

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-19-26-GIA

Colapso parcial del tren principal
derecho y salida de pista

Beechcraft King Air C90 GTI

Matrícula N989AE

11 de julio de 2019

Aeropuerto Internacional
Palonegro, Lebrija, Santander,
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 alguna finalidad distinta al de la prevención de futuros accidentes e incidente aéreos y, especialmente, para fines legales o jurídicos va en contraposición 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.....	9
1.3 Daños sufridos por la aeronave.....	10
1.3.1 Plano derecho.....	10
1.3.2 Tren de aterrizaje principal derecho	11
1.3.3 Daños en las Hélices	12
1.4 Otros daños	13
1.5 Información personal	13
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento.....	13
1.6.1 Motor No. 1, izquierdo.....	14
1.6.2 Motor No. 2, derecho	14
1.6.3 Hélice motor izquierdo	14
1.6.4 Hélice motor derecho.....	15
1.7 Información Meteorológica	15
1.8 Ayudas para la Navegación.....	15
1.9 Comunicaciones	15
1.10 Información del Aeródromo	16
1.11 Registradores de Vuelo	16
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	17
1.13 Información médica y patológica.....	18
1.14 Incendio.....	19
1.15 Aspectos de supervivencia.....	19
1.16 Ensayos e investigaciones	19
1.17 Información sobre la organización y la gestión	31
1.18 Información adicional.....	31
1.18.1 Declaración del Piloto	31

1.18.2 Descripción y operación del sistema de extensión y retracción de trenes de aterrizaje para el C90 GTI	32
a. Sistema hidráulico	32
b. Ciclo de retracción del tren.....	33
c. Ciclo extensión del tren de aterrizaje	35
d. “Downlock switch”	35
1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación.....	36
2. ANÁLISIS	37
2.1 Operaciones de vuelo.....	37
2.2 Mantenimiento	39
2.2.1 Inspecciones iniciales en campo	39
2.2.2 Inspección en las empresas Beechcraft y Honeywell.....	40
2.2.3 Análisis de un posible aterrizaje fuerte (hard landing).....	41
2.2.4 Conclusión de mantenimiento.....	43
3. CONCLUSIÓN	45
3.1 Conclusiones	45
3.2 Causa probable	46
3.3 Factores Contribuyentes	46
3.4 Taxonomía OACI.....	46
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL.....	47
AL FABRICANTE HONEYWELL.....	47
REC. 01-201926-1	47
AL FABRICANTE BEECHCRAFT.....	47
REC. 02-201926-1	47
A LA EMPRESA ISMOCOL S.A.....	47
REC. 03-201926-1	47
A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA.....	47
REC. 04-201926-1	47

SIGLAS

AMM:	Manual de Mantenimiento de aeronaves
HL	Hora Local
AGL	Por encima del nivel del suelo
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CRM	Gestión de Recursos de Cabina
FAA	Administración Federal de Aviación
GRIAA	Grupo de Investigación de Accidentes – Autoridad AIG Colombia
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
HL	Hora Local
IMC	Condiciones Meteorológicas Instrumentales
METAR	Informe Meteorológico Rutinario de Aeródromo
MGO	Manual General de Operaciones
MSL	Nivel Medio del Mar
MTOW	Peso Máximo al Despegue
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
MPI	Manual Procedimientos de Inspección
SMS	Sistema de gestión de seguridad operacional
SKBG	Aeropuerto Bucaramanga
SKGY	Aeropuerto Guaymaral
BGA	Bucaramanga



SINOPSIS

Aeronave:	Beechcraft King Air C90 GTI
Fecha y hora del Accidente:	11 de julio de 2019, 16:10 HL (21:10 UTC),
Lugar del Accidente:	Pista 35 Aeródromo Palonegro, Lebrija, Santander
Coordenadas:	N 07°07'40" W 73°11'05".
Tipo de Operación:	Aviación General, Privada, Ejecutiva
Explotador:	ISMOCOL S.A.
Personas a bordo:	1 Piloto, 2 pasajeros

RESUMEN

El 11 de julio de 2019, la aeronave Beechcraft King Air C90 GTI, de matrícula N989AE, con 47 horas de vuelo desde nueva, operada por la compañía Ismocol S.A., efectuaba un vuelo privado entre el aeropuerto Guaymaral Flaminio Suárez Camacho (OACI: SKGY), de la ciudad Bogotá y el aeropuerto Internacional Palonegro (OACI: SKBG) que sirve a la ciudad de Bucaramanga, con 3 personas a bordo.

La aeronave despegó a las 15:10 HL, recorrió la ruta de vuelo sin novedad, y durante la aproximación al aeropuerto Palonegro, al realizar el procedimiento de extensión del tren de aterrizaje, se presentó una alarma de indicación de “trenes arriba o en transición”, seguida de indicación visual de tres luces verdes; el Piloto realizó su procedimiento de acuerdo con el Manual de Vuelo y cicló en 3 oportunidades la palanca del tren de aterrizaje, con resultados negativos.

El Piloto, para asegurarse que el tren de aterrizaje estuviera abajo, solicitó autorización a la Torre de Control para efectuar un sobrepaso, y que se realizara la verificación visual de la posición del tren. La Torre confirmó que el tren se veía abajo y el Piloto procedió a aterrizar.

La aeronave hizo contacto con la pista, de manera normal, recorrió aproximadamente 600 metros y el tren principal derecho se comenzó a retraer lentamente, hasta que la parte inferior del plano derecho quedó sobre la superficie, produciendo la abrasión de la sección ventral del plano.

Finalmente, la aeronave abandonó la pista por el costado derecho, deteniéndose con rumbo 180°.

Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios, ilesos, y fueron asistidos por el Servicio de Extinción de Incendios del aeródromo.

La aeronave terminó con daños en el plano derecho, tren derecho y hélice del motor derecho.

La investigación determinó como Causa Probable del accidente, el mal funcionamiento del componente eléctrico “downlock switch”, del tren de aterrizaje derecho, por errores de fabricación e inspección, que al golpear sobre su carcasa envió señales eléctricas erróneas

al sistema hidráulico, haciendo que se desasegurara y se retrajera el tren derecho durante la carrera de aterrizaje, ocasionando la pérdida de control direccional y la salida de la pista.

Como Factores Contribuyentes se encontraron:

Debilidad durante el proceso de fabricación e instalación de los micro interruptores del tren de aterrizaje, ya que golpeaban contra la carcasa, generando señales equivocadas.

Pérdida de conciencia situacional del Piloto, al pretender impartir instrucción en un vuelo no programado para el efecto, que le impidió hacer una evaluación más detallada de las indicaciones erróneas del sistema de seguridad del tren de aterrizaje y haber intentado una extensión del sistema por emergencia.

Deficiencia en los procedimientos operacionales del Operador, al no contar con un sistema de gestión de riesgos, que mitigara o evitara los riesgos que se presentaron durante la operación de la aeronave.



Fotografía No. 1: posición final de la aeronave.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Historia de vuelo

El 11 de julio de 2019, la aeronave N989AE fue programada para realizar unos vuelos privado en las rutas Bucaramanga – Guaymaral – Bucaramanga (SKBG - SKGY - SKBG) con 8 personas a bordo, el vuelo fue programado para salir sobre las 12:00 HL con plan de vuelo aprobado.

El Piloto de la aeronave informó al Técnico de mantenimiento de la empresa sobre el vuelo a realizarse, El Técnico alistó la aeronave, agregando 120 galones de combustible, (1700 libras), las cuales servirían para cubrir toda la ruta de ida y vuelta.

El Piloto, después de hacer la inspección pre-vuelo sin encontrar novedad, solicitó autorización a la Torre de Control para poner en marcha los motores y dirigirse al punto de espera por la cabecera 35. El vuelo hacia el aeropuerto Guaymaral (SKGY), transcurrió normalmente.

Después de aterrizar en Guaymaral, aproximadamente sobre las 13:50, y desabordar la aeronave, el Piloto realizó una inspección post vuelo (walk around), encontrando la aeronave en condiciones normales y seguras para realizar el vuelo de regreso.

El Piloto hizo los trámites correspondientes con la Oficina de Plan de Vuelo y más tarde, a las 15:10 HL, despegó hacia Bucaramanga. El vuelo transcurrió de manera normal hasta la aproximación al aeropuerto de Palonegro; al momento configurar la aeronave y desplegar el tren de aterrizaje, la aeronave presentó una alarma audible de “tren de aterrizaje en transición”, acompañada de 3 luces verdes que indicaban que el tren estaría “abajo y asegurado”, indicaciones contradictorias.

El Piloto, al percatarse de dicha condición, informó de la misma a los pasajeros, notificó a la Torre de Control, a quien le solicitó apoyo para verificar visualmente la condición de extensión de los trenes de aterrizaje. El Piloto realizó un sobre paso y la Torre, quien verificó y le transmitió al Piloto que los tres trenes se encontraban abajo.

Sin embargo, se mantuvo la condición inicial de alarma audible, por lo cual el Piloto decidió inhibirla, después de ciclar varias veces la palanca del tren. El Piloto solicitó nuevamente autorización para aterrizar, lo cual le fue aprobado por el Controlador.

El Piloto procedió a aterrizar por la pista 35; la aeronave hizo contacto normal con la pista, recorriendo aproximadamente 600 m, y entonces el tren derecho comenzó a retraerse lentamente hasta que la parte inferior del plano derecho quedó sobre la superficie, produciendo la abrasión de la sección ventral del plano.

La retracción del tren derecho y el rozamiento del plano contra la superficie hicieron perder el control direccional de la aeronave, ocasionando que abandonara la pista por el costado derecho, deteniéndose sobre la zona de seguridad, a 38 m del borde de la pista, (64 m del eje), con rumbo 180°, en las coordenadas N 07°07'40" W 73°11'05".

Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios, sin presentar lesiones y fueron asistidos por los servicios de reacción del aeródromo. La aeronave sufrió daños sustanciales.



Figura No. 1: trayectoria de aterrizaje.



Fotografía No. 2: estado final de la aeronave.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	1	2	3	-

TOTAL	1	2	3	-
-------	---	---	---	---

1.3 Daños sufridos por la aeronave

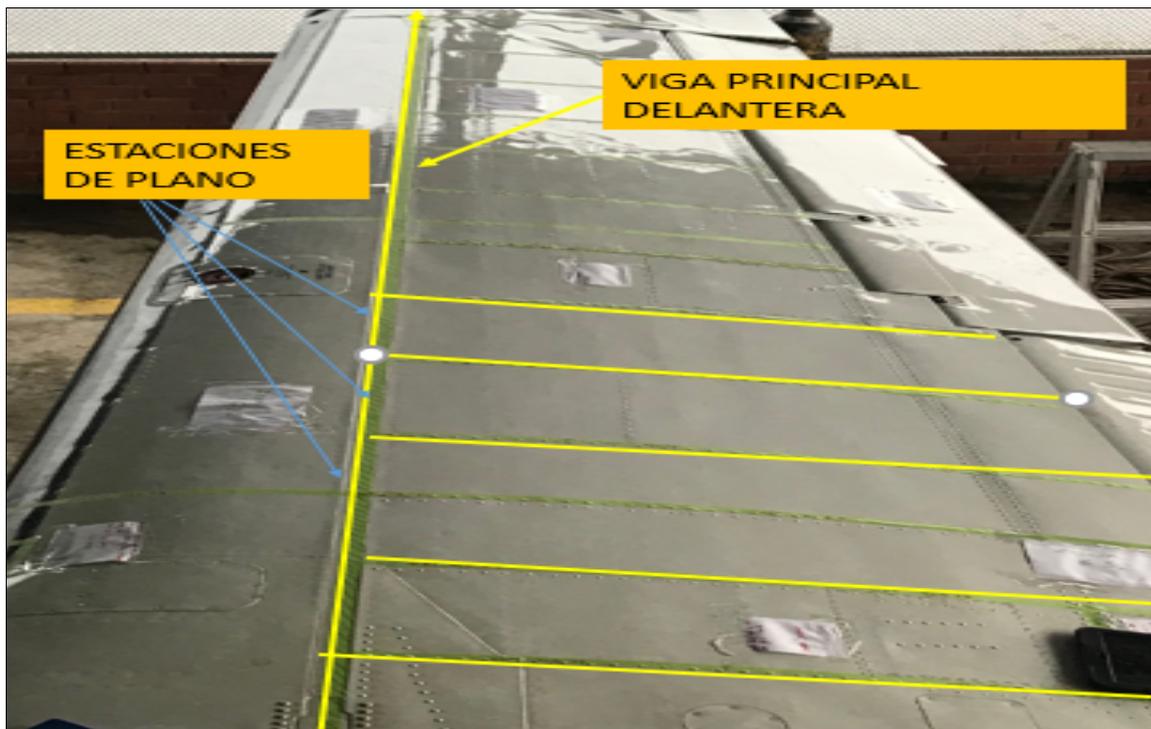
La aeronave sufrió daños sustanciales como consecuencia de la retracción del tren principal derecho, el contacto del plano y del motor derecho contra la superficie, y la posterior salida de la pista.

Durante la inspección de campo se logró identificar los daños generales sufridos en la aeronave, que fue removida de la pista y ubicada en un hangar de la empresa, en donde se iniciaron los trabajos de inspección y comprobación, aprovechando la condición integral de la aeronave, utilizando equipos y personal calificado suministrados por un taller aeronáutico certificado por la Autoridad Aeronáutica y aprobado por el fabricante.

1.3.1 Plano derecho

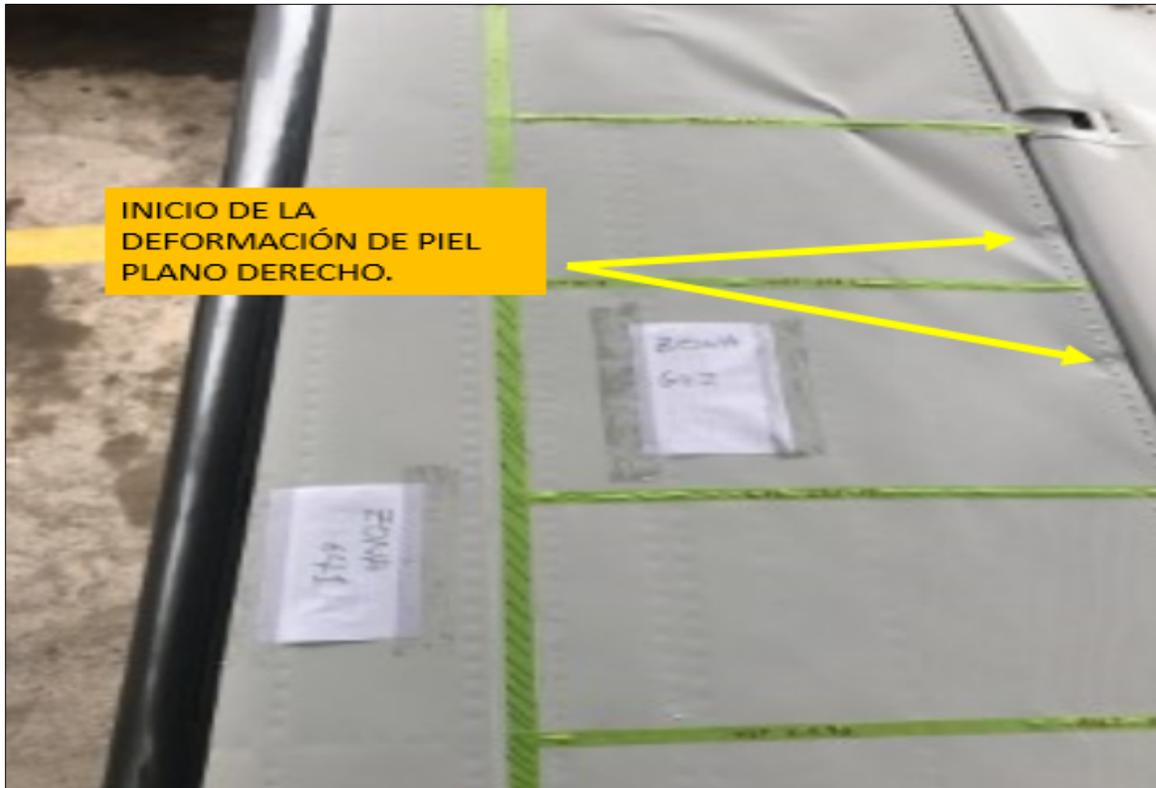
Fue el componente con la mayor afectación debido a la dinámica de impacto contra el terreno, y la posterior salida de pista en donde este componente desaceleró la aeronave.

