

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

C.I. UNIBAN S.A.

“CALIMA S.A.”

HK-3446-E

AYRES S2R-T34

APARTADO - ANTIOQUIA

05 DE DICIEMBRE DE 2000



**UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONAUTICA CIVIL
OFICINA DE CONTROL Y SEGURIDAD AEREA
DIVISIÓN NORMAS DE VUELO
GRUPO PREVENCIÓN E INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES**

INFORME ACCIDENTE DE AVIACIÓN

MATRICULA:	HK-3446-E
MARCA:	AYRES
SERIE No:	T34099DC
MODELO:	S2R-T34
PROPIETARIO:	"C.I. UNIBAN S.A"
EXPLOTADOR:	"CALIMA SA"
LUGAR DEL ACCIDENTE:	FINCA" LA NAVARRA" MUNICIPIO DE APARTADO ANTIOQUIA, COLOMBIA
FECHA DEL ACCIDENTE:	DIC-05-2000
HORA DEL ACCIDENTE:	15:35 HL



1.0 INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1 RESEÑA DEL VUELO

La aeronave HK-3446-E, propiedad de la empresa **C.I. UNIBAN S.A** y operada por la compañía **AEROFUMIGACIONES CALIMA S.A.** despegó a las 15:30 HL de la pista los **PLANES** ubicada en el municipio de Apartado, departamento de Antioquia-Colombia, para efectuar un vuelo de comprobación a un motor con 43 horas de vuelo de instalado, ya que la anterior planta motriz de ese avión quedo irreparable en un incidente ocurrido anteriormente.

El piloto después de haber efectuado el prevuelo y las pruebas correspondientes a la aeronave se dirigió a la cabecera 02 para realizar el trabajo asignado, la carrera de despegue y el ascenso inicial se desarrollaron de una manera normal, con una altitud de 500 pies sobre el terreno el piloto inició la reducción normal de potencia de 2200 a 2100 RPM y cuando termino la disminución a este rango, el motor sorpresivamente perdió todo su empuje aparentemente sin razón alguna.

El piloto al comprobar la falla inició los procedimientos correspondientes para corregirla, tratando de reiniciar el motor sin ningún resultado, al ver que no tenia ningún control sobre el motor, inmediatamente se comunicó con la torre de control de **LOS CEDROS** para notificarles que el motor había perdido toda la potencia y por lo tanto iba a efectuar un aterrizaje de emergencia en un terreno cercano al aeródromo ya que no alcanzaba a llegar a la pista.

La maniobra la efectuó exitosamente ya que logró aterrizar la aeronave en una plantación de banano sin ningún contratiempo.

El piloto abandonó la aeronave ileso y por sus propios medios.

El accidente ocurrió con luz diurna.

1.2 LESIONES A PERSONAS

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



1.3 DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

Fractura de los dos trenes de aterrizaje, abolladuras en los bordes de ataque de los planos y daños en la hélice del motor.

1.4 OTROS DAÑOS

Daños en la plantación de banano aproximadamente en una hectárea.

1.5 INFORMACION SOBRE EL PERSONAL

NOMBRE:	JAVIER ADALBERTO
APELLIDOS:	COLUNGE BENAVIDEZ
EDAD:	54 AÑOS
NACIONALIDAD:	COLOMBIANA
LICENCIA:	IVA-A1264 PC-1816
CERTIFICADO MEDICO:	14951291 VIG-24-12-2000
EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO:	C-172, PA22, PONY 235, PA-18, C-150, C-180, C-206, C-A188, S2RT-34, AGCAT SCHWEIZER
TOTAL HORAS DE VUELO:	10.364:41
ULTIMO CHEQUEO EN EL EQUIPO:	04-07-2000
TOTAL HORAS EN EL EQUIPO:	2.837:06
HORAS DE VUELO ULTIMOS 90 DIAS:	105:49
HORAS DE VUELO ULTIMOS 30 DIAS:	30:00
HORAS DE VUELO ULTIMOS 3 DIAS:	04:24

**1.6 INFORMACION SOBRE LA AERONAVE****AERONAVE**

MARCA:	AYRES TURBO THRUSH
MODELO:	S2R-T34
SERIE No:	T34099DC
MATRICULA:	HK-3446-E
FECHA DE FABRICACIÓN:	1988
CERTIFICADO DE MATRICULA:	No R003214
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD:	001237 INDEF
FECHA ULTIMA INSPECCION Y TIPO:	Inspección de 100 HRS 26-11-2000
FECHA ULTIMO SERVICIO:	26-11-2000
TOTAL HORAS DE VUELO:	5.129:30
TOTAL HORAS DURG:	00:00

MOTOR

MARCA:	PRATT & WHITNEY CANADA
MODELO:	PT6A-34AG
SERIE :	PCE-PH0226
TOTAL HORAS DE VUELO:	43:48
TOTAL HORAS DURG:	43:48
ULTIMO SERVICIO:	18 08-2000

HELICE

MARCA:	HARTZELL
---------------	----------



MODELO:	HC-B3TN-3D
SERIE No:	BUA22179
TOTAL HORAS:	00:00
TOTAL HORAS DURG:	00:00

1.7 INFORMACION METEOROLÓGICA

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 fueron normales con la torre de control hasta el momento en que el piloto se declaró en emergencia.

1.10 INFORMACION DE AERODROMO

La pista de los Planes pertenece a la empresa **COMERCIALIZADORA INTERNACIONAL "UNIBAN S.A."** esta se encuentra ubicada en el municipio de 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 la superficie es de asfalto.

1.11 REGISTRADORES DE VUELO

No aplicable.



1.12 INFORMACION SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

La aeronave impactó con un cultivo de banano a baja velocidad, con un rumbo de 220° quedando toda su estructura compacta, con daños en los bordes de ataque, puntas de ala y trenes de aterrizaje.

La preparación de la emergencia que efectuó el piloto sobre la plantación de banano hizo que la aeronave tuviera pocos daños estructurales.

1.13 INFORMACION MEDICA Y PATOLÓGICA

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

Por el fuerte impacto sobre el terreno el tripulante presento trauma de tejidos blandos en la región lumbar sin lesiones en la columna vertebral.

Se le efectuaron exámenes toxicológicos con resultados negativos para alcoholemia y sicotrópicos.

1.14 INCENDIO

No hubo.

1.15 SUPERVIVENCIA

El espacio ocupacional del piloto sufrió pocos daños debido a la baja velocidad con que impacto el terreno.

Este accidente tuvo capacidad de supervivencia debido a las pocas gravedades que soportó el avión al momento del impacto.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

Desarme del Motor

El motor fue desarmado en las instalaciones de PRATT & WITHNEY en la ciudad de MONTREAL, CANADA en presencia del fabricante del motor, la autoridad Aeronáutica Colombiana y la empresa Explotadora.



