

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-19-28-GIA

**Fractura del tren principal
durante el despegue**

Cessna185

Matrícula HK-1654G

15 de junio de 2019

Flandes, Tolima – Colombia



ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Grupo de Investigación de Accidentes, GRIAA, en relación con el evento que se investiga, con el fin de determinar las causas probables y los factores contribuyentes que lo produjeron. Así mismo, formula recomendaciones de seguridad operacional con el fin de prevenir la repetición de eventos similares y mejorar, en general, la seguridad operacional.

De conformidad con lo establecido en la Parte 114 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 114, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, OACI, *“El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”*.

Por lo tanto, ningún contenido de este Informe Final, y en particular las conclusiones, las causas probables, los factores contribuyentes y las recomendaciones de seguridad operacional tienen el propósito de señalar culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, cualquier uso que se haga de este Informe Final para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos, y especialmente para fines legales o jurídicos, es contrario a los fines de la seguridad operacional y puede constituir un riesgo para la seguridad de las operaciones.

Contenido

SIGLAS	5
SINOPSIS.....	6
RESUMEN	6
1. INFORMACIÓN FACTUAL	8
1.1 Historia de vuelo	8
1.2 Lesiones personales	11
1.3 Daños sufridos por la aeronave	11
1.4 Otros daños.....	14
1.5 Información personal.....	15
1.6 Información sobre la aeronave.....	15
1.7 Información Meteorológica	18
1.8 Ayudas para la Navegación	18
1.9 Comunicaciones.....	19
1.10 Información del Aeródromo.....	19
1.10.1 Características de la Pista.....	19
1.11 Registradores de Vuelo	20
1.12 Información sobre el recorrido y estado de la aeronave	20
1.12.1 Inspección a la pista.....	20
1.12.2 Inspección técnica y mapeo de daños	20
1.12.3 Recorrido de la aeronave	20
1.13 Información médica y patológica.....	23
1.14 Incendio	23
No se presentó incendio durante el evento.....	23
1.15 Aspectos de supervivencia	23
1.16 Ensayos e investigaciones.....	23
1.16.1 Ensayo de Fractografía	23
1.16.2 Ensayo de dureza	26
1.17 Información sobre la organización y la gestión	27
1.18 Información adicional.....	27
Declaraciones del Piloto	27
1.18.1 Mantenimiento.....	28

1.18.2	Amortiguación	30
1.18.3	Materiales de construcción para los trenes de aterrizaje.....	31
1.18.4	Metalografía en los materiales:	31
1.19	Técnicas útiles o eficaces de investigación.....	33
2.	ANÁLISIS	34
2.1	Operaciones de vuelo	34
2.2	Mantenimiento.....	35
3.	CONCLUSIÓN	43
3.1	Conclusiones.....	43
3.2	Causa probable	44
3.3	Factores Contribuyentes	44
3.4	Taxonomía OACI	44
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	45

SIGLAS

AMM:	Manual de mantenimiento de aeronaves
AGL	Por encima del nivel del suelo
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CRM	Gestión de Recursos de Cabina
GRIAA	Grupo de Investigación de Accidentes – Autoridad AIG Colombia
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
HL	Hora Local
METAR	Informe Meteorológico Rutinario de aeródromo
MGO	Manual General de Operaciones
MGM	Manual general de mantenimiento
MPI	Manual procedimientos de inspección
NM	Millas Náuticas
NTSB	National Transportation Safety Board – Autoridad AIG de EEUU
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
PCA	Piloto Comercial de Avión
PBMO	Peso Bruto Máximo Operativo
POH	Manual de Operaciones del Piloto
RPM	Revoluciones por minuto
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Condiciones Meteorológicas Visuales
SMS	Sistema de gestión para seguridad operacional
SKGI	Aeropuerto Santiago Vila

SINOPSIS

Aeronave:	Cessna 185F HK-1654G
Fecha y hora del Accidente:	15 junio de 2019 11:25 HL (16:25 UTC)
Lugar del Accidente:	Aeropuerto Santiago Vila, Flandes, Tolima
Coordenadas:	N 4° 16' 43.73" W 74° 47' 43.38"
Tipo de Operación:	Aviación General- Privada
Explotador:	Paracaidismo de Colombia

RESUMEN

El 15 de junio de 2019, la aeronave Cessna 185F, de matrícula HK-1654G, operada por la compañía Paracaidismo de Colombia, se dispuso a efectuar un vuelo de paracaidismo deportivo en el aeródromo Santiago Vila Flandes- Tolima (OACI: SKGI).

Durante carrera de despegue, con 40 nudos y el patín de cola levantado, el Piloto percibió una tendencia de desviación de la aeronave hacia la izquierda, la cual fue corregida utilizando el pedal derecho, actuando el timón de dirección, y la aeronave respondió positivamente a este comando.

En ese momento el Piloto sintió un fuerte ruido, acompañado de una vibración considerable en la parte derecha de la aeronave; y simultáneamente el avión cambió su trayectoria de una manera brusca hacia la derecha, saliéndose el tren principal derecho de la pista; el Piloto corrigió con dificultad la trayectoria hacia la izquierda; sin embargo ocurrió una fractura y el posterior desprendimiento del tren principal derecho, haciendo que el plano derecho de la aeronave golpeará contra la superficie asfáltica de la pista.

La aeronave hizo un giro de 180° sobre su eje vertical. El Piloto cerró inmediatamente la válvula selectora de combustible y desenergizó los magnetos. Seguidamente, la Piloto orientó la evacuación de los pasajeros, alejándolos de la aeronave.

Una vez afuera, el Piloto se percató de un escape de combustible por el plano derecho; hizo que todo el personal se alejara más de la aeronave, por su seguridad, aunque no se presentó incendio.

La aeronave sufrió daños sustanciales sobre los planos izquierdo y derecho. El tren de aterrizaje principal derecho sufrió fracturas y desgarramiento desde el soporte principal, ubicado en la zona baja de fuselaje. Los motores sufrieron parada súbita con deformación en las palas de la hélice.

Los 5 ocupantes de la aeronave no sufrieron lesiones y abandonaron la misma por sus propios medios.

La investigación determinó que el accidente se produjo por las siguientes causas probable:

Fractura dúctil de la tuerca axial que sostiene la rueda sobre el tren derecho de la aeronave, con P/N S1117-24, por posibles sobre esfuerzos aplicados de manera cíclica durante un tiempo no determinado, provocando una falla en su material.

Los factores contribuyentes que ocasionaron del accidente fueron:

Posibles acciones incorrectas durante las prácticas de mantenimiento “Remoción e instalación de ruedas en los trenes de aterrizaje” al aplicar mayores fuerzas de torques.

Información ambigua dentro del manual de fabricante, para la aplicación de fuerzas de torque sobre este tipo de tuercas con P/N S1117-24, generando así una libre toma de decisiones al momento de la instalación de las ruedas principales.

Carencia en el Manual de Mantenimiento, de un procedimiento que limite la vida útil para este tipo de tuercas.

Deficientes procesos de inspección dentro del manual del fabricante, que no evidencia un procedimiento de pruebas no destructivas para este tipo de tuercas que puedan garantizar su correcta y segura operación.

Deficientes procedimientos de inspección escritos en el manual de mantenimiento del fabricante que garanticen al personal de mantenimiento una apropiada toma de decisiones durante los procesos de reemplazo de las tuercas.

Insuficientes conocimientos de prácticas estándar en los procesos de inspección por el personal de mantenimiento, al no tener claridad de los tipos de corrosión sobre los materiales.



Fotografía No. 1: Ubicación final de aeronave.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Historia de vuelo

El 15 de junio de 2019, la aeronave Cessna 185F, de matrícula HK-1654G, operada por la compañía Paracaidismo de Colombia, en el aeródromo Santiago Vila Flandes- Tolima (OACI: SKGI) se dispuso a efectuar un vuelo de paracaidismo deportivo. A bordo de la aeronave se encontraban 3 instructores de paracaidismo, el Piloto y dos ocupantes más que se disponían a saltar.

El vuelo fue autorizado a las 11:20 HL; el Piloto dirigió la aeronave por calle de rodaje B hasta la cabecera 20; realizó las pruebas de motor de acuerdo con los procedimientos descritos en las listas de chequeo, y la Torre de Control le autorizó despegar.

Durante carrera de despegue, con 40 nudos y el patín de cola levantado, el Piloto percibió una tendencia de la aeronave hacia la izquierda, la cual fue corregida utilizando el pedal derecho que actuó el “rudder” y la aeronave respondió positivamente a este comando.

El Piloto sintió un fuerte ruido en la parte derecha de la aeronave, y simultáneamente el avión cambió su trayectoria de una manera brusca hacia la derecha, saliéndose el tren principal derecho de la pista.

El Piloto corrigió la trayectoria hacia la izquierda; para ese momento ocurrió una fractura y el posterior desprendimiento del tren principal derecho, haciendo que el plano derecho de la aeronave golpeará contra la superficie asfáltica de la pista.

La aeronave se deslizó con el plano derecho sobre la superficie la pista haciendo que el avión girara 180° y finalmente se detuviera; el Piloto cerró la válvula selectora de combustible y desenergizó los magnetos inmediatamente.

Posteriormente, el Piloto orientó la evacuación de los pasajeros, alejándolos de la aeronave; a continuación, el piloto se percató de un escape de combustible por el plano derecho; hizo que todo el personal se alejara más y prontamente el equipo SEI hizo presencia en el lugar y aplicó agente extintor sobre el combustible derramado, evitando un posible incendio.

La aeronave quedó ubicada en las coordenadas N 4° 16' 43.73" W 74° 47' 43.38", con rumbo 192°. Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios sin lesiones.

No se presentó incendio pre ni post accidente. El aeropuerto quedó cerrado hasta el día siguiente, domingo 16 de junio.

El Grupo de Investigación de Accidentes fue alertado del suceso a las 12:15 HL del mismo día del accidente, y asignó dos investigadores quienes se desplazaron al sitio; el trabajo de campo se inició esa misma tarde y concluyó al siguiente día en horas de la tarde.



Fotografía No. 2: trayectoria de la aeronave durante la carrera de despegue.



Fotografía No. 3: Posición final de la aeronave.



Fotografía No. 4: Fractura del tren de aterrizaje principal derecho desde su soporte.



Fotografía No. 5: Tuerca y rodamiento fracturados.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	1	5	6	-
TOTAL	1	5	6	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños sustanciales en el tren de aterrizaje derecho, en el empenaje y en la parte trasera del fuselaje. Se presentó fractura de la viga inferior del fuselaje y desprendimiento del tren derecho con su soporte principal de sujeción.

También se encontraron fracturas sobre la base del “spinner”, desprendimiento de anillos retenedores de las palas de la hélice y el “hub”.

Parada súbita del motor con afectación sobre las palas de la hélice, permitiendo el entorchamiento de las mismas hacia la parte interna, evidenciando una alta velocidad de rotación.



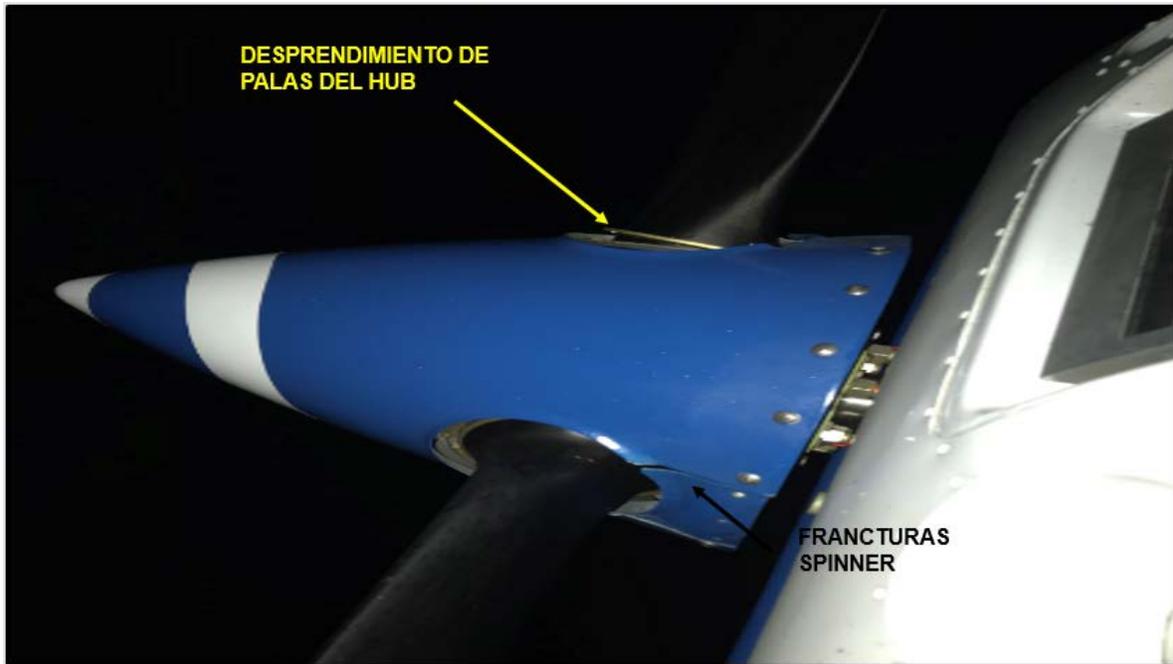
Fotografía No. 6: Deformación de la hélice y para súbita de motor.



Fotografía No. 7: Daños de la aeronave.



Fotografía No. 8: fracturas de vigas y deformación de piel sobre el plano derecho.



Fotografía No. 9: Fracturas sobre el “spinner” y desprendimiento de sellos en Hub.

Fractura sobre las vigas delanteras del plano derecho y doblamiento de la viga trasera del mismo en la zona de punta de plano.

Al ser inspeccionada la parte trasera de la aeronave se evidenció fracturas sobre los larguerillos traseros zona de empenaje y deformación de la piel, con afectación de un 70% de esta zona.



Fotografía No. 10: Fractura sobre la estructura del empenaje y deformación de la piel.

