DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DGAC
CHILE

DPA

Departamento Prevención de Accidentes

INFORME FINAL
ACCIDENTE DE AVIACIÓN
Nº 1595CG

Aeronave : Avión Piper PA-30.
Lugar : 800 metros al Este de la ciudad de Lota, región del Biobío
Fecha : 20 de agosto del 2011.

ANTECEDENTES

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", al Convenio de Chicago publicado por la Organización de Aviación Civil Internacional (O.A.C.I.), y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigaciones de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo Nº 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

DESCRIPCIÓN DEL ACCIDENTE

El día 20 de agosto de 2011, a las 12:32 HL, el piloto al mando Sr. (Q.E.P.D.) despegó desde el aeródromo Carriel Sur (SCIE) de la ciudad de Concepción, región del Bio-Bio, Chile, junto al Sr. (Q.E.P.D.), operador de la cámara de aerofotogrametría instalada en el avión. Una vez sobre la ciudad de Lota, la aeronave comenzó a perder altura y a girar, cayendo verticalmente hasta impactar contra el terreno. Los ocupantes de la aeronave resultaron fallecidos y la aeronave destruida.

1. INFORMACIÓN DE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. El día 20 de agosto del año 2011, a las 12:32 HL, el piloto Sr. (Q.E.P.D.) al mando de la aeronave PA-30, matrícula despegó desde el aeródromo Carriel Sur (SCIE) de la ciudad de Concepción, región del Bio-Bio, junto al Sr. (Q.E.P.D.), operador de la cámara de aerofotogrametría instalada en el avión, para realizar un trabajo aéreo entre las ciudades de Coronel y Arauco.

1.1.2. Después de 18 minutos de vuelo, en vuelo recto y nivelado a 3.000 pies de altitud y aproximadamente a 2.500 pies sobre la ciudad de Lota, según testigos, comenzaron a desprenderse partes pequeñas y a salir humo blanco (presumiblemente combustible) desde la raíz del ala derecha, a la vez que la aeronave comenzaba a perder altura y a girar sobre su eje longitudinal (roll) en sentido horario.

1.1.3. Seguidamente se le desprendió el ala derecha, aumentando violentamente la velocidad de caída y roll, cayendo verticalmente hasta impactar contra el terreno, en un camino de tierra al interior de un bosque de pinos.

1.1.4. El ala derecha cayó separada de la aeronave, quedando a 46 metros al Sur-Este del resto de la aeronave.

1.1.5. El piloto y el operador de la cámara fallecieron.

1.2. LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS	TOTAL
Mortales	02	-	-	02
Graves	-	-	-	-
Menores	-	-	-	-
Ninguna	-	-	-	-
TOTAL	02	-	-	02

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave resultó completamente destruida.

Ver anexo "B", Informe Técnico.

1.4. OTROS DAÑOS

1.4.1. No hubo.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN

1.5.1. Piloto:

NOMBRE	(Q.E.P.D.).	
EDAD	52 años	
R.U.T.		
LICENCIA	Piloto Comercial de Avión	
HABILITACIONES	Clase: Multimotor y Monomotor terrestre. Función: Instructor de Vuelo; Vuelo por Instrumentos.	
REGISTRA ACCIDENTE.	Tipo: Accidente Fecha: 15-10-04 Matrícula: CC-CIC	Resolución Exenta N° 01051, de fecha 24 de mayo de 2005. "Causa: Al despegar se detuvo el motor, por falta de combustible, debiendo aterrizar de emergencia."

1.5.2. Experiencia de Vuelo Piloto

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HORAS DE VUELO EN EL MATERIAL	2.347,9
HORAS DE VUELO 90 DÍAS PREVIOS	91,0
HORAS DE VUELO 60 DÍAS PREVIOS	76,2
HORAS DE VUELO 30 DÍAS PREVIOS	33,8
HORAS DE VUELO DÍA DEL ACCID.	0,3
HORAS DE VUELO TOTALES	4.724,5