La planta motriz mostró rotación interna consistente con el evento, es decir con poca o ninguna potencia.

No hubo indicación de vibración anormal en ninguno de los componentes examinados ni daños mecánicos que hubieran afectado el funcionamiento del motor antes del impacto.

Análisis y desarme de los Componentes

La Unidad de Control de Combustible (FCU) del motor S/N PH0226 fue ensayada en un banco de pruebas y se encontró que estaba limitada en flujo de combustible disponible a la condición "mínima de flujo." (Aproximadamente 80lb/hr) El FCU fue desarmado y la unidad de BELLOWS removida.

Se chequeó la parte del BELLOWS de ACELERACION dimensionalmente en su longitud y se encontró que estaba aproximadamente +0.062" por encima del límite permisible. Esta cantidad de aumento fue una indicación directa de que el BELLOWS se había roto y no continuaba conteniendo un vacío "(vacuum)".

El resultado directo de la falla del BELLOWS de ACELERACION, 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.

La unidad BELLOWS del FCU del motor S/N RH0077 se instaló después en el FCU del motor S/N PH0226 y ensayado en el banco de pruebas, el resultado fue idéntico al instalado en el motor S/N PH0226 con el flujo de combustible máximo disponible, estando limitado a aproximadamente 80 lb/hora.

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 de leva también se encontró gastado. (~0.005") También 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 son una indicación de que la unidad del BELLOW había estado vibrando de manera significativa, pero todavía no habían 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. Los exámenes 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 "breach of vacuum", la extensión del BELLOWS y el mal funcionamiento del mecanismo.
2. La abertura de la fisura en la unidad mostró que el BELLOWS de ACELERACION se fracturo 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, principalmente asociados con vibraciones de gran amplitud durante su funcionamiento.
3. Los porcentajes de propagación de la fisura fueron altos, conduciendo la 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 noto 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 interno de la unidad FCU.

Acciones Subsecuentes

En una tentativa para tratar y duplicar las condiciones que condujeron a la fractura de la unidad del BELLOWS, un motor PT6A-34AG fue instalado e instrumentado en una aeronave Turbo-Thrush Ayres con equipo de monitoreo de vibración y mas tarde sujeto a una serie de pruebas en tierra y en vuelo. Estas pruebas se llevaron a cabo en las instalaciones de la empresa AYRES en Albany, Georgia el 18 al 21 de Abril de 2001.

Los resultados de estas pruebas revelaron las siguientes conclusiones:

1. Los niveles de vibración registrados en el FCU durante la prueba fueron típicos de esos registrados en otro motor PT6A durante pruebas similares. No hubo frecuencias inusuales o niveles altos inusuales vistos en esta prueba.



2. Las vibraciones del FCU fueron más fuertes durante los despegues con viento cruzado bajo empuje axial inverso completo en la marcha de aterrizaje. El componente mas fuerte fue la frecuencia de paso de la pala de la hélice.
3. Bajo las mismas condiciones, las vibraciones del FCU eran más fuertes en la dirección horizontal.
4. En las frecuencias de hélice inducidas, dominó la señal de la vibración FCU. El componente 3P (frecuencia de paso de la pala) era el mas fuerte, y virtualmente el único en la dirección horizontal, cuando las vibraciones eran mas fuertes.
5. La frecuencia del siguiente componente fue el 1P. (frecuencia de rotación de la hélice) Este componente fue el dominante durante las condiciones de vuelo.
6. Las vibraciones inducidas por el generador de arranque fueron bajas, durante todas las condiciones en esta aeronave. Sin embargo la experiencia anterior demostró que el desbalance en el generador de arranque puede ser dañino para los accesorios circundantes. Los resultados mostraron que el starter generator (generador de arranque) utilizado en esta prueba estaba balanceado adecuadamente.
7. La operación de turbina de aire (RAM AIR) no afectó las vibraciones en el FCU.

Debido a que estas pruebas se ejecutaron en una aeronave que no pertenecía a la empresa AYRES, no fue posible remover y desarmar el FCU para determinar si la unidad del BELLOWS había estado vibrando lo suficiente para contactar el diámetro interior de la unidad FCU. La conclusión global dibujada a partir de esta prueba es que no se pudo reproducir las condiciones necesarias para causar una vibración significativa e inusual del FCU.

Se debe hacer notar que en el momento que se efectuaron estas pruebas no se tenía el conocimiento que había dos tipos de hélices Hartzell una, la -3C y otra -3D. Las pruebas antes mencionadas fueron efectuadas con el modelo -3c, mientras que el accidente ocurrió con un modelo -3D.

En Mayo 2 de 2001, dos representantes de Pratt & Whitney de Canadá visitaron las instalaciones de Calima en Apartado, Colombia, con el fin de presenciar la instalación, las pruebas en tierra y vuelo de una aeronave con un motor PT6A-34AG S/N PH0228 instalada en un Turbo-Thrush Ayres, HK 2949-E. Esta fue la primera instalación en una aeronave de motor PT6 en Calima, desde los dos accidentes. La prueba de vuelo se completo sin problemas y la aeronave se encuentra operando en este momento, los representantes de la casa fabricante calificaron de manera satisfactoria los procedimientos de mantenimiento CALIMA S.A.



FOTOGRAFIAS TOMADAS CON EL ESCÁNER MICROSCOPIO ELECTRÓNICO (SEM)

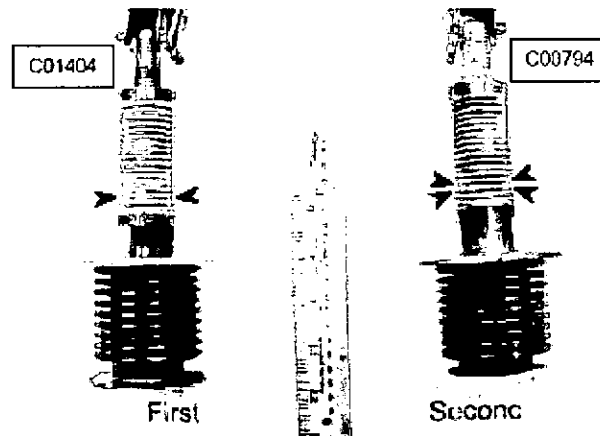


Figura No 1

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.

