



INFORME FINAL

INCIDENTE GRAVE

COL-23-34-DIACC

Falla del tren principal izquierdo en el aterrizaje

SCF-NP

Matrícula HK4964G

22 de junio 2023

Aeropuerto Olaya Herrera, Medellín, Antioquia – Colombia

ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, DIACC, en relación con el evento que se investiga, a 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, el 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 propósitos 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	7
1.1 Reseña del vuelo	7
1.2 Lesiones personales.....	8
1.3 Daños sufridos por la aeronave.....	8
1.4 Otros daños.....	12
1.5 Información personal	12
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento	13
1.7 Información Meteorológica	14
1.8 Ayudas para la Navegación.....	14
1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo.....	14
1.10 Información del Aeródromo	14
1.11 Registradores de Vuelo	14
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	14
1.13 Información médica y patológica.....	15
1.14 Incendio.....	15
1.15 Aspectos de supervivencia	15
1.16 Ensayos e investigaciones	15
1.17 Información orgánica y de dirección.....	17
1.18 Información adicional.....	17
1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación	17
2. ANÁLISIS	18
2.1 Secuencia del suceso.....	18
2.2 Fractografía.....	18
2.2.1 Muestra fractura cabeza - Parte 1.....	19
2.2.2 Muestra fractura tuerca - Parte 2	20
2.2.3 Muestra fractura buje - Parte 3: Lado cabeza con buje y sin buje	21
2.2.4 Muestra fractura buje - Parte 3: Lado tuerca con buje y sin buje.....	22
2.3 Microscopia electrónica de barrido (SEM)	23
2.3.1 Muestra Fractura Cabeza (Parte 1 Y Parte 3 Sin Buje)	23
2.3.2 Muestra Fractura Tuerca (Parte 2 Y Parte 3 Sin Buje).....	24

2.4	Microscopia óptica – Metalografía.....	26
2.4.1	Perno	26
2.4.2	Buje.....	27
2.5	Composición Química – Espectrometría Óptica	29
2.5.1	Perno	29
2.5.2	Buje.....	29
2.6	Microdureza	30
2.1	Análisis de las pruebas.....	31
3.	CONCLUSIONES	32
3.1	Conclusiones.....	32
3.1.1	Conclusiones generales.....	32
3.1.2	Conclusiones del análisis del perno de pivote, (<i>pivot bolt</i>).....	32
3.2	Causa(s) probable(s)	34
3.3	Factores Contribuyentes.....	34
3.4	Categoría del accidente.....	34
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	35

SIGLAS

AGL	Por encima del nivel del terreno
ATC	Control de Tránsito Aéreo
ft	Pies
gal	Galones
DURG	Tiempo desde Después de la Última Reparación General
HL	Hora Local
h	Horas
KT	Nudos
m	metros
NTSB	National Transportation Safety Board
RAC	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions

SINOPSIS

Aeronave:	Cessna C421
Fecha y hora del Incidente Grave:	22 de junio 2023, 10:25HL
Lugar del Incidente Grave:	Aeropuerto Olaya Herrera- Medellín - Antioquia
Coordenadas:	N 06°12'59.96"- W 75°35'28.74"
Tipo de Operación:	Privada
Número de ocupantes:	04 (Piloto, Copiloto, dos acompañantes técnicos).
Taxonomía OACI:	SCF - NP

RESUMEN

El día 22 de junio de 2023, la aeronave Cessna C421, de matrícula HK4964G, realizó un vuelo de comprobación de tareas de mantenimiento. Durante este se realizó un “toque y despegue”, en el cual ocurrió un contacto fuerte con la pista.

Posteriormente, durante el “aterrizaje parado” por la pista 02, en la carrera de desaceleración, el tren de aterrizaje izquierdo colapsó gradualmente, causando una inclinación y tendencia de viraje de la aeronave hacia ese lado. El plano izquierdo hizo contacto con la superficie y las palas del motor No. 1 golpearon la superficie de la pista. El Piloto logró mantener el control hasta que la aeronave se detuvo, sobre el costado izquierdo de la pista, con el plano de ese lado sobre borde de la zona asfaltada. El Piloto apagó los motores y todos los ocupantes evacuaron la aeronave por sus propios medios, sin lesiones.

No se presentó incendio durante el Incidente Grave; este ocurrió con luz diurna y en condiciones meteorológicas visuales, VMC.

La investigación determinó como causa probable del Incidente Grave, la siguiente:

Colapso del tren de aterrizaje principal izquierdo, durante el aterrizaje ocasionada por la fractura súbita, por fatiga de material, del componente perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: NAS464P4-26.

Entre los factores contribuyentes que pudieron influir en la ocurrencia del evento se encontraron:

- Posible generación de sobre esfuerzos estructurales cíclicos en el tren de aterrizaje, debido, probablemente, a la aplicación de cargas variables durante despegues y aterrizajes, especialmente en superficies no preparadas.
- Probable falla del material, debido a que el componente perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: NAS464P4-26, presentó una falla por fatiga, antes de cumplir el tiempo estipulado para la inspección periódica establecido por el Manual del Fabricante.

La Investigación emitió cuatro (4) recomendaciones de seguridad operacional.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 21 de junio del 2023, víspera del Incidente Grave, el Piloto de la aeronave privada HK4964G, arribó a las instalaciones del aeropuerto Olaya Herrera con el fin de inspeccionar y verificar la aeronave que estaba siendo sometida a mantenimiento. Solicitó la documentación de la aeronave y que esta fuera colocada en gatos para realizar pruebas de la extensión por emergencia del tren de aterrizaje, la cuales terminaron con resultados satisfactorios. Una vez completadas las pruebas y confirmando que el tren de aterrizaje operaba normalmente, se programó el vuelo de comprobación para el siguiente día.

El 22 de junio, alrededor de las 8:30 HL, el Piloto realizó una nueva revisión de la documentación y efectuó la inspección 360°, sin encontrar ninguna novedad. A continuación, procedió al reabastecimiento de combustible, e inició el vuelo de comprobación.

El despegue desde la pista 02 del aeropuerto Olaya Herrera se efectuó sin problemas, continuando el vuelo según el plan establecido hacia la población de Botero. Durante los 20 minutos de sobrevuelo en esa área, la aeronave operó normalmente. El Piloto siguió los procedimientos establecidos por el fabricante, cumpliendo con las listas de chequeo de vuelo y realizando las pruebas pertinentes, todas con resultados satisfactorios.

Se realizaron tres ciclos de extensión y retracción del tren de aterrizaje, y el mecanismo funcionó normalmente, indicando 3 luces verdes, trenes desplegados y asegurados. De regreso hacia el aeropuerto Olaya Herrera, el Piloto solicitó al ATC realizar un “toque y despegue”, y posteriormente, efectuar un aterrizaje completo; antes de la maniobra, se realizó un briefing al Copiloto, especificando la configuración de flaps, velocidades y el procedimiento a seguir.

Durante el “toque y despegue” según los ocupantes, se sintió un fuerte golpe en el costado izquierdo de la aeronave; el Piloto aplicó a potencia y culminó la maniobra sin presentar alternaciones. Luego, se preparó la aeronave para el aterrizaje completo, siguiendo las listas de chequeo y efectuando configuración con flaps extendidos a máxima posición, y velocidad. Una vez autorizados por el ATC, se llevó a cabo el aterrizaje por la pista 02.

Durante la carrera de aterrizaje, la aeronave se mantuvo inicialmente el eje de la pista, pero después de unos segundos, se percibió una inclinación del plano izquierdo que aumentó gradualmente; el tren de aterrizaje principal izquierdo se retrajo, lo que causó el cambio de trayectoria de la aeronave hacia ese lado. El Piloto trató de corregir la situación aplicando el pedal derecho y logró mantener la aeronave dentro de la pista. Al mismo tiempo, la tripulación cortó las mezclas de combustible de los motores, apagándolos.

Una vez la aeronave se detuvo, dentro de la pista y sobre el borde izquierdo, el Piloto verificó el estado del Copiloto y del personal técnico, quienes se encontraron ilesos y evacuaron la aeronave por sus propios medios.

El Incidente Grave ocurrió a las 10:25 HL con luz día y en condiciones meteorológicas visuales (VMC). No se presentó incendio, La DIACC realizó la Notificación del Incidente Grave de acuerdo con los protocolos de OACI, a la NTSB de los Estados Unidos como Estado de Diseño y de Fabricación de la aeronave; fue designado un Representante acreditado por parte de ese organismo.



Fotografía No. 1: Estado y ubicación final de la aeronave HK4964G.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	2	2	4	-
TOTAL	2	2	4	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La aeronave presentó los siguientes daños sustanciales no estructurales:

- Golpes en las palas del motor izquierdo .
- Tren principal izquierdo:
 - Daños en las compuertas, rayaduras en la tapa de inspección y doblez en el borde inferior de la bahía y abolladuras en la piel circundante.
 - Fractura de la palanca de acople *bellcrank assy*.
 - Daños por fricción en el conjunto de enlace, *link assy*, de torque y pistón, y el conjunto del eje, *axle assy*.
- Plano izquierdo:
 - Desgaste en la cubierta posterior al tanque de combustible auxiliar.
 - Daños en la luz de aterrizaje
 - Abolladuras en el mecanismo de soporte y piel del alerón y en la punta del plano.



Fotografías No. 2 y 3: Daños en las palas de la hélice del motor izquierdo.



