

**INFORME FINAL
HI 561, CESSNA 150M,
Monte Adentro, Licey al Medio,
Santiago, República Dominicana.**



ÍNDICE

SINOPSIS.

1. Información sobre los hechos.

- 1.1 Antecedentes del vuelo.
- 1.2 Lesiones de personas.
- 1.3 Daños a la aeronave.
- 1.4 Otros daños.
- 1.5 Información de la tripulación.
- 1.6 Información de la aeronave.
- 1.7 Información meteorológica.
- 1.8 Ayudas para la navegación.
- 1.9 Comunicaciones.
- 1.10 Información de aeródromo.
- 1.11 Registradores de vuelo.
- 1.12 Información sobre los restos de la aeronave.
- 1.13 Información médica y patológica.
- 1.14 Incendios.
- 1.15 Supervivencia.
- 1.16 Ensayos e investigaciones.

2. Análisis.

- 2.1 Análisis del factor humano.
- 2.2 Análisis del factor material.
- 2.3 Análisis del factor físico.

3. Conclusión.

- 3.1 Hallazgos.
- 3.2 Causas.

4. Recomendaciones sobre seguridad operacional.

5. Anexos.

1. Registros de mantenimiento de la aeronave.
2. Análisis metalúrgicos de laboratorio realizado por CESSNA TEXTRON COMPANY.
3. Fotos.
4. Croquis del área del accidente.
5. Vistas aéreas del área del accidente (Imagen satelital de Google Earth).

SINOPSIS

Propietario/Operador	: Academia Aeronáutica Latina.
Marca de la Aeronave	: CESSNA 150M.
Fecha del accidente	: 12 de junio del 2012.
Hora del accidente	: Aprox. 11:10 a.m.
Lugar del accidente	: Monte Adentro, Licey al Medio, Santiago, República Dominicana.
Personas a bordo	: 02 ocupantes.
Tipo de operación	: Vuelo de Instrucción.
Ubicación geográfica del accidente	: N 19°27'22.9" W 70°36'33.7"

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.**1.1 Reseña del vuelo:**

El día 12 de junio del 2012, siendo aproximadamente las 11:10 a.m., la aeronave matrícula HI 561, un avión monomotor de ala alta marca CESSNA 150M, propiedad de la Academia Aeronáutica Latina, resultó accidentada al realizar un aterrizaje de emergencia sobre un sembradío ubicado en el paraje Monte adentro, Licey al Medio, provincia Santiago de los Caballeros. Como resultado de dicho aterrizaje el piloto al mando y su acompañante no sufrieron lesiones, mientras que la aeronave resultó con daños sustanciales.

La aeronave había despegado desde el Aeropuerto Internacional Cibao, con la intención de realizar un vuelo de instrucción.

1.2 Lesiones a personas.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	N/A	N/A	N/A	N/A
Graves	N/A	N/A	N/A	N/A
Leves	N/A	N/A	N/A	N/A
Ilesos	02	N/A	02	N/A
Total	02	N/A	02	N/A

1.3 Daños sufridos por la aeronave.

La aeronave como resultado del accidente sufrió los siguientes daños:

- Rotura del tren de aterrizaje de nariz,
- roturas y abolladuras del fuselaje,
- alas con roturas en la puntas, borde de ataque y su base,
- rotura de la bancada del motor,
- rotura del Carter del motor,
- rotura de una de las palas de las hélice del motor,
- rotura del carenado del motor y
- deformación del plano vertical.

1.4 Otros daños

N/A.

1.5 Información de la tripulación.

a. Información del piloto.

- **Habilitaciones** : Avión monomotores terrestre, Instrumentos e instructor de vuelo autorizado.
- **Fecha de nacimiento** : 25 de julio 1983.
- **Nacionalidad** : Dominicana.
- **Fecha del último chequeo médico** : 15 de diciembre 2011.
- **Total de horas voladas** : 1,460 hrs.
- **Total de horas en el tipo** : 600 hrs.
- **Total de horas en los últimos 90 días** : 130 hrs.
- **Total de horas en los últimos 30 días** : 30 hrs.
- **Total de horas en las últimas 72 horas** : 06 hrs.
- **Total de horas en las últimas 24 horas** : 03 hrs.
- **Horas de inicio de actividad aérea** : 09:00 a.m.
- **Descanso previo a la hora de comienzo** : 40 hrs.

1.6 Información sobre la aeronave.

• Matrícula	: HI 561.
• No. Serie	: 150-77678.
• Marca	: CESSNA.
• Fabricante	: CESSNA.
• Modelo	: 150M.
• Tipo de aeronave	: Avión.
• Fecha de fabricación de la aeronave	: 1977.
• Fecha de última inspección de 100 hrs.	: 15 de mayo del 2012.
• Total de horas de la aeronave	: 8,454.0 hrs.
• Cantidad de cilindros del motor	: 04 cilindros.
• Tipo de motor	: Recíproco Opuesto.
• Cantidad de motores	01.
• Marca del motor	: Teledyne Continental.
• Modelo del motor.	: O-200-A.
• No. de serie del motor	: 255410.
• Total de horas motor	: 621.1 hrs.
• Potencia del motor	: 200 hp.
• Tipo de hélice	: Paso fijo.
• No. palas.	02.
• Marca de la hélice.	: McCauley.
• Modelo de la hélice.	: 1A1020CM6750.
• No. de serie hélice.	: G17762.
• Tipo de combustible utilizado	: 100LL.
• Peso vacío	: 1,111 lbs.
• Tipo de tren	: Triciclo fijo.
• Posición de las alas	: Altas.

1.7 Información meteorológica.

Al momento de la ocurrencia del accidente, las condiciones climatológicas eran propicias para la operación que realizaba. Las condiciones meteorológicas del área en donde la aeronave sufrió el accidente fueron obtenidas a través de la Oficina Nacional de Meteorología “ONAMET”, y los servicios de información meteorológica de la torre del Aeropuerto Internacional Cibao:

“viento en calma, predominante desde los 090 grados, visibilidad superior a los 10 km., techo con nubes dispersas a una altitud superior a los 2500 pies”.

1.8 Ayudas para la navegación.

La aeronave contaba con los equipos de navegación básicos y de aproximación de no precisión.

1.9 Comunicaciones.

La aeronave contaba con comunicación VHF.

1.10 Información de aeródromo.

N/A.

1.11 Registradores de vuelo.

La aeronave no disponía de registrador de conversaciones de cabina (CVR por sus siglas en inglés) ni de registrador de datos de vuelo (FDR por sus siglas en inglés), dado que no son requeridos para las aeronaves de su tipo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave.

La aeronave aterrizó de emergencia sobre un terreno de cultivo en sentido Noroeste-Sureste, ubicado en el paraje Monte Adentro, Licey al Medio, provincia Santiago de los Caballeros, y quedó en sentido norte luego del vuelco que esta sufrió como efecto de la irregularidad del terreno. Dicho terreno tiene una altura de 732 pies sobre el nivel del mar.



Vista de la aeronave accidentada. Nótese la posición en que esta quedó luego del vuelco.

1.13 Información médica y patológica.

El piloto, masculino de 29 años de edad, resultó ileso. No fue necesario internamiento para su observación producto de este accidente y no hubo ningún vestigio de que factores fisiológicos o incapacidades afectaran la actuación del mismo.

1.14 Incendio.

No hubo incendio en vuelo ni después del impacto.

1.15 Supervivencia.

El piloto y su alumno abandonaron la aeronave por sus propios medios.

1.16 Ensayos e investigaciones.

Como parte del proceso de investigación se realizaron las siguientes actividades:

- Inspección visual y fotografías de la aeronave,
- entrevista a los tripulantes de la aeronave,
- marcación geográfica mediante GPS del lugar del accidente,
- inspección de continuidad y observación de la condición de los controles de mandos de la aeronave,
- observación y condición del motor,
- observación y condición de los fluidos de la aeronave,
- se obtuvieron los registros de mantenimiento de la aeronave,
- se obtuvieron los registros de las atenciones médicas recibidas por el piloto,
- se obtuvieron las grabaciones de la torre de control y el piloto, y
- se obtuvieron los records del piloto,
- se envió la hélice a los laboratorios metalúrgicos de la compañía CESSNA TEXTRON CO. Para realizar los análisis de la rotura de una pala de la hélice.

2. ANÁLISIS.

2.1 Análisis del factor humano.

Piloto al mando, masculino de 29 años de edad y de nacionalidad dominicana, al momento de accidentarse, poseía una licencia de piloto comercial con habilitaciones de monomotores terrestre, instrumentos e instructor de vuelo con 1,460 horas hasta la fecha del accidente, amparada en su certificado médico aeronáutico de primera clase.

De acuerdo a las declaraciones del Piloto al Mando, el día 12 de junio del 2012, siendo aproximadamente las 10:40 a.m., el estudiante realizó el chequeo de pre vuelo a la aeronave hallando que la aeronave tenía 5 cuartos de aceite en el motor y 16 galones de combustible. Este vuelo era de instrucción y se realizaría a 4 millas al Noroeste del Aeropuerto Internacional “CIBAO” a una altitud de 2,000 pies. Luego del despegue, el estudiante (quien estaba al mando de los controles de la aeronave), realizó un giro a la izquierda en dirección al área de instrucción y al encontrarse volando a una distancia de unas 02 millas al Noroeste de la estación, los tripulantes sintieron un fuerte estruendo en el área del motor y este se apagó, perdiendo el sistema eléctrico y quedando sin los medios para reportar la emergencia. El piloto instructor tomó el mando de la aeronave y seleccionó un área para realizar el aterrizaje de emergencia; el área resultó ser un terreno de cultivo con surcos en su superficie, lo que produjo que la aeronave, al impactar con el terreno, sufriera un vuelco quedando en posición invertida, esto ocurrió aproximadamente a las 11:10 a.m.

Ante la emergencia presentada el piloto cumplió con los procedimientos de lugar para este tipo de situación.

2.2 Análisis del factor material.

La aeronave matricula HI 561, es un avión monomotor de ala alta, de estructura monocasco, en aluminio, tren de aterrizaje fijo, propulsado por un motor Teledyne Continental de inyección de combustible, refrigerado por aire, de 04 cilindros opuestos, que desarrolla una potencia de 200 hp y con hélices de 02 palas de paso fijo. Se le había realizado su última inspección de 100 horas en fecha 15 de mayo del 2012, y habían sido cumplidas las directivas de aeronavegabilidad aplicables a dicha aeronave, por lo que la misma mantenía aeronavegable.