Inicialmente se efectuó un mapeo (identificación de daños estructurales), sobre el plano derecho parte superior, tomando medidas a los “dents”, causados al plano, y se efectuó una comparación de sus dimensiones con el manual del fabricante y el manual de reparaciones estructurales.



Fotografía No. 3: evaluación de daños en el intradós plano derecho

La deformación de la piel comenzó desde la zona 642 del plano, y se prolongó hasta el final, afectando alrededor de 90% de la superficie superior del mismo.



Fotografía No. 4: deformación de la piel, plano derecho.

Se evidenció también que, durante la remoción de la aeronave de la pista hacia el hangar, se utilizaron equipos no convencionales para este tipo de movimiento, debido a la carencia con los equipos adecuados para la remoción de la aeronave. El uso de equipo no apropiado generó nuevos daños sustanciales en el plano, afectando el borde de salida y el flap.

1.3.2 Tren de aterrizaje principal derecho

El tren de aterrizaje derecho sufrió daños en sus partes interna y externa, a saber: fractura sustancial en el anidamiento del tren, seguido de una deformación en la piel externa del mismo, la cual sucedió adyacente a la línea de remaches que sostiene anidamiento a la estructura del plano de la aeronave.

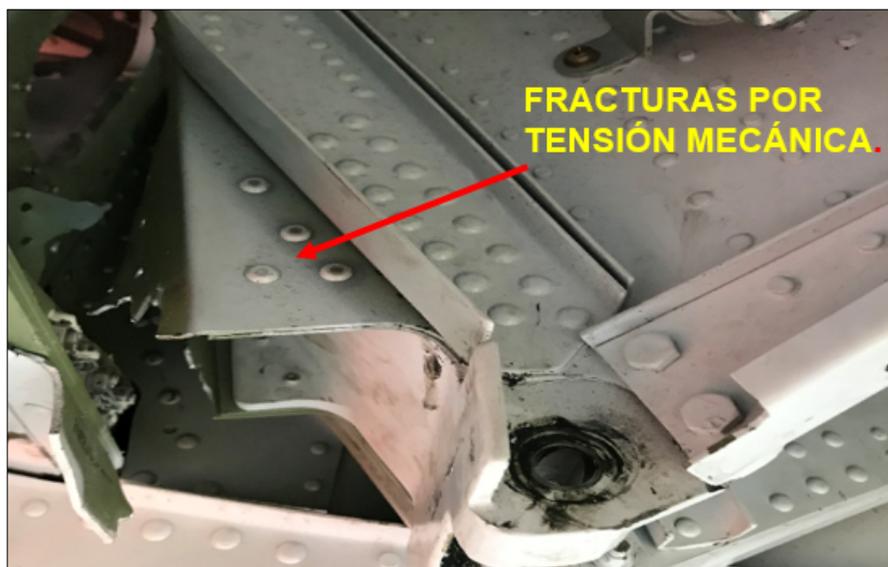
Esta falla del material sucedió debido a la concentración de esfuerzos mecánicos en un solo punto del anidamiento del tren de aterrizaje derecho, durante el aterrizaje y posteriormente a su retracción.

1.3.1 Daños en las Hélices

La hélice del motor derecho sufrió daños como consecuencia del impacto contra la superficie asfáltica de la pista, presentando deformación en la punta de las palas de aproximadamente 13° hacia atrás, evidencia de impacto sin potencia.



Fotografía No. 5: daños en el plano derecho causados durante la remoción de la aeronave.



Fotografía No. 6: fracturas estructurales dentro del anidamiento del tren derecho.



1.4 Otros daños

Daños sobre la superficie asfáltica de la pista de aterrizaje, generados por el impacto de la hélice derecha.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	50 años
Licencia:	PCA y FAA, vigentes.
Certificado médico:	Primera clase, vigente hasta agosto 2019.
Equipos volados como piloto:	Cessna 172, Dornier 328, AC47, Casa 212, King 300 – 350.
Último chequeo en el equipo:	PCA, junio de 2018; FAA, marzo de 2019
Total horas de vuelo:	10.978 h (Bitácora)
Total horas en el equipo:	1.300 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	50:11 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	06:00 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	03:00 h
Horas de vuelo últimas 24 horas:	02:05 h

El Piloto de la aeronave contaba con sus licencias FAA y PCA vigentes, con sus respectivos chequeos de vuelo en la aeronave, y con el certificados médicos vigente.

Adicionalmente, en la licencia FAA existía una restricción en relación con la visión, consistente en el uso de anteojos para mejorar la visión cercana.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

Marca:	Beechcraft
Modelo:	C90 GTI
Serie:	LJ-2160
Matrícula:	N989AE
Certificado aeronavegabilidad:	ODA-100129-CE
Certificado de matrícula:	RME8740. Certificado de aceptación de matrícula extranjera y permiso de explotación provisional.
Fecha de fabricación:	enero de 2019
Fecha último servicio:	N/A
Total horas de vuelo:	37.3 h

Total ciclos de vuelo: 18 ciclos

La aeronave fue fabricada en enero de 2019, llegó a la República de Colombia el 26 de marzo de 2019.

Se examinó los registros de mantenimiento aeronave, motores, hélices, sin observar reportes de mal funcionamiento de los sistemas de la aeronave, durante las 37 horas voladas.

No se evidenció servicios de mantenimiento cumplidos a la aeronave ya que se encontró dentro de los tiempos, de acuerdo con el programada de mantenimiento del fabricante.

1.6.1 Motor No. 1, izquierdo

Marca: Pratt & Whitney
Modelo: PT6A-135A
Serie: PCE-PZ1899
Total horas de vuelo: 40:5 h
Total ciclos de vuelo: Desconocido
Total horas D.U.R.G: N/A
Fecha último servicio: N/A

1.6.2 Motor No. 2, derecho

Marca: Pratt & Whitney
Modelo: PT6A-135A
Serie: PCE-PZ1898
Total horas de vuelo: 40:5 h
Total ciclos de vuelo: Desconocido
Total horas D.U.R.G: N/A
Fecha último servicio: N/A

Los motores de esta aeronave no habían sido intervenidos por procesos de mantenimiento ya que no habían alcanzado a cumplir el número de horas, de acuerdo con el Manual de Mantenimiento del fabricante, para realizar los mantenimientos preventivos.

No se encontraron reportes de mal funcionamiento de los motores.

1.6.3 Hélice motor izquierdo

Marca: Hartzell
Modelo: HC-D4N-3C
Serie: FY4762
Total horas de vuelo: 40:5 h
Total ciclos de vuelo: Desconocido

Total horas DURG:	N/A
Fecha último servicio:	N/A

1.6.4 Hélice motor derecho

Marca:	Hartzell
Modelo:	HC-D4N-3C
Serie:	FY4762
Total horas de vuelo:	40:5 h
Total ciclos de vuelo:	Desconocido
Total horas DURG:	N/A
Fecha último servicio:	N/A

Las hélices de esta aeronave no habían sido intervenidas por procesos de mantenimiento ya que no habían alcanzado a cumplir el número de horas, de acuerdo con el Manual de Mantenimiento del fabricante, para realizar los mantenimientos preventivos.

No se encontraron reportes de mal funcionamiento de las hélices.

1.7 Información Meteorológica

El METAR vigente del aeródromo de Bucaramanga para la hora del evento era el siguiente:

METAR SKBG 112000Z 32007KT 9999 FEW17 27/19 A2991 WS RWY 35=

METAR de las 2000 UTC. Viento de los 320 grados con 07 nudos de intensidad, visibilidad horizontal mayor a 10 km, cobertura del cielo con nubes escasas a 1700 pies AGL, temperatura ambiente 27° C y temperatura de rocío 19° C; ajuste altimétrico 29,91 inHg; observación, cortantes de viento en la cabecera 35.

1.8 Ayudas para la Navegación

No tuvieron incidencia en el accidente.

1.9 Comunicaciones

El Piloto de la aeronave mantuvo comunicación con la Torre de Control Palonegro, todo el tiempo, en la frecuencia de Torre 118.3 MHz. A las 16:47 HL, el Piloto comunicó la discrepancia que tenía con el tren de aterrizaje, e informó sobre el procedimiento que realizaría; la Torre respondió autorizando la maniobra de sobre paso, y el Controlador pudo verificar visualmente la condición del tren de aterrizaje, que se encontraban abajo.

El Piloto luego de realizar la maniobra de sobre paso, solicitó a la Torre de Control aterrizar por la pista 35.

El Controlador observó que durante el recorrido en tierra, a la altura de las calles de rodaje C y A, la aeronave cambiaba la trayectoria de la aeronave y se producía la salida por el costado derecho de la pista.

La Torre informó a las aeronaves que aproximaban al aeródromo, la condición de pista cerrada por obstrucción, y generó el NOTAN C2508 RWY 17/35 ASA.

1.10 Información del Aeródromo

El aeropuerto internacional de Palonegro es un aeropuerto internacional, con una sola pista de 2.369 m de longitud, y 45 m de ancho.

La cabecera 17 se encuentra ubicada en las coordenadas 07°08'06.98"N 73°11'17.05"W y la cabecera 35 en las coordenadas 07°07'01.19"N 73°10'52.23"W.

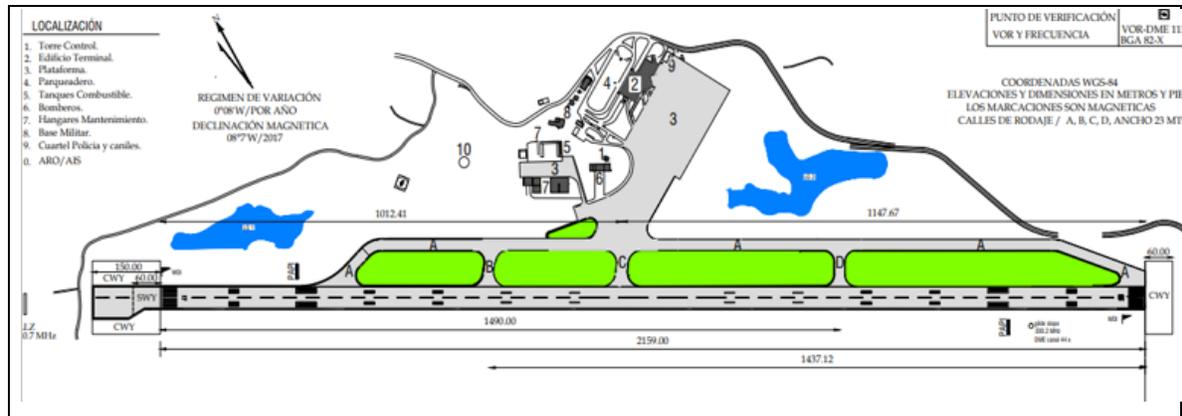


Figura No. 2: plano de la pista aeropuerto Palonegro, SKBG.

El aeródromo está autorizado para operaciones IFR / VFR.

Posee Instalaciones para reparaciones mayores, menores, cambios de motores.

Todos los servicios del aeródromo requeridos para el vuelo funcionaron adecuadamente. La infraestructura se encontraba en buen estado.

El aeródromo no fue un factor contribuyente al accidente.

1.11 Registradores de Vuelo

De acuerdo con la configuración del fabricante y los estamentos de certificación del estado de diseño, esta aeronave solamente estaba equipada con CVR, registrador de voces de cabina.

El CVR se encontró en buenas condiciones; fue removido de la aeronave utilizando los procedimientos descritos por el manual del fabricante. Sus datos son:

- Fabricante: Honeywell
- Número de serie: S/N: 3223
- Número de parte: P/N: 980-620-004

La lectura de este componente se realizó en Bogotá, en un taller especializado, certificado por la Autoridad Aeronáutica colombiana, siendo posible extraer la información de las voces de la cabina, para contribuir a la investigación del accidente.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave aproximó y aterrizó por la pista 35, sentado ruedas en el primer tercio de la pista; avanzó apropiadamente 600 m, posición en donde el tren principal derecho se desaseguró, y se retrajo hacia atrás, afectando el control direccional, haciendo que la aeronave se desviara a la derecha, entre las calles de rodaje Charlie – Delta, y abandonara la pista por el costado derecho, quedando sobre una zanja ubicada en la zona de seguridad.

La aeronave quedó ubicada en las coordenadas N 07° 07' 40", W 73° 11' 05" con rumbo de 180°, a 38 m del margen de la pista, y a 64 m del eje de la misma.

Teniendo en cuenta la dinámica del accidente, la aeronave conservó su integridad, sin desprendimiento de parte alguna del fuselaje, planos, hélices, o motores. Durante la remoción de la aeronave desde el sitio del accidente, se apreció que el tren principal derecho se mantuvo dentro de su anidamiento, pero con la particularidad que el actuador de extensión y retracción del mismo se mantuvo extendido todo el tiempo.

En la inspección inicial de campo también se logró evidenciar que había deformación estructural en zonas adyacentes al anidamiento del tren de aterrizaje, debido a la retracción súbita del mismo durante el avance de la aeronave en la pista, así como algunas rayaduras en la zona ventral del plano.



Fotografía No. 7: daños externos sobre el anidamiento tren derecho.

Así mismo, se encontró deformación estructural de la piel sobre la parte superior del plano derecho, como resultado del contacto del plano contra la superficie asfáltica, y la desaceleración súbita del mismo con la superficie irregular de la zona de seguridad de la pista. Estos daños sustanciales cubren el 90% del área total del plano y del “winglet”.

La aeronave sufrió daños adicionales, debido a un procedimiento deficiente durante su remoción, sobre la superficie del plano derecho afectando sustancialmente el borde de salida del plano y una sección de los flaps.



Fotografía No. 8: puntos de deformación sobre el plano derecho.



Fotografía No. 9: daños en la estructura del borde salida del plano y el flap derecho.

En la cabina de mando, se observó la palanca del tren de aterrizaje en posición abajo.

Las palancas de flaps y slats estaban en condición de aterrizaje; las palancas de los aceleradores del motor, en posición idle.

1.13 Información médica y patológica

El Piloto contaba con su certificado médico vigente para las dos licencias; e certificado médico que soportaba la licencia FAA, contenía una restricción que obligaba al Piloto a utilizar anteojos para visión cercana.

No hubo injerencia de factores médicos o psicológicos en la ocurrencia del evento.

1.14 Incendio

No hubo fuego durante el aterrizaje, ni antes ni después del accidente.

1.15 Aspectos de supervivencia

La emergencia fue atendida inicialmente por el Controlador de la Torre de Control quien alertó inmediatamente del suceso, tan pronto este ocurrió, a los Servicios de Extinción de Incendios, SEI, Bomberos del aeropuerto.

A las 16:49 HL los Bomberos recibieron la alerta, sobre la aeronave N989A, que aproximaba al aeródromo con fallas en el tren de aterrizaje. El personal de turno, Compañía A, se alistó con sus equipos.

A las 16:52 HL, la aeronave aterrizó. Cuando los Bomberos notaron la desviación de la aeronave, entre las calles de rodaje Charlie – Delta, se desplazaron de inmediato al sitio, en los tiempos de respuesta establecidos.

El SEI efectuó los procedimientos de verificación de desactivación de los sistemas de energía de la aeronave, se aseguró de que los sistemas de combustible se encontraran cerrados, y apoyó la evacuación de los ocupantes de la aeronave, quienes lo hicieron por sus propios medios y sin lesiones.

