

C.E. N° 037/10

## ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

## INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Aeropuerto Internacional Rosario, provincia de Santa Fe

FECHA: 10 de noviembre de 2010                      HORA: 20:20 UTC

AERONAVE: Avión    MARCA: Cessna

MODELO: 310 P    MATRÍCULA: LV-JNJ

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión

PROPIETARIO: Privado

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3.

### 1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

#### 1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 10 de noviembre de 2010, el piloto inició el rodaje con la aeronave matrícula LV-JNJ, después de realizar las comunicaciones con el Operador de

Tránsito Aéreo de la Torre de Control (TWR) ROS, para efectuar un vuelo de Aviación General, con destino al Aeródromo (AD) San Fernando (SADF); ocupó la posición de despegue en el umbral de la pista 02 del Aeropuerto Internacional (AP) Rosario/Islas Malvinas (SAAR). Al colocar potencia de despegue, se produjo una fuerte vibración en los motores, por lo que inmediatamente detuvo los mismos.

1.1.2 Una vez detenido los motores comprobó la rotura de una pala de la hélice del motor derecho (Nº 2). Inmediatamente informó la novedad al Operador de la TWR ROS y dejó el avión en esa posición sobre la pista 02.

1.1.3 Posteriormente el piloto trasladó la aeronave hasta la plataforma de estacionamiento utilizando el motor izquierdo.

1.1.4 El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad.

## 1.2 Lesiones a personas

| Lesiones | Tripulación | Acompañante | Otros |
|----------|-------------|-------------|-------|
| Mortales | --          | --          | --    |
| Graves   | --          | --          | --    |
| Leves    | --          | --          | --    |
| Ninguna  | 1           | --          |       |

## 1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: en el conjunto de capó del motor derecho se produjeron cortes en orificios de tornillos de fijación del capó lateral izquierdo, también se detectó deformación del capó lateral derecho y capó superior con roturas, deformaciones y carenado frontal con daños por rozamiento de la hélice. Se hallaron deformaciones en las tomas de bancada de motor por vibración.

1.3.2 Motor: Nº 2 (derecho) con posibles daños internos de importancia por vibraciones.

1.3.3 Hélice: una pala rota en la hélice instalada en el motor derecho.

1.3.4 Daños en general: de importancia.

## 1.4 Otros daños

No hubo.

## 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 49 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto Privado de Avión con habilitaciones para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos; en monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kg, asimismo poseía habilitación para aeronaves propulsada por turbohélice y reactores menores de 5700 kg.

1.5.2 El informe de la Dirección de Licencias al Personal (DLP) de la ANAC, expresó que el piloto tenía copia del último foliado al 30 de diciembre de 2003 en el legajo archivado y no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 28 de febrero de 2011.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente manifestada por el piloto era:

|                                  |        |
|----------------------------------|--------|
| Total de horas de vuelo:         | 3258.2 |
| En los últimos 90 días:          | 7.6    |
| En los últimos 30 días:          | 5.1    |
| El día del accidente:            | 2.0    |
| En el tipo de avión accidentado: | 90.0   |

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Información general

1.6.1.1 Aeronave fabricada por Cessna Aircraft Co. modelo 310 P, número de serie 310P-0209. Se trataba de un avión monoplano de ala baja, de seis plazas, con un peso de despegue de 2358 kg y un peso vacío de 1503 kg. Su estructura era de construcción enteramente metálica, con frenos a disco en las ruedas principales.

1.6.1.2 La aeronave se encontraba equipada con dos motores alternativos de seis cilindros horizontales opuestos, de 260 hp cada uno. Ambos fueron fabricados por Continental Motors, modelo IO-470-VO. Los motores tenían instaladas hélices de dos pala cada una, marca Mc Cauley, modelo D2AF34C71-L1MP.

1.6.1.3 El sistema de combustible estaba conformado por dos tanques principales ("wing tip tanks") ubicados en ambas punteras de ala, con una capacidad de 51 galones cada uno y dos tanques auxiliares ubicados en ambas alas externas con una capacidad de 20,5 galones cada uno, totalizando 143 galones.

1.6.1.4 El Certificado de matrícula se encontraba registrado a nombre de un propietario particular, el mismo fue expedido el 10 de enero de 2009.

1.6.1.5 El Certificado de aeronavegabilidad fue emitido 10 de febrero de 2004 por la ex Dirección Nacional de Aeronavegabilidad, era de clasificación Estándar, categoría Normal.

1.6.1.6 El Formulario DA 337 fue emitido por el TAR 1B-30 el 8 de julio de 2010 teniendo su vencimiento en julio de 2011. En esa oportunidad, la célula totalizaba 4167.9 h de TG.

1.6.1.7 Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante.

## 1.6.2 Célula

Era inspeccionada progresivamente, al momento del accidente contaba con un total general (TG) de 4179.5 h y desde la última inspección (DUI) 11.6 h.