Luego del accidente, el motor de la aeronave fue objeto de una inspección completa por parte de la comisión en el lugar del accidente y posteriormente en el hangar del propietario, que consistió en: remoción de las bujías, chequeo de la movilidad de la hélice y desmonte de la misma, chequeo de la cantidad de aceite, cantidad de combustible y observación general de los controles potencia y mandos de vuelo. Estos chequeos se realizaron para entender el por qué al momento de romperse la pala en vuelo el motor se apagó; pudiendo determinarse que al romperse dicha pala, se produjo una asimetría en el disco de rotación de las palas, creando un desbalance aerodinámico y con ello una fuerte vibración, lo que provocó el desprendimiento del motor de arranque y el magneto derecho, causando la pérdida del tiempo del motor y su posterior detención. Así mismo, esta vibración ocasionó la desconexión de la batería, dejando la aeronave sin energía, por lo que el piloto quedó sin ningún medio para reportar la emergencia.

Ante la rotura de la pala, se decidió enviar la hélice a los laboratorios metalúrgicos del fabricante de la hélice, CESSNA TEXTRON COMPANY, donde se le realizaron todos los experticios y análisis de lugar en presencia del director de la Comisión Investigadora de Accidentes de Aviación "CIAA", para determinar las causas de la rotura en vuelo de la misma. Los análisis arrojaron los siguientes resultados:

- 1- La rotura de la pala fue por un alto ciclo de fatiga sobre aproximadamente 60% del ancho de la misma, seguida por una sobrecarga en el metal.
- 2- El origen de la fractura coincide con un daño por corrosión de aproximadamente 0.014 pulgadas de profundidad en el metal de la pala en el lado frontal de la misma.
- 3- Una corrosión similar estaba presente en varios lugares del lado frontal de la pala, con grietas causadas por estrés debido a corrosión intergranular y perforaciones en el metal.
- 4- La causa de la fractura de la pala se debió a rajaduras por fatiga, las cuales se iniciaron en el área dañada por corrosión en el lado frontal de la misma.
- 5- La composición química de la pala y sus propiedades en cuanto a dureza, cumplieron con los requerimientos de ingeniería para este tipo de partes.

Debido a estos resultados podemos confirmar que la causa de este accidente fue el factor material. Así mismo, cabe destacar que el historial de las horas totales de la hélice no pudieron ser obtenidas, solo las horas desde el último Overhaul.

2.3 Análisis del factor físico.

El área en donde el piloto realizó el aterrizaje de emergencia tiene una elevación de unos 732 pies sobre el nivel del mar, y es un terreno de cultivo con surcos y una orografía llana. Las condiciones meteorológicas del área en donde la aeronave sufrió el accidente fueron obtenidas a través de la Oficina Nacional de Meteorología "ONAMET", la cual emitió un comunicado válido desde el lunes 11/06/12 a las 0600 p.m., hasta el miércoles 13/06/2012 a las 0600 p.m. con las siguientes informaciones:

“Onda tropical al este de Puerto Rico a partir de mañana y el miércoles, una onda tropical estará incidiendo en nuestro país y producirá un incremento en la nubosidad con aguaceros, tormentas eléctricas y ocasionales ráfagas de viento sobre las regiones sureste, suroeste, cordillera Central y zona fronteriza”.

Mientras tanto, las condiciones meteorológicas seguirán caracterizadas por los efectos locales (brisa marina y orografía). El viento cálido y húmedo del este/sureste continuará provocando sensación de calor elevada en todo el país, pero también, en ocasiones, generará chubascos aislados hacia las regiones suroeste, sureste y cordillera central.

Finalmente, las condiciones marítimas en la costa Caribeña continúan con olas anormales mar adentro, por tanto las frágiles y pequeñas embarcaciones deben limitarse a navegar con precaución cerca del perímetro costero.

Resumen. Viento del este/sureste incidiendo sobre el país. Temperaturas calurosas. Onda tropical al este de Puerto Rico provocará las lluvias.

PRONÓSTICOS EXTENDIDO.

Noche: Nubes dispersas aumentando en ocasiones con chubascos dispersos y de corta duración hacia las provincias de Valverde, Elías Piña, San Juan de la Maguana, La Vega, Monseñor Nouel, Samaná y La Altagracia.

Martes. Ligero Incremento de la nubosidad y la ocurrencia de lluvia, debido al acercamiento de una onda tropical, esperándose chubascos dispersos con aisladas tronadas principalmente hacia sureste, suroeste, la cordillera Central y la zona fronteriza.

PRONÓSTICOS POR LOCALIDADES

PROVINCIAS	TIEMPO PREDOMINANTE	T. Máx	T. Mín.
Distrito Nacional	Nubes dispersas a medio nublado.	32/33	23/26
Santo Domingo Norte	Medio nublado con chubascos dispersos en horas de la tarde.	32/33	23/24
Santo Domingo Oeste	Incrementos nubosos en ocasiones chubascos dispersos en la tarde.	31/33	22/24
Santo Domingo Este	Nubes dispersas a medio nublado.	31/32	23/25
San Pedro de Macorís	Medio nublado en ocasiones con chubascos aislados.	30/32	20/21
La Romana	Nubes dispersas a medio nublado.	32/33	20/21
Puerto Plata	Parcialmente nublado en ocasiones.	33/34	21/22
Punta Cana	Nubes dispersas con chubascos aislados.	31/32	21/22

Samaná	Nubes dispersas a medio nublado con chubascos esporádicos.	33/36	23/26
Montecristi	Parcialmente nublado en ocasiones.	33/35	23/24
Santiago	Nubes dispersas aumentando en ocasiones con chubascos aislados.	32/35	22/23
San Juan de la Maguana	Ligeros incrementos nubosos con chubascos aislados.	32/34	20/22
Barahona	Medio nublado con chubascos aislados en la tarde.	32/33	24/26

Predictora: GOMEZ/FELICIA MARTINEZ

3. CONCLUSIONES.

3.1 Hallazgos.

En base a las informaciones y evidencias obtenidas, así como al análisis de las mismas, enumeramos los siguientes hallazgos:

- Las horas totales de la hélice no pudieron ser obtenidas, solamente se obtuvieron las horas desde el último Overhaul.
- La hélice sufrió una rotura en vuelo, perdiendo aproximadamente la mitad de una de sus palas (unas 16 pulgadas).
- En los análisis metalúrgicos fue hallada corrosión intergranular y perforaciones en la superficie de la pala.

3.2 Causa.

Luego de haber analizado los factores humano, material y físico, concluimos que el factor causal de este accidente fue el factor material; ya que una de las palas de la hélice sufrió una rotura en vuelo debido a corrosión y estrés metálico (Ver figura 6 y siguientes del anexo 2), lo que provocó vibraciones en el motor, desprendiendo el motor de arranque y del magneto derecho, que a su vez causaron la pérdida del tiempo del motor, resultando en su detención; por lo que el piloto se vio obligado a realizar un aterrizaje de emergencia sobre un terreno de superficie irregular que produjo el vuelco de la aeronave.

4) RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL.

La Comisión Investigadora de Accidentes de Aviación “CIAA”, investida de su principal misión, la de “**prevenir futuros accidentes e incidentes graves de aviación civil**”, emite las siguientes recomendaciones de seguridad operacional:

- A. Que el Instituto Dominicano de Aviación Civil “IDAC” instruya a los inspectores de aeronavegabilidad para que cuando se realice un cambio de componente mayor en una aeronave verifiquen la documentación que respalda el historial y la autenticidad de aeronavegabilidad de dicho componente.

Concluido por la Comisión Investigadora de Accidentes de Aviación, en fecha 19 de abril del año 2013, en la ciudad de Santo Domingo, Distrito Nacional, capital de la República Dominicana.

Emmanuel Souffront Tamayo
Director CIAA

Rubén G. Mejía del Carmen
Miembro

Miguel Isacio Díaz
Miembro

Alfonso J. Vásquez Vargas
Miembro

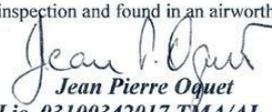
ANEXOS

1. Registros de Mantenimiento de la Aeronave.
2. Análisis de laboratorio realizado por la CESSNA TEXTRON COMPANY.
3. Fotos.
4. Croquis del área del accidente.
5. Vista aérea del área del accidente (Imagen Google Earth).

ANEXO 1

COPIA

MAINTENANCE & SERVICE HISTORY

Total Propeller Time	Authorized Signatures and Station Numbers
PROPELLER LOGBOOK ENTRY	
Registration No: HI 561	Date: January 7, 2012
Aircraft Model: Cessna 150M	Airframe Total Time: 8337.6 hrs
Aircraft Serial No: 15077678	Propeller TSO: 504.7 hrs
<p>Performed a annual/100 hr inspection i/a/w RAD 43 appendix D and McCauley Maintenance manual. Blades leading edges dressed, spinner and back plate inspected for condition. I certify that this propeller was inspected i/a/w an annual/100 hr inspection and found in an airworthy condition and is approved for return to service.</p>	
 Jean Pierre Oquet Lic. 03100342017 TMA/AI A&P2577034I	
<small>Enter Compliance With All Applicable FAA A.D. & Factory Service Bulletins</small>	

MAINTENANCE & SERVICE HISTORY

Date	Total Propeller Time	Time Since Overhaul	Description Of Work	Authorized Signatures Repairman and Station Certificate Numbers
<i>JAN.</i>				
<i>22-09</i>	<i>UNK</i>	<i>0.0</i>	 AVIATION PROPELLERS, INC. PROPELLER LOG BOOK ENTRY STICKER January 22, 2009 propeller serial number G17762 was overhauled IAW McCauley Propeller manuals 730720, BOM100 and SPM100. No AD Notes accomplished. Service bulletins 137AD and 195B C/W. Propeller was repitch to a 50 pitch. A copy of the work order issued. Original FAA Form 8130-3, propeller logbook (#2) and propeller logbook entry sticker was issued. Propeller model number and times are: Propeller model number 1A102OCM6750 TTSN: Not Provided TSO 0.0 Work accomplished by Aviation Propellers, Inc., 12970 Port Said Road, Opa Locka, Florida, 33054, repair station ME4R359M, under work order number 39727A.  Timothy E. Gaither Shop Manager	
NOTE: Enter Compliance With All Applicable FAA A.D. & Factory Service Bulletins				

YEAR 20 DAY	RECORDING TACH TIME	TODAY'S FLIGHT	TOTAL TIME IN SERVICE	Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)
ENGINE LOGBOOK ENTRY				
				<p>Registration No: HI 561 Date: May 15, 2012</p> <p>Aircraft Model: Cessna 150M Airframe Total Time: 8454.0 Hrs.</p> <p>Aircraft Serial No: 15077678 Engine TSO: 621.1 Hrs.</p> <p>Engine model and serial number: Continental 0-200-A,s/n 255410</p> <p>Performed a 100 hrs. inspection I/A/W Cessna 150 maintenance manual and RAD 43, appendix D requirements. Engine cylinder differential pressure test results: Cyl.#1: 78/80, #2: 77/80, #3: 75/80 and #4: 76/80. Drained oil, removed oil filter and cut open for inspection. No discrepancies found. Installed new filter (CH48108). Removed, cleaned, inspected, gapped and pressure tested engine spark plugs. Engine was serviced with 6 qts Aeroshell W100 Plus. Replaced starter to engine gasket, p/n TCM35019. Removed both magnetos for 500 hrs. inspection. Reinstalled and timed to engine after been inspected by High Performance Accessory Services, Inc. (CRS #QHPR074L) under W/O 4289/4290. I certify that this engine has been inspected I/A/W a 100 hrs. inspection and was found in airworthy condition and is approved for return to service.</p> <p style="text-align: right;"><i>Jean P. Oquet</i> Jean Pierre Oquet Lic. 03100342017 TMA/AI A&P25770341A</p>