El SEI acompañó con los equipos de prevención, todo el tiempo hasta que la aeronave fue removida del sitio y quedó ubicada en el hangar de la empresa.

1.16 Ensayos e investigaciones

Durante la inspección de campo, y teniendo en cuenta que la aeronave conservó su integridad y la funcionalidad de casi todos los sistemas, se aplicaron diferentes caza fallas a los sistemas y subsistemas de los trenes de aterrizaje.

Para poder realizar dichos caza fallas se solicitó al operador el apoyo con algunos equipos y personal calificado.

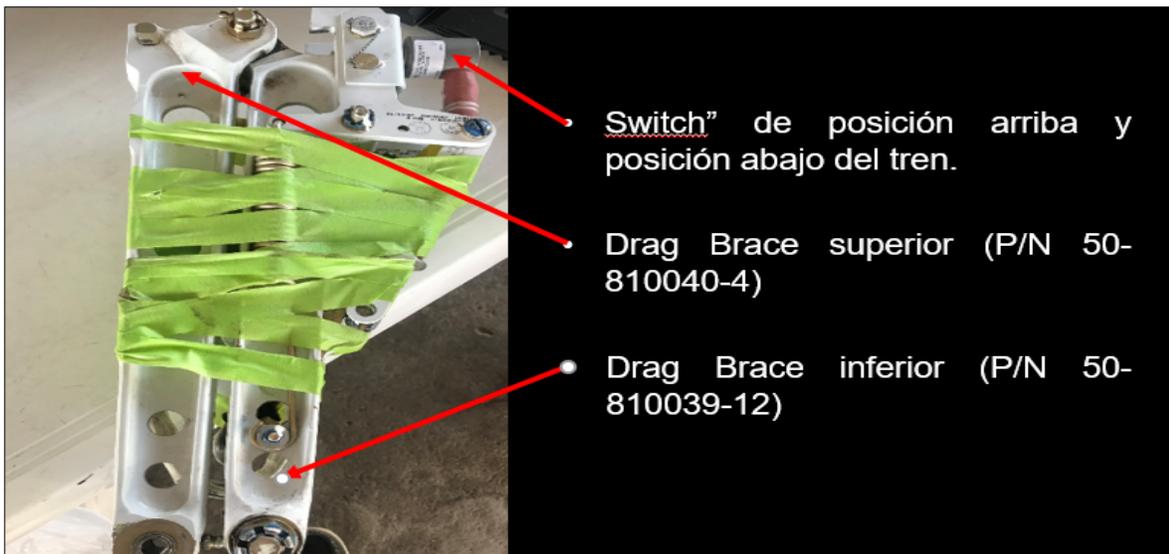
Se analizó el funcionamiento y operación integral de los sistemas de los trenes de aterrizaje tomando como referencia, las indicaciones dadas por el manual del fabricante, utilizando los capítulos de descripción, operación, ajustes y pruebas a este sistema en particular.

Luego de la identificación física de los componentes que interactúan con el sistema y conocer su función principal, de acuerdo con el Manual de Mantenimiento, se realizaron algunos chequeos eléctricos por voltaje, resistencia, continuidad, e inductancia a los diferentes interruptores que indican o envían señales de funcionamiento para el sistema actúe correctamente.

De esta manera se establecieron algunas discrepancias en el funcionamiento de estos interruptores; los componentes fueron puestos bajo custodia por el Grupo de Investigación de Accidentes, y se notificó al operador que los mismos componentes debían ser inspeccionados en un taller o laboratorio especializado para así lograr establecer la causa raíz del accidente.

Los componentes involucrados en este evento fueron los siguientes:

- Harness eléctrico con switch de posición arriba y posición abajo del tren (P/N70898, S/N 9589857 y S/N 9477023A).
- Switch RH Landing Gear Ground Down Lock (P/N 404HE222-6).
- Switch R Landing Gear Safety (P/N 444EN49-6).
- Drag Brace superior (P/N 50-810040-4).
- Drag Brace inferior (P/N 50-810039-12).
- Cilindro actuador de retracción y extensión del tren (P/N 90-388000-1 y S/N 2688).



Fotografía No. 10: componentes del sistema de extensión y retracción de trenes.

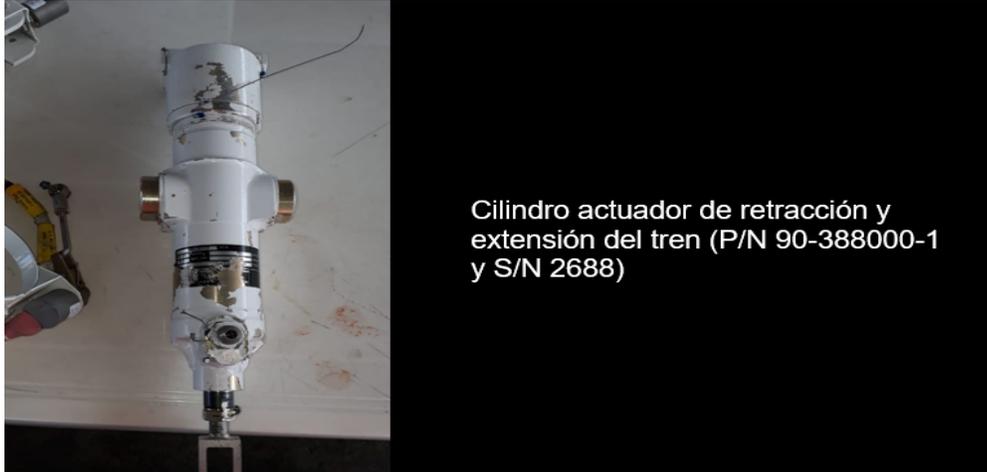
Los componentes inicialmente fueron llevados e inspeccionados en los laboratorios especializados del fabricante Beechcraft Textron. En sus laboratorios se efectuó una inspección, el 19 de agosto de 2019, con participación del Representante Acreditado de los Estados Unidos y un Investigador del Grupo de Investigación de Accidentes, AIG Colombia.

La inspección se realizó midiendo el voltaje de entrada y salida, y la resistencia total y colectiva que se genera a la entrada y salida del “interruptor de seguro del tren arriba y abajo” (“downlock switch”), así como la inductancia que se genera dentro del circuito.

El resultado de los análisis de estos componentes arrojó, que dicho interruptor se encontraba defectuoso, ya que no cumplía las funciones para las cuales estaba diseñado.

Por esta razón se decidió llevar el interruptor “downlock switch” a los laboratorios del fabricante Honeywell, para poder efectuar un análisis e inspección más detallada y una inspección interna del mismo.

El switch y el arnés de “seguro de tren arriba y abajo” identificado con el P/N 404HE222-6, fue inspeccionado en las instalaciones del fabricante en noviembre de 2019.



Fotografía No. 11: cilindro actuador del tren derecho



Fotografía No.12: interruptor de seguridad del sistema tren de aterrizaje derecho.



Fotografía No. 13: harness eléctrico del tren de aterrizaje derecho.



Fotografía No. 14: arnés eléctrico e interruptor del sistema arriba y abajo del tren derecho.

El interruptor (switch) está compuesto por un conjunto de cableado, que tiene una longitud total de 6 ft, que a su vez internamente lo integran 12 cables que están directamente instalados al conector hembra (plug); el cable está recubierto por un material de aislamiento de ½ in de diámetro.

Durante la inspección efectuada al interruptor “switch” de seguro “tren arriba, tren abajo”, fue necesario instalar un cableado para poder hacer un puente eléctrico, y así obtener algunos datos relevantes para la investigación.

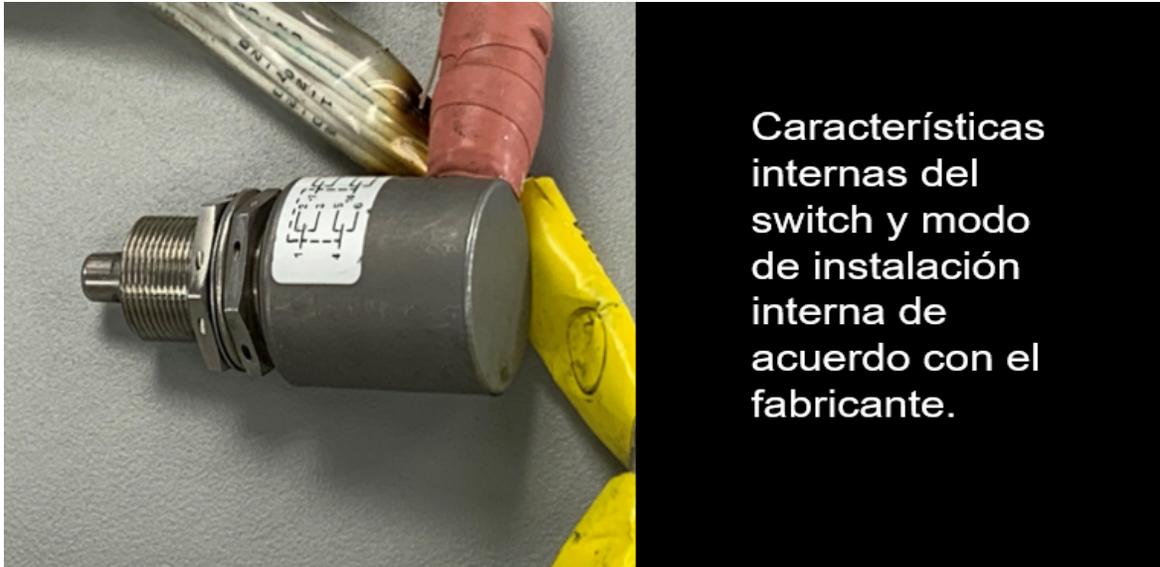
El switch está compuesto internamente por 4 micro interruptores que permiten el paso de señales eléctricas para su funcionamiento y comunicación con el resto de los subsistemas que interactúan durante la operación del tren; pero, en este modelo, Textron Aviation solo utiliza 3 de los 4 interruptores. El número 4 no tiene ninguna función para este caso.

Los resultados de esta prueba fueron los siguientes:

- Basic No. 1 – Pass / OK
- **Basic No. 2 – Stuck in NO / did not change state**
- **Basic No. 3 – Stuck in NO / did not change state**
- Basic No. 4 – Pass / OK

Después de efectuar la primera prueba, se identificó que los micro interruptores No. 2 y No. 3, no pasaron la prueba al no cambiar de estado, o no tener ningún cambio cada vez que se aplicó la energía requerida de acuerdo con el manual de fabricación del switch.

El plug obturador del switch fue aislado durante la primera prueba para descartarlo como una posible falla del switch; sin embargo, al realizar la siguiente prueba, conectando nuevamente el plug obturador del switch, no hubo ningún cambio positivo en este mecanismo.



Fotografía No. 15: Interruptor de seguro del tren de aterrizaje derecho

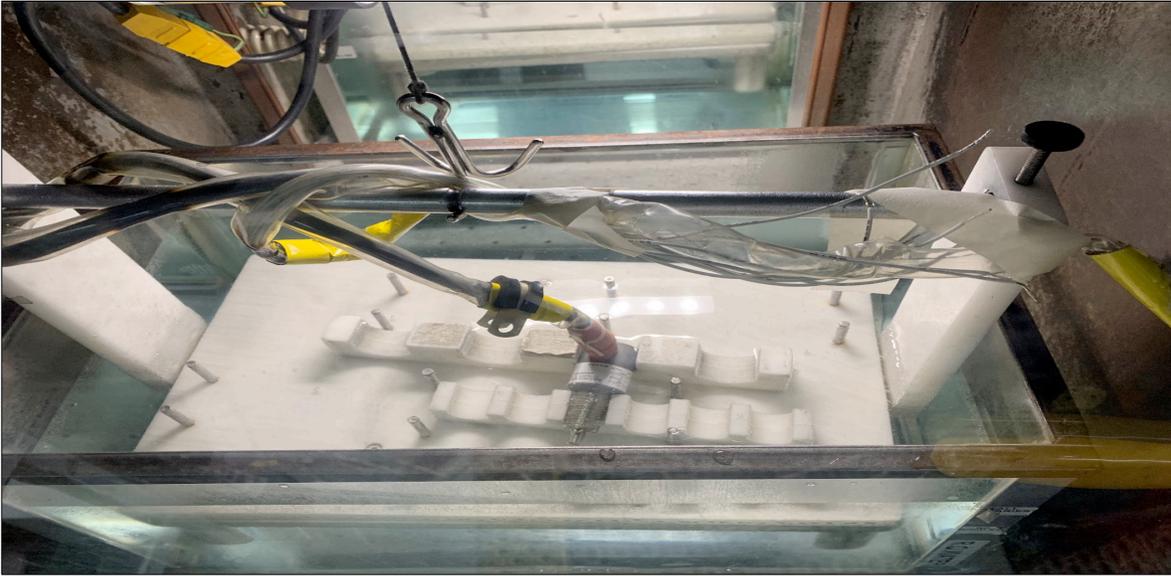
Otra prueba que se realizó a este switch consistió en la prueba de hermeticidad a uno de sus sellos, verificando así que no había presencia de agua ni de humedad dentro del circuito.



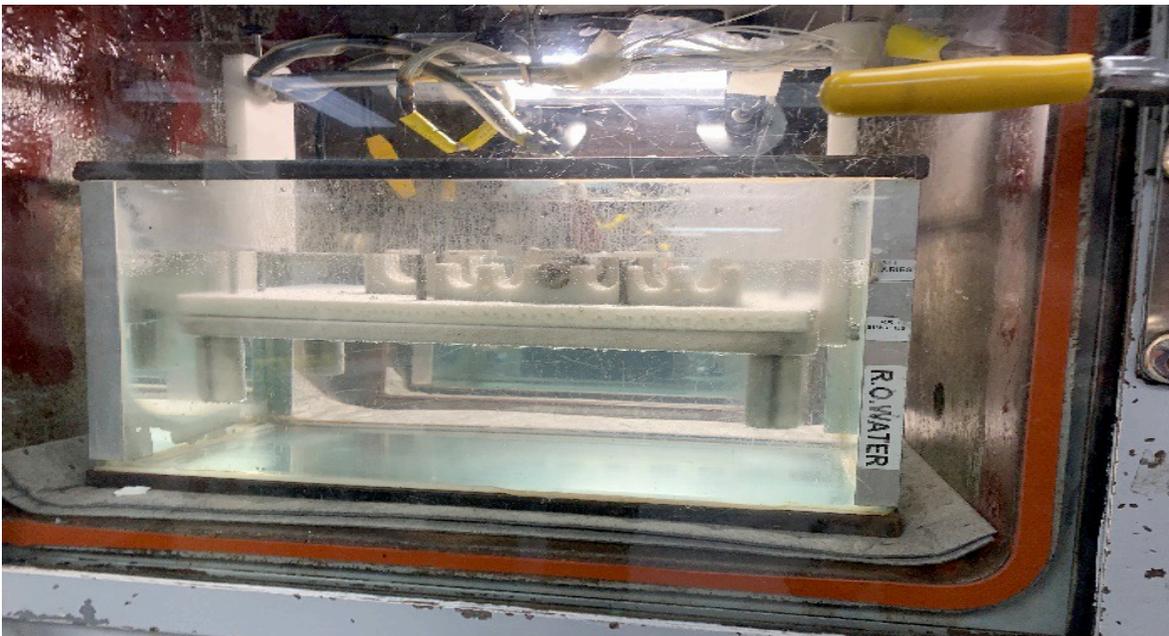
Fotografía No. 16: instalación del "switch" sobre banco de prueba

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



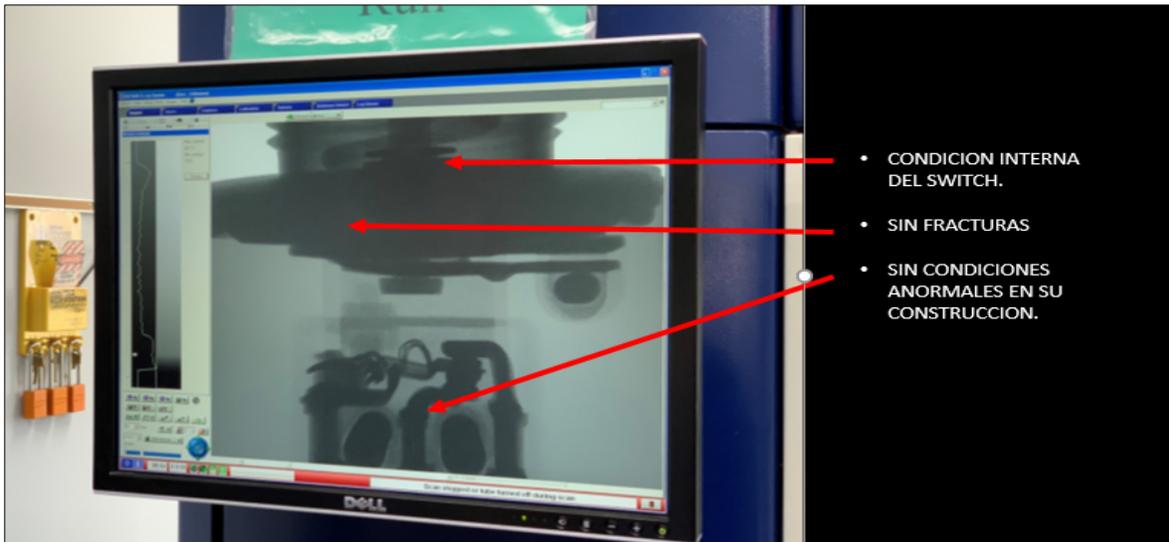


Fotografía No. 17: prueba hidrostática del sello interno del "downlock switch".