## 1.6.3 Motores

1.6.3.1 Ambos motores ingresaron en mayo de 2001, al “Programa de Mantenimiento Por Condición” (PMPC) de acuerdo con la Circular de Asesoramiento CA 43-50B y al momento del accidente se mantenían dentro de ese programa, contando el motor S/Nº 14706-VO ubicado en la posición uno, con un TG de 4198.4 h, 1249.1 h desde la última recorrida (DUR) y 11.6 h DUI.

1.6.3.2 El motor S/Nº 148728-VO ubicado en la posición número dos, al momento del accidente contaba con un total general de 4209.8 h, 1260.5 h DUR y 11.6 h DUI.

1.6.3.3 El combustible utilizado al momento del accidente era 100 LL, con un total de 325 l, para el despegue.

## 1.6.4 Hélices

1.6.4.1 Eran marca Mc Cauley, modelo D2AF34C71-L1MP, de construcción metálica, de paso variable con dos palas, número de serie 694604 la del motor derecho (accidentada), con un total general al momento del accidente de 4179.5 h, 101.8 h DUR y 11.6 h DUI, con historial de registro, con faltante del registro en la misma de la última recorrida general del 14 de setiembre de 2007.

1.6.4.2 Con número de serie 694559 la del motor izquierdo, con un total general al momento del accidente de 4179.5 h, 101.8 h DUR y 11.6 h DUI, con historial de registro, con faltante del registro en la misma de la última recorrida general del 14 de setiembre de 2007.

## 1.6.5 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.5.1 El cálculo de los pesos de la aeronave al momento del accidente fueron los siguientes:

|                                 |        |                              |
|---------------------------------|--------|------------------------------|
| Vacío:                          | 1503   | kg                           |
| Piloto:                         | 74     | kg                           |
| Combustible (325 l X 0.72):     | 234    | kg                           |
| Total al momento del accidente: | 1811   | kg                           |
| Máximo de despegue (PMD):       | 2358.7 | kg                           |
| Diferencia:                     | 547.7  | kg en menos respecto al PMD. |

1.6.5.2 El centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente operacional de la aeronave, de acuerdo con la Planilla de Masa y Balanceo de fecha 6 de junio de 1995 enviada por la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC.

#### 1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos obtenidos de la estación meteorológica Rosario al momento de ocurrido el accidente y visto también los mapas sinópticos de superficie de 18:00 y 21:00 UTC, era: Viento: 050/09 kts; visibilidad: 10 km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: 1/8 CU 6000 FT; temperatura: 24.0° C; temperatura punto de rocío: 11.0° C; presión al nivel medio del mar: 1019.0; y humedad relativa: 43 %.

#### 1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

#### 1.9 Comunicaciones

No aplicable.

#### 1.10 Información sobre el aeródromo

1.10.1 El accidente ocurrió en la pista 02 del Aeropuerto Internacional Rosario/ Islas Malvinas, ubicado a 13 km de la ciudad del mismo nombre. Tiene una pista con orientación 02/20 de 3000 X 45 m de largo y ancho respectivamente.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar son 32° 54' 13" S y 060° 47' 04" W, con una elevación de 26 m sobre el nivel medio del mar.

#### 1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

#### 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Al dar potencia para el despegue, la aeronave tuvo una fuerte vibración; al reducir motores y detener el motor derecho, porque fue en el lado que el piloto sintió dicha vibración, observó que una de las palas de la hélice se encontraba rota. Posteriormente, se observaron daños en los capós del motor derecho, el capó izquierdo con los orificios de los tornillos de fijación rotos. El capó del lado derecho tuvo deformación, el superior con corte en el interior y deformación, también el carenado frontal tuvo roces y roturas por la hélice al vibrar dado el desbalanceo producido por el corte de la pala.

1.12.2 En el interior del alojamiento del motor se observó que las tomas de bancadas y las mismas, tenían deformaciones por la vibración del motor.

1.12.3 Se dejó constancia que la parte que se desprendió de dicha hélice, no fue encontrada en los alrededores del lugar de accidente. Quedando un tramo de unos 22.5 cm de la pala insertado en la base del cubo.

#### 1.13 Información médica y patológica

No se han detectado antecedentes médico / patológicos del piloto que hubiesen influido en el accidente.

#### 1.14 Incendio

No hubo.

#### 1.15 Supervivencia

El piloto llevaba colocado los cinturones de seguridad y los arneses del asiento.

#### 1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el lugar del accidente, se controló el funcionamiento de los comandos de motor, los comandos de vuelo, la existencia de combustible, sin presentar novedad alguna los sistemas mencionados.

1.16.2 En lo que respecta a la documentación técnica, se observó que en las libretas historiales de las hélices no se asentó la última recorrida general realizada en 2007. Sí se hallaba anotada en el Historial de Aeronave.

1.16.3 Posteriormente, se trasladó la aeronave a un hangar para proceder al desmontaje de la hélice, y luego fue trasladada a un taller autorizado para realizar el desarme de la misma, para proseguir con la investigación en laboratorio de la parte afectada. En dicho taller se procedió a la medición de la pala seccionada y de la que no sufrió daños en el accidente.