1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

1.6.1. Antecedentes de la aeronave

MARCA	PIPER		
MODELO	PA-30		
NRO. SERIE	30-490		
PESOS	Peso Vacío (Configurado) Pasajeros 2.504,60 lb Fotogramétrico 2.719,00 lb		Máximo de despegue 3.600 Libras
PLAZAS AUTORIZADAS	Tripulación 01		Pasajero 03
HORAS DE VUELO AL SUCESO	9.889,1 horas		
AÑO FABRICACIÓN	1964		
ÚLTIMA INSPECCIÓN 100 HORAS	FECHA 08/08/2011	HRS VLO. 9.881,9	CMA N°
PROPIETARIO			

1.6.2. Antecedentes del motor

MARCA	LYCOMING	
MODELO	IO-320-B1A	
MOTORES	N°1	N°2
NRO. SERIE	L-1080-55	L-1089-55
T.S.O. (Time since overhaul)	245:00 horas	245:00 horas
T.B.O. (Time between overhaul)	2.000 horas	2.000 horas
ÚLTIMO OVERHAUL	21/02/2011 N°23/2011	21/02/2011 N°23/2011
ÚLTIMA INSPECCIÓN	08/08/2011 N°80/CTT/11	08/08/2011 N°80/CTT/11

1.6.3. **Antecedentes de la hélice**

MARCA	HARTZELL	
MODELO	HC-E2YL-2BS	
HÉLICES	N°1	N°2
NRO. SERIE	BG-4294	BG-1043
T.S.O. (Time since overhaul)	1427,00 horas	1672:50 horas
T.B.O. (Time between overhaul)	2.000 hrs. o 72 meses	2.000 hrs. o 72 meses
ÚLTIMO OVERHAUL	02/03/2009 O.T. N° 18/2009	22/01/2008 O.T. N°175/2008
ÚLTIMA INSPECCIÓN	08/08/2011 N°80/CTT/11	08/08/2011 N°80/CTT/11

1.6.4. **Documentación a bordo**

CERTIFICADO DE MATRÍCULA	Sin observaciones
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD	Sin observaciones
MANUAL DE VUELO	Sin observaciones
BITÁCORA DE VUELO	Sin observaciones

Ver anexo "B", Informe Técnico.

1.6.5. **Inspecciones**

El equipo investigador se trasladó hasta el lugar del accidente y realizó las siguientes inspecciones:

1.6.5.1. Se realizó una inspección visual en el sitio del suceso para identificar la posición de la aeronave y sus partes, además de las huellas y señales dejadas por ésta, verificando que cayó casi verticalmente en un camino de tierra blanda, al interior de un bosque de pinos, quebrando ramas en su trayectoria. Por otra parte, el

ala derecha cayó separada de la aeronave, en el interior del mencionado bosque de pinos, quebrando un árbol y ramas en su trayectoria.

1.6.5.2. Se geo-referenció y fijó fotográficamente el avión con sus partes y el ala derecha, para posteriormente inspeccionar los daños.

1.6.5.3. La aeronave impactó contra el terreno en una actitud de nariz abajo y girando sobre su eje longitudinal (roll) en sentido horario, quedando destruida por la fuerza de compresión desde la nariz a la cola, en el lugar del impacto sin desplazarse, dejando un cráter de un metro y medio de profundidad aproximadamente.

1.6.5.4. Conforme a las huellas encontradas en los pinos, se pudo determinar que la trayectoria final de caída de la aeronave fue en un ángulo de 72° aproximadamente, hasta que impactó contra el terreno.

1.6.5.5. Lo anterior es concordante con la concentración de los restos en el lugar del impacto y la dispersión de elementos pequeños al Sur-Este, en la orientación del impacto.

1.6.5.6. El ala desprendida de la aeronave, quedó a 46 metros al Sur-Este de la posición final de ésta. Se encontraba desprendida desde su raíz, con el motor número 2 anclado en su estructura.

1.6.5.7. De acuerdo a las mediciones efectuadas en el lugar y a las huellas encontradas en los pinos, se determinó que la trayectoria final de caída del ala derecha fue en un ángulo de 60° aproximadamente, impactando contra los pinos hasta su posición final. Se verificó que su estanque de combustibles estaba rajado y vacío, y que en la cuerda inferior del larguero principal se encontraban diferentes áreas con corrosión (las principales ubicadas en W.S[1].43.0, W.S.55.0 y W.S.62.0) y suciedad. Los cables de las superficies de control de vuelo estaban cortados.