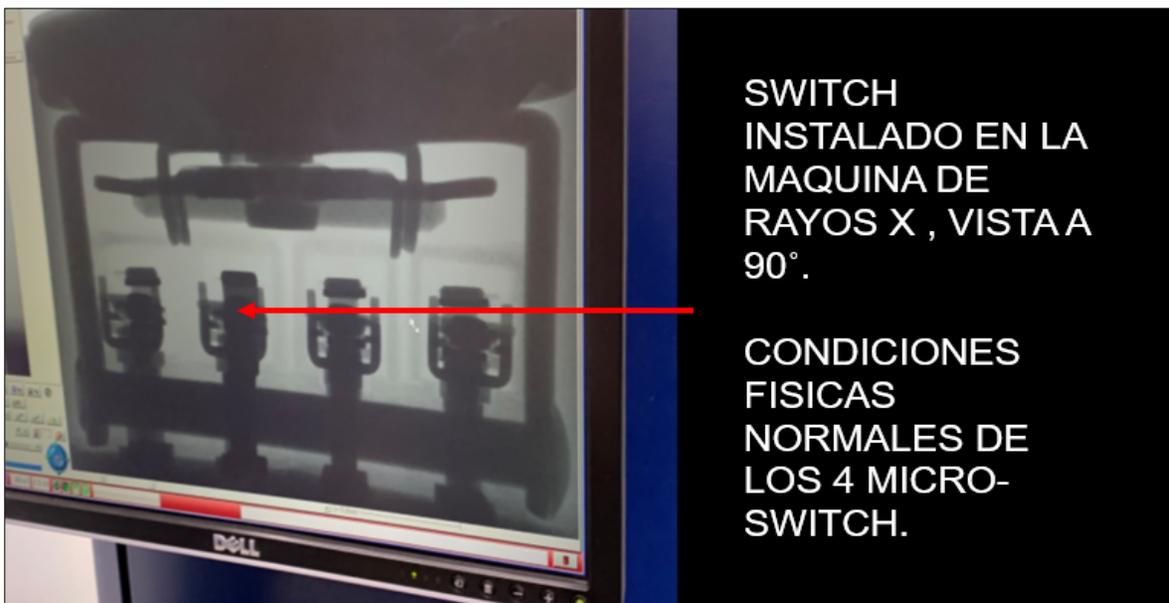


Fotografía No. 18: prueba hidrostática del sello interno del switch.

Luego de realizarse la inspección por humedad al switch, se aplicó otra prueba utilizando rayos X; de esta manera se logró inspeccionar la condición integral de los micro interruptores, que se encuentran ubicados en la parte interna de la carcasa de este componente, observando que no tenían fracturas.

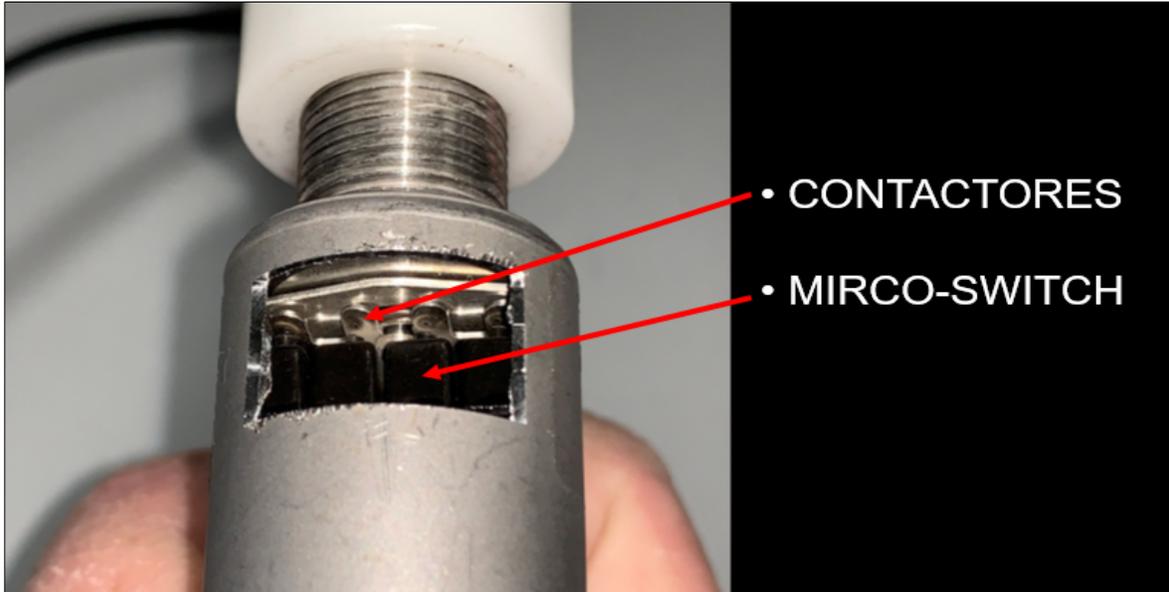


Fotografía No. 19: prueba radiográfica del “downlock switch”.



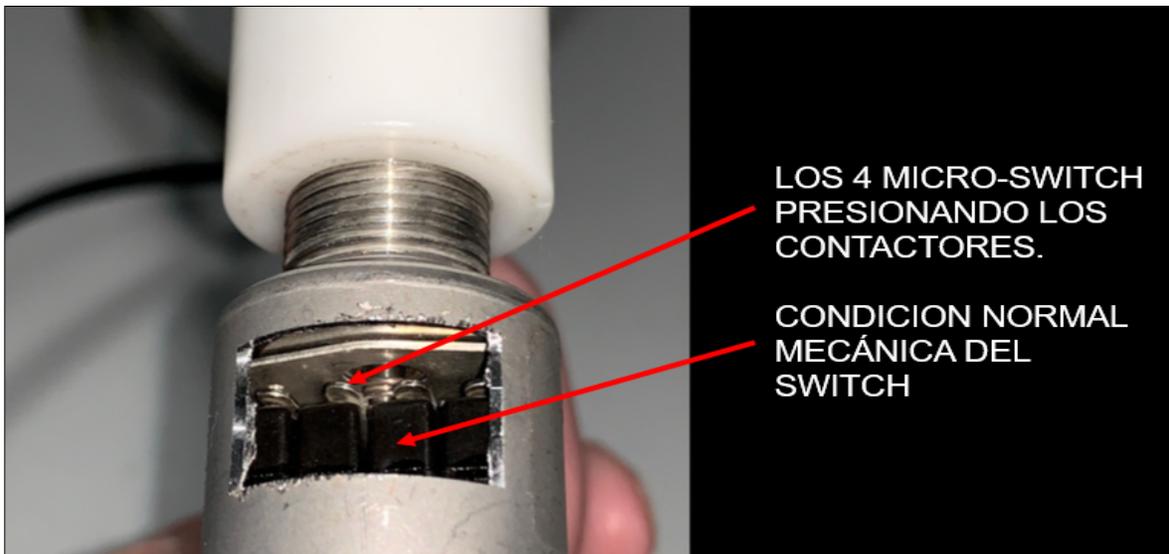
Fotografía No. 20: prueba radiográfica del “downlock switch”.

Se cortó una "ventana" en la carcasa del interruptor, para permitir la inspección visual. Esto permitió observar la condición interna del interruptor con el émbolo no obturado: se observaron los cuatro contactos ubicados sobre los botones del interruptor. No se observaron defectos.



Fotografía No. 21: corte sobre la carcasa externa del “downlock switch”.

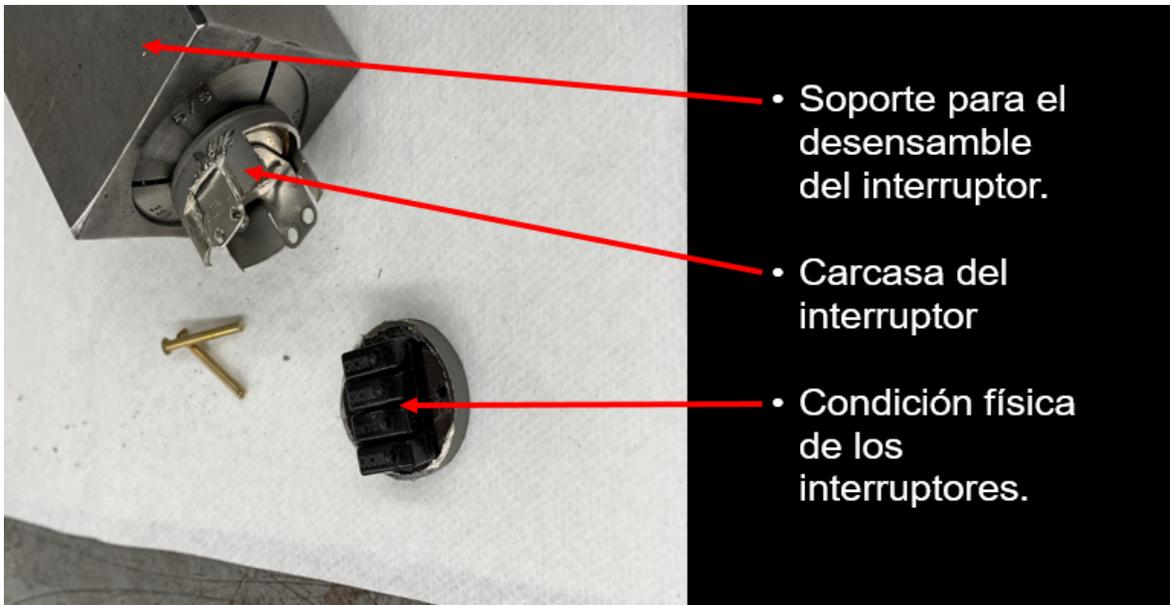
Durante la prueba se presionó el émbolo para simular la actuación interna del switch; se observó así la posición de los cuatro contactos presionando los botones del interruptor.



Fotografía No. 22: vista interna del “downlock switch” y los micro interruptores.

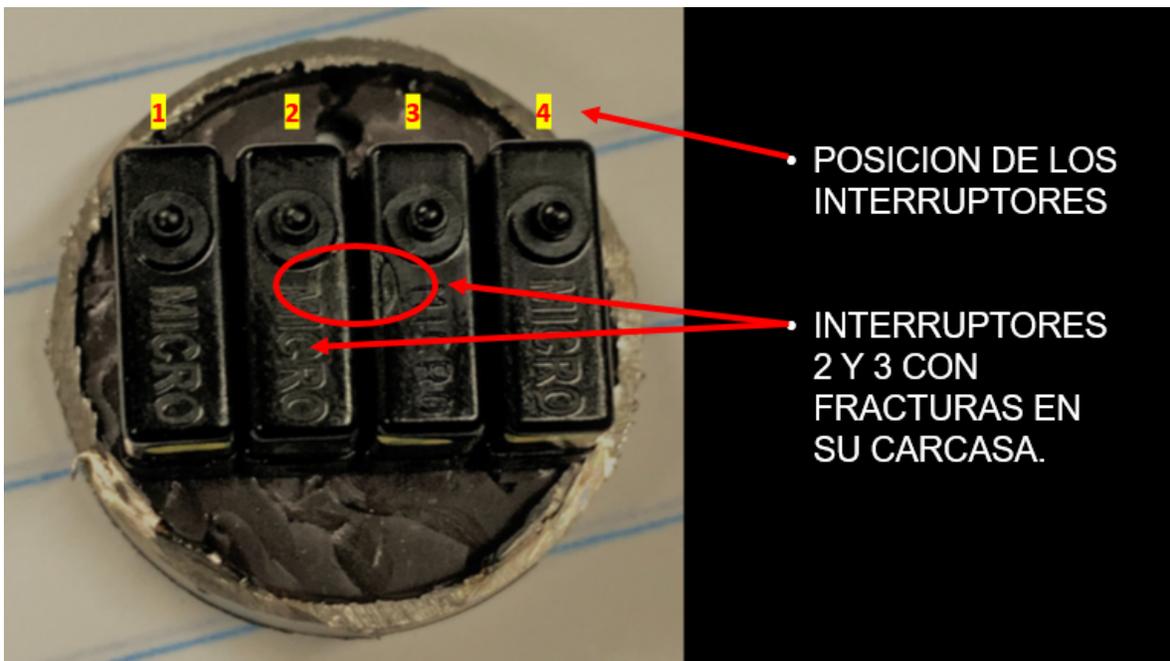
El conjunto del interruptor se destapó completamente para así obtener acceso a cada uno de los cuatro micro-interruptores.





Fotografía No. 23: extracción de los micro interruptores.

Durante la remoción e inspección visual externa a los micro interruptores se identificaron daños físicos entre los micro interruptores No. 2 y No. 3. Ambos micro interruptores presentaban abolladuras y fracturas en su superficie superior.



Fotografía No. 24: evidencia de golpe sobre carcasa externa de los micro interruptor.

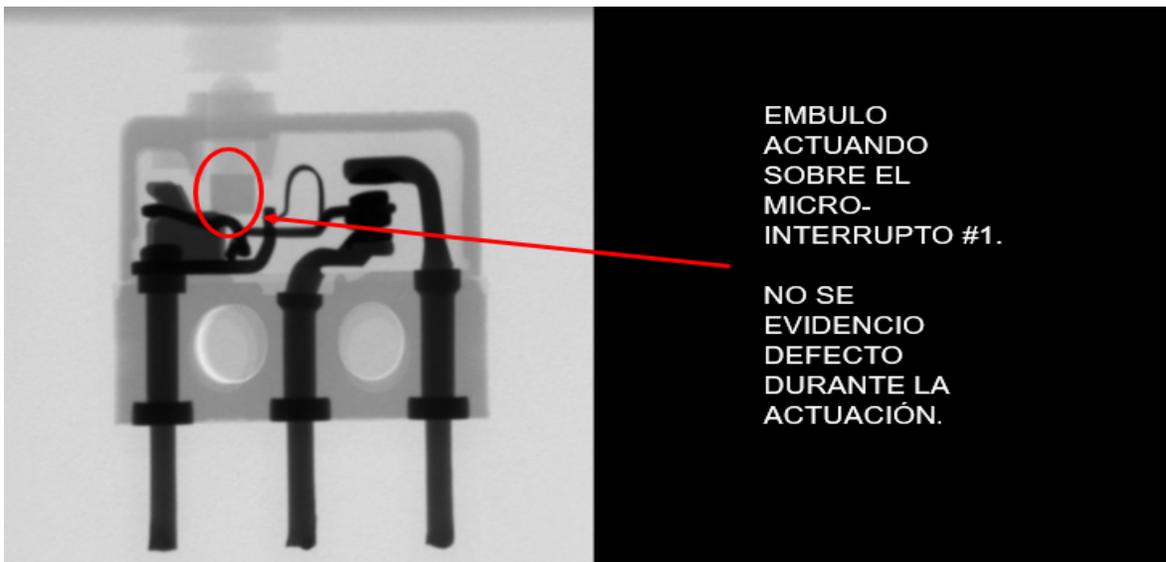
De acuerdo con el resultado de la inspección, se determinó que la fractura encontrada en los micro switches fue ocasionada por la acción mecánica del émbolo, teniendo en cuenta la naturaleza de su función.