1.16.4 Las palas eran modelo S-84JF-3, la dañada tenía número de serie C43486YS y la otra C43459YS.

1.16.5 De acuerdo con el Formulario DA 337 emitido por el TAR 1B-13, que efectuara la última Recorrida General el 14 de septiembre de 2007 y la Orden de Trabajo asociada, la hélice quedaba habilitada por 1200 horas o 5 años entre Recorridas. Los trabajos se llevaron a cabo de acuerdo a manuales: 710930, BOM100-1, SPM100-1. Entre los ítems listados como cumplidos en dicha Orden, no figura el control dimensional.

1.16.6 En un taller especializado, se efectuaron las mediciones de cuerda y espesor de ambas palas, a fines de compararlas con las establecidas en el Manual de Recorrida de Palas del fabricante (documento BOM100 "Blade Overhaul Manual", 61-11-00, Pág. 19 de fecha Jun 1/2007). De las mediciones efectuadas a la pala dañada se desprendió lo siguiente: Para una hélice de 78 pulgadas (") de diámetro, a los 30,5 cm resulta la Estación N° 12 con 5,882" de cuerda y por el citado manual, el mínimo es de 5,830". En cuanto al espesor, la

medida verificada fue de 0,840" y por manual, el mínimo es de 0,810", por lo que resulta dentro de tolerancia. Dada la fractura de la pala y la pérdida del sector desprendido, no pudieron hacerse las mediciones más allá de la Estación 12.

1.16.7 Las mediciones a la pala "compañera" que no sufrió daño, fueron las siguientes:

Estación N° 12: con 5,877" de cuerda, el mínimo es de 5,830" y 0,835" de espesor, el mínimo es 0,810", resultado en tolerancia.

Estación N° 15: con 6,211" de cuerda, el mínimo es de 6,140" y 0,680" de espesor, el mínimo es 0,650", resultado en tolerancia.

Estación N° 18: con 6,401" de cuerda, el mínimo es de 6,305" y 0,611" de espesor, el mínimo es 0,600", resultado en tolerancia.

Estación N° 24: con 6,400" de cuerda, el mínimo es de 6,340" y 0,494" de espesor, el mínimo es 0,510", resultado fuera de tolerancia esta última.

Estación N° 30: con 5,783" de cuerda, el mínimo es de 5,795" y 0,376" de espesor, el mínimo es 0,380", resultado fuera de tolerancia ambas.

Estación N° 33: con 5,189" de cuerda, el mínimo es de 5,160" y 0,304" de espesor, el mínimo es 0,320", resultado fuera de tolerancia esta última.

Estación N° 36: con 4,527" de cuerda, el mínimo es de 4,430" y 0,248" de espesor, el mínimo es 0,260", resultado fuera de tolerancia esta última.

1.16.8 Los instrumentos con que realizaron las mediciones fueron: Calibre MITUTOYO S/N° 0019769, habilitado por el INTI bajo certificado N° 1473-09-10 de fecha 6 de septiembre de 2010, en laboratorio N° 18, CAL. DATA: 06/SET/10, CAL. DUE: 06/SET/11 y medidor de espesor SYLVAC S 229, S/N° 115098 habilitado por INTI bajo certificado N° 1514-09-10 de fecha 10 de septiembre de 2010, en laboratorio N° 18. CAL. DATA: 10/09/10, CAL. DUE: 10/09/11.

1.16.9 De acuerdo con las mediciones efectuadas, la pala que acompañaba a la que resultó fracturada no cumplía en algunas estaciones con el mínimo establecido por el manual de recorrida, razón por la cual no estaba en condiciones de permanecer instalada en la aeronave. Se desconoce el criterio aplicado por el TAR 1B-13 durante la recorrida general en 2007, puesto que no se asentó en la documentación el control dimensional.

1.16.10 En cuanto al origen de la fractura de la pala número de serie C43486YS, los detalles del resultado del laboratorio son expuestos en el Apéndice 1 adjunto al presente Informe. Como información a destacar puede citarse: la pala fue afectada por un solo frente de fisura de avance progresivo; el concentrador de tensiones se generó a partir de una indentación mecánica aguda, cuyo origen no pudo ser fehacientemente comprobado; el sector donde se produjo la melladura, fue atacado químicamente, alterando sus condiciones físicas, pero sin que esto afectara al progreso de la mecánica de fatiga previamente iniciada; la fatiga que se propagó es del tipo "bajas cargas y alto ciclaje", por lo que requirió de un tiempo prudencial de servicio para colapsar.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es propiedad de un privado.

1.18 Información adicional

No se incluye.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se utilizaron las de rutina.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos operativos

2.1.1 El piloto se disponía a efectuar un despegue con destino al aeródromo de San Fernando.

2.1.2 En el momento que aplicaba potencia máxima de despegue, percibió una fuerte vibración en el motor N° 2, cortando ambos motores inmediatamente.