Fotografía No. 4: Estación entre W.S. 46.89 y W.S. 75.24, piel con abolladuras.



Fotografías No. 5 y 6: Izquierda, fractura palanca de acople (bellcrank assy).
Derecha, raspaduras en el conjunto de enlace de torque y pistón.



Fotografías No. 7 y 8: Izquierda, raspaduras y desprendimiento de piel del plano izquierdo.
Derecha, fractura de la antena.

No se encontraron daños evidentes en el motor y en la hélice derecha. La estructura general del fuselaje, el cono de nariz y el tren de aterrizaje de nariz no mostraron daños externos.

La investigación encontró fracturado, en tres partes, el componente “perno pivote” *pivot bolt* (S/N: NAS464P4-26), circunstancia que ocasionó la retracción del tren principal izquierdo durante el aterrizaje. Probablemente su fractura se produjo durante del “toque y despegue anterior”.

El perno se fracturó en tres partes:

- La zona de la cabeza.
- La zona de la tuerca.
- El buje, el cual posee dos caras, una cara del lado de la fractura de la cabeza y la otra del lado de la tuerca.



Fotografía No. 9: Fractura en tres partes del pero de pivote.

1.4 Otros daños

Ninguno.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	46 años
Licencia:	PCA
Certificado médico:	Vigente
Equipos volados como Piloto:	BE9L-C421- PA34
Último chequeo en el equipo:	04 mayo 2022
Total horas de vuelo:	2767:30 h
Total horas en el equipo:	727:05 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	108.20 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	30:00 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	04:05 h
Horas de vuelo últimas 24 horas:	00:00 h

Copiloto

Edad:	30 años
Licencia:	PCA
Certificado médico:	Vigente
Equipos volados como Piloto:	PA34, C421
Último chequeo en el equipo:	04 mayo 2022
Total horas de vuelo:	1404 h
Total horas en el equipo:	270 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	102:00 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	66:00 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	04:00 h
Horas de vuelo últimas 24 horas:	00:00 h

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

1.6.1 Aeronave

Marca:	Cessna
Modelo:	421
Serie:	4210068
Año de fabricación:	1968
Matrícula:	HK4964-G
Certificado aeronavegabilidad:	No.0005723
Certificado de matrícula:	No.R0008073
Fecha último servicio:	15 de junio 2023
Horas de vuelo:	3134:13

Motor # 1

Marca:	Continental
Modelo:	GTSIO 520D
Serie:	188520-8-D
Total horas de vuelo:	3134:13
Total horas D.U.R.G:	49:40
Fecha último servicio:	15 de junio 2023

Motor # 2

Marca:	Continental
Modelo:	GTSIO 520D
Serie:	188601-9-D
Total horas de vuelo:	3134:13
Total horas D.U.R.G:	49:40
Fecha último servicio:	15 de junio 2023

Hélice # 1

Marca:	Hartzell
Modelo:	3AF34C9-JPR
Serie:	682938
Total horas de vuelo:	3134:13
Total horas DURG:	15:45

Hélice # 2

Marca:	Hartzell
Modelo:	3AF34C9-N1R
Serie:	737962
Total horas de vuelo:	3134:13
Total horas DURG:	15:45

1.7 Información Meteorológica

Las condiciones meteorológicas eran visuales y no fueron factores contribuyentes para el accidente.

1.8 Ayudas para la Navegación

No relevante para la investigación.

1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo

Las comunicaciones se realizaron en frecuencia Torre Olaya Herrera torre (SKMD) frecuencia 118.0 MHz. Este factor no tuvo incidencia en el Incidente Grave.

1.10 Información del Aeródromo

El Aeropuerto Nacional Olaya Herrera (IATA: EOH, OACI: SKMD) está ubicado en el casco urbano de la ciudad de Medellín, Antioquia, y en él se llevan a cabo operaciones comerciales regulares de pasajeros, instrucción y deportiva.

Cuenta con una pista de aterrizaje en asfalto de 2.508 metros (8.234 ft) de longitud con dirección 02/20 y una elevación de 1.506 mt (4.940 ft), una plataforma de 5.000 m², con diez posiciones de parqueo para aviación general, cuatro posiciones para aviación ejecutiva y cuatro posiciones para helicópteros, así como tres calles de rodaje (Foxtrot, Eco y Delta) que comunican a la plataforma con la pista.

La condición del aeródromo y sus servicios no tuvieron incidencia en el Incidente Grave.

1.11 Registradores de Vuelo

La aeronave no se encontraba equipada con Registradores de Datos de Vuelo (FDR) ni de Voces de Cabina (CVR). Las regulaciones existentes no exigían llevarlos a bordo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La inspección de campo fue llevada a cabo al día siguiente del Incidente Grave.

La aeronave quedó ubicada en el costado izquierdo de la pista aproximadamente a 870 metros del umbral 02, en las coordenadas finales donde quedó la aeronave fueron N 06°12'59.96" - W 75°35'28.74". Se observaron claramente las marcas dejadas por el deslizamiento de la aeronave y el impacto de las palas de la hélice del motor izquierdo contra el pavimento de la pista.

Se encontraron daños significativos en las palas de la hélice del motor izquierdo, y posible parada súbita, así como en la estructura del costado izquierdo debido a la retracción del tren de aterrizaje. Esto sugiere que el impacto generado por la entrada del tren principal izquierdo fue considerable, afectando tanto al motor como a la estructura adyacente.

Además, fueron identificados otros daños en la parte inferior del avión, generados por la abrasión sobre la pista. Estos daños evidencian la fuerza y la magnitud del deslizamiento experimentado durante el incidente.

1.13 Información médica y patológica

La tripulación poseía certificados médicos vigentes sin limitaciones o restricciones especiales para el vuelo. No existieron vestigios de degradación de sus condiciones físicas y/o psicológicas que pudiesen haber influido en el evento.

1.14 Incendio

No se presentó incendio.

1.15 Aspectos de supervivencia

El Incidente Grave permitió la supervivencia de todos los ocupantes abordo.

1.16 Ensayos e investigaciones

Los componentes del tren de aterrizaje que eran de interés para la investigación, fueron sometidos a las siguientes pruebas, en un taller especializado, con el fin de determinar el origen de la falla que ocasionó la fractura del componente “perno pivote” *pivot bolt* (S/N: NAS464P4-26), y la consecuente retracción del tren principal izquierdo:

1. Fractografía.
2. Microscopia SEM.
3. Microscopia óptica – Metalografía.
4. Composición química por espectrometría de emisión óptica.
5. Micro dureza.

La muestra de análisis se llama “perno pivote” según documentos de ensamble: *pivot bolt* (S/N: NAS464P4-26), de dimensiones, según fabricante:

- 2,15 pulgadas de largo (54,61 mm).
- Diámetro: 0,25 pulgadas (6,35mm).
- Longitud efectiva: 1,625 pulgadas (41,275).
- Fabricado según norma AIA NAS 464.

También fue objeto del análisis el buje que lo cubre en su mitad *spacer* (P/N: S133-4P32).



Fotografía No. 10: Pivot Bolt (S/N: NAS464P4-26), perno fracturado objeto de análisis.

La muestra, que hace parte del ensamble del tren de aterrizaje de la aeronave Cessna 421, puede ser fabricado en los siguientes materiales: 8740, 4140, 4340, 8735 o 6150, con una dureza entre 36 y 40 HRC y un recubrimiento de cadmio según QQ - P- 416 tipo 2 Clase 2 esta norma cita que el espesor mínimo de capa es de 0,0003 pulgadas (7,6 micras) con una resistencia ultima a la tensión del perno entre 160 – 180 Ksi.



Fotografías No. 11 y 12: Flecha verde la ubicación del perno en el ensamble del tren de aterrizaje. Flecha roja, pestaña de la horquilla fracturada producto del desajuste del tren, posterior a la fractura del perno.

El perno se fracturó en tres partes:

1. La zona de la cabeza.
2. La zona de la tuerca.
3. El buje, el cual posee dos caras, una cara del lado de la fractura de la cabeza y la otra del lado de la tuerca.



Fotografía No. 13. 1) Muestra fractura cabeza. 2) Muestra fractura tuerca. 3) Muestra fractura buje.

1.17 Información orgánica y de dirección

No aplica, esta aeronave es modalidad privada y era sometida a vuelo de comprobación.

1.18 Información adicional

No fue requerida.

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

Para el desarrollo de la investigación, fueron empleadas las técnicas contenidas en el Documento 9756 de la OACI, así como las evidencias físicas y testimoniales recopiladas durante los trabajos de campo.

2. ANÁLISIS

2.1 Secuencia del suceso

La aeronave estaba llevando a cabo pruebas de rutina, previo al aterrizaje, realizó un toque y despegue en el cual, los testigos afirman que, se escuchó un fuerte golpe en el costado izquierdo de la aeronave, posterior a esto continuaron con la maniobra y salieron a vuelo. Durante el aterrizaje completo, ocurrió una falla en el tren de aterrizaje que hizo colapsar el tren de aterrizaje izquierdo e inclinar la aeronave hacia ese lado.

El personal de mantenimiento encontró el perno fracturado en tres partes, todas aún en sus horquillas correspondientes. Este perno es la pieza que soporta la mayor carga de esfuerzo y su fallo conduce al colapso del tren de aterrizaje.