YEAR:	RECORDING TACH TIME	TODAYS FLIGHT	TOTAL TIME IN SERVICE	Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)
AIRFRAME LOGBOOK ENTRY				
				<p>Registration No: HI 561 Date: May 15, 2012.</p> <p>Aircraft Model: Cessna 150M Airframe Total Time: 8454.0 hrs</p> <p>Aircraft Serial No: 15077678 Hobbs: 3713.2 hrs</p> <p>Performed a 100 hrs. inspection I/A/W RAD 43 appendix D and Cessna 150 maintenance manual. All bearings cleaned, inspected and reinstalled after repacked with Mobilgrease 28. Lubed airframe per lubrication chart. AD80-11-04, effective date June 2, 1980. Vertical fin Aft Bracket nutplates. C/W visual inspection. No discrepancies noted. Next insp. at 8537.4 Hrs. aircraft total time. AD87-20-03 Rev.2. This AD has been superseded by AD2011-10-09, Standard Practices Structure (amendment 39-16690) effective date June 17, 2011. Performed visual inspection and required measurements to the seat rail, seat base and locking pin. No discrepancies noted. Next inspection due at 8537.4 hrs. aircraft total time. Replaced landing light lamp, part number GE4509. Replaced LH tire/tube, Part #070-314-0, s/n 0249S00062 (out) with part number 30S44, s/n 89E448 (In). Replaced several worn out fasteners at engine cowling.</p> <p>I certify that this aircraft has been inspected I/A/W a 100 hrs. inspection and is approved for return to service.</p> <p style="text-align: right;"><i>Jean P. Oquet</i> Jean Pierre Oquet Lic. 03100342017 TMA/AI A&P25770341A</p>

ANEXO 2

COPIA

Cessna Aircraft Company Proprietary Information

3. Corrosion damage was evident at several locations of the blade, with bubbling and missing paint.
4. Fracture of the blade was by high-cycle fatigue over approximately 60% of the blade cross section, followed by ductile overload.
5. The fracture origin coincided with a zone of approximately 0.014 inch deep pitting corrosion damage on the face side of the blade.
6. Similar corrosion was present at various locations on the face side of the blade, with intergranular stress-corrosion cracking coincident with the pitting.
7. The cause of the blade fracture was fatigue cracking which initiated at an area of corrosion damage on the face side of the blade.
8. Chemical composition and tensile properties of the blade met the requirements of the engineering drawing.

2.0 Examination of the Broken Propeller Blade

The propeller blade was brought in a sealed shipping container to Cessna Material and Process Engineering by representatives of FM. An initial examination of the blade was done by M&P in the presence of FM as well as Cessna ASI, after which the blade was turned over to Cessna M&P for the duration of the laboratory examination work, including some destructive examination. The blade is shown in the condition in which it was received in Figure 1.

In addition to the part number and serial number information stamped on the blade, the word "reconditioned" was also present. The various markings stamped on the blade are shown in Figure 2. The CIM provided an excerpt from the logbook which indicated that the blade had been overhauled in accordance with McCauley Propeller Manuals 730720, BOM100, and SPM100 by Aviation Propellers, Inc. of Opa Locka Florida on 22-Jan-2009. According to the manual 730720, The logbook excerpt also included an entry dated 7-Jan- 2012 for an annual 100 hour inspection at 504.7 hours TSO (time since overhaul) in accordance with RAD 43 Appendix D of McCauley Maintenance Manual, during which the blade leading edges were dressed and the blade was deemed to be in an airworthy condition and approved for return to service. The total service time on the blade is not known.

The non-fractured side of the blade was bent aft, consistent with impact with the terrain. The paint was missing from the leading edge of the bent blade, and was scratched in a direction oriented diagonally to the leading edge, as shown in Figure 3.

Overall, the blade showed evidence of corrosion in many locations, including near the point of fracture. Bubbling and locally missing paint indicated underlying corrosion of the blade, as shown in Figures 4 and 5. A few of the suspect areas, including within 10 inches of the fracture surface, underwent chemical stripping of the paint to permit closer examination of the corrosion damage. Pitting corrosion was present at the areas of paint bubbling, Figures 6 and 7. After removal of the black paint, one of the areas of corrosion showed smoothed contours, suggesting that it had been blended before it was painted, then continued to corrode after the paint was applied, as shown in Figure 8. Visual, optical microscopy, and scanning electron microscopy/energy-dispersive x-ray spectroscopic (SEM/EDS) examination indicated that the blade surface had been chemical film coated, and not anodized. Application of either chemical film or chromic acid anodize is acceptable per the McCauley Service Manual 730720.

The fracture surface was cleaned in an ultrasonic bath using detergents followed by acetone and finally isopropyl alcohol to remove any dirt or oily residues. Examination of the fracture surface showed presence of beach marks, indicating that fracture occurred by fatigue crack propagation over approximately 60% of the blade cross section, followed by ductile overload, as shown in Figure 9. High magnification examination of the fracture surface in the scanning electron microscope (SEM) indicated the blade fractured by high-cycle fatigue, followed by ductile overload (Figure 10). The orientation of the beach marks indicated the fracture origin was on the *tace* side of the blade, approximately 0.3 to 0.4 inches from the leading edge, as shown in Figure 11. Coinciding with the fracture origin was a zone of corrosion damage on the face side of the blade, shown in Figure 11 and 12. The corrosion damage at the fracture origin was approximately 0.014 inches deep.

To assess the extent of corrosion, a metallographic cross-section was cut through one of the corrosion sites near to the fracture origin, as shown in Figure 6 and Figure 13. The depth of pitting corrosion at this site was approximately 0.005 to 0.007 inches (Figure 14), however intergranular cracking was present to a depth of approximately 0.012 inches, stemming from the base of the corrosion pits (Figures 15 and 16).

3.0 Material Analysis

Table 1 Material Analysis Results

Chemical Composition	Tensile Properties	Microstructure
Acceptable; Table 2	Acceptable; Table 3	Acceptable; Figure 17

Table 2 Chemical Analysis Results [1]

	Chemical Composition (wt.%)							
	Copper	Manganesa	Magnesium	Iron	Silicon	Zinc	Chromium	Titanium
Blade s/n G17762	4.6	0.84	0.02	0.4	0.68	0.01	0.01	0.03
2025 per MC-175	3.9 - 5.0	0.40 - 1.2	0.05 (max.)	1.0 (max.)	0.50-1.2	0.25 (max.)	0.10 (max.)	0.15 (max.)

Notes:

1. Reference Arrow Laboratory, Inc. Report No. e57mm408.
2. Chemical composition met engineering drawing requirements for 2025 aluminum per MC-175.

Table 3 Tensile Test Results¹

	0.2% Offset Yield (ksi)	Ultimate Tensile Strength (ksi)	Elongation
Blade s/n G17762	45.9	61.8	15%
2025-T6 per MC-175	33.0 (min.)	52.0 (min.)	11% (min.)

- Notes:
1. Reference Arrow Laboratory, Inc. Report No. e57mm410.
 2. Acceptable for 2025-T6 per MC-175.

No other examinations were performed on the propeller blade.



Figure 1 View of the 1A102 propeller blade from a/e 15077678 in the condition in which it was received. Approximately 16 inches of one of the blades was missing.

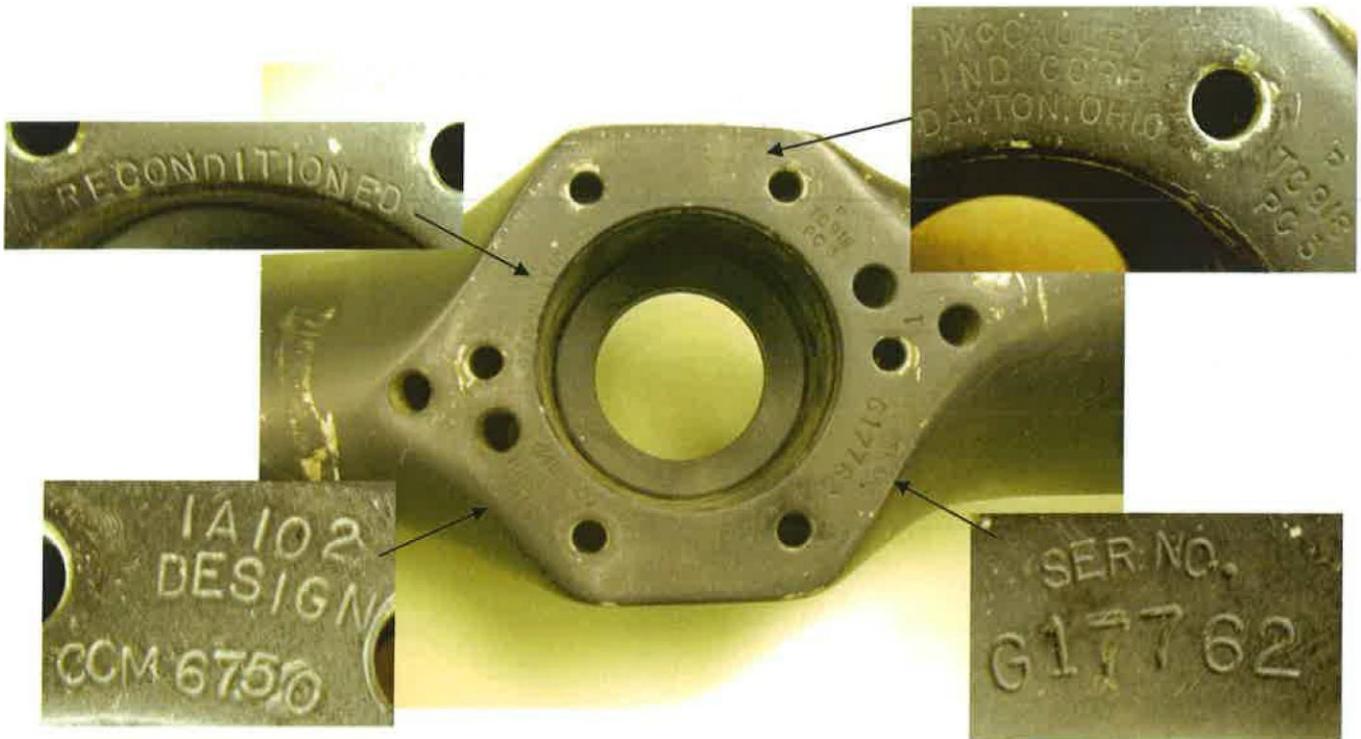


Figure 2 View showing markings on the blade.