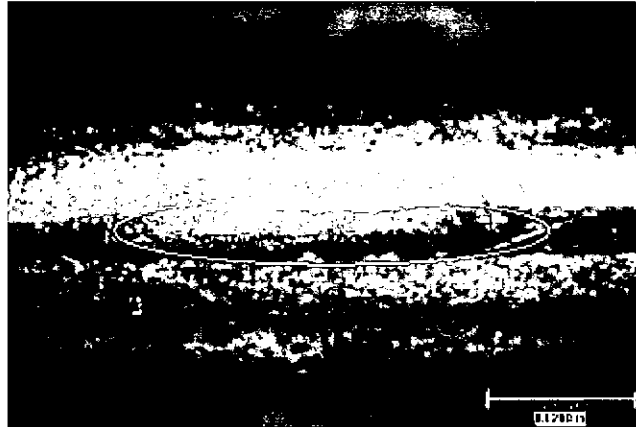


Figura No 2

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 BELLOW 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 mas 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 (Flechas). La fisura esta localizada en la cresta de la espiral en una área pulida y brillante.

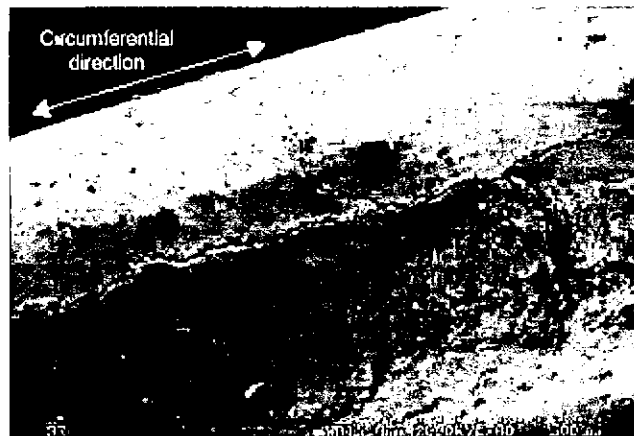


Figura No 5

Mag.:70 x

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

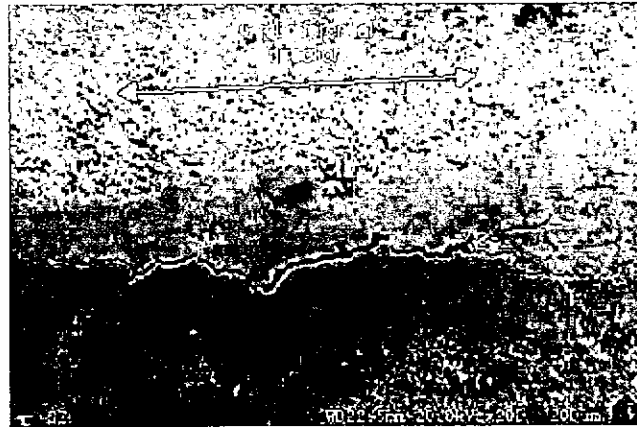


FIG No 6

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)

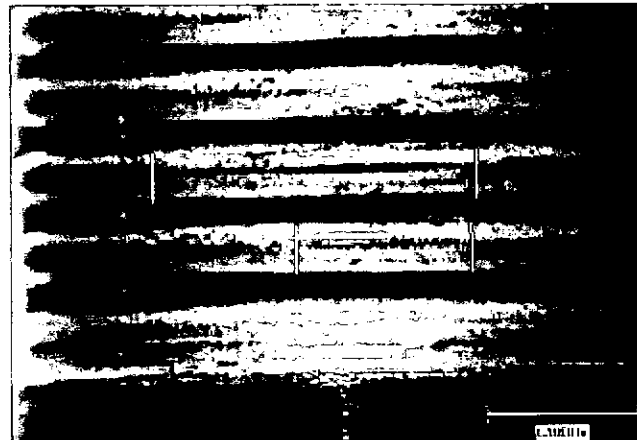


FIG No 7

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.

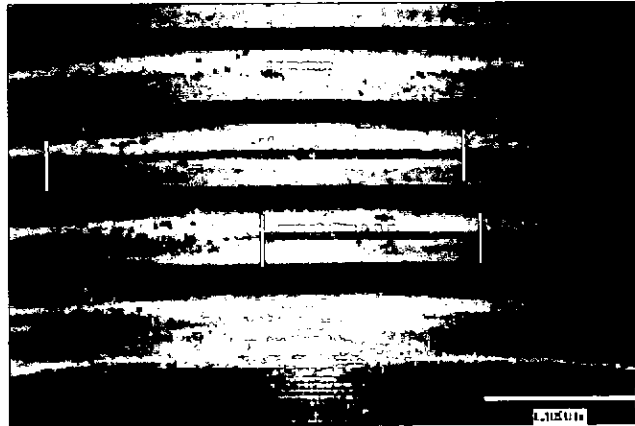


FIG No 8

Mag.: 10.5 x

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

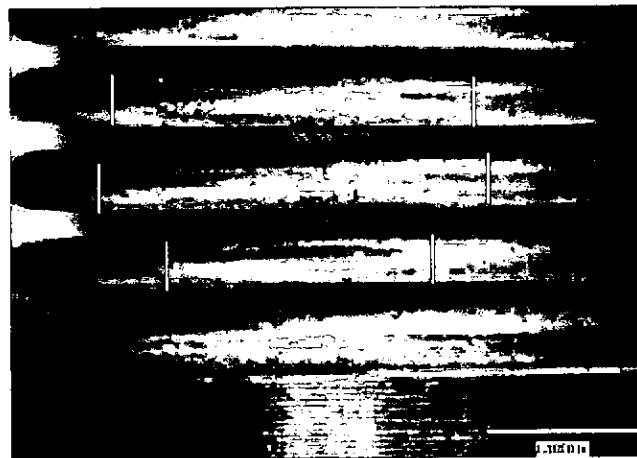


FIG No 9

Mag.: 10.5 x

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

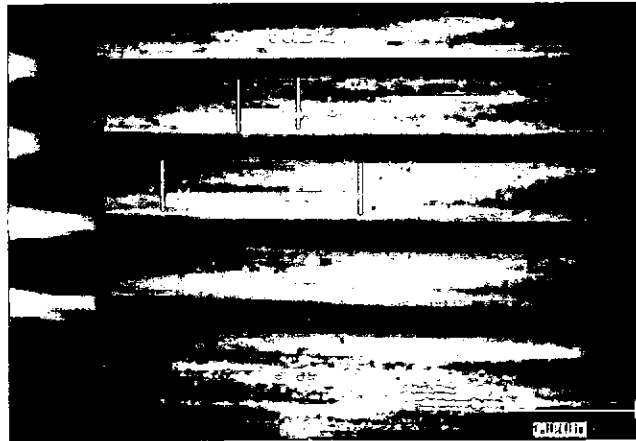


FIG 10

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

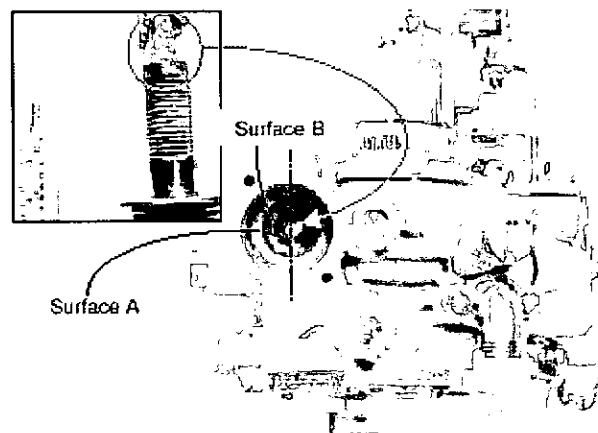


FIG No 11

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 (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.