Se registró que el perno fue almacenado, inicialmente junto con otras piezas, y posteriormente en una bolsa sellada. De acuerdo con el documento "Supplemental Inspection Number: 32-10-03", se especifica que el perno debe someterse a inspección visual cada 500 aterrizajes o cada 3 años, lo que ocurra primero. Según la información técnica del taller, la próxima inspección debía realizarse el próximo mes de septiembre de 2023.

2.2 Fractografía

Macroscópicamente las muestras observadas presentan un leve doblez hacia el lado de la fractura final, este patrón es típico de aplicación de esfuerzos cortantes. La muestra N°3, que corresponde al buje, se observó con el tornillo fracturado en su interior, luego se retiró el buje para poder observar mejor la fractura y la superficie del tornillo, las cuales muestran el mismo patrón de doblez.



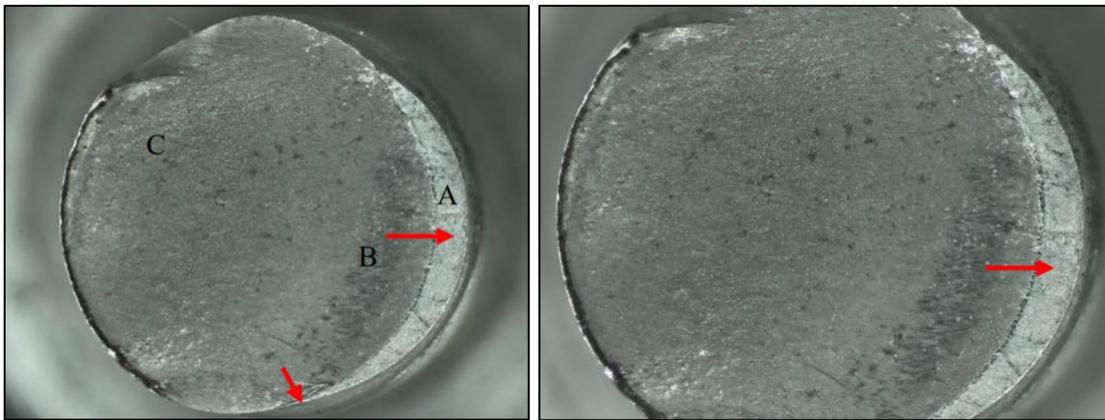
Fotografía No. 14. 1) Muestra fractura cabeza. 2) Muestra fractura tuerca. 3) Muestra fractura buje

2.2.1 Muestra fractura cabeza - Parte 1

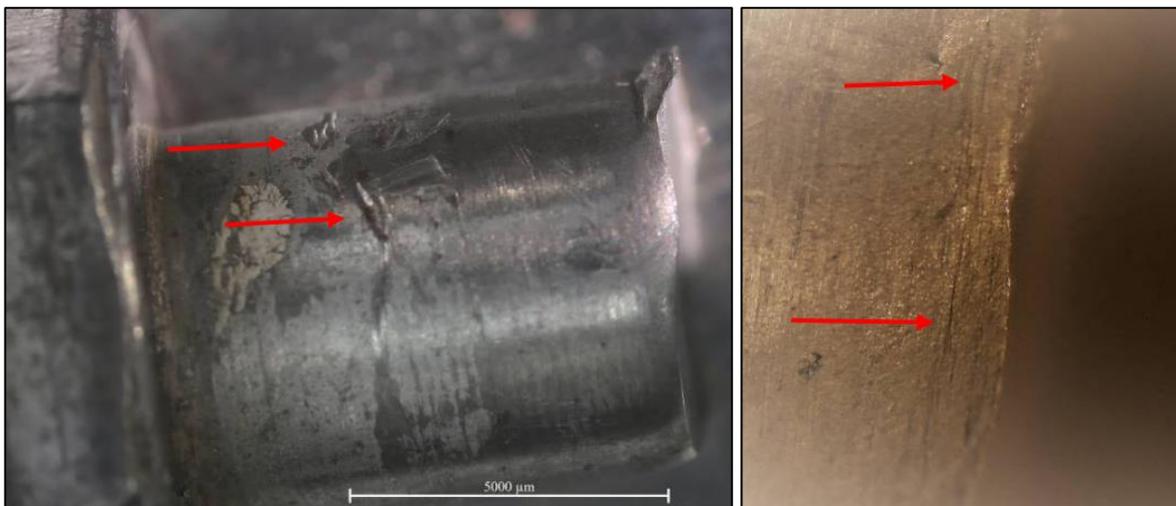
Se observó una zona con características típicas del fenómeno de fatiga, con indicios del inicio de falla en esta área, localizada en la periferia del perno (flechas rojas).

La fractura es típica del avance de la grieta por fatiga con una zona lisa y una zona fibrosa que ocupa la mayor área de la superficie de fractura, este patrón indica que el fenómeno de fatiga ocurrió bajo la aplicación de una amplitud alta en el esfuerzo.

Desde la observación lateral, esta muestra presentó entallas mecánicas en varias partes de su superficie en forma circular, ubicadas en zonas diferentes, tanto cercanas como alejadas de la fractura, estas entallas son de tipo "fino" en su ancho y profundidad, y solo pueden ser vista bajo microscopio; existen algunas entallas más ásperas que las descritas, pero están ubicadas de manera aleatoria, por lo cual existe una alta probabilidad de que fueron ocasionadas por el contacto con las horquillas después de la fractura, esto por la evidente deformación plástica observada en la superficie del perno.



Imágenes No. 1 y 2: Muestra fractura cabeza, las flechas muestran la zona de inicio de la fractura. A) Zona inicio de fractura. B) Zona de propagación. C) Zona de deformación plástica fractura final.



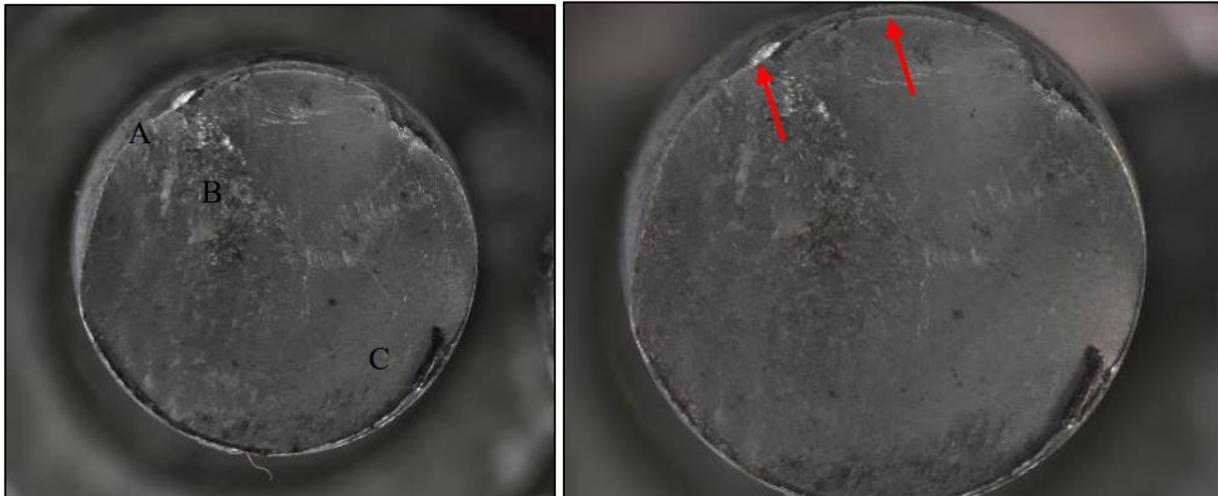
Imágenes No. 3 y 4: Muestra fractura cabeza. Las flechas indican las entallas en la superficie del perno y entallas finas cerca de la zona de inicio de falla.

2.2.2 Muestra fractura tuerca - Parte 2

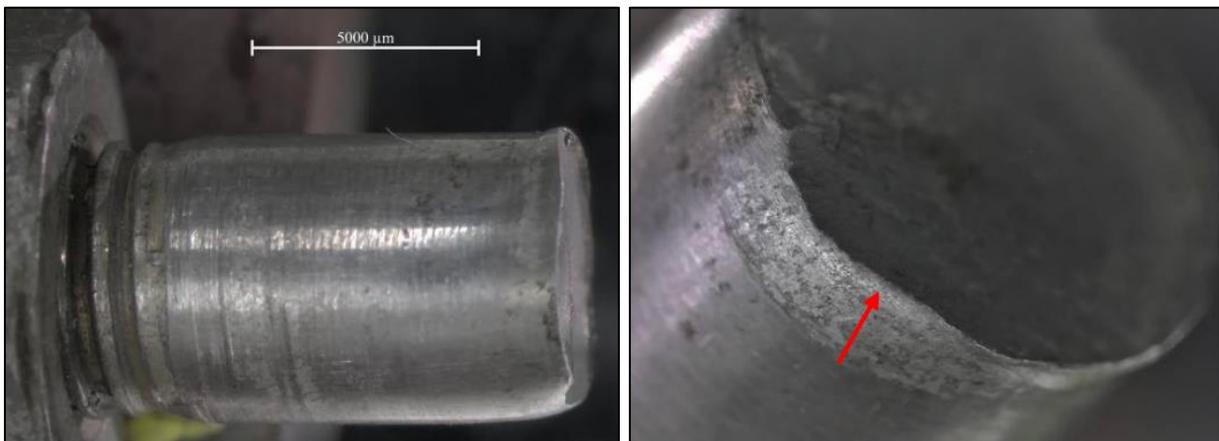
Esta muestra presentó zonas pulidas, como si se hubiera rayado, se desconoce si esto es producto de la fractura, o si se presentaron durante el proceso de almacenado.