1.4 Otros daños

Afectación a la superficie asfáltica de la pista, como consecuencia del rozamiento y el contacto de la estructura de la aeronave y de la hélice, dejando, marcas profundas con pérdida de material asfáltico.



Fotografía No.11: Marcas en la superficie asfáltica dejadas por la hélice.



Fotografía No. 12: Marcas dejada sobre la superficie asfáltica dejadas por el fuselaje.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	28 años
Licencia:	Piloto Comercial de Avión (PCA)
Certificado médico:	Primera clase
Equipos volados como piloto:	C182, Pa azteca, C152, C150, Pa28, C185, A320
Total horas de vuelo:	1300 h
Total horas en el equipo:	50:00 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	58:04 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	31:37 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	02:26 h
Horas de vuelo últimas 24 horas:	04:06 h

El Piloto contaba con el certificado médico vigente sin ninguna restricción, para poder ejercer sus funciones como Piloto comercial de avión. Tenía el entrenamiento necesario para mantener las atribuciones de su licencia activas. Contaba con pocas horas en el equipo.

El Piloto contaba con el curso de repaso de mercancías peligrosas, vigente.

1.6 Información sobre la aeronave

Marca:	Cessna
Modelo:	A185F
Serie:	18502118
Matrícula:	HK-1654G
Certificado Aeronavegabilidad:	0016185
Certificado de Matrícula:	R0007049
Fecha de fabricación:	1.965
Fecha último servicio:	14 junio de 2019
Total horas de vuelo:	4.340 h
Total ciclos de vuelo:	Desconocido

Para el día del accidente 15 de junio de 2019, la aeronave cumplía con los servicios de mantenimiento vigentes y todas las condiciones de aeronavegabilidad continuada descritas en los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos.

Los ciclos de la aeronave son desconocidos, teniendo en cuenta que para este tipo de aeronave se utilizan las horas voladas para poder controlar los servicios de la aeronave, su vida útil y la confiabilidad de los componentes.

Los servicios de mantenimiento fueron realizados en un taller de reparaciones TAR autorizado y aprobado por la Autoridad de Aviación Civil. El taller es poseedor de un sistema de seguridad operacional y tiene un programa aprobado por la Autoridad.

El personal de mantenimiento que realizó el servicio de la aeronave era idóneo, calificado y autorizado, dentro de las atribuciones de su licencia, para realizar el mantenimiento a la aeronave, con los entrenamientos regulatorios y de adoctrinamiento vigentes.

El 14 de junio de 2019 se efectuó una inspección de 100 horas al avión, al motor y a la hélice, de acuerdo con el Manual Programa de Mantenimiento de la aeronave, sección II.

Se efectuó el cumplimiento de AD 2011-10-09 de acuerdo con el boletín de servicio SE83-6, consistente en inspeccionar visiblemente los rieles de las sillas de Piloto y Copiloto por escombros y suciedad que dificultara el enganche de los pines de aseguramiento de las sillas. También se inspeccionó el diámetro de los agujeros de los rieles de enganche de los pines de aseguramiento.

Se inspeccionó el desgaste de las superficies del riel en la apertura de los agujeros, que permite una distancia de 0.020 pulgadas (0.5mm) por debajo del borde de la superficie del riel.

Se efectuó cumplimiento de Boletín de Servicio 95-3-3R1, sobre inspección de los soportes de los flaps, arandelas, rodamientos y las pistas sin encontrar discrepancias.

Se efectuó cumplimiento del Boletín de Servicio SB96-2, sobre inspección a los cinturones de seguridad y su arnés, por desgaste, fractura, o fisuras del cojinete.

Se efectuó inspección visual, a la viga trasera del estabilizador vertical en búsqueda de corrosión, grietas, o daños adyacentes; se encontró en condiciones normales, dentro de las especificaciones del manual del fabricante.

Se inspeccionó especial a batería, caja de la batería, y cableado de acuerdo con el manual del fabricante, se encontró en condiciones normales.

Se efectuaron mediciones en las celdas de la batería encontrándose dentro de los parámetros exigidos por el fabricante; se realizó limpieza al compartimiento y se inspeccionaron las conexiones por correcta instalación.

Dentro de las inspecciones cumplidas de acuerdo con el manual del fabricante para el servicio de 100 horas, se efectuó reemplazo de felpas de las ruedas instaladas en los trenes de aterrizaje izquierdo y derecho, por condición, de acuerdo con el manual del fabricante de la aeronave, instalando nuevos sellos de grasa con P/N 153-01500 y 2 con P/N 154.01300.

Se encontró registrado un reemplazo de rueda principal tren derecho ya que durante una inspección visual realizada se encontró con desgaste. Se efectuó reemplazo de rueda del tren principal derecho de acuerdo con el procedimiento descrito en el manual del fabricante sección 5.

Motor

Marca:	Continental
Modelo:	IO-520-D27
Serie:	575876
Total horas de vuelo:	1533:20 h
Total ciclos de vuelo:	Desconocidos
Total horas D.U.R.G:	666:46 h
Fecha último servicio:	14 de junio de 2019

En la inspección realizada a los registros de mantenimiento al motor se encontró un servicio cumplido de 100 horas en el cual se realizaron los siguientes trabajos:

- Inspección al refrigerador de aceite "Oil Cooler"
- Inspección a la Caja de inducción de aire, válvulas de aire, puertas y controles del motor.
- Inspección a carcasas de Cilindros por condición.
- Inspección por condición al arnés eléctrico, correcta instalación.
- Inspección a las bujías superiores e inferiores, por presencia de aceite o exceso de carbón.
- Inspección por condición y correcta instalación a los controles de motor.
- Inspección por condición y correcta instalación a los soportes de motor y absorbedores de vibración.
- Inspección general a las conexiones eléctricas del solenoide de encendido.
- Inspección por condición y correcta instalación del alternador y su arnés.
- Inspección y pruebas al regulador del voltaje junto con sus sellos.
- Inspección y limpieza sobre las boquillas de inyección de combustible, bomba y distribuidor del mismo.

Hélice

Marca:	McCauley
Modelo:	D3A34C403B
Serie:	860157
Total horas de vuelo:	2442:26 h
Total ciclos de vuelo:	Desconocido

Total horas DURG: 00:00

Fecha último servicio: 14 de junio de 2019

Durante la inspección a los registros de mantenimiento de la hélice, se encontró cumplido un servicio 100 horas y un “overhaul” efectuado a la misma, quedando de esta manera en condiciones estándar; este procedimiento se cumplió por vencimiento de tiempo calendario.

Los ciclos de la hélice son desconocidos, teniendo en cuenta que para este tipo de aeronaves se utilizan las horas de vuelo para poder llevar control a los servicios, componentes y su vida útil.

Adicionalmente se encontró un reporte en del libro de mantenimiento, generado durante la inspección inicial del taller de reparaciones aeronáuticas; una vez ingresó la aeronave para el cumplimiento del servicio, el cual evidenciaba un escape de aceite entre el “hub” de la hélice y la hélice, el cual fue corregido durante su overhaul, con el reemplazo de algunos empaques y retenedores.

1.7 Información Meteorológica

El vuelo se realizó en condiciones VFR (Visual Flight Rules), de acuerdo con el METAR para ese día y la hora se tuvo la siguiente información:

El reporte meteorológico del Aeródromo de Flandes, de las 10:17 HL (15:17 Z), informaba:

Viento de los 180° con 05 nudos, visibilidad mayor a 10 km, cielo con nubes dispersas a 3000 ft, temperatura ambiente 33°C, temperatura de punto de rocío 20°C, con un ajuste altimétrico 29.84 inhg.

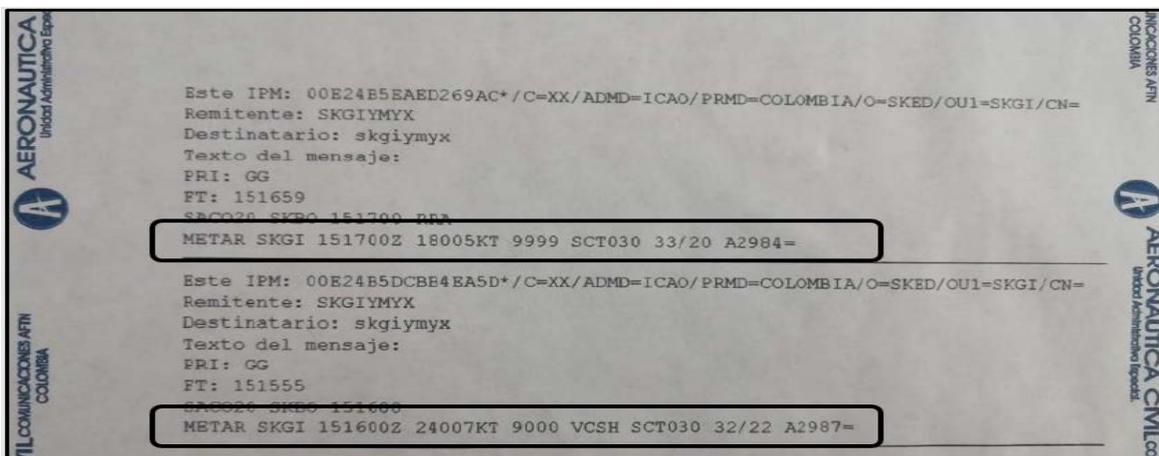


Imagen No. 1: METAR para el momento del accidente.

El accidente ocurrió con luz del día en condiciones visuales.

1.8 Ayudas para la Navegación

El vuelo se realizaba en condiciones visuales. Este factor no tuvo influencia en el evento.

1.9 Comunicaciones

La aeronave tuvo comunicación todo el tiempo con la Torre de Control del Aeródromo de Flnades, utilizando la frecuencia 118.4 MHz.

1.10 Información del Aeródromo

Coordenadas ARP:	04 16 34.50 N 074 47 45.93 W
Distancia y dirección a la ciudad:	NIL
Elevación:	274,83 m / 902 FT
Temperatura de referencia:	30° C
Declinación magnética:	07° W (2018) / 00° 08,5' anual
Administración:	Unidad administrativa Especial de Aeronáutica Civil.
Dirección:	Aeródromo Santiago Vila - Flandes
Teléfono:	DDN 0X8 - 2402619 - TWR 2402618
Fax:	2402044
AFS:	SKGIYDYX
Tránsito autorizado:	IFR / VFR
Observaciones:	Departamento, Cundinamarca

1.10.1 Características de la Pista

Plataforma:	Superficie: Asfalto
Resistencia:	PCN 9/F/C/X/T
Calles de rodaje:	Anchura: 14 m
Superficie:	Asfalto
Resistencia:	PCN 9/F/C/X/T
Posiciones de comprobación:	VOR: No INS: No
Altímetro:	Plataforma principal

La pista de aterrizaje cuenta con una longitud de 1600 m con un ancho 18 metros.

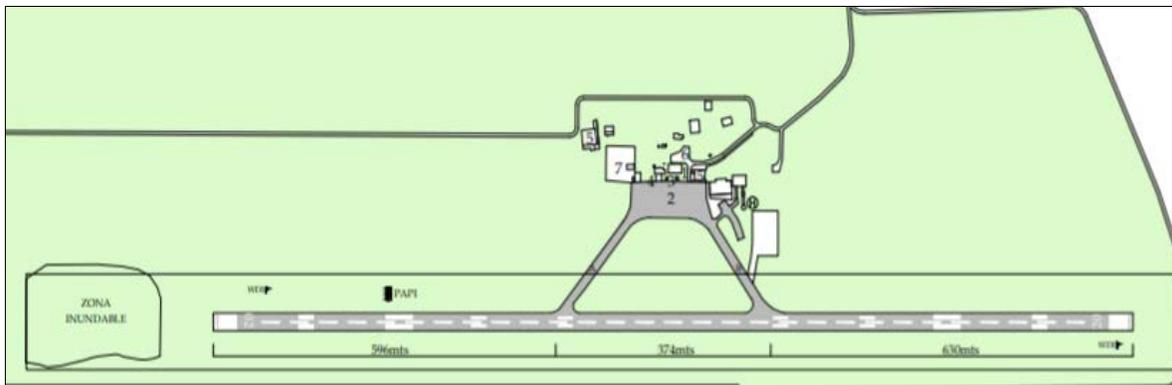


Imagen No. 2: Diagrama de pista en el aeródromo Santiago Vila.

1.11 Registradores de Vuelo

De acuerdo con la normatividad vigente en los Reglamentos Colombianos, la aeronave Cessna 185, no requiere grabadores de vuelo y tampoco de datos.

1.12 Información sobre el recorrido y estado de la aeronave

En la investigación de campo se efectuaron las siguientes actividades:

1.12.1 Inspección a la pista

La aeronave efectuaba la carrera de despegue por la cabecera 20; recorrió aproximadamente 480 metros, punto en el que se encontraron las primeras marcas dejadas por el tren de aterrizaje derecho y la hélice del motor; las evidencias de las marcas se hicieron más fuertes progresivamente, cada 65 cm aproximadamente. A los 510 metros se evidenció un cambio de trayectoria de las marcas dejadas por la aeronave sobre el costado derecho de la pista, deteniendo su recorrido a 517 metros de la calle de rodaje B.

1.12.2 Inspección técnica y mapeo de daños

Se determinó que la aeronave tenía daños sustanciales en la parte superior e inferior del plano derecho, acompañados de varias fracturas en las vigas delantera, trasera, y deformación de las costillas, y piel de ese mismo plano. Así mismo, mostraba daños en la sección del empenaje. Estos daños comprometían las características aerodinámicas y la resistencia estructural de la aeronave. Además, sufrió la fractura del tren derecho.

1.12.3 Recorrido de la aeronave

El Piloto inicio la carrera de despegue, recorriendo aproximadamente 470 metros alcanzando una velocidad en tierra de 40 nudos.

Cuando el patín de cola se elevó, la aeronave tuvo una tendencia hacia la izquierda la cual fue corregida por el Piloto, para este momento la tripulación sintió un ruido anormal de golpe, y segundos después la aeronave perdió el control debido a una fractura que se generó sobre el tren de aterrizaje derecho.