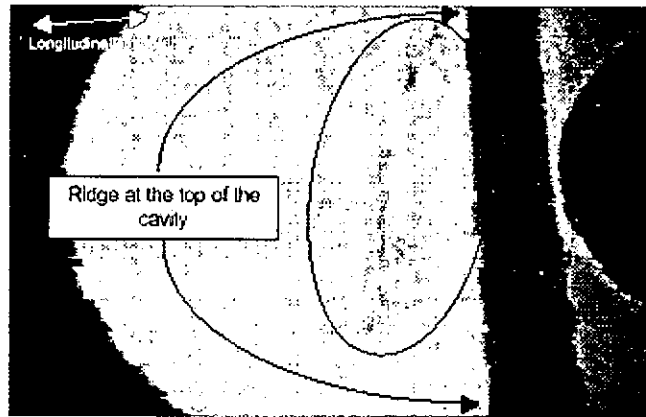


FIG No 12

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).

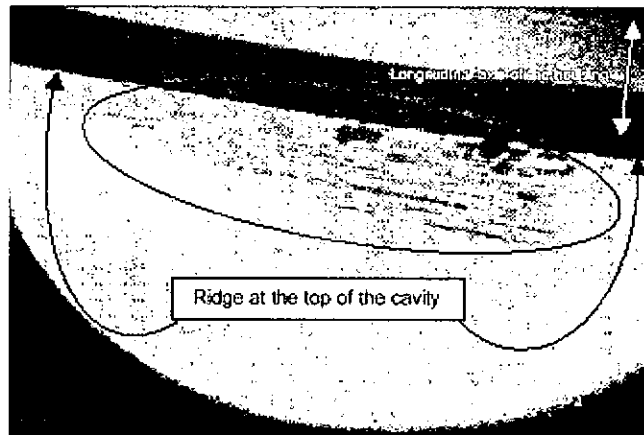


FIG No 13

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

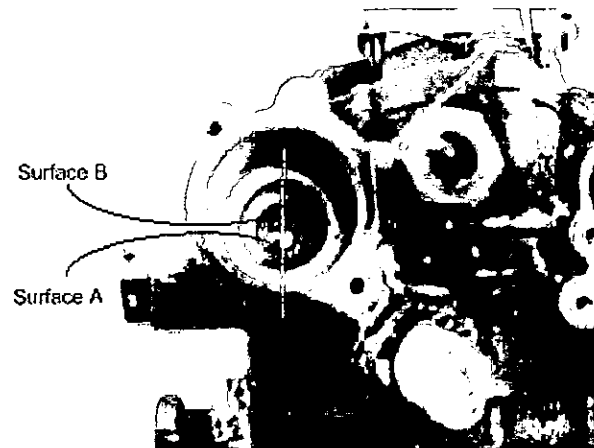


Fig. No 14

Aspecto de la cavidad del BELLOW del FCU S/N C73053 del motor PT6-11AG S/N RH0077. Las pruebas fueron efectuadas en la cavidad y se encontraron marcas, indicadas en el dibujo por la línea punteada próxima 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.

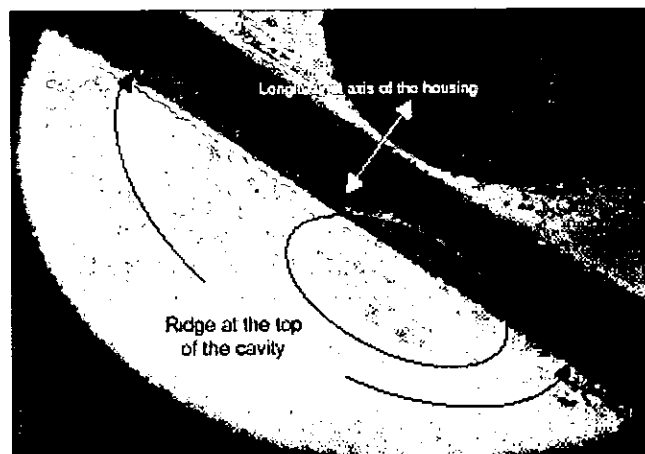


FIG No 15

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.

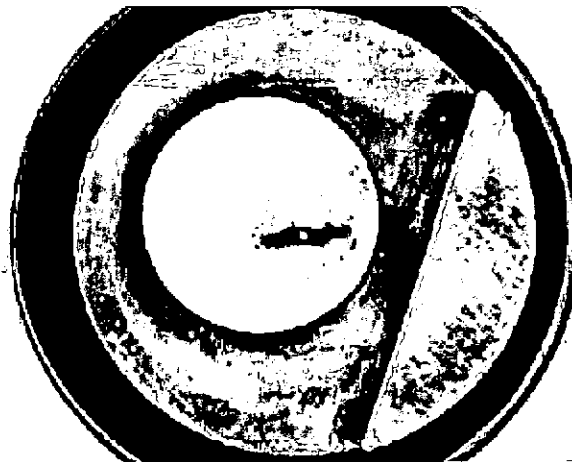


FIG No 17

Mag.:6.5 x

Unidad C01404. Aspecto del residuo de carbono 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.

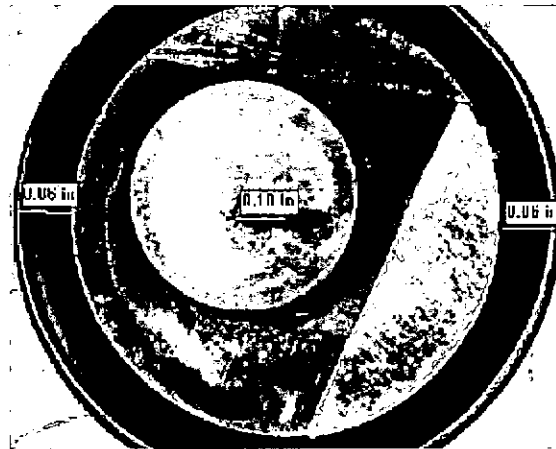


FIG No 18

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.