2.1.3 Luego de la detención del motor pudo verificar la fractura del extremo de una pala de la hélice del motor N° 2.

2.1.4 No hubo factores relacionado con la operación de la aeronave ni sus sistemas, que pudiera haber influido en la presente falla.

### 2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 De lo investigado surgió que la fatiga de la pala de la hélice accidentada comenzó a partir de una indentación mecánica aguda; el sector donde se produjo la melladura sufrió un ataque químico, alterando sus condiciones físicas. Se presupone que dicha marca no fue observada en ninguna instancia de mantenimiento.

2.2.2 La fatiga que se propagó es del tipo de “bajas cargas y alto ciclaje”, lo que requirió un tiempo prudencial de servicio para colapsar.

2.2.3 De acuerdo con las mediciones efectuadas, la pala que acompañaba a la que resultó fracturada no cumplía en algunas estaciones con el mínimo establecido por el manual de recorrida, razón por la cual no estaba en condiciones de permanecer instalada en la aeronave.



### 3 CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica para la Licencia correspondiente.

3.1.2 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia por tiempo, pero tenía un componente (pala de hélice) fuera de los valores dimensionales de tolerancia.

3.1.3 El peso y balanceo de la aeronave se encontraba dentro de los límites establecidos por la planilla de Masa y Balanceo, y el centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente.

3.1.4 La pala accidentada fue afectada por un frente de fisura de avance progresivo (fatiga), que la llevó finalmente a su total fractura.

3.1.5 El concentrador de tensiones se generó a partir de una indentación mecánica aguda, cuyo origen no pudo ser fehacientemente comprobado.

3.1.6 El sector donde se produjo la melladura, fue atacado químicamente, alterando sus condiciones físicas, sin que esto afectara en ningún modo al progreso de la mecánica de fatiga previamente iniciada.

3.1.7 La fisura no fue detectada en ninguna instancia de mantenimiento.

3.1.8 La meteorología no influyó en el accidente.

#### 3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante la fase previa al despegue, en el momento de aplicación de máxima potencia, se produjo una fuerte vibración en el motor derecho, por rotura de un fragmento de pala de hélice de dicho motor, debido a fatiga de material.

#### Factores contribuyentes

La no detección por parte del taller que realizó la última inspección anual de la fisura en la pala de hélice durante su etapa de progreso.

### 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

#### 4.1 Al Propietario de la aeronave

Considerar la necesidad de controlar el asentamiento de las acciones de mantenimiento en los respectivos Historiales; para el presente caso, la

ausencia de registro en los Historiales de Hélice de la recorrida general de las mismas efectuadas en 2007.

#### 4.2 Al TAR reparador de hélices (1B-13)

4.2.1 Considerar la necesidad de aplicar íntegramente lo que establece el manual Mc Cauley Propeller Systems BOM100 "Blade Overhaul Manual" 61-11-00 Pág. 19 de fecha Jun1/ 2007, para la realización de la recorrida general de palas, en cuanto al control dimensional. Asimismo, tener en cuenta lo establecido en la Circular de Asesoramiento de la Federal Aviation Administration (FAA) AC 20-37E 09/09/2005 – Aircraft Propeller Maintenance, que instruye sobre las prácticas recomendables a tener en cuenta durante el mantenimiento preventivo de palas de hélice. Adicionalmente, la Dirección de Aeronavegabilidad (ANAC) emitió el 9 de agosto de 2001 la Circular de Asesoramiento 43-31(CA 43-31), en donde se desarrollan los procedimientos para la reparación e inspección mayor de productos aeronáuticos Clase I.

En ambos documentos, se hace referencia al potencial riesgo que genera la presencia de indentaciones mecánicas en las palas de hélice y los procedimientos (de mantenimiento y documentales) establecidos para el control, evaluación, reparación y asiento de las tareas restaurativas realizadas.

4.2.2 Considerar la necesidad de asentar en las libretas específicas, las acciones de mantenimiento llevadas a cabo en los componentes, tal como la recorrida general de las hélices.

#### 4.3 Al TAR encargado del mantenimiento de la aeronave (1B-30)

Considerar la necesidad de efectuar las acciones que considere más convenientes a efectos de mejorar la detección de defectos superficiales (o fisuras) en las palas de hélice, a los fines de incrementar la seguridad operacional.

#### 4.4 A la Dirección de Aeronavegabilidad (ANAC)

Considerar la necesidad de evaluar el desempeño del TAR 1B-13, en cuanto a las consideraciones realizadas en 1.16.9.

### 5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas

-19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Área de Prevención de Accidentes de Aviación Civil  
Departamento Administración de Aeródromos de la ANAC  
Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay - 5º Piso  
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email:  
"info@anac.gov.ar"

C.A. de BUENOS AIRES, de de 2013

Sr. Jorge Gamba  
Investigador a Cargo

Sr. Carlos Urbanec  
Investigador Operativo

Director de Investigaciones

## Apéndice 1

Aeronave: Cessna 310 P  
Matrícula: LV-JNJ

S/Nº 310-0209  
Fecha: 10 NOV 10

Objetivo: Determinar la causa de la falla de una pala de hélice.