Fotografía No. 25: marcas del obturador del “downlock switch” sobre los micro interruptor.

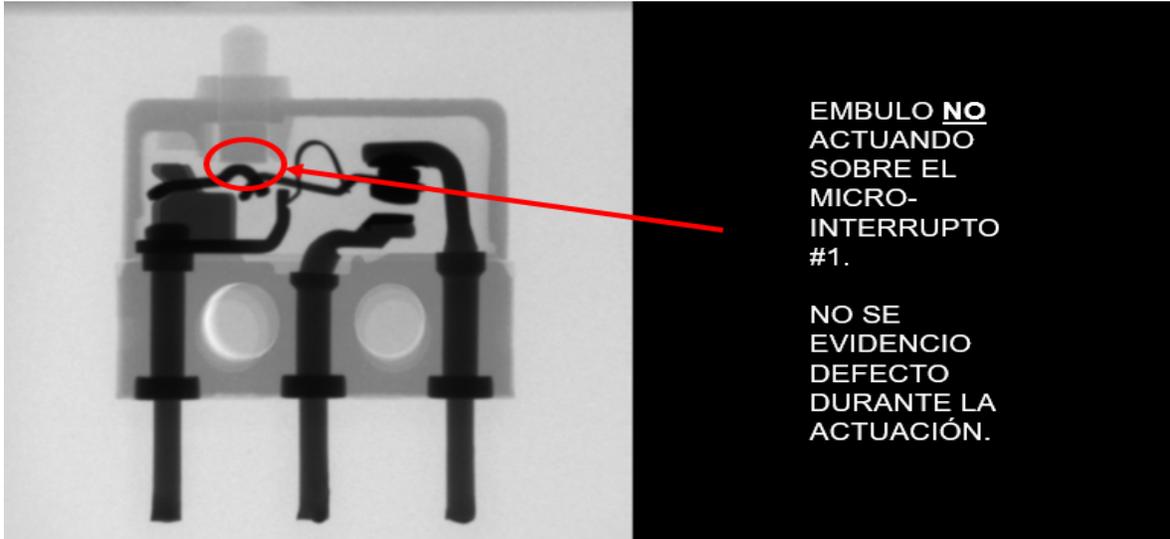
Luego de identificar las fracturas sobre los micro interruptores No. 2 y No. 3, ocasionados por el contacto directo del embolo del interruptor, se realizaron pruebas operacionales del interruptor, en cada uno de los modos de operación; utilizando nuevamente rayos X, se observó al detalle la operación mecánica del mismo, y la forma como la fractura afectó a cada uno de los micro-interruptores.

MICRO-INTERRUPTOR No. 1 SIN DEFECTO



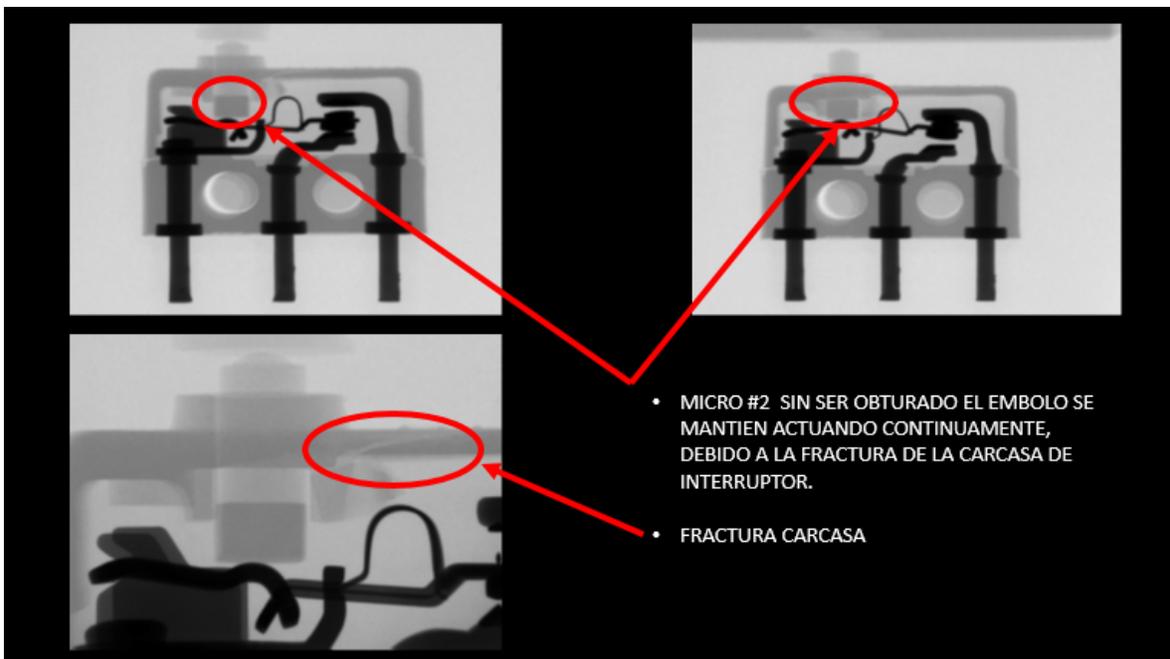
Fotografía No. 26: contacto normal del micro interruptor y el obturador actuando.

MICRO-INTERRUPTOR No. 1M SIN DEFECTO



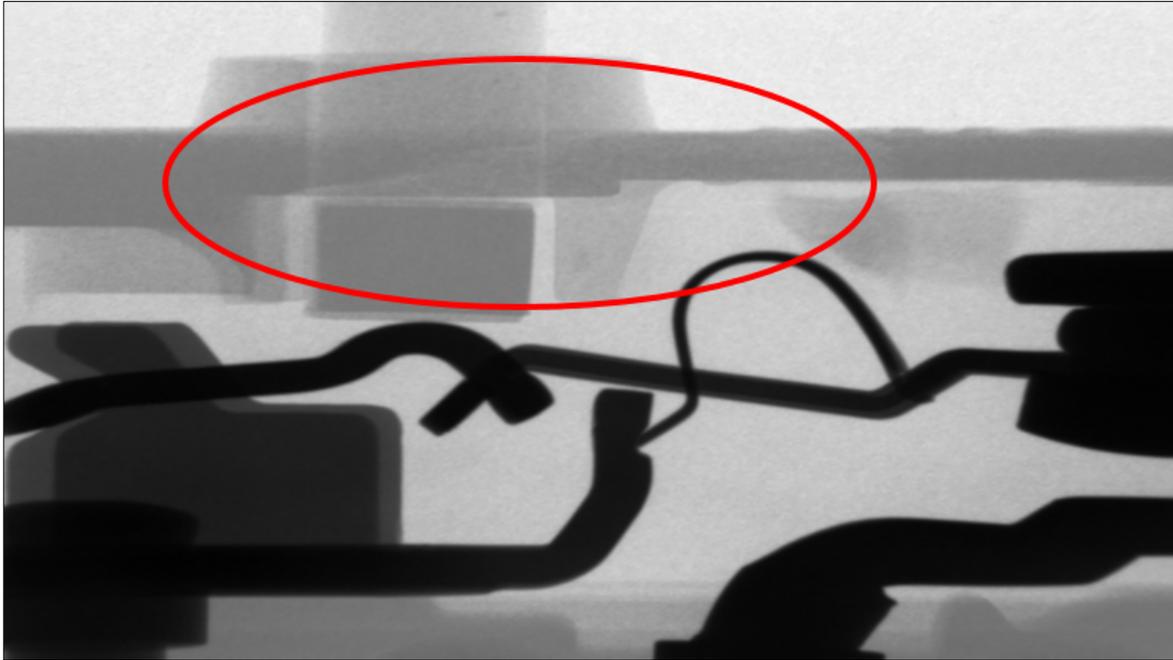
Fotografía No. 27: contacto normal del micro interruptor y el obturador sin actuar.

Al realizar la misma prueba, utilizando rayos X sobre el micro interruptor No. 2, se notó que al estar obturado o no obturado el interruptor, la condición del émbolo sobre los contactos del micro-interruptor era la misma.

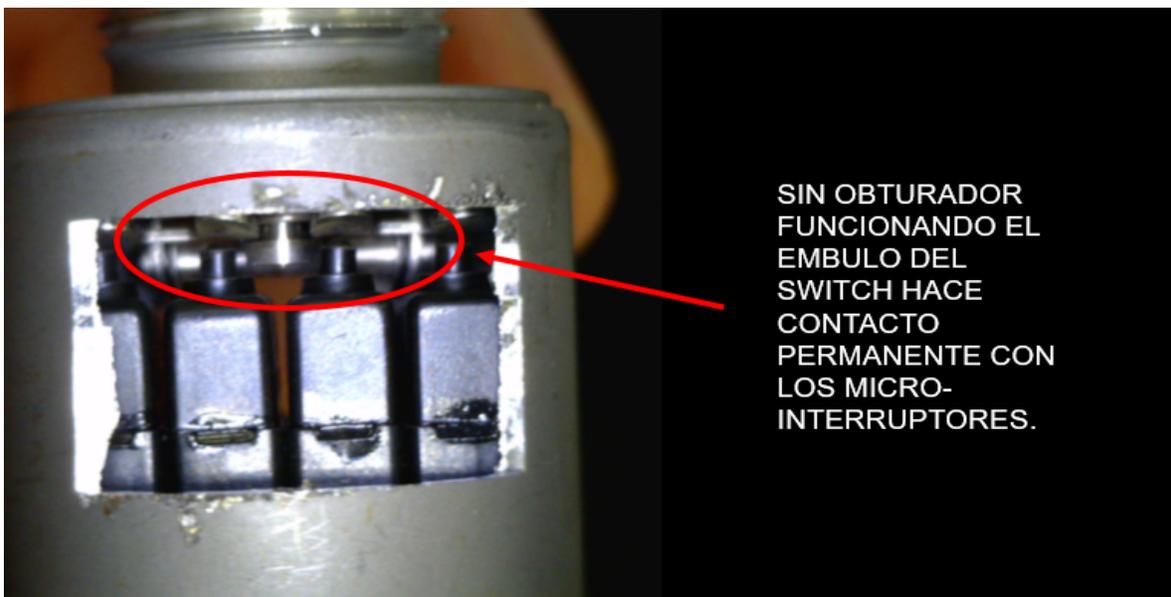


Fotografía No. 28: fractura de carcasa externa del micro interruptor 2.

La misma condición del interruptor #2 se identificó con el interruptor #3, sin estar obturado el embolo, este se mantiene obturado haciendo contacto con el contacto interno del switch. Generando información errónea al sistema en general.



Fotografía No. 29: contacto normal del micro interruptor y el obturador actuando.



Fotografía No. 30: evidencia fotográfica de mal funcionamiento del "downlock switch".

El émbolo central no hacía contacto con los micro-interruptores básicos, durante el funcionamiento normal del switch, tal como se demostró durante la inspección en el

laboratorio y se muestra en las dos fotos anteriores. El émbolo central obviamente hizo contacto permanente con las carcasas de los micro-interruptores en el modo básico.

Con base en la observación de las marcas observadas en los micro-interruptores No. 2 y No. 3, el fabricante no pudo explicar cómo ocurrió la fractura en estos dispositivos que hacen parte del sistema de extensión y retracción de los trenes de aterrizaje.

1.17 Información sobre la organización y la gestión

Ismocol S.A. es una compañía especializada en la construcción de oleoductos, gasoductos, montajes de facilidades y servicios petroleros; operación y mantenimiento de oleoductos, gasoductos y campos petroleros.

Ismocol es la dueña y operador de la aeronave N989AE, la cual es utilizada para el traslado del personal de la empresa a los diferentes sitios donde desarrollan las actividades económicas anteriormente mencionadas.

La aeronave cumplía con los requisitos, descritos en la Parte 4 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 4, Capítulo X, Normas y requisitos especiales de aeronavegabilidad para aeronaves de aviación privada, de enseñanza, **ejecutiva**, y civil del Estado”.

Durante la inspección de campo se determinó que la empresa no contaba con manuales de operación propios y realiza su operación con base en los manual del fabricante, POH.

Las operaciones de la aeronave son coordinadas por la tripulación. La aeronave no se encuentra afiliada a otra empresa para su operación o administración.

La empresa Ismocol había operado con anterioridad, otra aeronave, lo cual permitió identificar la manera como la empresa efectuaba los servicios de mantenimiento. Se logró identificar que Ismocol llevó directamente el cumplimiento del programa de mantenimiento a sus aeronaves, con talleres autorizados por la casa fabricante.

No se logró identificar algún sistema de gestión de calidad o de seguridad operacional por parte de Ismocol para la operación y mantenimiento de sus aeronaves.

Dentro de la inspección a los documentos de la empresa no se logró identificar la existencia de un Plan de Acción de Emergencia ni de un Plan de Apoyo a Víctimas y Familiares de Accidentes Aéreos.

Tampoco se identificó un procedimiento claro para el cumplimiento de procedimientos para la notificación de eventos a la Autoridad de Investigación de Accidentes.

1.18 Información adicional

1.18.1 Declaración del Piloto

De acuerdo con las declaraciones del Piloto de la aeronave, para el día 11 de julio del 2019, se tuvo programado 2 vuelos de la siguiente manera:

SKBG - SKGY (Bucaramanga - Guaymaral).

SKGY - SKBG (Guaymaral - Bucaramanga).

El vuelo a Guaymaral se realizó de manera normal, no se identificaron fallas o mal funcionamiento de sistemas de la aeronave.

Para el vuelo hacia la ciudad de Bucaramanga se el Piloto realizó una inspección de la aeronave, calculó el combustible a utilizar, y realizó las comunicaciones normales para el inicio del vuelo con 2 pasajeros que regresarían a Bucaramanga.

El vuelo hasta su aproximación a Bucaramanga transcurrió sin novedad.

Durante la aproximación el Piloto reportó a la Torre su posición y acto seguido solicitó autorización para el aterrizaje en la pista 35. Durante el procedimiento de configuración del avión para el aterrizaje, el Piloto detectó una indicación que no era normal para el sistema de tren de aterrizaje.

El Piloto bajó la palanca del tren de aterrizaje de acuerdo con el procedimiento de las listas de chequeo y obtuvo la indicación de 3 luces verdes indicando que el tren se encontraba abajo y asegurado, pero simultáneamente hubo una alarma audible “pito” de tren, indicando que el tren se encontraba en transición o no asegurado, no cumpliendo las condiciones requeridas para el aterrizaje.

El Piloto efectuó varios ciclos al tren de aterrizaje, manteniéndose la condición descrita.

El Piloto informó la condición a los pasajeros, y solicitó a la Torre de Control efectuar una aproximación larga y en condiciones visuales. El Piloto intentó una vez más normalizar la situación, sin éxito.

El Piloto informó la situación a la Torre de Control, y solicitó efectuar un sobre paso, para que el Controlador, verificara visualmente si los trenes se encontraban extendidos; la respuesta fue positiva y el Piloto procedió a aterrizar.