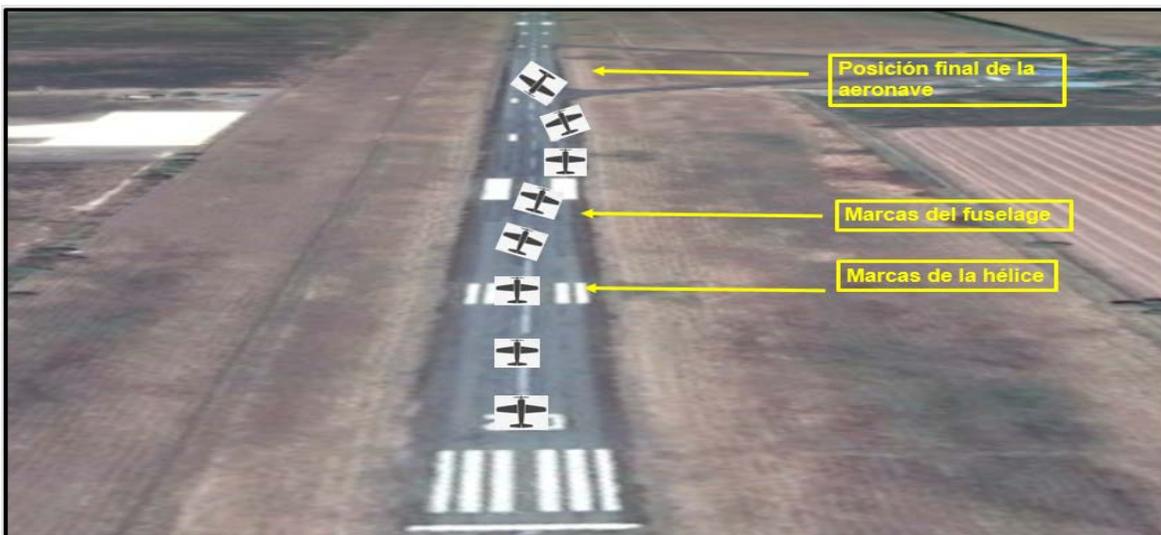


Imagen No. 3: Croquis trayectoria de la aeronave durante la fractura de la tuerca.

Esto hizo que la aeronave se deslizara por la superficie asfáltica de la pista, generando una para súbita del motor, y un cambio brusco de trayectoria, girando sobre su eje vertical 180°, quedando detenida totalmente sobre las coordenadas N 4° 16' 43.73" W 74° 47' 43.38", con rumbo 192°.

La aeronave conservó su integridad; sin embargo, hubo una fractura total del tren de aterrizaje derecho, desprendiéndose desde su raíz, o soporte principal, sujeto a la estructura principal del fuselaje.



Fotografía No. 13: Daños ocasionados por el desprendimiento del tren principal derecho.



Fotografía No. 14: Desgarramiento tren principal derecho del soporte principal.



Fotografía No. 15: Daños sobre plano derecho.

El plano derecho tuvo fracturas sustanciales en las vigas principales delanteras y traseras, junto con una deformación total de la piel, desde el borde de ataque hasta el borde salida del plano, afectándose en un 40% alrededor de total de la superficie. Como consecuencia de la fractura del tren de aterrizaje derecho, la hélice impactó con la superficie asfáltica de la pista generando deformación en las palas y parada súbita del motor.



Fotografía No. 16: Daños de la hélice y el motor.

1.13 Información médica y patológica

De acuerdo con las declaraciones de la tripulación, los pasajeros no sufrieron lesiones y abandonaron la aeronave por sus propios medios.

1.14 Incendio

No se presentó incendio durante el evento.

1.15 Aspectos de supervivencia

De acuerdo con la información suministrada por el Grupo SEI, esta unidad fue informada del evento por el dueño de la aeronave minutos después de ocurrido.

Hubo una reacción inmediata del grupo de bomberos, haciendo presencia con la unidad móvil; acto seguido se informó a la torre de control de lo sucedido.

De acuerdo con las declaraciones del Piloto dadas al grupo de Bomberos, los pasajeros abandonaron la aeronave por sus propios medios sin lesiones.

Al llegar al sitio del accidente, los ocupantes se encontraban por fuera de la aeronave; se hizo una valoración de su condición física encontrándolos sin lesiones visibles y se mantuvieron alejados de la aeronave.

Luego de evaluar a los pasajeros el Grupo SEI realizó una evaluación y valoración de los riesgos alrededor y dentro de la aeronave, y se percataron de un escape leve de combustible por el plano derecho. Se utilizaron recipientes para almacenar el combustible que escapaba.

Así mismo realizó una inspección dentro de la aeronave, asegurándose que los sistemas se encontraran apagados, con el fin de evitar una posible combustión.

1.16 Ensayos e investigaciones

De acuerdo con la naturaleza del evento se realizaron pruebas metalográficas a componentes “tuerca axial” del tren de aterrizaje y a los materiales de construcción del mismo.

1.16.1 Ensayo de Fractografía

Con el análisis fractográfico se identificaron las características de la fractura, corrosión, desgaste, deformaciones y fisuras en el material.

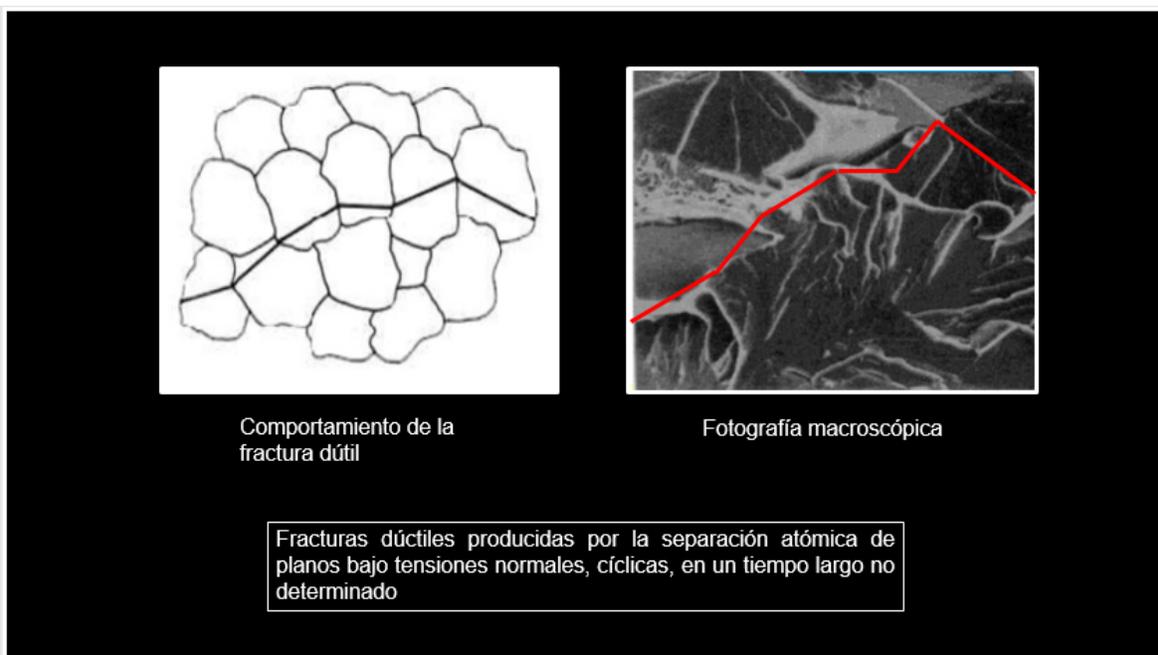
También se identificó la geometría y dimensionamiento de la tuerca, teniendo en cuenta su diseño, materiales de fabricación, vida útil, mantenimiento, y función sobre el tren de aterrizaje principal, junto con los esfuerzos generados por velocidades, cambios bruscos de dirección, u oscilamientos de dirección con altas frecuencias.

También se tuvo en cuenta el tipo de mantenimiento y los esfuerzos externos (torques) generados durante las acciones de mantenimiento realizadas a estos componentes.



Imagen No. 4: Hipótesis de falla.

Con la ayuda de equipos especializados se hicieron tomas fotográficas macroscópicas, sobre el material de la tuerca que ayudó en la identificación de la fractura cíclica interna que tuvo el material, que se dan cuando los materiales esta sometidos a condiciones de inapropiados esfuerzos periódicos oscilantes en un determinado tiempo de uso.

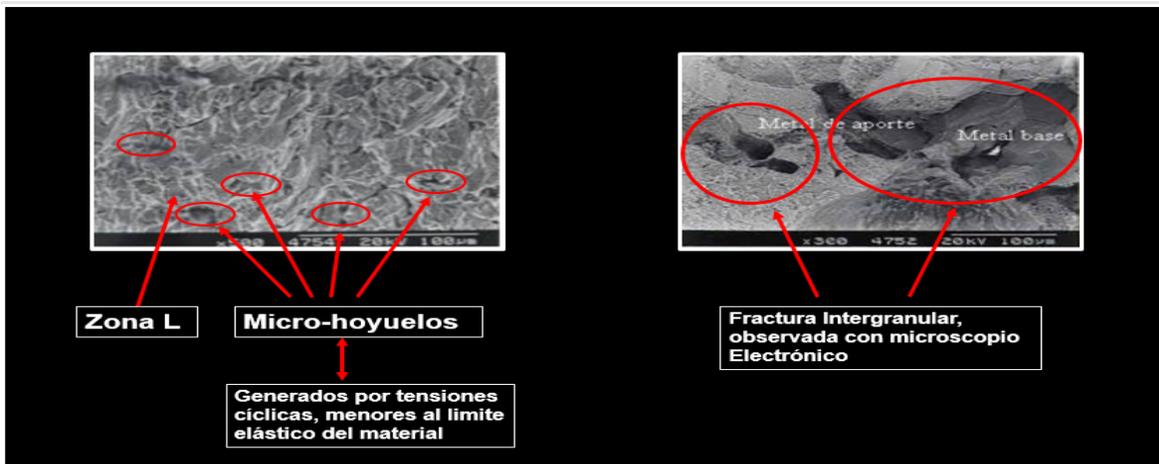


Fotografía No. 17: Fractura dúctil tuerca axial macroscópica.

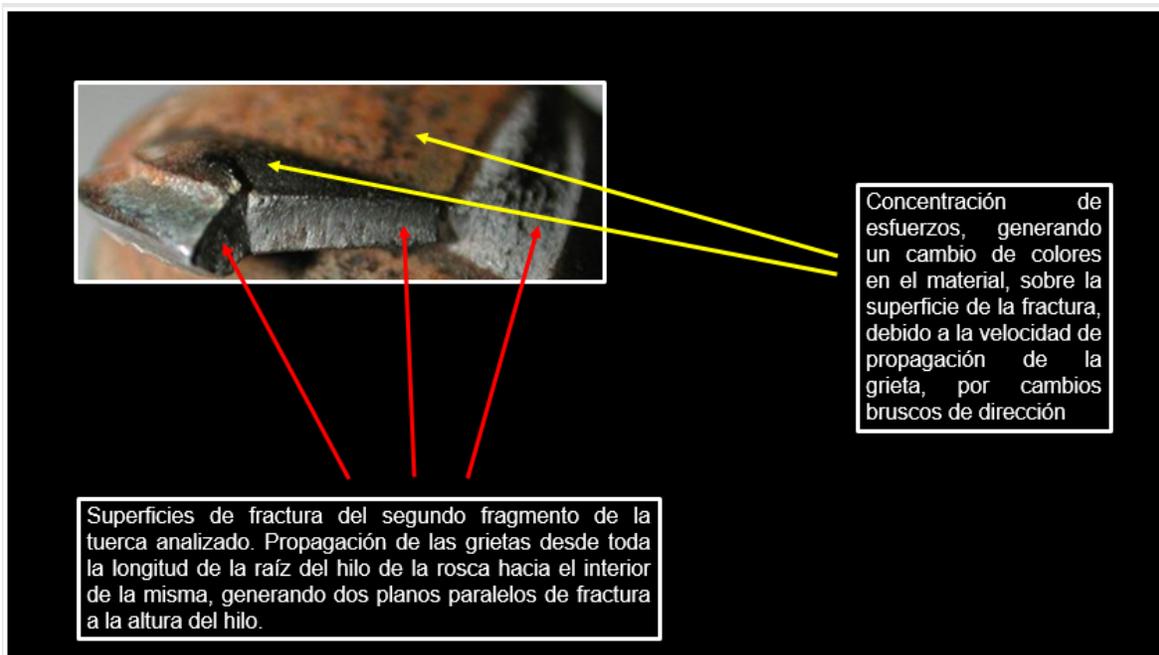
Las fotografías demuestran detalles de una falla dúctil de la tuerca utilizada en el tren de aterrizaje derecho, fabricada en aleación de Acero-Cromo-Molibdeno de 1 $\frac{1}{8}$ de pulgada de diámetro total.

En la primera fotografía se observan, en las zonas L y cerca de I, micro hoyuelos ovalados con silicatos en su interior (esta composición fue determinada por medio de la energía dispersiva por rayos X).

En la segunda fotografía se observa en una fractura intergranular, observada en el Microscopio Electrónico de Barrido, producida muy probablemente por fragilidad en el material dada por la corrosión intergranular que a su vez se fue incrementando cíclicamente la fractura por la aplicación de fuerzas externas mayores a los límites de elásticos de los materiales.



Fotografía No. 18: Análisis microscópico de la tuerca.



Fotografía No. 19: Propagación de la fractura en el material de la tuerca.

1.16.2 Ensayo de dureza

Se determinó la dureza de la aleación de la tuerca, proporcionando información sobre propiedades mecánicas de los materiales; se realizó de acuerdo con las normas ASTM E18.