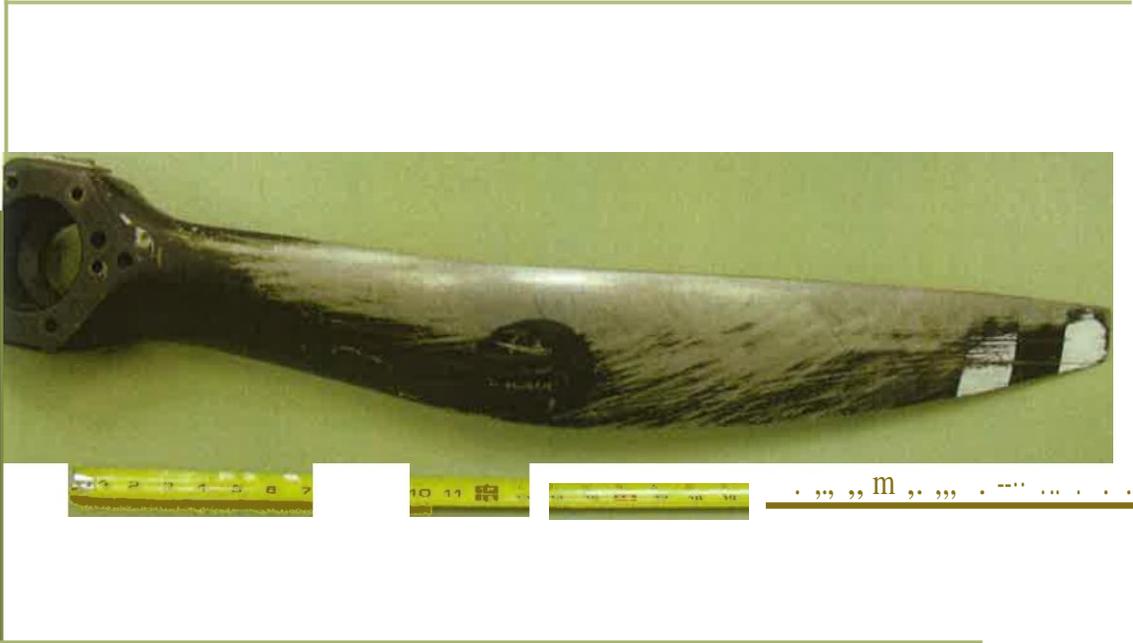


Figure 3 View of the bent side of the propeller, note lack of paint along the leading edge and scuffing of the paint at an incline to the leading edge.

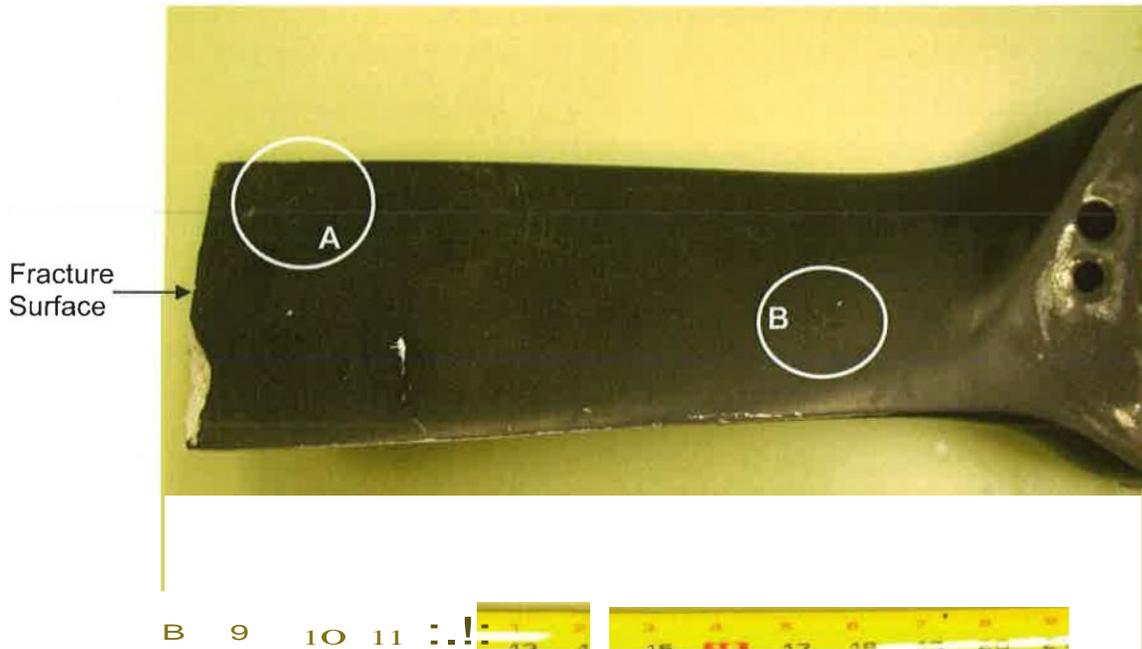


Figure 4 View of the face side of the blade, near the fracture location. Areas of bubbled paint (circled) indicate underlying corrosion of the blade.



Figure 5 View of the *tace* side of the unbroken blade, showing many small areas of locally damaged paint and underlying corrosion of the blade.

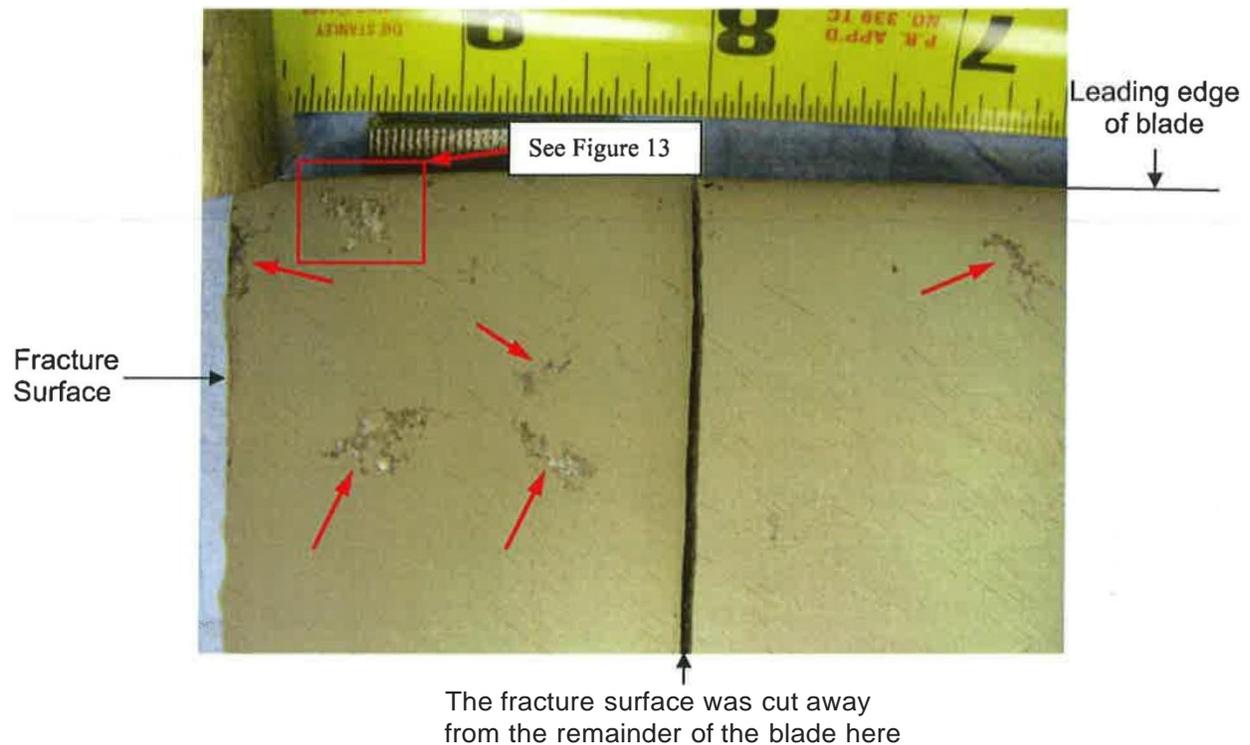


Figure 6 Close-up view of the *tace* side near the fracture after paint removal showing areas of corrosion damage (arrows). Magnification: x1.3.