1.18.2 Descripción y operación del sistema de extensión y retracción de trenes de aterrizaje para el C90 GTI.

a. Sistema hidráulico

La extensión y retracción del tren de aterrizaje del avión C-90 GTI, se hace por medio del sistema hidráulico que, cuando es accionado, utiliza potencia eléctrica producida por la aeronave de la siguiente manera:

El paquete de energía hidráulica consta de un motor de 28 vdc, bomba, depósito de dos secciones, filtro, válvula selectora de cuatro vías, un solenoide selector que permite la retracción y extensión, un interruptor de presión que permite el paso de fluido hidráulico para la acción de los trenes, un sensor de baja presión, y un sensor que mide también la baja cantidad de fluido dentro del sistema.

Para funcionamiento en modo de extensión, modo de extensión manual y modo de retracción normal, se dirige de la fuente de alimentación a cada actuador de engranaje principal y el actuador de engranaje de nariz. Las líneas hidráulicas para el modo de extensión normal y el modo de extensión manual se instalan de manera independiente por unas válvulas de lanzadera que se encarga de medir el caudal de fluido hidráulico, que en

caso de escapes dentro del sistema, corta inmediatamente el suministro de fluido para cada actuador.

La tubería del sistema está codificada por colores con cinta colocada aproximadamente a dos pulgadas de cada conexión como sigue:

- Regulated engine bleed air Orange
- Normal extend White
- Normal retract Blue
- Manual hand pump suction Yellow
- Manual hand pump pressure Brown / White
- Manual extend Brown
- Hydraulic fluid fill Purple

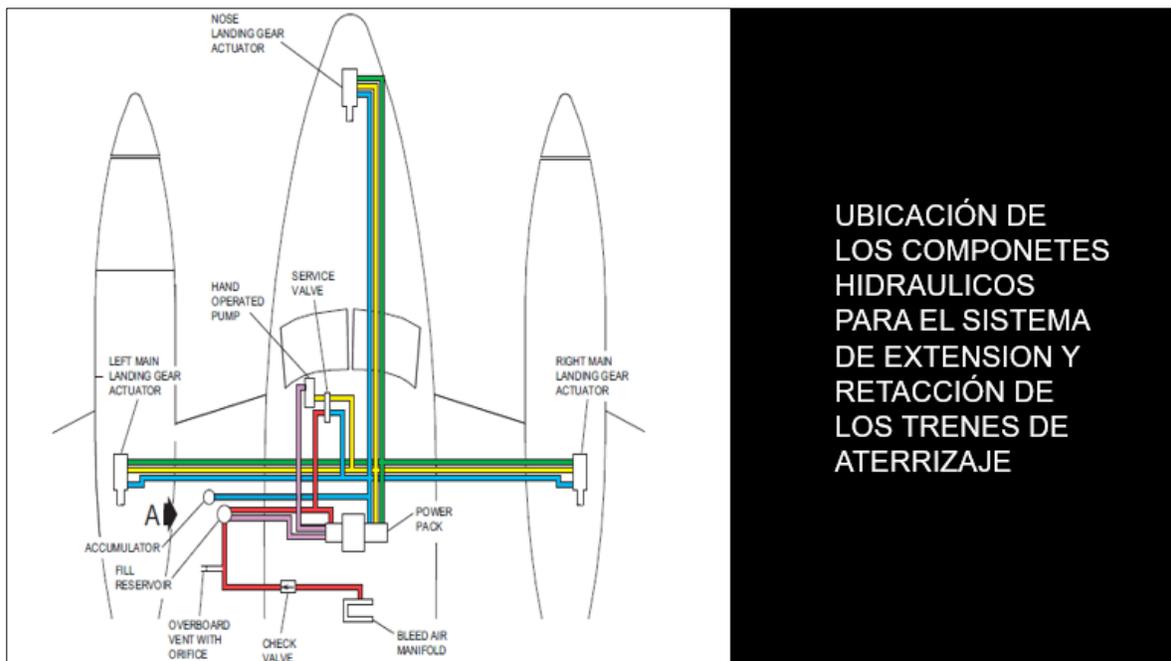


Figura No. 3: esquema del sistema de tren de aterrizaje del C90-GTI

El sistema de retracción y extensión del tren de aterrizaje funciona de acuerdo con el ciclo que se cumpla, de la siguiente manera:

b. Ciclo de retracción del tren

Cuando la palanca del tren de aterrizaje, ubicada en la cabina de Pilotos, es movida a la posición arriba, envía una señal eléctrica directamente al solenoide o bobina, el cual se encuentra instalado sobre una válvula selectora de salida en la bomba hidráulica; este solenoide genera un campo magnético intenso que produce la apertura de esta válvula.

De esta manera, permite el paso de fluido hidráulico bajo una presión constante hacia el subsistema de retracción del tren.

El actuador del tren de nariz se desbloquea cuando la presión hidráulica se encuentra de 200 a 400 psi, y es dirigida por el puerto de retracción ubicado en el mismo cilindro actuador.

Los trenes principales comienzan a retraerse cuando el actuador del tren de nariz es desbloqueado. Cuando el pistón del actuador se mueve para retraer el tren, el fluido en el actuador sale a través del puerto de extensión normal del actuador y es llevado de vuelta para el paquete de potencia hidráulico.

Cuando el fluido hidráulico entra en el paquete de potencia, la válvula selectora ajusta la dirección del fluido para las líneas de retorno hacia el tanque hidráulico del sistema.

El tren principal es sostenido en la posición de retracción por presión hidráulica positiva. Cuando el sistema de presión alcanza los límites de alta presión, el switch de presión del tren arriba, envía una señal al sistema eléctrico, el cual interrumpirá la corriente del motor de la bomba; este mismo switch, cuando existe baja presión del sistema, actuará de la misma manera permitiendo el paso de la corriente hacia el motor de la bomba para encenderla y así obtener presión hidráulica y finalmente sostener el tren de aterrizaje en posición arriba.

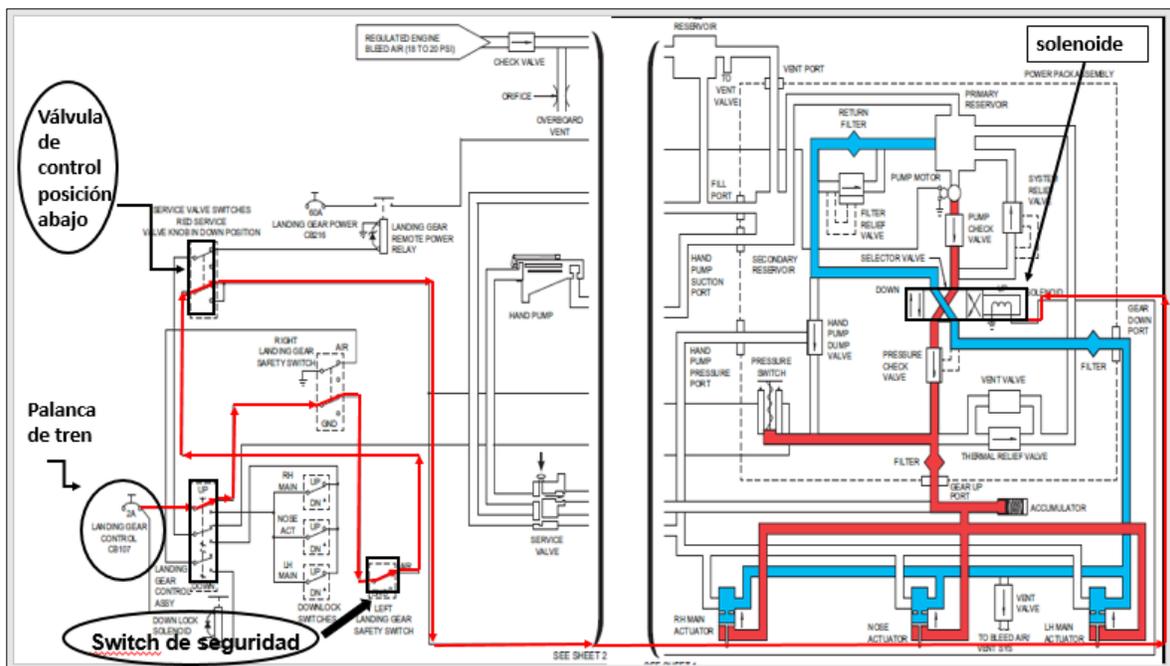


Figura No. 4: esquema del sistema de tren de aterrizaje para la retracción del C90-GT1

Adicionalmente el sistema posee un acumulador de presión, precargado con $800 \text{ psi} \pm 40$, para asistir y mantener la presión en el sistema y poder mantener de esta manera el tren en la posición arriba.

c. Ciclo extensión del tren de aterrizaje

Cuando la palanca del tren de aterrizaje ubicada en la cabina de Pilotos es colocada en posición abajo, o extensión del tren de aterrizaje, envía una señal eléctrica al solenoide el cual se coloca en posición abierto para permitir flujo hidráulico constante y de esta manera enviar el fluido hidráulico al puerto de extensión del actuador del tren de aterrizaje.

d. “Downlock switch”

El interruptor de “abajo y asegurado” tiene como función principal recibir señales eléctricas directamente de la palanca del extensión y retracción de tren. Estas señales actúan directamente a los micro- interruptores internos del “downlock switch; cada micro tiene como función, controlar de manera independiente la extensión de los trenes de aterrizaje.

Este interruptor recibe también señales del sensor tierra – aire, el cual se encuentra ubicado en las tijeras de cada tren de aterrizaje que, por acción mecánica de los mismos, transfiere por medio del sensor una señal, indicando la posición de cada tren.

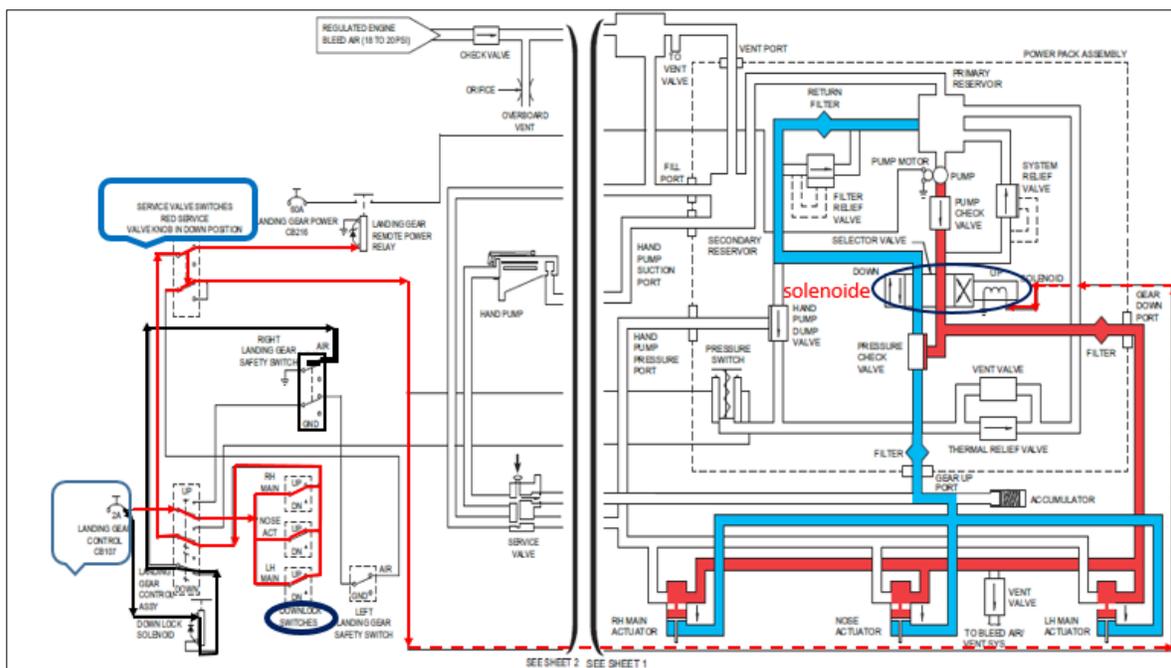
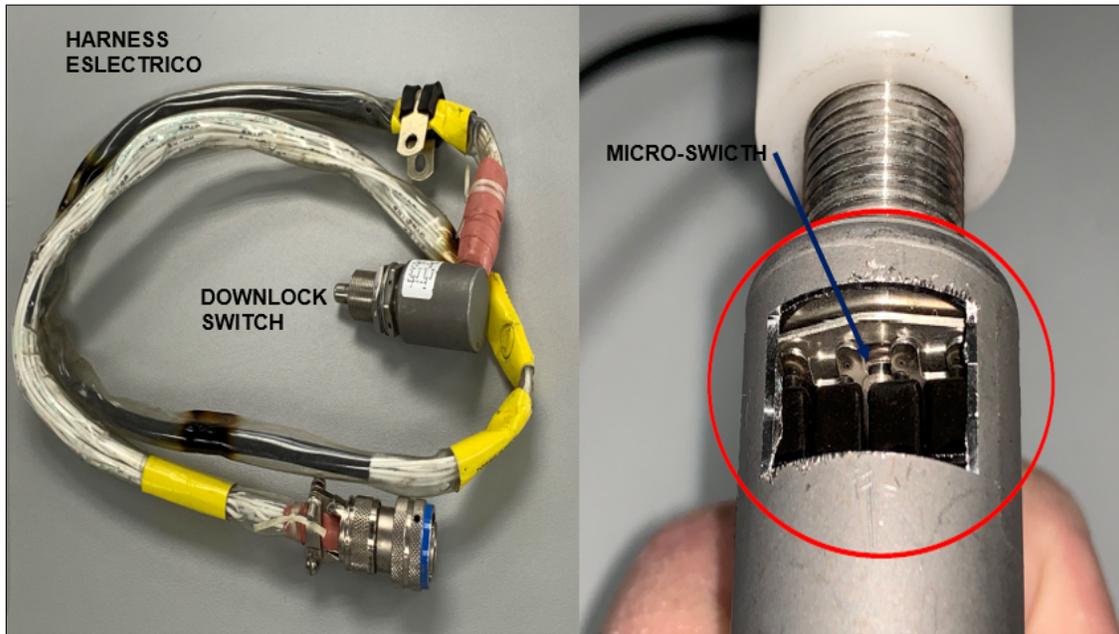


Figura No. 5: esquemático del sistema de tren de aterrizaje para la extensión del C90-GT1

Luego de recibir la señal mecánica de los trenes, por medio del sensor tierra-aire, el “downlock switch”, envía la señal eléctrica a un solenoide ubicado en el sistema hidráulico, el cual, al ser energizado, permite el paso del sistema hidráulico para el accionamiento, que para este caso es bajar los trenes y asegurarlos. Adicionalmente, este envía una señal hidráulica al seguro mecánico del tren, que se encarga de mantener el tren en posición abajo y asegurado por medio de la potencia hidráulica generada por el sistema.



Fotografía No. 31: condición del arnés eléctrico y "downlock switch" durante la inspección

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

No se requirieron técnicas de investigación especiales para la investigación. Se siguieron, de manera general, las técnicas y métodos recomendados por el Documento OACI 9756, Parte III.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



2. ANÁLISIS

2.1 Operaciones de vuelo

El Piloto contaba con las licencias, certificados médicos y habilitaciones vigentes al momento del accidente.

La aeronave contaba con certificado de matrícula y aeronavegabilidad vigentes.

De acuerdo con la información proporcionada por el CVR (Cockpit Voice Recorder), se identificó que, en la cabina el Piloto no se encontraba solo, pues estuvo acompañado por otro tripulante, quien asistió al Piloto durante todo el vuelo, desde el aeropuerto de Guaymaral hasta la aproximación en el aeropuerto de Palonegro, con las lecturas de cartas y las listas de chequeo.

Este segundo tripulante, aunque poseía una licencia de Piloto Comercial PCA, no poseía la adición al equipo C90-GTI, y tampoco tenía un chequeo de vuelo en este tipo de avión.