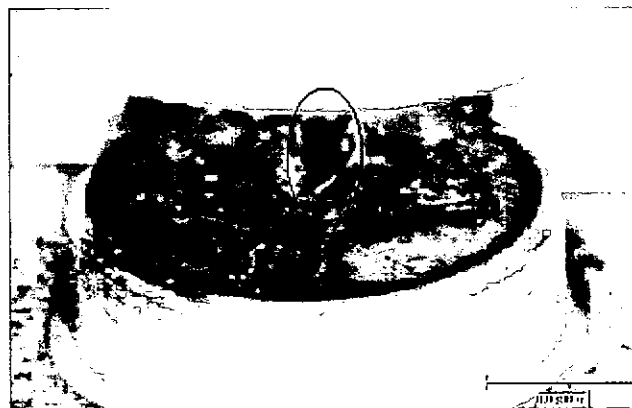


FIG 19

Mag.:13.1 x

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

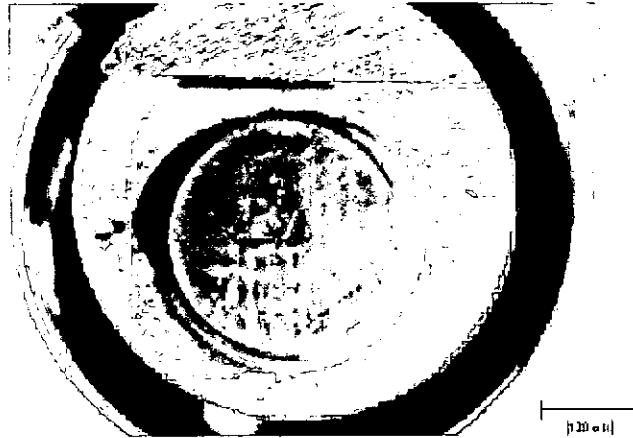


FIG No 20

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 pulg. de largo y pasa cerca del centro geométrico, hay una marca muy suave que esta asociada con esta línea y es el resultado de una fricción. La línea no es completamente simétrica con el centro esto es consistente con el hecho del pulimento de un lado del Bellow que es mas extenso.

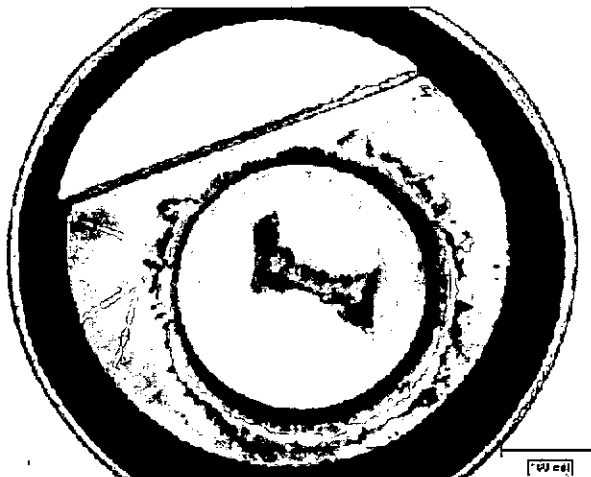


FIG No 21

Mag.: 6.6 x

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

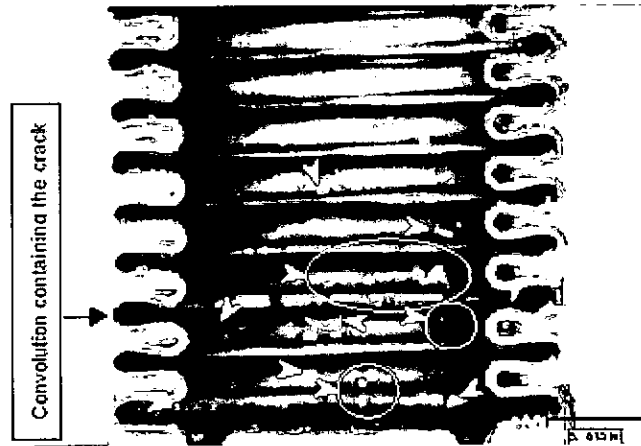


FIG No 22

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.

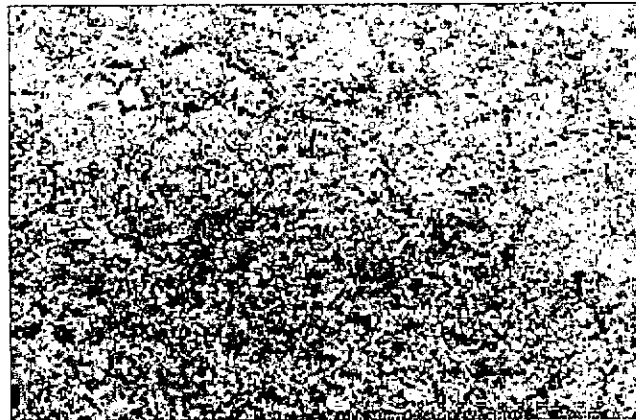


FIG No 23

Mag.: 700 x

Unidad C01401. Aspectos de la superficie interna 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 ampliificada. (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.

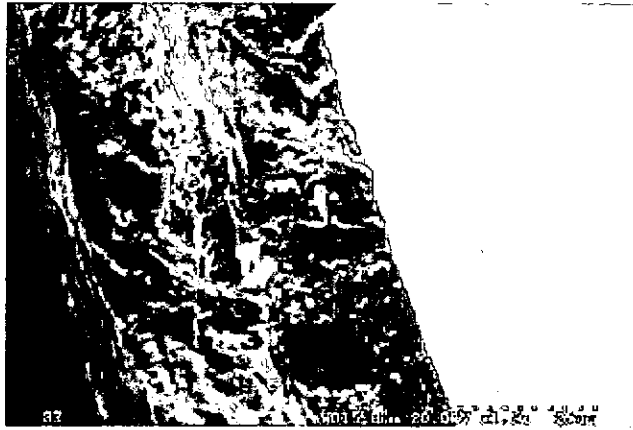


FIG No 26

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.