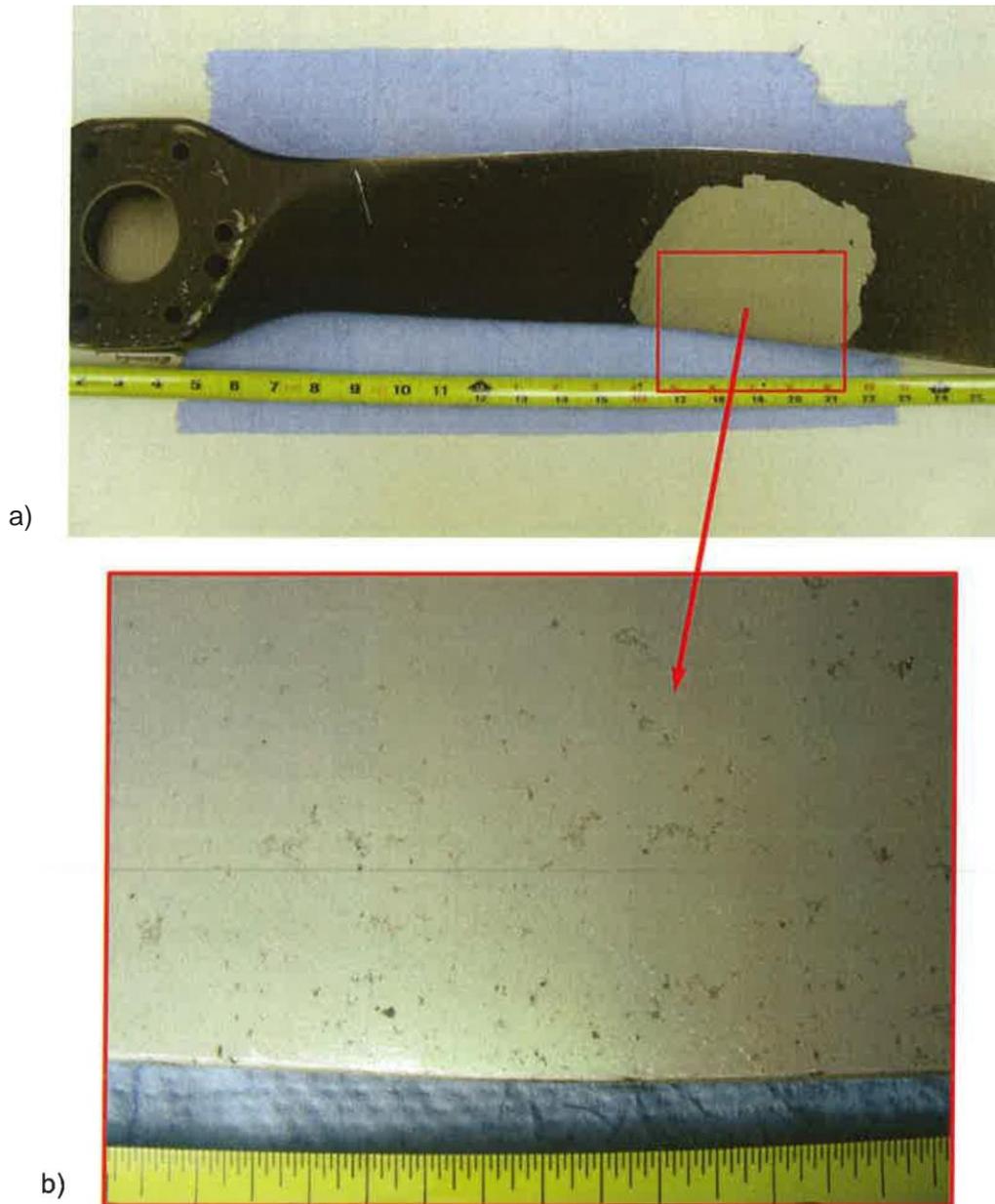


Figure 7a and 7b Close-up views of the face side of the unbroken side of the propeller, after paint removal showing many small areas of corrosion damage. Magnification: x1.3 (at b).

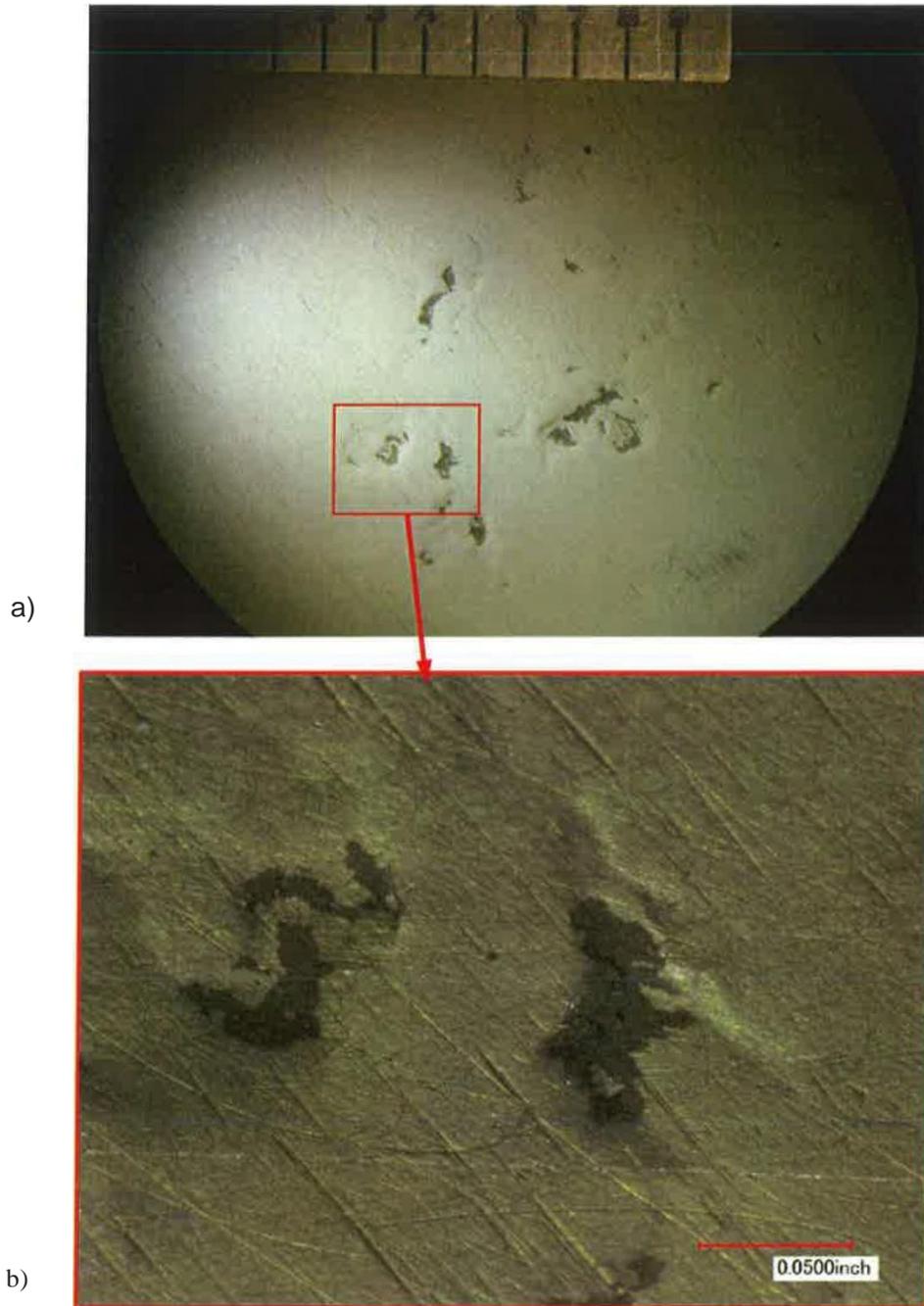


Figure 8a and 8b View of location B from Figure 4, after removal of paint from the affected area. Areas of corrosion were present under the paint. Note at b) the smoothed contours of the corrosion areas, suggesting that they had been partially blended prior to application of the black paint. The diagonal lines are sanding scratches. Magnifications: x2.8 (a) and x16.5.

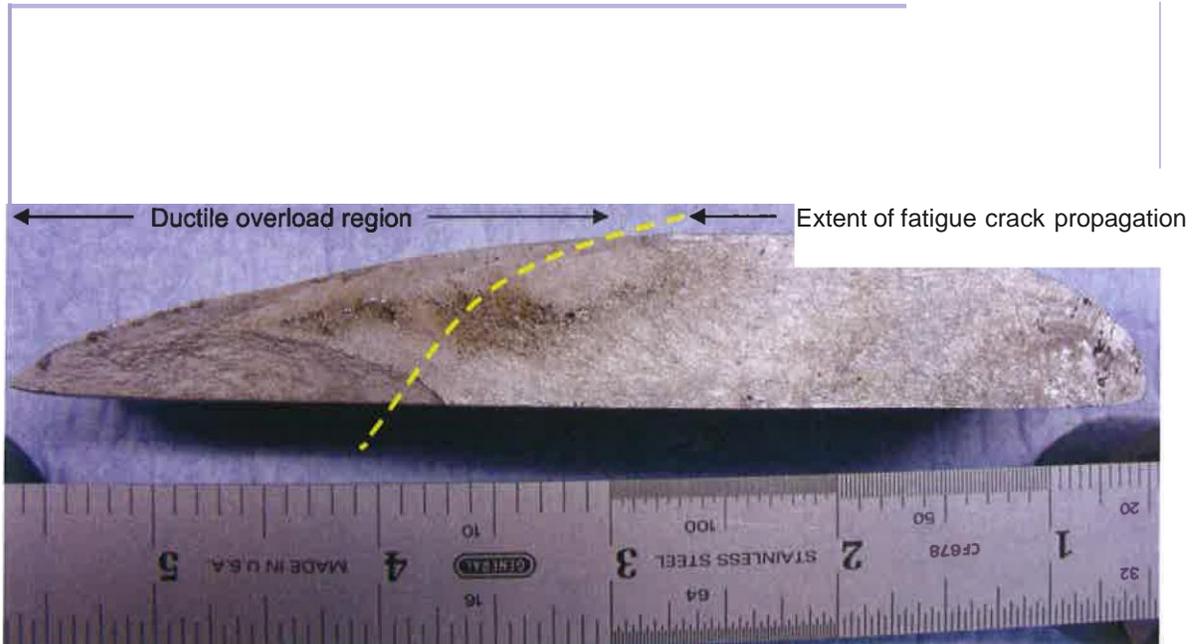


Figure 9 Overall view of the fracture surface after cleaning, showing features indicative of fatigue crack propagation over approximately 60% of the blade cross section. Magnification: x1.2.

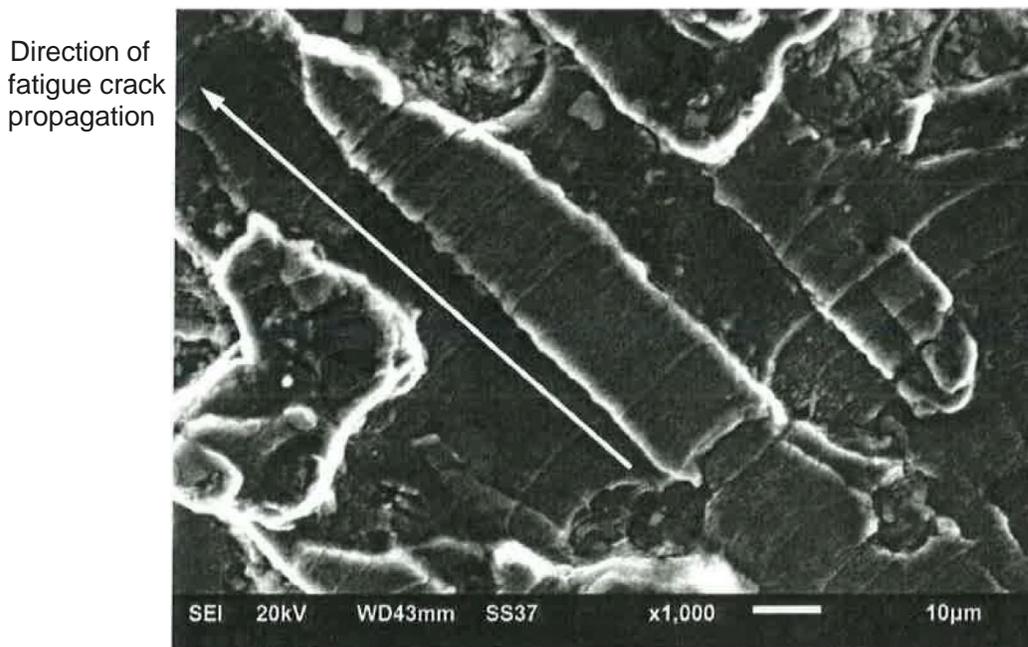


Figure 10 High magnification SEM view of the fracture surface, showing fatigue striations indicative of high-cycle fatigue. Magnification: x1000.