1.6.5.8. Las palas de la hélice del motor número dos, correspondiente al ala desprendida, se encontraban dobladas hacia adelante producto del impacto contra los pinos, con daños en el borde de fuga en una de ellas, con señales típicas de un impacto con motor detenido.

[1] W.S.: Wing Station (Estación del ala).

1.6.5.9. Las palas de la hélice del motor número uno, se encontraban dobladas hacia atrás, producto de que, al momento del impacto, el motor se enterró en la tierra aproximadamente un metro y cincuenta centímetros.

1.6.5.10. La mayoría de las fracturas en los recubrimientos y estructuras del avión, eran del tipo instantáneas, a excepción de una fractura de la cuerda inferior del larguero principal del ala derecha, W.S 25, la que presentaba evidencias de haberse fracturado por fatiga de material. Ésta, además, es la zona en la que la cuerda inferior del larguero principal del ala derecha se separó del fuselaje.

1.6.5.11. Adicionalmente, se encontraron otras áreas con corrosión, en:

- El recubrimiento del empenaje, alrededor de la placa de identificación del avión.
- La costilla inferior del timón de dirección.
- Los recubrimientos inferiores de fuselaje, alrededor de los soportes de antena, adyacente al soporte de la cámara fotogramétrica.
- Los recubrimientos del ala derecha.
- La cabeza de los pernos que unen un fitting del tren de aterrizaje principal con el larguero principal del ala derecha.

1.6.5.12. En el área del suceso se encontró la siguiente documentación:

- Una bitácora de vuelo del avión, con registros de vuelos sólo hasta el 05.08.2011 (folio N° 004511).
- El certificado de aeronavegabilidad, con validez hasta el 14.07.2012.
- Dos certificados de Peso y Balance (Configuración normal y fotogramétrico).
- El certificado de matrícula de la aeronave.
- Manual de vuelo, correspondiente al avión.

Ver anexo "A" Set Fotográfico y "B" Informe Técnico.

1.6.6. **Peritajes**

En consideración a que en el Sitio del Suceso se encontró una fractura por fatiga de material en la estación W.S 25 de la cuerda inferior del larguero principal del ala derecha, que se desprendió del fuselaje, el equipo investigador decidió retirar del sitio del suceso parte de los largueros principales de ambas

alas y enviarlas a peritaje a un laboratorio especializado. Además, de realizar una inspección a una aeronave de similares características estructurales para establecer la facilidad de inspección a la zona fracturada por fatiga

1.6.6.1. Inspección realizada a un avión PA-39 de similares características estructurales que el PA-30 accidentado y de propiedad de la misma empresa. Las aeronaves modelos PA-30 (accidentada) y el PA-39 (estudiado) comparten el mismo certificado tipo (N° A1EA) y se diferencian principalmente en que el motor derecho del PA-39 gira en sentido antihorario".

1.6.6.1.1. El Equipo Investigador efectuó una inspección y estudio, en un avión marca Piper, modelo PA-39, de similar configuración y características estructurales que el avión accidentado, perteneciente a la misma empresa aérea .

1.6.6.1.2. El objetivo de la inspección fue verificar la facilidad de acceso al área fracturada por fatiga en el ala derecha del avión accidentado. El resultado de la inspección permitió establecer que el área de fractura por fatiga de material se encontraba oculta a la inspección visual.

1.6.6.2. El peritaje en el Laboratorio de Materiales de la National Transportation Safety Board (NTSB), estableció lo siguiente.

a) Los patrones de deformación y las características fractográficas son típicas de separaciones por un sobre esfuerzo en todas las ubicaciones a excepción de la fractura ubicada en el borde externo de la cuerda inferior del larguero principal del ala derecha (W.S. 25).

b) La fractura a través de la cuerda inferior del larguero principal del ala derecha (W.S.25) contiene líneas de grietas y características fractográficas que indican la dirección de la fatiga. Las marcas de detención de la grieta indican la progresión de la quebradura por fatiga desde la parte trasera hacia la parte delantera de la pestaña horizontal de la cuerda y también hacia la parte superior de la pestaña vertical de la cuerda del larguero principal del ala. Cubriendo casi el 90 % de la sección transversal de la cuerda. La sección restante de la cuerda inferior, presentaba diversas fracturas por sobre esfuerzo.