De acuerdo con la declaración de Piloto, al momento de la aproximación y efectuar el procedimiento de extensión del tren de aterrizaje, se presentó la situación anormal referida.

El Piloto, de acuerdo con su experiencia, decidió ciclar 3 veces la palanca del tren, buscando silenciar la alarma de tren arriba y asegurado, con resultados negativos.

Luego de realizar el sobre paso, y recibir la confirmación del controlador de la torre, sobre la condición física de los trenes, el Piloto silenció la alarma manualmente.

Las listas de chequeo que reposaban en la aeronave indican el siguiente procedimiento para la extensión del tren de aterrizaje:

<i>PILOT CHECKLIST-MODEL C90GTi</i>	
BEFORE LANDING	
1. Approach Speed	CONFIRM
a. Landing (V _{REF})	SET
2. Pressurization	CHECK
3. Cabin Sign	FSB OR NO SMOKE & FSB
4. Autofeather	ARM
5. Flaps	APPROACH
6. Landing Gear	DOWN
7. Lights	AS REQUIRED
8. Radar	AS REQUIRED
9. Surface Deice	CYCLE AS REQUIRED
<i>If Residual Ice Remains On Wing Boots:</i>	
10. Approach Speed and Landing Distance	INCREASE

PROCEDIMIENTOS LISTA DE CHEQUEO ANTES DE ATERRIZAR EN CONDICIONES NORMALES

Figura No. 6: lista de chequeo para antes del aterrizaje.

Las listas de chequeo de Emergencia no contemplan el tipo de indicación que presentaba la aeronave en relación con el tren de aterrizaje: tres luces verdes y alarma sonora, con la palanca de extensión abajo.

PILOT CHECKLIST—MODEL C90GT

CABIN DOOR UNLOCKED

Door Unlocked

WARNING

Do not attempt to check the security of the cabin door in flight. Remain as far from the door as possible with seatbelts securely fastened.

If the Door Unlocks CAS Message Is Displayed, Or If an Unlocked Cabin Door Is Suspected:

- All Occupants SEATED WITH SEAT BELTS SECURELY FASTENED
- Cabin Sign NO SMOKE & FSB
- Cabin Differential Pressure REDUCE TO LOWEST PRACTICAL VALUE (zero preferred)
 - Descend and/or
 - Select higher cabin altitude setting
- Oxygen AS REQUIRED
- Land NEAREST SUITABLE AIRPORT

EMERGENCY DESCENT

- Power Levers IDLE
- Propeller Levers HIGH RPM
- Flaps (184 knots maximum) APPROACH
- Landing Gear (182 knots maximum) DOWN
- Airspeed 182 KNOTS MAXIMUM

DENTRO DE LOS PROCEDIMIENTOS DE AMERGENCIA ESCRITOS EN EL MANUAL DE VUELO SOLO SE MENCIONA ESTE PROCEDIMIENTO, NO EXISTE UN PROCEDIMIENTO RELACIONADO CON LA FALLA PRESENTADA POR LA TRIPULACIÓN.

Figura No. 7: lista de chequeo con procedimientos de emergencia.

De otra parte, la lista de chequeo de Procedimientos Anormales (abnormal procedures) tampoco contienen algún procedimiento relacionado a esta falla de tren de aterrizaje; se encontró el procedimiento en caso de pérdida o baja presión de potencia hidráulica, el cual lleva a realizar la extensión del tren de manera manual, así:

Beechcraft

LANDING GEAR SYSTEM

HYDRAULIC FLUID LOW

Hyd Fluid Low

- Landing Gear ATTEMPT TO EXTEND NORMALLY UPON ARRIVING AT DESTINATION
- If Landing Gear Fails To Extend SEE LANDING GEAR MANUAL EXTENSION

ABNORMAL PROCEDURE, PERDIDA O BAJA PRESIÓN DE LA POTENCIA HIDRAULICA.

Figura No. 8: lista de chequeo en condiciones de falla del sistema hidráulico.

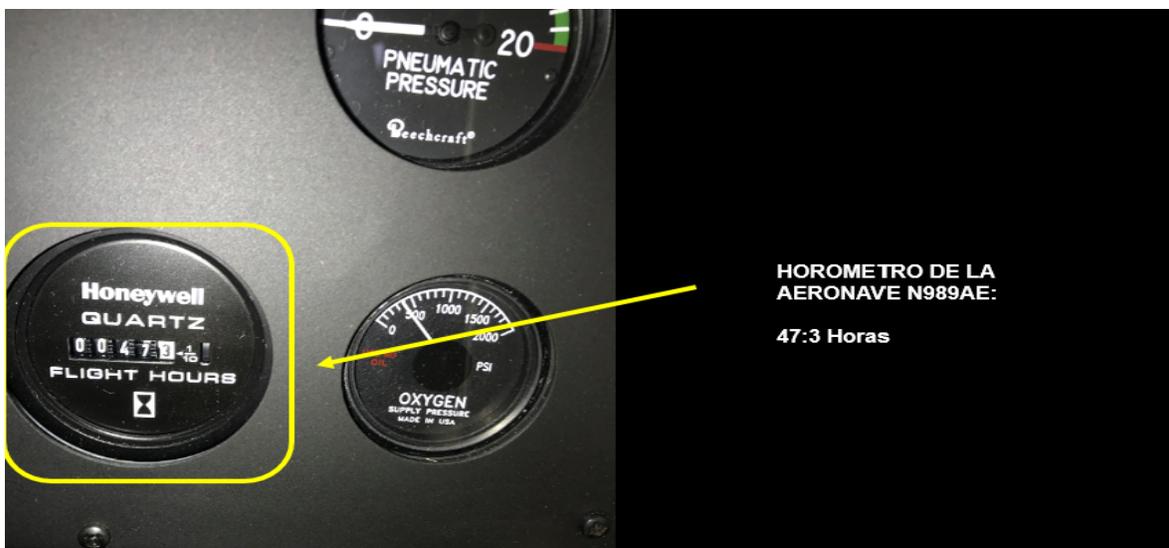
De acuerdo con la información obtenida del CVR, el Piloto no identificó la falla del sistema y decidió seguir con el aterrizaje, teniendo en cuenta la información proporcionada por la Torre de Control.

Un mejor análisis de la situación permite concluir que, al utilizar el sistema emergencia de extensión del tren de aterrizaje, el sistema eléctrico inhibe el “downlock switch”, y la potencia hidráulica se dirige directamente al seguro del tren, garantizándose de esta manera que no se pierda presión en el sistema, evitando que una vez abajo, el tren se desasegure.

2.2 Mantenimiento

2.2.1 Inspecciones iniciales en campo

Durante la inspección de campo se logró determinar que la aeronave solo tenía 47.3 h, desde que salió de casa fabricante.



Fotografía No. 32: Horas de vuelo de la aeronave al día del accidente.

No se encontraron reportes de mal funcionamiento de ninguno de los sistemas, durante la operación de la aeronave.

Sin embargo, en la inspección de campo y al conocer la naturaleza del evento el Grupo de Investigación de Accidentes decidió analizar el funcionamiento y operación del sistema de trenes de aterrizaje, en conjunto con algunos expertos de mantenimiento certificados en la aeronave, utilizando el Manual de Mantenimiento del fabricante, para identificar los componentes del sistema y su actuación.

De esta manera se solicitó al operador de la aeronave una serie de herramientas y equipos para remover los componentes identificados los cuales fueron:

- Arnés eléctrico con “switch” de posición arriba y posición abajo del tren (P/N70898, S/N 9589857 y S/N 9477023^a)
- Switch RH Landing Gear Down Lock (P/N 404HE222-6)
- Switch R Landing Gear Safety (P/N 444EN49-6)

- Drag Brace superior (P/N 50-810040-4)
- Drag Brace inferior (P/N 50-810039-12)
- Cilindro actuador de retracción y extensión del tren (P/N 90-388000-1 y S/N 2688).

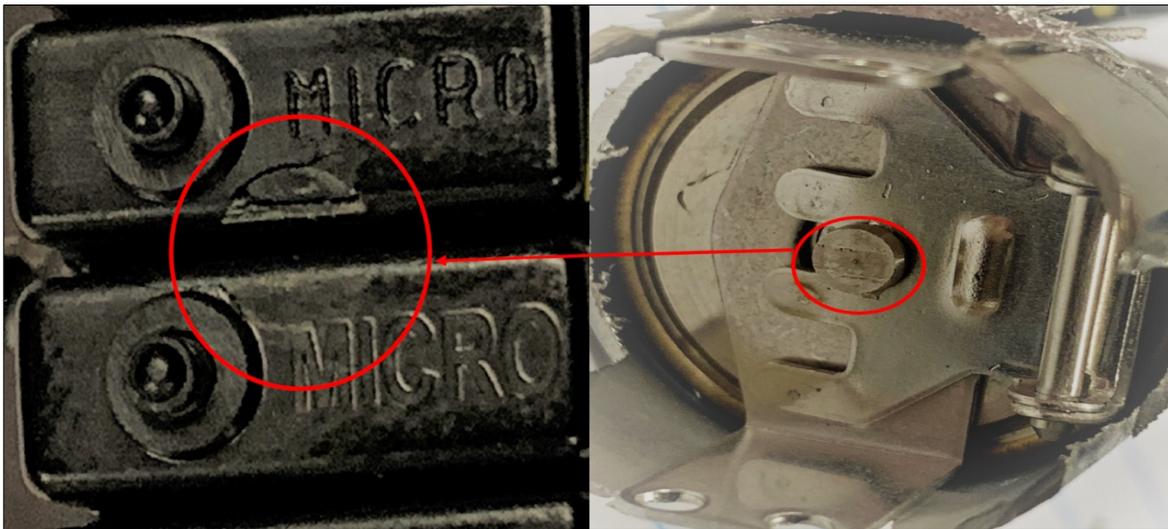
Después de analizar la operación de cada uno de ellos se decidió enviarlos a una inspección detallada en los laboratorios especializados en la casa fabricante, con el apoyo de un representante de FAA, quien apoyó con la custodia de estos componentes, hasta su análisis.

2.2.2 Inspección en las empresas Beechcraft y Honeywell

Luego del análisis efectuado a cada uno de los componentes, se identificó una condición anormal con el “switch landing gear downlock”, el cual no pasó las primeras pruebas realizadas, por continuidad, resistencia e inductancia.

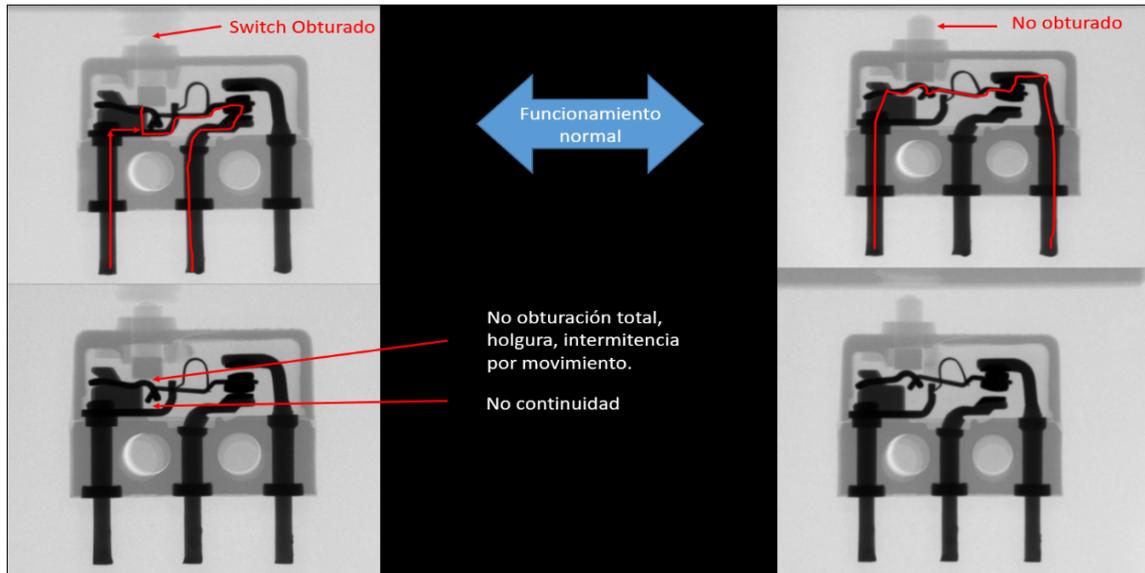
Se decidió abrir el switch para obtener acceso a su parte interna, en donde se encontraron cuatro (4) micro interruptores, de los cuales solo tres por diseño funcionan durante la operación normal del tren de aterrizaje.

Durante dicha inspección se encontró que los micro interruptores No. 2 y No. 3, que hacen parte del funcionamiento integral del sistema de extensión y retracción de trenes, tenían golpes en la parte superior adyacentes al obturador de este switch.



Fotografía No. 33: daños en el “downlock switch”.

Por lo tanto, se decidió tomar una radiografía para poder observar la condición interna del componente, mediante la cual se identificó que el obturador no hacía contacto adecuadamente, enviando señales eléctricas intermitentes o impidiendo el paso continuado de las señales, provocando intermitencia dentro del sistema de tren de aterrizaje, haciendo que el solenoide del sistema recibiera señales inadecuadas y causando que se accionara el seguro del tren de aterrizaje a posición cerrada o abierta.

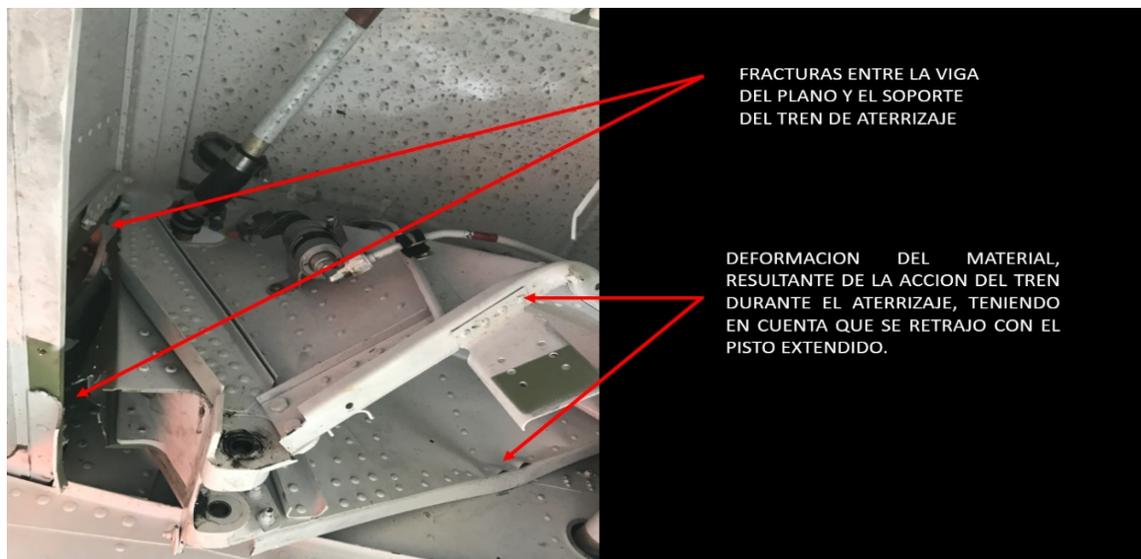


Fotografía No. 34: daños internos sobre el “downlock switch”.

2.2.3 Análisis de un posible aterrizaje fuerte (hard landing)

Durante la investigación de campo se analizó un posible aterrizaje fuerte, “hard landing”, que pudo haber ocurrido en aterrizajes anteriores, ya que dentro de la estructura interna del anidamiento del tren se encontraron fracturas de material, adyacentes a las vigas principales del plano, en el sitio en donde se encuentra instalado el tren de aterrizaje.