Figure 11 Tilted view of the fracture surface at the origin of fatigue cracking, which coincided with the location of corrosion damage on the face side of the blade. Magnification: x7.

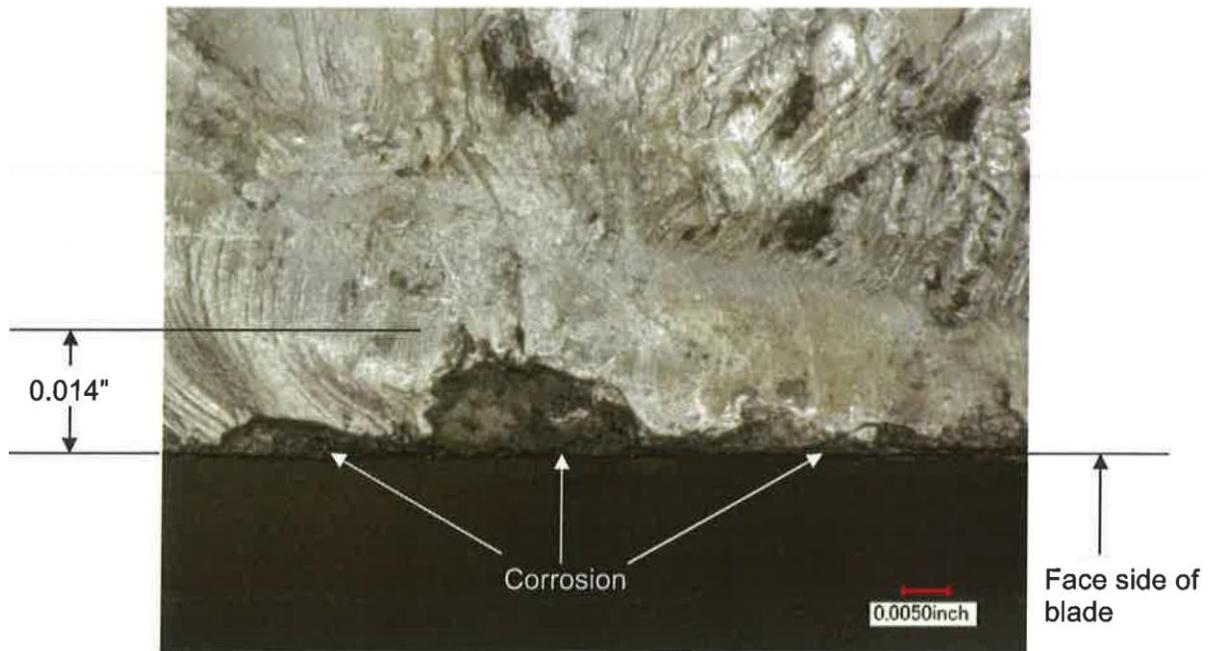


Figure 12 Magnified view of the fracture surface at the fracture origin, showing corrosion pitting to a depth of approximately 0.014 inches. Magnification: x50.

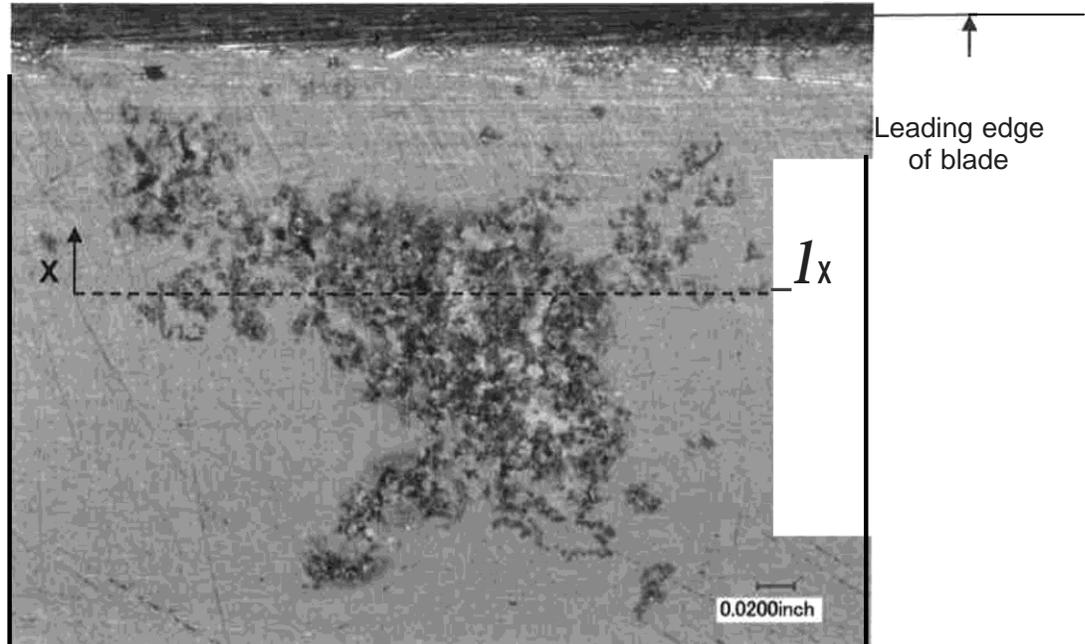


Figure 13 Zone of corrosion damage on the face side of the blade within 1 inch of the fracture origin. To determine the depth of corrosion, this area was examined in cross-section at X-X. Magnification: x10.

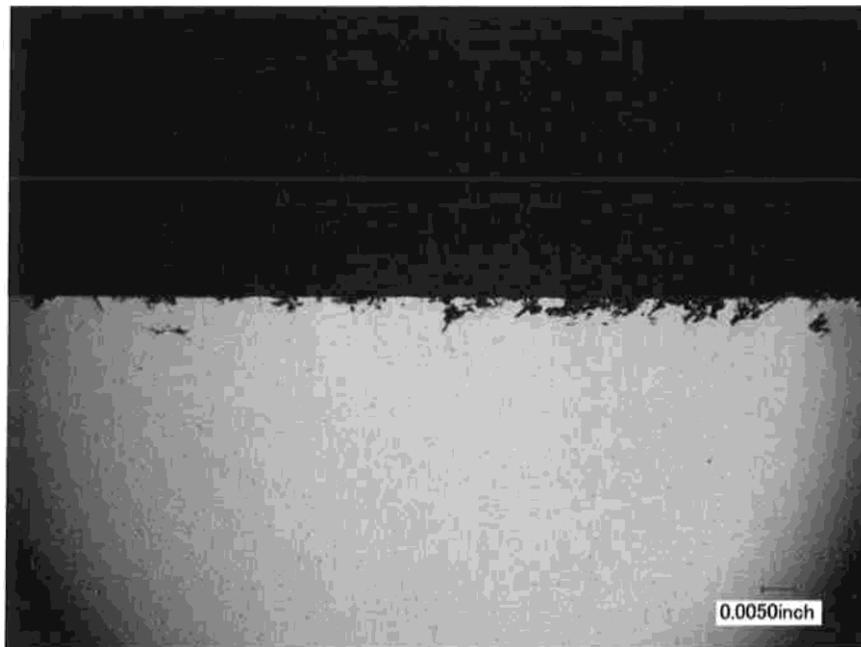


Figure 14 View of polished cross-section at X-X from Figure 13, showing pitting corrosion to a depth of approximately 0.005 to 0.007 inches. Un-etched. Magnification: x35. Mount Index No. 3744.

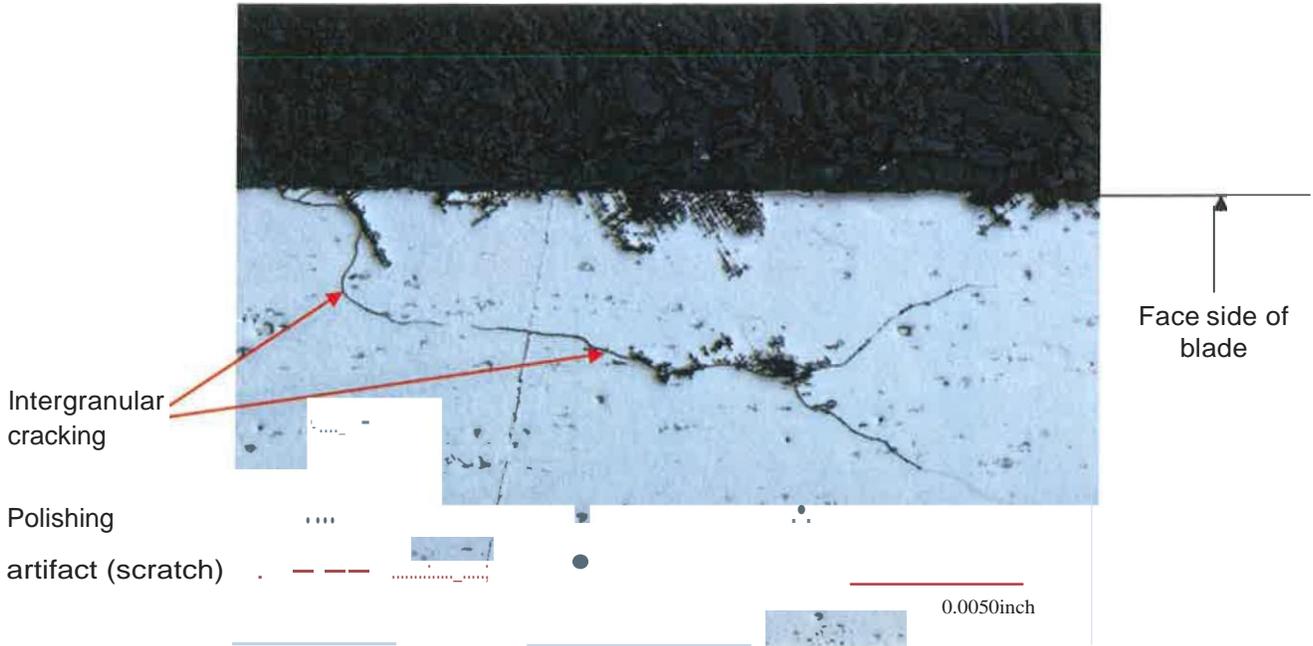


Figure 15 View of polished cross-section at X-X from Figure 13, showing intergranular branched cracking stemming from pitting corrosion. Depth of cracking was approximately 0.0083 inches at this location. Un-etched. Magnification: x180. Mount Index No. 3744.