Se observó el inicio de la falla, que está ubicada en la superficie perimetral del perno.

No se apreció zona de fatiga, a diferencia de la muestra de la cabeza, la zona fibrosa es más grande que en la primera muestra y ocupa casi toda el área de fractura, lo que indica que hubo un esfuerzo alto en concentración media a severa. Se observaron líneas de entallado circular cerca de la zona de inicio de falla.



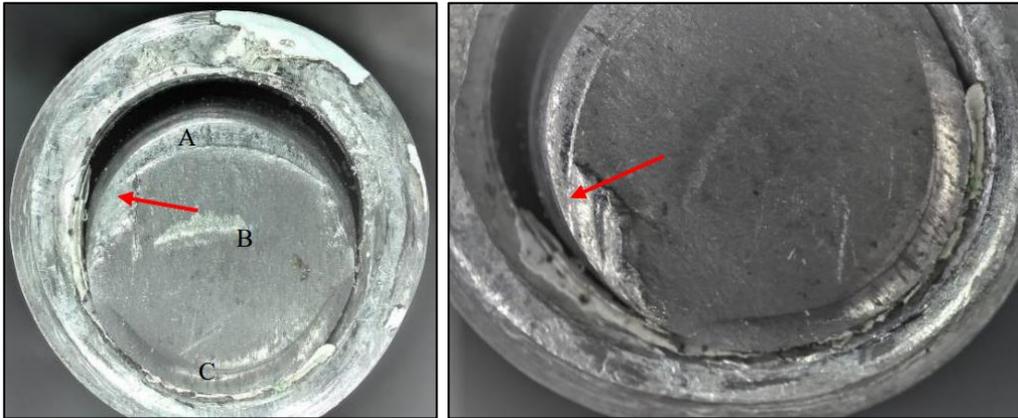
Imágenes No. 5 y 6: Muestra tuerca cabeza. Las flechas indican el inicio de la fractura.
A) Zona inicio de fractura. B) zona de propagación. C) Zona de deformación plástica fractura.



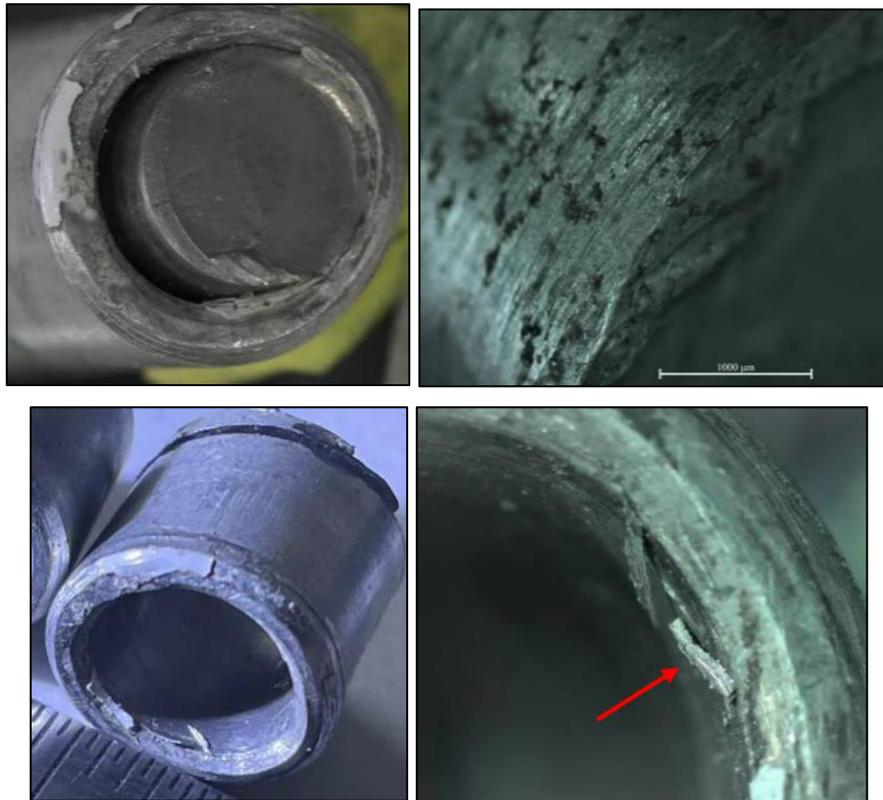
Imágenes No. 7 y 8: Muestra fractura tuerca. La flecha indica las entallas finas cerca de la zona de inicio de falla.

2.2.3 Muestra fractura buje - Parte 3: Lado cabeza con buje y sin buje

La muestra de fractura es muy parecida a la muestra de fractura de la cabeza, se entiende que es el complemento. Para el análisis se retiró el buje y se observó la superficie de manera lateral; esta superficie presentó óxido y dentro del buje retirado se observó desprendimiento de material metálico, indicando que hubo contacto entre las dos partes, que sufrieron desgaste por deslizamiento y que su superficie perdió el recubrimiento de protección contra la corrosión.



Imágenes No. 9 y 10: Muestra fractura buje, lado cabeza con buje. Las flechas indican el inicio de la fractura.
A) Zona inicio de fractura. B) zona de propagación. C) Zona de deformación plástica fractura final.



Imágenes No. 11, 12, 13 y 14: Muestra fractura buje, lado cabeza con buje.
La flecha indica desprendimiento de material, que quedó en la superficie del buje retirado.

2.2.4 Muestra fractura buje - Parte 3: Lado tuerca con buje y sin buje

La fractura es parecida a la muestra de fractura de la tuerca ya que esta parte es el complemento.

Para el análisis de esta muestra, se retiró el buje y se observó la superficie de manera lateral, esta superficie presentó óxido y dentro del buje retirado se observó hoyuelos de erosión de material y estrías de entallas finas en un patrón circular, esto nos indica que hubo desgaste por deslizamiento y que sus superficies no están protegidas completamente contra la corrosión en ambas piezas.



Imágenes No. 15 y 16: Muestra fractura tuerca. Las flechas muestran el inicio de la fractura.
A) Zona inicio de fractura. B) zona de propagación. C) Zona de deformación plástica fractura final.



Imágenes No. 17 y 18: Muestra fractura buje. Las flechas indican desprendimiento de material en el interior del buje, especie de erosión y entallas mecánicas.

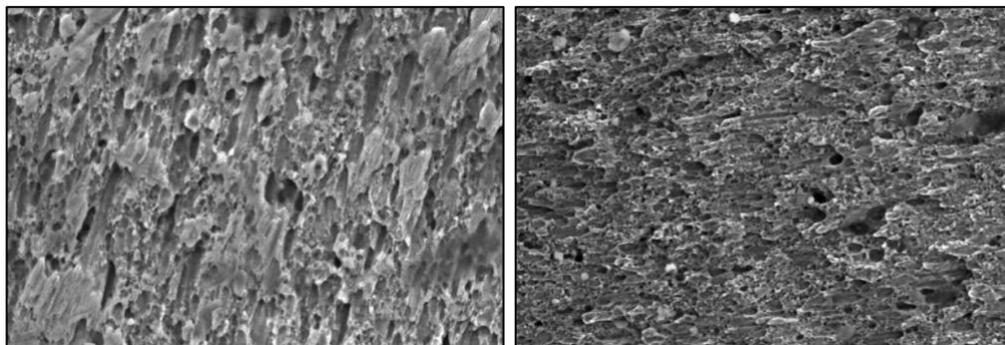
2.3 Microscopia electrónica de barrido (SEM)

2.3.1 Muestra Fractura Cabeza (Parte 1 Y Parte 3 Sin Buje)

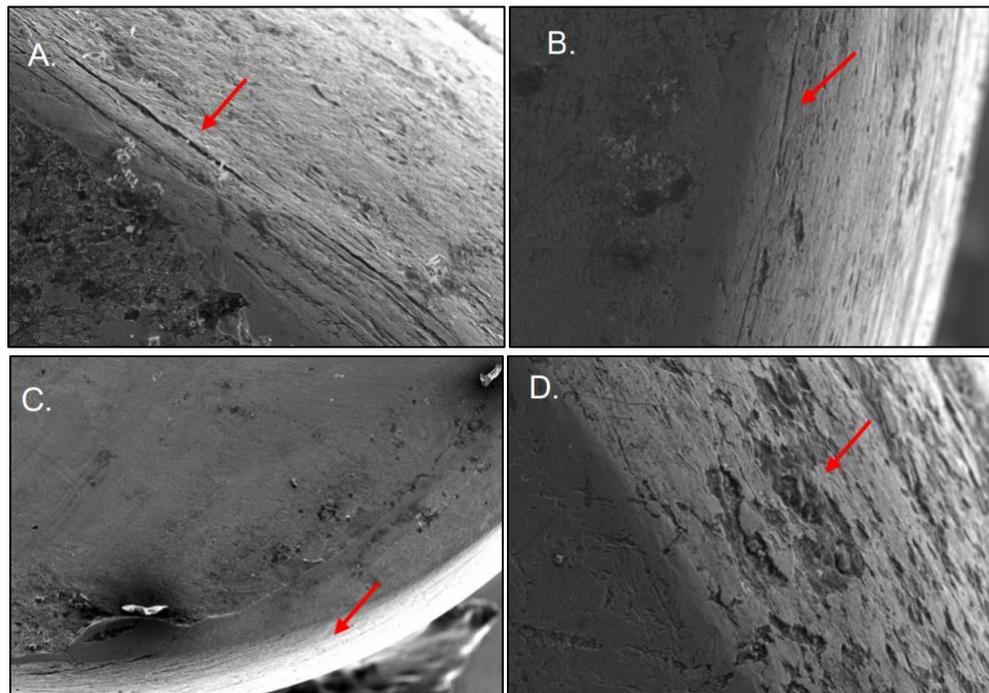
Bajo la magnificación del microscopio electrónico se observó la zona de fatiga como una zona lisa (aumentos x500 y x2000), mostrando estrías de deformación y avance de la falla con el tiempo, esto confirma el inicio de la falla en esta zona y que la grieta inició en la periferia del perno. La fractura según su forma se caracteriza como dúctil. Se observó en la periferia del tornillo entallas finas de forma perimetral en la superficie del tornillo y formando un patrón de deslizamiento a través de esta, también se observó hoyuelos o cráteres que indican abrasión en la superficie del perno y que están cerca al origen de la falla.