Sin embargo, en compañía de los expertos de mantenimiento y siguiendo los lineamientos del manual del fabricante, más exactamente del capítulo 5, que indica inspecciones especiales, para cuando existen este tipo eventos, se realizó una inspección para confirmar o descartar la posibilidad de un aterrizaje fuerte.



Fotografía No. 35: daños internos del anidamiento derecho.

Se examinaron todos los puntos de inspección de acuerdo con este manual y no se encontraron daños o evidencias que indicaran la ocurrencia de un aterrizaje fuerte.

Beechcraft Corporation
KING AIR MODEL C90GTI FUSION MAINTENANCE MANUAL

ITEM	INSPECTION REQUIREMENT	INSPECTION INTERVAL
(3) Shock Strut	(a) Check for obvious damage and leaks. Clean exposed surface of shock strut piston with clean cloth moistened with hydraulic fluid. Check strut inflation (Ref. 12-20.33, 3071).	Routine
	(b) Check for correct extension (Ref. Chapter 32).	
	(c) Thoroughly clean and inspect for leaks, damage and security. Service as necessary.	
(4) Fork Assembly	(a) Check for cleanliness and obvious damage.	Routine
(5) Nose Wheel Steering	(a) Check for obvious damage, associated rods and connections for damage.	Every 100 hours
(6) Actuator Linkage	(a) Check for excessive play, safety and security.	
(7) Shimmy Damper	(a) Inspect for condition and attachment (Ref. Chapter 32).	
(8) Actuator	(a) Check actuator and support brackets for visible damage and condition. Inspect bracket for loose or missing rivets. Inspect cover and bottom assembly of actuator for cracks at mounting lug.	

7. INSPECTION AFTER HARD LANDING

WARNING: Even though "wrinkles" in the wing or fuselage skin surface may be slight enough to be considered as negligible, a close inspection of the internal supporting structure may reveal serious damage.

NOTE: The airplane has been designed to withstand a vertical descent velocity of 6ft./second at the maximum take-off weight and 10 ft./second at the maximum landing weight.

This inspection should be carried out after a hard landing and before the airplane is certified as ready for further flight. The inspections are conducted at two levels. The first level consists of determining if any external damage has occurred and looking for evidence of internal structural failure. The second level is concerned with a more detailed inspection of any damage areas which were indicated in the findings of the first level inspection. If it is determined by the first level inspection that there is no damage to the airplane, it is not necessary to proceed to the second level inspection.

Page 604
May 1/16

05-50-00

Limitaciones de velocidad dadas por el fabricante, si se sobrepasa de estas velocidades, existe la posibilidad de haber un Harlanding, de esta manera se comienza con la inspección nivel I

Figura No. 9: procedimiento de inspección cuando existe "hard landing".

A. First Level Inspection

ITEM	INSPECTION REQUIREMENT	INSPECTION INTERVAL
(1) Landing Gear	(a) Inspect tires for excessive wear, splits in the tread, bottoming out or folding over the side walls.	After hard landing
	(b) Check the wheels for flat spots or cracked casings.	
	(c) Check shock struts and attachment lugs for cracks inspect hydraulic brake lines for leaks.	
	(d) Inspect downlock, drag link and gear door retract linkage for damage.	
	(e) Inspect landing gear actuator attachment lugs.	
	(f) Inspect supports between main and aft spars in upper wheel well and the lift leg attach bracket at the main spar for deformation, cracks, etc.	
	(g) Inspect areas around landing gear attach points.	
	(h) Inspect the main landing gear drag brace support structure as follows:	
	1 Place the airplane on jacks.	
	2 Disconnect the upper drag brace from the airplane structure in both the LH and RH wheel wells.	
3 Using a flashlight and mirror, inspect all of the drag brace support structure for possible cracks, particularly at the lower radius of the U-channel where it attaches to the main spar.		
4 If cracks are suspected but are not clearly defined, the suspect area should be dye penetrant inspected, using visible dyes as outlined in AC43.13.1B/2B.		
5 If cracks are found, contact Beechcraft Technical Support and report the findings for evaluation.		
6 If no cracks are found, reinstall the drag brace.		

05-50-00

Page 605
May 1/16

Áreas a inspeccionar, cuando se cumple las condiciones para la inspección nivel I después del aterrizaje.

Figura No. 10: procedimiento de inspección cuando existe "hard landing".

Beechcraft Corporation KING AIR MODEL C90GT1 FUSION MAINTENANCE MANUAL		
ITEM	INSPECTION REQUIREMENT	INSPECTION INTERVAL
<p>NOTE</p> <p>Beechcraft Corporation recommends that airplanes having experienced severe, or hard landings or other abnormal landing incidents which may have placed undue stress on the landing gears, are to be inspected within the first 100 service hours after such hard landing and at each 600 service hours thereafter.</p> <p>Airplanes having received repairs in this area, upon Beechcraft Corporation recommendations, are exempt from this inspection except in the event of a future hard or abnormal landing incident.</p>		
(2) Nacelles	(a) Inspect external skin surfaces for distortion, loose or missing rivets. (b) Check cowling attachment fittings for alignment or damage. (c) Inspect engine control cables for smooth operation and check plumbing and wiring for security and attachment. (d) Inspect engine support mounts for cracks or structural failure. Check tips of propellers for damage. (e) Check propeller spinner and backplate for evidence of interference with cowling. (f) Inspect wheel well structure for damage or cracks. Check area surrounding the landing gear attachment points.	After hard landing
(3) Wing Center Section	(a) Inspect external skin surface (upper and lower) for cracks, abnormal wrinkles and loose or missing rivets. (b) Inspect plumbing, wiring and actuators for damage and security of attachment. (c) Check keel, front and rear spar on the lower side of fuselage for damage and alignment.	After hard landing
(4) Outboard Wing Panels	(a) Inspect external wing surface skin for cracks, abnormal wrinkles and loose or missing rivets. (b) Check wing attachment fittings for cracks. (c) Inspect internal structure and fuel cells through access panels. (d) Inspect plumbing and wiring for security of attachment.	After hard landing

Page 606
May 1976 **05-50-00**

Beechcraft Corporation KING AIR MODEL C90GT1 FUSION MAINTENANCE MANUAL		
ITEM	INSPECTION REQUIREMENT	INSPECTION INTERVAL
(5) Fuselage Nose Section	(a) Check external skin surface for cracks, abnormal wrinkles and loose or missing rivets. (b) Check wheel well structure and area surrounding gear attach point for damage. (c) Inspect avionics, radar antenna, wiring and plumbing for security and attachment.	After hard landing
(6) Fuselage Center Section	(a) Inspect external skin surface for cracks, abnormal wrinkles and loose or missing rivets. (b) Inspect around cabin windows for structural cracks.	After hard landing
(7) Fuselage Nose Section	(a) Check external skin surface the entire length for cracks, abnormal wrinkles and loose or missing rivets. (b) Inspect empennage and control surfaces for freedom of movement.	After hard landing

Continuación para los ítem de inspección, después de un hardlanding.

Figura No. 11: procedimiento de inspección cuando existe "hard landing".

2.2.4 Conclusión de mantenimiento

Teniendo en cuenta las evidencias encontradas durante la inspección de campo y los análisis realizados en los laboratorios especializados a los componentes identificados, se concluye que hubo un malfuncionamiento del "downlock switch", que ocasionó que el tren se retrajera debido a una de las señales intermitentes que generaba, durante los movimientos normales de la aeronave en tierra, durante el aterrizaje.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

SECUENCIA DE EVENTOS

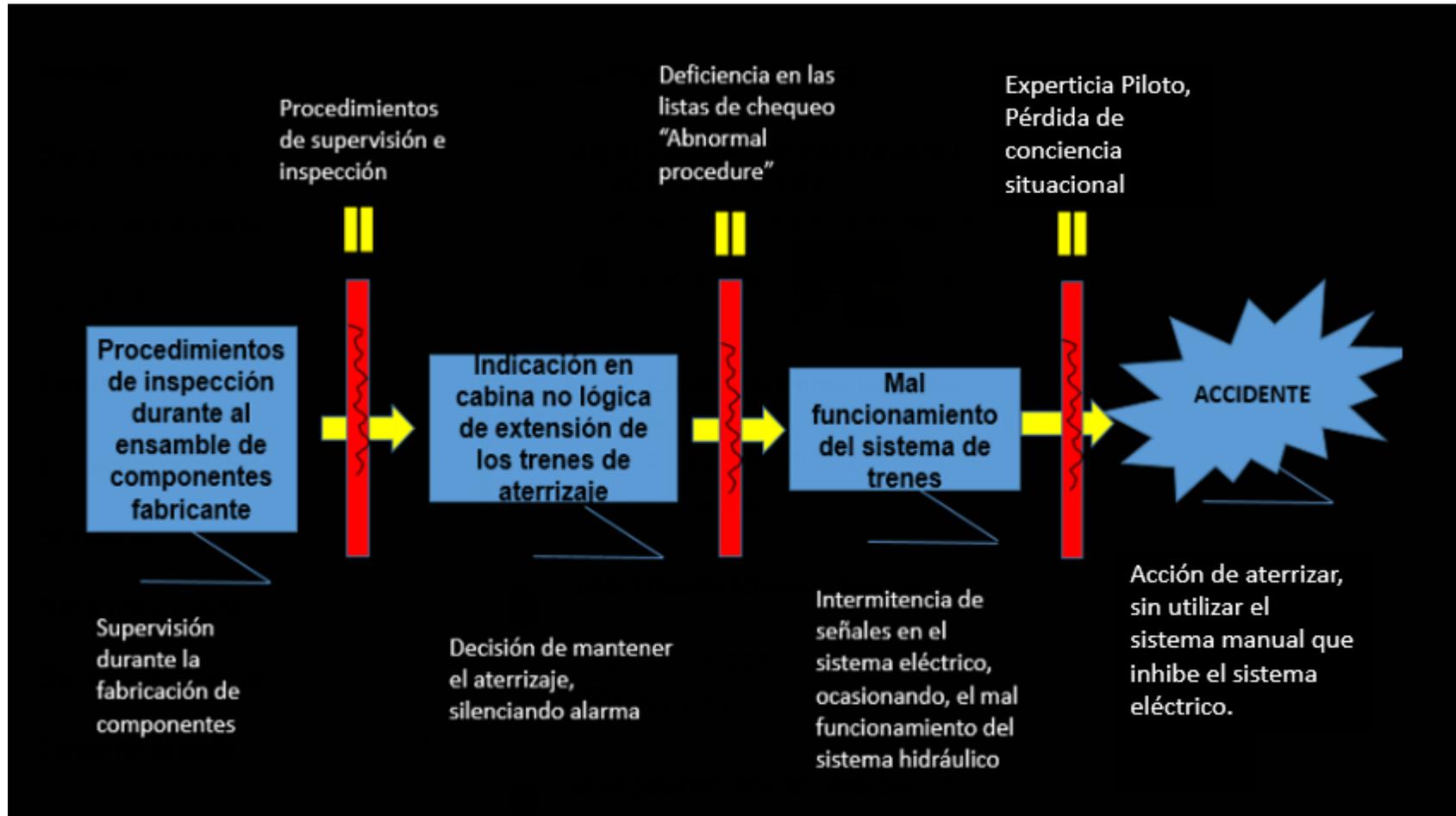


Figura No. 12: secuencia de eventos

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

Se presentaron deficiencias en la fabricación del “downlock switch”, componente eléctrico de aseguramiento del tren de aterrizaje derecho en la posición de abajo y asegurado.

Las listas de chequeo de la aeronave no contemplaban una situación anormal o de emergencia para atender indicaciones contradictorias de las indicaciones de seguridad del tren de aterrizaje.

La aeronave tenía 47.3 h desde nueva, no había sido sometida aún a una inspección de mantenimiento y se encontraba aeronavegable.

El Piloto se encontraba apto, con sus licencias y exámenes médicos (Aerocivil y FAA), vigentes.

No hubo injerencia del aeródromo, la meteorología, las comunicaciones, ni de la misión en el accidente.

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

En la cabina de mando volaba otro Piloto, poseedor de licencia PCA, sin habilitación en el equipo, que participaba en la operación, en actividades tales como la lectura de cartas de navegación y de listas de chequeo.

El vuelo se desarrolló de manera normal desde Bucaramanga hasta Guaymaral, y de regreso hasta la aproximación a Bucaramanga.

Al bajar la palanca del tren de aterrizaje, el “downlock switch”, componente eléctrico de aseguramiento del tren de aterrizaje derecho, falló e hizo que el sistema mostrara indicaciones contradictorias, de tres luces verdes (tren abajo asegurado) y alarma sonora (tren en transición o no asegurado), en la cabina de mando.

El Piloto recicló la palanca del tren varias veces, sin obtener cambios en las contradictorias indicaciones.

Ante pedido del Piloto, el Controlador de la Torre efectuó una verificación visual de la posición del tren, encontrándolo evidentemente abajo.

Aunque las listas de chequeo no contemplaban un procedimiento específico para atender la particular y discrepante indicación, el Piloto no intentó la extensión manual del tren de aterrizaje, procedimiento seguro y que habría asegurado el tren y solucionado la discrepancia.

El avión aterrizó de manera controlada, normalmente.

Después de recorrer aproximadamente 600 metros el tren principal derecho se retrajo lentamente, hasta que la parte inferior del plano derecho quedó sobre la superficie, produciendo la abrasión de la sección ventral del plano.



La retracción del tren derecho y el rozamiento del plano contra la superficie hicieron perder el control direccional de la aeronave, ocasionando que abandonara la pista por el costado derecho, deteniéndose sobre la zona de seguridad.

Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios, ilesos, y fueron asistidos por el Servicio de Extinción de Incendios del aeródromo.

La aeronave terminó con daños en el plano derecho, tren derecho y hélice del motor derecho.

3.2 Causa probable

Mal funcionamiento del componente eléctrico “downlock switch”, del tren de aterrizaje derecho, que al enviar señales eléctricas equivocadas al sistema hidráulico, hizo que se desasegurara y se retrajera el tren derecho durante la carrera de aterrizaje, ocasionando la pérdida de control direccional y la salida de la pista.

3.3 Factores Contribuyentes

Debilidad durante el proceso de fabricación e instalación de los micro interruptores del tren de aterrizaje, ya que golpeaban contra la carcasa, generando señales equivocadas.

Pérdida de conciencia situacional del Piloto, al hacer partícipe de las operaciones en vuelo a otro Piloto, sin habilitación en el equipo, no programado con funciones a bordo, que le impidió hacer una evaluación más detallada de las indicaciones erróneas del sistema de seguridad del tren de aterrizaje y haber intentado una extensión del sistema por emergencia.

Deficiencia en los procedimientos operacionales del Operador, al no contar con un sistema de gestión de riesgos, que mitigara o evitara los riesgos que se presentaron durante la operación de la aeronave.

3.4 Taxonomía OACI

RE - Excursión de pista

SCF-NP - Falla de sistema / componente diferente a la planta motriz.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

AL FABRICANTE HONEYWELL

REC. 01-201926-1

Fortalecer los procedimientos de calidad de fabricación, instalación e inspección de los productos aeronáuticos, particularmente los siguientes:

- Arnés eléctrico que envía información para cumplimiento de los ciclos de “tren arriba” y “tren abajo”.
- Switch RH Landing Gear Down Lock, cuya función es recibir señales de la palanca de tren, y permitir al sistema hidráulico asegurar el tren cuando se encuentra en posición abajo.
- Micro interruptores internos que hacen parte del “downlock switch”

AL FABRICANTE BEECHCRAFT

REC. 02-201926-1

Evaluar la conveniencia de adicionar en los Procedimientos Anormales del POH, un procedimiento para operar manualmente el tren de aterrizaje en caso que se presenten ciertas indicaciones de una condición no lógica o contradictoria del sistema.

A LA EMPRESA ISMOCOL S.A.

REC. 03-201926-1

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

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 04-201926-1

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 equipo Beechcraft C90, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta dicho informe para mejorar los sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5°.
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