c) El examen con microscopio de barrido electrónico (Scanning Electronic Microscope, SEM) visualizó un patrón de fatiga que fue interrumpido muchas veces por bandas de depresiones dúctiles consistente con fuerzas intermitentes de alta tensión.

d) Tanto los exámenes ópticos y SEM, descubrieron corrosión y picaduras en la superficie inferior de la cuerda inferior del larguero principal del ala derecha, adyacente a la fractura por fatiga (W.S.25).

e) El examen por SEM determinó que la grieta por fatiga se intercepta con áreas con corrosión, pero no se inician en áreas de corrosión visibles.

f) El plano de ingeniería especifica que la cuerda inferior indica que es de una aleación de aluminio 2014-T6511.

g) El análisis espectrográfico determinó que el material del larguero era coherente con la aleación especificada en el plano. La medición de dureza fue 83,7 HRB3 y la conductibilidad eléctrica fue de 38,2 % IACS4. Ambos valores reúnen los requisitos para una aleación de aluminio 2014-T6, según la norma MIL-H-6088G5. Las mediciones de las dimensiones del espesor del larguero cumplen con los requisitos.

h) Durante la inspección a los componentes del ala derecha, se observó una severa corrosión en la cuerda inferior (N/P 20280-5) del larguero principal, en varios lugares distante de la fractura por fatiga en la W.S. 25. La de corrosión es consistente con el tipo por exfoliación.

i) La corrosión más severa se encuentra en W.S. 60 pulgadas. En este lugar, la aleta trasera de la cuerda inferior, se perdió totalmente consumida por la corrosión. Otras áreas con menos corrosión por exfoliación se observaron en la aleta delantera de la tapa inferior del larguero del ala derecha entre las W.S. 45 y 55.

j) La parte delantera de la cuerda inferior del larguero principalmente W.S. 60, que se encontrada corroída, podría haber sido visible, a través de la abertura de la tapa inspección N° 12.

Ver anexo "B", Informe Técnico.

1.6.7. **Peso y Balance**

El peso de la aeronave al momento del accidente era 3.199,00 libras aproximadamente, inferior al máximo permitido de 3.600 libras. El centro de gravedad de la aeronave era de 83,9 pulgadas, y se encontraba dentro de la envolvente para 3.200 libras de 83 pulgadas a 92 pulgadas.

1.6.8. **Historial de mantenimiento**

La empresa aérea operadora de la aeronave mantenía contrato de mantenimiento vigente, con el CMA , el cual se encontraba con certificado de CMA válido y habilitado en aviones Piper PA-30, a la fecha de la última inspección.

La aeronave voló, 5.682,3 horas, desde la modificación para la instalación de la cámara aerofotogramétrica.

La última inspección realizada a la aeronave fue el 08.08.2011, a 12 días antes de producirse el accidente (9.881,9 horas de avión), no registrándose discrepancias asociadas a corrosión ni fracturas.

Los trabajos de inspección y mantenimiento efectuados en la aeronave se encontraban registrados en las respectivas bitácoras de mantenimiento de avión, hélice y motor con sus respectivas conformidades de mantenimiento.

El fabricante estableció en el manual de servicio correspondiente al modelo de aeronave, requisitos de inspección a la estructura del ala (por condición, corrosión, daños y remaches sueltos) los cuales se verificaron que existen conformidades de mantenimiento por su ejecución durante las revisiones de 100, 500 y 1.000 horas.

No se encontró en bitácora de vuelo el registro de inspección de pre-vuelo efectuada por el piloto al mando el día del accidente.

La aeronave fue sometida a una Alteración Mayor, para instalar una cámara aerofotogramétrica, el cual fue realizado a través de un Plan de Trabajo, el 11 de enero del 2000, por el CMA .

La alteración consistió en:

- Incorporación de un soporte para la cámara de aerofotogrametría modelo Zeiss RMK 15/23.
- Reubicación el conjunto del soporte del larguero principal del ala.
- Realizar perforaciones en los recubrimientos del fuselaje, en dos lugares

- Remplazar los larguerillos inferiores de fuselaje.