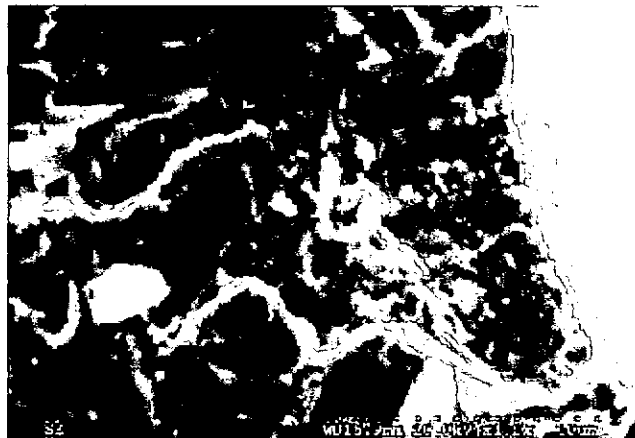


FIG No 27

Mag.: 3,600 x

Unidad C01401. Una zona 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/ciclo 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 zona correspondiente a la tercera espiral donde la fisura fue también visible en la superficie externa. Manchado 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 un ofensiva ínter granular (flechas blancas) en la zona próxima al final del montaje.

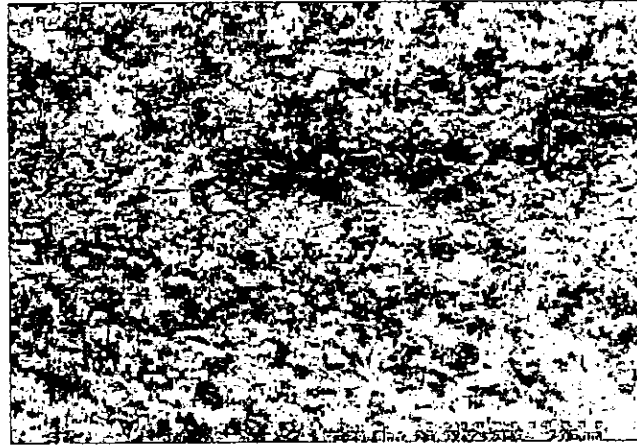


FIG No 30

Mag.: 300 x

Unidad C00794 . Una de la 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 Bellows.

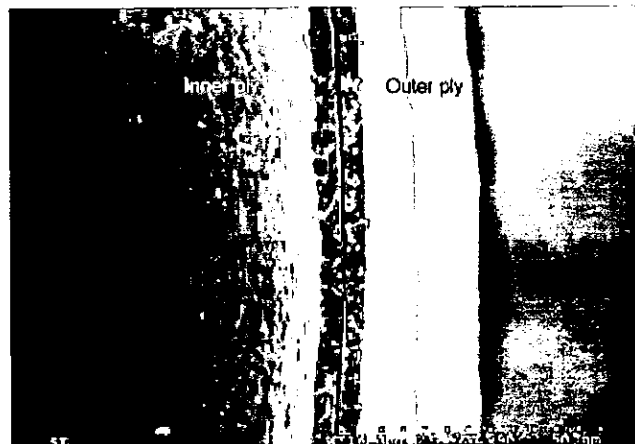


FIG No 31

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.

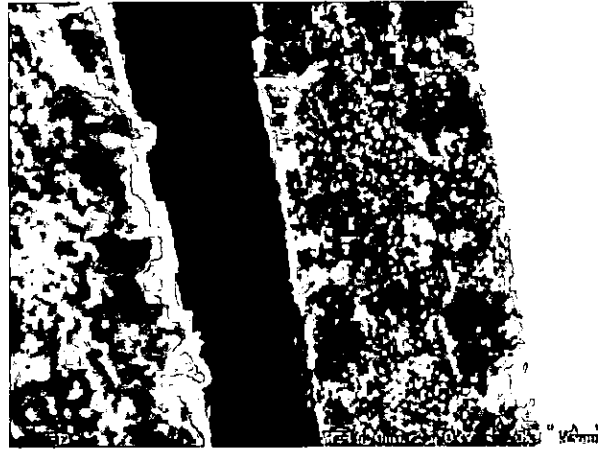


FIG No 32

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.

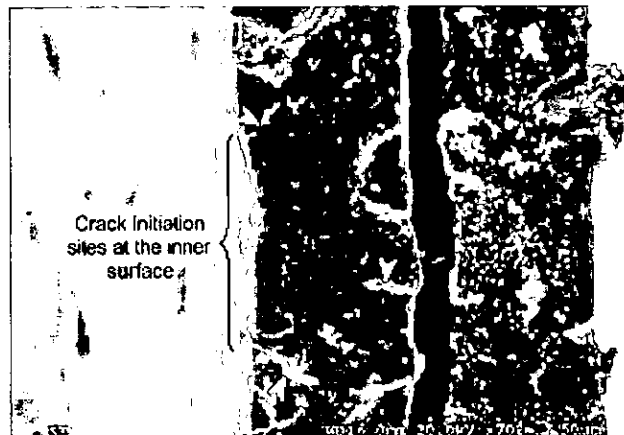


FIG No 33

Mag.: 600 x

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

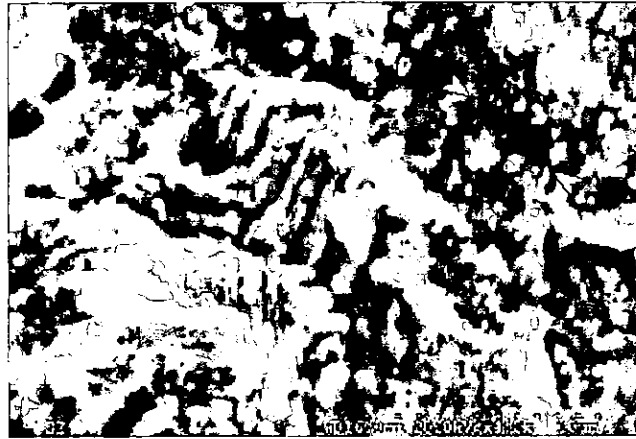


FIG No 34

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.

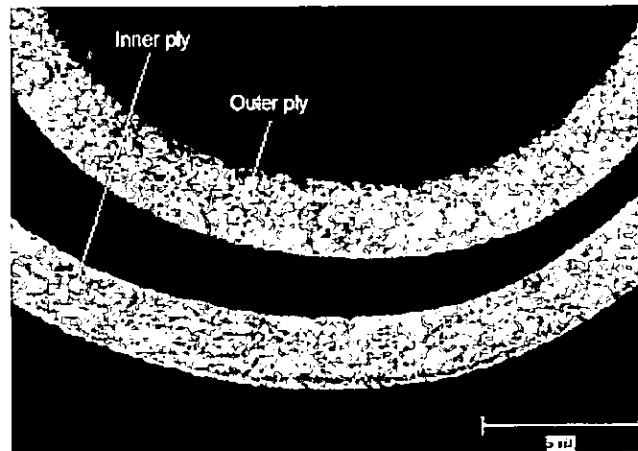


FIG No 35

Mag.: 212.5 x

Unidad C01401. Micro estructura del material del Bellows en una zona. Los granos no son equidistantes en ambos pliegues.

