ubicadas Entre las flechas) próximas a la superficie interior del pliegue exterior. La distancia entre las estrías es de aproximadamente 0.00005 pulg. Esto corresponde a una fisura con una alta rata de propagación., Sugiriendo que la carga esta comúnmente asociada con un alto estrés con una vibración de amplitud alta.. Esto proviene del hecho de que la dureza de la parte es baja. Consecuentemente, un largo desplazamiento del Bellow se necesita para obtener un alto nivel de estrés.



Fig. No 26

Mag.: 1,040 x

Unidad C01401. Fractura de la superficie en los pliegues interiores. La Fractura de la superficie es típica de fatiga de agrietamiento. Las líneas indican que la grieta se inicio en la superficie interior del Bellow.



Fig. No 27

Mag.: 3,600 x

Unidad C01401. Una región mostrando las estrías próximas a la superficie interior del Bellow, confirmando un mecanismo de fatiga. La rata de propagación de la grieta espaciada de la estría es de aproximadamente $1.6 \times 0,0005$ pulg/siclo similar a la observada previamente. Esto se debe a una vibración de a alta amplitud.



Fig. No 28
Mag.: 13.1 x

Aspecto de la superficie interior del Bellow de la unidad C00794. La fisura fue visible a lo largo de la segunda espiral mostrando el mismo patrón que la grieta en el pliegue exterior. (Ver Fig. 4 y 5) La grieta no fue observada en la región correspondiente a la tercera espiral donde la fisura fue también visible en la superficie externa. Manchando similarmente de forma similar a la unidad C01401 esta se noto en la superficie interior.



Fig. No 29
Mag.: 1,325 x

Unidad C00794. Evidencia de una ofensiva inter granular (flechas blancas) en la región próxima al final del montaje.

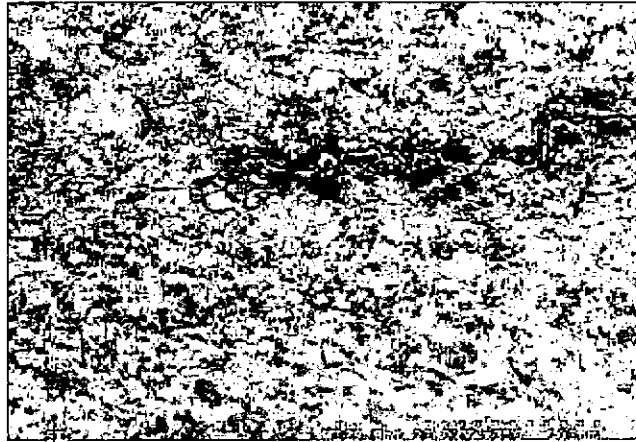


Fig. No 30

Mag.: 300 x

Unidad C00794. Una de las extremidades a lo largo de la fisura mostrando una cadena de micro fisuras en la superficie interior del pliegue interior. Estas fisuras parecen seguir la veta en los limites alineadas a lo largo del eje circunferencial del Bellow.

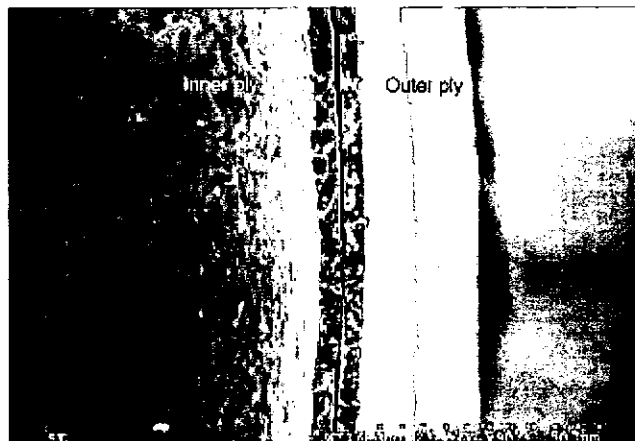


Fig. No 31

Mag.: 78 x

Unidad C00794. Aspecto de ambas fisuras de la superficie. Las superficies fueron relativamente planas sugiriendo una fatiga mecanizada. Pequeñas líneas son visibles e indican una propagación de la superficie interior a través de la superficie.