Imágenes No. 19, 20, 21 y 22: La flecha indica la zona de fatiga y la zona de acercamiento con el microscopio para observar estrías de deformación del avance de la grieta hacia el centro del perno.



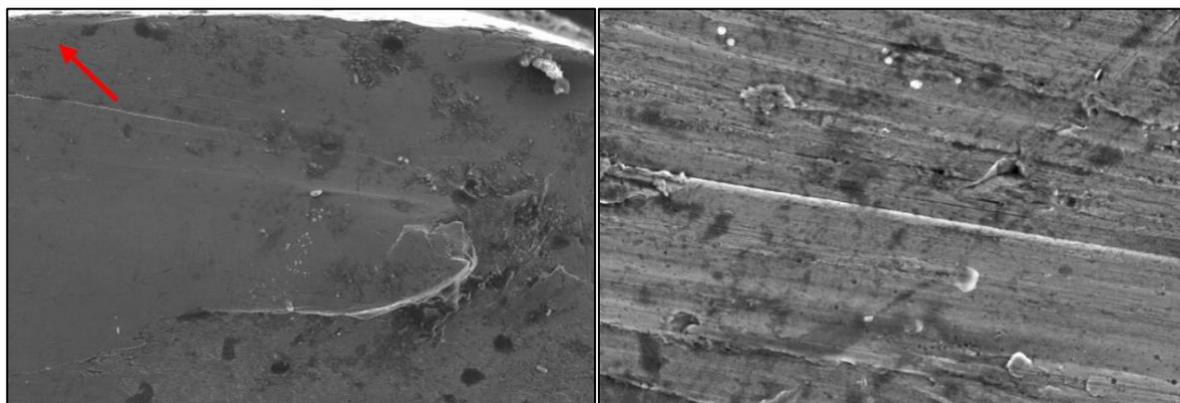
Imágenes No. 23 y 24 Tipo de fractura en cabeza y cara correspondiente.
La fractura se clasifica como dúctil.



Imágenes 25, 26, 27 y 28: Se observan patrón de líneas de entallas mecánicas finas en la superficie externa del perno, en la cara de fractura que tenía el buje. D. Se muestra una especie de abrasión en la superficie cercana a la zona de inicio de falla también en la parte que tenía el buje.

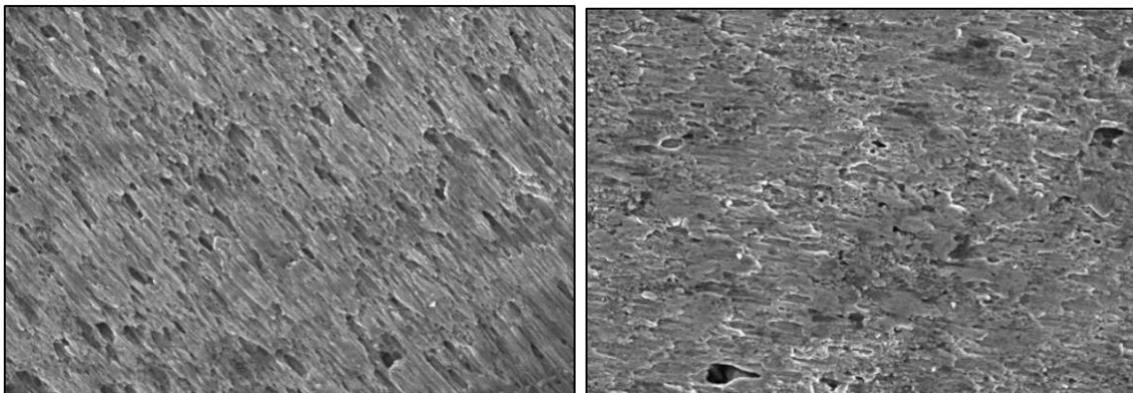
2.3.2 Muestra Fractura Tuerca (Parte 2 Y Parte 3 Sin Buje)

Se observó la zona de inicio de falla, la falla inició en la periferia del perno, con algunas líneas de deformación saliendo de esta zona. También se observó algunas marcas de rio indicando propagación rápida de la grieta.



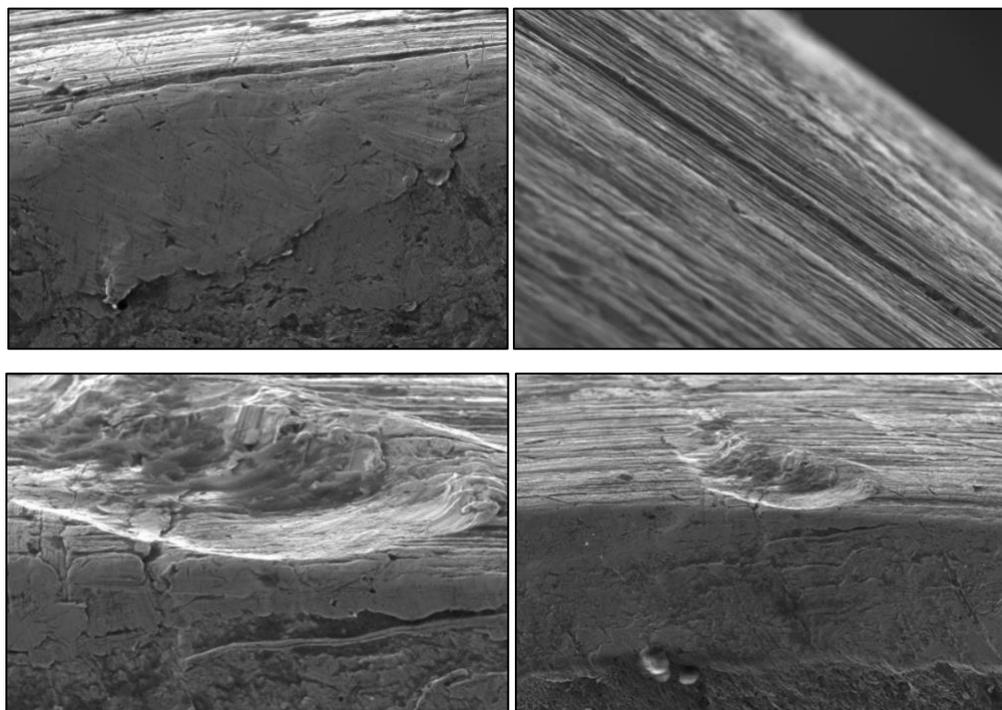
Imágenes No. 29 y 30: La flecha indica la zona de inicio de falla y la zona de acercamiento con el microscopio para observar líneas de deformación del avance de la grieta.

Al comparar esta zona de inicio de falla con la primera muestra, esta zona de inicio es pequeña en comparación con la primera muestra analizada. Acá la zona rugosa o fibrosa es mucho más grande que la de primera muestra, indicando que el esfuerzo aplicado es diferente al de la primera muestra. La fractura se caracteriza como dúctil.



Imágenes No. 31 y 32: Tipo de fractura en tuerca y cara correspondiente. La fractura se clasifica como dúctil.

También se observaron en la periferia del tornillo entallas finas de forma perimetral en la pieza y formando un patrón de deslizamiento circular a través de la superficie del perno; también se observa entallas mecánicas ásperas que han deformado la superficie del material y las mismas líneas de entallas finas en su patrón, por lo que se presume que estas eran preexistentes a la formación de estas.



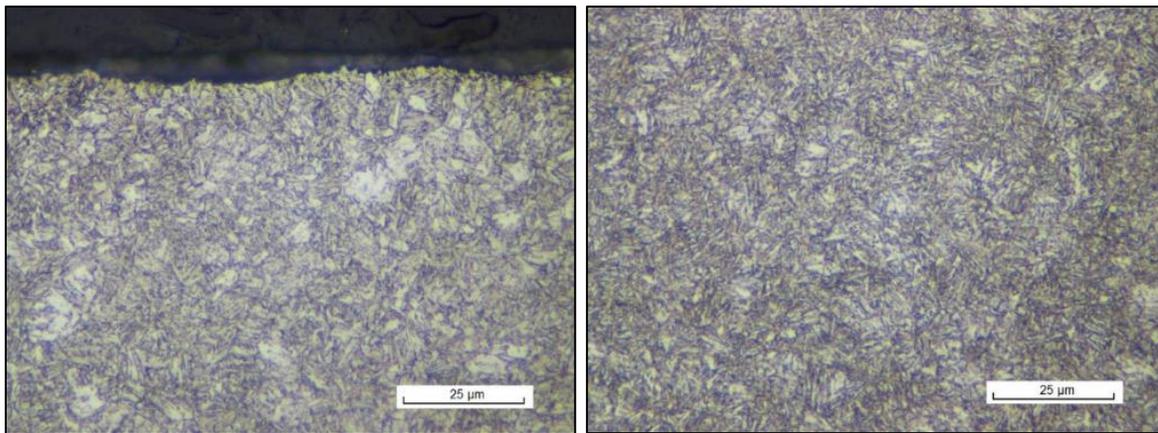
Imágenes No. 33, 34, 35 y 36: Se observa patrón de líneas de entallas mecánicas finas en la superficie externa del perno en la cara que tenía el buje, y una entalla que causó deformación en la superficie del perno en la zona de líneas que son preexistentes.