Con este ensayo se logró determinar:

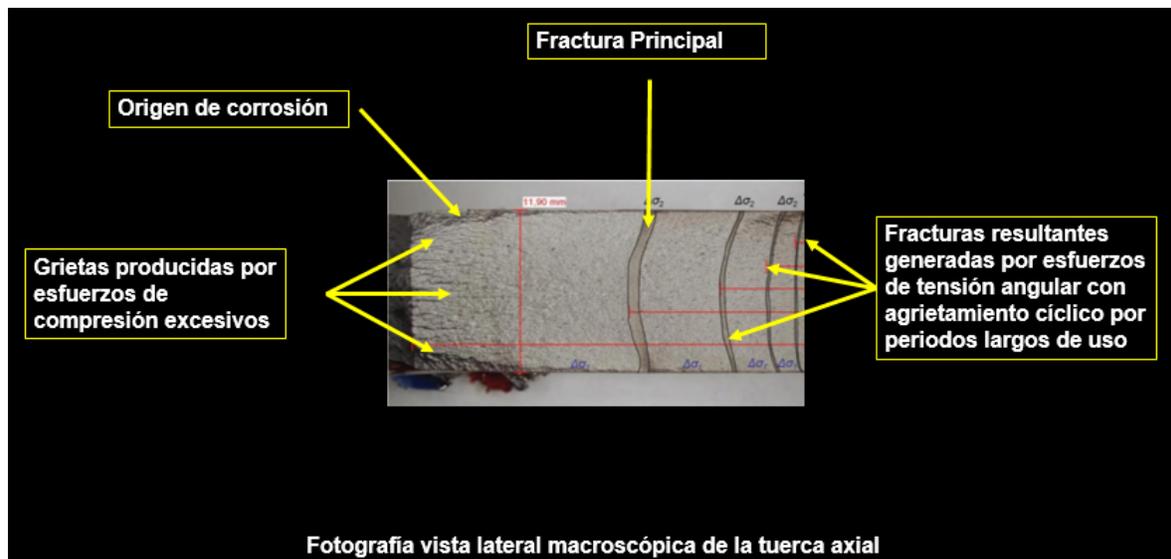
1. Resistencia superficial a cargas estáticas o dinámicas teniendo en cuenta la funcionalidad de la pieza analizada (dureza por penetración).
2. Absorción de energía bajo cargas de impacto o dinámicas (dureza por rebote).
3. Resistencia a la abrasión (dureza por desgaste).
4. Resistencia al rayado (dureza por rayado).

Utilizando el equipo de dureza "Rokwell" se logró identificar que esta aleación tiene los siguientes límites de dureza de acuerdo con las características mecánicas de este material:

Características Mecánicas				
AISI	Resistencia a la Tracción	Límite Elástico	Dureza	
	Kg/mm ²	Kg/mm ²	H R _b Máx.	Brinell Máx.
410	45-88	30	95	217

Tabla No. 1: Dureza Rokwell para el material de la tuerca.

Al realizar una comparación de los resultados obtenidos durante la prueba y utilizando la tabla estándar para las aleaciones de acero ASTM E18, se logró evidenciar que el material cumplía con sus límites mecánicos de diseño y fabricación, los cuales no afecto con la propagación de la fractura interna de la tuerca. Al inspeccionar detenidamente la propagación de la fractura, esta cumplía con los parámetros definidos de una fractura dúctil, las fotografías fueron tomadas a una porción lateral de la tuerca afectada.



Fotografía No 20: Análisis macroscópico lateral de la tuerca

1.17 Información sobre la organización y la gestión

La aeronave HK-1654G, es una aeronave privada que prestaba sus servicios a una empresa de paracaidismo deportivo.

El dueño de la aeronave es el mismo dueño de la empresa de paracaidismo deportivo; no se evidenció un contrato o documento que relacione comercialmente la aeronave y empresa de paracaidismo.

Durante la inspección a los documentos de la empresa no se evidenció un sistema de gestión a la seguridad operacional.

La empresa no cuenta con análisis de riesgos de acuerdo con la actividad que se realiza utilizando la aeronave.

1.18 Información adicional

Declaraciones del Piloto

De acuerdo con la información proporcionada por el Piloto la aeronave se encontraba realizando un vuelo de paracaidismo deportivo.

Una vez en la cabecera de la pista, y listos para iniciar la carrera de despegue, se realizaron las pruebas de motor de acuerdo con el procedimiento descrito por el manual de vuelo de la aeronave.

El Piloto obtuvo autorización a la Torre de Control para iniciar el despegue, e inició la maniobra. Después de haber recorrido alrededor de 400 metros, el avión comenzó a tener una tendencia hacia la izquierda que fue controlada.

Al momento de ganar velocidad y levantarse el patín de cola, (aproximadamente con 40 nudos y toda la potencia), se escuchó un sonido inusual de golpe en la parte delantera de la cabina; el avión inmediatamente cambió de manera brusca su dirección hacia la derecha saliéndose el tren derecho de la pista, sobre la superficie de gravilla de la zona de seguridad.

El Piloto inmediatamente reaccionó intentando corregir la trayectoria de la aeronave con mucha dificultad, hacia la izquierda; para ese momento el tren derecho se fracturó y la aeronave cayó sobre el plano derecho.

Posterior al impacto de la aeronave sobre la superficie asfáltica de la pista, el avión hizo un viraje de aproximadamente 180 grados por la derecha sobre su eje vertical, deteniéndose totalmente en el centro de pista, unos metros antes de la calle de rodaje B.

Para este momento el Piloto preguntó a los ocupantes de la aeronave cómo se encontraban, percatándose también de un escape de combustible por el plano derecho.

Inmediatamente el Piloto ordenó a los ocupantes salir de la aeronave y que se alejasen lo más posible. El Piloto permaneció un poco más en la cabina, cerrando la selectora de combustible, y apagando magnetos y el máster switch.

El Piloto se comunicó con el Grupo de Investigación de Accidentes, para informar lo ocurrido, quien le solicitó que se efectuara la prueba de alcohol y drogas de acuerdo con el RAC 114.

El Piloto se dirigió a un centro médico, cercano al aeródromo Santiago Vila, para realizarse las pruebas; sin embargo, no fue atendido ya que los centros médicos solicitaron una orden judicial para realizar estos exámenes.

El Piloto en compañía del dueño de la aeronave, tomaron la decisión de dirigirse al terminal de transporte en donde en la oficina del consorcio ADITT ASOTRANS, se lograron realizar 2 pruebas de alcoholimetría, cada una con espacio de 10 minutos, siendo los resultados 0.00% de alcohol.

1.18.1 Mantenimiento

De acuerdo con los registros de mantenimiento, el 14 de junio de 2019 a la aeronave HK-1654G, se le realizó el reemplazo de rueda RH tren principal de aterrizaje por condición de desgaste.

Se realizó el reemplazo de acuerdo con el Manual de Mantenimiento del fabricante, sección 5, parágrafo 5-13 utilizando el número de parte 072-371-0 y el número de serie instalada 6022S00151.

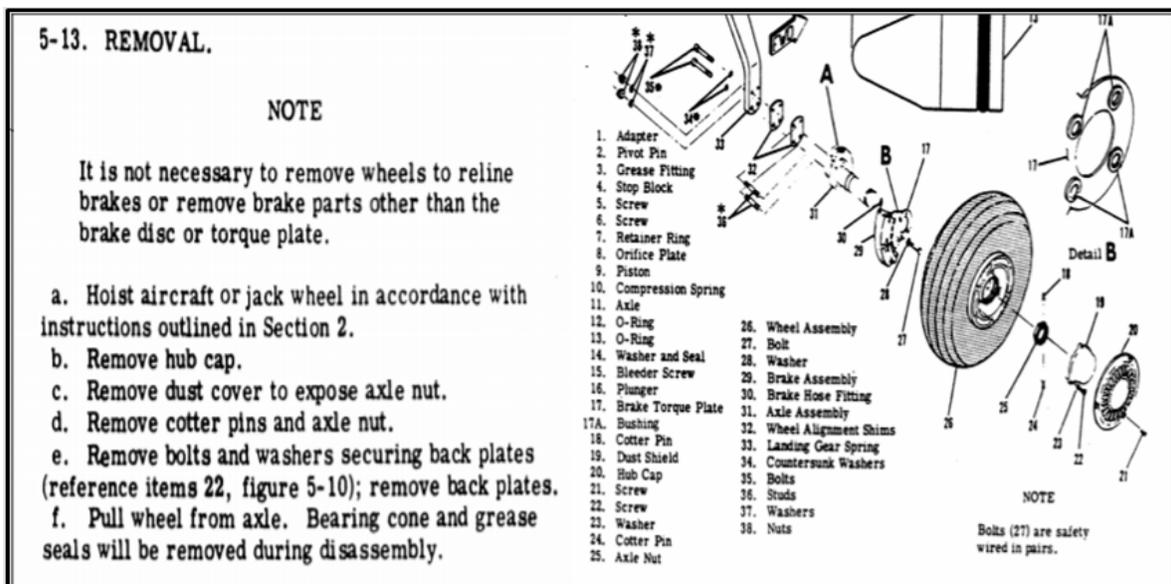


Imagen No. 5: componentes del tren de aterrizaje.

Para el mismo, día 14 de junio de 2019, se reemplazaron las felpas en los trenes de aterrizaje, por condición, con número de parte 153-01500, reemplazo que se realizó de acuerdo con el Manual de Mantenimiento del fabricante, teniendo en cuenta la sección 5, parágrafo 5-15 de este manual.

PROCEDIMIENTOS MANUAL MANTENIMIENTO Y MANUAL ILUSTRADO DE PARTES

5-15. INSPECTION AND REPAIR. (Cleveland).
 a. Clean all metal parts and grease seal felts in solvent and dry thoroughly.
 b. Inspect wheel halves for cracks. Cracked wheel halves must be replaced. Sand out nicks, gouges and corroded areas. Where protective coating has been removed, area should be cleaned thoroughly, primed with zinc chromate primer and painted with aluminum lacquer.

FIGURE AND INDEX NO.	PART NUMBER	DESCRIPTION	UNITS PER ASSEMBLY
35 - 1	C262003-0204	#5 MAIN GEAR WHEEL & BRAKE ASSEMBLIES	MP
	C262003-0207	TIRE 6-0026 6 PLY RATED	
	C262003-0214	TIRE 6-0026 6 PLY RATED	
	C262003-0104	TIRE 6-0026 6 PLY RATED ALTERNATE	
	C163001-0301	#1 WHEEL ASSEMBLY CFF 40-750	
	C163001-0302	#2 WHEEL ASSEMBLY CFF 40-750	
- 2	164-02900	WHEEL HALF ASSEMBLY-INNER CFF	
- 3	164-02700	WHEEL HALF ASSEMBLY-OUTER CFF	
- 4	ANS-35A	BEARING	
- 5	ANS-316	WASHER	
- 6	MS21042L5	NUT	
- 7	214-00100	CUP-BEARING CFF	
- 8	164-01501	BRAKE DISC ASSEMBLY CFF USED WITH C163001-0301 WHEEL ASSY ONLY	
- 9	164-03600	BRAKE DISC ASSEMBLY CFF USED WITH C163001-0302 WHEEL ASSY ONLY	
- 10	214-00000	CONE-BEARING SEAL CFF	
- 11	152-00000	FLY-BREASE SEAL CFF	
- 12	152-00000	RING-O-RING CFF	
- 13	153-01500	RING-BREASE SEAL CFF	
- 14	153-01500	RING-BREASE SEAL CFF	
- 15	153-01500	RING-BREASE SEAL CFF	

Imagen No. 6: Procedimiento remoción e instalación de rueda.

El 5 de abril de 2019, de acuerdo con los reportes encontrados en el libro de mantenimiento de la aeronave, se reemplazó la rueda del tren RH por desgaste, cumpliendo con el procedimiento descrito en el Manual de Mantenimiento del fabricante Sección 5 parágrafo 5-13.

Para el día 15 de junio de 2018 se realizó alineación y balanceo de las ruedas del tren de aterrizaje principal, de acuerdo con Manual de Mantenimiento del fabricante Sección 5, parágrafo 5-26, 5-27.

REFER TO FIGURE 1-1 FOR TOE-IN AND CAMBER.

TOP VIEW OF TOE-IN CHECK
 Measure toe-in at edges of wheel flange. Difference in measurements is toe-in for one wheel. (half of total toe-in.)

FRONT VIEW OF CAMBER CHECK
 Measure camber by reading protractor level held vertically against outboard flanges of wheel.

ALUMINUM PLATES, APPROXIMATELY 18" SQUARE, PLACED UNDER WHEELS
 GREASE BETWEEN PLATES

NOTE
 Rock wheels before checking wheel alignment.

PLACE CARPENTER'S SQUARE AGAINST STRAIGHTEDGE AND LET IT TOUCH WHEEL JUST BELOW AXLE NUT

NOTE
 BLOCK STRAIGHTEDGE AGAINST TIRES JUST BELOW AXLE HEIGHT

NOTE
 Setting toe-in and camber within these tolerances while the cabin and fuel tanks are empty will give approximately zero toe-in and zero camber at gross weight. Therefore, if normal operation is at less than gross weight and abnormal tire wear occurs, realign the wheels to attain the ideal setting for the load conditions. Refer to sheet 2 of this figure for shims availability and their usage. Always use the least number of shims possible to obtain the desired result.

Imagen No. 7: Procedimientos de alineación y balanceo de ruedas.

1.18.2 Amortiguación

El sistema de amortiguación tiene como finalidad disminuir la carga que supone la toma de tierra durante el aterrizaje, así como la rodadura en terrenos irregulares, evitando el deterioro de la estructura, y aportar seguridad y comodidad a la tripulación y los pasajeros.

Una forma de amortiguación, y la más común en la aviación general por su simplicidad, es fabricar los trenes de aterrizaje con un material fuerte y flexible, y a la vez ligero, construidos con aceros denominados “ballestas” debido a su aleación y procesos de fabricación.

El acero y el aluminio u otros materiales compuestos con que están contruidos estos trenes de aterrizaje, son ligeros, pesan poco y a su vez necesitan poco mantenimiento, lo que hace que el uso de este tipo de trenes esté generalizado.