El plan de trabajo disponía implementar dos requisitos al programa de manteniendo de la aeronave, cada 100 horas, consistentes en la limpieza e inspección por corrosión del área modificada, los cuales se verificó que se registraban en las respectivas inspecciones de 100 horas.

La aeronave, desde su primera certificación en Chile, registraba dos sucesos de aviación:

- El 07/02/1966 un Incidente en Gorbea. El avión tuvo que aterrizar de emergencia, debido a malas condiciones meteorológicas. Despegó desde el mismo lugar, sin evidencias de daños.
- El 17/06/1978 un Accidente durante la fase de aterrizaje, en el aeródromo de La Serena (SCSE). En los primeros 50 metros, el tren de aterrizaje se entró, al encontrarse mal asegurado debido a un problema eléctrico. La aeronave fue sometida a reparaciones estructurales.

Ver anexo "B", Informe Técnico.

1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

El Informe Técnico Operacional N° 294/11 de la Dirección Meteorológica de Chile, correspondiente a la fecha, hora y lugar del accidente, señaló lo siguiente:

"En particular a las 12:50 hora local, el cielo se presentó despejado y la visibilidad reducida a 7.000 metros la temperatura en superficie fue de 19°C y la presión de 1019.0hPa. El viento local, fue predominante de dirección Sureste con una intensidad de 20 Km/h[2]. Según el análisis de vientos en el nivel de 925 hPa aproximadamente 3.000 pies, el viento se presentó Sureste variando a Este hacia las 14:00 horas con un intensidad promedio de 32 Km/h[3]."

[2] 10,8 Nudos.
[3] 17,3 Nudos.

1.8. COMUNICACIONES

El piloto al mando (Q.E.P.D.), mantuvo contacto radial con el Control de Tránsito Aéreo de Concepción (SCIE), desde que despegó a las 12:32 HL, manifestando a las 12:36 HL que se encontraba en Coronel nivelado a 3.000 pies y a las 12:41 HL que se encontraba en Coronel, nivelado a 3.000 pies y que abandonaba el sector.

El accidente ocurrió a las 12:50 HL aproximadamente y el piloto en ningún momento declaró emergencia, ni algún tipo de problema en la aeronave vía radial.

1.9. INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL ACCIDENTE

La aeronave se precipitó contra el terreno, 800 metros al Este del límite urbano construido de la comuna Lota, Provincia de Concepción, Región del Biobío, detrás del cementerio de Lota, sector correspondiente a un bosque de pinos.

La aeronave cayó con su ala derecha desprendida y se estrelló en uno de los caminos interiores del bosque de pinos, compuesto de tierra blanda gredosa, en las coordenadas 37°05´08´´S, 73°08´09´´W. El ala derecha cayó a 46 metros al Sureste, al interior del bosque de pinos, en las coordenadas 37°05´09´´S, 73°08´10´´W.

1.10. INCENDIO

No hubo incendio en la aeronave durante el vuelo, ni después de estrellarse contra el terreno. El humo al que hacen referencia los testigos, correspondió a la pulverización del combustible contenido en el estanque del ala derecha, que comenzó a derramarse al momento en que se inició el desprendimiento del ala.

1.11. SUPERVIVENCIA

Los elementos de seguridad y protección de la aeronave para sus ocupantes, quedaron completamente destruidos por la alta energía cinética del impacto.

1.12. EXTRACTO DE LOS RELATOS

1.12.1. Extracto de la declaración del Gerente de Operaciones y piloto

"... El día 19.08.11 a las 08:30 AM (hora local) a petición de uno de nuestros clientes, se moviliza la aeronave desde Temuco, aeródromo Maquehue (SCTC) a Concepción, aeropuerto Carriel Sur (SCIE). La operación consiste en realizar un trabajo de fotografía aérea en el sector de Coronel-Lota. El piloto al mando es . Licencia PC N°

La aeronave arriba al aeropuerto de Concepción a las 09:45 AM, se procede al abastecimiento de combustible AVGAS 100/130 en la planta de PETROBRAS (Guía N° 5128781, 76 litros).