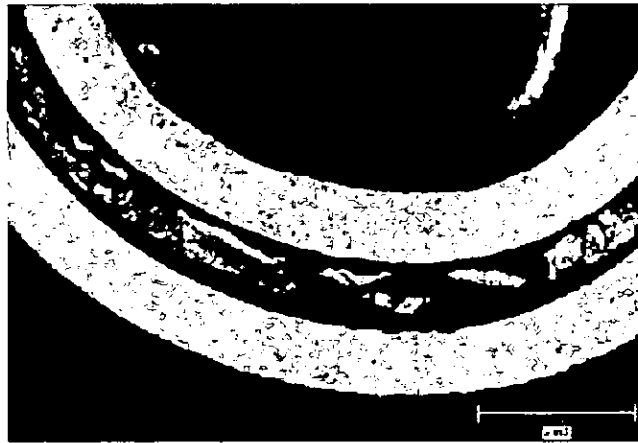


FIG No 36
Mag.: 212.5 x

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

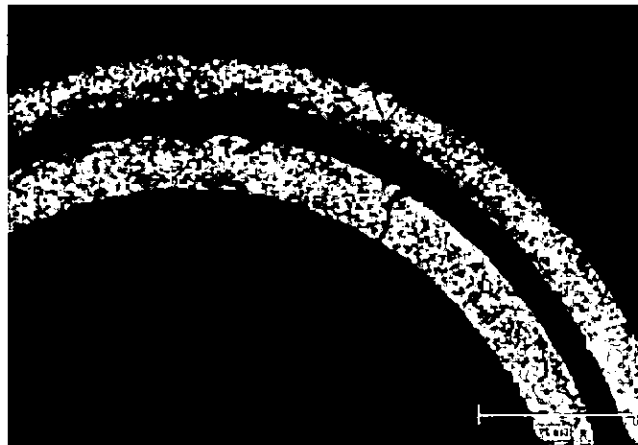


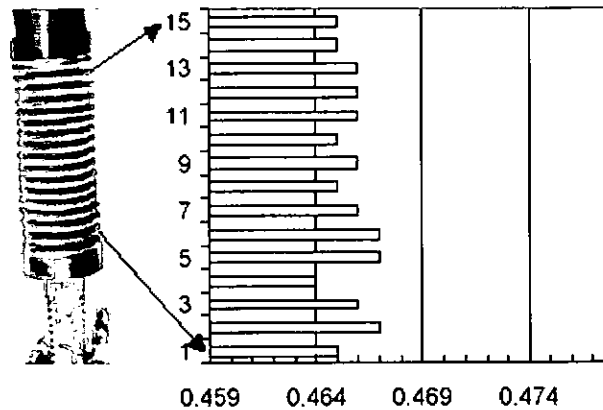
FIG No 37
Mag.: 212.5

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 bDE 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 Bellows 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.

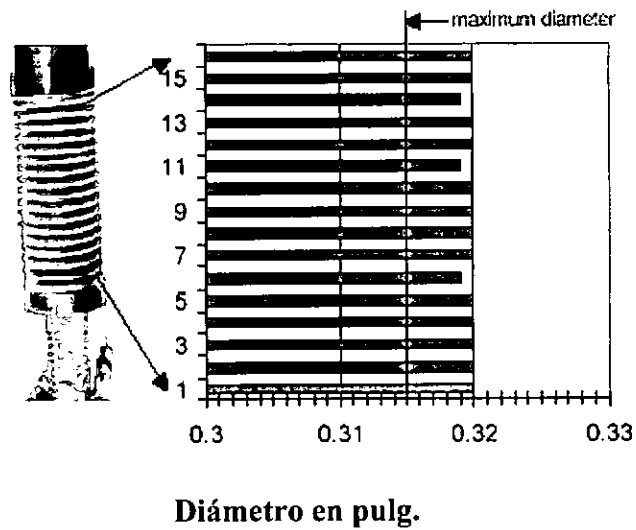
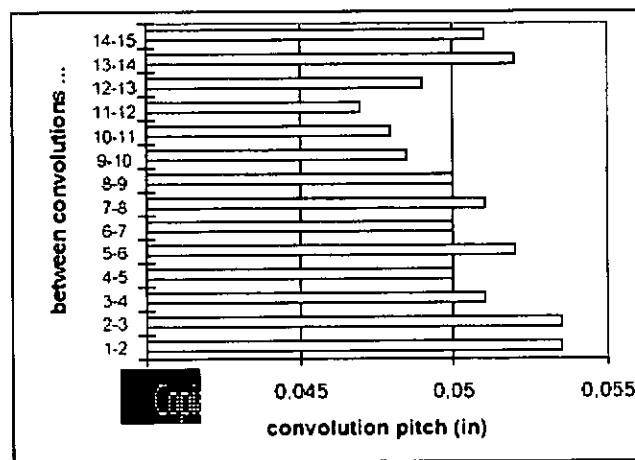


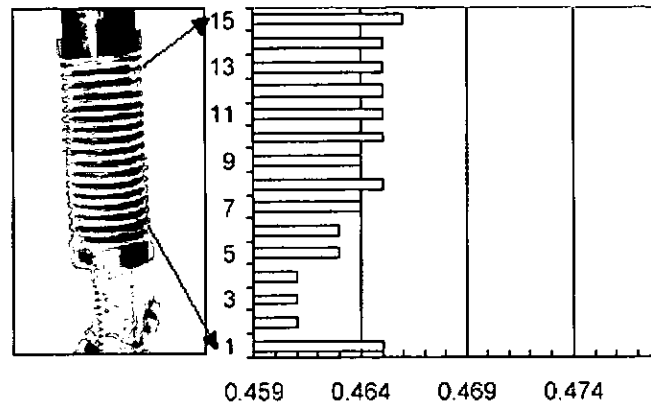
Fig A1-2. El diámetro en la zona para la unidad C00794.

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.