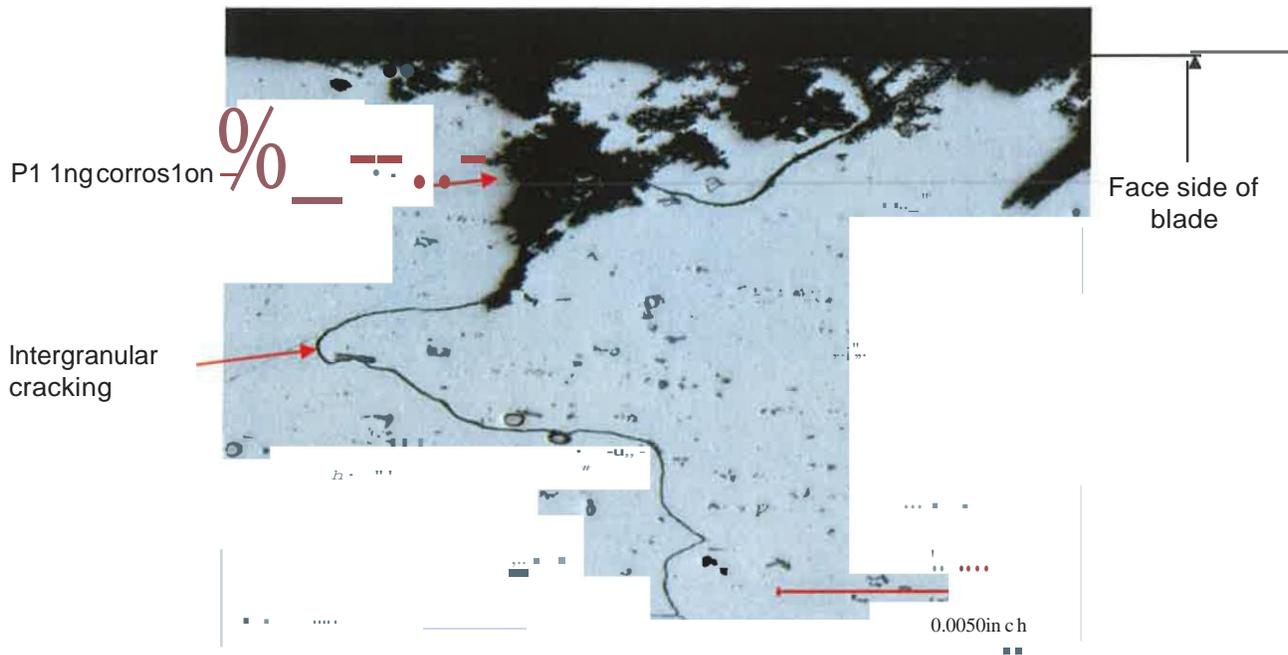


Figure 16 View of polished cross-section at X-X from Figure 13, showing intergranular branched cracking to a depth of approximately 0.012 inches at this location. Un-etched. Magnification: x250. Mount Index No. 3744.

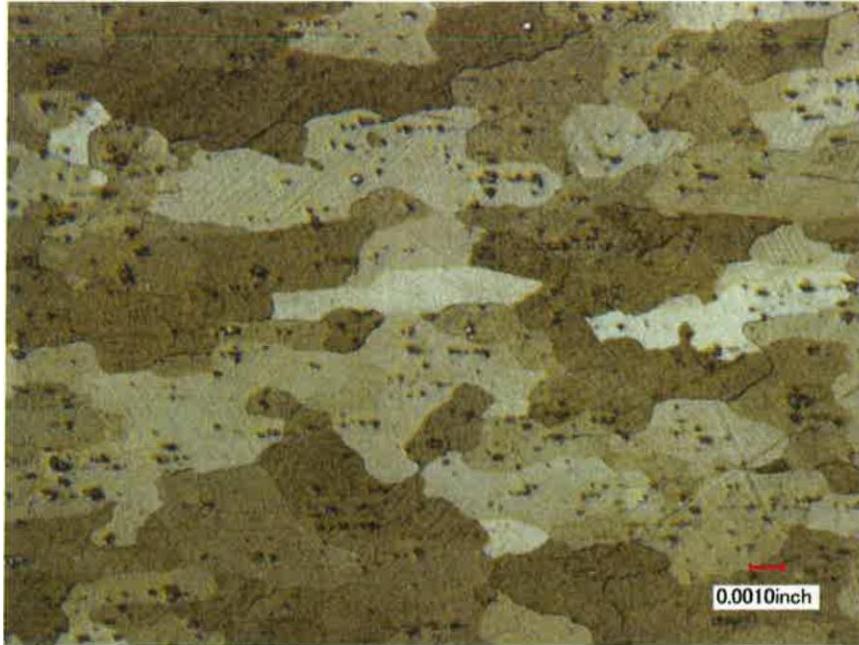


Figure 17 The microstructure of the blade metal was typical for 2025-T6 aluminum alloy. Etchant: Keller's. Magnification: x180. Mount Index No. 3741

ANEXO

COPIA



Imagen 01.- Vista del área del accidente. Nótese las irregularidades del terreno.



Imagen 02.- Vista del tren de aterrizaje delantero, el cual se desprendió luego del aterrizaje de emergencia.



Imagen 03.- Vista de la parte delantera de la aeronave. Nótese que la aeronave está invertida sobre el terreno, así como el grado de daños sufrido en el área del motor.



Imagen 04.- Vista del costado izquierdo de la aeronave.



Imagen 05.-

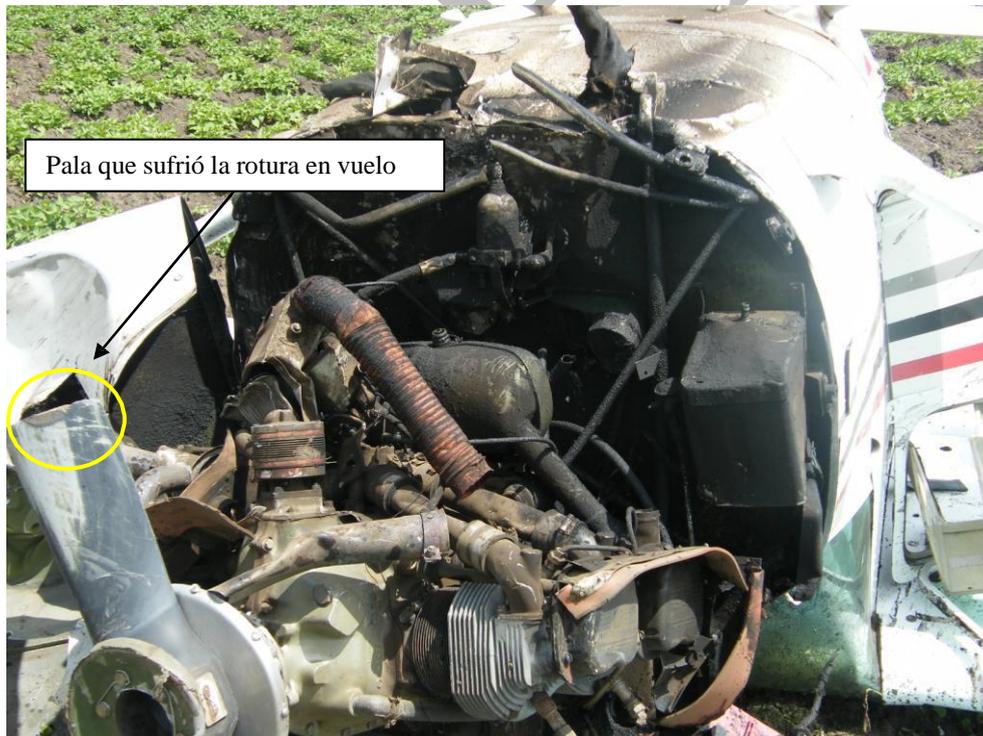


Imagen 06.- Vista del motor de la aeronave. Nótese la pala que sufrió la rotura en vuelo.



Imagen 07.- Vista de la aeronave invertida sobre el terreno.



Imagen 08a.- Vista de la pala que sufrió la rotura en pleno vuelo.



Imagen 08b.-

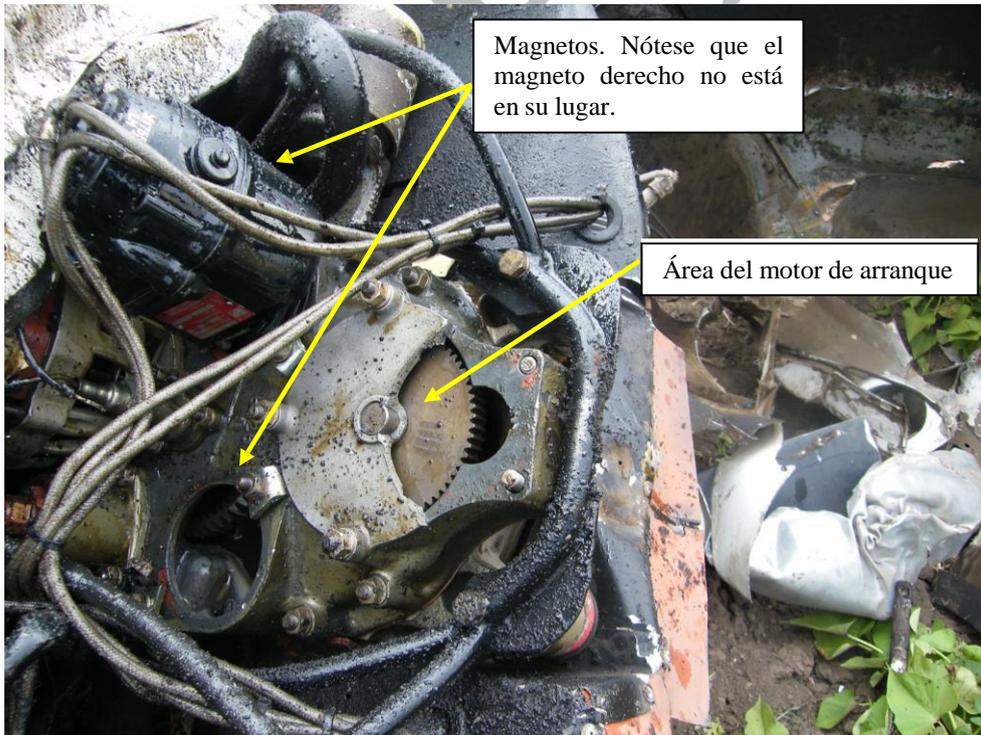


Imagen 09.- Vista la sección del motor de arranque y los magnetos del motor. El motor de arranque y uno de los magnetos se desprendieron de su base por las vibraciones que produjo la rotura de una de las palas de la hélice.