Se toma contacto con el señor , quien es el operador del equipo de fotografía y funcionario de la empresa , el cual solicita me dirija a la plataforma de aviación general...

En el vuelo se realizó una calibración de cámara sobre la ciudad de Concepción a los 4.000 pies y luego a los 6.000 pies, posteriormente nos trasladamos al sector de Coronel y Lota para iniciar las líneas de vuelo de fotografía. El nivel de vuelo para este trabajo era de 3.000 a 3.500 pies sobre el nivel del mar, la condición meteorológica en el sector era CAVOK, pero con turbulencia ligera, una vez terminado el primer plan de fotografía solicitamos volver a Carriel Sur, arribamos a las 14:38 hora local.

Cargo combustible... quedando la aeronave con todos sus estanques full.

Pongo en marcha a las 15:15 local para continuar con un segundo plan de cámara en el mismo sector anterior.

Despegamos sin observaciones pero no fue posible terminar el trabajo de fotografía por el ángulo solar, por lo que cambiamos al plan de láser. Este plan consideraba 33 líneas de vuelo a un nivel entre los 1.700-2.100 pies el que terminamos y retornamos a Carriel Sur. (18:05 Local hora de arribo).

Mi programación era despegar desde Carriel Sur con destino a Los Confines en la ciudad de Angol (SCGO), pero por razones administrativas no fue aceptado

mi plan de vuelo por frecuencia y debía hacerlo por escrito y esta situación atrasaba mi despegue y queda fuera de hora para mi arribo en Angol (SCCV).
Se me instruyó estacionar en plataforma de aviación general estacionamiento número 8.
Cabe señalar que durante los tres vuelos del día 19 de agosto no encontré observaciones de ningún tipo en la aeronave ni sus motores, debo indicar además que estimo haber dejado la aeronave con combustible para unas 3 horas de vuelo.

Día 20.08.11

Se instruye al piloto , quien reside en la ciudad de Angol, se traslade a Concepción a objeto continuar con el plan de cámara pendiente del día anterior (líneas de vuelo 3.000 pies), se le informa que el plan considera poco menos de una hora de vuelo..."

En respuesta a lo consultado por el Sr. Investigador Encargado, sobre los vuelos realizados por la aeronave después del registro en bitácora de fecha 05/08/11: *"... Sólo tengo vuelo posterior al 05.08.11 el día 19.08.11 (Vuelo SCTC-SCIE y vuelos locales en SCIE por un total de 6,50 Hrs)..."*

1.12.2. **Extracto de la declaración de la testigo**

"...Me encontraba en el cementerio cuando mirando el avión que venía volando del norte, lo vi a la altura normal que pasan los aviones, alto, y veo que empiezan a salir papeles y lo vi que da vueltas sobre sí mismo un par de veces, como una acrobacia, cuando se le salió un ala y cae verticalmente dando vueltas, violentamente y en unos 10 segundos, desde la primera vez que lo vi, impactó contra el suelo..."

1.12.3. **Extracto de la declaración del testigo**

"...Me encontraba fuera de mi casa y miré al cielo y vi justo el momento en que un avión perdía el ala derecha, venía desde el norte, al momento de perder el ala salió humo desde el avión, humo blanco, y cayeron separados, el ala primero y el avión después en espiral, lo miré hasta que llegó al suelo y después fui

corriendo para ver si podía ayudar en algo. El avión venía a un poco más de un kilómetro, de alto, y se demoró como 10 segundos en caer hasta el suelo.
En el cerro había una ráfaga de viento cálida y helada, desde NOR-ESTE más o menos y el cielo estaba despejado completamente..."

1.12.4. **Extracto de la declaración del testigo**

"...Me encontraba en el cementerio cuando vi el avión que venía del norte y frente al cementerio, de repente tiró humo blanco y empezaron a salir como challas brillantes y empezó a girar cayendo en 45º, girando por 100 m más o menos y se le desprendió un ala, empezando a caer verticalmente con la nariz para abajo y más estática que el resto del avión, hasta que chocó con el suelo y se escuchó el impacto, desde que lo vi hasta que cayó se demoró como 10 segundos..."