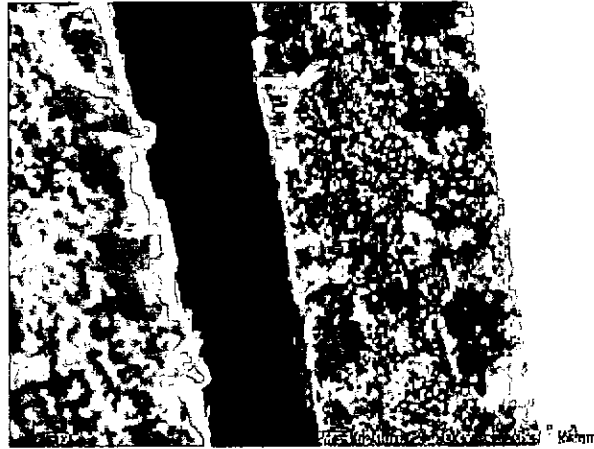


Fig. No 32

Mag.. 880 x

Unidad C00794. Aspecto de la fractura de la superficie de la capa interior. La fractura de la superficie es plana sugiriendo una fatiga de carga. Pequeñas líneas son visibles de la interfase entre los pliegues indicando una propagación de la grieta a través del exterior en esa área. La fractura de la superficie esta cubierta con partículas. El análisis químico de estos residuos principalmente muestra la presencia de aluminio, silicona, sulfuro, oxígeno y carbón.

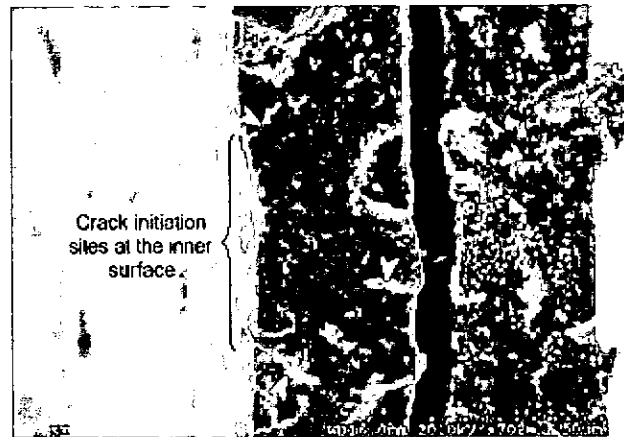


Fig. No 33

Mag.: 600 x

Unidad C00794. Aspecto de la fractura de superficie del pliegue interior. Pequeñas líneas son visibles, indicando la iniciación del progreso dela fisura a través de la superficie exterior.

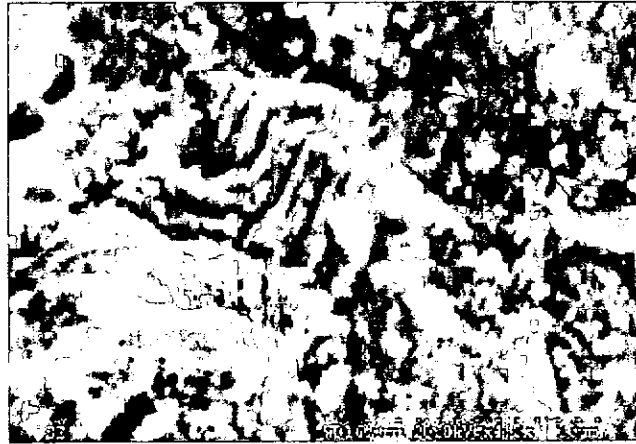


Fig. No 34

Mag.: 3,500 x

Unidad C00794. Estrías de fatiga próximas a la superficie del pliegue interior. Pequeñas estrías en la parte derecha lleva una rata local de propagación de 1.8×0.00005 pulg/ciclo.