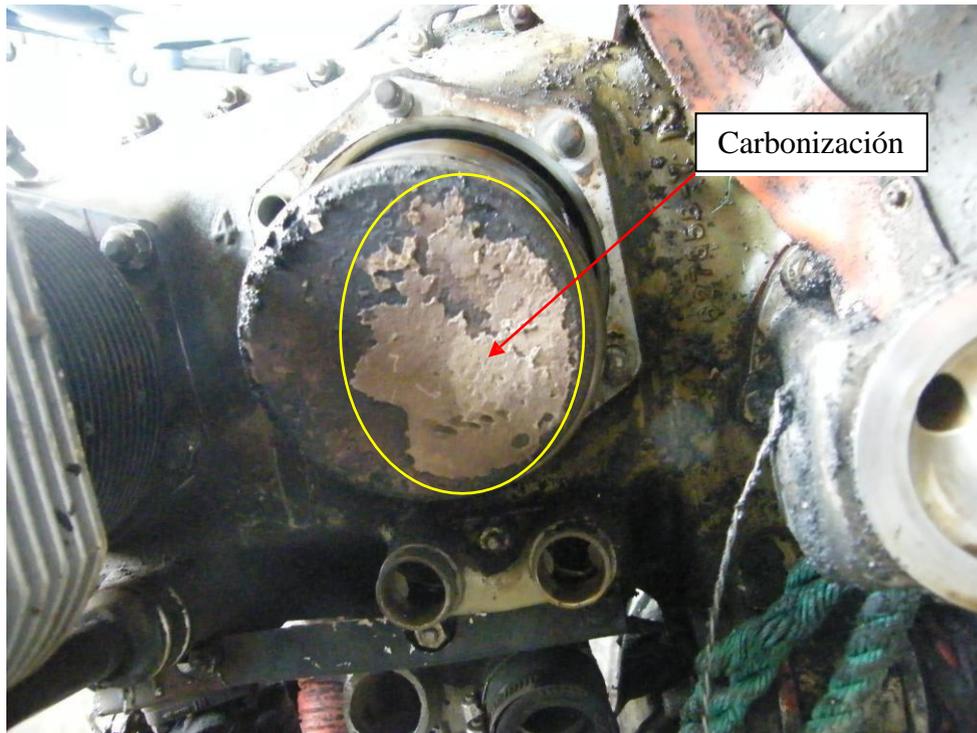


Imagen 10a.- Vista de uno de los cilindros del motor. Nótese la carbonización en la superficie del mismo, prueba de que el motor perdió el tiempo, por lo cual se apagó.



Imagen 10b.-

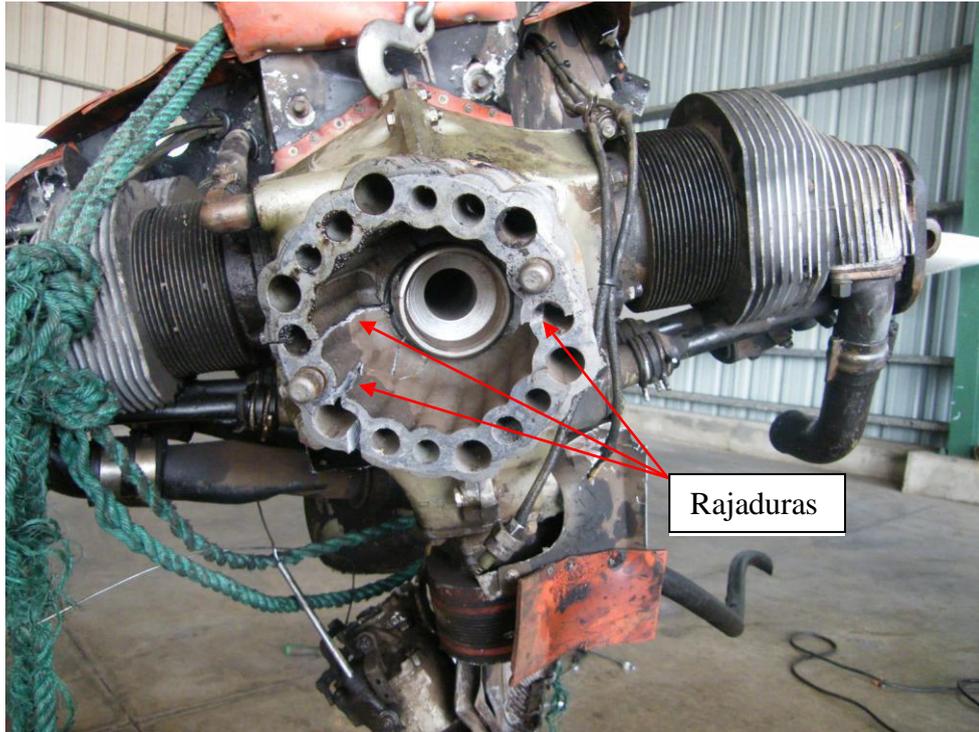


Imagen 11a.- Vista del gobernador de la hélice. Nótese las rajaduras en el mismo, producidas por las vibraciones resultantes de la rotura de una de las palas de la hélice.



Imagen 11b.-



Imagen 12a.- Vista del corte transversal de la pala que sufrió la rotura en vuelo.

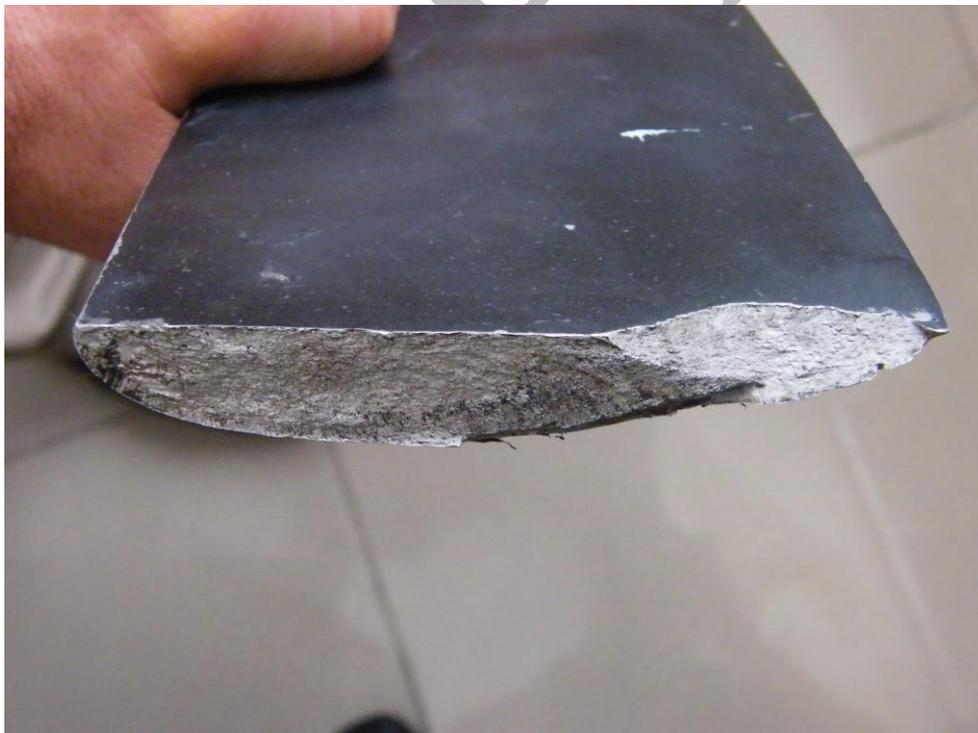


Imagen 12b.-



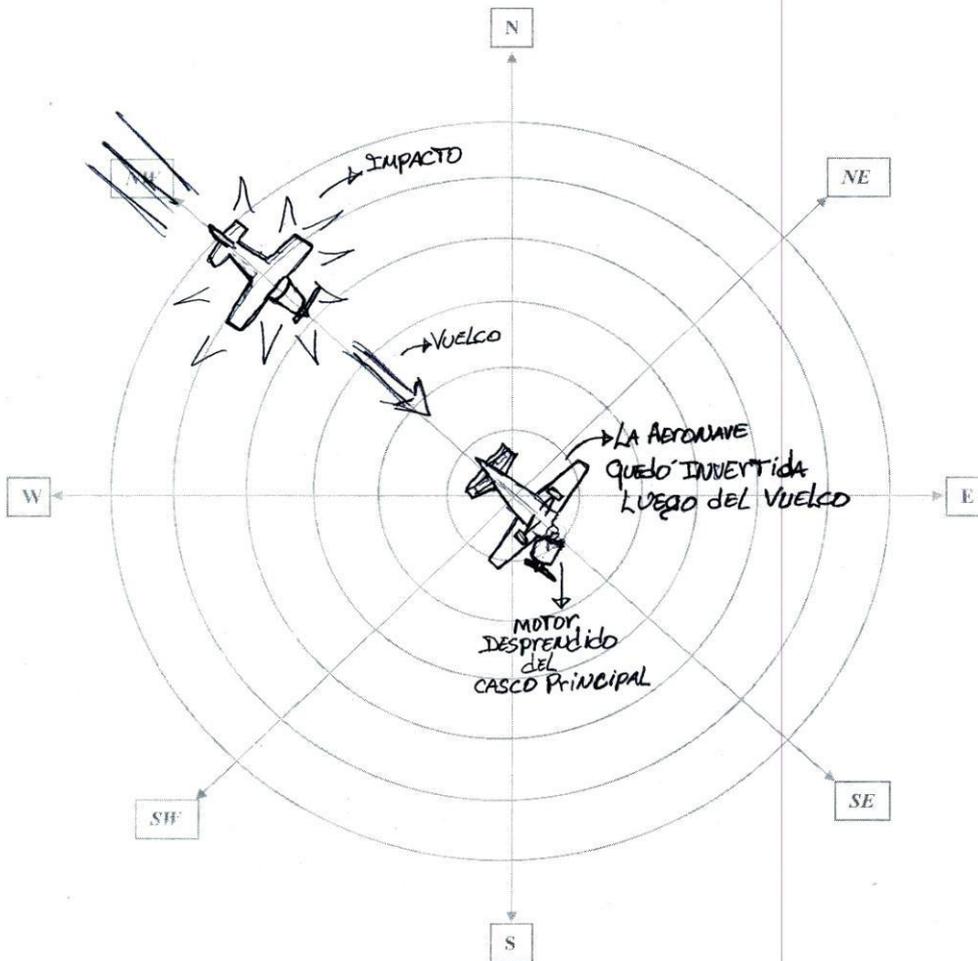
Imagen 12c.-

COPIA

ANEXO 4

COPIA

DIAGRAMA PARA CROQUIS DE ACCIDENTES E INCIDENTES GRAVES DE AVIACIÓN CIVIL



Lugar del suceso: Monte Adentro, Licey al Medio
Matrícula de la aeronave: AI 561 / Fecha del suceso: 12/06/12
Altura del terreno: 732' pies / Cantidad de ocupantes: 02
Especificación de distancia entre círculos: 1=NA 2=NA 3=NA 4=NA 5=NA 6=NA
Coordenadas geográficas: N 19°27'22.9" W

ANEXO 5

COPIA