### 1. Generalidades

Se recibió en este Departamento Investigación Técnica y Apoyo una pala de hélice identificada con el número de serie C43486YS perteneciente a la hélice McCauley D2AF34C71-L1MP, S/Nº 694604 que se encontraba instalada en la posición dos (derecha) de la aeronave C-310P matrícula LV-JNJ.



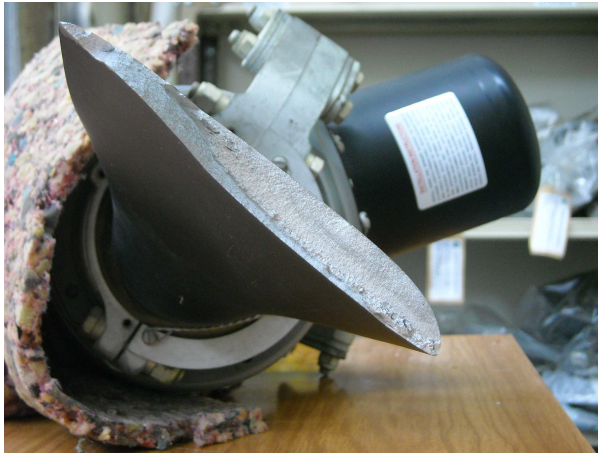
La pala presenta una fractura de toda su sección resistente a 90º del eje longitudinal del componente, a unos 315 mm respecto a la base del puño de inserción al cubo.

Pudo obtenerse solo una hemicara de la fractura analizada, debido a que el extremo desprendido no pudo ser hallado en el lugar del suceso.

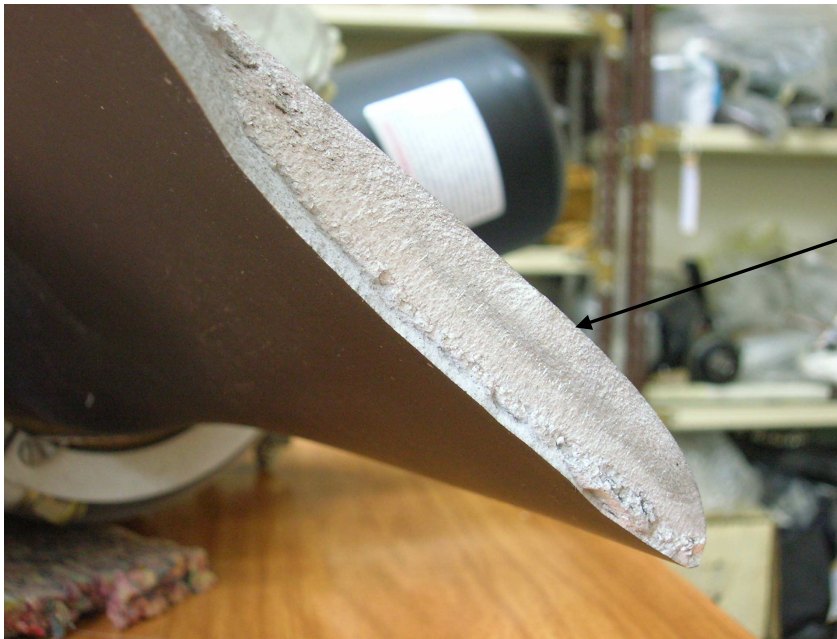
Del sector remanente de la pala que quedó fijada al cubo, no se observaron otros daños, fisuras ni procesos corrosivos que hayan favorecido a la presente falla.

### 2. Mecánica de falla

#### 2.1 Fractomecánica



En la hemicara analizada pueden observarse dos zonas con características superficiales diferentes, correspondiendo a dos mecánicas de falla. Por un lado, se observa un área plana con indicios de avance progresivo de un frente de fisuras; y por otro una zona de desprendimiento final plástico de la sección resistente remanente.



En la imagen de la izquierda puede observarse la zona de fractura más lisa, donde se identifican marcas típicas del progreso de un frente de fisura único; iniciado sobre la superficie del extradós y que avanzó sobre la sección resistente transversal de la pala unos 102 mm, extendiéndose unos 154 mm respecto de la cuerda.

El inicio del progreso de la fatiga se halló en un punto superficial sobre el extradós de la pala, con características de indentación mecánica puntual.