2.4 Microscopia óptica – Metalografía

Para realizar la evaluación del perno y buje, se hizo el montaje de dos secciones de cortes del perno tomadas de la muestra de la cabeza y cortándola por la zona de fractura, una en media sección trasversal y la otra en sección longitudinal, y en el mismo montaje una vista longitudinal del buje.

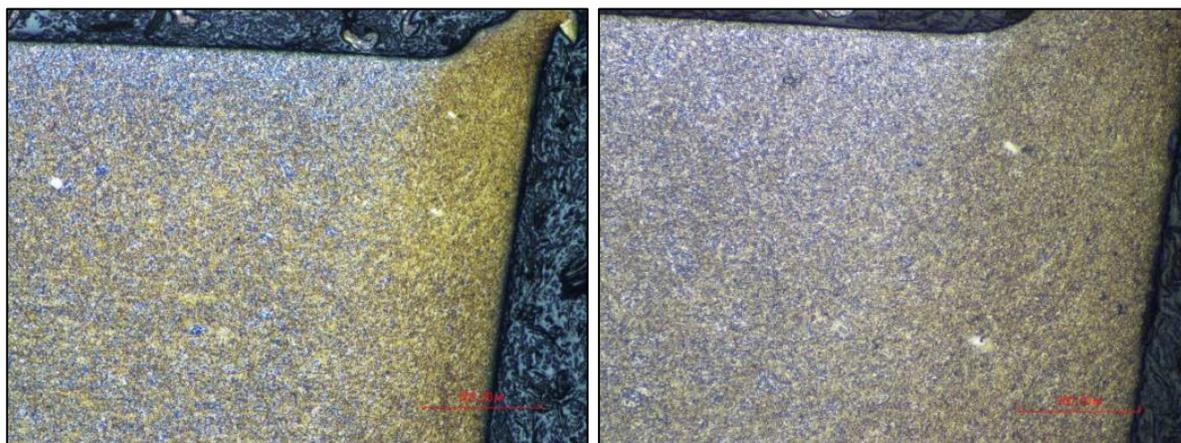
2.4.1 Perno

Se observó que la microestructura del perno en vista trasversal y longitudinal es la misma, se evidenció martensita revenida con trazas de ferrita presentando una dirección de rotación hacia la zona de deformación plástica donde ocurrió la falla final.



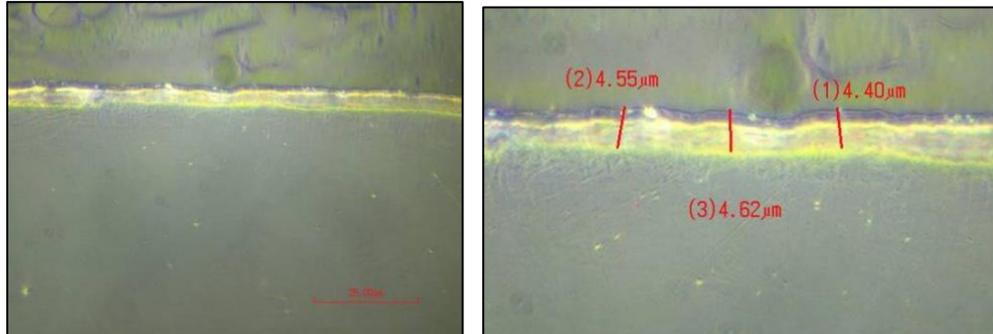
*Imágenes No. 37 y 38: A 1000x. Martensita revenida con restos de ferrita.
Muestra longitudinal. Nital 2%.*

No se observó descarburación ni fisuras en superficie del perímetro. La zona de la fractura en la muestra de corte longitudinal no mostró fisuras que evidencien fragilización por hidrogeno o inclusiones severas. Se observan sulfuros de manganeso, pero por su longitud y espesor según “ASTM E 45”, no son importantes para cuantificarlos.

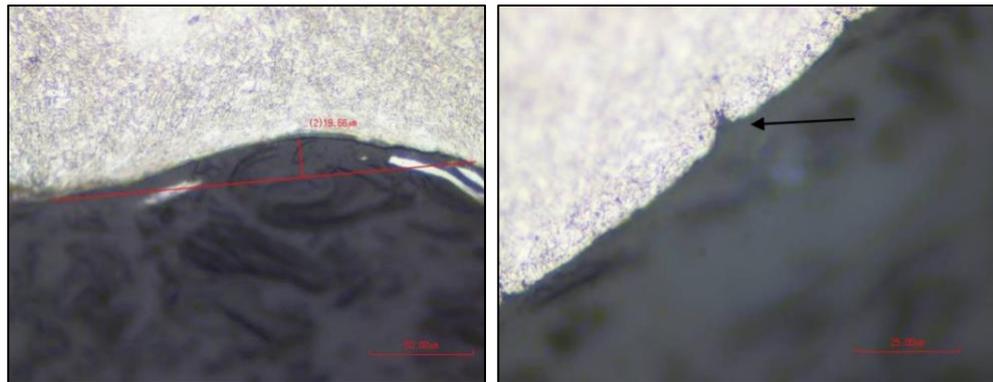


Imágenes No. 39 y 40: A 50X y 100X. Zona de la fractura en vista longitudinal. No se observan defectos, fisuras o indicios de anomalías internas.

Se tiene que en algunas zonas del perno hay una capa de algún tipo de recubrimiento en 4,5 micras de espesor, pero este recubrimiento no es continuo en la superficie. Se apreció en la superficie del perno en su vista longitudinal y cercana a la falla la presencia de hendeduras o valles, estos están con una profundidad entre 10 a 20 micras.



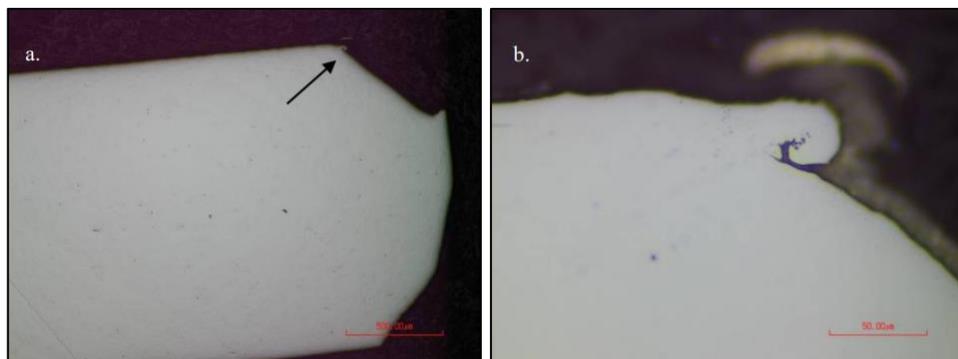
Imágenes No. 41 y 42: 1000x- Recubrimiento del perno.



Imágenes No. 43 y 44: 500x – 1000x- Entallas y valles en la superficie del perno.

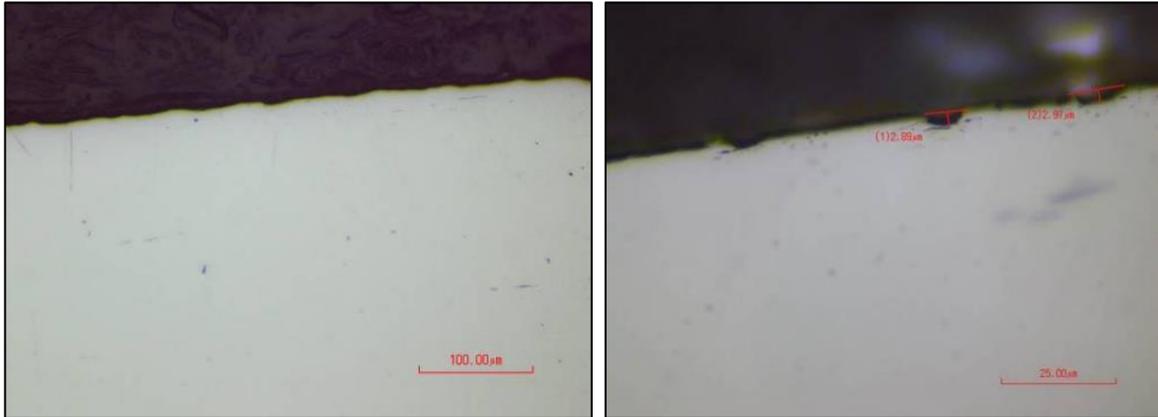
2.4.2 Buje

La superficie del buje que va en contacto con el perno presentó deformación plástica con evidencia de rozamiento y desprendimiento de material en la zona en donde el buje forma una especie de “rampa aguda”.