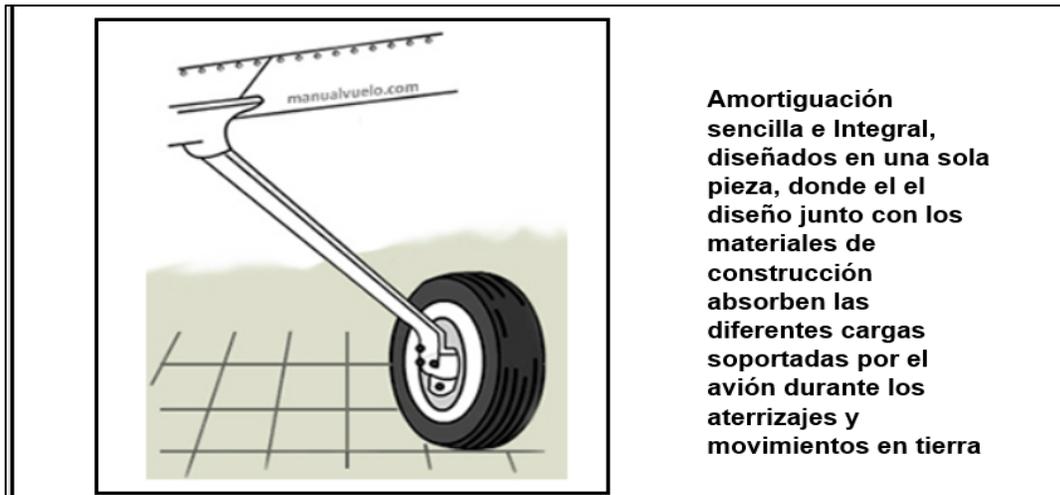


Imagen No. 8: tren de aterrizaje fijo.

Cuando el tren principal toca el suelo, se flexiona inicialmente como un resorte, disipando la gran mayoría de carga de impacto “energía cinética”, transfiriéndola al fuselaje a medida que retorna a su posición inicial.

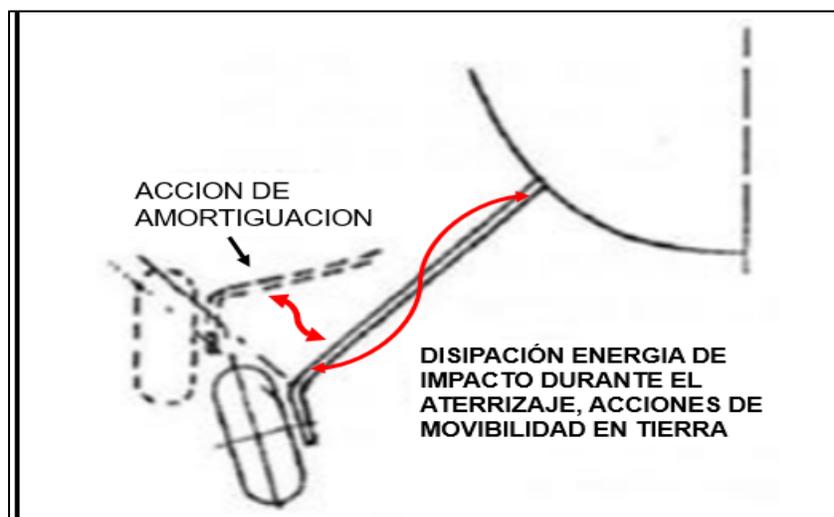


Imagen No. 9: Disipación de la energía sobre el tren de aterrizaje.

1.18.3 Materiales de construcción para los trenes de aterrizaje

Los materiales con los que son construidos los trenes de aterrizaje de este tipo de aeronaves normalmente son utilizando la aleación de 3 materiales:

- Cromo
- Molibdeno
- Acero
- Carbono

Teniendo en cuenta que la característica de cada uno ellos son las siguientes:

Cromo

Es uno de los elementos especiales más empleados para la fabricación de aceros aleados, usándose indistintamente en los aceros. Sirve para aumentar la dureza y la resistencia a la tracción, aumenta la resistencia al desgaste, y a la corrosión, con gran resistencia mecánica de 0.50 a 1.50% de cromo y 0.30 a 0.45% de carbono, aleados según los casos, con níquel y molibdeno para piezas de gran espesor, con resistencias variables de 70 a 150 Kg. /mm². Durante el proceso de tratamientos térmicos el cromo mejora la penetración de temple, la resistencia al desgaste permite el temple en aceite y evita deformaciones y grietas. ü Aceros indeformables con 5 a 12% de cromo. 34 ü Aceros rápidos y de trabajos en caliente.

Molibdeno

Mejora notablemente la resistencia a la tracción, la templabilidad y la resistencia al deslizamiento de los aceros. Añadiendo solo pequeñas cantidades de molibdeno a los aceros cromo-níqueles, se disminuye o elimina casi completamente la fragilidad, que se presenta cuando estos aceros son revenidos en la zona de 450° a 550°. El molibdeno aumenta también la resistencia de los aceros en caliente y reemplaza al wolframio en la fabricación de los aceros rápidos.

Carbono

El carbono en los aceros aumenta la dureza y la fuerza mecánica de los materiales.

La aleación Cromo Molibdeno acero es utilizada para la fabricación de los trenes de aterrizaje y alguno de sus componentes, esta detonada por SAE 4130, está referido como un acero que tiene un bajo contenido de carbono. El cual es en general de uso aeronáutico, debido a su bien establecida práctica de tratamiento de calor y procesos técnicos. Es un acero con buena penetración de temple y con buenas características de estabilidad hasta temperaturas de más o menos 400 ° C.

1.18.4 Metalografía en los materiales:

Fractura mecánica

La fractura mecánica en un elemento empieza generando grietas; se puede definir como la separación de una pieza sólida la cual es sometida a una variación de esfuerzo en dos o más partes.

La fractura puede ser clasificada como dúctil o frágil; en algunas ocasiones ambas fracturas pueden ocurrir en el mismo material, pero por lo general son totalmente dúctiles o son frágiles.

Fractura dúctil

La fractura dúctil se presenta después de que el material es sometido a una deformación plástica excesiva, como un tipo de fractura que aparece en algunos materiales que presenta una zona de deformación plástica considerable. Esta fractura se puede dar cuando existen incorrectos procesos de fabricación de los materiales o son sometidos a tratamientos térmicos inadecuados.

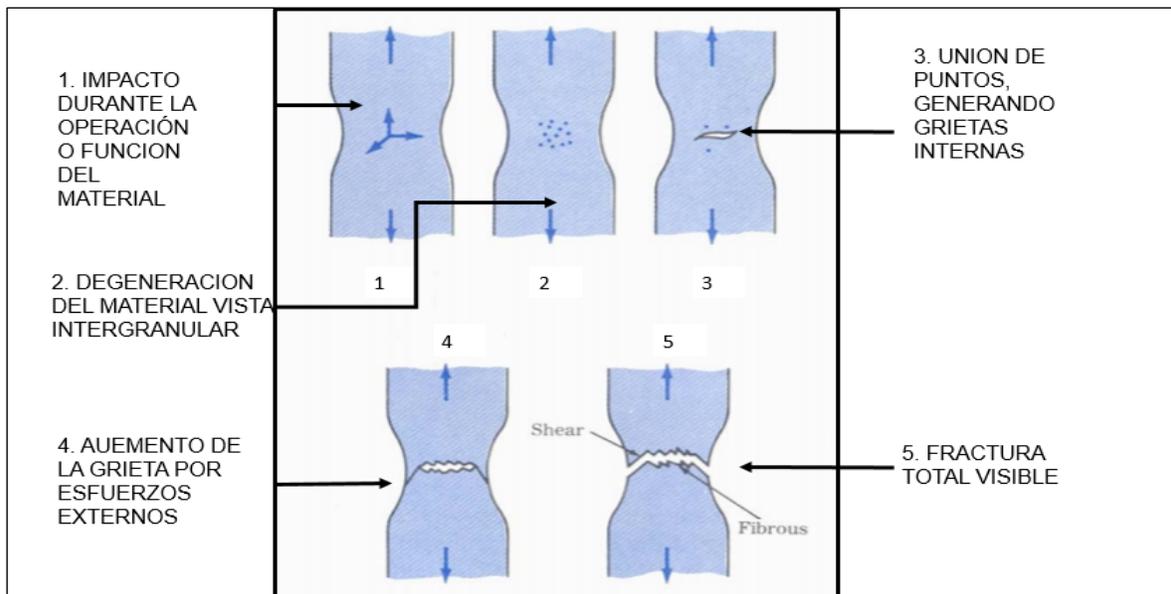


Imagen No. 10: Comportamiento de la fractura dúctil.

Fractura Frágil

Es aquella en la cual el inicio de la inestabilidad se produce con tensiones nominales aplicadas inferiores a las requeridas para llevar al ligamento no fisurado a un estado de fluencia generalizado.

En la práctica, todas las estructuras contienen fisuras, o defectos tipo fisuras a alguna escala, en la mayoría de los casos detectables por medio de ensayos no destructivos. Muchas veces, las pruebas no destructivas (NDT) revelan algún defecto; como en general la estructura o pieza se ha estado comportando satisfactoriamente, se produce la discusión si el defecto deberá ser reparado o no. La situación se complica cuando se sabe, o se sospecha, que el defecto puede crecer lentamente por fatiga o por acción del medio ambiente.

Además, se sabe que cuando existen ciertas condiciones, se puede producir una fractura frágil inestable a niveles de tensión bien por debajo del límite de diseño elástico (por ejemplo: bajas temperaturas de servicio, defectos por mantenimiento entendiendo a

prácticas no adecuadas durante su instalación o remoción o durante la misma operación de la pieza.

Los tres parámetros importantes que analiza la mecánica de fractura son:

1. La tensión global aplicada sobre el componente o estructura (σ) (Torques, esfuerzos de tensión perpendiculares a la operación de la pieza de acuerdo con su diseño).
2. Las propiedades de resistencia a la fractura, características del material.
3. El tamaño de cualquier defecto presente semejante a una fisura (a)

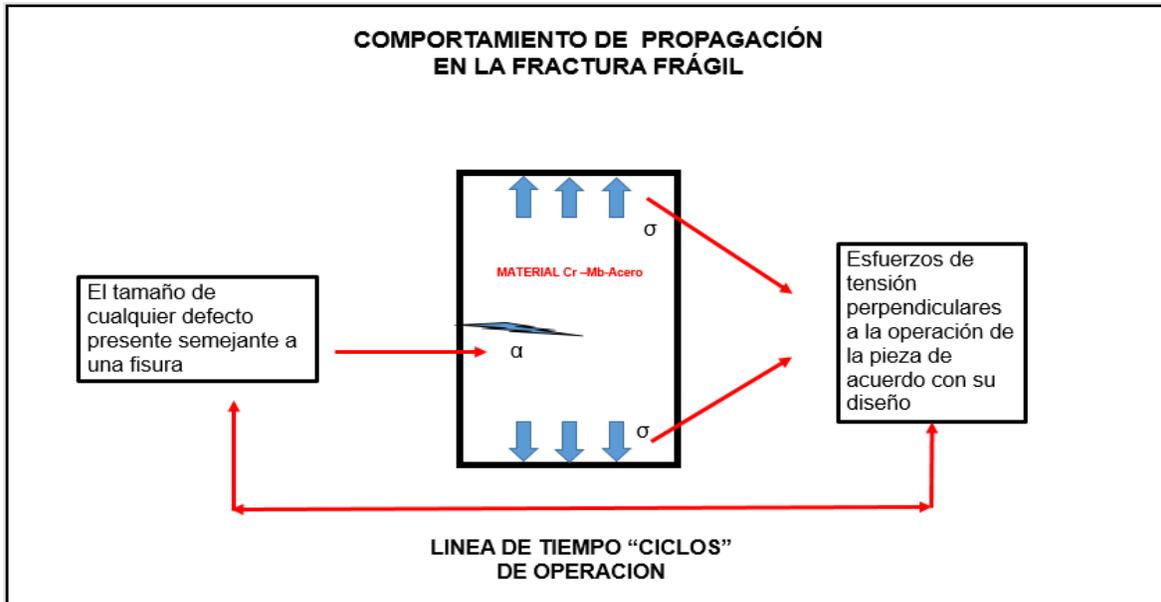


Imagen No. 11: comportamiento de la fractura frágil.

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

De acuerdo con la naturaleza del evento, se realizó un análisis de falla a la tuerca que se pudo haber fallado.

Entendiendo que el Análisis de fallas consiste en examinar la pieza, su diseño, métodos de fabricación, material elegido, condiciones de operación y causas de la falla. Dentro de los procedimientos empleados para identificar todos los elementos relacionados con la falla, se emplean:

Ensayos no destructivos:

Tintas penetrantes, partículas magnéticas, radiografía industrial, ultrasonido.

Destructivos:

Ensayo de dureza, prueba de tracción, análisis metalográfico bajo el microscopio, prueba de doblez, prueba de impacto, ensayo de fatiga.

2. ANÁLISIS

SECUENCIA DE EVENTOS

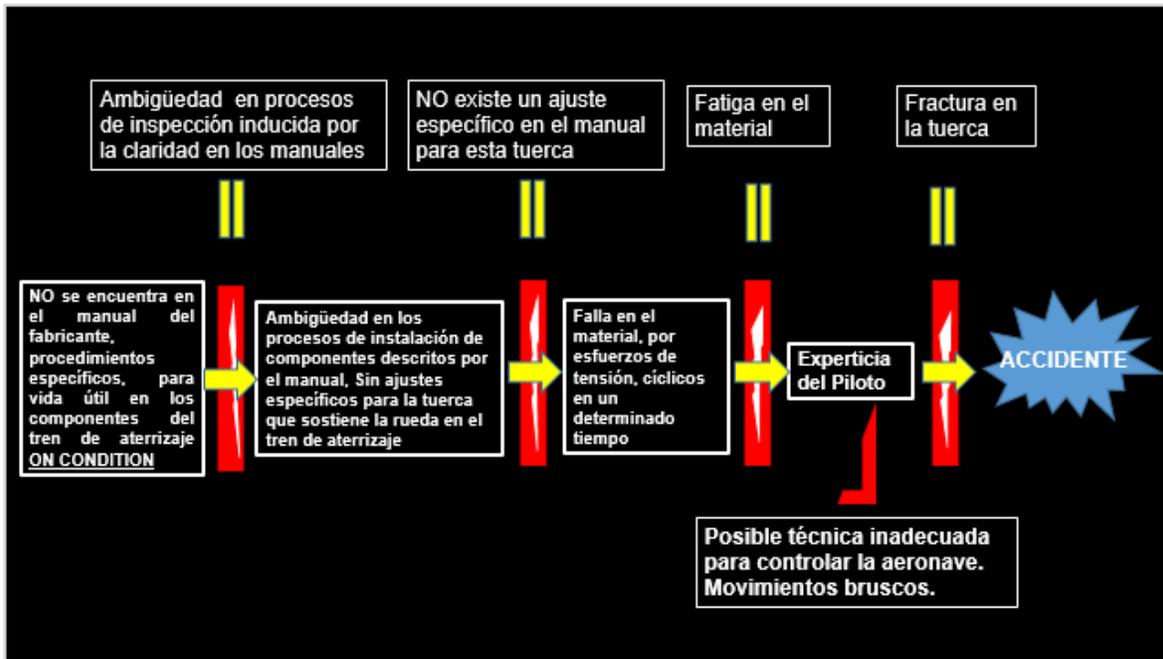


Imagen No. 12: Diagrama secuencia del accidente.