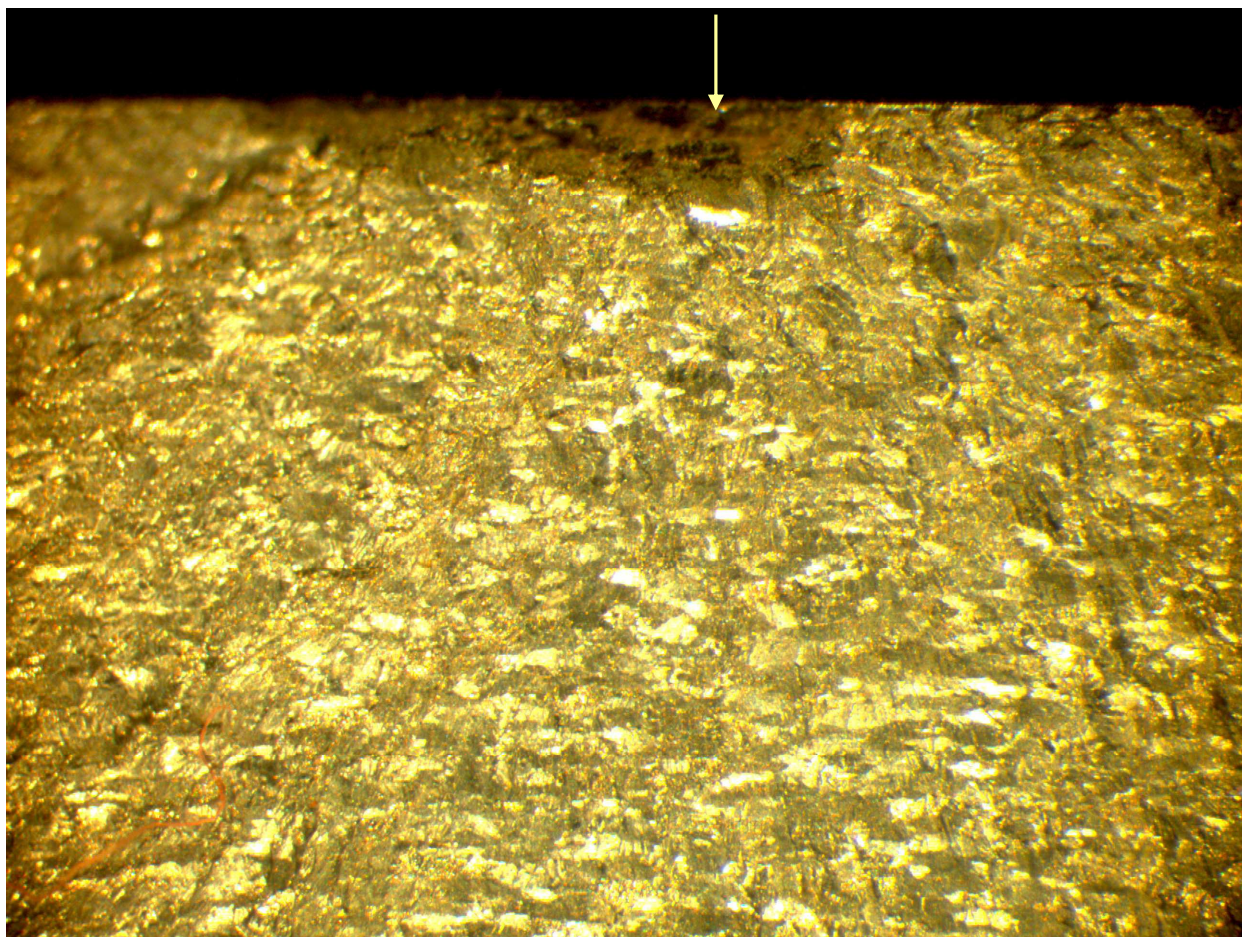


Imagen obtenida con lupa estereoscópica Leica Mil 8 Wild (aumento 25 X)

2.1.1 En la imagen anterior puede verse el detalle del inicio de la mecánica de fatiga; se utilizó iluminación oblicua para obtener una mejor diferenciación del punto de interés. Se diferencian dos zonas dentro de la indentación, con diferencias de profundidad y fondos redondeados.

El fondo redondeado de la marca mecánica, muy probablemente tiene su origen en un ataque químico / corrosivo puntual. Si el daño se hubiese generado por el impacto de un objeto romo o sin filo, que provocara una impronta de fondo cóncavo, esa zona no se hubiese constituido en un severo concentrador de tensiones, como puede observarse en la falla. Es por ello que muy probablemente, inicialmente, se haya tratado de una marca mecánica aguda, con fondo filoso que propició las condiciones para el inicio de un frente de fisura de avance progresivo.

2.1.2 Luego de iniciada la propagación de la grieta, el sector desde donde aquella se inició, muy probablemente fue afectado por un ataque químico / corrosivo que alteró físicamente su morfología. No obstante, esa condición de reacción química, no afectó en ninguna medida al proceso de fatiga iniciado previamente.