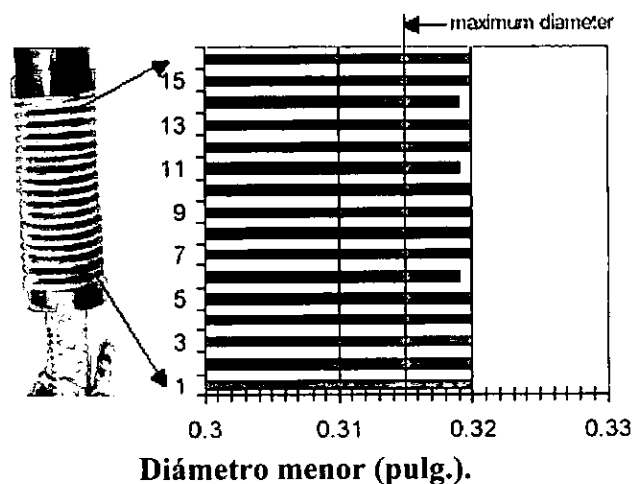


Fig. A1-5. Diámetro en la zona para la unidad C0013 (unidad nueva). El valor mínimo del eje X corresponde a la tolerancia mínima en la zona mientras que la línea vertical a 0.315 pulg. Corresponde a la tolerancia máxima del diseño No 3244102 (0.300 pulg. - 0.315 pulg.). Las dimensiones están levemente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

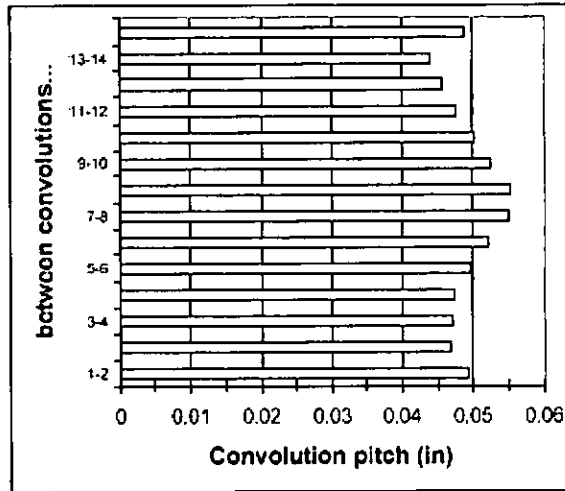


Fig. A1-6. Distancia entre dos espirales consecutivas en el Bellow de aceleración de la nueva unidad (unidad C0013).

MEDIDAS DE LAS MICRO DUREZAS

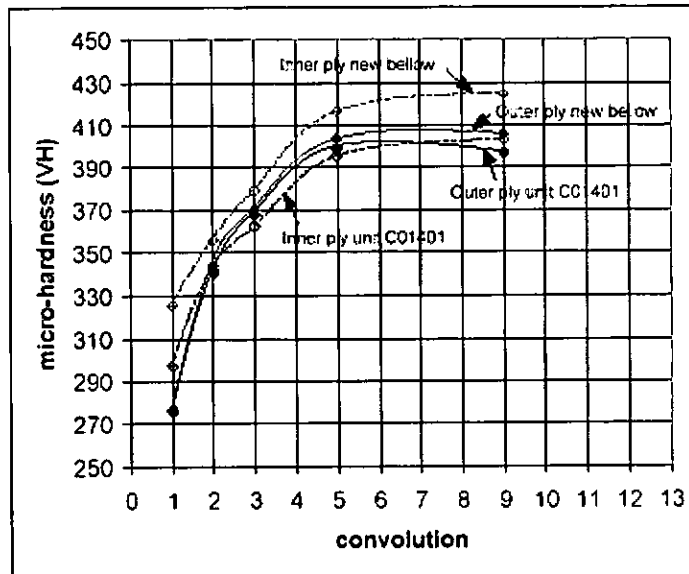


Fig. A2-1. Mediciones de las micro durezas en la cresta de las espirales. Espiral No 1 es la primera espiral completa desde la sección media de la unidad. Comparación entre la unidad C01401 (implicada en el accidente en el cual no hubo incendio), y un



nuevo Bellow , unidad C0011. La micro durezas se muestran sin el intervalo de confiabilidad. Los resultados varían de la misma forma 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 INFORMACION ADICIONAL

No aplicable.

1.18 TECNICAS DE INVESTIGACIÓN UTILES O EFICACES

No aplicable.

2.0 ANALISIS

Durante la revisión de los eventos que rodearon el accidente de calima, uno de los factores mas comunes que se identifico, fue que la disminución inadvertida de potencia del motor, ocurrió inmediatamente después de una reducción de la velocidad de la hélice. Se cree que la vibración de la unidad del BELLOWS estaba siendo ocasionada por alguna fuente externa, ya sea dentro del motor, o en alguna otra parte, por algún otro componente de rotación relacionado de manera cercana con el motor. Como no se encontraron señales de vibraciones anormales en ninguno de los componentes de los motores examinados, queda una posibilidad de que la hélice, o algún otro equipo relacionado con la estructura del avión, pueda haber sido un factor contribuyente.

La aeronave cumplía con los requisitos exigidos por la autoridad aeronáutica y la casa fabricante así como los 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 el anterior había quedado irreparable en un incidente ocurrido anteriormente, la instalación de la nueva planta motriz la ejercieron personal capacitado y licenciado por la U.A.E.A.C Este cambio se llevó acabo en las instalaciones de la empresa de acuerdo a lo estipulado por los manuales aprobados y suministrados por la casa fabricante.

Antes de realizar el vuelo de comprobación el personal de mantenimiento realizo el día anterior las pruebas necesarias exigidas por la casa fabricante para preparar la aeronave para el trabajo a efectuarse.

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 y era instructor en ese tipo de aeronaves.



Al piloto en el vuelo de comprobación, al hacer la reducción a 2100 RPM se le presento la pérdida total de potencia del motor sin razón alguna, ni una solución para volver a recuperar la potencia normal, por lo cual tuvo que realizar un aterrizaje de emergencia en vista de que no alcanzaba a llegar a la pista.

Durante la investigación se comprobó que la causa de la perdida de potencia del motor se debió a la falla del **BELLOWS EVACUADO**, componente que censa la presión de aire de salida del compresor regulando el flujo de combustible de acuerdo a la cantidad de presión 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.

3.0 CONCLUSIONES

- El piloto tenia su licencia medica vigente.
- El piloto tenia su chequeo de vuelo vigente.
- El piloto tenia una vasta experiencia en el equipo
- El piloto era instructor de vuelo del equipo accidentado.
- El piloto no presentaba fatiga de vuelo.
- El piloto se declaró en emergencia
- El piloto cumplió con los procedimientos de prevuelo
- Las acciones del piloto no fueron factor contribuyente en el accidente.
- Al piloto 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 limites 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 de origen desconocido e imperceptible fue la causa del agrietamiento del **BELLOWS**.
- La pérdida de potencia en el motor, fue el resultado de la falla del **BELLOWS EVACUADO**.
- 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

La falla del **BELLOWS ASSEMBLY** en el **FUEL CONTROL UNIT (FCU)** hizo que la válvula medidora se cerrara llevando el **FCU** a flujo mínimo dejando sin potencia la planta motriz.

4.0 RECOMENDACIONES

A LA AERONAUTICA 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 una **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.



ACCION FUTURA

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

A LA EMPRESA AYRES CORPORATION

- Adoptar un sistema de actuación del **MANUAL OVERRIDE** en los aviones monomotores equipados con este tipo de FCU.

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.