2.1 Operaciones de vuelo

El Piloto contaba con las licencias y habilitaciones requeridas para el vuelo. Aunque contaba con experiencia en otros equipos con características similares al equipo accidentado, en éste contaba con pocas horas.

El vuelo, privado, consistía en el lanzamiento de paracaidistas.

El Piloto realizó un planeamiento de vuelo con antelación e informó a los ocupantes las normas de seguridad que debían tener, junto con los procedimientos de emergencia en caso de cualquier evento.

La declaración del Piloto es consistente con las evidencias encontradas en relación con la falla que se presentó y sus actuaciones para controlar la dirección del avión, la cual se dificultó en vista de la magnitud de la falla (fractura del tren de aterrizaje).

El Piloto actuó adecuadamente para orientar la evacuación y alejamiento de los ocupantes, y para asegurar la aeronave después del suceso.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

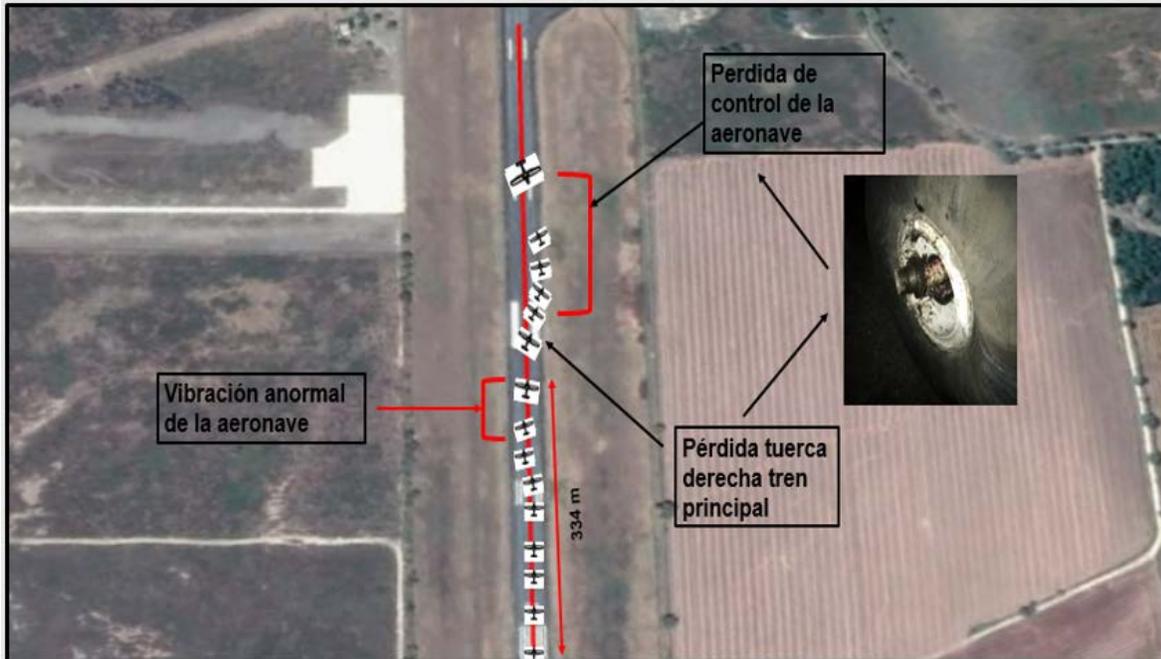


Imagen No. 13: Croquis del accidente información del piloto.

2.2 Mantenimiento

Durante el examen que se realizó a los documentos de mantenimiento de la aeronave: libro de mantenimiento de la aeronave, motor, y hélice no se encontraron reportes de tripulaciones que indicaran posibles fallas en los sistemas de trenes de aterrizaje y sus subsistemas relacionados.

La aeronave cumplía con los servicios de mantenimiento de acuerdo con el programa de mantenimiento del fabricante.

Para el día anterior al evento a la aeronave se le había cumplido un servicio de 100 horas.

Se encontró también en las páginas del libro de vuelo para la aeronave un reporte de reemplazo de rueda principal derecha que se realizó en el mismo taller donde fue cumplido el servicio; dicha información reposaba también en la orden de trabajo que el taller generó para poder realizar los trabajos.

En la sección 5 del manual de mantenimiento del fabricante para el Cessna 185, se encuentran descritas las prácticas de mantenimiento para la remoción e instalación de los diferentes componentes que hacen parte del sistema del tren de aterrizaje, entre ellos la remoción de las ruedas.

Dentro de este manual en los procedimientos para la remoción y la instalación de estos componentes no aparece ajustes para de la tuerca que soporta la rueda al eje axial del tren de aterrizaje.

FECHA		MATRÍCULA		REGISTRO DE ACTIVIDADES			
14-06-2019		HK1654G		2GPOT19-064			
AERONAVE	MARCA	MODELO	SIN	TSN	YDG	CBN	
CE-551A	CE-551A	A185F	18502118	4340-38	N/A	N/A	
MOTOR LH	CONTINENTAL	IO-520-Q27	875876	1533-20	668-48	N/A	
MOTOR RH	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
HELICE LH	McCaughey	D34C-4030	880157	2443-25	90-00	N/A	
HELICE RH	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	

Orden de trabajo 2GPOT19-064

1. Efectuar inspección de 100 horas al avión, motor y hélice. A.C. Se efectuó inspección de 100 horas al avión, motor y hélice de acuerdo a MM, Sección 2, Pág. 2-18 a 2-22. Se servicio motor con 12 Oils de aceite Aeroshell V100.
2. Efectuar cumplimiento de AD 2011-10-09. A.C. Se efectuó cumplimiento de AD 2011-10-09 de acuerdo a SB 5833-6. Se encontraron las medidas dentro de los parámetros establecidos en la directiva. Registro de cumplimiento en formato ZGP-TG-FDS adjunto a la orden de trabajo.
3. Efectuar cumplimiento de SB 95-3R1. A.C. Se efectuó cumplimiento a Cesena SB95-3R1, se inspeccionaron los soportes de los fajas, las arandelas, rodamientos y las carteras encontrándose sin discrepancias.
4. Efectuar cumplimiento de SB 96-2. A.C. Se efectuó cumplimiento a Cesena SB96-2, se inspeccionó la condición de los dibujos de seguridad y ameros de hombre. Condiciones encontradas sin discrepancias y operando normalmente.
5. Efectuar cumplimiento de operación 1. A.C. Se efectuó cumplimiento de Operación 1 de acuerdo a MM, Sección 2A, Formato 2A-12-01. Se revisó cumplimiento de Boletines de servicio, directivas de Aeronegabilidad y documentos de inspección suplementaria encontrándose cumplidos a la fecha.
6. Efectuar cumplimiento de operación 8 (SID 57-11-03). A.C. Se efectuó cumplimiento de Operación 8 de acuerdo a MM, Sección 2A, Formato 2A-12-09 MM. Se realizó procedimiento de SID 57-11-03 de acuerdo a Sección 2A, Formato 2A-14-18, se inspeccionó visualmente la viga principal de los planos en bloqueos de camión, grietas a fauces encontrándose sin discrepancias.
7. Efectuar cumplimiento de operación 22 (SID 55-30-02). A.C. Se efectuó cumplimiento de Operación 22 de acuerdo a MM, Sección 2A, Formato 2A-12-02. Se realizó procedimiento de SID 55-30-02 de acuerdo a Sección 2A, Formato 2A-14-13, se inspeccionó visualmente la viga trasera del estabilizador vertical en bloqueos de conexión, grietas a daños encontrándose sin discrepancias.
8. Efectuar inspección especial a batería, caja de la batería y cableado de acuerdo a MM, Sección 16, parágrafo 16-18, pag 16-5. Se efectuaron mediciones de s.g en las celdas de la batería encontrándose dentro de parámetros exigidos por el fabricante, se limpió compartimento y se revisaron las conexiones de la batería encontrándose sin discrepancias.
9. Efectuar desinstalación de Hélice para efectuar overhaul por vencimiento de tiempo calendario. A.C. Se efectuó desinstalación de hélice McCaughey, Mtd. D34C4030, SIN 880157 para efectuar procedimiento de overhaul por vencimiento de tiempo calendario de acuerdo a MM, Sección 13, parágrafo 13-4, 8g 13-1A, pag 13-3. Checked, cumplimiento de AD's y Boletines de servicio realizado por GENERAL PROPELLERS SERVICES S.A.S UEAAC-CDP-149 bajo OT GPG-0189.
10. Efectuar instalación de hélice después de procedimiento de overhaul. A.C. Se efectuó instalación de Hélice McCaughey, Mtd. D34C4030, SIN 880157 después de efectuado procedimiento de overhaul por vencimiento de tiempo calendario de acuerdo a MM, Sección 13, parágrafo 13-4, 8g 13-1A, pag 13-3.
11. Efectuar cambio de felgas en ruedas de trenes principales por condición. A.C. Se efectuó cambio de felgas de tren principal RH y LH por condición de acuerdo a MM, Sección 5, parágrafo 5-15, pag. 5-4A. Se instalaron 2 grease seal wheel PIN 153-01500 y 2 grease felt PIN MC154-01300.
12. Efectuar procedimiento de cambio de rueda por vencimiento de acuerdo a MM, Sección 15, parágrafo 15-18, pag. 15-16. Se instaló elemento Strande nuevo PIN RA-83-5-1.
13. Efectuar cambio de lanta de tren de aterrizaje principal RH por condición. A.C. Se efectuó cambio de lanta de tren de aterrizaje principal RH por condición de acuerdo a MM, Sección 5, parágrafo 5-13. Se instaló lanta nueva PIN 070-371-4, SIN 6022500151.

NOTA: SE RECOMIENDA REALIZAR VUELO DE CORROBORACION POR LOS TRABAJOS EFECTUADOS DENTRO DE LA PRESENTE ORDEN DE TRABAJO, LA OMISION DE DICHO PROCEDIMIENTO Y LAS CONSECUENCIAS QUE ESTO CONLLEVE ES RESPONSABILIDAD DEL OPERADOR DE LA AERONAVE.

Imagen No. 14: Registros de actividades realizadas a la aeronave en el libro de vuelo.

5-16C. MAIN WHEEL REASSEMBLY. (McCaughey Wheel.) (Refer to figure 5-10.)

- Place wheel hub in tire and tube with tube inflation stem in cutout of wheel hub.
- Place spacer and wheel flange on inboard side of wheel hub (opposite of tube inflation stem), and place washer under head of each capscrew and start capscrews into wheel hub threads.
- Place spacer and wheel flange on outboard side and align valve stem in cutout in wheel flange.
- Place washer under head of each capscrew and start capscrews into wheel hub threads.

CAUTION

Be sure that spacers and wheel flanges are seated on flange of wheel hub. Uneven or improper torque of capscrews can cause failure of capscrews with resultant wheel failure.

- Tighten capscrews evenly and torque to a value of 190-200 lb. in.

are manufactured by Cleveland Aircraft Products Co., and webbed wheels are manufactured by McCaughey Industrial Corporation. Cleveland wheels are also identified by having two wheel halves as shown in figure 5-10 (Sheet 1 of 2). McCaughey wheels are identified by having two wheel flanges and a hub as shown in figure 5-10 (Sheet 2 of 2).

5-17. INSTALLATION.

- Place wheel on axle.
- Install axle nut and tighten until a slight bearing drag is obvious when the wheel is turned. Back off nut to nearest castellation and install cotter pin.
- Install dust cover.
- Position and secure back plates with bolts and washers.
- Install hub cap.

5-18. MAIN LANDING GEAR CASTERING AXLES. (Refer to figure 5-2.)

5-19. DESCRIPTION. Optional castering axles may be installed on the main landing gear. In the event of

Imagen No. 15: Procedimientos de instalación de rueda.

Cabe anotar que que la tuerca que utiliza este tipo de tren de aterrizaje para asegurar la rueda al eje axial del tren, es de tipo Corono Castillo, y va frenada o asegurada, utilizando un "Cotter Pin", que pasa entre los agujeros de la tuerca y parte de la carcasa del eje axial, para quedar asegurada, y así evitar que por la vibración y los movimientos generados por el avión, pierda el ajuste inicial la tuerca y se salga de este punto.