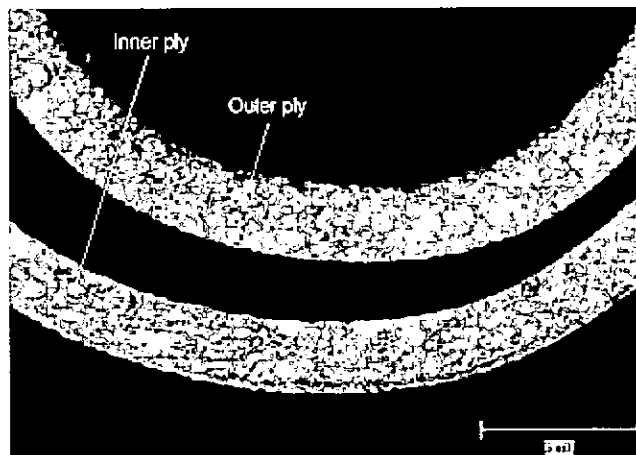


Fig. No 35

Mag.: 212.5 x

Unidad C01401. Micro estructura del material del Bellow en una región. Los granos son equidistantes en ambos pliegues.



Fig. No 36
Mag:: 212.5 x

Unidad nueva.(C0011) Misma región mostrada en la Fig. anterior microestructuralmente equidistante.

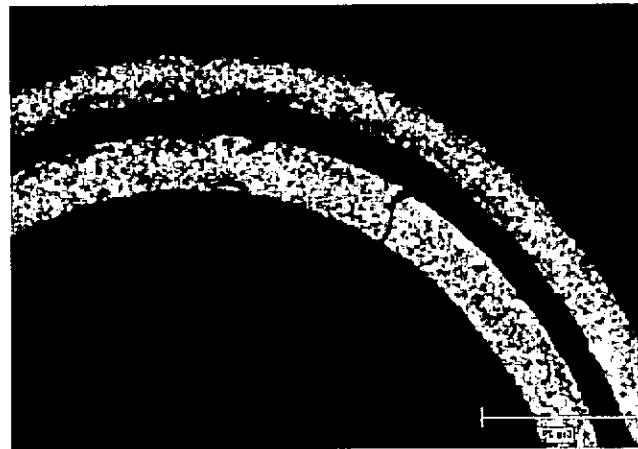
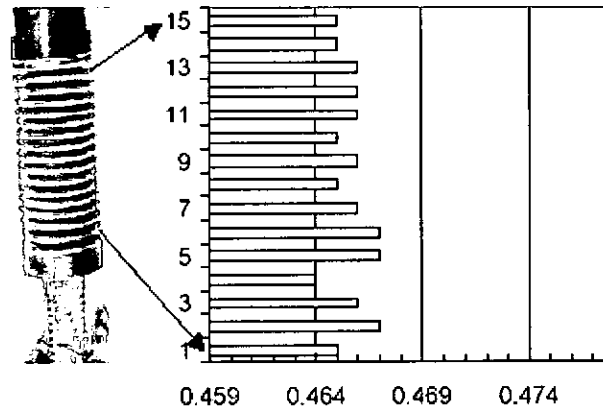


Fig. No 37
Mag:: 212.5

Fisuras en la pared interior de la unidad C01401 en la espiral cerca de la fisura mayor.

Análisis dimensional del Bellow C00794 comparándola con la nueva unidad.