1.12.5. **Extracto de la declaración del testigo**

"...Venía en Alto Colcura en mi camioneta cuando vi el avión como un trompo cayendo, casi llegando al suelo..."

Nota: Todos los relatos forman parte del expediente de la Investigación.

1.13. **INFORMACIÓN ADICIONAL**

1.13.1. El manual "Best Practices Guide for Maintaining Aging General Aviation Airplanes Endorsed by: Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA), Antique Airplane Association (AAA), Experimental Aircraft Association (EAA), Federal Aviation Administration (FAA) (texto traducido), establece:

"¿El avión ha sido utilizado en un rol especial? Una cantidad significativa de tiempo de vuelo a bajos niveles (por ejemplo, la patrulla de tuberías o reconocimiento aéreo) expone a la estructura del avión a cargas estructurales más frecuente e intensas (ráfagas de cargas verticales). Esto a su vez, causa un daño adicional a la fatiga del metal de las alas, empenaje y estructuras asociadas. Volar en montaña también es un entorno más duro respecto de las

cargas verticales, por lo tanto más dañina. Operar el avión en forma constante con cargas pesadas o vuelos muy cortos, también induce daño por fatiga adicional. Cualquier operación que involucre maniobras de acrobacia o alta gravedad es perjudicial."

1.13.2. Conforme al resumen de las operaciones registradas por los servicios de ATS, realizadas por la aeronave desde el 01/01/2000 al 29/08/2011, ésta realizó 804 operaciones que comprenden vuelos de fotografía y patrullajes, y 119 en instrucción, siendo la última operación, el 20 de agosto de 2011.
(Fuente: D.G.A.C Sistema Estadístico de Trafico Aéreo (SETRA) al día 30/08/2011).

2. ANÁLISIS

2.1. La licencia de piloto comercial de avión N° 1.189 y la hoja de vida del piloto, permiten establecer que estaba apto y habilitado para volar la aeronave, sin observaciones.

2.2. Con relación al programa de mantenimiento aprobado por la DGAC, el operador cumplía con el Programa de Mantenimiento aprobado por la DGAC en los tiempos establecidos, en un centro de mantenimiento habilitado en el tipo de avión.

2.3. En conformidad a los relatos de los testigos y a la inspección realizada en el sitio del suceso, se comprobó que el ala derecha se desprendió en vuelo y cayó separada de la aeronave, provocando que el piloto al mando perdiera todo control sobre el avión, precipitándose a tierra.

2.4. Los daños encontrados en la aeronave, los rastros en el Sitio del Suceso, la concentración de los restos y la profundidad del cráter de impacto, concuerdan con una caída a tierra con pérdida de sustentación, en un ángulo de 72° respecto del terreno y con el consecuente impacto con alta energía cinética, a consecuencia del desprendimiento del ala derecha en vuelo.

2.5. De acuerdo a las inspecciones y peritajes realizados a los restos de la aeronave, se pudo determinar la existencia de una quebradura en la cuerda inferior del larguero principal ubicada a 25 pulgadas del inicio de éste, con

evidencia de haberse producido por fatiga de material, que se aceleró en el tiempo producto de los ciclos de esfuerzo y la presencia de corrosión en el área adyacente a la quebradura, lo cual habría debilitado la resistencia estructural del larguero del ala derecha, estas condiciones (corrosión y quebradura) no fueron identificadas previamente.

2.6. El diseño tipo de la aeronave, descrito en el certificado tipo N° A1 EA (revisión 18) indica que la certificación fue realizada bajo la Regulación Civil Área Parte 3 (CAR 3), la cual no tiene requerimientos por evaluación por fatiga, ni considera el impacto que una severa corrosión podría haber tenido en la formación de concentraciones de tensiones que reduciría la resistencia a la fatiga de una estructura.

2.7. Las corrosiones por exfoliación, ubicadas hacia la punta del ala, a 60.0 pulgadas del inicio del larguero, se habrían producido por la acción de los gases de escape de los motores, dejando presencia de continuas capas de sedimentos de aceite en el área.

2.8. El resultado de la inspección y estudio efectuado a una aeronave de similares características estructurales, permitió establecer que a través de una inspección visual al área donde se produjo la fractura por fatiga, era difícil observarla debido a que se encontraba oculta.