Imágenes No. 45 y 46: 50x y 500x. a. Vista de la sección trasversal de la pared del buje. b. acercamiento. Nótese el desprendimiento de material.

Se observó en la superficie interna del buje (la que va en contacto con el perno) varias hendeduras o valles, estos están con una profundidad entre 3 a 8 micras.

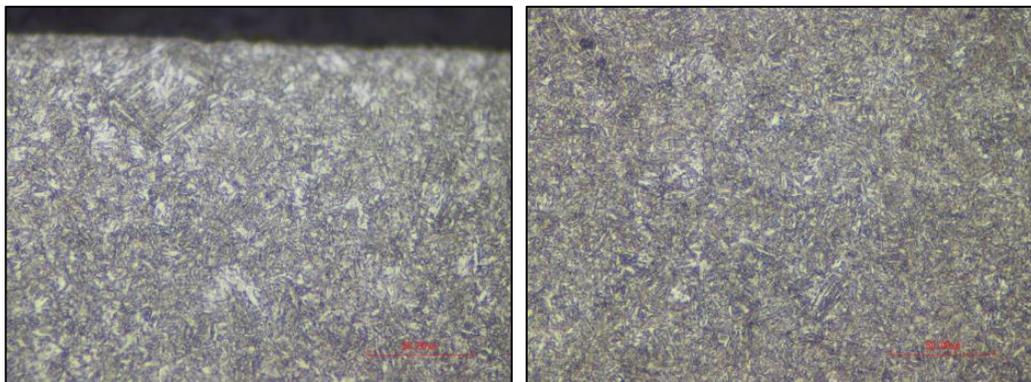


Imágenes No. 47, 48: 500x y 1000x. a. Entallas al interior del buje, superficie en contacto con el perno.

Se tiene una microestructura de martensita con más zonas de ferrita que la encontrada en la muestra del perno. No se observó descarburación o fisuras, pero sí recubrimiento con aproximadamente 7 a 10 micras en algunas zonas de la superficie interna.



Imagen No. 49: 500x- Recubrimiento del buje.



Imágenes No. 49, 50: A 1000x. martensita revenida con restos de ferrita.
Muestra longitudinal. Nital 2%.

2.5 Composición Química – Espectrometría Óptica

MUESTRA ANALIZADA	RESULTADO COMPARADO CON NORMA ASTM A 322	OBSERVACIÓN
PERNO	Acero tipo 8740	Esta de acuerdo a las especificaciones dadas por fabrica
BUJE	Acero tipo 4130	No se tienen especificaciones de fabrica

Tabla 1. Resultados generales de la composición química de las muestras.

2.5.1 Perno

En los resultados obtenidos por espectrometría de emisión óptica para el material base los resultados se comparan con la composición de la norma ASTM 322, A 505, A 506 y SAE AMS 6049B que dan composiciones requeridas para material de barras sometidas a tratamientos térmicos y partes aeroespaciales (AMS). La composición del perno según estas normas es un acero tipo AISI-SAE 8740 muy utilizado en las partes aeronáuticas según AMS (Aerospace Material Specification).

ELEMENTO	%P/P	ELEMENTO	%P/P
Carbono (C)	0.414	Cobalto (Co)	0.014
Silicio (Si)	0.288	Niobio (Nb)	0.0033
Manganeso (Mn)	0.822	Plomo (Pb)	0.0020
Fósforo (P)	0.012	Antimonio (Sb)	0.0030
Azufre (S)	0.010	Estaño (Sn)	0.0060
Cromo (Cr)	0.534	Tántalo (Ta)	0.0082
Molibdeno (Mo)	0.218	Titanio (Ti)	0.0012
Níquel (Ni)	0.483	Vanadio (V)	0.0029
Cobre (Cu)	0.107	Tungsteno (W)	0.0017
Aluminio (Al)	0.0015	Circonio (Zr)	<0.00050
Arsénico (As)	0.0056	Calcio (Ca)	<0.00010
Boro (B)	0.00021	Hierro (Fe)	97.06

Tabla 2. Resultado composición química de la muestra: Perno.

2.5.2 Buje

Los resultados obtenidos por espectrometría de emisión óptica para el material base los resultados se comparan con la composición de la norma ASTM 322, A 505 y A 506 que dan composiciones requeridas para material de barras sometidas a tratamientos térmicos y partes de máquinas. La composición del buje según estas normas se asemeja a un acero AISI-SAE 4130.

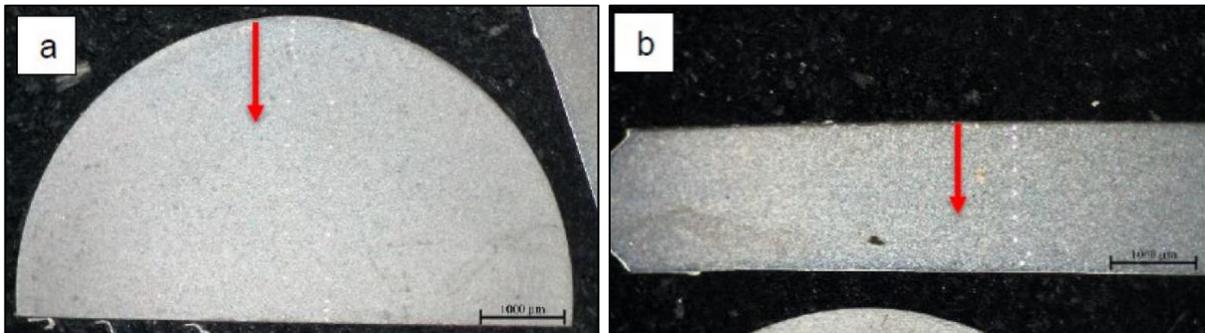
ELEMENTO	%P/P	ELEMENTO	%P/P
Carbono (C)	0.303	Cobalto (Co)	0.0076
Silicio (Si)	0.194	Niobio (Nb)	0.0042
Manganeso (Mn)	0.483	Plomo (Pb)	0.00074
Fósforo (P)	0.011	Antimonio (Sb)	0.0019
Azufre (S)	0.017	Estaño (Sn)	0.0068
Cromo (Cr)	0.869	Tántalo (Ta)	<0.0050
Molibdeno (Mo)	0.168	Titanio (Ti)	0.0011
Níquel (Ni)	0.142	Vanadio (V)	0.0037
Cobre (Cu)	0.158	Tungsteno (W)	<0.0010
Aluminio (Al)	0.0021	Circonio (Zr)	0.00052
Arsénico (As)	0.0047	Calcio (Ca)	<0.00010
Boro (B)	<0.00010	Hierro (Fe)	97.61

Tabla 3. Resultado composición química de la muestra: Buje.

2.6 Microdureza

Se realizó un barrido de micro dureza a cada muestra estudiada, la primera muestra es una sección trasversal del perno, se midió la micro dureza desde su periferia hacia el núcleo del perno. La segunda muestra es la pared del buje haciendo un barrido desde el interior al exterior.

La carga aplicada a esta muestra fue de 0.3 Kgf (2.94N). Cada indentación se realizó con un sostenimiento de la carga durante 15 s.



Imágenes No. 51, 52: A) mediciones realizadas en la sección trasversal del perno, barrido radial comenzando en la periferia del perno. B) mediciones en la pared del buje desde su lado interno al externo.

La micro dureza del perno está en el rango de 359 HV a 396 HV (36 HRC a 40 HRC aproximadamente según ASTM E 140) y para el buje esta entre 278 HV a 295 HV (27 HRC a 29 HRC aproximadamente según ASTM E 140), en el esquema 4 se muestra el perfil de micro dureza graficado para el perno y para el buje.

No hay evidencia de descarburación en la subsuperficie y en la superficie en comparación con el núcleo de las dos piezas ya que esta se puede presentar en este tipo de elementos.

Valores medidos	Cabeza perno fracturado BOLT NAS464P4-26		Buje de perno fracturado - P/N S133-4P32	
	Distancia (µm)	Dureza HV 0,3	Distancia (µm)	Dureza HV0,3
1	60	359	60	295
2	160	361	160	280
3	260	379	260	292
4	360	380	520	292
5	460	378	780	282
6	960	396	1040	285
7	1460	391	1300	278
8	1960	379	1420	288
9	2460	381	1520	278
10	2960	377	-	-
11	3410	365	-	-
Promedio :		377 HV	Promedio :	286 HV
Máximo:		396 HV	Máximo:	295 HV
Mínimo:		359 HV	Mínimo:	278 HV

Tabla 4. Resultado de la medición de la micro dureza en la muestra del perno y buje.

2.1 Análisis de las pruebas

El material del perno es clasificado como un acero SAE 8740 o ASTM A 322 Grado 8740, que es uno de los materiales citados en las especificaciones para este tipo de pernos, teniendo un tratamiento de temple y revenido, y cumpliendo con la dureza especificada por el fabricante, que está entre 36 a 40 HRC. El perno tiene el espesor de recubrimiento, pero se encontró deteriorado, ya que no estaba presente en toda la superficie, y por la evidencia de óxido causada por el mismo contacto entre superficies.

La fractura cumple con las características de una ocasionada por cargas a cortante, el tipo de mecanismo de falla inicial del perno es fatiga por fretting (fatiga por ludimiento), el fretting es uno de los principales fenómenos de desgaste en la industria aeroespacial que lleva también al daño por fatiga.