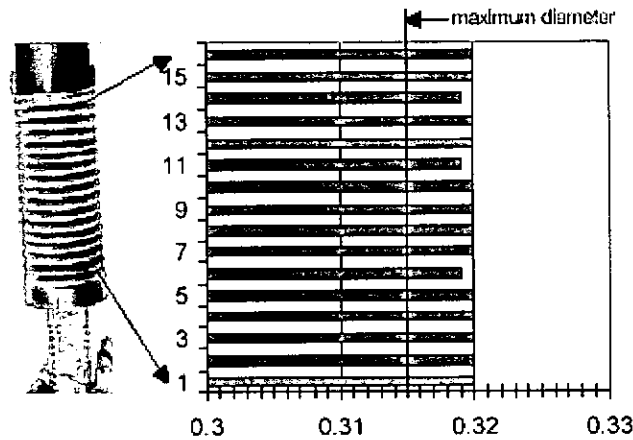
Los diámetros en las regiones y en las crestas del BELLOW de Aceleración de la unidad C00794, se midió utilizando un comparador óptico. Además se midió el grado de inclinación del espiral. Los resultados se presentan en las figuras A1, A2 y A3. Se realizaron el mismo tipo de mediciones en el Bellow nuevo. Los resultados se presentan en las figuras A4, A5 y A6.



Diámetro en pulg.

Fig. A1-1 El diámetro en la cresta de las espirales de la unidad C00794.

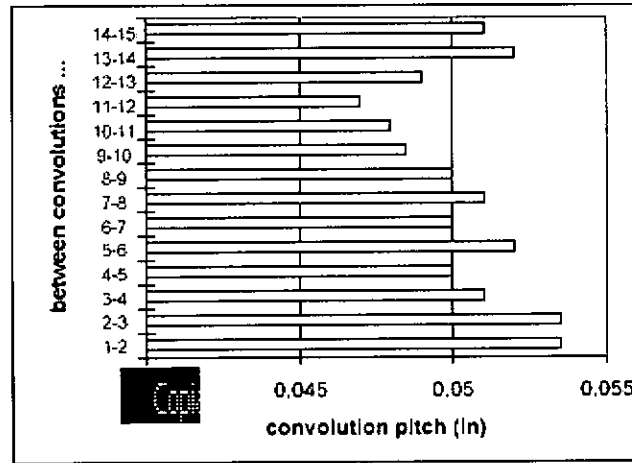
La extensión del eje x representa las tolerancias del diseño No 3244102 para el diámetro exterior (0.459 pulgadas – 0.478 pulgadas). Estos resultados demuestran que el diámetro externo esta dentro de las tolerancias.



Diámetro en pulg.

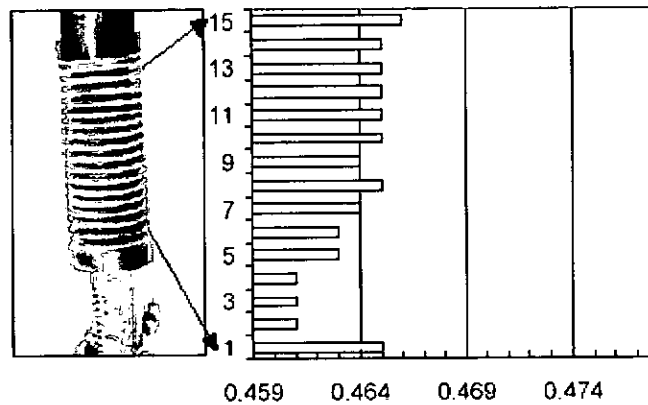
Fig. A1-2. El diámetro en la región para la unidad C00794.

El valor mínimo del eje X corresponde a la tolerancia mínima en la zona, mientras que en la línea vertical a 0.315 pulgadas corresponde a la tolerancia del diseño No 3244102 (0.300 pulgadas – 0.315 pulgadas). Las dimensiones están levemente por encima del máximo.



Diámetro en pulg.

Fig. A1-3. La distancia entre dos espirales consecutivas en el Bellow de Aceleración. (Unidad C00794)



Diámetro en pulg.