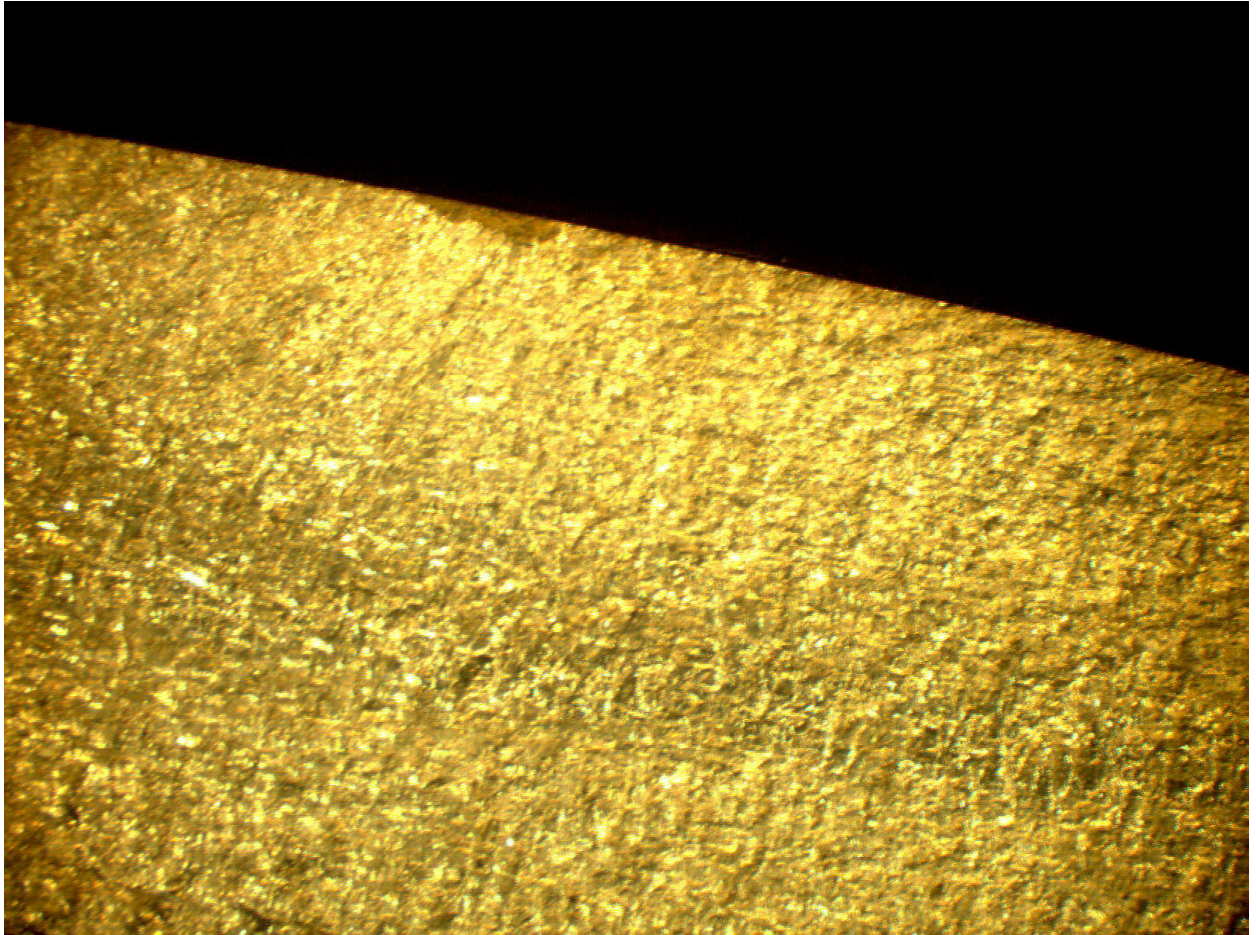


Imagen obtenida con lupa estereoscópica Leica Mil 8 Wild (aumento 6 X)