2.9. El material de la cuerda inferior del larguero (P/20280-5) era coherente con la aleación de aluminio 2014-T6511, especificada en el plano de fabricación, lo que no habría influido en el suceso.

2.10. Conforme a los antecedentes, la instalación de la cámara aerofotogramétrica en la aeronave, tendría un indeterminado efecto en las cargas dinámicas de la estructura del ala. Producto de esta modificación, la aeronave quedó habilitada para realizar vuelos aerofotogramétricos que se desarrollan en un régimen que provoca una mayor carga de trabajo sobre las alas, implicando virajes pronunciados con repetidas maniobras que podrían haber ocasionado un mayor esfuerzo de su estructura, lo que habría contribuido a la fractura por fatiga de la cuerda inferior del larguero principal del ala.

2.11. Concordante con lo anterior, se puede establecer que la aeronave realizaba frecuentemente operaciones en este régimen (trabajo aéreo de fotogrametría) exponiendo la estructura del avión a cargas estructurales más recurrentes e intensas (ráfagas de cargas verticales) (ver punto 1.13.2). Esto a su vez, causa un daño por fatiga del metal de las alas, empenaje, y estructuras asociadas en regímenes de vuelo lento y con alta potencia de motor, aumentando los esfuerzos y agravando de esta manera la fractura por fatiga que terminó por separar el ala derecha del fuselaje.

2.12. No se pudo determinar la contribución de los sucesos de aviación sufridos en el pasado por la aeronave, para la causa de este accidente.

3. CONCLUSIONES

3.1. El piloto tenía su licencia vigente y sin observaciones.

3.2. La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad, válido.

3.3. El ala derecha se desprendió de la aeronave en vuelo, producto de la quebradura por fatiga de material de la cuerda inferior del larguero principal, agravada por la corrosión en el área.

3.4. La corrosión existente en diferentes puntos de la aeronave, no fue detectada en las inspecciones a que periódicamente era sometida.

3.5. El material de la cuerda inferior del larguero (P/20280-5) era coherente con la aleación de aluminio 2014-T6511, cumpliendo con las especificaciones establecidas en el plano de fabricación.

3.6. La modificación de la aeronave para la instalación de una cámara aerofotogramétrica, permitió efectuar vuelos que provocan mayores cargas dinámicas sobre la estructura del ala.

3.7. La aeronave realizaba frecuentemente operaciones en regímenes de gran esfuerzo, agravando de esta manera la fatiga que ocasionó el desprendimiento del ala.

3.8. No se pudo determinar la contribución de los sucesos de aviación sufridos en el pasado por la aeronave, en este accidente.

4. CAUSA DEL ACCIDENTE

4.1. La causa del accidente fue la fractura del ala derecha, por fatiga de material de la cuerda inferior del larguero principal de esta ala, provocando el desprendimiento del ala en vuelo y la inminente caída de la aeronave a tierra.

5. FACTORES CONTRIBUYENTES

5.1. Operaciones frecuentes en regímenes de vuelo de gran esfuerzo para la estructura de la aeronave, con virajes pronunciados y repetidas maniobras con mayores cargas estructurales.

5.2. La quebradura por fatiga en el larguero principal del ala derecha se encontraba en un área oculta, difícil de detectar a través de inspecciones visuales.

5.3. La no identificación de los diferentes focos corrosivos en la aeronave en las sucesivas inspecciones calendarías de la aeronave.

6. RECOMENDACIONES

6.1. Dar a conocer el suceso investigado a través de la página web y otros medios institucionales, como asimismo, incluirlo en charlas y talleres orientados a difundir el reconocimiento de la corrosión a los pilotos, escuelas de vuelo, operadores de aeronaves, clubes aéreos y centros de mantenimiento.

AQUILES MUÑOZ CISTERNAS
INVESTIGADOR TÉCNICO

CESAR GONZÁLEZ CERDA
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXOS
Anexo "A", Set fotográfico.
Anexo "B", Informe técnico.
Anexo "C", Informe Meteorológico.

DISTRIBUCIÓN
EJ. N° 1.- DGAC., DPA, Expediente 1595CG