Fig. A1-4. El diámetro en la cresta de las espirales para la unidad nueva. La extensión del eje X representa las tolerancias del diseño No 3244102 para el diámetro externo (0.459 pulg.- 0.478 pulg.). Estos resultados demuestran el diámetro externo esta dentro de las tolerancias. Los resultados son similares a los obtenidos en la unidad C01401.

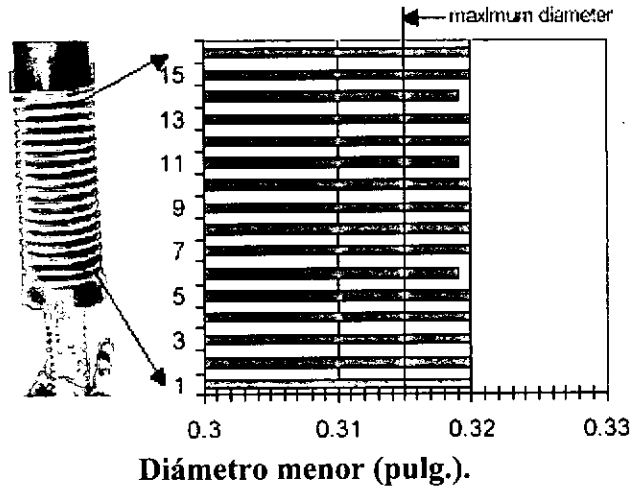


Fig. A1-5. Diámetro en la zona para la unidad C0013.(unidad nueva) El valor mínimo del eje X corresponde a la tolerancia mínima en la zona mientras que la línea vertical a 0.315 pulg. Corresponde a la tolerancia máxima del diseño No 3244102 (0.300 pulg.) - 0.315 pulg.). Las dimensiones están levemente por encima del máximo. Los resultados son similares a esos obtenidos para la unidad C01401.

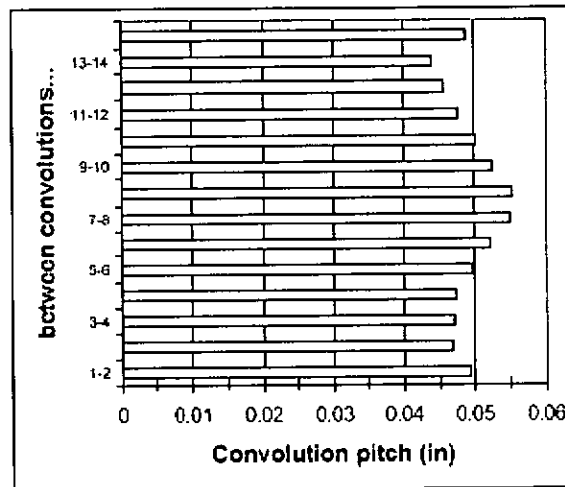


Fig. A1-6. Distancia entre dos espirales consecutivas en el Bellow de aceleración de la nueva unidad. (unidad C0013)



MEDIDAS DE LAS MICRO DUREZAS

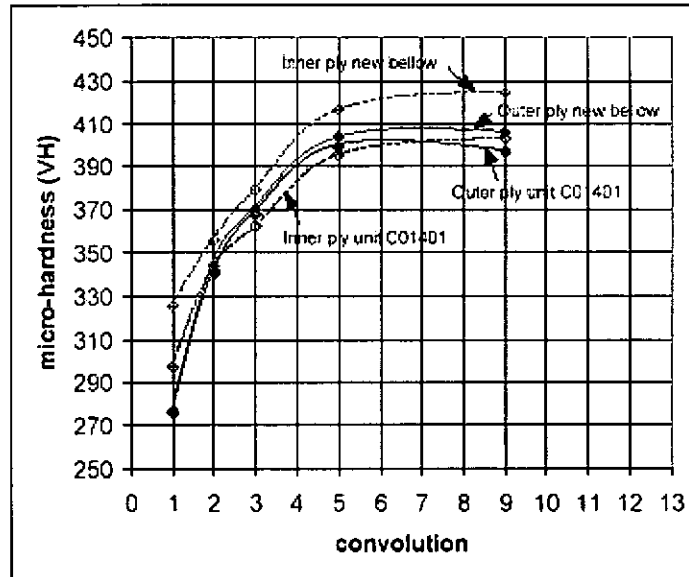


Fig. A2-1. Mediciones de las micro durezas en la cresta de las espirales. Espiral No 1 es la primera espiral completa desde la sección media de la unidad. Comparación entre la unidad C01401 (Implicada en el accidente en el cual no hubo incendio), y un nuevo Bellow, unidad C0011. Las micro durezas se muestran sin el intervalo de confianza. Los resultados varían en la misma manera para las dos unidades. La dureza de la nueva unidad esta levemente por encima de los resultados para la unidad C01401. Sin embargo, la variación no es significativa estadísticamente.

1.17 INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN

La compañía esta conformada por una junta directiva, un presidente, un vicepresidente ejecutivo, un director de operaciones, 15 pilotos, un director de mantenimiento y 12 técnicos que conforman el grupo de mantenimiento.

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL

No aplicable.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES

No aplicable.



2.0 ANÁLISIS

El piloto reunía todos los requisitos exigidos por la Autoridad Aeronáutica Colombiana para efectuar sus actividades de vuelo, contaba con suficiente experiencia en el equipo accidentado.

La aeronave cumplía también con los requisitos exigidos por la autoridad aeronáutica y la casa fabricante lo mismo que sus boletines de servicio que se encontraban realizados y sus directivas de aeronavegabilidad se encontraban al día.

El motivo de cambio del motor se debió a que este cumplía sus horas por overhaul, la instalación de la nueva planta motriz la ejercieron personal capacitado y licenciado por la U.A.E.A.C. este cambio se llevo acabo en las instalaciones de la empresa y las pruebas se llevaron de acuerdo a lo estipulado por los manuales aprobados y suministrados por Pratt & Whitney, la casa fabricante.

En el vuelo de comprobación el piloto al hacer la primera reducción a 2100 RPM sintió un fuerte ruido que no se pudo determinar su procedencia durante la investigación, no hubo relación alguna con la inmediata perdida de potencia de la planta motriz.

Durante la investigación se comprobó que la causa de la perdida de potencia del motor se debió a la falla del **BELLOWS**, componente que censa la presión de aire de salida del compresor regulando el flujo de combustible de acuerdo a la cantidad de aire de salida del compresor en el **FUEL CONTROL UNIT**, por esta razón el piloto no tuvo ningún control de potencia sobre la planta motriz.

El resultado directo de la falla del **BELLOWS DE ACELERACIÓN**, era cerrar la válvula reguladora de combustible y solo permitir que el "flujo mínimo de combustible" llegara al motor. El "flujo mínimo de combustible" es insuficiente para proveer la potencia útil del motor.

Durante la revisión de los eventos que rodearon el accidente de calima, uno de los mas comunes factores interesantes que se identifico, fue que la perdida inadvertida de potencia del motor ocurrió inmediatamente después de una reducción de la velocidad de la hélice.

El estado del tiempo al momento del accidente era favorable para efectuar las operaciones que se estaban realizando.

3.0 CONCLUSIONES

- El piloto tenia su licencia medica vigente.
- El piloto tenia una vasta experiencia en el equipo



- El piloto no presentaba fatiga de vuelo
- El piloto efectuó un despegue interrumpido.
- El piloto se declaró en emergencia
- El piloto cumplió con los procedimientos prevuelo
- Las acciones del piloto no fueron factor contribuyente en el accidente.
- Al piloto no se le efectuaron exámenes toxicológicos.
- La documentación de la aeronave se encontraba de acuerdo a lo estipulado por el fabricante y la autoridad Aeronáutica.
- El Peso y Balance se encontraba dentro de los límites operacionales.
- La aeronave estaba certificada, equipada y mantenida de acuerdo a lo estipulado por la Autoridad Aeronáutica Colombiana.
- La aeronave se encontraba aeronavegable y no había reportes de carácter técnico que afectaran la seguridad de vuelo.
- La aeronave tenía sus boletines de servicio y sus directivas de aeronavegabilidad cumplidas de acuerdo a lo estipulado por el fabricante y la autoridad aeronáutica.
- La planta motriz de la aeronave perdió potencia momentos después del despegue.
- El **BELLOWS** no cumplía con las dimensiones estipuladas por el fabricante.
- Al **BELLOWS** se le encontró agrietamiento al efectuársele un análisis microscópico.
- Una vibración desconocida e imperceptible fue la causa del agrietamiento del **BELLOWS**.
- La falla del **BELLOWS** ocasionó la pérdida de potencia en el motor.
- El estado del tiempo era favorable para la operación que se estaba efectuando.
- El factor meteorológico no fue factor contribuyente en el accidente.



CAUSA PROBABLE

Falla del “**BELLOWS de ACELERACIÓN**” en el **FUEL CONTROL UNIT (FCU)** que hizo que la válvula medidora se cerrara llevando el FCU a flujo mínimo dejando sin potencia la planta motriz.

4.0 RECOMENDACIONES

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA:

- Hacer un seguimiento efectivo a las recomendaciones efectuadas en este informe.

A PRATT & WHITNEY CANADA:

- Que se efectuó una revisión del proceso de Control de calidad que llevan a cabo los fabricantes de los **BELLOWS** con la finalidad de asegurar el cumplimiento de los diseños en cuanto a los materiales y procesos de fabricación se refiere.
- Diseñar un **BELLOWS** cuya frecuencia de resonancia este libre de cualquier frecuencia que afecte el buen funcionamiento de dicho componente teniendo en cuenta sus condiciones de operación.
- Que se implementen métodos de inspección severa de overhaul para detectar cualquier marca de contacto, ya sea en la unidad de los Bellows o en el diámetro interior del FCU.
- Modificar un FCU con la instalación de sondas de proximidad y vibración de la unidad sobre un rango amplio de frecuencias a identificar: a) la frecuencia resonante instalada de la unidad de los Bellows y b) lo que las frecuencias de vibración completas pueden afectar la unidad de los Bellows a resonar.
- Con este conocimiento, revisar todas las frecuencias de vibración conocidas relacionadas con el motor y la estructura del avión.

ACCIÓN FUTURA

Si la causa de la vibración no se puede identificar, una modificación a la FCU / interfase de los **BELLOWS** puede ser considerada, para disminuir cualquier vibración posible y/o restringir la moción vertical de la parte central del ensamblaje de los **BELLOWS**.



A LA EMPRESA EXPLOTADORA:

- Por medio del departamento de Seguridad Aérea hacer conocer este informe a todo el personal involucrado en las operaciones aéreas.
- Diseñar un plan de acción de emergencia (PAE) para que el personal de la empresa lo ejecute cuando sea requerido.

Vo.Bo.

Capitán RODRIGO CABRERA CONSTAIN
Secretario Técnico del Consejo de Seguridad Aeronáutico

Doctor JUAN CARLOS VELEZ URIBE
Director General U.A.E.A.C



LA UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONAUTICA CIVIL QUIERE EXPRESAR SU AGRADECIMIENTO POR LA COLABORACION EN EL DESARROLLO DE ESTA INVESTIGACIÓN A LAS SIGUIENTES ENTIDADES:

TRANSPORT SAFETY BOARD DE CANADA

PRATT & WHITNEY CANADA

AYRES CORPORATION

CALIMA S.A.

UNIBAN S.A.