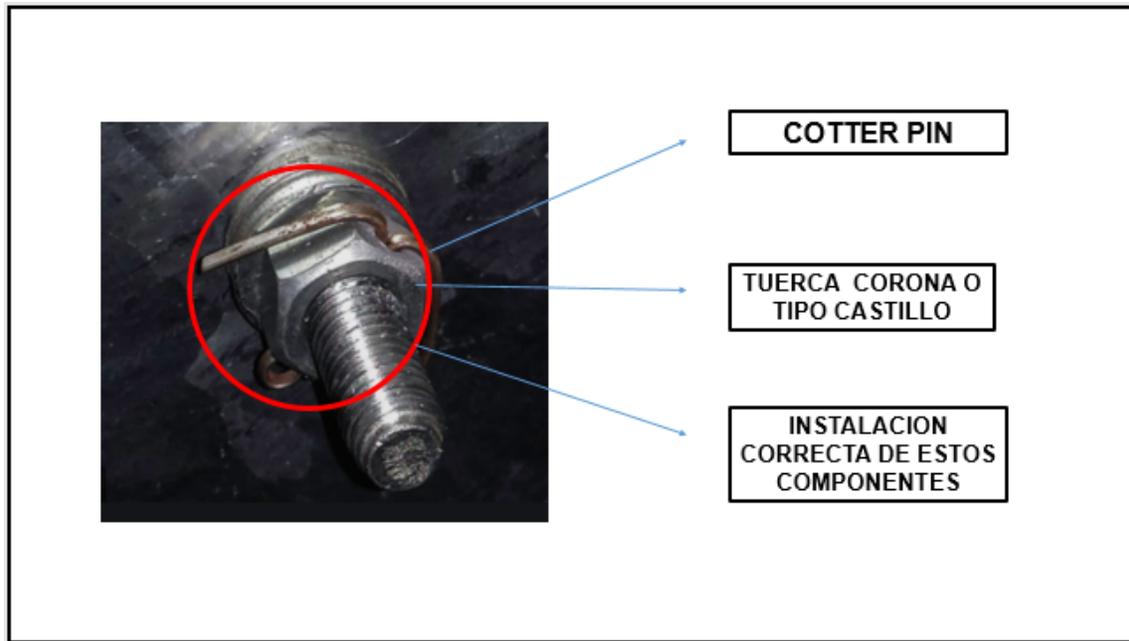


Imagen No. 16: Procedimiento de aseguramiento de la tuerca.

De acuerdo con el Manual de Mantenimiento de la aeronave, no se requiere un ajuste (torque) específico para este tipo de tuercas; sin embargo, por su método de frenado, no se tienen en cuenta los diferentes esfuerzos que son absorbidos por la tuerca durante su funcionamiento, sin olvidar el concepto de torque o ajustes específicos para las tuercas y pernos.

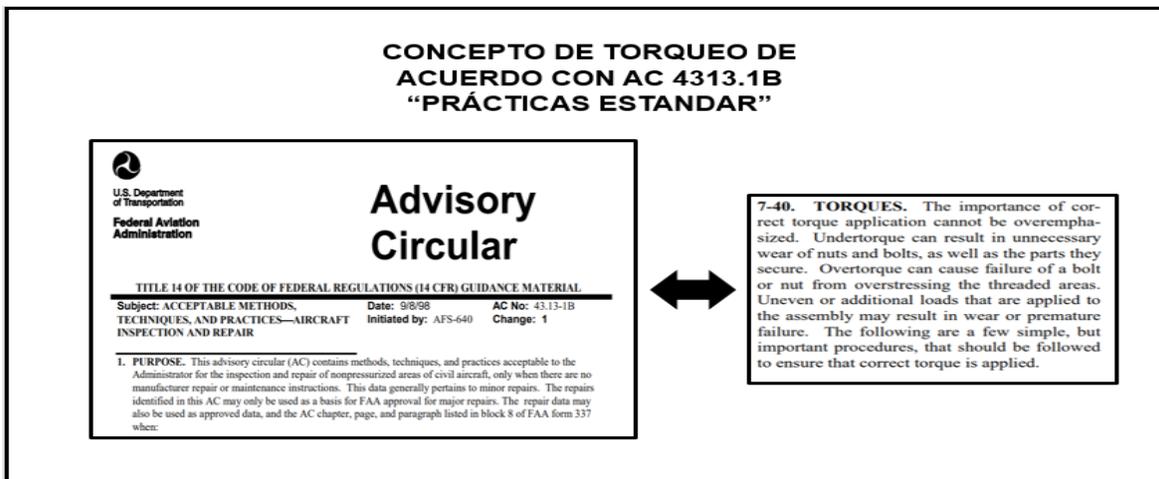


Imagen No. 17: Concepto de torque utilizando la AC3413-1B.

Teniendo en cuenta estos conceptos, la importancia de los ajustes o torques para los dispositivos de sujeción son importantes, ya que puede determinar de alguna manera la vida útil de estos dispositivos.

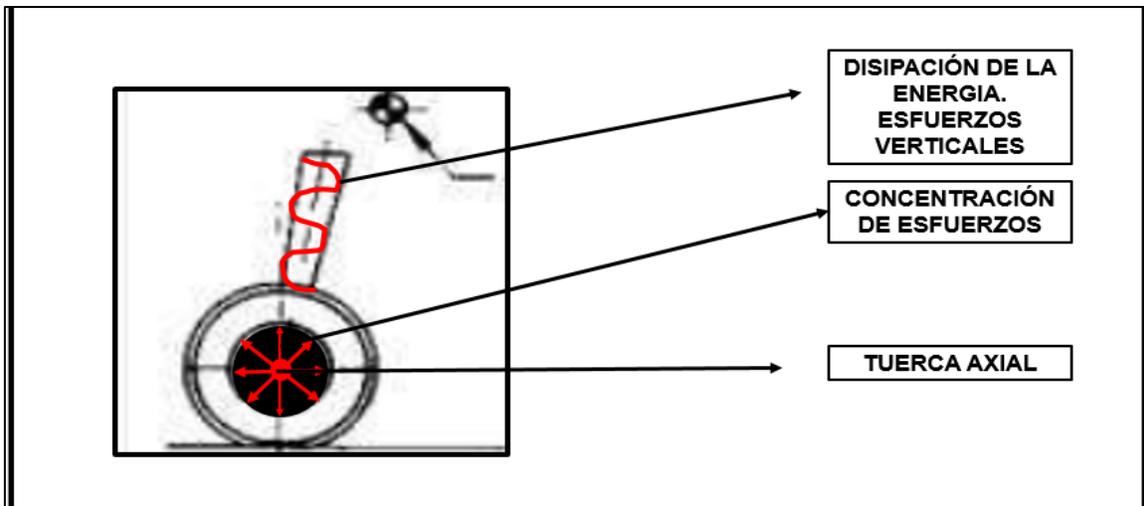


Imagen No. 18: Conceptos de torque y concentración de esfuerzos.

Un torque o ajuste menor pueden generar resultados insuficientes dando como resultado desgastes en las tuercas y tornillos, así como de los componentes al que están asegurando.

Un torque o ajuste mayor en los dispositivos o componentes puede generar fallas en los materiales de los tornillos, tuercas o componentes de sujeción, sobre cargando las áreas roscadas de los tornillos o tuercas, además de absorber esfuerzos innecesarios a los componentes durante su funcionalidad.

Esto se conoce como efecto **SCALLOPING**, que se produce cuando se utilizan torques o ajustes excesivos inadecuados, generando daños en los materiales, ocasionando corrosión y por defecto fatigas en el material a largo plazo.

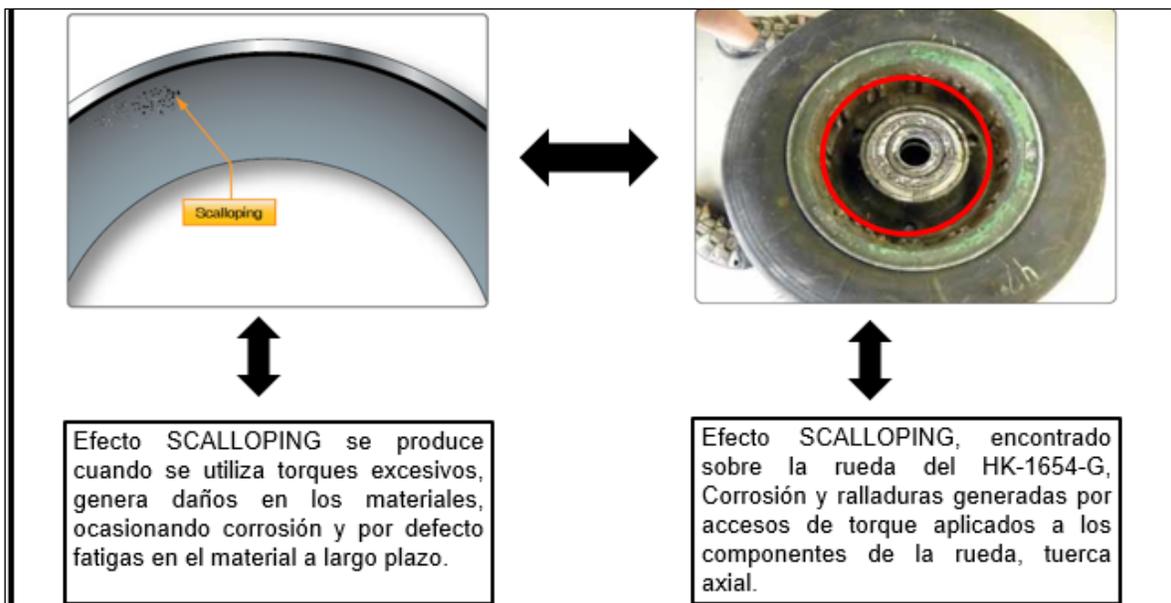


Imagen No. 19: Efecto SCALLOPING.

Esto quiere decir que durante las prácticas de mantenimiento para la remoción e instalación de las ruedas del tren principal de aterrizaje, se utilizaron ajustes mayores durante estas prácticas, por mucho tiempo, lo cual ocasionó que el material con que estaba fabricada la tuerca (Cr-Mb-Acero), comenzara a fallar en su estructura interna molecular debido a la corrosión encontrada con el análisis metalográfico, degenerando fracturas dúctiles internas.

Estas fracturas no pueden ser observadas a simple vista, y se hace necesario aplicar pruebas no destructivas adecuadas para dicha inspección visual.

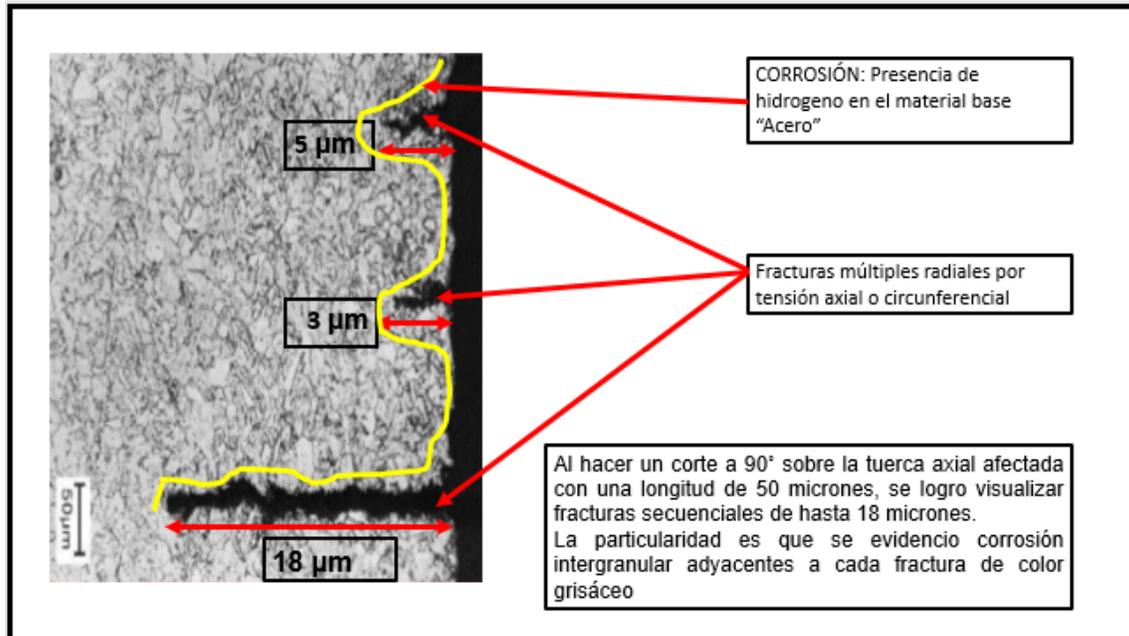


Imagen No. 20: Marcas de corrosión adyacentes a la fractura de la tuerca.

En las prácticas de mantenimiento dadas por el manual de fabricante no se determina un torque específico para este tipo de tuercas. Condición que induce al personal de mantenimiento a utilizar torques erróneos, sin contar las condiciones de operación de la aeronave, soportando posiblemente aterrizajes fuertes o incorrectos por parte de la tripulación, haciendo que este componente en particular "Tuerca axial y rodamientos" sufra sobre esfuerzos, ocasionándose de esta manera el debilitamiento del material en un tiempo no determinado de operación.

Para las acciones de mantenimiento, cuando la rueda es instalada y se coloca el ajuste con la herramienta adecuada, el manual del fabricante solo hace referencia a que la rueda debe estar en movimiento hasta que sea detenida por la fuerza generada.

Después debe ser retrocedida la tuerca perdiendo el ajuste inicial, buscando el orificio de la tuerca con el del eje axial e instalar el pin de seguridad y culminar con el frenado del dispositivo al eje axial del tren de aterrizaje.

<p>a. Place wheel hub in tire and tube with tube inflation stem in cutout of wheel hub.</p> <p>b. Place spacer and wheel flange on inboard side of wheel hub (opposite of tube inflation stem), and place washer under head of each capscrew and start capscrews into wheel hub threads.</p> <p>c. Place spacer and wheel flange on outboard side and align valve stem in cutout in wheel flange.</p> <p>d. Place washer under head of each capscrew and start capscrews into wheel hub threads.</p> <p style="text-align: center;">CAUTION</p> <p>Be sure that spacers and wheel flanges are seated on flange of wheel hub. Uneven or improper torque of capscrews can cause failure of capscrews with resultant wheel failure.</p> <p>e. Tighten capscrews evenly and torque to a value of 190-200 lb. in.</p> <p>f. Clean and pack bearing cones with clean</p>	<p>Cauley Industrial Corporation. Cleveland wheels are also identified by having two wheel halves as shown in figure 5-10 (Sheet 1 of 2). McCauley wheels are identified by having two wheel flanges and a hub as shown in figure 5-10 (Sheet 2 of 2).</p> <p>5-17. INSTALLATION.</p> <p>a. Place wheel on axle.</p> <p>b. Install axle nut and tighten until a slight bearing drag is obvious when the wheel is turned. Back off nut to nearest castellation and install cotter pin.</p> <p>c. Install dust cover.</p> <p>d. Position and secure back plates with bolts and washers.</p> <p>e. Install hub cap.</p> <p>5-18. MAIN LANDING GEAR CASTERING AXLES. (Refer to figure 5-2.)</p> <p>5-19. DESCRIPTION. Optional castering axles may be installed on the main landing gear. In the event of</p>
---	--

Imagen No. 21: Evidencia desde el manual de fabricante no muestra torque para tuerca axial.