La falla del perno fue originada por que se formó una grieta producto de la concentración del esfuerzo cortante en las entallas finas que fueron observadas en la superficie periférica del perno, estas entallas, son causadas por el deslizamiento y contacto entre las dos superficies, del buje y del perno, siendo de gran importancia la superficie angular interna presente en los extremos del buje y que esta zona es la que tiene directamente el rozamiento con el perno, esto es lo que se llama el fenómeno de fretting.

Este contacto o rozamiento que es de baja amplitud, con el tiempo va a causar también desprendimiento de material de las mismas superficies de rozamiento, dando pie a ocasionar rayones en la superficie del perno y llevando al fenómeno descrito y a la falla del elemento.

La falla del lado de la tuerca se produjo por sobre esfuerzo, dado que se evidenció que su fractura fue a consecuencia de la falla previa del lado de la cabeza, al no poder soportar la carga aplicada. El material del buje es caracterizado como un ASTM A 322 grado 4130, de este elemento no se tiene especificación del material, la dureza de este buje esta entre 27 a 29 HRC. Este elemento se encuentra desgastado en la zona angular interna, en la superficie en donde se presentó las fracturas en ambos lados esto es evidencia del fenómeno de desgaste por *fretting*.

3. CONCLUSIONES

Las conclusiones, las causas probables y los factores contribuyentes establecidos en el presente informe, fueron determinadas de acuerdo con las evidencias factuales y al análisis contenido en el proceso investigativo. No se deben interpretar con el ánimo de señalar culpabilidad o responsabilidad alguna de organizaciones ni de individuos.

3.1 Conclusiones

3.1.1 Conclusiones generales

La tripulación se encontraba psicofísica y técnicamente apta para operar la aeronave.

La aeronave se encontraba aeronavegable, y estaba al día con el programa de mantenimiento. No registraba reportes de discrepancias que se pudieran relacionar con el Incidente Grave.

El vuelo correspondía a un vuelo de comprobación después de un mantenimiento general de la aeronave.

La operación del vuelo fue normal hasta el momento en el que se efectuó un “toque y despegue” en el aeropuerto de Medellín, cuando se presentó la fractura súbita del componente perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: NAS464P4-26.

La tripulación completó el “toque y despegue” y procedió a efectuar un “aterrizaje completo”.

Durante la carrera de aterrizaje, la aeronave se mantuvo inicialmente en el eje de la pista, pero después de unos segundos, el tren de aterrizaje izquierdo se empezó a retraer y se percibió una inclinación del plano izquierdo que aumentó gradualmente.

El tren de aterrizaje principal izquierdo se retrajo, lo que causó el cambio de trayectoria de la aeronave hacia ese lado. El Piloto trató de corregir la situación aplicando el pedal derecho y logró mantener la aeronave dentro de la pista.

Al mismo tiempo, la tripulación cortó las mezclas de combustible de los motores, apagándolos.

Una vez la aeronave se detuvo, dentro de la pista y sobre el borde izquierdo, el Piloto verificó el estado del Copiloto y del personal técnico, quienes se encontraron ilesos y evacuaron la aeronave por sus propios medios.

La aeronave terminó con daños sustanciales.

Los ocupantes evacuaron la aeronave por sus propios medios, ilesos.

3.1.2 Conclusiones del análisis de la pieza que falló perno de pivote, (*pivot bolt*) S/N: NAS464P4-26.

La investigación encontró fracturado el componente “perno pivote” *pivot bolt* (S/N: NAS464P4-26), circunstancia que ocasionó la retracción del tren principal izquierdo durante el aterrizaje. Probablemente su fractura se produjo durante del “toque y despegue” previo al “aterrizaje completo”.

El perno se fracturó en tres partes:

1. La zona de la cabeza.

2. La zona de la tuerca.
3. El buje, el cual posee dos caras, una cara del lado de la fractura de la cabeza y la otra del lado de la tuerca.

El “perno pivote” *pivot bolt* (S/N: NAS464P4-26), y el buje fueron sometidos a las siguientes pruebas, en un taller especializado, con el fin de determinar el origen de la falla que ocasionó su fractura y la consecuente retracción del tren principal izquierdo:

- Fractografía.
- Microscopia SEM.
- Microscopia óptica – Metalografía.
- Composición química por espectrometría de emisión óptica.
- Micro dureza.

El análisis de **Fractografía** arrojó los siguientes resultados principales:

- En la zona de la cabeza del perno, se observó una zona con características típicas del fenómeno de fatiga, con indicios del inicio de falla en esta área, con un patrón que indica que el fenómeno de fatiga ocurrió bajo la aplicación de una amplitud alta en el esfuerzo.
- En la zona del buje se observó óxido y desprendimiento de material metálico, indicando que la superficie perdió el recubrimiento de protección contra la corrosión.
- En la fractura del buje se encontró evidencia de desgaste por deslizamiento y que sus superficies no estaban protegidas completamente contra la corrosión.

El análisis de **Microscopia electrónica de barrido**, concluyó lo siguiente:

- En la cabeza del perno Se observó la zona de fatiga, con evidencias de inicio de la falla en esta zona.
- En la tuerca se observó la zona de inicio de falla, en la periferia del perno, con algunas líneas de deformación saliendo de esta zona y marcas de rio indicando propagación rápida de la grieta.

A su vez, en la **Microscópica óptica – Metalografía**, se encontró lo siguiente:

- En el perno se evidenció martensita revenida con trazas de ferrita presentando una dirección de rotación hacia la zona de deformación plástica donde ocurrió la falla final.
- La superficie del buje que va en contacto con el perno presentó deformación plástica con evidencia de rozamiento y desprendimiento de material en la zona en donde el buje forma una especie de “rampa aguda”.

El material del perno cumple las especificaciones de dureza y espesor de recubrimiento; pero se encontró deteriorado, ya que no estaba presente en toda la superficie, y por la evidencia de óxido causada por el mismo contacto entre superficies.

La fractura es de las características ocasionada por cargas a cortante; el tipo de mecanismo de falla inicial del perno es fatiga por *fretting* (fatiga por ludimiento – roce – rozamiento). El

fretting es uno de los principales fenómenos de desgaste en la industria aeroespacial que lleva también al daño por fatiga.

La falla del perno fue originada por que se formó una grieta producto de la concentración del esfuerzo cortante en las entallas (hendeduras) causadas por el deslizamiento y contacto (*fretting*) entre las dos superficies, del buje y del perno.

Este contacto o rozamiento que es de baja amplitud, con el tiempo causó también desprendimiento de material de las mismas superficies de rozamiento, dando pie a ocasionar rayones en la superficie del perno y llevando a la falla del elemento.

El documento Supplemental Inspection Number 32-10-03, especifica que el perno debe someterse a inspección visual cada 500 aterrizajes o cada 3 años, lo que ocurra primero.

Según la información del taller a cargo del mantenimiento de la aeronave, la próxima inspección debía realizarse en septiembre de 2023, es decir, que aún no había cumplido el plazo para esa inspección.

3.2 Causa probable

Colapso del tren de aterrizaje principal izquierdo, durante el aterrizaje ocasionada por la fractura súbita, por fatiga de material, del componente perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: NAS464P4-26.

3.3 Factores Contribuyentes

Posible generación de sobre esfuerzos estructurales cíclicos en el tren de aterrizaje, debido, probablemente, a la aplicación de cargas variables durante despegues y aterrizajes, especialmente en superficies no preparadas.

Probable falla del material, debido a que el componente perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: NAS464P4-26, presentó una falla por fatiga, antes de cumplir el tiempo estipulado para la inspección periódica establecido por el Manual del Fabricante.

3.4 Categoría del accidente

SCF-NP: Falla o malfuncionamiento de componente no motor.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL A LA SECRETARÍA DE AUTORIDAD AERONAUTICA

REC. 01-202334-2

Dar a conocer el presente Informe de Investigación a los Operadores del equipo Cessna 421 y aeronaves similares, para que apliquen las recomendaciones según sea pertinente y que, además, se tenga en cuenta el Informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

REC. 02-202351-2

Informar a los operadores de los equipos Cessna 421 y a las aeronaves que comparten el diseño y características del tren del aterrizaje la importancia de:

- Dar cumplimiento a cabalidad de los trabajos de inspección y mantenimiento que requiere y recomienda el fabricante de la aeronave para mantener la condición de operación segura.
- Realizar el cambio del perno de pivote *pivot bolt*, S/N: *NAS464P4-26* cuando se realicen inspecciones mayores a los trenes de aterrizaje.

REC. 03-202334-2

Proponer a los operadores aéreos del equipo Cessna C421 y aeronaves similares, que en la realización de la inspección SID 32-10-02 sean empleadas técnicas NDT de partículas magnéticas fluorescentes húmedas o similares para identificar cualquier indicio de falla prematura, en especial en el perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: *NAS464P4-26*.

REC. 04-202334-2

En coordinación con la Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, informar al fabricante Textron Aviation Inc. de todos los accidentes e incidentes aéreos similares, ocurridos en Colombia, relacionados con la retracción de alguno de los trenes de aterrizaje por la fractura del perno de pivote, *pivot bolt*, S/N: *NAS464P4-26* para que sean evaluadas y replanteadas las técnicas de mantenimiento e inspección de dicho componente, o su rediseño, para prevenir la ocurrencia de eventos similares.



DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. – Colombia