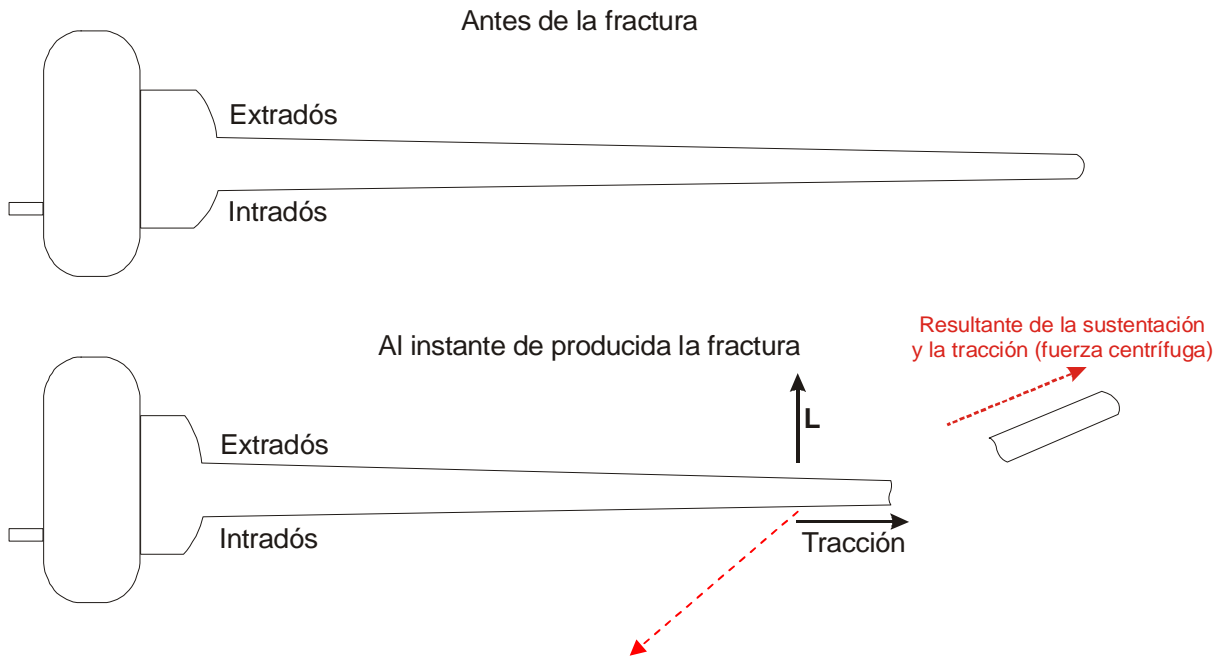
2.1.3 De acuerdo a las características físicas del área de fractura y de las condiciones de servicio a las cuales se vió sometido el componente, puede determinarse que la mecánica de falla se trató de una fatiga de bajas cargas (con escasa amplitud de variación de solicitaciones) y alto ciclaje. Dadas las características físicas del material y del tipo de mecánica de avance se observa poca cantidad de marcas de playa, pero si un patrón inequívoco de marcas de “ratched” que parten desde el origen y se propagan hasta la zona de colapso plástico final. En la zona de progreso, no se observaron otros procesos físicos o químicos que pudieran haber afectado a la mecánica analizada.

2.1.4 El resto de la zona de fractura corresponde al arrancamiento final de la pala, debido a una falla dúctil generada por la acción de solicitaciones que excedieron el límite de resistencia de la sección remanente. Esa zona presenta características opacas, rugosas y con labios de corte ubicados a aproximadamente  $45^{\circ}$  del plano de máxima tracción.

## 2.2 Desprendimiento

En el siguiente esquema básico se presentan los vectores de fuerza principales actuantes en el componente durante el servicio normal, y como al progresar un frente de fisura hasta un tamaño crítico se desprende la sección del extremo en

forma abrupta. El sentido del desprendimiento coincide con las características macroscópicas observadas en la zona de colapso plástico final.



Obsérvese el sentido y forma de los labios de corte del desprendimiento, coincidentes con el vector de fuerzas resultantes al momento de producirse la falla abrupta.

### 3 Documentación y mantenimiento

3.1 Además del manual de mantenimiento y recorrida general de la hélice, existe una Circular de Asesoramiento de la FAA (AC 20-37E 09/09/2005 – “Aircraft Propeller Maintenance”) que instruye sobre las prácticas recomendables a tener en cuenta durante el mantenimiento preventivo de palas de hélice. Asimismo, la Dirección de Aeronavegabilidad (Rep. Argentina) emitió una Circular de Asesoramiento (CA 43-31A, 09 AGO 2001) donde se desarrollan los procedimientos para la reparación e inspección mayor de productos aeronáuticos Clase I.

3.2 En ambos documentos se hace referencia al potencial riesgo que genera la presencia de indentaciones mecánicas en las palas de hélice y los procedimientos (de mantenimiento y documentales) establecidos para el control, evaluación, reparación y asiento de las tareas restaurativas realizadas.



3.3 Asimismo, en la Circular de Asesoramiento de la FAA, AC 43.13-1B se establecen los métodos, técnicas y prácticas recomendadas para la inspección y reparación de productos aeronáuticos afectados a la aviación general.

#### 4 Conclusiones

4.1 La pala fue afectada por un solo frente de fisura de avance progresivo.

4.2 El concentrador de tensiones se generó a partir de una indentación mecánica aguda, cuyo origen no pudo ser fehacientemente comprobado.

4.3 El sector donde se produjo la melladura, fue atacado químicamente, alterando sus condiciones físicas, sin que esto afectara en ningún modo al progreso de la mecánica de fatiga previamente iniciada.

4.4 La fatiga que se propagó es del tipo “bajas cargas y alto ciclaje”, por lo que requirió de un tiempo prudencial de servicio para colapsar.

4.5 La fisura no fue detectada en ninguna instancia de mantenimiento.

#### 5 Causa de la rotura

La falla catastrófica de la pala de hélice se produjo por la acción única de un frente de fisura de avance progresivo que se inició en una marca mecánica ubicada en el extradós del componente y progresó, hasta que la sección resistente no resistió el nivel normal de sollicitaciones de servicio del conjunto, fallando de modo plástico abruptamente.