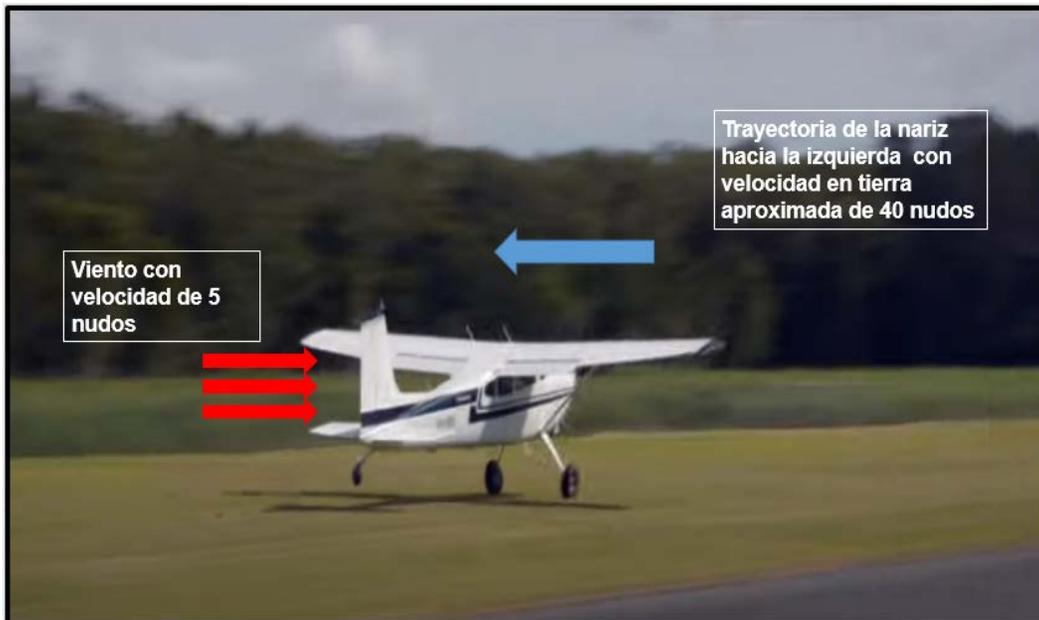


Imagen No. 22: Actuación del viento durante la carrera de despegue.

Durante el despegue, cuando el Piloto corrigió la trayectoria de la aeronave con el pedal derecho, hacia el centro de la pista, se concentraron fuerzas en el tren derecho: rueda y tuerca axial que sostiene la rueda al tren de aterrizaje.

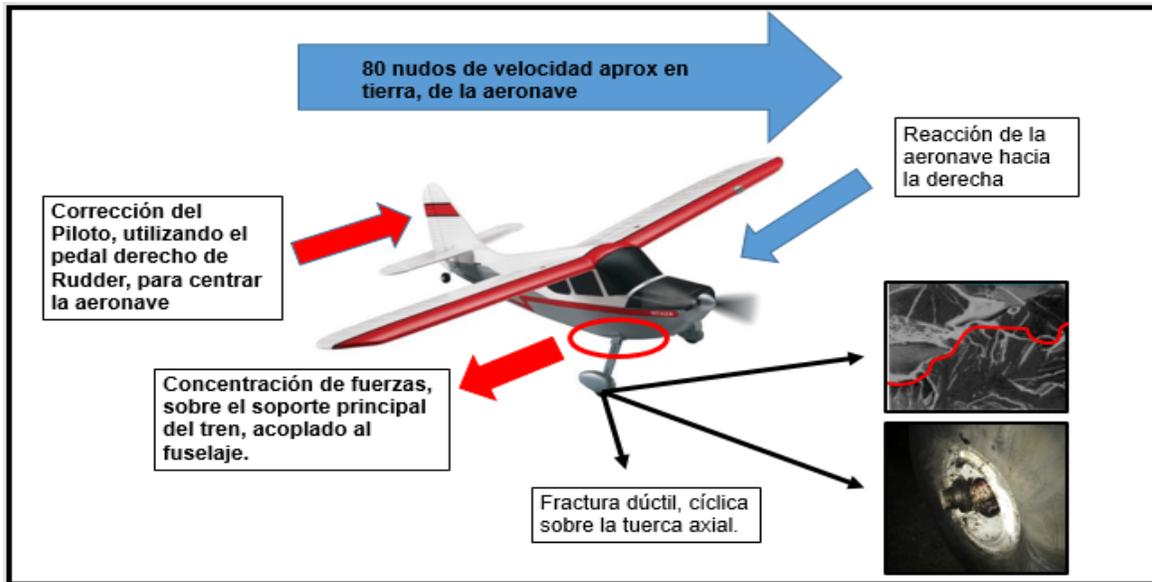


Imagen No. 23: Concentración de esfuerzos y resultados sobre la aeronave.

Al encontrarse fracturada internamente la tuerca axial, y recibir la sobrecarga, se fracturó por completo. La rueda soportó sobre su hombro exterior todas las cargas radiales y transversales, generando en el avión un movimiento oscilatorio fuerte que cambió considerablemente la trayectoria de la aeronave hacia la derecha.

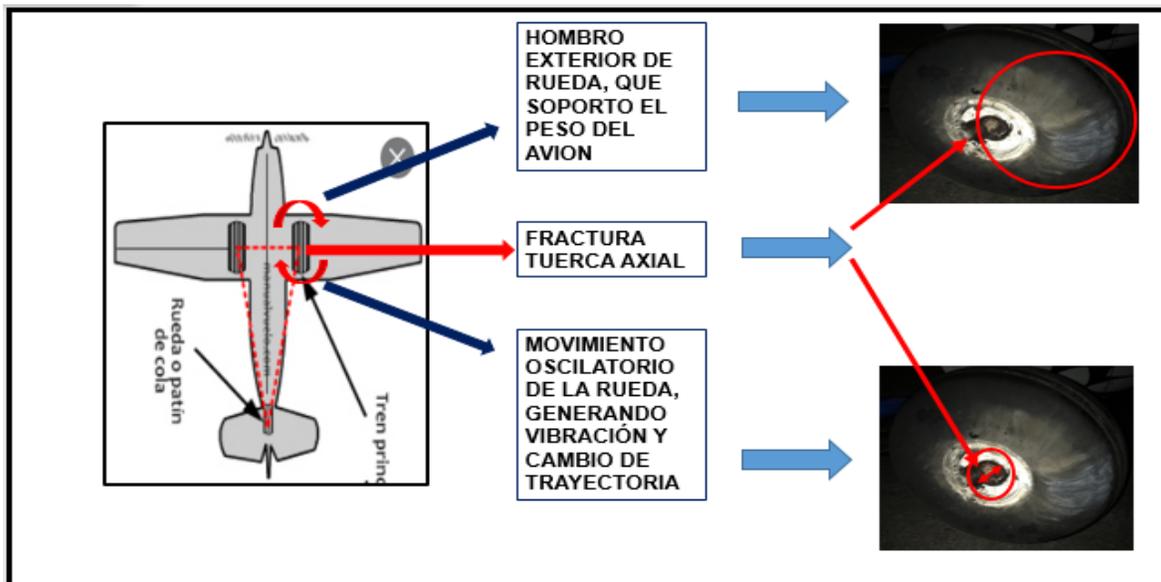


Imagen No. 24: Concentración de esfuerzos y transmisión de energía sobre la estructura de la aeronave.

El Piloto intentó nuevamente corregir la dirección de la aeronave, evitando una excursión de pista; al estar la rueda sosteniendo el peso en sus hombro exterior, se aumentaron los esfuerzos producidos por la fricción de la rueda y el rin con la superficie asfáltica de la pista, concentrando nuevamente los esfuerzos en el soporte principal del tren de aterrizaje, ocasionando una desgarradura total del tren; pero no en los soportes, si no desde la estructura

que lo integraba al fuselaje, en donde se encontraban instalados originalmente los soportes del tren.



Fotografía No. 21: Efectos resultantes por la fractura de la tuerca axial.

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

El Manual de Mantenimiento del fabricante del equipo Cessna 185 no establece un torque específico para la tuerca axial con P/N 1117-24, del sistema de tren de aterrizaje.

Durante el mantenimiento de la aeronave especialmente en los reemplazos de ruedas posiblemente se aplicaron torques mayores a la resistencia de la tuerca.

Torques inadecuados durante el mantenimiento, concentración de esfuerzos en puntos críticos del tren de aterrizaje, condiciones de operación durante el despegue, afectaron directamente la estructura de la tuerca generando fisuras internas y posterior fractura mayor sobre el tren de aterrizaje.

La empresa no contaba con estándares propios ni con un programa de gestión de riesgos.

El Piloto se encontraba apto, con sus licencias y exámenes médicos vigentes.

La aeronave estaba aeronavegable para el momento del accidente, tenía cumplido los servicios de mantenimiento de acuerdo con el manual del fabricante.

Sin embargo, la tuerca axial del tren derecho presentaba fractura por fatiga de material.

Las condiciones meteorológicas eran visuales y apropiadas para la operación.

Los datos del peso y balance de la aeronave se encontraron dentro de límites operacionales.

Las condiciones del aeródromo eran apropiadas para la operación de la aeronave.

En el despegue la aeronave presentó desviación hacia la izquierda provocada quizá, por efecto del viento.

El Piloto corrigió la trayectoria de la aeronave hacia la derecha, utilizando el control direccional.

Se concentraron mayores esfuerzos aerodinámicos en el tren derecho producidas por la corrección del Piloto.

Se presentó fractura dúctil en la tuerca axial con P/N 1117-24 del tren principal derecho.

El tren derecho se fracturó como consecuencia del movimiento oscilatorio y concentración de esfuerzos que se generaron al romperse la tuerca axial que sostiene la rueda.

El avión giro drásticamente sobre su eje vertical hacia la izquierda, aproximadamente 180°, deteniéndose sobre el eje central de la pista.

La evacuación de los ocupantes fue dirigida por el Piloto, quienes salieron por sus propios medios, ilesos, alejándose de la aeronave.

El Piloto aseguró la aeronave desactivando los sistemas eléctricos y cerrando el paso de combustible.

La aeronave sufrió daños sustanciales en el motor, hélices, tren de aterrizaje, planos, y parte trasera del fuselaje.

3.2 Causa probable

Fractura dúctil de la tuerca axial que sostiene la rueda sobre el tren derecho de la aeronave, con P/N S1117-24, por posibles sobre esfuerzos aplicados de manera cíclica durante un tiempo no determinado, provocando una falla en su material.

3.3 Factores Contribuyentes

Posibles acciones incorrectas durante las prácticas de mantenimiento “Remoción e instalación de ruedas en los trenes de aterrizaje” al aplicar mayores fuerzas de torques.

Información ambigua dentro del manual de fabricante, para la aplicación de fuerzas de torque sobre este tipo de tuercas con P/N S1117-24, generando así una libre toma de decisiones al momento de la instalación de las ruedas principales.

Carencia en el Manual de Mantenimiento, de un procedimiento que limite la vida útil para este tipo de tuercas.

Deficientes procesos de inspección dentro del manual del fabricante, que no evidencia un procedimiento de pruebas no destructivas para este tipo de tuercas que puedan garantizar su correcta y segura operación.

Deficientes procedimientos de inspección escritos en el manual de mantenimiento del fabricante que garanticen al personal de mantenimiento una apropiada toma de decisiones durante los procesos de reemplazo de las tuercas.

Insuficientes conocimientos de prácticas estándar en los procesos de inspección por el personal de mantenimiento, al no tener claridad de los tipos de corrosión sobre los materiales.

3.4 Taxonomía OACI

SCF-NP - Falla o mal funcionamiento del sistema / componente diferente a la planta motriz.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Al Propietario de la Aeronave, Paracaidismo de Colombia

REC. 01-201928-1

Revisar y mejorar los programas de mantenimiento, para que estos aseguren la inspección detallada después de un servicio con el fin de prevenir incorrectos procedimientos de mantenimiento o de inspección, especialmente en lo que concierne a:

- Remoción e instalación de componentes.
- Estándares para efectuar inspecciones visuales.
- Estándares para determinar la vida útil de componentes tales como las tuercas axiales para este tipo de trenes de aterrizaje.

REC. 02-201928-1

Establecer un sistema de gestión riesgo, que permita la identificación y mitigación de los riesgos con miras a una operación estandarizada y segura.

Al Fabricante Cessna Textron Aviation

REC. 03-201928-1

Crear un procedimiento donde se controle la vida límite de este tipo de tuercas llamadas “de corona” con P/N S1117-24 para garantizar la segura operación y confiabilidad de las mismas.

REC. 04-201928-1

Crear un procedimiento de aplicación de pruebas no destructivas para este tipo de tuercas “de corona” identificadas con P/N S1117-24 ampliamente utilizadas por la Aviación General, con el fin de tener un mayor control de su desgaste y de posibles daños ocultos producidos durante la operación de la aeronave.

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 05-201928-1

A través de la Secretaria de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil promover en los Talleres Aeronáuticos, que el personal de mantenimiento adquiera y mejore sus conocimientos y habilidades para identificar daños “por condición”, y los tipos de corrosión que afectan a los componentes de una aeronave.

REC. 06-201928-1

A través de la Secretaria de la Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, dar a conocer el presente informe de investigación a los operadores del equipos mono-motores Cessna, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta dicho informe para mejorar los sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.
investigacion.accide@aerocivil.gov.co
Tel. +(571) 2963186
Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-052



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL