



Secretaría de Comunicaciones y Transportes
Subsecretaría de Transporte
Agencia Federal de Aviación Civil
Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación
Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación

INFORMACIÓN BÁSICA:

INFORME FINAL DE ACCIDENTE DICTAMEN DE CAUSA PROBABLE

EXP. No. **ACCDTARA004/2018MMPB**

Aeronave: Marca Agusta, Modelo A109S, Número de serie 22174, Matrícula XA-BON.

Operador: Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V.

Lugar: Municipio de Santa María Coronango, Estado de Puebla.

Hora y fecha: 14:35:40 horas (20:35:40 UTC); 24 de diciembre de 2018.



Índice

Abreviaturas y Glosario	4
Simbolos	4
Introducción	5
1. Información sobre los hechos	7
1.1. Reseña del vuelo	7
1.2. Lesiones a personas	12
1.3. Daños al helicóptero	12
1.4. Otros daños	13
1.5. Información del personal técnico aeronáutico	13
1.5.1. Piloto al mando	13
1.5.2. Primer oficial	14
1.5.3. Inspector de control de Calidad	15
1.5.4. Inspector de control de Calidad	16
1.5.5. Técnico en Aviónica	16
1.5.6. Técnico en mantenimiento	17
1.6. Información sobre el helicóptero	17
1.6.1. Información general	17
1.6.2. Historial de mantenimiento del helicóptero	18
1.6.2.1. Actuadores lineales electromecánicos	19
1.6.2.1.1. Lista de Equipo Mínimo (MEL) de SAA	22
1.6.2.1.2. Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL)	23
1.6.2.2. Tijera rotativa	24
1.6.2.3. Reemplazos de la marcha-generator y carbones	25
1.6.2.4. Reemplazos de la unidad de control del generador	26
1.6.2.5. Cambios de otros componentes	26
1.6.2.6. Motores	27
1.6.3. Datos operacionales	28
1.6.4. Carga y balance	28
1.6.5. Pérdida de control en vuelo (LOC-I)	30
1.6.6. Descripción del Sistema de Vuelo Automático (AFCS)	30
1.6.7. Controles de vuelo	33
1.6.8. Restricciones de Operación del helicóptero	34
1.6.8.1. Operación del Helipilot	34
1.6.8.2. Modo de actitud fuera de servicio (Attitude mode OFF)	35
1.6.8.3. SAS 1 (ó 2) OFF	36
1.6.8.4. Falla del giro vertical	37
1.6.8.5. Mal funcionamiento del Helipilot	38
1.7. Información meteorológica	39
1.8. Comunicaciones	40
1.9. Información de aeródromo	41
1.10. Registrador de vuelo	41
1.11. Información sobre los restos del helicóptero y el impacto	42
1.12. Información médica y patológica	43
1.13. Incendio	44
1.14. Supervivencia	44
1.15. Pruebas e investigaciones	44
1.15.1. Inspección de los restos	44
1.15.2. Inspección inicial a los restos del cuerpo básico	45
1.15.3. Inspección inicial a los restos de los motores	47
1.15.4. Inspecciones en laboratorio	47
1.15.5. Declaraciones de testigos	48
1.15.6. Trayectoria de la aeronave	49
1.16. Información de organización y dirección	50





1.16.1. Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V.	50
1.16.2. Rotor Flight Services S. de R. L. de C. V.	53
1.16.3. Dirección General de Aeronáutica Civil (actualmente AFAC).	54
1.17. Información adicional.	54
2. Análisis.	58
2.1. Operaciones de vuelo.	58
2.1.1. Desarrollo del vuelo.	58
2.1.2. Calificaciones de la tripulación.	59
2.1.3. Procedimientos operacionales.	61
2.1.4. Condiciones meteorológicas.	64
2.1.5. Comunicaciones.	64
2.1.5.1. Inspección al audio de las radiocomunicaciones.	65
2.1.6. Inspección a las luces de advertencia (MW) y de precaución (MC).	65
2.2. Helicóptero.	65
2.2.1. Mantenimiento del helicóptero.	65
2.2.2. Resultados de la inspección.	67
2.2.2.1. Actuadores lineales electromecánicos.	67
2.2.2.2. Inspección de los actuadores lineales electromecánicos.	69
2.2.2.3. Absorbedor de vibraciones del mástil (MVA).	73
2.2.2.4. Motores.	73
2.2.2.4.1. Motor posición número uno (S/N BH0434).	73
2.2.2.4.2. Motor posición número dos (S/N BH0499).	73
2.2.2.5. Componentes de memoria no volátil.	74
2.2.2.6. Leva de control del motor (ECL).	74
2.2.2.7. Servo actuadores hidráulicos del rotor principal (MRA).	75
2.2.2.8. Bombas hidráulicas.	75
2.2.3. Performance de la aeronave.	75
2.2.4. Operaciones de vuelo.	76
2.2.5. Carga y balance.	78
2.3. Supervivencia.	78
2.3.1. Respuesta del servicio de salvamento y extinción de incendios.	78
2.3.2. Análisis de las víctimas fatales y las lesiones.	78
2.4. Organización.	78
2.4.1. Servicios Aéreos del Altiplano.	78
2.4.2. Rotor Flight Services.	79
2.4.3. Agencia Federal de Aviación Civil (AFAC).	80
3. Conclusiones.	81
Causa probable.	83
Recomendaciones.	83
Adjunto A.	
Anexo A. Croquis del sitio del accidente.	
Anexo B. Inspección a los restos de los motores.	
Anexo C. Inspección del DAU, MC, MW y Audio.	
Anexo D. Inspección a los controles de vuelo.	
Anexo E. Inspección a los actuadores lineales.	

**ADVERTENCIA**

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación, AFAC/SCT, a través de la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación señala que el presente Informe Final de Accidente está fundamentado en el Anexo 13 al Convenio Sobre Aviación Civil Internacional (OACI) y en los Artículos: 1, 2 fracción I, 14, 16, 18, 26, y 36 fracción XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 2 fracción XVI, sub-fracción XVI.S, 9, y 21 fracción XXIII del Reglamento Interior de la SCT; 81 de la Ley de Aviación Civil; 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil y 7.9 del Manual de Organización de la Dirección General de Aeronáutica Civil (ahora Agencia Federal de Aviación Civil) y la Circular Obligatoria CO AV-83.1/07, y en el cual no es óbito advertir lo siguiente:

El presente Informe Final de Accidente de Dictamen de Causa Probable es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación (CIDAIA), de la Agencia Federal de Aviación Civil (AFAC), de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT), respecto a las circunstancias en que se produjo el suceso objeto de esta investigación técnica, identificando la causa probable y factores contribuyentes y las recomendaciones de carácter preventivo a toda autoridad administrativa, concesionarios o permisionarios del transporte aéreo y de aeropuerto así como al personal técnico aeronáutico que interviene durante la operación de una aeronave de ala rotativa.

De acuerdo con lo señalado por el Anexo 13 (Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación), al Convenio sobre Aviación Civil Internacional (CACI); los artículos 81 de la Ley de Aviación Civil y 185 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, el objetivo principal de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación es prevenir y evitar la recurrencia o reincidencia de sucesos similares. El propósito de esta actividad no es determinar la culpabilidad o responsabilidad civil o penal de los involucrados en el suceso, ni fincar responsabilidades judiciales.

Consecuentemente, la difusión, distribución, copia y otro uso que se dé a la información de este Informe Final de Accidente, con fines distintos a la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.






Abreviaturas y Glosario.

AD	Directivas de Aeronavegabilidad (Airworthiness Directives)
AFAC	Agencia Federal de Aviación Civil, SCT
ALAR	Reducción de accidentes en la aproximación y el aterrizaje
ATIS	Servicio Automático de Información Terminal
CACI	Convenio de Aviación Civil Internacional
CFIT	Vuelo controlado hacia el terreno
CIDAIA	Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación
CIMA	Colegio de Ingenieros Mexicanos en Aeronáutica
Comisión	CIDAIA
CPAM	Colegio de Pilotos Aviadores de México
CRM	Crew Resource Management, Gestión de recursos de la tripulación
CTA	Controlador de Tránsito Aéreo
DAAIA	Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación
DEBRIS	Escombros (material de pequeñas dimensiones y pesos)
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
FDR	Registrador de Datos de Vuelo (Flight Data Recorder)
FMS	Flight Management System
IAC	Investigador a Cargo
IFR	Reglas de vuelo por instrumentos
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumental (Instrument Landing System)
LOC	Localizador (Localizer)
m	Metros
MEL	Lista de Equipo Mínimo (Minimum Equipment List)
METAR	Informe Meteorológico aeronáutico ordinario (Meteorological Aerodrome Report)
MM	Manual de Mantenimiento
MMEL	Lista Maestra de Equipo Mínimo (Master Minimum Equipment List)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
PHP-PAL	Precision Accessories & Instruments
P&W	Pratt and Whitney
RFS	Rotor Flight Services, S. A. de R. L. de C. V.
RTAR	Radio Telefonista Aeronáutico Restringido
RTARI	Radio Telefonista Aeronáutico Restringido con dominio del idioma Ingles
SAA	Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V.
SAS	Sistema de aumento de la estabilidad (Stability Augmentation System)
SCT	Secretaría de Comunicaciones y Transportes
SPECI	Informe meteorológico especial de aeródromo (en clave meteorológica)
TAF	Pronóstico de aeródromo (en clave meteorológica)
TC	Type Certificate, Certificado de Tipo
UTC	Universal Time Coordinated (Tiempo Universal Coordinado)
VFR	Reglas de vuelo visual
Z	Horas zulu o UTC

Símbolos.

°	Grados
'	Minutos
''	Segundos
deg	degrees
kt	knots
MN	Millas náuticas
Km	Kilómetros



2020



INFORME FINAL

Matrícula:

XA-BON

Número de expediente:

ACCDTARA004/2018MMPB

Introducción.

El 24 de diciembre del 2018, alrededor de las 14:35:40 horas (20:35:40 UTC¹) se accidentó el helicóptero marca Agusta, modelo A109S, número de serie 22174, matrícula XA-BON, propiedad de Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V., (SAA) cuando cubría el vuelo de la Ciudad de Puebla a la Ciudad de México bajo las reglas de vuelo visuales (VFR); al mando del helicóptero un comandante (piloto) y un primer oficial (copiloto), ambos con licencia comercial de helicóptero vigentes, con tres pasajeros a bordo, impactando en un terreno de siembra. El helicóptero se destruyó por impacto y fuego y los cinco ocupantes resultaron con lesiones fatales.

De acuerdo con el audio de las comunicaciones del helicóptero con la Torre de Control de Tráfico Aéreo Puebla (TWR PBC), a las 20:34:17 UTC (Tiempo Universal Coordinado), el helicóptero matrícula XA-BON se reportó indicando que salía del helipuerto "El Triángulo" de la Ciudad de Puebla con destino al helipuerto "Radio Capital" ubicado en la Ciudad de México, a las 20:35:40 UTC se establece la última instrucción emitida por el Controlador de Tránsito Aéreo (CTA) de TWR PBC al XA-BON, indicándole que se reportara 2 millas náuticas (MN) antes de cruzar el Aeropuerto de Puebla (PBC), sin embargo el helicóptero XA-BON ya no se comunicó, inmediatamente el CTA intentó comunicarse en varias ocasiones con el XA-BON sin conseguirlo, por consiguiente informa a la Comandancia PBC de la pérdida de comunicación con el XA-BON para iniciar las labores de búsqueda y salvamento.

Asimismo, pobladores notificaron a las autoridades que una "aeronave" se había "desplomado" en un terreno de siembra, ubicado en el Municipio de Santa María Coronango, Estado de Puebla; habiendo recorrido este helicóptero desde su punto de despegue una distancia de 7.45 MN (13.8 Km) sin que la tripulación reportara en la frecuencia de TWR PBC la existencia de algún tipo de emergencia a bordo.

La investigación de este accidente aéreo se realizó con base en normas y métodos recomendados internacionales establecidos en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la notificación nacional del accidente la realizó la Autoridad Aeronáutica del Aeropuerto de Puebla (representante del Estado de Matrícula) por lo que la Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación (Estado del Suceso) implementó la investigación realizando la notificación internacional desde el día de la ocurrencia del mismo.

Con base en lo anterior, se notificó al Estado del Fabricante a través de su Representante Acreditado Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo (ANSV), a sus Asesores Técnicos Leonardo Helicopters y EASA (European Union Aviation Safety Agency); al Representante Acreditado del Estado de Fabricación de los Motores; Transportation Safety Board of Canada (TSB) y finalmente a la National Transportation Safety Board (NTSB) por ser el representante del fabricante de componentes electrónicos instalados en el helicóptero y como parte del proceso de la investigación se convocó a

¹ A la fecha del accidente la diferencia entre la hora local y el tiempo universal coordinado (UTC) era de 6 horas.





los siguientes asesores: Colegio de Pilotos Aviadores de México A. C. y Colegio de Ingenieros Mexicanos en Aeronáutica, A. C.

El presente Informe Final de Dictamen de Causa Probable se envió a los Estados antes mencionados a través de sus Representantes Acreditados, para considerar sus comentarios los cuales fueron incluidos en el presente informe, en términos del Anexo 13 de la OACI.

La responsabilidad por la aplicación de las recomendaciones de seguridad operacional y/o técnicas emanadas de este informe de accidente, corresponde a quien recibe la notificación de la recomendación.

El seguimiento a las recomendaciones que figuran en este informe corresponde a la Autoridad Aeronáutica, a través de sus verificaciones.

La Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación enfatiza que, en ningún caso, la Causa Probable de este accidente, los factores contribuyentes, las recomendaciones emitidas en el presente Informe Final de Causa Probable o el contenido de sus anexos indican una responsabilidad o culpabilidad respecto de la ocurrencia del suceso.



2020



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.

1.1. Reseña del vuelo.

El helicóptero prestaba el servicio público de pasajeros en la modalidad de taxi aéreo no regular nacional, el propietario del helicóptero [Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA)], el cual celebró un contrato con el taller aeronáutico Rotor Flight Services, S.A. de R.L. de C.V. (RFS) para que le proporcionara *“Operación, aplicación del Programa de Mantenimiento, aplicación de Directivas y Boletines Técnicos, la corrección de discrepancias², la Inspección de Prevuelo y Postvuelo y Administración”*.

De acuerdo con los registros de mantenimiento proporcionados por el taller RFS se tomó conocimiento que el 13 de diciembre de 2018 el personal técnico (un inspector y un técnico en aviónica) generaron el formato de discrepancia 21/2018, indicando:

“(…) POR REPORTE DE BITÁCORA FOLIO 1043³ Y AL REALIZAR PRUEBAS DE OPERACIÓN CONFORME AL MM REF. 0B-A-22-11-00-00A-340A-A. SE ENCONTRÓ DAÑADO⁴ EL ACTUADOR LINEAL DE ROLL. REQUIERE REPLAZO (…)” [sic], asentando en la sección de observaciones de dicho documento que: ***“(…) DICHO ACTUADOR FUE INSTALADO EL 10 DE SEPTIEMBRE DE 2018 CON T.T A/C: 2063:02 HRS EN CONDICION REPARADO. SOLO HA OPERADO. 102 HRS (…)” [sic]***.

Durante las entrevistas realizadas al personal técnico que efectuaron esta tarea, manifestaron que llevaron a cabo el “trouble shooting”⁵ correspondiente, aislando la falla en el actuador de roll del Sistema de Aumento de la Estabilidad (SAS2), señalando que requería reemplazo.

Desde el 13 de diciembre de 2018, el helicóptero continuó operando sin que los técnicos hubieran asentado en bitácora que el SAS2 estaba fuera de servicio, acorde con la Lista de Equipo Mínimo (MEL) y que se requería reemplazar el componente afectado a más tardar el 17 de diciembre de 2018, de acuerdo con el MEL autorizado de Servicios Aéreos del Altiplano.

El MEL del operador aéreo, también señala que la operación del helicóptero podrá ser realizada en condiciones de vuelo visuales y observando las restricciones del Manual de Vuelo hasta el vencimiento señalado en el MEL, no habiendo prórroga a la misma.

Existen evidencias de correos electrónicos de fecha 19 de diciembre de 2018 del taller Rotor Flight Services, S. A. de R. L. de C. V. (RFS) y del taller Precision Accessories & Instruments (PHP-PAL) en Atlanta Georgia donde inician el procedimiento de reclamo de garantía del actuador de alabeo (roll). En uno de estos correos se indica:

“(…) Me comenta el cliente que si se lo quitan deja la máquina fuera de servicio y ahorita con la agenda algo movida por eso no se puede parar o dejar fuera de servicio estos días, se está viendo también el modo de cómo hacer para que no se quede fuera de servicio (…)” [sic].

(ver imagen 1 del Adjunto A).

² Reporte de una falla o mal funcionamiento de una parte, componente o sistema del helicóptero, emitida por personal técnico aeronáutico.

³ El folio 1043 de la bitácora de vuelo, tiene asentada la fecha 8 de diciembre de 2018.

⁴ De acuerdo con las entrevistas realizadas con los técnicos en mantenimiento indicaron que no existía un daño físico en el actuador que solo querían describir con el término “DAÑADO”, que el actuador no funcionaba correctamente.

⁵ Detección de fallos mediante técnicas dispuestas por el fabricante del helicóptero.





El 20 de diciembre de 2018, los técnicos del taller Rotor Flight Services realizaron el cambio de la media tijera inferior del plato oscilante, por juego excesivo, cerrando el formato de discrepancia 20/2018, cuya apertura fue el 4 de diciembre de 2018 y liberando al helicóptero XA-BON para su operación.

El helicóptero operó nuevamente hasta el 22 de diciembre de 2018 realizando las siguientes operaciones aéreas:

Origen	Destino	Hora salida UTC (horas)	Hora llegada UTC (horas)	Tiempo de vuelo (horas)
HPW ⁶	HAQ ⁷	14:30	14:34	00:04
HAQ	SAI ⁸	15:05	15:32	00:27
SAI	MEX ⁹	15:37	15:42	00:05
MEX	SAI	19:01	19:10	00:09
SAI	AOC ¹⁰	19:14	19:40	00:26
AOC	PBC	19:44	19:54	00:10
Total				01:21 horas

De acuerdo con los datos proporcionados por el operador aéreo, el helicóptero operó el 23 de diciembre realizando los siguientes vuelos:

Origen	Destino	Hora salida UTC	Hora llegada UTC	Tiempo de vuelo
PBC	VIR ¹¹	16:30	16:53	00:23
VIR	APA ¹²	17:15	17:35	00:20
APA	PBC	17:39	17:53	00:14
Total				00:57

El día 24 de diciembre del 2018, la tripulación ingresó un plan de vuelo electrónico donde se estableció que el XA-BON despegaría del hangar del operador aéreo en el aeropuerto PBC a las 13:15 horas (19:15 UTC) aproximadamente, como hora propuesta, con destino al helipuerto el Triángulo (HAQ), bajo las reglas de vuelo visual, a una velocidad de 140 nudos, a 9,500 pies, estimando 10 minutos de vuelo. De acuerdo con la entrevista al personal de rampa (señalero) del operador, éste indicó que el capitán se sentó del lado izquierdo y el copiloto del lado derecho.

```

FF MMPBXNXX
241612 MMXEFPL
(FPL-XABON-VN
-A109/L-506/S
-MMPB1915
-N0140A095 DCT
-THAD0010
-NAV/GNSS ORGN/MMXEFPL
  
```

Fig. 1.1.1. Plan de vuelo electrónico establece una velocidad de 140 nudos

⁶ Helipuerto del Gobierno del Estado de Puebla

⁷ Helipuerto el Triángulo, en Puebla

⁸ Helipuerto de San Angel Inn en la CDMX

⁹ Área de helipuerto del Aeropuerto de la CDMX

¹⁰ Acoacotla Atlixco Puebla

¹¹ Helipuerto de Virreyes en la CDMX

¹² Apan, Hidalgo





De acuerdo con la transcripción magnetofónica de los audios de la Torre de Control Puebla, se observa que el helicóptero XA-BON despegó a las 13:34:12 horas (19:34:12 UTC) del Aeropuerto de Puebla, que la tripulación notificó a la Torre de Control el aterrizaje largo en el Triángulo y que estarían pendientes para la nueva salida, sin embargo, realmente aterrizó en el patio de una casa habitación ubicada en las coordenadas **Ver referencia 1**; a las 13:39:22 horas (19:39:22 UTC). De acuerdo con las investigaciones, se encontraba un Oficial de Operaciones del Gobierno del Estado de Puebla en el patio utilizado para el aterrizaje en la casa habitación, quien declaró que al aterrizar el helicóptero, la tripulación procedió a cortar (apagar) motores y descender de éste, en preparación del despegue para el siguiente tramo del vuelo indicó que el primero en subir y encender motores fue el capitán, señalando que se sentó del lado derecho de la cabina de pilotos, después de abordar los tres pasajeros, el copiloto cerró la puerta de la cabina de pasajeros y procedió a subirse y sentarse del lado izquierdo, en la cabina de pilotos, siendo esta la posición del copiloto.

A partir de la información de Servicios a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano (SENEAM), en la transcripción de las comunicaciones entre Torre de Control Puebla (TWR PBC), se observa que el helicóptero despegó a las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC); en el audio de la frecuencia de TWR PBC, se escucha que el copiloto del XA-BON informó:

"... saliendo del Triángulo (HAQ) por Radio Capital (HUM)..." [sic]

Se hace notar que no existe evidencia de la posición en la que se encontraba el XA-BON en el espacio, al momento en que el copiloto notificó que estaban despegando; también se escucha que se solicitan datos de la estación y autorización para el cruce del Aeropuerto de Puebla (PBC) y proseguir a Radio Capital (HUM) en la Ciudad de México, por lo que el Controlador de Tránsito Aéreo (CTA) de TWR PBC le proporcionó información de corrección altimétrica ***"treinta veintisiete"*** [sic] y le instruye lo siguiente:

"llamar a dos millas antes para cruzar la estación" [sic].

Al no haber colación de la instrucción, a las 14:35:16 horas (20:35:16 UTC) el CTA de TWR PBC procedió a llamar al XA-BON y le preguntó si habían recibido la instrucción, indicando el copiloto del XA-BON:

"(...) reencendimos el radio..., eh, no te copie ahora nos encontramos, eh ..., a seis puntos seis millas del Aeropuerto y vamos por Radio Capital" [sic]

El CTA de TWR PBC le proporcionó nuevamente la información de corrección altimétrica e informó que no había tránsitos, que llamara cruzando sobre la estación para que prosiguiera su vuelo, confirmar correctamente la información el XA-BON, a las 14:39:29 horas (20:39:29 UTC) el CTA de TWR PBC le preguntó al XA-BON si ya había sobrevolado la estación sin recibir respuesta, 20 segundos después intentó comunicarse nuevamente sin obtener respuesta, el CTA de TWR PBC hace 9 intentos más, sin obtener respuesta.

El CTA de TWR PBC procedió a contactar a operaciones del Gobierno del Estado de Puebla y a la Comandancia del Aeropuerto de Puebla (Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento), minutos más tarde el Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento indicó que el C4 (Protección Civil del Estado de Puebla) le informó sobre la caída de un helicóptero; a las 15:09 horas (21:09 UTC) salen tres aeronaves en funciones de búsqueda y salvamento, a localizar el sitio del accidente, informando posteriormente que el helicóptero se encontraba en la radial 114° a 2.5 millas náuticas (MN) del VOR (ayuda de navegación aérea) en el Aeropuerto de Puebla (PBC) notificando que no había sobrevivientes. El helicóptero resultó destruido por impacto y fuego, los dos pilotos y los tres pasajeros resultaron con lesiones fatales.



El sitio del accidente se ubicó en las coordenadas 19° 08' 29.47" Latitud Norte y 98° 19' 49.33" Longitud Oeste, perteneciente al Municipio de Santa María Coronango, Puebla, en un terreno de siembra.

Se tiene conocimiento por diversos medios de comunicación y de las redes sociales que la Sección Segunda del Estado Mayor de la Secretaría de Marina, informó al público que el radio faro del ELT (Transmisor de Localización de Emergencia, Emergency Locator Transmitter) del helicóptero se había activado nueve minutos después del despegue, a las 14:43 horas, la Comandancia del Aeropuerto de Puebla (Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento), indica que la primera comunicación del controlador buscando por frecuencia aeronáutica al XA-BON se inició a las 14:39:29 horas (20:39:29 UTC) y éste no respondió a su llamado, iniciando la fase de alerta (Alerfa).



Fig. 13.2. Cordón exterior e interior en el sitio del accidente, colocado por la Fiscalía General del Estado de Puebla

La policía municipal fue el primer respondiente oficial, acordonando el sitio; el Cuerpo de Bomberos de San Pedro Cholula, arribó aproximadamente a las 14:55 hrs (20:55 UTC), logrando extinguir el fuego en su totalidad aproximadamente a las 15:25 hrs (21:25 UTC).

Se coordinaron las labores de la investigación de campo, determinando en conjunto permitir el ingreso de las Dependencias que requirieran localizar indicios de atentados y de explosivos; una vez que las autoridades que se dieron cita en la zona del accidente concluyeran sus labores y entregaran el sitio del accidente y los restos del XA-BON, iniciaría la investigación técnica de campo en materia de aviación.

La primera Dependencia (Secretaría de Marina) en ingresar al sitio del accidente fue personal de expertos en explosivos, quienes determinaron lo siguiente:

"(...) ... ha informado a la mesa de trabajo que sus peritos en materia de incendios y explosivos, después de un análisis exhaustivo y cuidadoso de los restos de la aeronave, no encontraron explosivos o sustancias ajenas al combustible que hayan explotado dentro de la aeronave accidentada (...) [sic]."

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación recibió de parte de la Fiscalía del Estado de Puebla la cadena de custodia, iniciándose las tareas de investigación en materia de aeronáutica civil, por lo que al término de la investigación de campo, dio paso al traslado de los restos del helicóptero hacia una zona en la que se pudieran inspeccionar los restos y no se mantuvieran en el sitio del suceso, continuando únicamente con las entidades extranjeras de investigación que apoyarían a México, (TSB, NTSB, y ANSV) así como de sus asesores: EASA, P&W, Leonardo Helicopter Division y Honeywell (sin presencia física en el sitio).



En las tareas iniciales de la investigación se detectó lo siguiente:

- El copiloto estaba realizando las comunicaciones con la Torre de Control Puebla, se sentó del lado izquierdo de la cabina de pilotos y,
- El capitán era el piloto volando e iba sentado del lado derecho.
- En la sección de Limitaciones del Manual de Vuelo del helicóptero (Flight Manual), el fabricante indica que este helicóptero está certificado para realizar cualquier tipo de operación, con 01 Piloto (Single Pilot)¹³; aunque el certificado de aeronavegabilidad otorgado por la DGAC (ahora AFAC), estipula 2 pilotos para la operación de este helicóptero.



Fig. 1.1.3. Los restos principales se concentraron en un solo punto de impacto, no hubo desplazamiento en tierra

- La DGAC (AFAC) tiene establecido, a través de un boletín, la limitante consistente en operar con dos tripulantes los helicópteros bi-motor, con capacidad de realizar reglas de vuelo por instrumentos (IFR) y que sobrevuelen en espacios aéreos de alta densidad de tránsito o en operaciones costa afuera, independientemente de la certificación del fabricante.
- El XA-BON se reportó con Torre de Control Puebla, informando que estaba saliendo del helipuerto denominado **"El Triángulo"**, sin embargo, realizaron el despegue desde el patio de la casa ubicada en las coordenadas latitud [Ver referencia 1](#), en la Ciudad de Puebla.
- Se realizaron entrevistas a testigos, quienes describieron que observaron al helicóptero volando de manera estable, escucharon un ruido del motor y después el helicóptero comenzó a "viborear" (el testigo describió lo anterior haciendo con su mano pequeños movimientos en el eje de guiñada) posteriormente gira sobre su eje longitudinal (alabeo) para finalmente impactarse invertido y de nariz contra el terreno, en el sentido contrario al giro de las manecillas del reloj en dirección al rumbo de vuelo.

Las declaraciones obtenidas son congruentes con los impactos observados en el terreno durante la investigación de campo, por lo que, con base en estas evidencias iniciales, se determinó el alcance de la investigación, la cual se concentró en un análisis de campo de los restos y en la recuperación de memorias no volátiles.

¹³ De acuerdo con el Manual de vuelo, la tripulación de vuelo mínima requerida es un (01) piloto que opere el helicóptero desde el asiento de lado derecho. El asiento izquierdo puede ser usado para un copiloto cuando se instala el doble control.



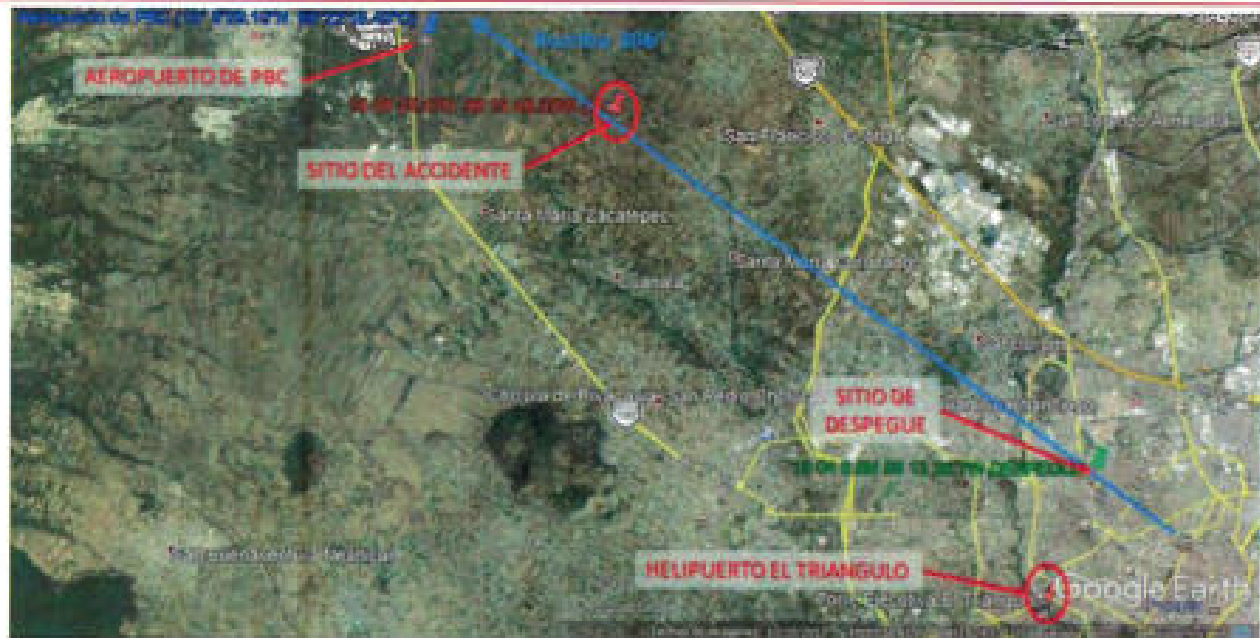


Fig. 1.1.4. Sitio de accidente, respecto a la casa habitación donde aterrizó y despegó el XA-BON

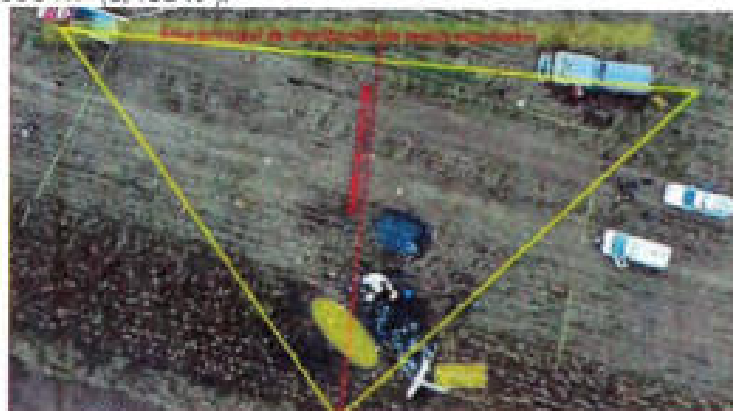
1.2. Lesiones a personas.

	Fatales	Graves	Menores	Ilesos
Piloto	1	---	---	---
Copiloto	1	---	---	---
Pasajeros	3	---	---	---
Total	5	---	---	---

1.3. Daños al helicóptero.

Las evidencias indican que el helicóptero impactó invertido contra el terreno, con una inclinación estimada de 60°, incendiándose de inmediato; por lo cual el cuerpo básico, sus componentes, instrumentos, dispositivos electrónicos, partes y accesorios, fueron consumidos por el fuego en su totalidad.

Algunos pequeños fragmentos del helicóptero quedaron esparcidos en un área triangular de aproximadamente 600 m² (6,460 ft²).



1.3.1. Área de dispersión de los restos del helicóptero





Algunos componentes de la aeronave se hallaron destruidos, pero sin daños por fuego; como lo son los dos motores de la planta motriz, el núcleo y la transmisión principal, el rotor principal, los servo-actuadores hidráulicos y las flechas principales; la raíz de las palas principales y del rotor de cola, presentaron daños característicos de haber estado girando al momento del impacto, sin destrucción por fuego.

La sección trasera del botalón, los estabilizadores, la caja de engranes del rotor de cola (caja de 90°), así como el núcleo y las palas de éste, presentaron daños mayores, sin afectación por fuego, algunas partes de esta sección se desprendieron al impacto.

Los dispositivos electrónicos, los asientos de las cabinas de tripulación y de pasajeros, así como el tren de aterrizaje; se encontraron incrustados en el terreno, todos destruidos por fuego.

1.4. Otros daños.

El terreno donde impactó el helicóptero corresponde a un área destinada a la siembra, en el lugar se derramó combustible, líquido hidráulico y aceite, sin menoscabo del fuego que se presentó.

El impacto principal provocó en el terreno una cavidad ("cráter") de 5.70 m (18.70 ft) de largo, 3.30 m (10.8 ft) de ancho y 1.20 m (4.0 ft), de profundidad.

1.5. Información del personal técnico aeronáutico.

1.5.1. Piloto al mando.

El C. **Ver referencia 2**, de nacionalidad **Ver referencia 2** era titular de la licencia de Piloto Comercial de Helicóptero, vigente al 16 de febrero del 2021; con capacidad para operar helicópteros como Piloto al Mando de Bell-407, Agusta A109S y A119, instrumentos, multimotor y RTAR.

Contaba con una constancia de aptitud psicofísica APTO, sin observaciones ni restricciones por parte del médico dictaminador, con vigencia al 13 de febrero del 2019; su examen psicofísico integral le fue practicado el día 13 de agosto del 2018, estando vigente al día del accidente.

De la investigación y por declaraciones obtenidas, se observa que tenía experiencia en la ruta.

En julio de 2016 ingresó a laborar a la empresa Servicios Aéreos del Altiplano, en noviembre del 2016 acreditó el curso de Factores Humanos en Aviación (CRM), en diciembre de 2016 el curso de Procedimientos Normales y Emergencia en equipo Agusta A119-Koala, en julio del 2017 el curso CFIT/ALAR y en marzo del 2018 el curso Recurrente VFR/IFR en equipo A109S, en el contenido de este curso se toman procedimientos normales, anormales y de emergencia en simulador.

Del 16 de junio del 2016 al 24 de diciembre del 2018, acumuló 880 horas en equipos A109S y A109.

Contaba con 5,023.6 horas totales de vuelo como experiencia a la fecha del suceso, los últimos tres meses previos al accidente, acumuló los siguientes tiempos, todas estas horas fueron en el XA-BON:

Mes	Horas de vuelo
Octubre	30.0
Noviembre	30.7
Diciembre	30.0
Total	90.7



Los últimos siete días previos al accidente acumuló: 09:41 horas, todas en el equipo accidentado.

Día	Horas de vuelo
17 - dic - 2018	01:07
18 - dic - 2018	02:49
19 - dic - 2018	02:55
20 - dic - 2018	----
21 - dic - 2018	----
22 - dic - 2018	01:41
23 - dic - 2018	01:09
24 - dic - 2018	----
Total	09:41

El comandante realizó un vuelo como piloto monitoreando el día 24 de diciembre de 2018 a las 13:34:12 horas (19:34:12 UTC) y aterrizó a las 13:39:22 horas (19:39:22 UTC); este vuelo tuvo una duración de 00:05:10 horas; posteriormente realizó un segundo vuelo como piloto al mando, despegando a las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC), el cual corresponde al del accidente que se investiga.

1.5.2. Primer oficial.

El C. [Ver referencia 2](#) de nacionalidad [Ver referencia 1](#) años, era titular de la licencia de Piloto Comercial de Helicópteros, vigente al 13 de septiembre del 2021, contaba con capacidad para operar helicópteros como piloto al mando de Agusta A109S instrumentos, multimotor y RTAR1 nivel 4.

Contaba con una constancia de aptitud psicofísica APTO, con la observación de uso de lentes para visión cercana, por parte del médico dictaminador con vigencia al 25 de marzo del 2019, su examen psicofísico integral le fue practicado el día 25 de septiembre de 2018.

De la investigación y por declaraciones obtenidas, se observa que tenía experiencia en la ruta.

El 05 de abril de 2012, obtuvo el certificado por capacitación teórica del curso inicial pilotos capitán Agusta A-119 MKII (Koala) y A109S (Grand) en el Centro de Adiestramiento Aeronáutico Aeroanahuac.

Tenía 7 años de antigüedad en SAA, en junio de 2017 tomó el curso CFIT/ALAR, en junio de 2018 acreditó el curso de Factores Humanos en Aviación (CRM/ADM), en julio de 2018 el curso de Procedimientos Normales y Emergencia en equipo Agusta A109S y en julio de 2018 el curso periódico para piloto en equipo A109S.

De acuerdo con el control de horas de vuelo actualizado al 10 de agosto de 2018, que proporcionó SAA, contaba con 1,072:19 horas de experiencia en el helicóptero modelo A109S.

Los últimos tres meses previos al suceso acumuló los siguientes tiempos, todos en equipo A109S:

Mes	Horas de vuelo
Octubre	0.2
Noviembre	3.2
Diciembre	12.7
Total	16.06 horas





Los siete días previos al accidente, voló 04:06 horas en el equipo XC-LMO, un helicóptero Agusta modelo A109S, del Gobierno del Estado de Puebla.

Día	Horas de vuelo
17 - dic - 2018	----
18 - dic - 2018	01:30
19 - dic - 2018	----
20 - dic - 2018	01:15
21 - dic - 2018	01:21
22 - dic - 2018	----
23 - dic - 2018	----
24 - dic - 2018	----
Total	04:06

El copiloto realizó un vuelo como piloto volando el día 24 de diciembre de 2018 a las 13:34:12 horas (19:34:12 UTC) y aterrizó a las 13:39:22 horas (19:39:22 UTC), este vuelo tuvo una duración de 00:05:10 horas, posteriormente realizó un segundo vuelo como piloto monitoreando, despegando a las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC), el cual corresponde al del accidente que se investiga.

1.5.3. Inspector de control de Calidad.

El C. **Ver referencia 2** de nacionalidad **Ver referencia 2** es poseedor de la Licencia de Técnico en Mantenimiento clase I, vigente al 25 de enero del 2020; cuenta con capacidad en Helicópteros y Motores.

Es poseedor de la constancia de aptitud psicofísica APTO, vigente al 18 de enero del 2021, sin observación ni restricción del médico dictaminador.

En diciembre del 2017, tomó el curso periódico en el equipo Agusta Westland 109 SERIES; el curso previo en el mismo equipo, lo tomó en noviembre de 2015, en agosto de 2018, se certificó en el curso Técnicas de Inspección.

Este inspector de control de calidad fue el que inspeccionó los trabajos por remoción e instalación del MVA¹⁴; así también supervisó, junto con un técnico en aviónica, el reemplazo del actuador lineal de alabeo del SAS2.

Treinta días antes del accidente tenía estos turnos de labores, estando disponible las 24 horas.

	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
Octubre	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	
Noviembre	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	
Diciembre	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T								

D= Día de Descanso

T= Día de Trabajo

¹⁴ MVA, Absorbedor de vibración del Mástil (Mast Vibration Absorber).





1.5.4. Inspector de control de Calidad.

El C. **Ver referencia 2** de nacionalidad **Ver referencia 2** es poseedor de la Licencia de Técnico en Mantenimiento clase I, vigente al 12 de octubre del 2021, cuenta con capacidad de aeronaves de ala fija, motores y helicópteros.

Es poseedor de la constancia de aptitud psicofísica APTO, vigente al 28 de septiembre del 2020, sin restricción del médico dictaminador, solamente que requiere usar lentes.

En agosto del 2018, tomó el curso periódico sobre el equipo Agusta A109S, el curso previo en el mismo equipo, le fue impartido en septiembre de 2016.

Este inspector fue el que inspeccionó los trabajos por el cambio de la media tijera rotativa (half scissor) realizado el 20 de diciembre de 2018.

Treinta días antes del accidente tenía este roll de labores, disponible las 24 horas.

	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
Octubre	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D
Noviembre	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D
Diciembre	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D								

D=Día de Descanso

T= Día de Trabajo

1.5.5. Técnico en Aviónica.

El C. **Ver referencia 2** de nacionalidad **Ver referencia 2** es poseedor de la Licencia de Técnico en Mantenimiento clase II, vigente al 06 de octubre del 2021, cuenta con capacidad de Sistema Electrónico de Aeronaves.

Es poseedor de la constancia de aptitud psicofísica APTO, vigente al 05 de febrero del 2021, sin observación ni restricción del médico dictaminador.

En agosto del 2015, acreditó el curso periódico para técnico en mantenimiento de aeronaves en el equipo Agusta A109 E/S/SP SERIES; en abril del 2018, tomó el curso Inicial de Mantenimiento en Sistemas Eléctrico/Electrónicos del helicóptero Agusta A109 Series.

Este técnico realizó los dos aislamientos de falla en los actuadores lineales de roll SAS2, tanto en julio de 2018, como en diciembre de 2018.

Treinta días antes del accidente, tenía los siguientes turnos de labores, disponible las 24 horas.

	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M	J	V	S	D	L	M	M
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
Octubre	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	
Noviembre	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	
Diciembre	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T							

D=Día de Descanso

T= Día de Trabajo





De acuerdo con los controles proporcionados por el taller Rotor Flight Services, S. de R. L. de C. V. (RFS)¹⁵, el helicóptero contaba con los siguientes tiempos, actualizados al 23 de diciembre del 2018:

Componente	Marca	Modelo	Serie	Horas	Ciclos
Cuerpo básico	Agusta	AW109S	22174	2,178.7	8,629.0
Motor 1	Pratt & Whitney	PW207C	Ver referencia 3	2,178.7	9,531.0
Motor 2	Pratt & Whitney	PW207C		1,936.4	2,610.0
Núcleo rotor principal	Agusta	109-0112-02-103		2,178.7	No aplica
Núcleo rotor cola	Agusta	109-0162-01-107		2,178.7	No aplica

Los controles de directivas de aeronavegabilidad, de boletines de servicio del fabricante, de componentes limitados por tiempo y de servicios programados, que proporcionó el taller aeronáutico Rotor Flight Services, S.A. de R.L. de C.V. se basaron en los tiempos establecidos por el fabricante en sus Manuales.

No existían alteraciones (STC¹⁶) en este helicóptero, que modificaran el certificado de tipo (TC¹⁷).

1.6.2. Historial de mantenimiento del helicóptero.

Considerando que las dos últimas bitácoras de vuelo del XA-BON resultaron destruidas por fuego, el grupo de investigadores, desde el inicio de sus actividades, obtuvo del operador aéreo y del taller aeronáutico, la siguiente información relacionada con los servicios al helicóptero:

1. Copias de las hojas de bitácora originales, (las que estaban en poder del taller aeronáutico RFS y del operador SAA) del folio 001 al folio 950, hojas verdes/azules de la bitácora de vuelo, las cuales cubren el periodo del 11 de julio de 2016 al 08 de octubre de 2018.
2. Del folio 951 al folio 1063, se revisaron imágenes de fotografías de las hojas de la bitácora de vuelo (las que estaban en poder del área de operaciones); del 09 de octubre de 2018 al 23 de diciembre de 2018, estas imágenes cubren solamente la parte del anverso (frontal), no se contó con la del reverso (hojas de mantenimiento).
3. Formatos de Discrepancias del folio 01/2017 al 40/2017 y del folio 01/2018 al 22/2018.
4. Ordenes de trabajo del No. RFS-175/2016 al No. RFS-251/2016; del No. RFS-002/2017 al No. RFS-267/2017 y del No. RFS-006/2018 al No. RFS-462/2018; sin numeración continua, por haberse emitido conforme fueron requeridas para el XA-BON.

Las últimas dos bitácoras de vuelo y mantenimiento del XA-BON, estaban a bordo de la aeronave al momento del accidente y resultaron destruidas por fuego; de los demás registros de mantenimiento analizados, se observó que, ocasionalmente, el personal técnico aeronáutico de RFS, no registraba los datos y/o la información requeridos al respecto, a saber:

- No tenía completa la información de las ordenes de trabajo.
- Las etiquetas de liberación de servicio, en la bitácora de mantenimiento, no contenían toda la información de los componentes.
- En la orden de trabajo RFS-0239/2016, la inspección boroscópica fue realizada por un taller externo, pero la orden de trabajo no incluye el resultado de la inspección.

¹⁵ En el AOC de Servicios Aéreos Especializados, S. A. de C. V., está establecido que el taller DGAC 371 Rotor Flight Services S. de R. L. de C.V., con base de operación el aeropuerto de Toluca, proporcionará el servicio de mantenimiento, tanto al motor como al cuerpo básico.

¹⁶ STC, Supplemental Type Certificate, Suplemento al Certificado de Tipo

¹⁷ TC, Type Certificate, Certificado de Tipo



- La etiqueta de fecha 05 de enero de 2017 de la bitácora de mantenimiento, no hace referencia a la orden de trabajo RFS-002/2017; tampoco especifican los datos técnicos del motor reparado, ni contiene toda la información de los componentes.
- Se realizaron trabajos que inician con la apertura de una discrepancia, sin embargo, transcurre mucho tiempo para cerrarla, como es el caso de los formatos de discrepancias 21/2018 y 30/2018, que están relacionadas con el actuador lineal de alabeo del SAS2.
- En las dos ocasiones que los técnicos del taller aeronáutico RFS removieron el actuador de alabeo del Sistema de aumento de la estabilidad (SAS) no hay evidencia en la bitácora de que hayan diferido por Lista de Equipo Mínimo (MEL) al helicóptero.
- En los formatos de discrepancias 21/2018 y 30/2018 no especificaron que actuador de alabeo fue el que removieron y cual instalaron.

Las observaciones más relevantes se asientan en el Adjunto A punto 4. Hallazgos en los registros de mantenimiento.

En la información revisada se detectaron los siguientes defectos¹⁸ técnicos:

1.6.2.1. Actuadores lineales electromecánicos.

El operador aéreo Servicios Aéreos del Altiplano celebró un contrato para que el taller aeronáutico RFS proporcionara:

“Operación, Aplicación del Programa de Mantenimiento, aplicación de Directivas y Boletines Técnicos, la corrección de discrepancias, la Inspección de Prevuelo y Postvuelo y la Administración” [sic]

Desde el 01 de agosto 2016, el taller aeronáutico RFS estaba a cargo del mantenimiento del XA-BON; los peritos del Colegio de Ingenieros Mexicanos en Aeronáutica, A.C. e investigadores de la DGAC (AFAC), analizaron todos los antecedentes disponibles de mantenimiento del helicóptero, encontrando lo siguiente:

Con base en los registros de mantenimiento que se tuvieron disponibles, se detectó que cuando el helicóptero tenía asignada la matrícula XA-UPD, contaba con un tiempo total de 74.1 horas; RFS reemplazó el actuador lineal electromecánico de guiñada (YAW) N/P 4012373-905 N/S Ver 3 443 por el N/S Ver 3 250, registrado en las hojas de control de remoción e instalación de componentes del libro azul del helicóptero.

El 08 de septiembre de 2017, personal de mantenimiento del taller aeronáutico RFS genera la discrepancia No. 28/2017, cuando el helicóptero tenía 1,668:13 horas; en la sección de descripción de la discrepancia asentaron:

“POR REPORTE DE VUELO (PRESENTA MOVIMIENTOS BRUSCOS EN EL EJE DE ROLL DURANTE SU VUELO RECTO Y NIVELADO) AL QUITAR EL SWITCH DEL S.A.S No. 2 SE QUITA DICHO MOVIMIENTO. SE EFECTUO INSPECCION AL SISTEMA Y SE ENCONTRO GIRO VERTICAL No. 2 DAÑADO. REQUIERE REEMPLAZO.” [sic]

No obstante, en la acción correctiva indicaron: ***“Cancelada se genera disc. 30/2017” [sic]***, cabe señalar que se revisó la bitácora de vuelo y mantenimiento (folio 421) no existiendo ninguna observación ni reporte que haya asentado la tripulación al respecto.

¹⁸ La OACI define un defecto como un daño (falla estructural que altera de manera adversa sus características de resistencia estructural, su rendimiento o sus características de vuelo, y que exigirían normalmente una reparación importante o el reemplazo del componente dañado) que afecte la aeronavegabilidad de una aeronave o componente de esta.



Cabe señalar que en el formato de discrepancia 28/2017 el área de mantenimiento aisló la falla inicialmente en el giro vertical número dos y luego de un reporte adicional de la tripulación (después de 10 días), los técnicos realizan nuevamente la evaluación de la falla, siguiendo el procedimiento del Manual de Mantenimiento No. 0B-A-22-11-00-00A-340A-A, cerrando el formato de discrepancia 28/2017 y generando un nuevo formato de discrepancia No. 030/2017, aislando en esta ocasión la falla en el actuador lineal de alabeo del SAS2 la cual a continuación se describe:

El 18 de septiembre de 2017, el área de mantenimiento generó la discrepancia 030/2017, cuando el helicóptero tenía 1,677:47 horas. por:

"[...] POR REPORTE DE VUELO, LA AERONAVE SE DESVIA DE RUMBO HACIA LA IZQUIERDA OCACIONALMENTE CON EL DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO. SE EFECTUARON PRUEBAS OPERACIONALES CONFORME AL MM REF OBA-22-11-00-00A-340A-A, ENCONTRANDOSE DAÑADO UN ACTUADOR LINEAL DEL EJE DE ROLL REQUIERE REEMPLAZO (...)" [sic]

Se removió el actuador lineal de alabeo N/S Ver 3. 506 del SAS2 e instalando el N/S Ver 3. 118, quedando el helicóptero en condiciones de aeronavegabilidad; la discrepancia se cerró el 19 de octubre de 2017 cuando el helicóptero tenía 1,719:32 horas, volando 41.7 horas, transcurriendo 31 días. Por este reemplazo no existe registro en bitácora de mantenimiento que los técnicos en mantenimiento hayan diferido el SAS2 por MEL. Cabe señalar que se revisó la bitácora de vuelo y mantenimiento (folio 434) y no existe ninguna observación ni reporte que haya asentado la tripulación al respecto.

El Taller aeronáutico Rotor Flight Services, S. A. de C. V., compró el actuador **N/S Ver 3 118** a Precision Aviation Group Inc, en condición de reparado (Overhaul), teniendo como soporte la forma FAA 8130-3, número 2200748, fechada el 27 de abril de 2017.

En la bitácora de mantenimiento folio 0785 (ver imagen 2, Adjunto A) se observa que el día 25 de junio de 2018, la tripulación del XA-BON asentó:

"(...) CAMBIO REPENTINO DE RUMBO CON DIRECTOR DE VUELO ENCARZADO (...)" [sic]

Realizando el personal técnico (un inspector y un técnico en aviónica) del taller RFS, el correspondiente, aislamiento de la falla (troubleshooting) indicando en la bitácora lo siguiente:

"(...) Se efectuó insp. al sist. del director de vuelo y se genera discrepancia 09/2018 solicitando el actuador eléctrico" (...) [sic]

Por lo cual se generaron los formatos de discrepancia número 09/2018 (ver imagen 3, Adjunto A) donde describe:

"[...] POR REPORTE DE VUELO LA AERONAVE SE DESVIA DE RUMBO HACIA LA DERECHA OCASIONALMENTE CON EL DIRECTOR DE VUELO ENGAZADO. SE EFECTUARON PRUEBAS OPERACIONALES CONFORME AL MM REF OB-A-22-11-00-00A-340A-A. ENCONTRANDOSE DAÑADO UN ACTUADOR LINEAL DEL EJE DE ROLL. REQUIERE REEMPLAZO (...)]" [sic].

¹⁹ El actuador eléctrico, se refiere al actuador lineal electromecánico.



Cabe señalar que el helicóptero continuó operando sin que el personal técnico del taller aeronáutico RFS asentara en bitácora de mantenimiento el diferido ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2), categoría B, en la sección de DIFERIDOS BAJO MEL²⁰.

En los registros analizados se observa que el helicóptero operó sin reportes que involucraran la funcionalidad del SAS2, hasta el 4 de julio de 2018, cuando éste contaba con 1,978:36 horas, volando 13.9 horas con el actuador de alabeo N/S Ver 3 118 del SAS2; en esta fecha el representante de SAA y RFS acuerdan la remoción del actuador de alabeo N/S Ver 3 118 de SAS2 e instalan el actuador de alabeo del SAS2 N/S Ver 3 551, el cual fue tomado en calidad de préstamo del helicóptero XA-AYH, modelo A109S.

El actuador de alabeo N/S Ver 3 118 del SAS2 removido fue enviado a reparación al taller Precision Accessories & Instruments (PHP-PAL), el taller generó el formato FAA 8130-3 de fecha 30 de agosto de 2018, certificando que dicho componente estaba listo para volver a ser utilizado, después de efectuarle la reparación mayor (Overhaul). En este lapso el XA-BON continuó operando hasta alcanzar 84.5 horas (del 4 de julio de 2018 al 10 de septiembre del 2018), con el actuador de alabeo N/S Ver 3 551 del SAS2 prestado, los técnicos indicaron en la entrevista a los investigadores que en este lapso no tuvieron reportes de cambio repentino en rumbo, lo cual se confirma en las hojas de bitácora de esas fechas, señalando además que no recibieron ningún reporte verbal ni por escrito, al respecto, de parte de la tripulación del XA-BON.

El 10 de septiembre del 2018, el personal técnico del taller RFS recibieron el actuador lineal de abaleo N/S Ver 3 118 del SAS2, que había sido enviado a reparación al taller PHP-PAL, procediendo a instalarlo en el helicóptero, cerrando la discrepancia número 09/2018 de fecha 26 de junio de 2018, cuando el helicóptero tenía 2,063:02 horas.

El 13 de diciembre de 2018, los técnicos (un inspector y un técnico en aviónica) generaron la discrepancia 21/2018; a decir de los técnicos de RFS, la tripulación del XA-BON reportó en la bitácora de mantenimiento que: **"existía una desviación en vuelo"**, sin embargo, el reverso de la hoja de bitácora 1043 no se recuperó (ver punto 1.6.2. de este documento). En esta fecha el helicóptero tenía 2,165:02 horas.

En el formato de discrepancia 21/2018 se asentó:

"(...) POR REPORTE DE BITACORA FOLIO 1043 Y AL REALIZAR PRUEBAS DE OPERACIÓN CONFORME AL MM REF. 08-A-22-11-00-00A-340A-A. SE ENCONTRÓ DAÑADO EL ACTUADOR LINEAL DE ROLL. REQUIERE REMPLAZO (...)" [sic]

Señalando en la sección de observaciones de dicho documento lo siguiente:

"(...) DICHO ACTUADOR FUE INSTALADO EL 10 DE SEPTIEMBRE DE 2018 CON T.T A/C: 2063:02 HRS EN CONDICION REPARADO. SOLO HA OPERADO. 102 HRS (...)" [sic]

²⁰ De acuerdo con el MEL de Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V., el sistema 22 Auto flight, 1 Stability Augmentation System (SAS), tiene una categoría de reparación B, el cual indica que se reparará dentro de los tres (3) días calendario consecutivos (72 horas), excluyendo el día en que se registró el mal funcionamiento en el libro de bitácora; cabe señalar que no hay prórroga en el número de días, el MEL también indica que el SAS1 o SAS2 pueden estar inoperativo en los tres días, siempre que se cumplan con las limitaciones establecidas en el Manual de vuelo o la otra condición es que ambos sistemas (SAS1 y SAS2) pueden estar inoperativos dentro de los tres días siempre que el vuelo se realice bajo las reglas de vuelo visual y que SAS1, SAS2 y ATT HOLD no estén activados, además que se cumplan con las limitaciones establecidas en el Manual de vuelo del helicóptero.





En la entrevista realizada al personal técnico que realizaron este trabajo, se manifestó que llevaron a cabo el aislamiento de la falla correspondiente, encontrando dañado el actuador de alabeo **N/S Ver 3 118** del SAS2 afirmando que requería el reemplazo.

Cabe señalar que el helicóptero continuó operando sin que los técnicos hubieran asentado en bitácora de mantenimiento que el sistema ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2), categoría B estaba diferido por MEL del operador aéreo.

Los técnicos usaron como base el MEL del operador y, en consecuencia, no aplicaron el procedimiento de la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL) rev. "E", que indica que el área de mantenimiento (M) debe colocar una tarjeta de fuera de servicio (F/S) y asegurar que el SAS2 este deshabilitado. Quedándose abierto el formato de discrepancia (21/2018).

El reemplazo del actuador lineal de alabeo **N/S Ver 3 118** del SAS2 debió haberse realizado antes del 17 de diciembre de 2018, de acuerdo con el MEL de SAA que limitaba a 3 días sin prórroga el cambio del componente, una vez que se detecta la falla. Si el operador aéreo hubiera implementado la revisión "E" del MMEL, el sistema ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2), categoría C, el reemplazo del actuador lineal de alabeo del SAS2 debió de haberse realizado a más tardar el 23 de diciembre de 2018.

1.6.2.1.1. Lista de Equipo Mínimo (MEL) de SAA.

La Lista de Equipo Mínimo (MEL) es un documento basado en la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL) en el que se prevé la operación de la aeronave en condiciones específicas, cuando no estén en funcionamiento determinados sistemas, equipos o componentes al inicio del vuelo y para los cuales la aeronave puede ser despachado, con tal de que se observen los procedimientos operacionales (O) y/o los procedimientos de mantenimiento (M) que puedan estar asociados a cada uno de ellos. Así mismo, indica que cuando un ítem es detectado como inoperativo, debe ser reportado realizando una anotación en la bitácora de la aeronave; cuando eso suceda el ítem podrá ser reparado o bien diferido por MEL. Este documento es elaborado por el operador para cada una de sus aeronaves y es aprobada por la autoridad aeronáutica.

El 24 de febrero de 2017, SAA solicitó a la DGAC la autorización de la reedición 1, a la Lista de Equipo Mínimo (MEL) aplicable al helicóptero XA-BON, de acuerdo con la información contenida en la MMEL Revisión D, de fecha 10 de diciembre de 2015, la cual aplicaba por ser la revisión reciente, donde se asentaron las siguientes restricciones a la sección 22 Auto Flight (ver imagen 1.6.2.1.1).

SARSA
SERVICIOS AEROS DEL ALTIPLANO, S.A. DE C.V.
HABANERAS AEROPUERTO INTERNACIONAL DE PUEBLA C.F. TAME
HUELOTZINGO PUEBLA

AIRCRAFT: A109S		SERIAL NUMBER: 22174		REGISTER: XA-BON
1. SYSTEM SEQUENCE NUMBERS & ITEM		REPAIR CATEGORY		
		2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS AND EXCEPTIONS
22 AUTO FLIGHT				
1	Stability Augmentation System (SAS)	B	2	One may be inoperative for VFR, provided RPM limitations are complied with.
		C	2	Both may be inoperative provided the flight is conducted under VFR, and SAS1, SAS2 and ATT HOLD are not engaged
2	Attitude Hold	C	1	May be inoperative for VFR, provided procedures are not depending on its use

1.6.2.1.1 MEL elaborado por el Altiplano, basado en el MMEL revisión D



2020



El 08 de marzo de 2017, la DGAC autorizó al operador aéreo el contenido de la re-edición 1, al Manual de Lista de Equipo Mínimo basado en el MMEL Edición D, de diciembre de 2015, aplicable al helicóptero XA-BON, el cual se apegaba en su total contenido a la MMEL publicado por la Autoridad Aeronáutica Europea (EASA), donde se tenía una restricción del nivel de reparación "B" de un SAS inoperativo de 3 días, sin existir prórroga en el número de días.

1.6.2.1.2. Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL).

La función del MMEL es determinar qué sistema, equipo o componente pueden no estar funcionando temporalmente dentro de la aeronave, sin embargo, se mantiene el nivel de seguridad. Este documento es elaborado por la organización responsable del diseño de una aeronave y aprobada por la autoridad aeronáutica del Estado de Diseño.

La EASA publicó el MMEL Revisión E, en mayo de 2018, donde el sistema 22 Autoflight, Stability Augmentation System, se ve afectado el nivel de reparación de un SAS inoperativo a una categoría "C", esta categoría tiene contemplado un periodo de 10 días para realizar el reemplazo del componente excluyendo el día en que se hizo el hallazgo.

También en el MMEL Revisión E, se asentó el responsable de realizar esta actividad, en este caso aparece con una "(M)" que indica que se requiere un procedimiento específico del área de Mantenimiento, que debe realizarse antes de la operación del helicóptero con el listado de los sistemas que están inoperativos.

El cumplimiento satisfactorio de todos los procedimientos de mantenimiento, independientemente de quién los realice, son responsabilidad del operador.

Se deben publicar los procedimientos apropiados como parte del Manual General de Operaciones del operador o del MEL. Nota: Los símbolos "(M)" son obligatorios que aparezcan señalados en el MEL del operador.

Aircraft	Revision No.	E	Page
A1095	Date	XM02/2018	55-1
(1) System & Sequence Number Item	(2) Description	(3) Number Installed	(4) Number required for dispatch
22 AUTOFLIGHT			
4 Stability Augmentation System (SAS)	C 3 1		(M) One SAS may be inoperative provided that:
			- The inoperative SAS is deactivated and secured AND
			- VFR operations only are conducted, AND
			- At the RPM limitations for VFR operations only and applicable in case of failure/loss of one SAS during flight, including the relevant Airspeed Limiter referenced therein, are complied with
			Note: Following loss of one SAS, the autoflight function is inoperative
Applicable to A1095 Series only	C 2 0		(M) Both SAS may be inoperative provided that:
			- Both SAS are deactivated and secured, AND
			- VFR operations only are conducted, AND
			- SAS1, SAS2 and ATT HOLD modes are not engaged
			Note: Following loss of both SAS, FD Modes are not available

1.6.2.1.2.1 MMEL Revisión E, aprobado por EASA el 17 de mayo de 2018.

El MMEL Revisión E, en la sección de Observaciones "(5) Remarks or Exceptions", tiene dos notas muy importantes que asentó la EASA: la primera establece que un SAS puede estar inoperativo "(M) One SAS may be inoperative provided that:", sin embargo indica que el SAS inoperativo debe





quedar desactivado y asegurado *"The Inoperative SAS is deactivated and secured"*, AND", finalmente existe una nota que establece que al estar un SAS inoperativo el **AUTOTRIM** queda inoperativo *"Note: Following loss of one SAS, the autotrim function is inoperative"*.

En el caso de que ambos SAS estén inoperativos *"(M) Both SAS may be inoperative provided that:"*, deben desactivarse y asegurarse *"- Both SAS are deactivated and secured, AND"*, existe una nota que indica que cuando esto suceda el piloto no tendrá disponible el modo **FD**²¹ *"Note: Following loss of both SAS, FD Modes are not available"*. Además de apegarse a todas las limitaciones establecidas en el Manual de vuelo del helicóptero para operaciones de vuelos visuales y las que aplican en caso de falla de un SAS durante el vuelo, incluyendo la velocidad y la altitud.

De lo anterior, es necesario resaltar que el 13 de diciembre de 2018 los técnicos de RFS (un inspector y un técnico en aviónica) detectaron que el actuador de alabeo del SAS2 requería ser reemplazado porque el actuador no realizaba su función correctamente, lo cual fue asentado en la discrepancia 21/2018 (13 de diciembre de 2018).

1.6.2.2. Tijera rotativa.

Se detectaron en los registros de mantenimiento que se realizaron diversos trabajos y cambios a la tijera rotativa los cuales se asientan a continuación:

Fecha	Tiempo total	Referencia técnica	Motivo del reemplazo	Serie removido	Serie instalado	Condición
25-Jul-11	166.4	N/T	Reemplazó del conjunto completo de la tijera rotativa por juego fuera de límites.	Ver referencia 3		Reparada
14-Nov-11	281.0	31/2011	Reemplazó del conjunto completo de la tijera rotativa por juego fuera de límites.	Ver referencia 3		Reparada
01-Sep-12	530.3	25/2012	Reemplazó del conjunto completo de la tijera rotativa por juego fuera de límites.			Reparada
24-Ene-14	793.9	35/2013	Reemplazó del conjunto completo de la tijera rotativa por juego fuera de límites.			Reparada
20-Dic-18*	2,176.5	20/2018	Reemplazó de la media tijera rotativa inferior por juego fuera de límites.			Reparada

*Nota: La etiqueta y el formato de discrepancia, por la instalación de la media tijera Ver 3, la N/S M1059, tienen la misma fecha, pero no el mismo número de discrepancia, aunque sí corresponden al trabajo referido (juego en el balero esférico y los casquillos, detectado durante la verificación

²¹ El fabricante estableció en el punto 7 "Guidelines for (M) procedures" del MMEL, que la desactivación del sistema se realiza sacando el ruptor del circuito correspondiente y asegurando el sistema bloqueando el ruptor correspondiente a través de un anillo-tope y una etiqueta.

²² Flight Director, Director de vuelo.



2020
LUNA PERAZO

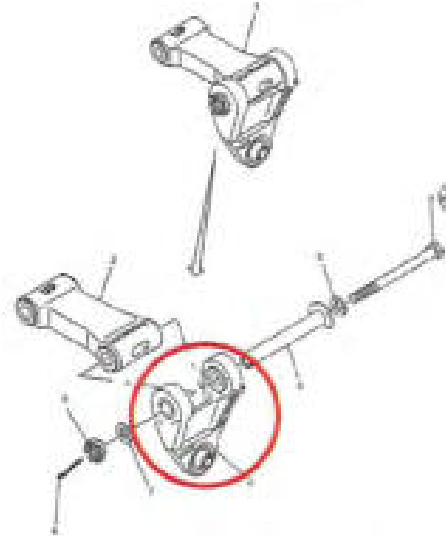


diaria)³³, en entrevista con el personal técnico de mantenimiento del taller RFS, aclaró que por error de escritura, dejaron el número de discrepancia 035/2017 de fecha 19 de octubre de 2017, pero que la real fue la 020/2018 de fecha 04 de diciembre de 2018. De hecho, la última discrepancia en diciembre de 2018 fue la 022/2018, para cambiar carbones de una marcha-generator.

En esta tarea, el personal de mantenimiento removi6 4 bujes (bushings) (N/P 07-261-08-024), 2 laminillas (shims) (N/P 120-008C34E21), 1 conjunto de media tijera rotativa (half scissor assy) (N/P 109-0134-10-105), 1 manga (sleeve) (N/P 109-0110-69-107) y 1 manga (sleeve) (N/P 109-0110-69-105); esos mismos componentes fueron instalados como nuevos, excepto la media tijera rotativa que tenía una condición de reparada, con su respectiva forma FAA 8130-3.



1.6.2.1. Media tijera (Half scissor) removida el 20 de diciembre de 2018 por juego excesivo del cojinete esférico



1.6.2.2. Imagen proporcionada por el fabricante de la parte removida para mayor ejemplificación

1.6.2.3. Reemplazos de la marcha-generator y carbones.

Fecha	Tiempo total	Referencia técnica	Motivo del reemplazo	Serie removido	Serie instalado	Condición
19-Jun-18	1,958:25	Reparación Mayor	Reemplazo de la marcha-generator (starter generator) #1 N/P 160SG139Q-2.	Ver referencia 3		Reparación Mayor
27-Jul-18	1,998:14	10/2018	Reemplazo de la marcha-generator #1 N/P 160SG139Q-2 por convenir de mantenimiento.			Reparación Mayor
31-Aug-18	2,050:47	241/2018	Inspección especial cada 300 hrs de la marcha-generator (el propietario solicitó una inspección cada 50 horas). En este momento, se reemplazaron todos los carbones (brushes). Lista de	N/A	N/A	Nuevo

³³ La inspección programada para verificar el juego, se realiza cada 100 horas de vuelo (OT; RFS-337/2018); la última inspección se realizó el 12 de octubre de 2018, cuando el helicóptero contaba con 2,101 horas de vuelo.





Fecha	Tiempo total	Referencia técnica	Motivo del reemplazo	Serie removido	Serie instalado	Condición
12-Oct-18	2,101:08	337/2018	materiales IAW en la Orden de trabajo N/P 150SG1009-20XL2. Inspección especial cada 300 hrs de la marcha-generador (el propietario solicitó una inspección cada 50 horas). En este momento, se reemplazaron todos los carbones. Lista de materiales IAW en la Orden de trabajo N/P 150SG1009-20XL2.	N/A	N/A	Nuevo
13-Dec-18	2,165:02	22/2018	En la inspección de 300 hrs a ambas marcha-generador los carbones se encontraron dañados siendo reemplazados de acuerdo al IAW MM @ A/C TT: 2,168:32hrs.	N/A	N/A	Nuevo

1.6.2.4. Reemplazos de la unidad de control del generador.

Fecha	Tiempo total	Referencia técnica	Motivo del reemplazo	Serie removido	Serie instalado	Condición
27-Jul-18	1,998:14	08/2018	Falla de arranque (start failure) en el motor # 1 después del análisis de fallas (troubleshooting) la Unidad de Control del Generador (GCU) #1 fue reemplazada.	Ver referencia 3.		Reparada
19-Aug-18	2,021:13	12/2018	La marchar generador #1 fallo y la barra eléctrica (electrical bus) lado #1 se desconectó, no se pudo reestablecer el sistema. Después del aislamiento de falla el GCU #1 fue reemplazado.			Reparada
7-Sep-18	2,059:11	15/2018	Por convenir a mantenimiento, se reemplazó el GCU #1 N/P GCSG505-2B-1			Reparada

1.6.2.5. Cambios de otros componentes.

En la revisión de los registros de mantenimiento se encontró lo siguiente²⁴:

1. El 17 de octubre de 2017, se realizó el reemplazo del soporte del plato oscilante (swashplate support N/P 109-0110-05-101) por otro con un número de parte diferente (N/P 109-0134-29-101), este último fabricado en acero en lugar de aluminio; como consecuencia, tiene un nuevo límite de vida de 24,000 horas de vuelo. Esta es una modificación que el fabricante le aprobó a RFS.
2. El absorbedor de vibración del mástil (Mast vibration Absorber - MVA), que, a su vez contenía la masa absorbidora de vibración (Mass Vibration Absorber - MVA), de acuerdo con el historial de mantenimiento, se encontraba instalado en el helicóptero.
3. El MVA (mast vibration absorber – absorbedor de vibración del mástil) se removió el 22 de julio de 2018 cuando el helicóptero contaba con 1,994.13 horas de vuelo (Orden de trabajo RFS-215/2017, de fecha 17 de octubre de 2017, la fecha de cierre de la orden de trabajo fue el 22 de julio de 2018)²⁵.

²⁴ La lista de equipo y las listas de componentes instalados/removidos, muestran una serie de inconsistencias, algunas de ellas asociadas, pero no limitadas a fallas recurrentes mencionadas anteriormente. En varios casos, también falta la Forma EASA 1 o FAA 8130.

²⁵ A partir del 27 de julio de 2018, algunas de estas acciones de los equipos instalados se registraron sin sello y/o firma.



cuando se reemplazó el soporte del plato oscilante por haber alcanzado el límite de vida de 1,000 horas de vuelo. Cabe señalar que el tiempo programado para el cambio de este componente era, a las 2,000 horas de vuelo.

4. A partir del Boletín Opcional A109S-32, que describe la instalación del MVA (mast vibration absorber – absorbedor de vibración del mastil) se generó la Orden de Trabajo (OT) RFS-298/2018, por lo que técnicos del taller aeronáutico RFS revisaron el torque del MVA (referencia 0B-A-05-70-13-00A-000A-A) por 5-10 horas de vuelo, revisando también las tuercas de los pernos del anillo del rotor principal (main rotor ring nut bolts) cuando el helicóptero tenía 2004:42 hrs., el 3 de agosto de 2018.

1.6.2.6. Motores.

- a. El 06 de abril de 2018, la tripulación asentó en el folio 674 de la bitácora de mantenimiento en la sección de Observaciones y Reportes:
"(...) Presento el motor 1 stall de compresor durante el paso de marcha lenta a vuelo, 3 pops continuos (...)" [sic].
Mantenimiento indicó:
"(...) Se revisa conforme a M. M. Ref. 72-00-02, fig-114, quedando operativo (...)" [sic].
- b. El 12 de abril de 2018, la tripulación asentó en el folio 677 de la bitácora de mantenimiento en la sección de Observaciones y Reportes:
"(...) Presento el motor 1 stall de compresor durante el paso de marcha lenta a vuelo, 2 pops continuos (...)" [sic].
Mantenimiento indicó:
"(...) Se efectuó lavado de compresor con solución y se revisaron los alabes del compresor se efectuaron pruebas en tierra y no presento anomalías referencias 72-00-02 (...)" [sic].
- c. El 23 de abril de 2018, la tripulación asentó en el folio 686 de la bitácora de mantenimiento en la sección de Observaciones y Reportes:
"(...) 1. Presento el motor 1 stall de compresor durante el paso de marcha lenta a vuelo, 5 pops, 2. Arranque motor 2 no fue efectivo (no hubo marcha) (...)" [sic]
Mantenimiento indicó:
"(...) 1. Se realizó lavado de compresor de ambos motores ref. 72-00-02, 2. Se realizaron pruebas operativas quedando operativo (...)" [sic].

Los motores recibieron el servicio de 200 horas, llevado a cabo a 28 de noviembre de 2018, es decir tenían 28.10 horas de su última inspección. Los "pops" y desplomes en el motor número uno puede ser una indicación de suciedad en los componentes internos del motor debido a insuficiente lavado del compresor, esto puede confirmarse mediante la acción de mantenimiento de lavados de este módulo. Después del lavado del compresor, las verificaciones realizadas indicaron que el motor recuperó el margen de potencia y volvió a la operación normal con el plan programado. No hubo más reportes asentados en bitácora de mantenimiento en este sentido después del 23 de abril de 2018.

En cuanto al historial de inspecciones y mantenimiento realizados a los motores, solamente el motor posición 1, con tiempo total de 2,178.7 horas, contaba con las siguientes discrepancias:

- a. El monitoreo de parámetros llevado a cabo, especialmente la verificación de potencia, no fueron debidamente asentados en bitácora.
- b. Aplicación de inspección por boroscopio cada 50 horas (recomendación del fabricante P&WC).





- c. Cuando el motor alcanza un tiempo total de 1,600 horas, requiere una inspección de la sección caliente (HSI). P&WC había acordado que el motor podría considerarse "a condición" (on-condition) y retrasar el HSI, siempre que el margen de rendimiento siguiera siendo positivo, en junio de 2018, el taller cumplió con la inspección intermedia, cuando este motor tenía 1,952 horas totales.

Después de la investigación de campo se llevó a cabo una evaluación inicial y se enviaron los motores para una investigación más profunda. Ver punto 1.15.3 de este informe de hechos para obtener información sobre la inspección inicial en el sitio del accidente.

1.6.3. Datos operacionales.

De acuerdo con la base de datos del Certificado de Tipo (CT) número EASA.R.005 expedido por la Autoridad Aeronáutica Europea (EASA), el poseedor del CT es Leonardo S.P.A, el helicóptero es Categoría A, Small Rotorcraft, aprobado el 1 de junio de 2005; entre otra información que contiene el CT están los siguientes datos operacionales más representativos:

Peso máximo de despegue:	3,175 kg
Cantidad de tanques de combustible:	2
Capacidad de combustible:	563 lt
Velocidad máxima:	311 km/hr (168 nudos)

No. de Tripulantes:	1 piloto
No. Pasajeros:	7
Techo:	6,096 m (20,000 pies)

1.6.4. Carga y balance.

De acuerdo con la remisión de fecha 24 de diciembre de 2018, se le suministraron al helicóptero la cantidad de 286 litros (225 kgs) de turbosina y considerando los datos que se han investigado, se determinó que un pasajero iba en el asiento central y dos en el asiento trasero, sin que llevaran equipaje en el compartimiento de carga, por lo que el Peso de despegue (PD) fue de 2,915.0 Kgs y el centro de gravedad (CG) quedó a 3,307.0 mm del Datum; concluyéndose que el CG estaba dentro de la envoltura de vuelo.

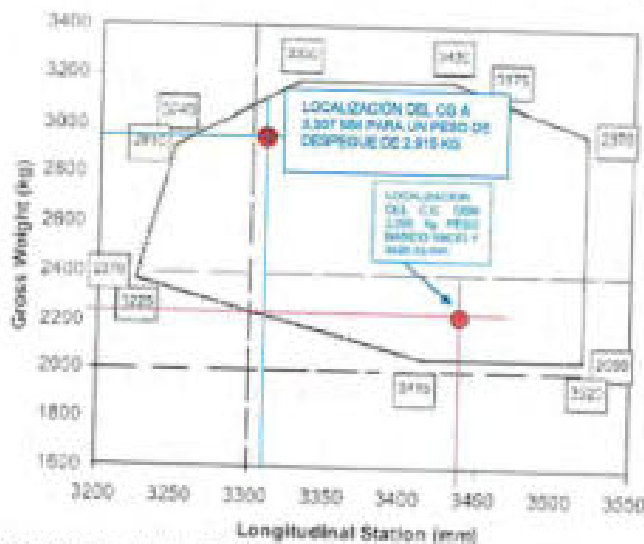


Fig. 16.4.1. Envolvente del CG con peso vacío y peso de despegue de 2,915 kg

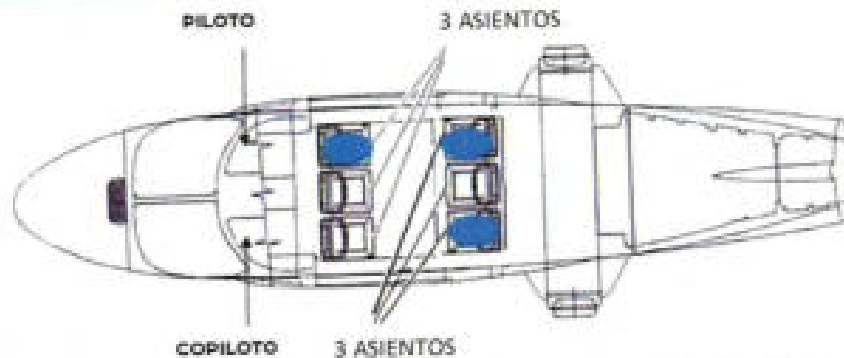


Fig. 1.6.4.2. Ubicación de los pasajeros en la cabina de acuerdo con declaraciones de testigos.

Considerando las condiciones de tiempo y los datos de la operación del helicóptero XA-BON arriba mencionado, con una altitud de crucero de 2,895.6 m (9,500 pies) propuesto por la tripulación y corroborado por la lectura en el radio-altímetro, la temperatura ambiente de 21 °C, obtenida del METAR, de acuerdo con la gráfica 1-5 del Manual de vuelo del equipo A109S, se obtiene una densidad-altitud equivalente de 3,810 m (12,500 pies), para tener una velocidad de nunca exceder (Vne) de 154 nudos.

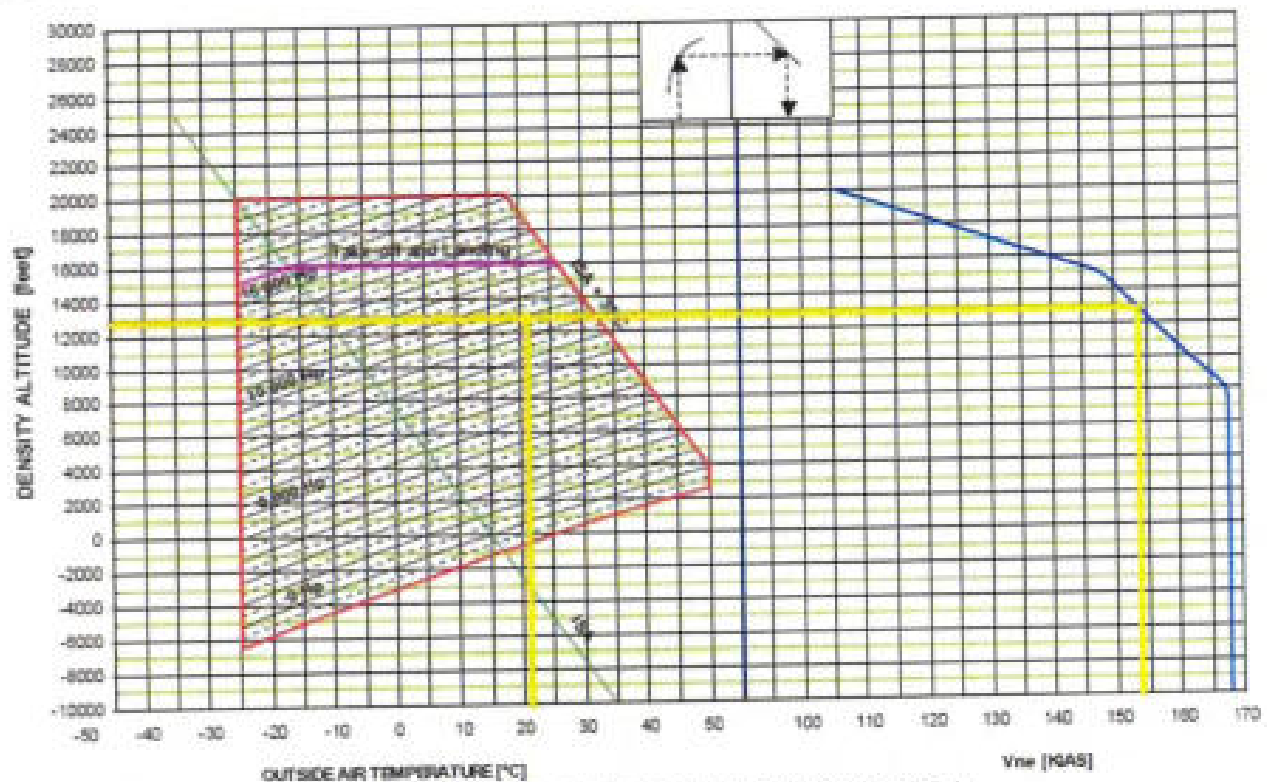


Fig. 1.6.4.3. Gráfica 1-5 Airspeed limitation Vne (Power-Gn)



**1.6.5. Pérdida de control en vuelo (LOC-²⁶).**

De acuerdo con las evidencias obtenidas de la investigación de campo, historial de mantenimiento, después de haber analizado la mecánica del impacto y fuego y de valorar las declaraciones de los testigos, se concluyó que era posible investigar 6 posibles escenarios que podrían haber provocado una pérdida de control en vuelo relacionada con una falla mecánica.

La metodología para determinar cuál o cuáles de los 6 escenarios planteados estuvieron involucrados en el accidente, consistió en realizar la inspección de todos los componentes mecánicos disponibles que involucran a los sistemas inherentes a los escenarios mencionados a continuación, así como a sus componentes.

1. Falla al transmitir la potencia al rotor principal (Failure to transmit power to the main rotor head).
2. Falla al transmitir la potencia al rotor de cola (Failure to transmit power to the tail rotor head).
3. Falla al transmitir el levantamiento al helicóptero (Failure to provide lift to the rotorcraft).
4. Falla al proveer el empuje antitorque (Failure to provide anti-torque thrust).
5. **Ambos actuadores lineales se desplacen a su extremo, sin ser comandados, de manera simultánea, ambos en el mismo eje de cabeceo o ambos en el mismo eje de alabeo (Both linear actuators driven in simultaneous hardover in pitch or roll axis).**
6. Pérdida del Sistema hidráulico en ambos circuitos de control de vuelo (Loss of hydraulic power in both flight control circuits).

Los resultados del análisis de estos componentes están plasmados en Anexo D. "Inspección a los controles de vuelo". Al realizar la inspección de los componentes de cada uno de los sistemas involucrados, arriba descritos, las evidencias de los daños que presentaban indican un sobre esfuerzo, daños por impacto y fuego, por lo que se determinó que los sistemas examinados no estuvieron involucrados en la ocurrencia del accidente; excepto los que se indican en el escenario número 5 "Ambos actuadores lineales se desplacen a su extremo sin ser comandados de manera simultánea en el eje de cabeceo/alabeo (Both linear actuators driven hard-over in pitch/roll axis)", debido a las evidencias recopiladas en la investigación de campo, datos de laboratorio, análisis de información técnica de mantenimiento y por existir un componente que requería ser cambiado y no se realizó. Por tal motivo la investigación se centró en el sistema de vuelo automático del helicóptero, con especial interés en los actuadores lineales electromecánicos ya que el resto de los componentes (computadoras del Helipilot y giros verticales) del sistema del piloto automático, resultaron destruidos por impacto y fuego."

1.6.6. Descripción del Sistema de Vuelo Automático (AFCS).

El Sistema de vuelo automático (Automatic Flight Control System, AFCS) realiza las funciones básicas de estabilización y de piloto automático (AP) del helicóptero. El AFCS incluye:

- a. El Sub-Sistema de estabilización automática.
- b. El Sub-Sistema de auto-trim.

El AFCS funciona como conjunto con el Sistema de actitud y dirección, el Sistema de giro del régimen de guiñada y el Sistema de director de vuelo y son el medio para controlar automáticamente el vuelo. El diagrama esquemático del AFCS se muestra en la Imagen 4 del Adjunto A.

²⁶ Se refiere a accidentes en los que la tripulación de vuelo no pudo mantener el control de la aeronave en vuelo, resultando en una desviación irrecuperable de vuelo. LOC-I puede resultar de una variedad de escenarios que incluyen fallas del motor, formación de hielo o desplomes.





El AFCS consta de dos subsistemas independientes controlados por un panel de control común. Cada sistema consta de una computadora, tres actuadores lineales para el SAS 1, dos actuadores lineales para el SAS 2 y dos transmisores sincrónicos (synchro-transmitters) de posiciones (alabeo y cabeceo); los actuadores lineales se interconectan, a través de la unidad mezcladora, con los servo-actuadores hidráulicos del bastón cíclico, de aquí se conectan al plato oscilante y de éste salen las varillas de cambio de paso que, a su vez, se conectan con las palas del rotor principal; el actuador lineal de guiñada, se une al servo-actuador hidráulico del rotor de cola.

La computadora No.1 procesa las señales de actitud y rumbo, provenientes del giro vertical (vertical gyro) y del giro del régimen de guiñada (yaw rate gyro) y las señales de los transmisores sincrónicos (synchro-transmitters) de posición, desde el bastón del cíclico (cyclic stick) y los pedales (rudder pedals); luego envía las señales de control correctas a los actuadores lineales. La computadora No. 2 funciona de igual manera que la computadora No. 1, pero sin el canal de guiñada.

La carrera de desplazamiento de los actuadores lineales longitudinalmente es del orden de 5.28% (con respecto al control total de la carrera) y el desplazamiento de los actuadores lineales lateralmente, es del orden de 5.34%; en tanto que el desplazamiento del actuador lineal de guiñada es del orden de 7.21%.

Los actuadores lineales son instalados en serie en el control de enlace (control linkage) y, por lo tanto, operan sin cambiar la posición del bastón cíclico y de los pedales. Los transmisores sincrónicos (synchro-transmitters) detectan la rotación del control al que están conectados por medio de eslabones. La rotación nominal de los transmisores sincrónicos es de $\pm 30^\circ$.

El sistema de estabilización automática tiene dos modos de operación:

- 1) Sistema de aumento de estabilidad (SAS) y
- 2) Modo de retención de actitud (ATTD HOLD).

En el modo SAS, cada canal de estabilización automática funciona como un sistema de amortiguamiento para estabilizar el helicóptero cuando es cambiada su configuración normal de vuelo por fuerzas externas (turbulencia, corrientes ascendentes/descendentes, cambios bruscos de rumbo). En este modo, la operación del sistema de estabilización automática no interfiere con los cambios de actitud del helicóptero comandados por el piloto.

En el modo ATT HOLD, cada canal de estabilización automática es capaz de mantener la actitud de confort del vuelo, proporcionando al piloto capacidades limitadas de llevar el control cíclico en manos libre (hands-off flying). El piloto tiene la posibilidad de controlar momentáneamente el helicóptero, accionando el interruptor del selector de ajuste (beeper trim selector switch), ubicado en la empuñadura del bastón cíclico (cyclic stick grip).

Para permitir el control automático de la trayectoria de vuelo, el sistema de estabilización automática (SAS) puede estar acoplado al sistema del director de vuelo. En este modo, las computadoras dirigen automáticamente al helicóptero a lo largo de los ejes longitudinal y transversal, para seguir los comandos del FD (Flight Director-Director de vuelo), que se muestran en el EADI (Electronic Attitude Display Indicator - Dispositivo Electrónico Indicador de Actitud).

La operación del sistema de estabilización automática es monitoreada a través de mensajes de precaución que aparecen en el EDU (Electronic Display Unit - Unidad de dispositivo electrónico) del piloto, cuando el sistema no está operativo.

Los componentes principales del sistema y su ubicación se muestran en la imagen 5, del Adjunto A.





Cuando se engarza el Sistema de Autotrim, este proporciona energía a los frenos magnéticos cíclicos laterales y longitudinales en cualquier momento, cuando los dos actuadores lineales de cabeceo y alabeo han excedido el 30% de su desplazamiento en la misma dirección (ambos en extensión o ambos en retracción), y han estado bajo esta condición durante al menos 3 segundos para que el sistema de Autotrim regrese a su posición central. Esta acción restaura la autoridad total de los actuadores y releva al piloto de un monitoreo continuo.

Nota: Es necesario el re-ajuste en el eje de guiñada. El sistema de auto-corte (auto-trim) está operativo cuando ambos sistemas de estabilización automática están en modo Acoplado (COUPLED). La acción del auto-trim puede ser interrumpida al desengarzar cualquier sistema de estabilización automática, aplicando fuerza al bastón cíclico (cyclic stick) o girando a Cortado (Off) el interruptor F-TRIM (Force Trim).

Gráfico de los componentes principales del Sistema de Auto-recorte (Auto-trim System) y su ubicación se muestran en la imagen 6, del Adjunto A.

El helicóptero modelo A109S cuenta con un sistema de Director de vuelo (FD). Este sistema procesa la información de navegación y actitud por medio de un sensor externo y proporciona comandos de dirección en los ejes de alabeo y cabeceo, los cuales se muestran en el EADI y son suministrados al sistema de estabilización automática para un control automático del vuelo en ruta.

El sistema FD funciona en conjunto con los sistemas VOR/LOC, el de girocompás, el de giróscopo vertical, el de radio altímetro y el de estabilización automática. Consta principalmente de una computadora, un sensor de altitud, un sensor de velocidad del aire, un panel de control, un transmisor sincronizador de la leva colectiva (collective lever synchro-transmitter). La computadora del FD proporciona todos los comandos de cabeceo, alabeo y ejes colectivos, a la EADI y a la computadora del sistema de estabilización automática.

El canal lateral combina los datos seleccionados de rumbo, actitud, navegación y curso, introducidos en la computadora lateral del cíclico. La altitud, la velocidad del aire, la velocidad vertical instantánea, errores de la pendiente de planeo, son calculados y se combinan con la actitud de cabeceo para proporcionar comandos cíclicos longitudinales. El monitoreo interno proporciona una retracción automática cuando un sensor no envía información correcta o la computadora ha fallado, evitando así que el piloto siga un comando no válido. El sensor de altitud utiliza presión estática, obtenida de un puerto de presión estática integral, para producir una señal de salida que es proporcional a la altitud. Esta señal de salida se utiliza en la computadora del FD para proveer información de mantener una altitud y una velocidad vertical.

El sensor de velocidad del aire utiliza presiones dinámicas y estáticas para producir una señal de salida que es proporcional a la velocidad calibrada del aire. Esta señal de salida se utiliza en la computadora del FD para proveer información de la velocidad a mantener. La presión dinámica se obtiene de la línea No. 2 del tubo pitot, mientras que la presión estática se obtiene de un puerto integral que censa presión estática.

El panel de control del FD permite al piloto seleccionar diversos modos de vuelo del sistema. El panel de control tiene interruptores de botón que se iluminan para seleccionar el modo de operación del FD en espera (Standby), eje de banqueo o eje de cabeceo. Cuando se selecciona un modo de operación, ese modo se muestra mediante la iluminación del interruptor de botón. El transmisor sincrónico (synchro-transmitter) proporciona información de posición de la leva colectiva (collective lever), para el uso en la computadora del FD en modo GA (Go Around-avance). El interruptor MSTR





AVNX controla los ruptores de circuito (circuit breakers). Gráfico de los componentes principales del Sistema del FD y su ubicación se muestran en la imagen 7 y 8, del Adjunto A.

1.6.7. Controles de vuelo.

El escenario 5 de los 6 relacionados con la pérdida de control en vuelo, tiene que ver con que ambos actuadores lineales se activen simultáneamente a una situación de *hardover*²⁷ en el eje de cabeceo o alabeo. Esta falla funcional es crítica cuando la operación se realiza bajo las reglas de vuelo por instrumentos (IFR), a alta velocidad con manos fuera de los controles (high speed hands off flight), y está clasificada como catastrófica por LHD, debido a un movimiento repentino no comandado de los controles de vuelo que puede ocasionar un cambio brusco de actitud de la aeronave con posible pérdida de control. Las siguientes consideraciones deben tenerse en cuenta:

1. Las señales de actitud son suministradas a las dos computadoras del Helipilot, por medio de dos giróscopos verticales independientes. Los dos actuadores lineales, instalados en serie, son controlados de manera independiente por las dos computadoras del Helipilot (cada Helipilot controla solamente un actuador lineal de cabeceo y uno de alabeo). Por lo tanto, dos fallas independientes pueden ocurrir en los giróscopos verticales, en los Helipilots o en los actuadores lineales.
2. Este escenario se considera catastrófico solo en el caso de un doble "hardover", la dirección del "hardover" debe ser en el mismo sentido, ya sea ambos en extensión o ambos en retracción, ambos en el eje de cabeceo o ambos en el eje de alabeo, de manera independiente y simultáneo durante el vuelo IFR de alta velocidad, ya que el piloto puede no tener tiempo suficiente para reaccionar al primer "hardover" y mantener las actitudes de la aeronave bajo control, si la segunda falla del actuador ocurre antes del tiempo de reacción convencional de 3.5 segundos.

De hecho, el "hardover" de un solo actuador lineal no resulta en un escenario catastrófico

Existen dos acciones correctivas por parte del piloto ante la pérdida de control de un helicóptero, relacionado con el "hardover", y son:

Acción 1. *Un actuador lineal experimenta un "hardover" y el segundo actuador lineal compensa.*
Cuando el helicóptero se encuentra en fase de vuelo y un actuador lineal se **extiende/retrae** hacia su extremo sin ser comandado, es decir cuando se presenta un "hardover", el helicóptero presentará un alabeo hacia la **izquierda/derecha** casi imperceptible, debido a que esta falla es corregida inmediatamente por el actuador lineal del helipilot que está operativo (SAS 1 o 2); el piloto, después de tomar los controles y apagar el actuador lineal que presentó la falla, solamente deberá restringir su operación a reglas de vuelo visual y que el vuelo se continúe con una velocidad máxima de 128 nudos y/o con una velocidad vertical de 1,000 pies/min, y altura mínima sobre el terreno de 500 pies; siendo el helicóptero totalmente controlable. (ver 1.6.8.1.a.)

Acción 2. *Un actuador lineal experimenta un "hardover" y el segundo actuador esta fuera de servicio [apagado (OFF)/sin alimentación].*

Cuando un helicóptero es despachado con un SAS (1 o 2) inoperativo, se aplican las limitaciones aplicables del RFM y las instrucciones de la MEL. Si ocurre una falla del actuador lineal operacional "remanente", el helicóptero realizara un alabeo hacia la izquierda o hacia la derecha (dependiendo de la dirección del "hardover"), el piloto aún puede recuperar el control del

²⁷ Desplazamiento mecánico, en la dirección de extensión o retracción, hasta el límite de desplazamiento o movimiento disponible sin ser comandado, manteniéndose en esa posición.





helicóptero, después de apagar el segundo actuador lineal, el vuelo puede continuar con controles manuales.

El "hardover" en un solo actuador lineal o doble (incluso simultáneo u ocurriendo dentro de 3,5 segundos entre sí) en la misma dirección no resultaría en un escenario catastrófico si el piloto está volando manualmente el helicóptero (control manual).

3. Por lo tanto, para resultar en un efecto catastrófico, los dos actuadores lineales ya sea en el eje de alabeo o ambos en el eje de cabeceo, tendrían que desplazarse hasta el límite de su carrera (no comandados), ambos en la dirección de extensión o ambos en la dirección de retracción, es decir a "hardover" de manera "simultánea²⁹" y se debe atender (comandar) en un tiempo de reacción de 3.5 segundos para llevar el vuelo a modo manual.
4. Este escenario se considera catastrófico solo en el caso de un doble "hardover", la dirección del hardover debe ser en el mismo sentido, ya sea ambos en extensión o ambos en retracción, ambos en el eje de cabeceo o ambos en el eje de alabeo, de manera independiente y simultáneo durante el vuelo IFR de alta velocidad, ya que el piloto puede no tener tiempo suficiente para reaccionar al primer "hardover" y mantener las actitudes de la aeronave bajo control, si la segunda falla del actuador ocurre antes del tiempo de reacción convencional de 3.5 segundos.

1.6.8. Restricciones de Operación del helicóptero.

1.6.8.1. Operación del Helipilot.

Las siguientes consideraciones fueron tomadas de la Sección 1, Limitaciones del Manual de Vuelo del helicóptero A109S (Doc N°109G0040A013)

Cuando el helicóptero se encuentre en vuelo y se presente que un solo helipilot está operativo (SAS 1 o SAS 2) el manual de vuelo del helicóptero indica que:

AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM LIMITATIONS

Minimum AFCS configuration

for VFR flight No helipilot (SAS/ATTD HOLD) required

Minimum AFCS configuration

to start IFR flight SAS 1, SAS 2 and

ATTD HOLD mode ON

FLIGHT WITH ONE HELIPILOT OPERATIVE ONLY (SAS 1 or 2)

VFR Flight

Fly attentive up to 128 KIAS and/or 1000 ft/min rate of climb, and above 500 ft AGL.

Fly manually in all other conditions.

IFR Flight

The following limitations apply:

Maximum airspeed 128 KIAS

Maximum rate of climb 1000 ft/min

Fly attentive above 500 ft AGL.

Fly manually below 500 ft AGL.

1.6.8.1.a. Restricciones en la operación cuando un canal de SAS esta inoperativo

²⁹ De acuerdo con el proceso de certificación del helicóptero, se considera una falla simultánea cuando existe una diferencia de 3.5 segundos entre la ocurrencia de una falla inicial con respecto a una segunda falla.





Cuando solamente un SAS está operativo, el Manual de vuelo del helicóptero restringe su operación a reglas de vuelo visual y que el vuelo se realice con una velocidad máxima de 128 nudos y/o con una velocidad vertical de 1,000 pies/min, y altura mínima sobre el terreno de 500 pies; en todas las demás condiciones, el helicóptero deberá volarse manualmente.

Los siguientes procedimientos están tomados de la Sección 3 "Procedimiento de emergencia" del Manual de Vuelo del helicóptero A1095 (Documento N° 109G0040A013).

CAUTION

With the Flight Director coupled, following a single SAS failure or ATT mode failure, the AUTOTRIM function is inoperative. Without the Flight Director coupled, the AUTOTRIM function is always inoperative. In these conditions, the pilot is recommended to fly checking the API position or fly decoupled, due to the reduced system authority.

Note

HELIPLOT indicators normally refer to SAS 1. Turning SAS 1 off, HELIPLOT indicators will automatically switch to SAS 2.

1.6.8.1.b. Especificaciones con el Director de vuelo acoplado y mal funcionamiento del SAS

El procedimiento de emergencia indica que con el FD (Flight director-Director de vuelo) acoplado, luego de una falla de un SAS o una falla ATT mode, la función del AUTOTRIM queda inoperativa.

Sin el FD acoplado, la función del AUTOTRIM está siempre inoperativa; en estas condiciones se recomienda al piloto, volar comprobando la posición API (Auto pilot indicator) o volar desacoplado, debido a la reducida autoridad del sistema.

Nota: Los indicadores HELIPLOT normalmente se refieren a SAS 1. Al pasar SAS 1 a la posición de cortado (OFF), los indicadores del HELIPLOT cambiarán automáticamente a SAS 2.

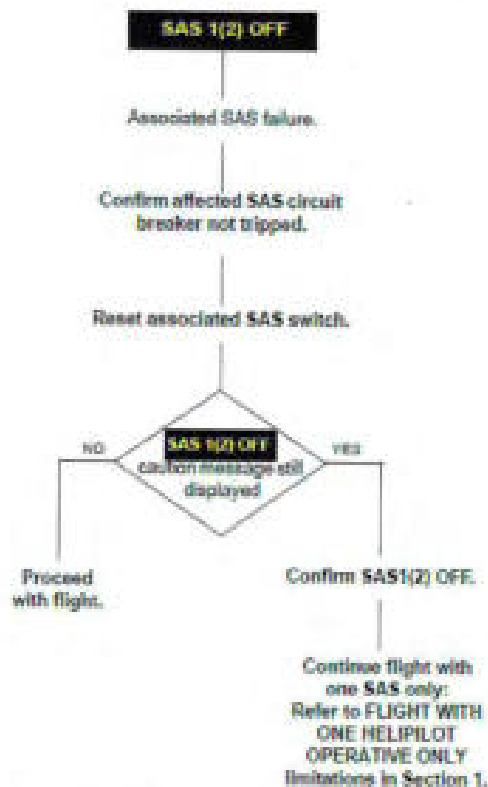
1.6.8.2. Modo de actitud fuera de servicio (Attitude mode OFF).

Las siguientes consideraciones fueron tomadas de la Sección 3, "Emergency procedure" (Procedimientos de emergencia) del Manual de vuelo del helicóptero A1095 (Doc N°109G0040A013: Cuando por alguna circunstancia, al seleccionar ATTD HOLD, no se mantiene la actitud seleccionada del helicóptero, el procedimiento indica que se desconecte el ATTD HOLD y se prosiga con el vuelo.



1.6.8.3. SAS 1 (ó SAS 2) cortado (OFF).

La siguiente consideración fue tomada de la Sección 3, "Emergency procedure" (Procedimientos de emergencia) del Manual de vuelo del helicóptero A109S (Doc N°109G0040A013): Cuando el helicóptero este en vuelo y exista la falla funcional de un SAS, el Manual de vuelo indica que lo primero que debe hacer el piloto es identificar cuál SAS presenta la falla y confirmar que el interruptor del SAS afectado no se haya disparado; posteriormente debe resetear el SAS afectado a través de su interruptor y verificar el mensaje de precaución, si este desaparece al seguir el procedimiento, se puede proseguir con el vuelo; cuando el mensaje de precaución permanece en el dispositivo, se deberá confirmar que el SAS afectado funcionalmente se ponga en posición de cortado (OFF), y se deberá continuar el vuelo con un SAS operativo, con las restricciones que se indican en el punto 1.6.7.1, de este documento.



1.6.8.3.a. Restricciones en la operación de mal funcionamiento del SAS

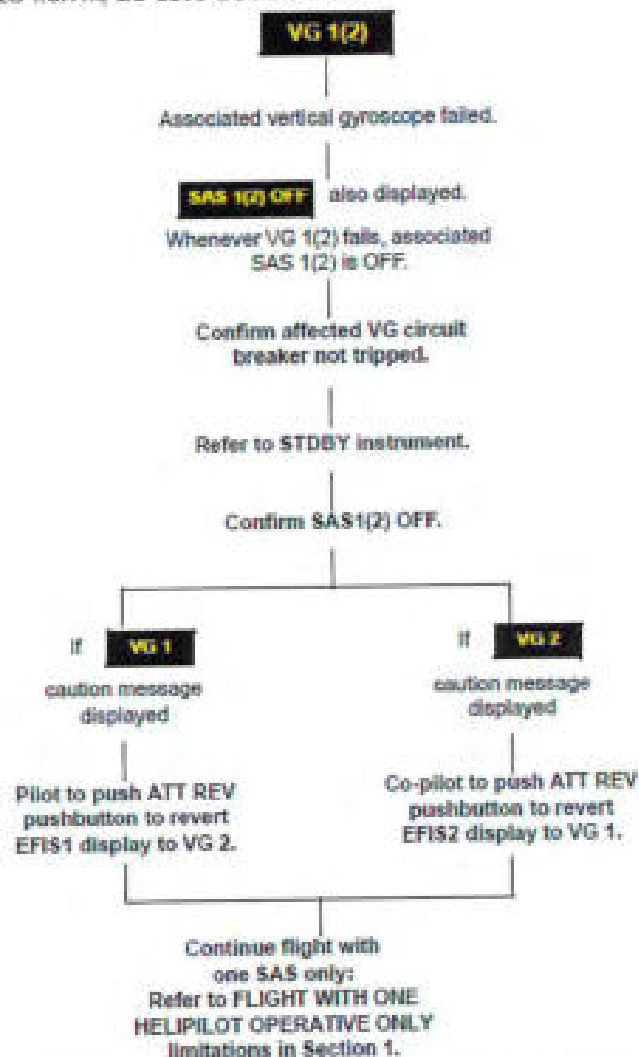




1.6.8.4. Falla del giro vertical.

La siguiente consideración fue tomada de la Sección 3, "Emergency procedure" (Procedimientos de emergencia) del Manual de vuelo del helicóptero A109S (Doc N°109G0040A013): Cuando en la fase de vuelo se presente la falla del giro vertical 1 (ó del 2), se tiene que identificar cual giro vertical falló, mismo que también se mostrará en la PFD (Pantalla primaria de vuelo - Primary Flight Display); cualquier falla del giro vertical 1 (ó 2), está asociada al SAS 1 (ó al SAS2), por lo que éste se desengarzará automáticamente; se deberá verificar que no se haya disparado el ruptor de circuito del giro vertical y se procederá a dejar el instrumento en STDBY (Stand By).

Deberá confirmarse que el SAS 1 (ó el 2) afectado; se deshabilite (OFF); si la falla funcional y el mensaje de precaución que proviene del giro vertical (VG1) se desplegó, el piloto deberá presionar el botón ATT REV para revertir la pantalla EFIS1 a VG2, en caso de que sea el VG2 el que presenta la falla, el copiloto deberá presionar el botón ATT REV para revertir la pantalla EFIS2 a VG1. Para ambas condiciones se puede continuar con el vuelo llevando solo un SAS operativo, con las restricciones que se indican en el punto 1.6.7.1, de este documento.



1.6.8.4.a. Procedimiento para el mal funcionamiento del giro vertical



1.6.8.5. Mal funcionamiento del Helipilot.

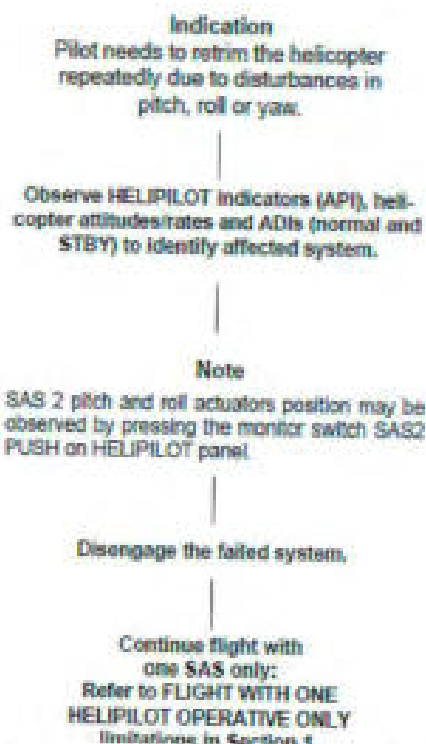
Durante el vuelo el funcionamiento del sistema de Helipilot, puede presentar mal funcionamiento, requiriéndose la intervención del piloto. Estas fallas se describen a continuación:

- a) Alteraciones repetidas durante la operación del Helipilot en el cabeceo, alabeo o guiñada.

Primeramente, el piloto necesita "re-trimear" (to retrim) el helicóptero constantemente, debido a la alteración en el cabeceo, alabeo o guiñada. Deberá observar los indicadores del Helipilot (API), actitud/régimen del helicóptero y las ADI²⁸s (normales y en espera "standby") para identificar el sistema afectado. Nota: Los actuadores de cabeceo y alabeo del SAS2, pueden observarse presionando el interruptor del monitor SAS2 en el panel del Helipilot, finalmente se procederá a desengazar el sistema que falló funcionalmente y se puede continuar el vuelo con un SAS operativo, con las restricciones que se indican en el punto 1.6.7.1., de este documento.

During operation of the Helipilot System, malfunctions may occur which require pilot's intervention. These malfunctions are described below.

REPEATED DISTURBANCES DURING PITCH, ROLL OR YAW HELIPILOT OPERATION



1.6.8.5.a. Procedimiento para el mal funcionamiento del Helipilot

- b) Mal funcionamiento – oscilaciones.

En este escenario se debe reducir la potencia (si es posible), así como la velocidad a 128 KIAS como máximo; se deberá observar los indicadores de Helipilot (API), la actitud/régimen del helicóptero y

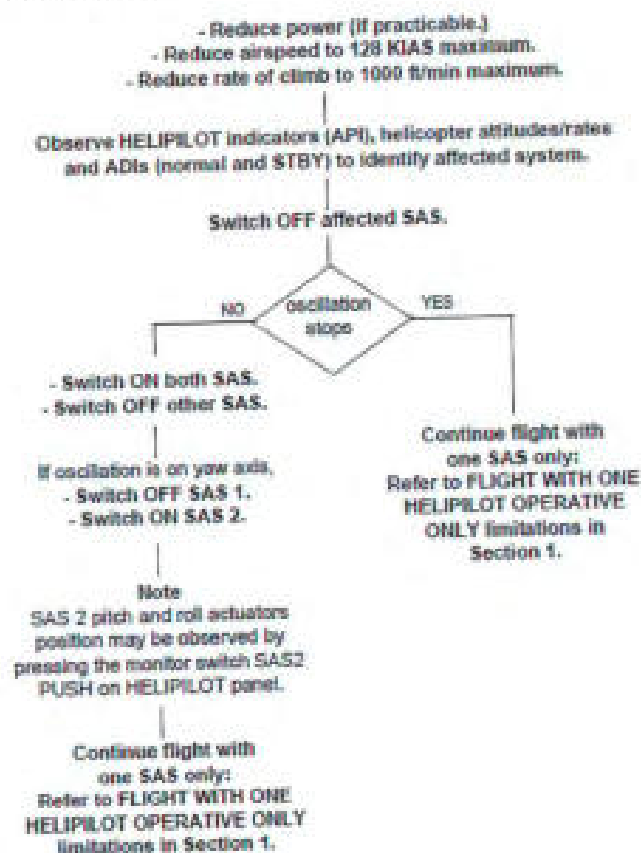
²⁸ Attitude Data Indicator





las ADIs (normales y en espera "standby"); para identificar el sistema afectado, se procederá a apagar el SAS correspondiente, si las oscilaciones cesan, se deberá continuar volando solo con un SAS operativo, con las restricciones que se indican en el punto 1.6.7.1., de este documento. En caso de que las oscilaciones no cesen, se colocarán en puesto (ON) ambos SAS, se desengarza un SAS, si las oscilaciones continúan en el eje de guiñada, se procederá a poner en apagado (OFF) el interruptor del SAS1 y el interruptor (switch) del SAS2, en puesto (ON). Nota: La posición de los actuadores de cabeceo y alabeo del SAS2, puede observarse presionando el interruptor del monitor SAS2 en el panel de Helipilot. Es posible continuar el vuelo solamente con un SAS operativo, con las restricciones que se indican en el punto 1.6.7.1., de este documento.

Advertencia (Warning): No intente aterrizar mientras exista un mal funcionamiento oscilatorio.



WARNING

Landing shall not be attempted while oscillatory malfunction exists.

1.6.8.5.b. Procedimiento con mal funcionamiento oscilatorio

En las posibilidades de falla de los sistemas arriba descritos, una de las constantes es la de disminuir la velocidad a 128 KIAS.

1.7. Información meteorológica.

METAR MMPB 241945Z 18005KT 12SM FEW220 19/02 A3028 RMK 8/002 AC=





El reporte METAR emitido por SENEAM en la estación Puebla, el día 24 de diciembre del 2018 a las 13:45 horas (19:45 UTC) indica: Viento con dirección de los 180° y una intensidad de 05 nudos (9 km/hr), visibilidad de 12 millas estatutas (20 km), existencia de algunas nubes a 6705.6 m (22,000 pies), Temperatura Ambiente de 19°C y 02°C de temperatura de punto de rocío; asimismo, el reglaje altimétrico era de 30.28 pulgadas de mercurio. Según se indica en las notas, prevalecía nubosidad dispersa a 6705.6 m (22,000 pies) de altitud.

Reporte correspondiente a la hora del accidente:

METAR MMPB 242043Z 18012KT 12SM FEW220 21/00 A3027 RMK 8/002 AC=

El reporte METAR emitido por SENEAM en la estación Puebla, el día 24 de diciembre del 2018 a las 14:43 horas (20:43 UTC) indica: Viento con dirección de los 180° y una intensidad de 12 nudos (22 km/hr), visibilidad de 12 millas estatutas (20 km), existencia de nubes a 6705.6 m (22,000 pies), Temperatura Ambiente de 21°C y 0°C de temperatura de punto de rocío; asimismo, el reglaje altimétrico era de 30.27 pulgadas de mercurio. Según se indica en las notas, prevalecía nubosidad dispersa.

1.8. Comunicaciones.

La tripulación del helicóptero estableció comunicación con los Servicios de Tránsito Aéreo de la Torre de Control Puebla a través de la frecuencia 118.20 Mhz; a continuación, se muestra la transcripción de las comunicaciones establecidas entre los servicios de tránsito aéreo y el helicóptero, en el vuelo del Aeropuerto Internacional de Puebla al helipuerto El Triángulo (en realidad, en el patio de una casa ubicada en lugar diferente), en la ciudad de Puebla.

HORA UTC	UNIDAD	CONTENIDO DE LAS COMUNICACIONES
19:33:41	XA-BON	TORRE PUEBLA DEL EXTRA ALFA BRAVO OSCAR NOVIEMBRE
19:33:50	TWR PBC	PROSIGA BRAVO OSCAR NOVEMBER
19:33:53	XA-BON	BUENAS TARDES AGUSTA CIENTO NUEVE SIERRA ESTAMOS EN SAASA CON EL PLAN DE VUELO A EL TRIANGULO ESTAMOS LISTOS PARA DATOS DE DESPEQUE POR FAVOR
19:34:05	TWR PBC	BUENAS TARDES BRAVO OSCAR NOVEMBER TREINTA VEINTINUEVE EL QNH VIENTO DEL SUR CON SEIS NUDOS AUTORIZADOS PARA EL DESPEQUE Y CRUCE DE PISTA LLAMAR FINAL
19:34:12	XA-BON	DEL SUR CON SEIS CON TREINTA VEINTINUEVE EN EL ALTIMETRO AUTORIZADO EL DESPEQUE Y CRUCE DE TRAYECTORIA LE LLAMO FINAL AL TRIANGULO EL BRAVO OSCAR NOVEMBER MUCHAS GRACIAS
19:39:22	XA-BON	TORRE PUEBLA EL EXTRA BRAVO OSCAR NOVEMBER AHORA FINAL LARGO AL TRIANGULO
19:39:31	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER EL VIENTO EN LA ESTACION DEL CIENTO VEINTE SEIS NUDOS PENDIENTE SALIDA
19:39:37	XA-BON	RECIBIDO PENDIENTE LA NUEVA SALIDA BRAVO OSCAR NOVEMBER MUCHAS GRACIAS
		(FIN DE LA TRANSCRIPCIÓN)

A continuación, se muestra la transcripción de las comunicaciones establecidas entre los servicios de tránsito aéreo y el helicóptero, en el vuelo del Triángulo (en realidad, en el patio de una casa ubicada en otro lugar) a Radio Capital:

HORA UTC	UNIDAD	CONTENIDO DE LAS COMUNICACIONES
20:34:17	XA-BON	TORRE PUEBLA BUEN DIA DEL EXTRA ALFA BRAVO OSCAR NOVIEMBRE SALIENDO DEL TRIANGULO POR LE EEH RADIO CAPITAL EN LA CIUDAD DE MEXICO



HORA UTC	UNIDAD	CONTENIDO DE LAS COMUNICACIONES
20:34:35	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER TREINTA VEINTISIETE LLAMAR A DOS MILLAS ANTES PARA CRUZAR LA ESTACION
20:35:05	SIN IDENTIFICACION	TORRE
20:35:16	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER ME COPIO
20:35:20	XA-BON	PERDONENOS ES QUE REENCENDIMOS EL RADIO EH NO NO TE COPIE AHORA NOS ENCONTRAMOS EH A SEIS PUNTO SEIS MILLAS DEL AEROPUERTO EH Y VAMOS POR RADIO CAPITAL
20:35:36	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER CON TREINTA VEINTISIETE QNH SIN TRAFICO LLAME CRUZANDO SOBRE LA ESTACION
20:35:40	XA-BON	TREINTA VEINTISIETE SIN TRAFICO TE LLAMAMOS CRUZANDO LA ESTACION EL BRAVO OSCAR NOVIEMBRE
20:39:29	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER YA PASO LA ESTACION
20:39:49	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE
20:40:08	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE
20:40:54	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:41:28	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:42:01	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:43:02	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:44:01	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:44:59	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:46:47	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
20:49:11	TWR PBC	BRAVO OSCAR NOVEMBER DE TORRE PUEBLA
		(FIN DE LA TRANSCRIPCIÓN)

De acuerdo con la tira de progreso de vuelo, llenado por el Controlador de Tránsito Aéreo de Torre de Control Puebla, está asentando que el helicóptero llevaría una velocidad de 277.8 km/hr (150 Kt), información proporcionada por el Operador.

XABON

ma

2100/L HB150

HAO 6034 60

QVD 77

125

VR

XXX

12242805

DATE/DCT/DAT

6/11/20

V/G

DVP

1.8.1. La velocidad estimada con que se desplazarían se estableció en: 277.8 km/hr (150 kt)

1.9. Información de aeródromo.

No es relevante para la investigación de este suceso, aunque cabe resaltar que en el PIA no está publicado un corredor visual; de acuerdo con los servicios de tránsito aéreo el cruce de la estación es conforme a instrucciones de Torre de control Puebla, la cual dio instrucciones de vuelo directo a la estación.

1.10. Registrador de vuelo.

El helicóptero no estaba equipado con un registrador de datos de vuelo (FDR), ni con una grabadora de voz (CVR), por no exigirlo la reglamentación aeronáutica para el peso máximo de despegue y número de asientos de pasajeros de este tipo de aeronave.

En cuanto a componentes de memoria no volátil, se localizaron todos los equipos inherentes a este tipo de helicóptero, sin embargo, no se recuperó información de ellos por haber quedado destruidos debido al impacto y fuego. Ver punto 1.15.3 de este informe.



1.II. Información sobre los restos del helicóptero y el impacto.

El helicóptero impactó contra la superficie de un terreno de siembra (tierra de cultivo, plano y con poca vegetación), golpeando inicialmente las palas roja y amarilla del rotor principal, las cuales se encontraron a 1.8 m debajo del nivel del terreno; las palas azul y blanca no muestran tantos daños, debido a que las dos primeras absorbieron la energía del impacto inicial contra el terreno. El helicóptero estaba en posición invertida, con el tren de aterrizaje retraído. En el Anexo A Croquis del accidente, se puede apreciar una gráfica de los restos del helicóptero.

La mayor parte de los restos, incluyendo las partes proyectadas, se encontraron en un área triangular de 600 m². Después del impacto el helicóptero comenzó a incendiarse, esto provocó la destrucción del cuerpo básico; el rotor principal se localizó al costado izquierdo del fuselaje. El núcleo del rotor principal aún tenía unida la raíz de las cuatro palas del rotor principal, el borde de ataque de las cuatro palas presenta daños mayores y los largueros de las palas estaban destruidos. El balero elastomérico de la pala roja se desprendió de su alojamiento, en el soporte del núcleo del rotor principal. Las marcas en el terreno y el resto de las evidencias indican que las cuatro palas del rotor principal, al golpear contra el terreno, se fracturaron; asimismo, sus bordes de salida se desprendieron de su lugar de diseño.

El tren de aterrizaje presentaba daños por impacto y fuego, la pierna de nariz resultó con menos daños, mientras las piernas izquierda y derecha presentaban los mismos daños producidos por impacto y posterior fuego. El control del tren de aterrizaje se observó asegurado y los cilindros de las 3 (tres) piernas denotan que estaban alojadas, es decir arriba y aseguradas.

Las evidencias indican que el rotor principal entró girando al momento del impacto, la mecánica de destrucción que presentó el cuerpo básico, indica que la actitud con que impactó el helicóptero contra el terreno fue de forma invertida, estimándose una inclinación de 60° respecto a la superficie de éste.

El botalón se desprendió por torsión e impacto, no fue cortado ni golpeado por ninguna de las palas del rotor principal durante la secuencia del golpe, por lo que permaneció unido al cuerpo básico hasta que se desprendió por la mecánica de destrucción y el fuego, además también éste se localizó en posición invertida.

Las dos palas del rotor de cola, el núcleo de éste y la caja de engranes de 90°, estaban presentes y dañadas por impacto, pero sin afectación por fuego, mostrando evidencias de haber estado operando y girando; ambos componentes quedaron desprendidos del botalón. La magnitud de los daños es consecuencia evidente del impacto descrito, indicando paro repentino de los rotores principal y de cola, al impactar contra el terreno.

La sección de nariz del helicóptero y las cabinas de tripulación y de pasajeros, resultaron destruidas por impacto y posterior exposición al fuego; también los componentes y dispositivos electrónicos. La sección de aviónica y la planta motriz (2 motores) tuvieron daños por impacto y exposición al fuego.

Los depósitos de combustible no se encontraron físicamente, debido a que el impacto ocasionó la ruptura de éstos y que el combustible derramado, al caer sobre partes calientes y eléctricas del helicóptero, originó el fuego que los calcinó.





Fig. 1.11.1. Daños del helicóptero XA-BON.

1.12. Información médica y patológica.

Los expertos de la SCT en la Investigación del factor humano, habiendo analizado la información proporcionada por la Fiscalía General del Estado de Puebla, correspondiente al protocolo de necropsia y análisis toxicológico a los tripulantes, destacan lo siguiente:

- Cadáver registrado como desconocido número 454; fue identificado como el comandante del helicóptero. La causa de deceso: Conjunto de traumatismos. En los resultados Químico - Toxicológicos no se encontró la presencia de Alcohol etílico, Cocaína, Marihuana, Anfetaminas, Benzodiacepinas, ni Barbitúricos.
- Cadáver registrado como desconocido número 451, identificado como el copiloto del helicóptero. La causa de deceso: Conjunto de traumatismos. En los resultados Químico - Toxicológicos no se encontró la presencia de Alcohol etílico, Cocaína, Marihuana, Anfetaminas, Benzodiacepinas, ni Barbitúricos.

Se realizó la investigación del factor humano, basándose en los métodos científicos, retrospectivos (antecedentes), inductivo (elementos de importancia de lo general a lo particular), analítico (expedientes clínicos físicos y electrónicos), así como entrevistas a familiares de los finados y de sus compañeros en el ámbito laboral.

El informe establece que hay una discrepancia en las respuestas del personal de mantenimiento que realizó los últimos servicios, ya que indicaron que el helicóptero se encontraba en excelentes condiciones para navegar y contaba con todos los mantenimientos preventivos, de acuerdo con el Manual del fabricante; sin embargo, en las reuniones de la Comisión Investigadora, el Investigador a Cargo notificó que se encontraron evidencias de mal funcionamiento del piloto automático (SAS).

Los pilotos contaban con constancias médicas de aptitud vigente y cumplían lo establecido en los requisitos médicos relativos al personal técnico aeronáutico.

Con relación al análisis de la información médica contenida en los expedientes clínicos, tanto físicos como electrónicos y de la información recibida por parte de la empresa, se determina que no existía trastorno o padecimiento psicofísico del factor humano, que pudiera haber contribuido a la génesis del accidente.



De acuerdo con el reporte de la autopsia, el análisis toxicológico y el protocolo de reconocimiento genético realizado por la Fiscalía General del Estado de Puebla, se concluye que los cuerpos encontrados en el lugar del accidente corresponden con los del comandante de la aeronave y del Primer Oficial; además no se encontró evidencia de sustancias de abuso. La causa del deceso fue politraumatismo ante y post mortem, con quemaduras post mortem.

De acuerdo con la información obtenida, no existe algún factor de origen personal, familiar y/o social que pudiera ser determinante para la génesis del evento.

Hay evidencias, en correo electrónico, entre otros que inferen que el comandante de la aeronave y el copiloto tenían conocimiento de que el actuador lineal de alabeo del SAS2 presentaba mal funcionamiento y que estaban viendo la posibilidad de cambiarlo; sin embargo, continuaron operando el helicóptero por compromisos de vuelo ya adquiridos.

1.13. Incendio.

El impacto de gran energía contra el terreno originó que los tanques de combustible del helicóptero se rompieran; al derramarse el combustible y hacer contacto con partes calientes de los motores y/o componentes eléctrico-electrónicos, se originó el fuego, el cual consumió al helicóptero.

1.14. Supervivencia.

Ambos pilotos y los tres pasajeros resultaron con lesiones fatales como consecuencia del fuerte impacto contra el terreno y sus restos también fueron consumidos por el fuego.

Debido a la destrucción por fuego del helicóptero, no fue posible evaluar las estructuras de los asientos, los cinturones de seguridad y el equipo de emergencia a bordo.

El helicóptero tenía instalado un Equipo Localizador de Emergencia (ELT) marca Artex modelo 455-5049-345 serie Ver 3, con una batería marca Artex modelo 452-0133 serie Ver 3 instalada el 09 de noviembre 2016, con vencimiento en octubre de 2021.

Por diversos reportajes (ver Adjunto A numeral 13) se tiene conocimiento que la Sección Segunda del Estado Mayor de la Secretaría de Marina, informó que el radiofaro ELT del helicóptero se había activado nueve minutos después del despegue, a las 14:43 horas (21:25 UTC); sin embargo, no realizaron la notificación oficial a la Comandancia del Aeropuerto de Puebla (Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento), y la primera comunicación del controlador se llevó a cabo a las 14:39:29 horas (20:39:29 UTC) tratando de ubicar al helicóptero, sin embargo no hubo contestación.

Las actividades de búsqueda y salvamento fueron iniciadas por el Controlador de Tránsito Aéreo de la estación de Puebla, quien emitió la fase incerfa al no recibir respuesta del XA-BON; además pobladores de Santa María Coronango observaron el accidente e inmediatamente lo reportaron a la policía municipal, que fue el primer respondiente, acordonando el sitio; el policía municipal indica en su reporte que el Cuerpo de Bomberos de San Pedro Cholula, arribó aproximadamente a las 14:55 hrs (20:55 UTC), logrando extinguir el fuego en su totalidad, aproximadamente a las 15:25 hrs (21:25 UTC). La comandancia del Aeropuerto recibió la notificación del C-4 (Centro de Comando Control y Computo, Consejo de Seguridad Pública del Estado de Puebla) quien le confirmó la ocurrencia de un accidente aéreo, cerrándose así las notificaciones de alerta por la ocurrencia de un desastre aéreo.

1.15. Pruebas e investigaciones.

1.15.1. Inspección de los restos.

Después de ocurrido el accidente, los restos del helicóptero fueron inspeccionados en el sitio; al término de la inspección, se determinó dar por concluida la fase de investigación de campo, por lo



que el investigador a Cargo coordinó el traslado de los restos del helicóptero a un hangar donde, a hasta la fecha, permanecen bajo vigilancia y custodia de la Fiscalía General del Estado de Puebla. El grupo de investigadores continuaron sus diligencias realizando inspecciones más detalladas de la estructura y de los sistemas.

La inspección a los restos comenzó al colocarlos, en orden, sobre un croquis del helicóptero, dibujado en el piso del hangar, para identificar los componentes, la mecánica de destrucción, la disposición previa al impacto y el análisis de la lógica y mecánica de los impactos.

A continuación, se asientan las partes más importantes del reporte del Investigador a cargo sobre la reconstrucción del helicóptero.

1.15.2. Inspección inicial a los restos del cuerpo básico.

Los restos recuperados en el sitio del accidente se colocaron en su posición de diseño, pero dada la destrucción del helicóptero por el fuego, no fue posible realizar un análisis detallado a la estructura de esta sección, sin embargo, se logró obtener lo siguiente:



Fig. 1.15.2.1. Reconstrucción del helicóptero con los restos de los componentes principales.

La Comisión, a partir de las declaraciones de los testigos de las que se deduce que el helicóptero tuvo una pérdida de control en vuelo y con base en el análisis de las entrevistas a los técnicos de RFS y las evidencias de mantenimiento, decidió centrar la inspección en los componentes que a continuación se mencionan:

Descripción	Número de parte	Número de serie
Caja Superior de la Transmisión Principal (MCB Upper Case)	109-0402-45-101	Ver referencia 3
Conjunto del plato oscilante y soporte (Swashplate and Support Assy)	109-0134-02-103	
Conjunto de soporte (Support Assy)	109-0134-29-101	Ver referencia 3
Conjunto del núcleo del rotor principal (Main Rotor Hub Assy)	109-0112-02-103	
Servo Actuador del Rotor Principal (Main Rotor Servo Actuator)	109-0110-42-134	
Servo Actuador del Rotor Principal (Main Rotor Servo Actuator)	109-0110-42-135	
Servo Actuador del Rotor Principal (Main Rotor Servo Actuator)	109-0110-42-136	
Absorbedor de Vibración del Mástil (Kit Mast Vibration Absorber)	109-0824-40-103	





Se ubicó entre los restos, la sección de la transmisión principal y la caja de engranes de 90°, aunque estos presentaban daños por impacto; se determinó que debido a la función que desarrollaban en el control del helicóptero, era importante realizar una inspección más detallada.

Descripción	Número de parte	Número de serie
Conjunto de la Transmisión principal (Main Transmission Assy)	109-0400-03-119	Ver referencia 3
Caja de Engranes del Rotor de Cola. TGB 90°	109-0400-01-123	

Los instrumentos y mandos de control de vuelo también se destruyeron, solamente se rescató el radioaltímetro del lado derecho, el cual se muestra en la ilustración 1.15.2.2, observándose una lectura de 1,600 pies (reglaje de 1,025 hPa).



Fig. 1.15.2.2. Radioaltímetro con la indicación de 1,600 pies sobre el terreno

Los tres interruptores aún presentes en el Helipilot Control Panel recuperados de los restos fueron SAS1/2 y ATT HOLD, mientras que los COUPL y AUTO TRIM ya no estaban presentes. Cabe hacer mención que los interruptores SAS1/2 y ATT HOLD se mantienen magnéticamente, y las posiciones predeterminadas cuando no se aplica alimentación de 28 VDC al panel son:

- SAS1: APAGADO (OFF)
- SAS2: APAGADO (OFF)
- ATT HOLD: ENCENDIDO (ON)

Descripción	Número de parte	Número de serie
Leva de Control del Motor (Engine Control Lever)	109-0630-61-109	ilegible
Botones Maestros de Precaución y de Advertencia (Master Caution y Master Warning Push-Button)	109-0729-43-1	ilegible
Conjunto del Panel de Control del Helipilot (Helipilot Control Panel Assy)	109-0729-49-1	ilegible

Finalmente, otro componente vital para el control del helicóptero es el rotor de cola, el cual se encontró con daños por impacto; esta sección fue la menos afectada por fuego. Dentro de las partes más importantes se localizaron las siguientes:

Descripción	Número de parte	Número de serie
Flecha Impulsora del rotor de Cola (Tail Rotor Drive Shaft)	109-0425-41-1	Ver referencia 3
Balero del Conjunto de soporte. (Hanger Assy Bearing)	109-0422-01-3	
Conjunto de Núcleo y Palas del R/C. (T/R Hub & Blade Assy)	109-0162-01-107	





Al término de la reconstrucción del helicóptero, los investigadores y expertos determinaron acudir, para presenciar y analizar a detalle los componentes enlistados anteriormente, a las instalaciones de Leonardo Helicopters Division en la Ciudad de Cascina Costa, Milán, Italia.

Al final de las actividades en Cascina Costa, Milán, Italia, el 13 de marzo de 2019, el Investigador a cargo y el representante del fabricante en México, localizaron entre los restos del helicóptero, ubicados en un Hangar del Aeropuerto Internacional de Puebla, los siguientes componentes, los cuales fueron enviados a la NTSB en la Ciudad de Washington D. C., en los Estados Unidos, para que se les efectuara una prueba destructiva:

Descripción	Número de parte	Número de serie
Botones Maestros de Precaución y de Advertencia (Master Caution y Master Warning Push-Button)	109-0729-43-1	Ver referencia 3.
Bomba Hidráulica derecha (Right hydraulic pump)	109-0760-42-105	

1.15.3. Inspección inicial a los restos de los motores.

Ambos motores se encontraron desprendidos de sus bancadas, presentaban daños exteriores producidos por impacto con deformaciones y abolladuras, la exposición al fuego afectó a estos componentes y sus accesorios externos. Cabe mencionar que los módulos de manejo de combustible (FMM) no se desprendieron de los motores.

Los componentes de control electrónicos de los motores, como el EEC (Electronic Engine Control – Control Electrónico del Motor) y DCU's (Data Collection Unit – Unidad Colectora de Datos) presentaban daños debido a la alta temperatura (incluido el fuego), sin embargo, se enviaron a los laboratorios de sus respectivos fabricantes para su inspección. Los FMM (Fuel Management Modules – Módulos de Manejo de Combustible) se dejaron instalados en los motores y se les realizó inspección al mismo tiempo que se efectuó el desensamble a los motor.

Después de la inspección inicial en el sitio del accidente, dada la magnitud de los daños en las palas de rotor principal, se determinó que no había indicios de que los motores hubieran contribuido a la ocurrencia del accidente, sin embargo, el equipo de investigadores y expertos decidieron de manera conjunta enviar los motores con el fabricante Pratt & Whitney Canadá, en sus instalaciones de St. Hubbert, Montreal, para una inspección más detallada.

1.15.4. Inspecciones en laboratorio.

Se programaron las actividades de las pruebas destructivas y no destructivas a los componentes del cuerpo básico, así como de los motores, en las instalaciones de sus fabricantes, las cuales fueron realizadas en las siguientes fechas:

1. Reunión de la Comisión Investigadora en St. Hubbert, Montreal, para estar presentes en el desarmado e inspección de los motores, del 04 al 08 de marzo de 2019. Los resultados de estas actividades están plasmados en el Anexo B. Inspección de los restos de los motores.
2. Reunión de la Comisión para desarmado e inspección de los controles de vuelo (rotores, transmisión, caja de engranes de 90° y componentes principales) del helicóptero, en las instalaciones del fabricante Leonardo Helicopters, ubicadas en Cascina Costa, Milán, Italia, del 01 al 12 de abril de 2019. Los resultados de estas actividades están plasmados en el Anexo D. Inspección a los controles de vuelo y Anexo C. Inspección del DAU, MC, MW y Audio.
3. El fabricante Leonardo Helicopters, coordinó la realización de la tomografía computarizada (CT Scan), a los tres servos actuadores hidráulicos, del 29 al 30 de abril de 2019 en las instalaciones de Collins Aerospace, Brugheiro, Milan, Italia; los resultados de estas actividades están plasmadas en el Anexo D. Inspección a los controles de vuelo, numeral 1.4.5.



4. El 09 de mayo de 2019, la NTSB envió al grupo de investigadores el reporte de la tomografía computarizada realizado a los cinco actuadores lineales electromecánicos, esta actividad fue realizada, en Varex, Chicago, Illinois, EUA., el resultado está plasmado en el Anexo E. Inspección de los actuadores lineales, numeral 1.
5. El fabricante Leonardo Helicopters, coordinó la realización del desensamble a los tres servos actuadores hidráulicos, el 5 de junio de 2019, en las instalaciones de Collins Aerospace, Brugheiro, Milán, Italia; los resultados de estas actividades están plasmadas en el Anexo D. Inspección a los controles de vuelo, sección 1.4.6.
6. Reunión de la Comisión Investigadora en Boyne City, Michigan, EUA, para estar presentes en la apertura e inspección de los actuadores lineales electromecánicos, del 23 al 24 de julio de 2019. Los resultados de estas actividades están plasmados en el Anexo E. Inspección de los actuadores lineales, numeral 2. Inspección destructiva de los actuadores lineales.
7. Reunión de la Comisión Investigadora en Washington, D.C., EUA, para estar presentes en la apertura e inspección de la bomba hidráulica derecha (ver numeral 1.5.2. Bomba hidráulica derecha del Anexo D. Inspección a los controles de vuelo), de las luces del master caution y del master warning (ver Inspección no destructiva a los indicadores maestra de precaución (MW) y maestra de advertencia (MC), del Anexo C. Inspección del DAU, MC, MW y Audio, del 25 y 26 de julio de 2019.
8. El 15 de octubre de 2019, LHD y Honeywell desarrollaron, en conjunto, un reporte de lo que ocasiona un tornillo suelto al estar desplazándose libremente sobre la tarjeta electrónica del actuador lineal, el cual está plasmado en el numeral 3 del Anexo E. Inspección del actuador de roll de SASI, en seguimiento a las tareas asignadas en la Reunión de la Comisión, en la Ciudad de Boyne City, Michigan, EUA.
9. El 30 de diciembre de 2019, la NTSB, en seguimiento a las tareas asignadas en la Reunión de la Comisión en la Ciudad de Boyne City, Michigan, EUA, desarrolló su reporte de la inspección al cuerpo del actuador lineal de alabeo, la cual está plasmado en el Anexo E. Inspección a los actuadores lineales, punto 4.

En los Anexos están descritas las actividades y sus resultados, los cuales se soportan con los reportes de los expertos del fabricante.

1.15.5. Declaraciones de testigos.

Se recabaron diversas entrevistas realizadas a testigos del accidente, si bien cabe hacer mención que ninguno de estos testigos son expertos en aviación; sin embargo, proporcionaron información destacada, siendo esta la siguiente:

Testigo 1 *"Me encontraba cuidando el ganado a unos 100 metros ... escuché un ruido como si estuviera escapando el gas con presión, al voltear al cielo me percaté que era un helicóptero ... de momento perdió altura y empieza a caer en picada girando en forma de espiral, ... escuchando una fuerte explosión..." [sic]*

Testigo 2 *"Cuando escuché el sonido de un helicóptero, miro hacia arriba y veo uno de color blanco, se escuchaba que volaba bajo y este iba normal, cuando lo escucho que empieza un sonido como si se "ahogara" el motor, seguía avanzando y de repente se deja de escuchar el motor, aunque las hélices seguían girando, es cuando hace alto total, sin hacer ningún tipo de maniobras o aterrizaje, cayó en picada" [sic]*



Testigo 3 “Escuché como pasaba un helicóptero de color blanco, al pasar arriba de mi domicilio, se escuchó el cambio del sonido del motor del helicóptero, por lo que al seguir observándolo me doy cuenta cómo empezó a girar dando aproximadamente tres vueltas ... percatándome que su impacto fue de punta hacia adelante, incendiándose en el momento del impacto” [sic]

Testigo 4 “Escucho como un acelerón, al ver hacia el cielo vimos un helicóptero, el cual queda boca abajo, después dio una vuelta y volvió a tomar su posición transcurriendo de un minuto a dos, fue cuando empezó a caer el helicóptero” [sic]

Testigo 5 “El helicóptero iba aquí arriba y empezó a zumbear este iba todo normal hasta que se escuchó un ruido del motor y empezó a vibrear (hace movimientos en el eje de guiñada) y después comenzó a caer y girar (hacia la izquierda) se dirigió hacia esas casas, el helicóptero no echaba humo tampoco observó que se desprendiera algo, comenzó a caer mientras giraba (hacia la izquierda)” [sic]

1.15.6. Trayectoria de la aeronave.

De acuerdo con la información de los testigos y de las comunicaciones establecidas con la Torre de Control Puebla, se realizó un gráfico para mostrar las distancias y tiempos aproximados.

Existe una distancia de 9.97 MN (18.5 km) del sitio del despegue (patio de casa ubicado en las coordenadas latitud 19° 04' 6.8" Norte, longitud 98° 13' 26.7" Oeste) al VOR PBC, un rumbo hacia los 303 grados; la distancia del sitio de despegue al punto donde el copiloto reportó que estaban a 6.6 MN (12.2 km) del VOR PBC, es de 3.37 MN (6.2 km). Del sitio de despegue al lugar del accidente hay una distancia de 7.45 MN (13.8 km) con un rumbo a los 306 grados.



1.15.6.1. Gráfico de la trayectoria de vuelo del XA-BON.





1.16. Ayudas a la navegación.

De acuerdo con los procedimientos para el cruce del campo aéreo bajo las reglas de vuelo visual (VFR) sobre de la estación de Puebla, éste lo instruye el Controlador de la Torre de Control, y se debe realizar entre 9,000 y 9,500 pies SNMM, es decir 1,500 y 2,000 pies sobre el terreno.

Cabe señalar que este procedimiento de cruce no está publicado en el Manual de Publicación Información Aeronáutica (PIA).

1.17. Información de organización y dirección.

1.17.1. Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V.

Cuenta con un Certificado de Explotador de Servicios Aéreos, número ATP/2014, para prestar el servicio de taxi aéreo nacional no regular de pasajeros No TAN-TN-778 y taxi aéreo internacional no regular de pasajeros.

En abril de 2017, SAA realiza la inclusión de la aeronave marca Agusta, modelo A109S, matrícula XA-BON, a su AOC, siendo autorizado por la DGAC.

El 19 de diciembre de 2018, obtiene la renovación del Certificado de Explotador de Servicios Aéreos. El operador aéreo tenía un contrato de prestación de servicios de mantenimiento y administración técnica con el taller aeronáutico RFS, del tipo 24/7³⁰, donde se estableció, en la cláusula séptima lo siguiente:

"(...) Sera responsabilidad de LA EMPRESA mantener en regla los documentos oficiales de las tripulaciones y personal de mantenimiento, tal es el caso de Licencia Aeronáutica, certificado médico, bitácora de vuelo para los pilotos ... (...)" [sic]

Asimismo, en la cláusula octava indica:

"(...) Es responsabilidad de las tripulaciones de las aeronaves, realizar en conjunto con el personal de mantenimiento las inspecciones de pre vuelo y post vuelo, así como realizar el llenado de las bitácoras de vuelo y mantenerlas actualizadas, además de asentar en el mismo documento todas y cada una de las discrepancias o fallas detectadas durante la operación, quienes a su vez deberán reportarlo al responsable del área de mantenimiento, para tomar medidas correctivas, todo esto con pleno conocimiento de EL CLIENTE ... (...)" [sic]

En el Manual General de Mantenimiento del 4 de diciembre de 2017, revisión 6, Capítulo VIII, sección SEGUIMIENTO Y CONTROL DE LOS REPORTES DE BITACORAS Y TRABAJOS CONTINUOS, se señala:

"(...) ... el Gerente de Mantenimiento se mantendrá estrecha comunicación con el Responsable del Taller Aeronáutico Autorizado ... así como ROTOR FLIGHT SERVICES S de RL de CV, para el helicóptero Agusta A109S con matrícula XA-BON, ... , a efecto de que estos reportes anotados por el piloto sean atendidos a la brevedad posible, y no se conviertan en diferidos, los Formatos de Bitácora aplicable a cada aeronave (helicóptero) se especifican en el Anexo II de este Manual. ... El Gerente de Mantenimiento y Responsable del Taller Aeronáutico Autorizado contratado, verificarán los reportes del piloto en cada una de las hojas de la bitácora después de cada vuelo, también efectuarán el cómputo de las horas totales después de cada vuelo, para determinar la continuidad de las operaciones en función de los servicios

³⁰ 24/7, estar disponible las 24 hrs del día, los 7 días de la semana.





preventivos a efectuarse. En función del programa de operación y de los reportes del piloto, se determinará si el helicóptero está aeronavegable, los reportes que no puedan ser atendidos antes del próximo vuelo, se marcarán como "continuado", anotándose tal situación y la razón del mismo. Cuando los reportes son efectuados satisfactoriamente y habiéndose anotado las respuestas de los mismos, el Taller Aeronáutico Autorizado contratado se encargará de certificar los trabajos realizados en la bitácora de la aeronave (helicóptero). (...) [sic].

En el mismo manual, en la sección ATENCION DE REPORTES DE PILOTOS FUERA DE BASE DE OPERACIONES, en el punto dos menciona:

"(...) En caso de falla la tripulación mantendrá constante comunicación con el área de Mantenimiento, para de esta manera ser asesorados y poder realizar en caso de ser posible el reporte de la falla y diferirlo bajo MEL, en caso de aplicar. (...) [sic]."

El inciso b) Programa de Administración de la MEL, que establece el Certificado de Explotador de Servicios Aéreos (AOC) indica lo siguiente:

"(...) El titular del certificado deberá desarrollar y mantener un programa adecuado para la administración de las reparaciones de los componentes y/o accesorios listados en la MEL aprobada. Asimismo, el titular del certificado deberá incluir en un documento o en su manual una descripción del programa de administración de la MEL. El programa de administración de la MEL, deberá incluir al menos lo siguiente.

1. Un método que proporcione el seguimiento de la fecha y cuando sea apropiado, el tiempo en el que el componente y/o accesorio fue diferido y subsecuentemente reparado. El método debe incluir una revisión del número de cada componente y/o accesorio diferido para determinar la razón para cualquier demora en la reparación, longitud de la demora y la fecha estimada en la cual el componente y/o accesorio será reparado.

2. Un plan para concentrar partes, personal de mantenimiento y aeronave a un tiempo y lugar específico para la reparación.

3. Una revisión de los componentes y/o accesorios diferidos debido a la no disponibilidad de partes, para asegurar que exista una orden de pedido con una fecha de entrega en firme.

4. Una descripción de los deberes y responsabilidades específicas por puesto, de acuerdo al organigrama del titular del certificado, de aquel personal encargado del manejo del programa de administración de la MEL. (...) [sic]."

El Manual General de Operaciones revisión 7, en la sección "Lista de equipo mínimo y lista de partes faltantes, señala:

"(...) El Director de Operaciones, la tripulación de vuelo y el Oficial de Operaciones, y el personal del Taller Aeronáutico Autorizado contratado, coordinarán todo lo necesario para asegurarse que las aeronaves, no vuelen con reportes de Lista de Equipo Mínimo (MEL), además se establece que: La tripulación de vuelo, será responsable de: 1. Anotar en la bitácora de la aeronave todas las irregularidades encontradas antes, durante y después de cada vuelo. 2. Revisar la lista de reportes diferidos en la parte de enfrente de la bitácora de vuelo y compartiendo la lista de reportes con los procedimientos de operaciones y de mantenimiento de la sección de MEL. 3. La aeronave no saldrá de una estación en una condición no aeronavegable o con menos del que se especifica en el MEL. 4. La tripulación de vuelo puede diferir únicamente estos reportes cubiertos





por el MEL, únicamente personal de mantenimiento certificado puede tomar acción correctiva apropiada".

"Son políticas del Director de Operaciones de la empresa no realizar operaciones, cuando se está limitando por MEL. 1. Un reporte escrito como una discrepancia no tiene que ser reparada inmediatamente no hace a la aeronave inoperativa o no aeronavegable, una verificación del MEL será hecha y únicamente el reporte listado puede ser diferido. 2. El reporte diferido será permitido efectuar fuera de cualquier inspección grande, excepto si los reportes no son de una naturaleza aeronavegable o de partes no disponibles, la determinación es hecha por el Gerente de Operaciones y el Responsable del Taller Aeronáutico Autorizado contratado, que el reporte puede ser seguro llevado hasta el tiempo que las partes puedan ser obtenidas, en el caso de componentes o unidades diferidos o continuados es requerido colocar una placa de acuerdo al MEL, entonces ese componente o unidad será identificado en la cabina de pilotos. 3. Cuando todas las hojas de la bitácora han sido usadas y hay reportes diferidos rezagados, estos reportes serán transcritos en la nueva hoja de la bitácora, por la tripulación de vuelo o por el Taller Aeronáutico Autorizado contratado".

Finalmente, en la sección de "Criterios de Despacho", se asentó:

"El Capitán, se ajustará, como norma general a lo establecido en la MEL, no obstante, en casos especiales por acondicionamientos operativos podrá pedir requisitos superiores a los mínimos enumerados y por el contrario, no deberá aceptar nunca requisitos inferiores a los establecidos. Antes de despachar un avión con múltiples ítems de la MEL inoperativos, debe comprobarse que ninguna faceta interna, o interpelación entre ítems inoperativos conducirá a una degradación del nivel de seguridad y/o innecesaria sobrecarga de trabajo para la tripulación. Es particularmente en esta área de múltiples discrepancias, y especialmente discrepancias en sistemas relacionados, donde debe usarse el buen juicio, basado en la circunstancia del caso, incluyendo condiciones climatológicas y de la ruta".

Lo referente a las "Acciones de mantenimiento", indica:

"El personal de mantenimiento del Taller Aeronáutico Autorizado contratado, corregirá tan pronto como sea posible, las irregularidades técnicas, con objeto de entregar el avión en condiciones totalmente operativas, cuando por razones por falta de tiempo, falta de repuesto o falta de medios, no pueda corregirse una avería, mantenimiento complementara el diferido en el parte técnico de vuelo de acuerdo con el procedimiento establecido, rotulando en cabina aquellos controles o indicadores accesibles por la tripulación especificados en la MEL y aplicando, si así lo describe el MEL, el procedimiento de mantenimiento pertinente".

El explotador aéreo contaba con un Manual de Gestión de Seguridad Operacional, aprobado el 19 de diciembre de 2018, es decir, se encontraban en la fase 1 del proceso de certificación, por lo que su sistema de seguridad operacional estaba siendo implementado, no existiendo una certificación y vigilancia de la seguridad operacional.

El 27 de julio de 2016, el fabricante Leonardo Helicopters (LHD) recibió la notificación que el operador aéreo Servicios Aéreos del Altiplano S. A. de C. V., había adquirido el helicóptero modelo A109S, serie 22174, matrícula XA-BON. El propietario anterior (Eolo Plus, S. A. de C. V.) también informó, a LHD, que el Manual de Vuelo del Helicóptero emitido por la Autoridad Aeronáutica Europea (EASA Rotorcraft





Flight Manual - RFM) y el correspondiente Suplemento de Equipo Opcional (Optional Equipment Supplements - OES) serían entregados al operador aéreo.

El 29 de julio de 2016, LHD proporcionó a SAA las siguientes publicaciones: EASA RFM, OES, Boletines de Servicio (Service Bulletin - SB) y Programa de Mantenimiento (Aircraft Maintenance Information Planning - AMPI).

Al no haber respuesta por parte de SAA, el 23 de diciembre de 2016, LHD creó una cuenta para garantizar que SAA tuviera acceso a tiempo completo a las publicaciones mencionadas anteriormente (EASA RFM, OES, SB y AMPI).

Desde entonces, LHD de manera regular, enviaba la cotización de suscripción a toda la información técnica disponible del helicóptero A109S, sin recibir comentarios o solicitudes al respecto por parte de SAA.

1.17.2. Rotor Flight Services S. de R. L. de C. V.

Rotor Flight Services S. de R. L. de C. V., cuenta con el permiso de taller aeronáutico número 371 con base en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de Toluca, Estado de México; estando habilitado para desarrollar actividades en la siguiente clasificación:

- Servicio al público Categoría 3
- Helicópteros clase 1 y 2³¹
- Motores clase 3
- Accesorios clase 2
- Servicios especializados

Rotor Flight Services cuenta con un Manual de Procedimientos del Taller Aeronáutico, en su revisión 3 de fecha 11 de mayo de 2018 autorizado por la Autoridad Aeronáutica, Capítulo 5, sección Procedimientos para el control y seguimiento de reportes de bitácora y trabajos continuados, establece que el área de inspección:

"(...) 2.- Anotara tal situación en la bitácora de vuelo en el registro de control de reportes continuados y la razón de estos, así como los que estén afectados por MEL, deben registrarse la categoría y la fecha en que debe quedar corregido el problema. (...) [sic]

Asimismo, en el punto tres indica:

"(...) ... Informará a las áreas correspondientes, las necesidades para atender y corregir los reportes de bitácora o en su caso concluir con los trabajos registrados como continuados (...) [sic].

El taller RFS cuenta con un Manual de Gestión de Seguridad Operacional, aprobado el 23 de octubre de 2018, por lo cual se encontraba en la fase 1 del proceso de certificación. El sistema de seguridad se encontraba en proceso de implementación, por lo cual no existe una certificación y vigilancia de la seguridad operacional.

³¹ El helicóptero Agusta está clasificado como Clase 2, con un nivel de mantenimiento de hasta 3200 hrs/24 meses

**1.17.3. Dirección General de Aeronáutica Civil (actualmente AFAC).**

De acuerdo con la última verificación técnico-administrativa mayor extraordinaria practicada por la DGAC hoy AFAC, al operador aéreo Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V., llevada a cabo en enero del 2019, se encontraron los siguientes hallazgos:

- El operador aéreo no cuenta con un Manual de Adiestramiento (Instrucción y Capacitación) aprobado por la Autoridad Aeronáutica.
- No hay evidencia documental que evalúe la impartición de los cursos:
 - a. Inicial o periódica de seguridad aérea.
 - b. Inicial o periódica en tema CFIT.
 - c. Inicial o periódica en tema de "Ejecutar aquellas obligaciones y funciones que se requieran en caso de una emergencia o evacuación del helicóptero".
 - d. Inicial o periódica en tema Manejo del equipo de emergencia y salvamento del helicóptero.
- La empresa no presentó evidencia documental que demostrara haber impartido el adiestramiento inicial en el equipo Agusta Westland A109, al piloto al mando involucrado en este accidente, como lo establece su Manual General de Operaciones.

El operador aéreo presentó a la DGAC las pruebas, entre las cuales destacan el programa de capacitación y adiestramiento, contenido en el Manual General de Operaciones, Capítulo IV, páginas 1 a 9; incluidos los cursos de CFIT, RVSM, capacitación inicial o periódica en seguridad aérea y factores humanos.

De igual forma, presentó la evidencia documental relacionada con el adiestramiento inicial en el equipo Agusta Westland A109 del comandante involucrado en el accidente, siendo coherente con la información recopilada por los investigadores.

El 19 de diciembre de 2018, la DGAC autorizó la renovación del Certificado de Explotador de Servicios Aéreos (AOC) a SAA, en dicho documento en la sección D81 Autorización de lista de equipo mínimo del AOC, la Autoridad Aeronáutica autoriza a SAA a utilizar la MEL aprobada para cada una de sus aeronaves, así como un programa de administración de la MEL³²; sin embargo, en este documento no está plasmada la política que establece en la sección Apéndice normativo punto 5.8. de la norma oficial mexicana NOM-018-SCT3-2012 "Que establece el contenido del Manual de Vuelo", que indica: **"Los permisionarios y concesionarios del servicio al público de transporte aéreo, deben mantener actualizada la información contenida en la MEL, cuándo: ... - Se publique una nueva revisión a la MMEL"** sin embargo en esta política no está asentado el tiempo adecuado que tiene el Operador para implementar la actualización de la MEL y presentarlo ante la Autoridad Aeronáutica para su aprobación.

1.18. Información adicional.

A las 13:34:05 horas (19:34:05 UTC) es autorizado el despegue del XA-BON de la plataforma del hangar Servicios Aéreos del Altiplano, en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de Puebla; a las 13:39:22 horas (19:39:22 UTC), el XA-BON notifica a Torre Puebla que estaba realizando un aterrizaje final largo al helipuerto El Triángulo, es decir cubrió el vuelo en 00:05:17 horas aproximadamente; la distancia en línea recta aproximada es de 9.97 MN (18.5 km), por lo que se estimó que llevaba una velocidad aproximada de 113 nudos (209 km/hr), esta velocidad calculada quedó por debajo de la velocidad de restricción de 128 nudos (237 km/hr) que establece el Manual de vuelo cuando se tiene un SAS inoperativo.

³² Administración de las reparaciones de los componentes y/o accesorios listados en la MEL aprobada.



JACT / CCG / MAHG / ESM / MHP



2020



A las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC) el XA-BON reporta que están saliendo del helipuerto El Triángulo, a las 14:35:20 horas (20:35:20 UTC) el XA-BON, señala estar a 6.6 MN (12.2 km) del VOR PBC, es decir en 00:01:03 horas cubrió una distancia aproximada de 3.37 MN (6.3 km); de acuerdo con estos datos el helicóptero tendría que haber desarrollado una velocidad aproximada de 192 nudos (355.6 km/hr); que es superior, incluso, a la velocidad de nunca exceder (Vne) y a la velocidad máxima de diseño del helicóptero, por lo que se deduce que la tripulación se reportó en un punto diferente al que realmente se ubicaba en el espacio, por lo anterior no es factible conocer la velocidad real del vuelo.

La distancia aproximada que recorrió el helicóptero desde el jardín de la casa habitación al sitio del accidente, fue de 7.45 MN (13.8 km), además se tiene conocimiento que la hora de despegue fue a las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC); sin embargo, la hora del accidente no se puede determinar con precisión con las evidencias recopiladas, aunque por la información de la tira de progreso de vuelo se asentó que se desplazarían a una velocidad de 150 nudos (278 km/hr) y en el plan de vuelo electrónico se proporcionó al Controlador de Tránsito Aéreo, el helicóptero se desplazaría a una velocidad de 140 nudos (259 km/hr).

Realizando las operaciones pertinentes se estima que el helicóptero pudo haber volado:

Distancia aproximada (MN) [km]	Velocidad aproximada (nudos) [km/hr]	Tiempo de vuelo aproximado (horas)	Tiempo aproximado UTC
7.45 [13.8 km]	150 [278]	00:02:59	20:37:16
7.45 [13.8 km]	140 [259]	00:03:12	20:37:29
7.45 [13.8 km]	130 [241]	00:03:26	20:37:43
7.45 [13.8 km]	120 [222]	00:03:43	20:38:00
7.45 [13.8 km]	110 [204]	00:04:04	20:38:21
7.45 [13.8 km]	100 [185]	00:04:28	20:38:45
7.45 [13.8 km]	90 [167]	00:04:58	20:39:15

Tabla 1.18.1. Cálculos de los tiempos de ocurrencia del accidente.

Existen dos minutos de diferencia entre utilizar una velocidad de 150 nudos (278 km/hr) y 90 nudos (167 km/hr), sin embargo, debido a que no existen evidencias de imágenes de radar ni del ELT al momento del suceso, no se pudo determinar la hora exacta del mismo.

Con base en la información de la bitácora de vuelo, donde la tripulación asentó el tiempo de vuelo para efectuar las diferentes operaciones, se realizó el cálculo de la velocidad aproximada en operaciones llevadas a cabo dos días antes del accidente, se obtuvo considerando la distancia aproximada en línea recta, en el sistema Google Maps, de donde se determinaron las siguientes velocidades:

Fecha	Folio bitácora	Origen	Destino	Tiempo de vuelo (hr)	Distancia Km (Millas)	Velocidad promedio Km/Hr
22-dic-18	1061	HPW	HAQ	00:04	8 (4.97)	120 (65 kt)
	1061	HAQ	SAI	00:27	107.21 (66.61)	238 (128 kt)
	1061	SAI	MEX	00:05	17.6 (10.93)	211 (114 kt)
	1061	MEX	SAI	00:05	17.6 (10.93)	211 (114 kt)
	1062	SAI	AOC	00:26	35.09 (21.80)	81 (44 kt)
	1062	AOC	PBC	00:10	35.53 (22.07)	213 (115 kt)
23-dic-18	1063	PBC	VIR	00:23	23.38 (14.52)	61 (33 kt)
	1063	VIR	APA	00:20	46.55 (28.92)	140 (75 kt)
	1063	APA	PBC	00:14	61.25 (38.05)	262 (141 kt)

Tabla 1.18.2. Cálculo de velocidades estimadas (velocidad promedio del despegue, vuelo y aterrizaje).



**Hallazgos del análisis de la velocidad de vuelo:**

Analizando los datos de los tiempos de vuelo, contra las distancias aproximadas a los destinos, no existe forma de asegurar la velocidad a la que realmente se desplazaba el helicóptero; máxime que no se cuenta con imágenes de video radar, ni registrador de datos de vuelo, no se conoce la hora exacta de despegue, ni la del impacto contra el terreno.

La velocidad estimada es una velocidad promedio. Es importante remarcar que, en los casos de velocidad promedio está por debajo de 128 kt (por arriba de 114 kt), es razonable asumir que la velocidad de crucero y/o la velocidad máxima en un momento de la operación fue superior a los 128 kt.

Analizando los datos de los tiempos de vuelo, contra las distancias aproximadas a los destinos, se aprecia que en el vuelo de Apan, Hidalgo (APA) con destino al Aeropuerto de Puebla (PBC), la aeronave operó por encima de la velocidad de restricción de 128 kt, establecida en el Manual de vuelo. En otras ocasiones, la velocidad promedio calculada fue igual o suficientemente cercana a la velocidad de restricción como para asumir que la velocidad de crucero fue también superior a ese límite.

Al término del análisis de la información relacionada con el mantenimiento de la aeronave, se realizaron las siguientes preguntas escritas al piloto que también volaba el XA-BON, se le explicó al piloto que, de septiembre de 2017 al día del accidente, hubo una recurrencia de informes asentados en la bitácora de vuelo de desviaciones en el rumbo "ocasionales" hacia la derecha señalando el piloto que **"(...) eran pequeñas desviaciones ocasionales volando con director de vuelo desconociendo su origen (...)" [sic]**.

Adicionalmente se le preguntó qué acciones tomaban como tripulantes para compensar esta actitud, ya que existían reportes asentados en la bitácora que indicaban la necesidad de reemplazar el actuador lineal electromecánico, mencionándole que la frecuencia de los reemplazos aumenta con el tiempo, revelando que **"(...) mantenían el monitoreo del vuelo evitando volar de noche o en condiciones IMC (...)" [sic]**.

Además, se le hizo de conocimiento que en la bitácora de vuelo folio 1043, se asentó que se realizaron pruebas operativas donde el actuador lineal electromecánico, instalado el 10 de septiembre de 2018, se dañó, pero a la fecha del accidente el formato de discrepancia no había sido cerrado; manifestando **"(...) estas variaciones no las presentaba la máquina de manera constante es decir podía pasar hasta un mes sin presentarla siendo variaciones de no más de 3 grados que se controlaba volando en modo manual VMC (...)" [sic]**.

En relación a la última discrepancia asentada por la tripulación en la bitácora de vuelo señala que **"(...) no recuerda el contenido de la discrepancia ya que lo asentaba el Cap. y él lo firmaba (...)" [sic]**, se le solicitó que describiera a detalle cómo (piloto y copiloto) detectaban en vuelo normal el funcionamiento del actuador descrito en la bitácora indicando: **"(...) sentían sensaciones de desviación izquierda o derecha en los controles por lo cual procedían a desengazar el director de vuelo y proseguían el vuelo en VMC (...)" [sic]**.

Finalmente, se le preguntó si a partir del 13 de diciembre usted y el capitán del XA-BON tomaron una sesión informativa o desarrollaron algún procedimiento operacional a seguir, en caso de falla del actuador informando: **"(...) no hacían un briefing específico de la falla del actuador lineal en virtud de que no se presentaba con frecuencia (...)" [sic]**.



En la investigación de campo se observó la presencia de aves (garza blanca/great egret – ardea alba) en la zona del accidente del XA-BON, por lo que se analizó la posibilidad de que una o más garzas hubieran impactado la cabina de pilotos o alguno de los componentes del rotor principal o de sus palas y ocasionara la pérdida de control del helicóptero en vuelo.



1.17.a. Presencia de aves en las cercanías al sitio del accidente.

Después de analizar los restos en el sitio del accidente, no se detectó evidencia de que alguno de los tripulantes hubiera recibido el impacto de un ave u objeto externo a las partes del helicóptero matrícula XA-BON; además, entre los restos de la cabina no existe evidencia de restos de aves. Por lo anterior, esta hipótesis fue desechada como posible causa del accidente o que fuera un factor que contribuyera a la causa del suceso.



2. ANÁLISIS.

2.1. Operaciones de vuelo.

2.1.1. Desarrollo del vuelo.

El 13 de diciembre de 2018, mantenimiento detectó que el actuador lineal de alabeo dos (SA52), **"Se encontró dañado actuador lineal de roll. Requiere reemplazo" [sic]**, y de acuerdo con la entrevista practicada a los técnicos que realizaron el aislamiento de la falla, indicaron haber olvidado asentar en la bitácora de vuelo y mantenimiento, en la sección Diferidos bajo MEL, el ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System, SAS2, categoría B; cabe mencionar que dicho actuador había sido instalado el 10 de septiembre de 2018, en condición de reparado.

Las evidencias indican que los representantes del Operador (piloto y copiloto), tenían conocimiento que el SAS2 estaba fallando intermitentemente y que se requería el reemplazo del actuador lineal de alabeo del SAS2, de acuerdo con la MEL autorizada (basada en la MMEL edición D) del operador aéreo Servicios Aéreos del Altiplano, el cual se debió reemplazar antes del 17 de diciembre de 2018.

El 20 de diciembre de 2018, el personal técnico del Taller aeronáutico de Rotor Flight Services realizó el cambio de la media tijera inferior del plato oscilante, por juego excesivo.

El 22 de diciembre de 2018, el helicóptero realizó 6 operaciones, con una duración total de 01:21 horas; el 23 de diciembre de 2018, el helicóptero realizó 3 operaciones, con una duración de 00:57 horas.

El 24 de diciembre del 2018, el helicóptero despegó a las 13:34:12 horas (19:34:12 UTC) del Aeropuerto de Puebla, a las 13:39:22 horas (19:39:22 UTC) la tripulación notificó, a TWR PBC, el aterrizaje largo en el helipuerto El Triángulo y que estarían pendientes para la nueva salida, sin embargo, realmente aterrizaron en el patio de una casa habitación ubicada en las coordenadas latitud **Ver referencia 1** y longitud **Ver referencia 1**.

El helicóptero despegó del patio de esta casa habitación a las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC), informando: **"... saliendo del Triángulo (HAQ) por Radio Capital (HUM)" [sic]**, el CTA de TWR PBC le proporciona información de corrección altimétrica **"treinta veintisiete" [sic]**, y le instruye lo siguiente: **"llamar a dos millas antes para cruzar la estación" [sic]**; al no haber colación de la instrucción, a las 14:35:16 horas (20:35:16 UTC), el CTA de TWR PBC procedió a llamar al XA-BON y le preguntó que si habían recibido la instrucción, indicando el copiloto del XA-BON: **"... reencendimos el radio ..., eh, no te copie, ahora nos encontramos, eh ..., a seis punto seis millas del Aeropuerto y vamos por Radio Capital" [sic]**, el CTA de TWR PBC le proporciona nuevamente la información de corrección altimétrica e informó que no había tránsitos, que llamara cruzando sobre la estación para que prosiguiera su vuelo, colacionando correctamente la información el XA-BON, siendo esta la última comunicación establecida entre los servicios de tránsito aéreo y la tripulación del XA-BON.

Testigos indican que observaron al helicóptero volando de manera estable, escucharon un ruido del motor y después el helicóptero comenzó a "viborear" (testigos describen lo anterior haciendo pequeños movimientos en el eje de guiñada) posteriormente el helicóptero giró sobre su eje longitudinal (alabeo) para seguidamente impactarse invertido y de nariz contra el terreno.

Los expertos en explosivos, tras examinar el sitio del accidente y de los restos del helicóptero, indicaron que no encontraron restos de explosivos o sustancias ajenas al combustible, que hubieran explotado dentro de la aeronave accidentada, por lo que las Autoridades competentes en materia de investigación de accidentes aéreos tomaron el control del lugar del suceso, así como de los restos del XA-BON.



Cabe señalar que los análisis efectuados sobre los restos del helicóptero relacionados con los controles de vuelo recuperados en el sitio del accidente fueron exhaustivos, aunque debido a los daños originados por el impacto y fuego, además de la ausencia de registradores de datos de vuelo y voz, las conclusiones aquí vertidas presentan el escenario más probable en función de los elementos que se tuvieron disponibles durante la investigación.

2.1.2. Calificaciones de la tripulación.

Comandante.

- 2.1.2.1. El C. [Ver referencia 2] era titular de la licencia de Piloto Comercial de Helicóptero número 200601305, vigente al 16 de febrero del 2021, que lo autorizaba para tripular una aeronave de este tipo y peso.
- 2.1.2.2. Contaba con la capacidad para operar helicópteros como Piloto al Mando de Agusta A109S, instrumentos, multimotor y RTAR, y estaba calificado para el vuelo de conformidad con la reglamentación vigente en esa fecha.
- 2.1.2.3. Tenía una constancia de aptitud psicofísica APTO sin observaciones ni restricciones, estaba en condiciones médicas apropiadas y había descansado lo suficiente para realizar operaciones de vuelo; cumplía con la reglamentación relativa a tiempo de vuelo y período de servicio.
- 2.1.2.4. En marzo de 2018, tomó el curso recurrente VFR/IFR, en equipo A109S, el cual incluye Procedimientos Normales y de Emergencia en equipo Agusta A109S y A109E. Contaba con la capacidad y la experiencia suficiente para operar helicópteros como Piloto al Mando de Agusta A109S, instrumentos, multimotor y RTAR.
- 2.1.2.5. Por las comunicaciones establecidas con la Torre de Control Puebla; el comandante del helicóptero iba fungiendo como piloto volando, al momento del accidente.

Primer oficial.

- 2.1.2.6. El C. [Ver referencia 2] era titular de la licencia de Piloto Comercial de Helicópteros número 201220887 vigente al 13 de septiembre del 2021, que lo autorizaba para tripular una aeronave de este tipo y peso.
- 2.1.2.7. Contaba con la capacidad para operar helicópteros como Piloto al Mando de Agusta A109S, instrumentos, multimotor y RTAR nivel 4, y estaba calificado para el vuelo, de conformidad con la reglamentación vigente.
- 2.1.2.8. Tenía una constancia de aptitud psicofísica APTO con la observación de uso de lentes para visión cercana, estaba en condiciones médicas apropiadas y había descansado lo suficiente para realizar operaciones de vuelo. Cumplía con la reglamentación relativa a tiempo de vuelo y período de servicio.
- 2.1.2.9. En julio de 2018 tomó el curso de Procedimientos Normales y de Emergencia en equipo Agusta A109S, así como el curso periódico para piloto en equipo A109S. Contaba con la capacidad y la experiencia suficiente para operar helicópteros como Piloto al Mando de Agusta A109S, instrumentos, multimotor y RTAR.
- 2.1.2.10. Por las comunicaciones establecidas con la Torre de Control Puebla, el Primer Oficial del helicóptero iba desempeñando las funciones de copiloto y llevaba las comunicaciones, el día del accidente.

Personal Técnico de Mantenimiento

El Personal Técnico Aeronáutico de mantenimiento que realizó las inspecciones y corrigió discrepancias en el helicóptero XA-BON, contaba con los cursos inicial y recurrente en el equipo A109S, además contaban con la experiencia y capacidad necesarias, de conformidad con la reglamentación vigente.



Factores psicológicos y fisiológicos que afectaban al personal de vuelo.

La investigación detectó que el personal de mantenimiento no recordaba que actuador lineal de alabeo del SAS2, tenía un mal funcionamiento intermitente.

Los pilotos contaban con constancias médicas de aptitud vigente y cumplían lo establecido en los requisitos médicos relativos al Personal Técnico Aeronáutico. No existían trastornos o padecimientos psicofísicos del factor humano que pudiera haber contribuido a la génesis del accidente; además, no había ningún factor de origen personal, familiar y/o social que pudiera ser determinante para la ocurrencia del suceso.

De acuerdo con el reporte de la autopsia, del análisis toxicológico y del protocolo de reconocimiento genético, se concluye que no se encontraron evidencias de sustancias no autorizadas o ilegales.

También se cuentan con evidencias que indican que el comandante de la aeronave y el copiloto tenían conocimiento de que el actuador lineal de alabeo del SAS2 estaba fallando intermitentemente y que estaban viendo la posibilidad de cambiarlo, sin embargo, continuaron operando el helicóptero por compromisos de vuelo previamente adquiridos.

Para evaluar el factor humano, se aplicó el Modelo SHELL, considerando las siguientes áreas:

- i. Recurso humano.
- ii. Procedimientos.
- iii. Medio ambiente.
- iv. Maquinaria.
- v. Organizacional.

i. Recurso Humano

Tripulación:

- a) Se determinó que existió exceso de confianza de la tripulación:
 - o Al operar con un sistema de vuelo automático (SAS2) con falla intermitente.
 - o Al haber realizado 31 vuelos sumando un total de 07:55 horas, a partir del 17 de diciembre hasta el día del accidente, estando afectado por MEL.
- b) Pérdida de conciencia situacional, debido a:
 - o Señalamiento en el plan de vuelo electrónico y plan de vuelo OACI que el vuelo se realizaría a una velocidad de 140 y 150 nudos respectivamente.

Mantenimiento:

- c) Los técnicos de mantenimiento del taller RFS no asentaron en la bitácora de mantenimiento que el sistema 22 Autoflight, Stability Augmentation System, nivel de reparación categoría "B", se encontraba diferido por la MEL autorizado al XA-BON.

ii. Procedimientos

- a) La MMEL revisión "E" establece que cuando un SAS se encuentra inoperativo, el área de Mantenimiento debe asegurar y deshabilitar el SAS afectado.
- b) La MMEL, en sus revisiones "D" y "E", establecen que cuando un SAS este inoperativo, los vuelos deben realizarse solamente bajo las reglas VFR y apegarse a las limitaciones establecidas en el Manual de vuelo del helicóptero (volar por debajo de la velocidad de 128 nudos, entre otras consideraciones), las listas indica que el autotrim no va a operar.
- c) Las revisiones "D" y "E" de la MMEL, además el Manual de vuelo del helicóptero establecen una restricción de operar la aeronave, que tiene un SAS fuera de servicio, a una velocidad máxima de 128 nudos.



- d) Falta de apego a los procedimientos de remoción del Plato Oscilante (swashplate), produciéndose una disminución del espacio libre entre la cabeza de la barra y la cubierta, lo que causó desgaste, si bien esto no influye en los factores causales ni contribuyentes.

III. Medio ambiente

- a) Las condiciones meteorológicas no son consideradas un factor para la ocurrencia del accidente.

IV. Máquina

- a) El actuador lineal del SAS2 de la aeronave, presentaba una falla intermitente, la cual fue detectada, durante la aplicación del procedimiento de aislamiento; por un técnico en aviónica, sin colocarse ninguna restricción física (botar los ruptores de circuito, ponerles una guarda en cabina de pilotos y colocar una etiqueta de fuera de servicio); la tripulación de helicóptero decidió seguir operando el helicóptero sin considerar ninguna de las restricciones indicadas en el Manual de Vuelo (velocidad máxima de 128 nudos y conocer que el Autotrim no iba a estar disponible).

V. Organización

- a) El explotador no tenía personal suficiente para supervisar la operación de la aeronave, considerando que el XA-BON aterrizó en un lugar distinto al asentado en el plan de vuelo electrónico (patio de una casa habitación).
- b) No actualizaron la MEL del XA-BON conforme a la MMEL revisión "E".
- c) El personal de mantenimiento y de operaciones estuvo aplicando una MEL autorizada, técnicamente estaba desactualizada.
- d) La Autoridad Aeronáutica no detectó que el MEL del operador aéreo estaba desactualizado otorgándoles la renovación del Certificado de Operador de Servicios Aéreos en diciembre de 2018, días antes de la ocurrencia del accidente.

2.1.3. Procedimientos operacionales.

El AFCS (Sistema de Control de Vuelo Automático - Automatic Flight Control System) del helicóptero modelo A109S, funciona en conjunto con el Sistema de actitud y dirección, con el Sistema de giro del régimen de guiñada, con el Sistema de director de vuelo y son el medio para controlar el vuelo automáticamente.

El AFCS consta de dos subsistemas independientes, controlados por un panel de control común, cada sistema consta de una computadora, tres actuadores lineales para el SAS 1, dos actuadores lineales para el SAS 2 y dos transmisores sincrónicos (synchro-transmitters) de posición (alabeo y cabeceo); los actuadores lineales se interconectan, a través de una unidad mezcladora, con los servo-actuadores hidráulicos del bastón cíclico, de éstos se conectan al plato oscilante y de éste salen las varillas de cambio de paso que, a su vez, se conectan con las palas del rotor principal; el actuador lineal de guiñada, se une al servo-actuador hidráulico del rotor de cola.

Los actuadores lineales están instalados en serie, en el control de enlace (control linkage) y, por lo tanto, operan sin cambiar la posición del bastón cíclico y de los pedales. Los transmisores sincrónicos detectan la rotación del control al que están conectados por medio de eslabones. La rotación nominal de éstos es de $\pm 30^\circ$.

El sistema de estabilización automática tiene dos modos de operación: El sistema de aumento de estabilidad (SAS) y el modo de retención de actitud (ATTD HOLD).

En el modo SAS, cada canal de estabilización automática funciona como un sistema de amortiguamiento para estabilizar el helicóptero cuando es cambiada su configuración normal de vuelo por fuerzas externas (turbulencia, corrientes ascendentes/descendentes, cambios bruscos de





rumbo). En este modo, la operación del sistema de estabilización automática no interfiere con los cambios de actitud del helicóptero, cuando son comandados por el piloto.

En el modo ATT HOLD, cada canal de estabilización automática es capaz de mantener la actitud de confort del vuelo, proporcionando al piloto capacidades limitadas de llevar el control cíclico sin sujetarlo con las manos (hands-off flying). El piloto tiene la posibilidad de controlar momentáneamente el helicóptero, accionando el interruptor del selector de ajuste (beeper trim selector switch), ubicado en la empuñadura del bastón cíclico (cyclic stick grip).

Para permitir el control automático de la trayectoria de vuelo, el sistema de estabilización automática (SAS) está acoplado al sistema del director de vuelo. En este modo, las computadoras dirigen automáticamente al helicóptero a lo largo de los ejes longitudinal y transversal, para seguir los comandos del FD (Flight Director-Director de vuelo), que se muestran en el EADI (Electronic Attitude Display Indicator - Dispositivo Electrónico Indicador de Actitud).

Cuando se engarza el Sistema de Autotrim, proporciona energía a los frenos magnéticos cíclicos laterales y longitudinales, en cualquier momento; cuando los actuadores lineales de cabeceo y de alabeo han excedido el 30% de su recorrido, desde la posición central. Esta acción restaura la autoridad total de los actuadores y releva al piloto de un monitoreo continuo. La operación de re-ajuste ocurre 3 segundos después de que ambos actuadores lineales alcanzan el 30% de su recorrido desde el centro cuando ambos actuadores se mueven en la misma dirección, en extensión o retracción.

Nota: Es necesario el re-ajuste en el eje de guiñada. El sistema de auto-corte (auto-trim) está operativo cuando ambos sistemas de estabilización automática están en modo Acoplado (COUPLED). La acción del auto-trim puede ser interrumpida al desengarzar cualquier sistema de estabilización automática, aplicando fuerza al bastón cíclico (cyclic stick) o girando a Cortado (Off) el interruptor F-TRIM (Force Trim).

El helicóptero cuenta con un sistema de Director de vuelo (FD), el cual procesa la información de navegación y actitud por medio de un sensor externo y proporciona comandos de dirección en los ejes de alabeo y cabeceo, que se muestran en el EADI y son suministrados al sistema de estabilización automática para un control automático del vuelo en ruta.

El sistema FD funciona en conjunto con los sistemas VOR/LOC, el de girocompás, el de giróscopo vertical, el de radio altímetro y el de estabilización automática. El sistema FD consta principalmente de una computadora, un sensor de altitud, un sensor de velocidad del aire, un panel de control y un synchro-transmitter del collective lever (transmisor sincronizador de la leva colectiva). La computadora del FD proporciona todos los comandos de cabeceo, alabeo y ejes colectivos, a la EADI y a la computadora del sistema de estabilización automática.

El panel de control del FD permite al piloto seleccionar diversos modos de vuelo del sistema. El panel de control tiene interruptores de botón que se iluminan para seleccionar el modo de operación del FD en espera (Standby), en el eje de banqueo o en el eje de cabeceo. Cuando se selecciona un modo de operación, éste se muestra mediante la iluminación del interruptor de botón. El transmisor síncrono (synchro-transmitter) proporciona información de la posición de la leva colectiva (collective lever), para el uso en la computadora del FD en modo GA (Go Around - avance). El interruptor MSTR AVNX controla los ruptores de circuito (circuit breakers).

Cuando el helicóptero se encuentre en vuelo y se presente que un helipilot está operativo (SAS 1 o 2) el manual de vuelo del helicóptero restringe su operación a reglas de vuelo visual y que el vuelo se

**2020**



realice hasta con una velocidad de 128 KIAS y/o una velocidad con régimen de ascenso de 1,000 pies/min, por encima de 500 pies sobre el terreno.

El procedimiento de emergencia indica que con el FD (Flight director-Director de vuelo) acoplado, luego de una falla de un SAS o una falla ATT mode, la función del AUTOTRIM queda inoperativa.

Sin el FD acoplado, la función del AUTOTRIM está siempre inoperativa; en estas condiciones se recomienda al piloto volar comprobando la posición en el API (Auto pilot indicator) o volar desacoplado, debido a la reducida autoridad del sistema.

Nota: Los indicadores HELIPILOT normalmente se refieren a SAS1. Al pasar SAS1 a la posición de cortado (OFF), los indicadores HELIPILOT cambiarán automáticamente a SAS2.

La Sección 3, "Emergency procedure" (Procedimientos de emergencia) del Manual de vuelo del helicóptero Agusta modelo A109S (Doc No. 109G0040A013), establece que cuando esté en vuelo y exista la falla funcional del SAS, primeramente, debe identificarse que SAS presenta la falla y confirmar que el interruptor del SAS afectado no se haya disparado; posteriormente deberá reiniciarse el SAS afectado a través de su interruptor y verificar el mensaje de precaución; si éste desapareció al seguir el procedimiento, se puede proseguir con el vuelo. Cuando el mensaje de precaución permanece en la pantalla (display), se deberá confirmar que el SAS afectado funcionalmente, se ponga en posición de cortado (OFF) y se deberá continuar con el vuelo con un SAS operativo con las restricciones que se indican en el punto 1.6.7.1, de este documento.

La siguiente consideración fue tomada de la Sección 3, "Emergency procedure" (Procedimientos de emergencia) del Manual de vuelo del helicóptero A109S (Doc No. 109G0040A013): Cuando en la fase de vuelo se presente la falla del giro vertical 1 (ó del 2), se tiene que identificar cual giro vertical falló, mismo que también se mostrará en la PFD (Pantalla Principal de Vuelo - Primary Flight Display); cualquier falla del giro vertical 1 (ó del 2), está asociado al SAS 1 (ó al 2), por lo que éste se desengarza automáticamente. En tal caso deberá verificarse que no se haya disparado el ruptor de circuito del giro vertical, procediendo a dejar el instrumento en espera (STDBY - Stand By).

Deberá confirmarse que el SAS1 (ó el SAS2) afectado, se deshabilite, es decir, sea puesto en posición de cortado (OFF); si se desplegó que la falla funcional y el mensaje de precaución provienen del VG1, el piloto deberá presionar el botón ATT REV para revertir la pantalla EFIS1 a VG2; en caso de que sea el VG2 el que presenta la falla, el copiloto deberá presionar el botón ATT REV para revertir la pantalla EFIS2 a VG1, en ambas condiciones se puede continuar con el vuelo con un SAS operativo, con las restricciones del fabricante, indicadas en el punto 1.6.7.1, de este documento.

El fabricante del helicóptero indica que, durante el vuelo, el funcionamiento del sistema de Helipilot, puede presentar mal funcionamiento y se requerirá la intervención del piloto. Estas fallas se describen a continuación:

- a) Alteraciones repetidas durante la operación del Helipilot en el cabeceo, alabeo o guiñada. Primeramente, el piloto necesita re-ajustar (o retrim) el helicóptero constantemente debido a la alteración en el cabeceo, alabeo o guiñada. Deberá observar los indicadores del Helipilot (API), actitud/régimen del helicóptero y las ADI³⁹s (normales y en espera) para identificar el sistema afectado.

³⁹ Indicador de Datos de Actitud - Attitude Data Indicator





Nota: Los actuadores de cabeceo y alabeo del SAS2, pueden observarse presionando el interruptor del monitor SAS2 en el panel del Helipilot; finalmente se procederá a desengarzar el sistema que falló funcionalmente y se puede continuar con el vuelo con un SAS operativo, con las restricciones del fabricante indicadas en el punto 1.6.7.1, de este documento.

b) Mal funcionamiento - oscilaciones

En este escenario se deben reducir la potencia (si es posible) y la velocidad a 128 KIAS como máximo, se deberán observar los indicadores del Helipilot (APi), el de actitud/régimen del helicóptero y las ADI's (normales y en espera); para identificar el sistema afectado, se procederá a apagar el SAS correspondiente, si las oscilaciones cesan se deberá continuar el vuelo con un SAS operativo, con las restricciones del fabricante, indicadas en el punto 1.6.7.1, de este documento. En caso de que las oscilaciones no cesen, se colocarán en puesto (ON) ambos SAS y se desengarzá uno de ellos, si las oscilaciones continúan en el eje de guiñada, se procederá a poner en posición de cortado (OFF) al interruptor del SAS1 y el SAS2 en puestos (ON).

Nota: La posición de los actuadores de cabeceo y alabeo del SAS2, pueden observarse presionando el interruptor del monitor SAS2 en el panel de Helipilot. Se puede continuar con el vuelo con un SAS operativo, con las restricciones del fabricante, indicadas en el punto 1.6.7.1, de este documento.

Existe una Advertencia que señala: No intente aterrizar mientras exista un mal funcionamiento - oscilatorio.

Hallazgos:

Cabe hacer notar que, un piloto volando en modo manual, es decir con las manos en los controles de vuelo, podría ser capaz de compensar un alabeo repentino no comandado, ocasionado por la extensión simultánea, no comandada (hardover) de ambos actuadores lineales.

2.1.4. Condiciones meteorológicas.

Se analizó la información asentada en el reporte Meteorológico aeronáutico ordinario (METAR) emitido el día 24 de diciembre del 2018 a las 20:43 UTC (14:43 horas) por SENEAM en la estación Puebla, en el cual las observaciones meteorológicas indicaban presencia de viento de los 180°, con una intensidad de 12 nudos (22 km/h), visibilidad de 12 millas estatutas (20 km), nubes a 22,000 pies, temperatura ambiente de 21°C y 0°C de temperatura de punto de rocío; estas condiciones meteorológicas son consideradas estables para realizar una operación bajo las reglas de vuelo visual.

Estas condiciones no son consideradas un factor contribuyente para la ocurrencia del accidente.

2.1.5. Comunicaciones.

Se analizaron las radiocomunicaciones que estableció la tripulación del XA-BON, observándose una fraseología aeronáutica normal con los servicios de tránsito aéreo de Torre Puebla, las instrucciones y la colación de la información se llevó de manera adecuada, con buena intensidad.

A las 13:34:12 horas (19:34:12 UTC) el helicóptero despegó de la plataforma del hangar de Servicios Aéreos el Altiplano en el Aeropuerto de Puebla, a las 13:39:22 horas (19:39:22 UTC) el XA-BON reportó que se encontraba realizando un aterrizaje largo al helipuerto El Triángulo, es decir, cubrió una distancia aproximada de 8.53 MN, en un tiempo de 00:05:10 horas y haciendo los cálculos pertinentes se obtuvo una velocidad aproximada de 113 nudos, la cual es apropiada, de acuerdo con la restricción de velocidad máxima de 128 nudos que indica el Manual de vuelo, cuando se tiene un actuador lineal fuera de servicio.





A las 14:34:17 horas (20:34:17 UTC) el XA-BON reportó que estaban saliendo del helipuerto el Triángulo con destino a Radio Capital en la Ciudad de México, Torre Puebla le proporcionó la corrección altimétrica y le indicó que llamara dos millas antes de cruzar la estación; a las 14:35:20 horas (20:35:20 UTC) el XA-BON se reporta a 6.6 MN del VOR PBC, es decir, en 00:01:03 horas cubrió una distancia de 3.37 MN, de acuerdo con los cálculos el helicóptero llevaba una velocidad aproximada de 192 nudos, sin embargo esta velocidad no resulta operacionalmente razonable por lo que no fue posible determinar la velocidad de desplazamiento a partir de los tiempos señalados.

Por las evidencias de las comunicaciones, se estimó la hora aproximada del suceso, pero no puede precisarse por no haberse generado imágenes de video radar, ni la señal del equipo localizador de emergencia (ELT).

2.1.5.1. Inspección al audio de las radiocomunicaciones.

Se logró identificar con la ayuda de un programa informático (software) del fabricante del helicóptero, la frecuencia de rotación cercana a 1'820 Hz (la cual corresponde al acoplamiento entre el piñón Gleason y la caja de engranes de la carcasa de la transmisión principal) y posiblemente una segunda armónica que es compatible con la del engrane planetario (Planet Gear) 1'625 Hz; ambas referidas al 100% de la velocidad de rotación del rotor principal. No se lograron identificar otras frecuencias en el archivo de audio.

En el minuto 00:14:486, no hay voz o evidencia de identificación de helicóptero, esta transmisión dura aproximadamente 200 msec, el programa informático (software) que realiza el análisis de espectro, fue capaz de identificar una frecuencia de alrededor de 1'820 Hz que parecía fluctuar ligeramente en un rango entre 1'820 Hz y 1'775 Hz. Esta frecuencia de 1'775 Hz, es compatible con una velocidad de rotación de aproximadamente el 98%; siendo esta la última transmisión que se tiene en el archivo de audio, es posible determinar que el XA-BON no mostró ningún comportamiento de frecuencia inusual durante las comunicaciones establecidas con los Servicios de Tránsito Aéreo.

2.1.6. Inspección a las luces de advertencia (MW) y de precaución (MC).

Entre los restos del helicóptero se localizaron los 2 paneles maestros de luces de advertencia (Master Warning - MW) y las dos luces de precaución (Master Caution - MC), los cuales se enviaron a laboratorios donde se realizaron las pruebas correspondientes para determinar si los bulbos estaban o no encendidos al momento del accidente.

Los resultados de las pruebas arrojaron que los 2 paneles maestros de luces de advertencia y los 2 paneles de luces de precaución estaban encendidos al momento del impacto.

Las luces maestras de indicación de advertencia (Master Warning) y las de indicación de precaución (Master Caution) pudieron haberse activado por condiciones tales como ROTOR HIGH, ROTOR LOW, XMSN OIL PRES, etc., o debido a posibles actitudes extremas del helicóptero en los momentos previos al impacto.

2.2. Helicóptero.

2.2.1. Mantenimiento del helicóptero.

Se evaluaron todos los registros e historial disponibles por parte de RFS y de SAA, los cuales indican que las últimas dos bitácoras de vuelo y mantenimiento del XA-BON estaban a bordo de la aeronave y resultaron destruidas por el fuego; de acuerdo con lo observado en otros registros de mantenimiento, hasta el 08 de octubre de 2018, estos señalan que el helicóptero había recibido mantenimiento programado de acuerdo con los tiempos y servicios señalados en la reglamentación y lo establecido al respecto por el fabricante.





En los registros de mantenimiento se observa que: Ocasionalmente el Personal Técnico Aeronáutico del taller RFS no incluye los resultados de la inspección en sus órdenes de trabajo, algunos etiquetas de liberación de mantenimiento de la bitácora no hace referencia a la documentación de pruebas complementarias y no contienen toda la información de los componentes; también existen formatos de discrepancias que indican la fecha de apertura de éstas, pero transcurre mucho tiempo para su cierre, como es el caso de las discrepancias 21/2018 y 30/2018, ambas relacionadas con el actuador lineal de alabeo del SAS2. Tampoco hay evidencias que, en los campos destinados para tal fin en la bitácora de vuelo y mantenimiento, hayan diferido por MEL el ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2), categoría B. Finalmente hay evidencias de que algunas órdenes de trabajo no se llenaron, o cancelaron, todos los espacios que la misma requisita el llenado de datos específicos.

La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad vigente número 20181252, expedido el 21 de septiembre de 2018 y, de acuerdo con las evidencias, fue mantenida su aeronavegabilidad conforme a la reglamentación, hasta el momento en que no se apegaron a los procedimientos del MEL del XA-BON.

El 19 de octubre de 2017, el personal de mantenimiento removió el actuador lineal de alabeo del SAS2 por **"CAMBIO REPENTINO DE RUMBO CON DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO"**, N/S Ver 3. 506 e instalan el actuador lineal N/S Ver 3. 118; la discrepancia se abrió el 18 de septiembre de 2017 transcurriendo 31 días para el cambio del componente y cierre de la discrepancia, pero no difirieron el SAS2 por la MEL vigente de la aeronave.

El día 25 de junio de 2018, mantenimiento detecta que el actuador lineal de alabeo del SAS2 requería reemplazo por: **"CAMBIO REPENTINO DE RUMBO CON DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO"**, por lo cual el 4 de julio de 2018 remueven el actuador de alabeo del SAS2 N/S Ver 3. 118 e instalan el actuador de roll de SAS2 N/S Ver 3. 551, transcurriendo 9 días para el cambio del componente y cerrar la discrepancia, tampoco difirieron el SAS2 por la MEL vigente del helicóptero.

El actuador de alabeo del SAS2 N/S Ver 3. 118, fue reparado por el taller Precision Accesories & Instruments (PHP-PAL) y el 10 de septiembre del 2018, los técnicos de RFS removieron el actuador lineal de alabeo N/S Ver 3. 551 e instalaron el actuador lineal de alabeo del SAS2 N/S Ver 3. 118, siendo la última ocasión en que se removió este componente.

El 13 de diciembre de 2018, mantenimiento generó el formato de discrepancia 21/2018 por el reporte de bitácora de la tripulación de **"CAMBIO REPENTINO DE RUMBO CON DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO"**, realizando el correspondiente aislamiento de la falla, encontrando dañado el actuador lineal de alabeo N/S Ver 3. 118 derecho, del SAS2, transcurriendo 11 días desde la apertura de la discrepancia para el cambio del componente, quedándose abierta hasta el día del accidente.

En los dos cambios del actuador lineal de alabeo del SAS2, no existen registros en bitácora de vuelo y mantenimiento de que el SAS2 fuera diferido por la MEL vigente de la aeronave.

Los técnicos de mantenimiento del taller Rotor Flight Services, olvidaron asentar en la bitácora de vuelo y mantenimiento (folio 1043 del 8 de diciembre de 2018), el diferido "ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2)", categoría de reparación "B" de acuerdo con la MEL del XA-BON, con base en el cual debió de haberse realizado el cambio del actuador lineal de alabeo del SAS2 antes del 17 de diciembre de 2018.





Asimismo, de acuerdo con la MMEL revisión "E", el ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2), categoría de reparación "C", indica que el cambio del actuador lineal de alabeo N/S 9912411B del SAS2, debió de haberse realizado antes del 24 de diciembre de 2018.

De acuerdo con los registros de mantenimiento, la aeronave al momento del despacho para el vuelo tenía un actuador lineal de alabeo del SAS2, que mantenimiento identificó como dañado y necesitaba ser reemplazado; sin embargo, este actuador lineal de alabeo del SAS2, permaneció instalado en el helicóptero hasta el vuelo del día accidente.

Existía mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo (SAS2) de acuerdo con los registros de mantenimiento, contribuyendo a la ocurrencia del accidente.

El operador aéreo debió haber incorporado en un tiempo razonable la Revisión "E" de la MMEL de EASA a la MEL del XA-BON y presentar las modificaciones a la Autoridad Aeronáutica para su correspondiente autorización.

2.2.2. Resultados de la inspección

Durante la inspección realizada en los laboratorios se determinó que: La tijera rotativa, controles del rotor principal, núcleo del rotor principal, servo actuadores hidráulicos, sistemas impulsores, caja de engranes principal, caja de engranes combinada, caja de engranes de 90°, controles del rotor de cola y sus componentes asociados, no se encontraron con fallas mecánicas o anomalías que hubieran impedido o limitado el funcionamiento normal del helicóptero; todas las fracturas observadas presentes en los componentes examinados para su análisis, tenían signos de falla por sobre-esfuerzo como ángulos de 45°, debido al impacto.

La aeronave quedó completamente destruida por las fuerzas de impacto y por el incendio posterior al impacto.

Las palas del rotor principal y del rotor de cola presentaban daños que evidenciaban que, al momento del impacto, los motores estaban funcionando. Las palas presentaron daños en el sentido de la cuerda y de torsión, indicativos de que entraron girando al momento del impacto.

2.2.2.1. Actuadores lineales electromecánicos.

Cuando la aeronave tenía un tiempo total de 74.1 horas, se reemplazó por primera y única ocasión el actuador de guiñada (yaw) y el actuador lineal de alabeo (roll) número dos, en dos ocasiones a partir de septiembre de 2017.



2.2.3.1. Ubicación de diseño de los actuadores de pitch (cabeceo) y roll (alabeo)



Los actuadores lineales de alabeo 1 (SAS1), de cabeceo 1 (SAS1) y de cabeceo 2 (SAS2), nunca fueron removidos del helicóptero, es decir, fueron instalados en el helicóptero desde su fabricación.

Los actuadores lineales, de acuerdo con el manual de mantenimiento, son considerados componentes "a condición" (on condition), es decir, no tiene un límite de vida para ser sustituidos y solamente son removidos para efectuarles la reparación que requieran, hasta el momento en que se les detecta alguna falla.

Actuador lineal en el eje de alabeo (roll) del SAS2.

El 19 de octubre de 2017, el personal de mantenimiento, después de haber realizado el aislamiento de falla correspondiente, remueve el actuador lineal de alabeo del SAS2, N/S Ver 3 506 e instala el actuador lineal N/S Ver 3 718, por un reporte de los pilotos que asentaron que el helicóptero se desviaba de rumbo hacia la izquierda ocasionalmente, con el director de vuelo engarzado, la discrepancia la abrieron el 18 de septiembre de 2017. No existe registro en la bitácora de vuelo y mantenimiento, que se haya diferido el SAS2 por MEL y transcurrieron 31 días para el cambio del componente.

El día 25 de junio de 2018, personal de mantenimiento de RFS, da seguimiento al reporte de la tripulación dado que notificaron: **"CAMBIO REPENTINO DE RUMBO CON DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO" [sic]**, los técnicos realizaron el aislamiento de la falla correspondiente y detectaron que el actuador lineal de alabeo del SAS2 estaba dañado por lo que, el 4 de julio de 2018, removieron el actuador lineal de alabeo del SAS2 N/S Ver 3 718 e instalaron el actuador lineal de alabeo del SAS2 N/ Ver 3 551; no existe registro en la bitácora de vuelo y mantenimiento de que se haya diferido el ATA 22 Auto Flight, 1 Stability Augmentation System (SAS2), categoría de reparación "B" por la MEL, aunque transcurrieron 9 días para que realizaran el cambio del componente.

Cabe señalar que, en el mes de mayo de 2018, EASA emitió la revisión "E" del MMEL, la cual indica que, con una falla como la detectada, se debe poner en condición inoperativa el SAS afectado, desactivando el sistema jalando los ruptores de circuito correspondientes y colocando una tarjeta que indicara que estaba fuera de servicio.

El actuador lineal de alabeo del SAS2 N/S Ver 3 718 fue enviado a reparación al taller Precisión Accessories & Instruments (PHP-PAL), el mes de junio de 2018; el taller PHP-PAL, una vez efectuada la reparación aplicable (Overhaul), generó el formato FAA 8130-3, certificando que dicho componente estaba listo para volver a ser utilizado. El 10 de septiembre del 2018, los técnicos de RFS recibieron el actuador lineal de alabeo del SAS2 N/S Ver 3 718 y procedieron a instalarlo en el helicóptero, cerrando la discrepancia número 09/2018, de fecha 26 de junio de 2018.

El 13 de diciembre de 2018, el área de mantenimiento de RFS generó la discrepancia 21/2018 por reporte de bitácora en el folio 1043, de fecha 08 de diciembre de 2018, aclarando que la bitácora que contenía este folio, más otros documentos del XA-BON, resultaron destruidos por el fuego que se produjo después del accidente.

El personal técnico que atendió este reporte señaló que el reporte de la tripulación indicó: **una ligera desviación de rumbo**, realizando el aislamiento de falla correspondiente y encontrando dañado el actuador lineal de alabeo del SAS2.

De acuerdo con el MEL autorizado por el operador aéreo SSA, el cambio del componente se limitaba a 3 días, sin contar el día en que se detectó la falla, por lo que el componente debió haberse reemplazado como máximo, el 16 de diciembre de 2018, quedándose abierta la discrepancia 21/2018.

[Firma]
JACT / CEG / MAHG / ESM / MAP





2.2.2.2. Inspección de los actuadores lineales electromecánicos.

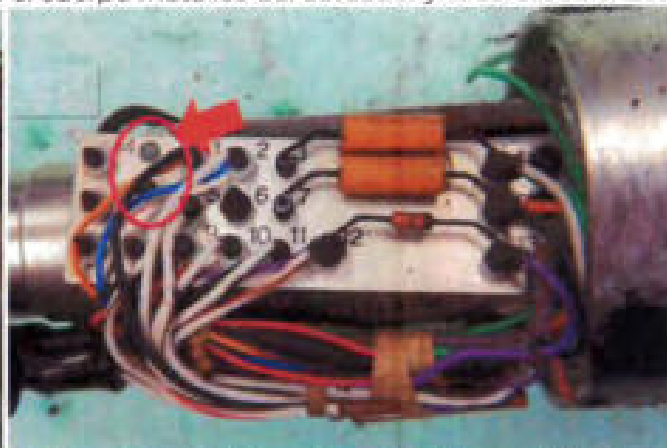
Los resultados de la inspección destructiva a los 5 actuadores lineales electromecánicos, 2 de alabeo, 2 de cabeceo y 1 de guiñada, arrojaron los siguientes hallazgos más significativos:

Actuador lineal de alabeo del SAS1, posición izquierda. (N/P 4012373-909, N/S Ver 3 409)

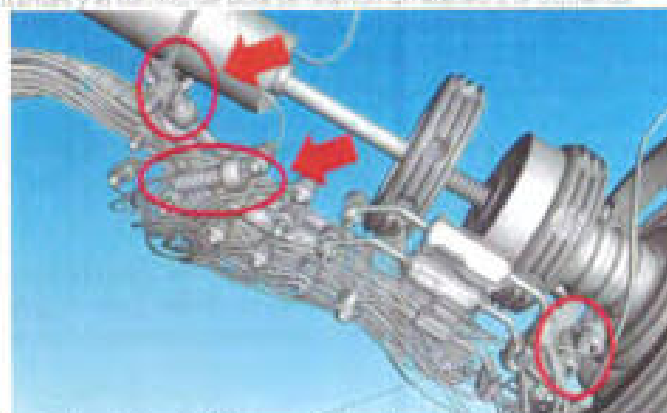
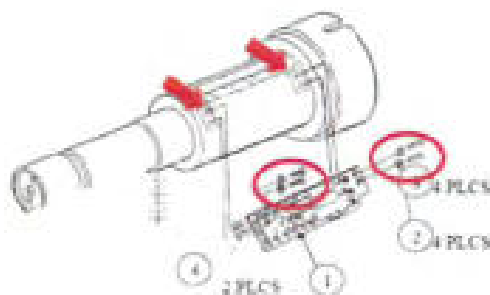
- El tope de carrera (unido al eje del tornillo de bola) estaba al lado del anillo de ajuste de la carrera del lado de extensión. La extensión del actuador se relaciona con un banqueo hacia la izquierda.
- Se encontró un residuo metálico en el diámetro interior de la carcasa. La profundidad de la pieza desde el extremo de mayor diámetro (donde se ubica el extremo de la varilla larga) era de aproximadamente 2.165 pulgadas.
- Dos de los cuatro tornillos que sujetan la tableta electrónica al soporte se encontraron sueltos y la tarjeta electrónica sin estar sujeta en ese extremo y permanecía parcialmente conectada al cuerpo del actuador en el extremo opuesto. Los tornillos que se encontraban sueltos dentro del cuerpo tenían su arandela, sin embargo, una arandela no se encontró.
- Durante el corte de la cinta de sujeción que mantienen unidos los cables, se encontró un pedazo de cable negro separado del resto de los cables; un extremo tenía apariencia de gancho, el cual debía estar conectado a la terminal 11.

Análisis de un tornillo suelto que toca las terminales de la tarjeta electrónica

El actuador lineal de roll (alabeo) SAS1 (N/P 4012373-909, N/S Ver 3 409) tenía 2 de los 4 tornillos de sujeción que mantienen sujeta la tarjeta electrónica al cuerpo del actuador, completamente desenroscados y se movían libremente entre el cuerpo metálico del actuador y la carcasa del LVDT.



2.2.2.2.a Actuador lineal de roll SAS1 con los tornillos faltantes y el tornillo de bola se relaciona con alabeo a la izquierda.



2.2.2.2.a Imagen del CT Scan del actuador lineal de alabeo SAS1 con los tornillos desprendidos.





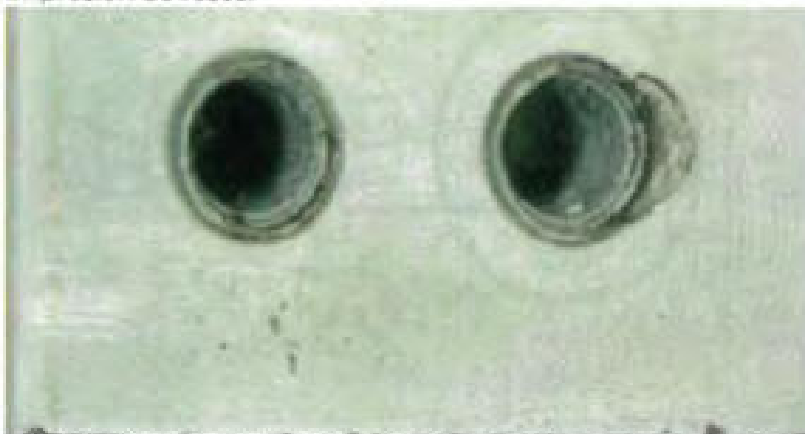
El estudio se centró en la forma en que se afecta el comportamiento del helicóptero cuando existe un posible contacto entre uno de los dos tornillos y una de las terminales de la tarjeta electrónica. El resultado fue el siguiente:

Del Adjunto E, numeral 3 se tiene que:

- Condición N° 2:
Describe el contacto de uno de los tornillos entre la terminal 1 y la terminal 2 en la tarjeta electrónica del actuador lineal. Resultado: el actuador lineal se extiende (alabeo a la izquierda) y alcanza su carrera de desplazamiento completa en menos de 1 segundo.
- Condición N° 5:
Contacto entre la terminal 9 y la terminal 10 en la tarjeta electrónica del actuador. Resultado: existe una pérdida de 26 VCA que provoca el desenganche del SAS y la activación del freno de actuador lineal.
- Condiciones N° 6:
Contacto entre la terminal 10 y la terminal de Tierra. Resultado: existe una pérdida de 26 VCA que provoca el desenganche del SAS y la activación del freno de actuador lineal.

El examen de laboratorio, realizado a los tornillos y a los agujeros de la carcasa del actuador lineal de alabeo del SASI, mostró que estos tenían dos cuerdas dañadas.

En uno de los agujeros de la carcasa se detectó que el roscado mostró daño cerca del borde exterior del agujero con una impresión de rosca.



2.2.2.2.b. Acercamiento al daño de una impresión cercana a la rosca

Las cuerdas restantes de los agujeros no mostraron evidencia de haber estado afectados por la cuerda del tornillo. Los contornos de los cuatro orificios de la tarjeta electrónica tenían marcas elípticas, lo que indica que existió contacto de la arandela con la tarjeta electrónica.

Se tomaron medidas de la tarjeta electrónica, el espaciador y la arandela mostraron un espesor total de 0.120 pulg. La longitud del orificio en el actuador se midió dando como resultado 0.173 pulg aproximadamente.

Lo anterior evidenció que únicamente de 2 a 3 roscas hicieron contacto con su orificio roscado en el cuerpo del actuador, después de la instalación de los tornillos que se encontraron sueltos. La rosca de los dos tornillos, que se encontraron sueltos en el interior de la carcasa del actuador, tenía residuos metálicos.





No fue posible determinar cuándo se presentó el desprendimiento de los tornillos, en este actuador lineal de alabeo, ya que en su historial no tiene ningún trabajo de mantenimiento o falla previa; cabe señalar que en México ningún taller de mantenimiento tiene autorización, ni capacidad, para realizar trabajos en este tipo de actuadores; únicamente el fabricante y en su caso un taller autorizado por la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA), podría realizar determinados servicios de mantenimiento o reparación, señalándose, para enfatizar lo conducente, que este actuador lineal no era el que presentaba la falla, es decir, que durante las pruebas de aislamiento de fallas no presentó evidencia de mal funcionamiento.

También es importante señalar que las pruebas de aislamiento de fallas son actividades realizadas estando el helicóptero en tierra y asegurado con sus calzos.

Desde 2017, la tripulación del XA-BON señalaba que al estar volando se desviaba de rumbo ocasionalmente, es decir, esta condición no se presentaba en todos los vuelos.

Honeywell indicó que revisó más de 5,000 registros de reparaciones efectuadas a actuadores lineales en las instalaciones de Honeywell y Otto, y solamente encontraron un registro donde el personal que realizó la reparación asentó en su documentación "**falta de tornillos - FPN: 2504349-52**" y "**arandelas, falta de bloqueo - PFN: 0164-2**", sin embargo, no especificó en su reporte si los tornillos se encontraron dentro de la carcasa del actuador lineal o simplemente no fueron instalados.

Cabe enfatizar que este actuador lineal de alabeo fue instalado desde nuevo en el helicóptero y nunca fue removido. Asimismo, las inspecciones "estáticas" realizadas por el personal técnico de RFS a estos sistemas no son suficientes para evidenciar que existían tornillos sueltos, falta de continuidad o algún otro tipo de falla. El actuador lineal de alabeo del SAS1 no tenía registros de mal funcionamiento previo.

Actuador lineal de alabeo del SAS2, posición derecha. (N/P 4012373-909 N/S Ver 3 118)

a. Se encontró una etiqueta de reparación en la carcasa del actuador, parcialmente legible y se leía:

Precision Accessory and Instruments
A PAG Company
Atlanta 404-767-5900
Repair Station ZV4R714M
www.precisionaccessories.com

- b. Los anillos del tope de la carrera (stroke stop) estaban al lado del anillo de ajuste de carrera del lado de extensión. La extensión del actuador lineal se correlaciona con una entrada de alabeo hacia la izquierda.
- c. La tarjeta electrónica permaneció conectada al cuerpo del actuador.
- d. El cable del freno (brake) se presentó rotura donde se encuentra el cableado. El cable violeta del freno no estaba conectado a la tarjeta electrónica en el puerto 12, pero el puerto estaba cubierto con sellador.
- e. Se realizó la prueba de continuidad al cableado del motor el cual estaba abierto.
- f. El freno se mantuvo con la carcasa delantera. Se observó grasa degradada térmicamente en el diámetro interior de la caja del freno y en el tornillo de bola.
- g. La tuerca del tornillo de bola (ball nut) pudo ser movido con la fuerza de la mano. La rotación de la tuerca del tornillo de bola exhibió aspereza, pero no evidenció atascamiento. El tornillo de bola pudo desplazar su carrera entre los anillos de ajuste.



Este actuador lineal mostró el tornillo de bola (ball screw) extendido. La extensión del actuador se correlaciona con una entrada de alabeo hacia la izquierda.

Debido a los daños internos presentes en el actuador lineal de alabeo del SAS2, no fue posible determinar la razón de la falla intermitente que los técnicos detectaron durante el aislamiento de falla realizado el 13 de diciembre de 2018, que fue registrado en la discrepancia 21/2018, ni se puede aseverar, qué provocó su extensión al momento de la falla del actuador lineal de alabeo del SAS1.

Actuador lineal de cabeceo del SAS1, (N/P 4012373-908 N/S Ver 3 333)

- La carrera del tope estaba al lado del anillo de ajuste, del lado de retracción, esta corresponde a nariz abajo.
- La tuerca del tornillo de bola pudo girarse manualmente en el tornillo, pero había evidencia de que estaba atascada inicialmente. Se observó hollín en la parte visible del tornillo de bola. El balero en la carcasa frontal no pudo ser girado.
- El rotor tenía daño superficial con aparición de corrosión.
- El rodamiento de la carcasa trasera pudo girarse, pero mostraba signos de rugosidad.

Actuador lineal de cabeceo del SAS2, (N/P 4012373-908 N/S Ver 3 158)

- El tope de la carrera se encontró junto al anillo de ajuste del lado de retracción; esta corresponde a nariz abajo.
- La tuerca del tornillo de bola pudo girarse manualmente, sin evidencia de atascamiento. La tuerca del tornillo de bola tenía evidencia de grasa de color rojizo, degradada térmicamente. El rodamiento en la carcasa frontal se podía girar libremente.

Actuador lineal de guiñada del SAS1, (N/P 4012373-905 N/S Ver 3 443)

- Las superficies del cuerpo del actuador y los componentes internos mostraron daños térmicos. Se observó presencia de hollín en las superficies de los componentes internos.
- La tarjeta electrónica estaba presente, pero algunas de las terminales se habían separado de la placa. Las comprobaciones de continuidad no se realizaron debido al daño térmico de la placa del circuito, así como en los cables.
- El tope de la carrera estaba aproximadamente a la mitad de la carrera entre los dos anillos de ajuste.

Hallazgos.

Los actuadores lineales de alabeo de SAS1 y SAS2 se encontraron en extensión completa.
Los actuadores lineales de cabeceo de SAS1 y SAS2 se encontraron en retracción completa.
El actuador lineal de guiñada SAS1 se encontró en la posición intermedia (centro).

Cabe señalar que, si se aplican las limitaciones de RFM (Manual de vuelo) con respecto a un Helipilot operativo, la desconexión del Helipilot o el actuador lineal de alabeo en condición de "hardover" no resultan en una pérdida de control en vuelo del Helicóptero. Aun cuando los dos SAS no funcionen, la aeronave puede continuar con el vuelo, solamente teniendo en cuenta las restricciones establecidas en el Manual de Vuelo y de la MEL.

Las restricciones operacionales establecidas en la MEL de SAA indicaban que sólo deben planificarse vuelos en condiciones VFR y estar atento al desarrollo del vuelo (velocidad indicada de hasta 128 nudos y/o velocidad de ascenso 1,000 pies/min, volar por encima de 500 pies sobre el terreno) o manualmente en todas las demás condiciones.

Los resultados del análisis y pruebas experimentales, al estar un tornillo suelto desplazándose sobre la superficie de la tarjeta electrónica, destacó que, de 9 modos de falla, 2 de ellos dan como resultado





la pérdida de la capacidad del helipilot para controlar el actuador lineal que presenta la falla (es decir, "hardover") o la desconexión del AFCS.

2.2.2.3. Absorbedor de vibraciones del mástil (MVA).

La cubierta (beanie) del MVA presentaba en la superficie interna signos de rozamiento. Durante el desmontaje de la cubierta, se observaron evidencias de una instalación incorrecta, ya que cuando se instala el plato oscilante sin quitar el conjunto del MVA, la separación entre la cabeza de la barra y la cubierta se reduce ocasionando el rozamiento encontrado en el interior de la cubierta.

Los orificios de los tornillos de fijación que sostienen a la cubierta no muestran evidencias de fracturas por fatiga, todas son coherentes por un sobre-esfuerzo. La carcasa del MVA contenía una marca en forma de arco en su interior, compatible con el área de impacto de la MVA.

Después de un análisis exhaustivo de la cubierta (beanie) de la MVA (Mass Vibration Absorber - Masa Absorbedora de Vibración), ésta presentó evidencias de que la masa se desprendió al momento del impacto contra el terreno; el MVA (Mast Vibration Absorber - Absorbedor de Vibración del Mástil), no es un control de vuelo de la aeronave indispensable para realizar el vuelo. Las cuerdas del eje en el que se aloja la masa evidenciaron que ésta estuvo instalada contenida por la rosca y el freno de seguridad correspondiente.

La masa o contrapeso no se localizó en el sitio del accidente, aunque fue buscado por personal de SEDENA, DGAC, Fiscalía General del Estado de Puebla, en un diámetro de 1 MN (1.85 km); se destaca que las autoridades hicieron acto de presencia en el sitio del suceso, aproximadamente 20 minutos de haberse producido el accidente.

2.2.2.4. Motores.

2.2.2.4.1. Motor posición número uno (S/N BH0434).

De acuerdo con los datos proporcionados por RFS, el motor recibió el servicio de 200 horas, efectuado el 28 de noviembre de 2018, los desplomes (stalls) que la tripulación reportó en la bitácora de mantenimiento, se debieron a una condición de suciedad en los componentes internos del motor provocados por insuficientes lavados del compresor, lo cual se confirmó después que se realizó el lavado correspondiente; las verificaciones realizadas indicaron que el motor recuperó el margen de potencia y volvió a la operación normal. No hubo más reportes asentados en bitácora de mantenimiento, en este sentido, después del 23 de abril de 2018.

El motor presentaba deformación debido al impacto, pero no se detectó ninguna anomalía previa al accidente. Los álabes del impulsor del compresor estaban todos presentes y mostraban evidencia de estar funcionando al momento del impacto; los daños en el borde de ataque presentaban una dirección opuesta a la de la rotación. Los álabes de la turbina del compresor estaban todos presentes y mostraban signos de rozamiento en la punta. Los álabes de la turbina de potencia (PT) también estaban presentes y mostraban signos de rozamiento en la punta. El disco de la etapa de la turbina de potencia (PT), rozó la sección del estator de ésta. El eje de la PT se fracturó desde el rodamiento número 3 debido a sobrecarga y presenta un ángulo de 45 grados, como resultado del impacto. Esto provocó que el eje de la turbina de potencia rozara la turbina del compresor y los orificios del impulsor del compresor.

De acuerdo con los resultados del desensamble del motor o sus accesorios de la investigación no hay hallazgos que hubieran impedido el funcionamiento normal o indicaran un problema previo al impacto. Basados en la investigación del motor, se concluye que el motor estaba produciendo potencia al momento del impacto.

**2.2.2.4.2. Motor posición número dos (S/N BH0499).**

De acuerdo con los datos proporcionados por RFS, el motor recibió el servicio de 200 horas y también mostró daños importantes debido al impacto, pero no reveló ninguna anomalía previa al accidente. Los álabes del impulsor del compresor estaban todas presentes y mostraban evidencia de estar funcionando al momento del impacto, debido a los daños en el borde de ataque en la dirección opuesta a la de rotación. Los álabes de la turbina del compresor estaban todas presentes y mostraban signos de rozamiento en la punta. Los álabes de la turbina de potencia también estaban presentes, sin embargo, mostraron signos de rozamiento en la punta. El eje de la turbina de potencia se fracturó a la altura del rodamiento número 3, debido a sobrecarga y presenta un ángulo de 45 grados, como resultado del impacto. Esto provocó que el eje de la turbina de potencia rozara la turbina del compresor y en los orificios del impulsor del compresor.

Hallazgos.

Con base a los hallazgos encontrados durante el desensamble de los motores, se determinó que éstos presentaban daños característicos de haber estado funcionando al momento del impacto contra el terreno, los cuales se aprecian en los álabes de la turbina de alta, en el impulsor y en el compresor.

Las flechas de las turbinas de potencia de ambos motores muestran evidencia de giro similares; además, la palanca de potencia de ambos FMM (Fuel Management Module – Módulo de Manejo de Combustible) estaba en posición de máxima aceleración, por lo tanto, se determinó por ambas indicaciones que no existió asimetría de potencia en los motores.

De acuerdo con los resultados del desensamble del motor o sus accesorios de la investigación no hay hallazgos que hubieran impedido el funcionamiento normal o indicaran un problema previo al impacto. Basados en la investigación del motor, se concluye que el motor estaba produciendo potencia al momento del impacto.

2.2.2.5. Componentes de memoria no volátil.

En el sitio del accidente se logró recuperar los componentes electrónicos con memoria no volátil, dos de ellos relacionados con los motores, los cuales se enuncian a continuación:

Motor 1	Motor 2	Estado
1 DCU (Data Collection Unit - Unidad colectora de Datos).	1 DCU (Data Collection Unit - Unidad colectora de Datos).	Destruídos por impacto y fuego, se realizó la apertura en Safran, Canadá. (26 de marzo 2019).
1 EEC (Electronic Engine Control - Control Electrónico del motor).	1 EEC (Electronic Engine Control - Control Electrónico del motor).	Destruídos por impacto y fuego, se realizó la apertura en Collins, USA. (18 de abril de 2019).

En el sitio del accidente se localizó la Unidad de Adquisición de Datos (DAU) que también es una memoria no volátil la cual fue sometida a pruebas destructivas.

Hallazgos.

Los cinco componentes electrónicos con memoria no volátil (2 DCU's, 2 EEC's y 1 DAU), presentaron daños por exposición al fuego, todos los componentes electrónicos se desprendieron de sus tarjetas electrónicas, incluidos los "chips" de memoria no volátil (MNV). Los "chips" de MNV se recuperaron en el interior de las carcasas de sus respectivos componentes, se limpiaron y, cuando las memorias se colocaron en el lector y se inició la acción para extraer los datos, el lector envió un mensaje de error, indicativo de que no hubo ninguna respuesta de las MNV. Se hicieron múltiples intentos, pero



se obtuvieron los mismos resultados. Por la exposición extrema al calor, se determinó que se dañaron totalmente los componentes de MNV y como resultado, los datos guardados en estas unidades se perdieron permanentemente.

2.2.2.6. Leva de control del motor (ECL).

Las palancas de control de los motores se encontraron en la posición de MAX (máxima) aceleración y al desensamblarlos y colocar los soportes que conectan el tornillo sin fin a las palancas, se encontraron en una posición compatible con la indicación de la palanca en la posición de VUELO (FLT). La posición MAX en las palancas de control de los motores es consistente con el momento en que el helicóptero impacta el terreno en forma invertida, cuando fueron desplazadas a la posición de aceleración máxima.

2.2.2.7. Servos actuadores hidráulicos del rotor principal (MRA).

Los tres servos actuadores del rotor principal (main rotor servo actuators), permanecieron unidos al plato oscilante fijo (fixed swashplate), los tres montantes de los servo actuadores, estaban fracturados; las tres terminales de entrada (input rods), permanecieron conectadas al varillaje de entrada (servo input linkage), pero los tubos de la terminal de entrada (input rod tubes), estaban fracturados y separados de sus terminales (rods ends). Las fracturas evidenciaron similitud entre sí y congruencia con la mecánica del impacto contra el terreno.

Hallazgos.

Los tres servos actuadores (Azul, Rojo y Amarillo) fueron removidos de la carcasa superior (upper case) y del plato oscilante fijo (fixed swashplate) para que se les inspeccionara por medio de tomografía computarizada. Con base en los hallazgos se realizó la apertura de estos tres componentes confirmando lo evidenciado por medio de las imágenes de tomografía que "no hubo fallas internas de éstos".

2.2.2.8. Bombas hidráulicas.

De la inspección realizada a las bombas hidráulicas izquierda y derecha, las evidencias no mostraron daños internos, solamente el alojamiento de la placa oscilante de la bomba derecha exhibió una fractura que creció longitudinalmente (en el eje de rotación). La fractura se observó tanto en la superficie exterior como en la superficie interior de la carcasa, sin embargo, la flecha impulsora (drive shaft) pudo girar sin evidencia de atascamiento. En tal razón se concluyó que ambas bombas hidráulicas estaban trabajando normalmente al momento del accidente.

2.2.3. Rendimientos de la aeronave.

De acuerdo con las evidencias obtenidas en la investigación de campo, en el historial de mantenimiento, después de haber analizado la mecánica del impacto y fuego y de valorar las declaraciones de los testigos, se concluyó factible concentrar la investigación solo en 6 posibles escenarios que podían haber provocado la pérdida de control en vuelo del helicóptero relacionada con una falla mecánica.

La metodología para determinar cuál o cuáles de los 6 escenarios planteados estuvieron involucrados en el accidente, consistió en realizar la inspección de todos los componentes mecánicos disponibles que involucran a los sistemas inherentes a los escenarios mencionados a continuación, así como a sus componentes.

Estos 6 escenarios de estudio fueron:

1. Falla al transmitir la potencia al rotor principal (Failure to transmit power to the main rotor head).
2. Falla al transmitir la potencia al rotor de cola (Failure to transmit power to the tail rotor head).





3. Falla al transmitir el levantamiento al helicóptero (Failure to provide lift to the rotorcraft).
4. Falla al proveer el empuje antitorque (Failure to provide anti-torque thrust).
5. **Ambos actuadores lineales se desplacen a su extremo, sin ser comandados, de manera simultánea, ambos en el mismo eje de cabeceo o ambos en el mismo eje de alabeo (Both linear actuators driven in simultaneous hardover in pitch or roll axis).**
6. Pérdida del Sistema hidráulico en ambos circuitos de control de vuelo (Loss of hydraulic power in both flight control circuits).

La investigación se centró en el sistema de vuelo automático del helicóptero, escenario **5 Ambos actuadores lineales se desplacen a su extremo, sin ser comandados, de manera simultánea en los eje de cabeceo o alabeo (Both linear actuators driven hardover simultaneous in pitch or roll axis)**, con especial interés en los actuadores lineales electromecánicos, por lo que se coordinó la realización de la inspección destructiva a los 5 actuadores lineales; las computadoras del Helipilot (Helipilot computers) y los giros verticales (vertical gyros), resultaron destruidos por impacto y fuego por lo que no se pudo realizar una inspección más detallada de estos componentes.

En los registros de mantenimiento se encontró que se debió haber reemplazado el actuador lineal de alabeo del SAS2, tres días después del hallazgo respectivo por parte de mantenimiento, sin contar el día de la detección y que sin embargo no se realizó el cambio de este componente como lo establecía el MEL autorizado de SAA, el cual estaba basado en el MMEL revisión "D".

Con base en el MMEL revisión "E" de EASA, el cambio del actuador lineal de alabeo del SAS2 debió realizarse, como máximo el 23 de diciembre de 2018, es decir, 10 días después de haberse detectado la falla del actuador lineal, aunque el área de mantenimiento debió de haber asegurado el SAS, el mismo día del hallazgo.

La MMEL en su Revisión "E" señala que el **AUTOTRIM** queda inoperativo con la falla de un SAS, el Manual de vuelo del helicóptero restringe su operación a reglas de vuelo visual e indica, además, que el vuelo se realice hasta con una velocidad máxima de 128 KIAS y/o una velocidad con régimen de ascenso de 1,000 pies/min, por encima de 500 pies sobre el terreno; en todas las demás condiciones, el helicóptero deberá volarse manualmente.

En el caso de que ambos SAS estén inoperativos, los mismos deben desactivarse y asegurarse; cuando esto suceda el piloto no tendrá disponible los modos del **FD (Flight Director)** y tampoco podrá engarzar el SAS1, el SAS2 y el ATT HOLD.

El día 24 de diciembre de 2018 el helicóptero no debió de haber operado por estar afectado el SAS2 por MEL.

Aparte de esta restricción en la operación de los SAS, no se encontró ninguna otra restricción para la operación del helicóptero.

2.2.4. Operaciones de vuelo.

Se tiene en cuenta, por las evidencias del audio de las comunicaciones establecidas entre el XA-BON y Torre de Control Puebla, que es posible determinar que el XA-BON no mostró ningún comportamiento de frecuencia inusual durante las comunicaciones establecidas con los Servicios de Tránsito Aéreo.

La tripulación realizó el vuelo bajo las reglas de vuelo visual, con buenas condiciones meteorológicas visuales, volando con las manos fuera de los controles, en configuración de piloto automático.





El área de Despacho de SAA, liberó el helicóptero sin ninguna restricción, en cuanto a la operación del SAS2, además, por las evidencias obtenidas, el área de despacho no tenía conocimiento de la falla intermitente, debido a que no se asentó el diferido del SAS2 por MEL, en la bitácora de vuelo y mantenimiento; sin embargo, la tripulación sí tenía conocimiento de que el SAS2 estaba fuera de servicio.

Durante la fase del vuelo recto y nivelado, después del despegue del helipuerto El triángulo (en realidad del patio de una casa habitación), el actuador lineal electromecánico de alabeo del SAS1 presentó una falla interna, debido a que dos tornillos sueltos en el interior del mismo estuvieron desplazándose libremente sobre su tarjeta electrónica, lo cual resultó en la pérdida de la capacidad del Helipilot para controlar al actuador lineal electromecánico que presentó la falla (es decir, el desplazamiento de extensión no comandado) o el desenganche del sistema de control de vuelo integrado.

La "desconexión de SAS1" significa la activación del freno del actuador lineal en los ejes de cabeceo (pitch), alabeo (roll) y guiñada (yaw), además en la desconexión de SAS1, se muestra el mensaje de precaución (MC) de "SAS1 OFF" en la EDU (Unidad de Pantalla Electrónica - Electronic Display Unit) del lado del piloto.

De acuerdo con la información disponible, no fue posible determinar la naturaleza del mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo, del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2).

Si un mal funcionamiento del actuador lineal de alabeo, del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2), resultó en la extensión no controlada del actuador lineal y si un tornillo suelto dentro del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número uno (SAS1), hizo contacto con las terminales 1 y 2 de la tarjeta electrónica, dentro de los 3.5 segundos de reacción al movimiento no controlado del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2), puede resultar en un alabeo repentino no comandado hacia la izquierda.

La tripulación no se apegó a las limitaciones establecidas en el Manual de Vuelo, por el mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo del SAS2. Las limitaciones del Manual de Vuelo establecen volar atento hasta los 128 nudos de velocidad y operar los controles manualmente cuando la velocidad de vuelo supere los 128 nudos.

Con base en las declaraciones de testigos que observaron que el helicóptero "viboreo", es decir que ejecutó movimientos en el eje de guiñada (yaw), pueden correlacionarse las correcciones manuales que se realizaron a bordo.

Si el piloto estaba volando en modo de manos libres sin tocar los controles y se produce la falla de un SAS, con un vuelo a alta velocidad, tiene un tiempo de respuesta de 3.5 segundos, de acuerdo con la certificación del helicóptero; en este tiempo el piloto deberá reconocer la falla e iniciar la acción correctiva (tiempo de reacción), antes de tomar el control del helicóptero de manera manual. Por lo tanto, para resultar en un efecto catastrófico, los dos actuadores en el mismo eje tendrían que haberse desplazado, sin ser comandados por la tripulación, a "**hardover**", de manera "**simultánea**".

En la MMEL revisión "D" y "E", el procedimiento operacional indica que el piloto no tendrá disponible el Autotrim cuando un SAS este inoperativo, además de restricciones en la operación del helicóptero como son: Volar bajo las reglas de vuelo visual, desplazarse a una velocidad máxima de 128 nudos, llevar un régimen de ascenso de 1,000 pies/min y volar arriba de 500 pies sobre el terreno. La



tripulación debió de estar consciente de la necesidad de reducir la velocidad por debajo de los 128 nudos.

En la lista de verificación para el prevuelo, la tripulación conforme al Manual de vuelo de la sección 2, Procedimientos normales, debieron realizar la verificación del control del bastón cíclico (cyclic stick), de los pedales (pedals), de los interruptores de SAS (SAS switch), que siguieran las barras de cabeceo y alabeo del helicóptero y que no hubiera mensaje de SAS fuera de servicio.

2.2.5. Carga y balance.

La carga y el centro de gravedad del helicóptero estaban dentro de los límites prescritos, por lo que no es considerado un factor contribuyente para la ocurrencia del accidente.

2.3. Supervivencia.

2.3.1. Respuesta del servicio de salvamento y extinción de incendios.

El sitio del accidente se localizó a 2.4 millas del VOR PBC, los servicios de extinción de incendios de la terminal aérea de PBC no participaron, debido a que el sitio no estaba dentro de su radio de acción.

La Comandancia del Aeropuerto de Puebla (Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento), indicó que las actividades de búsqueda y salvamento fueron iniciadas por el Controlador de Tránsito Aéreo de la estación de Puebla, quien emitió la fase inserta al no recibir respuesta del XA-BON a las 14:39 hrs (20:39 UTC), aunque pobladores de Santa María Coronango, observaron el accidente e inmediatamente lo reportaron a la policía municipal, que fue el primer respondiente acordonando el sitio; la policía municipal indicó en su reporte que el Cuerpo de Bomberos de San Pedro Cholula, arribó aproximadamente a las 14:55 hrs (20:55 UTC), logrando extinguir el fuego en su totalidad aproximadamente a las 15:25 hrs (21:25 UTC).

El Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento no recibió la notificación oficial sobre la recepción de la señal ELT en el sistema COSPAS-SARSAT.

2.3.2. Análisis de las víctimas fatales y las lesiones.

Los dos pilotos y los tres pasajeros resultaron con lesiones fatales como consecuencia del fuerte impacto contra el terreno, el cual se produjo a una velocidad muy alta y con el helicóptero inclinado hacia el frente, por lo que la cabina de pilotos y el techo quedaron compactados.

De acuerdo con el reporte de los médicos forenses, la causa del deceso de los pilotos fue un conjunto de traumatismos.

2.4. Organización.

2.4.1. Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V.

El explotador contaba con un Manual de Gestión de Seguridad Operacional aprobado el 19 de diciembre de 2018, es decir, se encontraban en la fase 1 del proceso de certificación, por lo que su sistema de seguridad operacional estaba siendo implementado y, en consecuencia, no tenían una certificación y vigilancia de ésta.

El operador tenía la obligación de dar a conocer a sus pilotos, a los técnicos de mantenimiento y a los oficiales de despacho, la última actualización del MEL basado en la MMEL revisión "E" del fabricante; emitida en Mayo de 2018, así como coordinar con el taller de mantenimiento el llenado de la bitácora de vuelo y mantenimiento para asentar los reportes diferidos y que su área de



despacho también tuviera conocimiento de esto, para entender el contenido del diferido, de acuerdo con la Reglamentación vigente.

Servicios Aéreos del Altiplano, contaba con un MEL, autorizado por la Autoridad Aeronáutica, de fecha 08 de marzo de 2017, basado en el MMEL Revisión "D" del 10 de diciembre de 2015.

Las áreas de operaciones (excepto la tripulación) y de despacho del operador (SAA), no tenían conocimiento de que el helicóptero estaba operando con un SAS con falla intermitente desde el 13 de diciembre de 2018. La bitácora de vuelo y mantenimiento que contenía los últimos vuelos se encontraban a bordo, sin que se hubieran rescatado las copias originales que correspondía a las áreas de mantenimiento y de operaciones.

Cabe señalar que existen evidencias de que el área de Mantenimiento de la organización recibió la notificación, vía correo electrónico, de la generación de la discrepancia número 21/2018, de fecha 13 de diciembre de 2018, por parte del taller RFS; por lo que esta área sí tenía conocimiento, del mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo del SAS2.

El operador aéreo nunca obtuvo una suscripción con LHD para tener acceso completo a la información de las publicaciones técnicas y de operación del helicóptero modelo A109S, no obstante el fabricante del helicóptero les creó una cuenta de usuario ID (muy restringida), en el portal de Clientes de LHD para garantizar que SAA tuviera acceso de tiempo completo al Manual de Vuelo [EASA Rotorcraft Flight Manual (RFM)], al Suplemento de Equipo Opcional [Optional Equipment Supplements (OES)], a los Boletines de Servicio [Service Bulletin, (SB)] y al Programa de Mantenimiento [Aircraft Maintenance Information Planning (AMPI)], pero no tenía suscripción al paquete completo de Publicaciones técnicas y de Operación del modelo A109S.

Posteriormente a la verificación técnica mayor extraordinaria efectuada por la DGAC, del 29 de enero al 1 de febrero de 2019, el operador aéreo presentó a la Autoridad Aeronáutica pruebas entre las cuales destacan el programa de capacitación y adiestramiento, incluido en el Manual General de Operaciones, Capítulo IV, páginas 1 a 9; sin embargo, no se observan políticas de capacitación dentro del documento. Presentaron evidencias de los cursos de CFIT y de RVSM y los documentos relacionados con la capacitación inicial o periódica en Seguridad aérea y factores humanos.

El Manual General de Operaciones revisión 7, en la sección "Lista de equipo mínimo y lista de partes faltantes", indica:

"El Director de Operaciones, la tripulación de vuelo y el Oficial de Operaciones, y el personal del Taller Aeronáutico Autorizado contratado, coordinarán todo lo necesario para asegurarse que las aeronaves, no vuelen con reportes de Lista de Equipo Mínimo (MEL)."

Lo referente a las "Acciones de mantenimiento", señalan:

"El personal de mantenimiento del Taller Aeronáutico Autorizado contratado, corregirá tan pronto como sea posible, las irregularidades técnicas, con objeto de entregar el avión en condiciones totalmente operativas, cuando por razones por falta de tiempo, falta de repuesto o falta de medios, no pueda corregirse una avería, mantenimiento complementara el diferido en el parte técnico de vuelo de acuerdo con el procedimiento establecido, rotulando en cabina aquellos controles o indicadores accesibles por la tripulación especificados en la MEL y aplicando, si así lo describe el MEL, el procedimiento de mantenimiento pertinente".



2020

**2.4.2. Rotor Flight Services, S. de R. L. de C. V.**

El taller RFS cuenta con un Manual de Gestión de Seguridad Operacional, aprobado el 23 de octubre de 2018; se encontraba en la fase 1 del proceso de certificación, por lo que el sistema de seguridad se estaba implementando y en tal razón, no tenían una certificación y vigilancia de la seguridad operacional.

En el llenado de los registros de mantenimiento, se detectó que algunas ordenes de trabajo y etiquetas de liberación de servicios, no tenían completa la información en la bitácora de vuelo y mantenimiento; se realizaron trabajos que iniciaron con la apertura de una discrepancia, sin embargo, transcurría mucho tiempo para cerrarla.

Aunque dentro de la organización de RFS existía un Área de Control de Calidad, de la cual depende inspección, no lograron poner barreras para detectar, en tres ocasiones, que no se aplicó la MEL de SAA, por la falla intermitente del actuador lineal de alabeo del SAS2.

El área de ingeniería del taller envió, al área de mantenimiento del operador, el formato de discrepancia número 21/2018, de fecha 13 de diciembre de 2018, a través de un correo electrónico.

2.4.3. Agencia Federal de Aviación Civil (AFAC antes DGAC).

El 19 de diciembre de 2018, la Autoridad Aeronáutica otorgó la renovación del Certificado de Explotador de Servicios Aéreos, al operador; en esta renovación no verificaron que la MEL del operador estaba desactualizado, considerando que en mayo de 2018 la EASA había publicado la versión "E" de la MMEL.

La Autoridad Aeronáutica Civil no identificó la falta de una política de revisión de la Lista de Equipo Mínimo (MEL), cuando existía una actualización de la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL) en Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA), durante la última renovación del Certificado de Operador Aéreo (AOC), el 19 de diciembre de 2018; asimismo, tampoco ha establecido una política que considere un plazo aceptable para que los Operadores implementen las enmiendas necesarias sus MEL, para ser autorizado nuevamente, una vez que cumplan con la actualización aplicable.

La última verificación técnico-administrativa ordinaria efectuada a SAA por la Autoridad Aeronáutica Civil (CAA), el 18 de agosto de 2016, excedió los plazos de la verificación técnica-administrativa anual requerida.

Durante la verificación técnico-administrativa extraordinaria realizada en enero de 2019 al operador Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA), los inspectores verificadores aeronáuticos de la Autoridad Aeronáutica Civil no identificaron que SAA no contaba con una política para implementar enmiendas a la Lista de Equipo Mínimo (MEL), cuando es publicada una nueva versión de la MMEL.



3. CONCLUSIONES.

1. La tripulación estaba debidamente certificada y calificada para operar el helicóptero, de acuerdo con la reglamentación mexicana.
2. La condición médica y psicológica de la tripulación, no fue un factor para la ocurrencia de este accidente.
3. Debido a las fuerzas de alto impacto contra el terreno, no era posible que hubiera sobrevivientes al accidente.
4. La aeronave contaba con el certificado de aeronavegabilidad número 20181252, emitido el 21 de septiembre de 2018, vigente al 19 de septiembre de 2020.
5. El 13 de diciembre de 2018, los técnicos de mantenimiento del taller aeronáutico Rotor Flight Services, S. A. de C. V. (RFS), generaron el formato de discrepancia número 21/2018, indicando en la entrevista que fue emitida con base en un reporte verbal de la tripulación del XA-BON de "cambio repentino de rumbo". El personal de mantenimiento del taller aeronáutico realizó el aislamiento de la falla, encontrando dañado el actuador lineal de alabeo número de serie (N/S) **Ver 3** T18 del Sistema de Aumento de la Estabilidad número dos (SAS2), procediendo a informarle al operador (SAA).
6. Los técnicos de mantenimiento del taller aeronáutico Rotor Flight Services, S. A. de C. V., encontraron la falla en el actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de la Estabilidad número dos (SAS2), sin embargo, según declaración del mismo personal, no asentaron en la bitácora de vuelo y mantenimiento que el actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de la Estabilidad número dos (SAS2) quedaba diferido, de acuerdo con la Lista de Equipo Mínimo (MEL) del operador.
7. Aunque dentro de la organización del taller aeronáutico Rotor Flight Services, S. A. de C. V., hay un área de control de calidad de la que depende el Área de Inspección, en tres ocasiones no se apegaron a la Lista de Equipo Mínimo (MEL) del operador del helicóptero Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA), para dejar diferido el actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2).
8. La Lista de Equipo Mínimo (MEL) del operador, requería el reemplazo del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de la Estabilidad número 2 (SAS2), dentro de los 3 días siguientes. El reemplazo de este actuador lineal debió de haberse realizado, a más tardar el 16 de diciembre de 2018.
9. Si el área de despacho del operador Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V., hubiera tenido conocimiento del mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS 2), tendrían que haber puesto en tierra el helicóptero.
10. La Lista de Equipo Mínimo (MEL) del operador Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA) basado en la MMEL revisión "D", estaba autorizada por la Autoridad Aeronáutica, aunque no tenía la actualización aplicable según la Lista Maestra de Equipo Mínimo vigente (MMEL) conforme a la revisión "E", publicada en mayo de 2018, por la Autoridad Aeronáutica Civil de Europea (EASA, European Union Aviation Safety Agency); cabe mencionar que el operador (SAA) no tenía una política en sus Manuales aprobados por la Autoridad Aeronáutica, para actualizar su Lista de Equipo Mínimo (MEL), dentro de un periodo técnicamente razonable cuando se publicara una nueva versión de la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL).
11. El helicóptero no estaba aeronavegable, a partir del 17 de diciembre de 2018, debido a que se excedió el intervalo de tiempo requerido para el reemplazo del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2).
12. La tripulación decidió seguir operando el helicóptero, teniendo conocimiento una falla intermitente del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2), el cual no fue reemplazado dentro del intervalo requerido por la Lista de Equipo Mínimo (MEL).





13. La carga y el centro de gravedad del helicóptero estaban dentro de los límites prescritos por el fabricante en su envolvente de vuelo.
14. Las condiciones meteorológicas no se consideran un factor para la ocurrencia del accidente.
15. De acuerdo con las declaraciones de testigos, no se desprendió ningún componente del helicóptero durante el vuelo. Los testigos vieron el helicóptero girar hacia la izquierda hasta que se invirtió y descendió hacia el suelo.
16. La inspección a los restos del cuerpo básico, a los motores, al sistema de rotores y al sistema de control de vuelo que se analizaron, con excepción de los que resultaron destruidos por la acción del fuego, no reveló evidencia de mal funcionamiento o falla que hubieran impedido la operación normal del helicóptero (sin contar los actuadores lineales de alabeo de los Sistemas de Aumento de Estabilidad número uno (SAS1) y número dos (SAS2)).
17. En el actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de la Estabilidad número uno (SAS1), se desprendieron internamente dos tornillos ubicados en uno de los extremos del cuerpo del actuador lineal, los cuales sujetaban la tarjeta electrónica a éste; determinándose después de las pruebas, que: ***"si un tornillo hace contacto en las terminales 1 y 2 de la tarjeta electrónica, permite la posibilidad de un desplazamiento no comandado en la dirección de extensión del actuador lineal"***.
18. De acuerdo con la información disponible, no fue posible determinar la naturaleza del mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2).
19. Si un mal funcionamiento del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2), resultó en la extensión no controlada del actuador lineal y si un tornillo suelto dentro del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número uno (SAS1), hizo contacto con las terminales 1 y 2 de la tarjeta electrónica, dentro de los 3.5 segundos de reacción al movimiento no controlado del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2); esto puede resultar en un alabeo repentino, no comandado hacia la izquierda.
20. Si el piloto que volaba estaba operando manualmente el helicóptero (manos en los controles de vuelo), debió de haber compensado el movimiento repentino y no comandado de alabeo que propició la extensión simultánea de ambos actuadores lineales.
21. La tripulación no se apegó a las limitaciones establecidas en el Manual de Vuelo que estaban vigentes, debido al mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS2). Las limitaciones de Manual de Vuelo establecen volar atento hasta los 128 nudos de velocidad y operar los controles manualmente cuando la velocidad de vuelo supere los 128 nudos.
22. Debido a la falta de datos de un registrador de vuelo protegido contra choques, varios factores en el accidente no pudieron investigarse exhaustivamente. Estos factores incluyen: 1) el desempeño de la tripulación durante el vuelo, 2) la velocidad verdadera a la que se desplazaba el helicóptero, 3) cualquier advertencia anticipada, por medio de luces o alarma audible en cabina que la tripulación pudo haber tenido por la falla de un actuador lineal, 4) el régimen de alabeo hacia la izquierda del helicóptero, y 5) la reacción del piloto y la respuesta al alabeo repentino y no comandado, hacia la izquierda.
23. La última verificación técnico-administrativa a SAA, fue realizada por la Autoridad Aeronáutica Civil (DGAC) el 18 de agosto de 2016, excediéndose los plazos de la verificación técnico-administrativa anual requerida.
24. La Autoridad Aeronáutica Civil no ha establecido una política de revisión y actualización de la Lista de Equipo Mínimo (MEL), al Operador.



2020

Luzmila Salazar



CAUSA PROBABLE.

La Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación, con fundamento en los artículos 1, 2 fracción I, 14, 16, 18, 26, y 36 fracción XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 2 fracción XVI, sub-fracción XVI.5, 9, y 21 fracción XXIII del Reglamento Interior de la SCT; 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil y 7.9 Manual de Organización de la Dirección General de Aeronáutica Civil y la Circular Obligatoria CO AV-83.1/07, determinó como causa probable de este suceso:

"Pérdida de control del helicóptero debido a un alabeo repentino hacia la izquierda, que no fue recuperado por el piloto al mando, provocando que el helicóptero se invirtiera en vuelo e impactara con esa configuración, contra el terreno"

"Si bien la información disponible para la investigación fue limitada debido a la falta de registradores de vuelo protegidos contra impactos y al daño severo al helicóptero por el impacto contra el terreno y posterior incendio, con base en las evidencias disponibles, se pudo determinar que el alabeo repentino hacia la izquierda se debió posiblemente a que ambos actuadores lineales de alabeo se extendieron de manera simultánea, sin haber sido comandados."

FASE.

Ascenso

FACTORES CONTRIBUYENTES.

1. Prácticas de mantenimiento ineficaces por parte de la empresa que proporcionaba el servicio de mantenimiento.
2. Inadecuada cultura de seguridad operacional del operador.
3. Presión del operador para que se continuaran realizando vuelos teniendo conocimiento de un mal funcionamiento intermitente del actuador lineal de alabeo del Sistema de Aumento de Estabilidad número dos (SAS 2), más allá de los requerimientos respectivos establecidos en la Lista de Equipo Mínimo (MEL) aplicable al helicóptero.
4. Insuficiente supervisión del mantenimiento y operación del helicóptero, por parte de la Autoridad de Aviación Civil.

RECOMENDACIONES

Agencia Federal de Aviación Civil (AFAC)

Para una óptima vigilancia de la seguridad operacional y en su caso para la investigación de accidentes e incidentes de aviación, es esencial tener componentes de memoria no-volátil instalados en una aeronave, los cuales guardan información después de un accidente, proveen información de seguridad operacional y permiten dirigir, clarificar y acelerar el proceso de investigación; además, teniendo el soporte de una grabadora de voz y un registrador de datos de vuelo, le permite a los investigadores evaluar más factores de la operación de la aeronave. En el proceso de esta investigación, se detectó que el helicóptero XA-BON pertenecía a una empresa que proporciona servicio público de pasajeros y el helicóptero no estaba obligado a tener, un registrador de datos de vuelo y grabadora de voz. Por la anterior explicación, la Comisión le emite la siguiente recomendación:

Rec. 001/2020 Regule que todas las aeronaves de ala rotativa destinadas al servicio público de pasajeros tengan instaladas una grabadora de voz y/o un registrador de datos de





vuelo; y llevar a cabo verificaciones para garantizar que estos componentes registren la información correctamente.

El helicóptero XA-BON, asentó en su plan de vuelo que aterrizaría en un helipuerto autorizado, sin embargo, las investigaciones y entrevistas realizadas a testigos, se comprobó que este helicóptero aterrizó y despegó desde el patio de una casa; lo cual aumenta el peligro en las operaciones aéreas, por falta de cumplimiento a las regulaciones vigentes en materia de seguridad operacional (safety) y protección de las instalaciones (security). La comisión determinó que estos hechos no fueron factor para la ocurrencia del accidente; pero observó que existe un área de oportunidad para garantizar la seguridad de las operaciones de helicópteros destinados al servicio público de pasajeros, por lo que la Comisión le emite la siguiente recomendación:

Rec. 002/2020 Realice un diagnóstico integral sobre la operación de los helipuertos actuales y regularice los existentes, para crear la figura de helipuertos públicos que puedan recibir operaciones de terceros y elevar los estándares de seguridad en las operaciones de helicópteros destinados al servicio público de pasajeros.

La investigación determinó que el operador Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA), tenía una inadecuada cultura de seguridad, dado que no abordó apropiadamente los peligros evidentes y operó el helicóptero con un conocido mal funcionamiento intermitente de un actuador lineal, más allá de los requerimientos prescritos por la Lista de Equipo Mínimo (MEL) del helicóptero. Por lo anterior la Comisión le emite la siguiente recomendación:

Rec. 003/2020 Desarrolle periódicamente talleres dirigidos a Operadores y Talleres Aeronáuticos de mantenimiento de helicópteros, para compartir las mejores prácticas, las lecciones aprendidas de investigaciones de accidentes y alentar el desarrollo e implementación de un Sistema de Gestión de Seguridad (SMS) eficaz.

Respecto al entrenamiento de los pilotos, en la investigación se detectó que la tripulación tenía un curso de emergencia anual conforme a lo establecido por las regulaciones mexicanas, sin embargo, de acuerdo con el punto 7.4.3.1. del Anexo VI, parte III, Operaciones internacionales – Helicópteros, de la OACI, se estableció que la competencia del piloto debe demostrarse y que estas verificaciones se lleven a cabo dos veces al año, por lo tanto, la Comisión le recomienda:

Rec. 004/2020 Regule a los operadores que cuentan con un Certificado de Explotador de Servicios Aéreos, que acrediten; la técnica de los pilotos y la capacidad de ejecutar procedimientos de emergencia; así también, verifiquen la competencia del piloto. Efectuando estas verificaciones dos veces por año.

Un aspecto muy importante que pudo haber mitigado la ocurrencia de este accidente, es que los pilotos hubieran registrado en la bitácora de mantenimiento cualquier anomalía detectada durante la operación del helicóptero, lo cual habría permitido a todos los involucrados en la operación, conocer las restricciones operacionales y despachar la aeronave de manera segura; derivado de lo anterior, la Comisión le recomienda:

Rec. 005/2020 Regule a los operadores que tienen un Certificado de Explotador de Servicios Aéreos difundan en sus organizaciones que cualquier anomalía detectada en vuelo por los pilotos deberá quedar registrada en la bitácora de vuelo, a efecto de que las áreas de tripulación, mantenimiento, operaciones y despacho le den el seguimiento correspondiente y, si corresponde, sea diferido conforme a la Lista de Equipo Mínimo (MEL) autorizada; y garantizar que cuando el componente afectado

**2020**



por esta lista requiera ser reemplazado, el operador, tripulación, y/o taller ejecuten los procedimientos conducentes en los tiempos establecidos en ese documento.

La investigación detectó que el operador carecía, en sus manuales autorizados, de una política para actualizar la Lista de Equipo Mínimo (MEL). A la Comisión le preocupa que otros operadores no tengan una política aprobada por la Autoridad Aeronáutica para actualizar su Lista de Equipo Mínimo (MEL) autorizada dentro de un período técnicamente razonable después de una revisión a la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL). Por lo tanto, la Comisión le recomienda:

Rec. 006/2020 Realice una revisión de todos los operadores que tienen un Certificado de Explotador de Servicios Aéreos, para asegurarse de que cuenten con una política para actualizar sus Listas de Equipo Mínimo (MEL) dentro de un plazo aprobado y aborden a la brevedad y de manera efectiva toda actualización que se haga a Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL).

En la sección DB1 Autorización de lista de equipo mínimo del AOC, inciso b). Programa de Administración de la MEL, establece que el titular del certificado de operador de servicios aéreos deberá desarrollar y mantener un programa adecuado para la administración de las reparaciones de los componentes y/o accesorios listados en la MEL aprobada y deberá incluir en un documento o en su manual una descripción del programa de administración de la MEL. En este programa de administración de la MEL, el Operador deberá incluir al menos lo siguiente. 1. Un método que proporcione el seguimiento de la fecha y cuando sea apropiado, el tiempo en el que el componente y/o accesorio fue diferido y subsecuentemente reparado. El método debe incluir una revisión del número de cada componente y/o accesorio diferido para determinar la razón para cualquier demora en la reparación, longitud de la demora y la fecha estimada en la cual el componente y/o accesorio será reparado. 2. Un plan para concentrar partes, personal de mantenimiento y aeronave a un tiempo y lugar específico para la reparación. 3. Una revisión de los componentes y/o accesorios diferidos debido a la no disponibilidad de partes, para asegurar que exista una orden de pedido con una fecha de entrega en firme. 4. Una descripción de los deberes y responsabilidades específicas por puesto, de acuerdo con el organigrama del titular del certificado, de aquel personal encargado del manejo del programa de administración de la MEL, además en la sección Apéndice normativo punto 5.8. de la norma oficial mexicana NOM-018-SCT3-2012 "Que establece el contenido del Manual de Vuelo", establece que Los permisionarios y concesionarios del servicio al público de transporte aéreo, deben mantener actualizada la información contenida en la MEL, cuando: ...Se publique una nueva revisión a la MMEL, de acuerdo con estas evidencias se tiene diseminado en estos documentos los requisitos de la MEL, lo que ocasiona que no sea fácil para los operadores cumplir con todos los requisitos que la Autoridad ha establecido para la MEL, por tal motivo la Comisión consideró el emitirle la siguiente recomendación:

Rec. 007/2020 Se actualice la regulación, asegurando que en este documento se encuentren plasmadas todas las políticas que deben de cumplir los Operadores, con relación a la lista de equipo mínimo (MEL).

La regulación requiere que la Autoridad de Aviación Civil realice una verificación técnica administrativa anual a todos los operadores que cuentan con un Certificado de Operador Aéreo. La investigación identificó que transcurrieron 20 meses desde que la Autoridad de aviación civil realizó la última verificación técnico-administrativa al operador Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V. (SAA). A la comisión le preocupa que las verificaciones técnico-administrativas, ordinarias o de otra índole, no se efectúen de manera oportuna, y puedan propiciar que problemas de seguridad permanezcan sin identificar y sin abordarse. Por lo tanto, la Comisión le recomienda:



Rec. 008/2020 Realice una revisión a todos los operadores de aeronaves que cuentan con un Certificado de Explotador de Servicios Aéreos (AOC), para asegurarse de que han cumplido su verificación técnica-administrativa anual.

Se tuvo conocimiento por diversos medios de comunicación que la Sección Segunda del Estado Mayor de la Secretaría de Marina informó que el radiofaro del ELT del helicóptero XA-BON se había activado 9 minutos después del despegue, 14:43 horas, sin embargo de acuerdo con el Subcentro Coordinador de Búsqueda y Salvamento (Comandancia del Aeropuerto de Puebla) indicó que no recibieron ninguna notificación oficial del Centro de control de misiones Cospas-Sarsat, por lo que la Comisión señaló que es indispensable para poder atender a las víctimas de un desastre aéreo y salvar vidas, se realicen las coordinaciones de notificación en tiempo y forma para activar a los grupos de salvamento, por lo anterior le recomienda:

Rec. 009/2020 Fortalezca las comunicaciones en materia de búsqueda y salvamento entre el Centro de control de misiones Cospas-Sarsat (Secretaría de Marina, SAR-México) y los Centros Coordinadores de Búsqueda y Salvamento (Comandancias de Región) para que al recibir una señal del ELT, el Centro Operativo de la Emergencia (subcentro de búsqueda y salvamento) esté en posibilidad de organizar las brigadas de búsqueda y salvamento y puedan salir inmediatamente a atender y prestar estos servicios a las víctimas de un accidente aéreo, conforme al Plan de Emergencia de cada Terminal Aérea del País.

Servicios Aéreos del Altiplano, S. A. de C. V.

En la investigación del accidente del helicóptero XA-BON, los investigadores y expertos que participaron, detectaron que la Lista de Equipo Mínimo (MEL) del XA-BON, que fue utilizada por el personal técnico aeronáutico, se actualizó con base en la revisión "D" de la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL) emitida en el año 2015; la revisión "E" de la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL), emitida desde mayo de 2018, contenía serias modificaciones respecto a cómo tratar fallas en el Sistema de Aumento de la Estabilidad, (SAS) involucrando ahora a las áreas de mantenimiento, en este caso los técnicos no tenían la información actualizada; por esta razón, la Comisión le recomienda:

Rec. 010/2020 Implemente procedimientos y cursos, a fin de garantizar que el personal técnico aeronáutico de su organización utilice únicamente la información técnica actualizada y autorizada, asegurando que la operación de las aeronaves registradas en su Certificado de Explotador de Servicios Aéreos (AOC) son seguras.

En el proceso de la investigación se detectó que la organización no tenía una suscripción al paquete de Publicaciones técnicas del helicóptero modelo A1095. Esto si no es corregido puede ocasionar que el personal técnico aeronáutico, involucrado en la operación de la aeronave, no esté trabajando con la información técnica más actualizada; como SAA opera otros modelos de aeronaves, la Comisión considera que esta misma situación pueda estar ocurriendo como los otros modelos de aeronaves que están bajo la administración de SAA. Por lo tanto, la Comisión considera que una revisión a la información técnica aplicable a la flota de SAA es necesaria y recomendada para rectificar posibles publicaciones desactualizadas, por lo que la comisión le insta a que:

Rec. 011/2020 Realice un proceso de revisión a las suscripciones de publicaciones técnicas que apliquen a las aeronaves de la Organización, para garantizar que Servicios Aéreos del Altiplano este utilizando el paquete completo de las suscripciones y toda la información actualizada emitida por los fabricantes.





Rotor Flight Services, S. de R. L. de C. V.

En algunos registros de mantenimiento generados por este taller aeronáutico, derivados de inspecciones y servicios programados, discrepancias y órdenes de trabajo relacionadas con la aeronave XA-BON, a los cuales tuvieron acceso los investigadores, se encontró, entre otros hallazgos, que: En la orden de trabajo RFS-0239/2016, no incluyeron el resultado de las inspecciones efectuadas por un taller externo; la etiqueta de liberación de servicio, de fecha 5 de enero de 2017, hace referencia a la orden de trabajo RFS-002/2017, sin embargo, no especifican los datos técnicos del motor reparado y no incluyeron toda la información de los componentes, las discrepancias 21/2018 y 30/2018 comienzan con la apertura, sin embargo, transcurrió mucho tiempo para fueran cerradas; no existe evidencia en la bitácora de mantenimiento de que hayan diferido por la MEL el capítulo 22 Piloto Automático, Sistema de Aumento de Estabilización (SAS), ya que pasaron más de tres días para la instalación del actuador lineal, derivado de lo anterior, la Comisión le recomienda:

Rec. 012/2020 Implemente un procedimiento para asegurar que el personal técnico aeronáutico de ese taller realice el correcto y completo llenado de las órdenes de trabajo, de los formatos de discrepancias, describa a detalle dichos trabajos y, si una inspección realizada implica que se difiera por la Lista de equipo Mínimo (MEL), éste se lleve a cabo, según aplique conforme al respectivo reporte en la bitácora de vuelo por parte de la tripulación o del inspector de control de calidad y se asiente en la bitácora de mantenimiento.

Rec. 013/2020 Difunda entre los técnicos de mantenimiento que cualquier reporte verbal de mal funcionamiento o falla de algún sistema que reciban por parte de las tripulaciones o de otro personal técnico involucrado en la operación de la aeronave, se le dé seguimiento y se garantice su registro en la bitácora de vuelo y mantenimiento para una apropiada trazabilidad.

Acciones de seguridad

Honeywell

El fabricante del actuador lineal, reconoce que el ensamble de sujeción asociados con la tarjeta electrónica del actuador lineal, el espaciador y la arandela de seguridad, junto con la longitud especificada de los tornillos de fijación de dicha tarjeta, dio como resultado que solamente de 2 a 3 roscas de acoplamiento de los tornillos de fijación, se enroscaran en el cuerpo del actuador lineal; por tal motivo, investigará los cambios en, pero no se limitarán a, 1) la longitud del tornillo, para asegurar un mejor acoplamiento de los tornillos de fijación en los agujeros del actuador lineal; así como 2) los procedimientos de ensamble para reducir el riesgo de daños a las roscas de los agujeros, durante la instalación de los tornillos. Además, la condición en la que un cortocircuito involuntario entre las terminales 1 y 2 de la tarjeta electrónica, puede conducir a la extensión total de un actuador lineal, por lo que 3) investigará posibles soluciones para evitar cortocircuitos entre las terminales 1 y 2 de la tarjeta electrónica dentro del actuador lineal. Se proporcionará al equipo de investigación una actualización sobre el progreso de estas acciones en el mes de julio de 2020.

Atentamente

El presidente de la Comisión

Ing. José Armando Constantino Tercero
Céd. Prof. 1718542



2020
AÑO LATINOAMERICANO



**Referencias a la versión pública del Informe Final de accidente de la aeronave
matrícula XA-BON, expediente ACCDTARA004/2018MMPB**

1.

Se elimina: Coordenadas geográficas del despegue.

Fundamento jurídico: Artículo 113, fracción I de la Ley Federal de Transparencia y Acceso a la Información Pública (LFTAIPI), en relación con el numeral Trigésimo octavo, fracción I de los Lineamientos generales en materia de clasificación y desclasificación de la información, así como para la elaboración de versiones públicas.

Motivación: Datos confidenciales, toda vez que se tratan de coordenadas geográficas que permiten la identificación plena de un domicilio particular y cuales vulnera la esfera privada de los habitantes de esta.

2.

Se elimina: Datos personales (nombre, sexo, edad, nacional entre otros) del personal técnico aeronáutico.

Fundamento jurídico: Artículo 113, fracción I de la Ley Federal de Transparencia y Acceso a la Información Pública (LFTAIPI), en relación con el numeral Trigésimo octavo, fracción I de los Lineamientos generales en materia de clasificación y desclasificación de la información, así como para la elaboración de versiones públicas.

Motivación: Información confidencial, toda vez que se refiere a datos personales de personas físicas, por lo que se requiere del consentimiento del particular para su distribución y publicación.

3.

Se elimina: Datos técnicos tales como número de series relacionados con diversos componentes de la aeronave.

Fundamento jurídico: Artículo 113, fracción II de la Ley Federal de Transparencia y Acceso a la Información Pública (LFTAIPI), en relación con el numeral Trigésimo octavo, fracción III de los Lineamientos generales en materia de clasificación y desclasificación de la información, así como para la elaboración de versiones públicas.

Motivación: Información confidencial, toda vez que se refiere a datos comerciales de los componentes ya que el número de serie son únicos en su clase que permiten identificar plenamente al componente.

[Firma]

[Firma]

[Firma]



2020



COMUNICACIONES

SECRETARÍA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES



AFAC

AGENCIA FEDERAL
DE AVIACIÓN CIVIL

Subsecretaría de Transporte
Agencia Federal de Aviación Civil
Dirección de Análisis de Accidentes e
Incidentes de Aviación

Adjunto A



2020



Contenido

1. Correspondencia entre RFH y PHP-PAL
2. Bitácora de vuelo y de mantenimiento folio 0785.
3. Discrepancia 09/2018.
4. Hallazgos en registros de mantenimiento.
5. Diagrama esquemático del AFCS.
6. Sistema de estabilización automática.
7. Sistema de Auto-trim.
8. Sistema del FD.
9. Panel de control del FD.
10. Bitácora de vuelo y mantenimiento folio 421.
11. Bitácora de vuelo y mantenimiento folio 434.
12. Discrepancia 028/2017.
13. Discrepancia 030/2017.
14. Reportes de activación de ELT.



DEC 19, 2018

Nota 1

From: Rotor Flight Services <[redacted]>
Sent: Wednesday, December 19, 2018 12:11 PM
To: **Nota 1**
Subject: RE: COTIZACIÓN ACTUATOR LINER

Follow Up Flag: FollowUp
Flag Status: Flagged

Buenos días, **Nota 1**

B

Me comenta el cliente que si se lo quitan deja la maquina fuera de servicio y ahorita esta con la agenda algo movida por eso no se puede parar o dejar fuera de servicio estos días, se esta viendo también el modo de como hacer para que no se quede fuera de servicio, te hago saber que conseguimos.

Saludos

LCE. **Nota 1**
Recursos Materiales

Nota 1
Tel: [redacted]
Cel: [redacted]

De: Rotor Flight Services <[redacted] **Nota 1** >
Enviado: martes, 18 de diciembre de 2018 10:35 a. m.
Para: **Nota 1**
Asunto: RE: COTIZACIÓN ACTUATOR LINER

OK dejame solicitarlo con mi cliente y te aviso

Gracias.

LCE. **Nota 1**
Recursos Materiales

Nota 1
Tel: [redacted]
Cel: [redacted]

De: **Nota 1**
Enviado: martes, 18 de diciembre de 2018 08:33 a. m.
Para: Rotor Flight Services
Asunto: RE: COTIZACIÓN ACTUATOR LINER

Hola **Nota 1**

A Tienen tiempo de enviarlo para hacer una reparación AOG de garantía? En 2-3- días después de recibirlo el taller lo pueden evaluar y hacer reparación.

ALFAROMAVE AGUSTA, A1093.		PULIDO Nota 1		DE Nota 1		ASESOR		LIC.	
AÑO DE FABRICACIÓN 2010.		COMPLETO Nota 1		DE Nota 1		CLASE DE VUELO			
No. SERIE: 22174		Nota 1		Nota 1		COMERATO INI.			
MATRICULA: XA - BON		FIRMA DE COMANDANTE							
FECHA: 05 JUN 10		COMBUSTIBLE		MOTOR		CONTROL DE TIEMPO			
DE 11014		240		MOTOR		DE		TEMPERATURA	
A: 1106		110		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		130		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		110		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1103		100		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		10		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
A: 1106		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
PARCIALES		140		TEMPERATURAS		MOTOR		MOTOR	
DE 11014		140		TEMPERATURAS		MOTOR</			

100

[illegible]

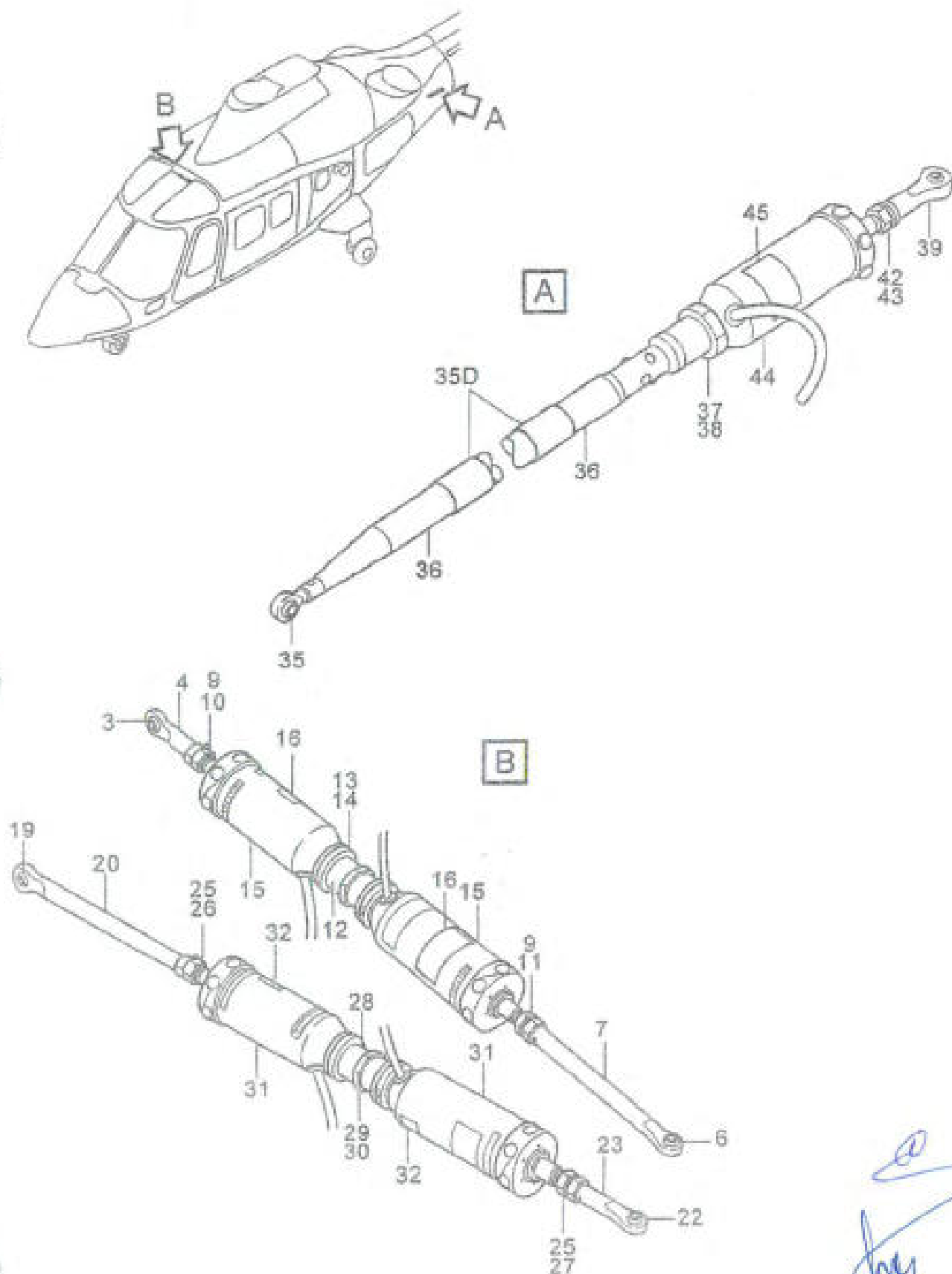


Rotor Flight Services

Toluca, México

DISCREPANCIA No. 09 /2018

DATOS DE LA AERONAVE					
MODELO	A109S	SERIE	Nota 2	MATRICULA	XA-BOW
FECHA	26 JUNIO 2018	ORIGINADO POR:	Nota 1	T.T. DE OCURRIDA	1964:40 HRS
DESCRIPCION DE LA DISCREPANCIA:					
POR REPORTE DE VUELO. LA AERONAVE SE DESVIA DE RUMBO HACIA LA DERECHA OCACIONALMENTE CON EL DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO. SE EFECTUARON PRUEBAS OPERACIONALES CONFORME AL MM REF OB-A-22-11-00-00A-340A-A. ENCONTRANDOSE DAÑADO UN ACTUADOR LINEAL DEL EJE DE ROLL. REQUIERE REEMPLAZO.					
OBSERVACIONES:			AUTORIZADO POR:		
			Nota 1		
MATERIAL DE CONSUMO Y PARTES					
No.	Nº DE PARTE Nº DE SERIE	DESCRIPCION	CANTIDAD REQUERIDA	No. ORDEN DE COMPRA	No. DE VALE DE ALMACEN
1	Nota 2	ACTUADOR, ELECTROMECHANICAL, LINER	01		
2					
3					
4					
5					
6					
7					
8					
9					
ACCION CORRECTIVA					
Se efectuo reemplazo del actuator lineal de rumbo a 1 AH. ref. OB-A-22-11-04-00A-520A-A y OB-A-22-11-04-00A-720A-A. Quedando operativo					
TIEMPO ESTIMADO	2 HRS		TIEMPO REAL	02 hrs	
EFFECTUADO POR:	Nota 1			FECHA DE CONCLUSION	4-21-18
INSPECCIONADO POR:	Nota 1			T.T. DE CONCLUIDA	1978:36



ICN-08-A-221100-G-00001-00310-A-04-1

FIGURE 1 ACTUATOR INSTL,CYCLIC AND TAIL ROTOR PITCH CONTROL

NUMBER 2 VERTICAL GYROSCOPE SYSTEM Illustrated Parts Data -- IPD

FIG ITEM	PART NUMBER..... NSN.....	DESCRIPTION 1 2 3 4 5 6 7 8 9	**UOCA.. MVEFFECT..	I C Y	QNTY UI	SMR...	
02	Note 1	Note 1	G		REF	XC	
-0							
-1			**A G		REF	XC	
-1			**B G		REF	XC	
2			G		0001 EA	PAOLD	
3			**A G		0004 EA	PAOZZ	
3			**B G		0002 EA	PAOZZ	
3A			**B G		0002 EA	PAOZZ	
3B			**B G	-1	0004 EA	PAOZZ	
3B			**B G	2	0004 EA	PAOZZ	
4			G		0004 EA	PAOZZ	
5			G		0001 EA	PAOZZ	
6			G		0001 EA	PAOZZ	
-7			G		REF	XC	
8			G		REF	XB	
9			G		0001 EA	PAOZZ	
10			W	G		0001 EA	PAOZZ
11			G		0001 EA	PAOZZ	
12			V	G		0001 EA	PAOZZ
13			**B G		REF EA	PAOZZ	
14			**B G	-3	REF EA	PAOZZ	
14			**B G	5	REF EA	PAOZZ	

Hallazgos de las ordenes de trabajo, historial, stickers, instalación de componentes, etc. Helicóptero XA-BOW N/5 22174

Item	W. O. Fecha Técnico	Tiempo Total A/C	Folio	Discrepancia	Componente	Frecuencia		Daños descritos		Observaciones
						a) Horas b) Tiempo c) Calendario	a) TLV b) Fuera de Límites c) Otros	a) Requerimientos b) Causas c) Carece de información Taller		
1	RFS-244 02 DIC 16 Nota 1	1,361.50	70	Reemplazo del motor #2 70 por encontrarse daños en el Impeller	Motor Removido PCE- Nota 1 Instalado N/5	a) 1,361.5 TT	c) daños en Impeller	Envían a reparación al fabricante, no especifican tipo de daño.	No tienen los tiempos de ambos motores en la W.O. NO se tiene la certificación del cambio de motor.	
2	RFS-002/2017 05 ENE 17 Nota 1	1,349.90	100	56/2016	Motor sin N/5	a) 1,349.9 TT	c) daños en alabes	Se efectuo reparación por el fabricante P&W	No hacen referencia a este trabajo, el sticker no especifica que motor es el reparado. No concuerdan fechas y horas en la W.O. 244/2016 y la W.O. RFS 002/2017.	
3	RFS-238/2017 01 MAR 16 Nota 1	1,449.30	160	Sección potencia Inspección de 200 hr. Rec. cada 50 hr a petición del Cliente	No indican N/5 motores	cada 50 hr	A petición del Cliente	a) requerimiento cliente	No indican si es efectuado a ambos motores.	
4	RFS-238/2016 08 ABRIL 17 Nota 1	1,499.21	214	Sección potencia Inspección de 200 hr. Rec. cada 50 hr a petición del Cliente. 100 hr insp. boroscópica a Motor #1.	N/5 Nota 2	Cada 50 y 100 hr	A petición del Cliente	a) requerimiento cliente	Insp. Boroscópica por Taller Externo, no lo citan la W.O. tampoco incluyen resultados de la inspección. Se abre discrepancia en 2016 y la cierran o revisan en 2017.	
5	Sin W.O. STICKER 12 ABRIL 17	1,506.26	230	Discrepancia 04/03/2016 se efectuó reemplazo de OAU N/D 109-09000-76-6A03. Por no haber indicación de empareje en el EDU No. 2, Canal A.	Reemplazado OAU Nota 1 050/2016 Nota 1		Por no haber indicación de empareje en el EDU No. 2, Canal A.	Por falla EDU	Se instala EDU reparado, no indican tiempo de cada componente	

Bhandi, Adolfo Lopez Mateos 1990, Col. Los Alpes, Álvaro Obregón, CP 01010, CDMX, t: 01 (55) 5733 9380

Hallazgos de los ordenes de trabajo, historial, stickers, instalacion de componentes, etc. Helicoptero XA-BDN N/S 22174

Item	W. O. Fecha Tecnico	Tiempo Total A/C	Folio	Discrepancia	Componente	Frecuencia		Daños descriptos			Observaciones
						a)Horas b)Tiempo calendario	a) TLV b) Fuera de Límites c) Otros	a) Requerimientos b) Causas c) Carece de información Taller			
6	Sin W.O. 20 MAR 17	1,476.47	387	08/2017 y 03/2016 y Cumplimiento de Directivas							Discrepancia 08/2017 (16-mar-2017 con 1,471.3 hr. la cierran el 20-mar-2017 con 1,476.47 hr)
7	Sin W.O. 14 MAR 17 Nota 1	1,476.80	NT	Discrepancia 07/2017, indica En inspeccion diaria se detecto el testigo de filtro obstruido del sistema de hidraulico No. 2 . Requiere inspeccion y limpieza.							Se detecta en inspección diaria a las 1,466.4 hr, la concluyen el 20-Mar-2017 a las 1,476.8 hr. Se corrige 10 horas despues.
8	W.O. RFS-082/2017 22 JUNIO 2017	1,600	325	Servicio día 1600 hr. Efectuaron inspeccion boroscopica al motor #1. NFS Nota 2		a) 100 hr	NO informan en W.O.	Taller Externo			No se encuentra resultado de la inspeccion boroscopica en esta W.O.
10	W.O. RFS-153/2017 03 JULIO 2017	1,603.47	330	Discrepancia del motor #2, Nota 2 24.3.37/TSO NEW. Se instala E-89H0499, TSO NEW/CT Nota 2 GJEP 4222/Impeller O.	Nota 2		Impeller dañado reparado por el fabricante P&W	P&W			En la W.O. No se asientan los tiempos de ambos motores (el removido y el instalado), no hay certificación por cambio de motor por parte de Comandancia.

Elvard. Adolfo Lajpat Mateos 1990, Col. Los Alpes, Álvaro Obregón, CP 01010, CDMX, t: 01 (55) 5723 9300

[Handwritten signature]

[Handwritten mark]

Hallazgos de los ordenes de trabajo, historial, stickers, instalacion de componentes,etc, Helicoptero KA-60N N/S 22174

Item	W. O. Fecha Tecnico	Tiempo Total A/C	Folio	Discrepancia	Componente	Frecuencia		Daños descritos		Observaciones
						a) Horas b) Tiempo calendario	a) TLV b) Fuera de Límites c) Otros	a) Requerimientos b) Causas c) Carece de informacion Taller externo	c)no tienen indicacion en EDUT	
11	SIN W.O. 23-marzo 2017 Nota 1	1,604.18	332	Discrepancia 09/2017 Durante pruebas de servoactuadores con mulla hidraulica, no hay indicacion de main rotor servo en el EDUT. Conforme Fault Code-6731-4, requiere reemplazo de los servos azul y rojo	Remontados: Servoactuador assy, red N/P 109-0110-42-13-4, N/S 426-1. Nota 1 4-3/TSO NEW. Servoactuador assy/ blue 1. Nota 2 T.T.1269.8 hr/TSO 459.9 hr. Instalados. Red N/S Nota 2 T.T. 1426.8 hr. TSO 0.0 y Blue N/S Nota 2 T.T. 1813.7/TSO 0.0.		c) por falta de indicacion en EDUT		La discrepancia se detecta en T.T. 1,478.1 hr (23-Marzo 2017) se concluye a T.T. 1,604.38 hr (3-Julio 2017)	
12	SIN W.O. 23-marzo 2017 Nota 1	1,604.18 N/T		Discrepancia 10/2017 durante trabajo de ajuste de friccion del servoactuador amarillo, se encontraron daños mecanicos en el balero inferior, requiere reemplazo.	spherical bearing assy N/P 26X0YGR103		daños mecanicos		La discrepancia se detecta con T.T. 1,478.1 hr (23-mar- 2017) se concluye a T.T. 1,604.38 hr (3-Jul-2017)	

Hallazgos de las ordenes de trabajo, historial, stickers, instalacion de componentes, etc. Helicoptero KA-50N N/S 22174

Item	W. O. Fecha Tecnico	Tiempo Total A/C	Folio	Discrepancia	Componente	Frecuencia		Daños descriptos		Observaciones
						a)Horas b)Tiempo calendario	a) TLV b) Fuera de Limites c) Otros.	a) Requerimientos b) Causas c) Carece de informacion Taller externo		
13	SIN W.O. 28-marzo-2017 Nota 1	1604:18 N/T		Discrepancia 13/2017 durante inspeccion diaria, se detectó juego axial en la tijera rotativa en límites maximos (0.18 inch) conforme al MM REF 038-A-62-31-02-00A-28/A-A. Requiere reemplazo de A.	Removido Half-Scissor, Rotating N/p 109-B118-16-3 Instalado Half Scissor Assy. Rotating N/p 109-0134-10-105				La discrepancia se detecta en T.T. 1,483.9 hr (28-mar-2017) se concluye a T.T. 1,604:18 hr (5-jul-2017). Se cierran la discrepancia 121 horas despues.	
14	SIN W.O. 28-marzo-2017 Nota 1	1,604:18 N/T		Discrepancia 14/2017. por reporte de vuelo, motor No.1, se presenta stall y diferencia de T.O.T. por recomendación del representante tecnico de PGW se sugiere una inspeccion holística.	Motor No. 1			taller externo	La discrepancia se detecta en T.T. 1,483.9 hr (28-mar-2017) se concluye a T.T. 1,604:18 hr (5-jul-2017) La discrepancia se cierra 121 horas despues.	
15	SIN W.O. 28-marzo-2017 Nota 1	1,604:18 N/T		Discrepancia 15/2017, al efectuar la discrepancia 14/2017. Se detectó residuos de carbon en una nariz de descarga de combustible.	Motor No. 1				La discrepancia se detecta en T.T. 1,483.9 hr (28-mar-2017) se concluye a T.T. 1,604:18 hr (5-jul-2017) La discrepancia se cierra 121 horas despues	

Bivand, Adolfo Lopez Mateos 1990, Col. Los Alpes, Ahuac-Oaxaca, CP 01010, CDMX, P.O. (55) 5723 9300

Hallazgos de los ordenes de trabajo, historial, stickers, instalación de componentes, etc, Helicóptero KA-60N N/S 22174

Item	W. O. Fecha Técnico	Tiempo Total A/C	Folio	Discrepancia	Componente	Daños descritos			Observaciones
						Frecuencia	a) TLV b) Fuera de Límites c) Otros	a) Requerimientos b) Causas c) Carece de Información Taller externo	
16	SIN W.O. 30-marzo-2017 Nota 1	1,604.18 N/T		Discrepancia 16/2017 Al efectuar la discrepancia 14/2017. Se encontraron indicios de carbon en un inyector de combustible. Reemplazo del inyector.	Motor No. 1. Inyector N/P 3056042-02 fuel nozzle hybrid.				La discrepancia se detecta en T.T. 1,486.6 hr (30-mar-2017) se concluye a T.T. 1,607.05 hr (17-jul-2017) La discrepancia se cierra 121 horas después
17	SIN W.O. 30-marzo-2017 Nota 1	1,604.18 N/T		Discrepancia 17/2017 Al efectuar la discrepancia 14/2017. Inspección videoscópica al motor No. 1	Motor No. 1.			Taller externo	La discrepancia se detecta en T.T. 1,486.6 hr (30-mar-2017) se concluye a T.T. 1,604.18 hr (03-jul-2017) La discrepancia se cierra 121 horas después
18	SIN W.O. 29-mayo-2017 Nota 1	1,556.40 N/T		Discrepancia 20/2017 EDU No. 2 se va a guiones el Canal B y muestra IDS. Encontrándose dañado el EDU No. 2. Requiere reemplazo.	Removido EDU No. 2 P/N 109-0900-26-2401 N/S 09081 Nota 2 16051472.		c) se va a guiones canal B y muestra la leyenda IDS		La discrepancia se detecta en T.T. 1,556.4 hr (29-may-2017) se concluye a T.T. 1,604.18 hr (14-jul-2017) La discrepancia se cierra 48 horas después

A



Hallazgos de las órdenes de trabajo, historial, stickers, instalación de componentes, etc. Helicontero XA-BON N/5 22174

Item	W. O. Fecha Técnico	Tiempo Total A/C	Folio	Discrepancia	Componente	Frecuencia	Daños descriptos			Observaciones
							a) TLV b) Fuera de Límites c) Otros	a) Requerimientos b) Causas c) Carece de información Taller externo		
19	SIN W.O. 07 JUNIO 2017/04 JULIO Nota 1	1,579.53		Discrepancia 21/2017 por reporte de vuelo (brincos en el ciclo durante su vuelo recto y nivelado) al quitar el switch del S.A.S. No.1 se quita dicho brinco, se efectua inspeccion al sistema y se encontro giro vertical No. 1 dañado. Requiere reemplazo.	Vertical Gyro Removido Nota 1 060-11, N/S 09- 00001, instalado 08-0199	a) Horas b) Tiempo calendario	a) TLV b) Fuera de Límites c) Otros		La discrepancia se detecta en T.T. 1,579.56 hr (07-jun-2017) se concluye a T.T. 1,604.18 hr (14-jul-2017) La discrepancia se cierra 25 horas despues	
20	SIN W.O. 01 agosto 2017 Nota 1	1,623.51	N/T	Discrepancia 24/2017 al efectuar pruebas del sistema hidraulico con motores en marcha se escucho un golpeo en el area de controles de vuelo. Se efectua inspeccion al sistema y se encontro el acumulador del sistema No.2 con baja presion. Requiere reemplazo de valvula de llenado.	No requiero reemplazo la valvula		Colpetero en el area de controles de vuelo		La discrepancia se detecta el 01-ago-2017 (1,623.51 hr) se concluye el 1,624.42 hr (03- ago-2017)	

Edward, Adolfo Lopez Mateos 1950, Col. Los Alpes, Alvaro Obregon, CP 01010, CONARE, JF01 15515723 9300

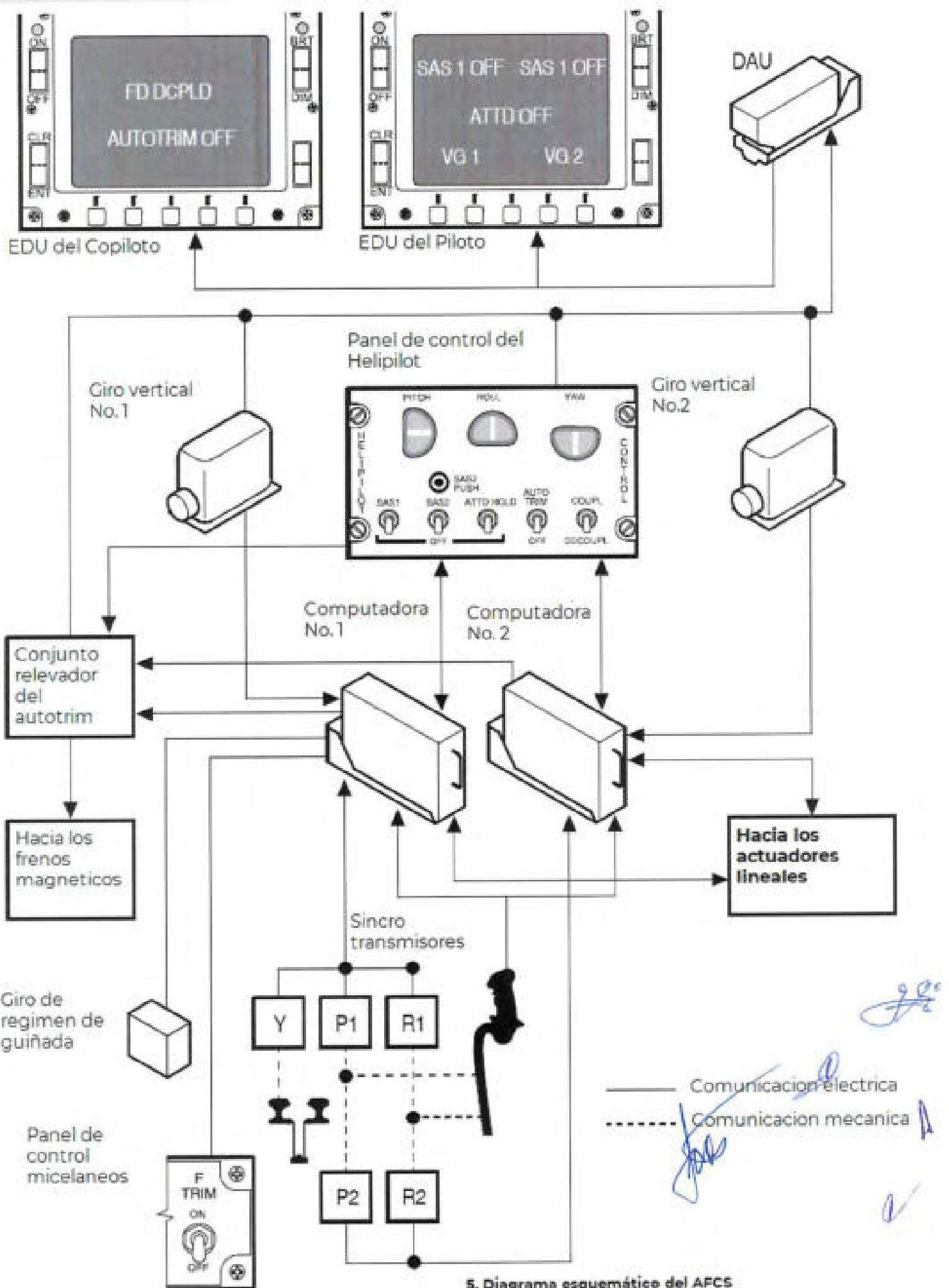
3

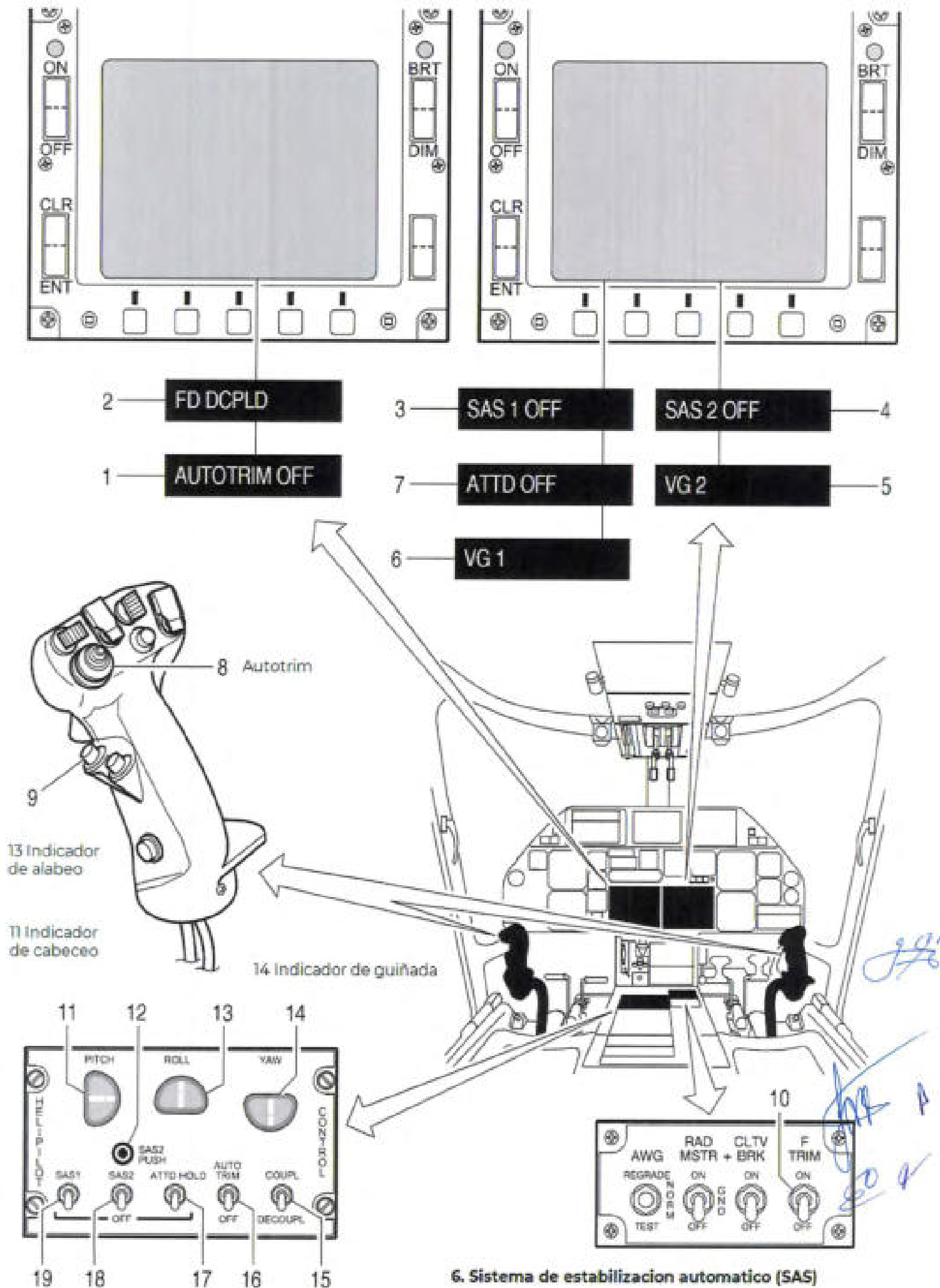
2

Hallazgos de los órdenes de trabajo, historial, stickers, instalación de componentes, etc. Helicóptero KA-60N N/S 22174

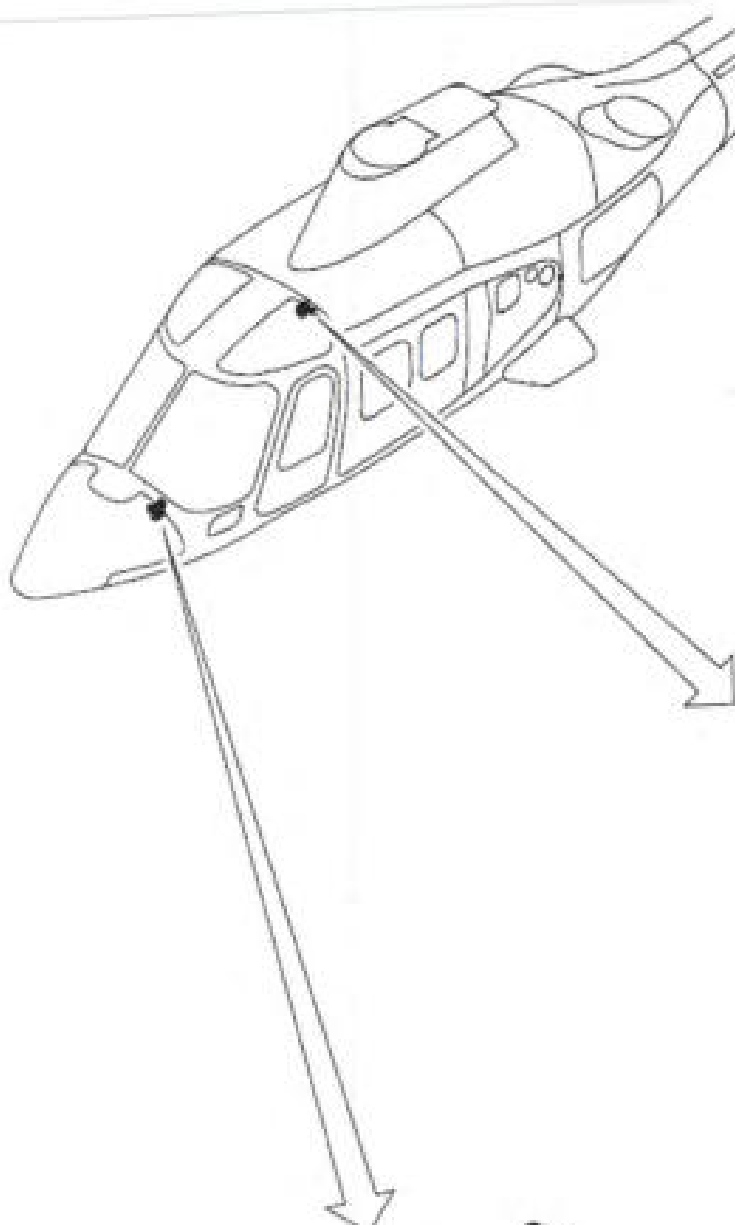
Item	W. O. Fecha Técnico	Tiempo Total A/C	Fallo	Discrepancia	Componente	Frecuencia	Daños descritos			Observaciones
							a) TLV	b) Fuera de Límites	c) Requerimientos b) Causas c) Carece de información Taller externo	
21	SIN W.O. 08-sept-2017 Se cancela y genera la discrep. 30/2017 Nota 1	1,668.13 N/T		Discrepancia 28/2017, por reporte de vuelo (presenta movimientos bruscos en el eje de roll durante su vuelo recto y nivelado) al quitar el switch del S.A.S. No.2 se quita dicho movimiento. Se efectuó inspección al sistema y se encontró giro vertical No. 2, requiere reemplazo.	vertical gyro N/P 501- 1270-01			presenta movimientos bruscos en el eje de roll durante su vuelo recto y nivelado.		Cancelaron y abrieron la discrepancia 030/2017.
22	SIN W.O. 18-sept-2017 Nota 1	1,677.47 N/T		Discrepancia 30/2017, Por reporte de vuelo la aeronave se desvía de rumbo hacia la izquierda ocasionalmente con el director de vuelo engarzado. Se efectuaron pruebas operacionales conforme al MM REF: OB -A- 22-11-00-00A-3404-A- Encontrándose dañado un actuador lineal del eje de roll, requiere reemplazo.	Actuator electromecanical linear. Reemplazo N/S Nota 2: Instalado Nota 2:			Se desvía de rumbo hacia la izquierda ocasionalmente con el director de vuelo engarzado.		La discrepancia se abre el 18- sept-2017(1,677.47 hr) y la concluyen el 19-oct-2017 (1,719.32 hr)

Blvard. Adolfo López Mateos 1990, Col. Los Alpes, Alvaro Obregón, CP 01010, CDMX, T-01 (55) 5733 9300

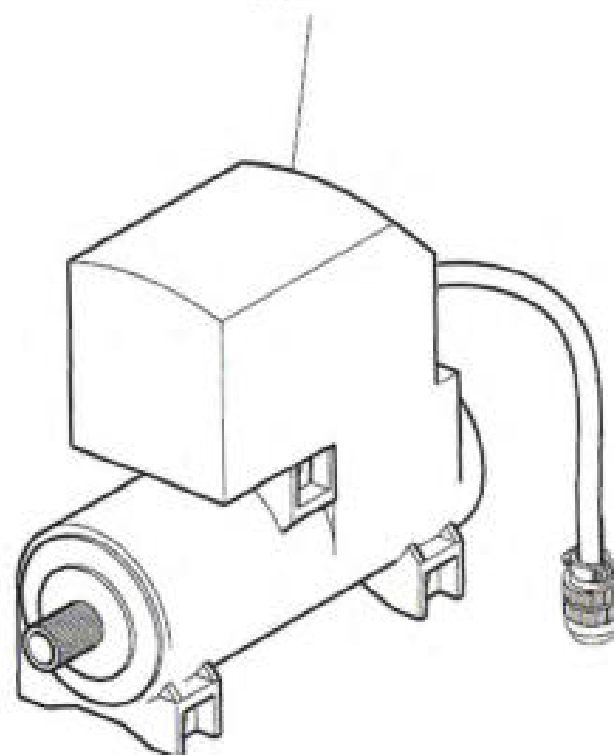




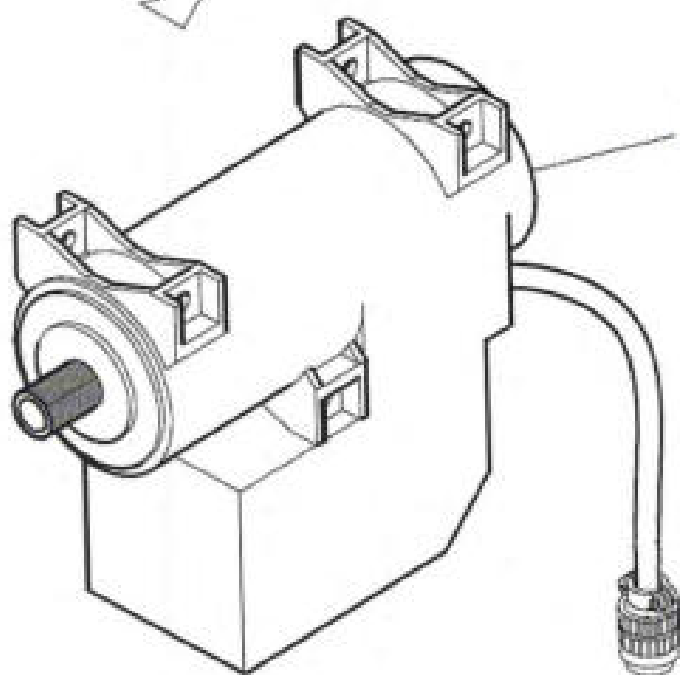
6. Sistema de estabilización automatico (SAS)

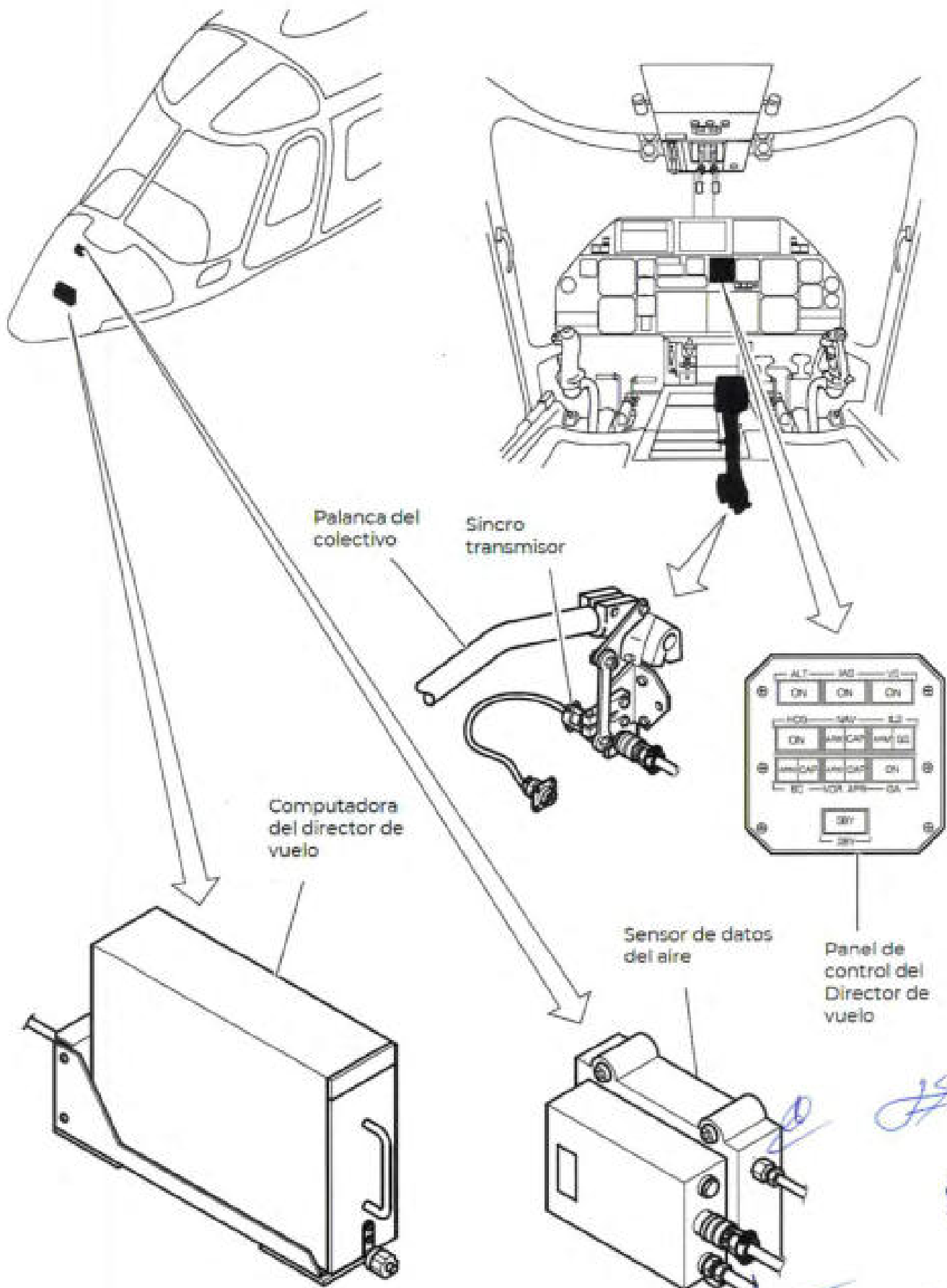


Freno mangetico lateral

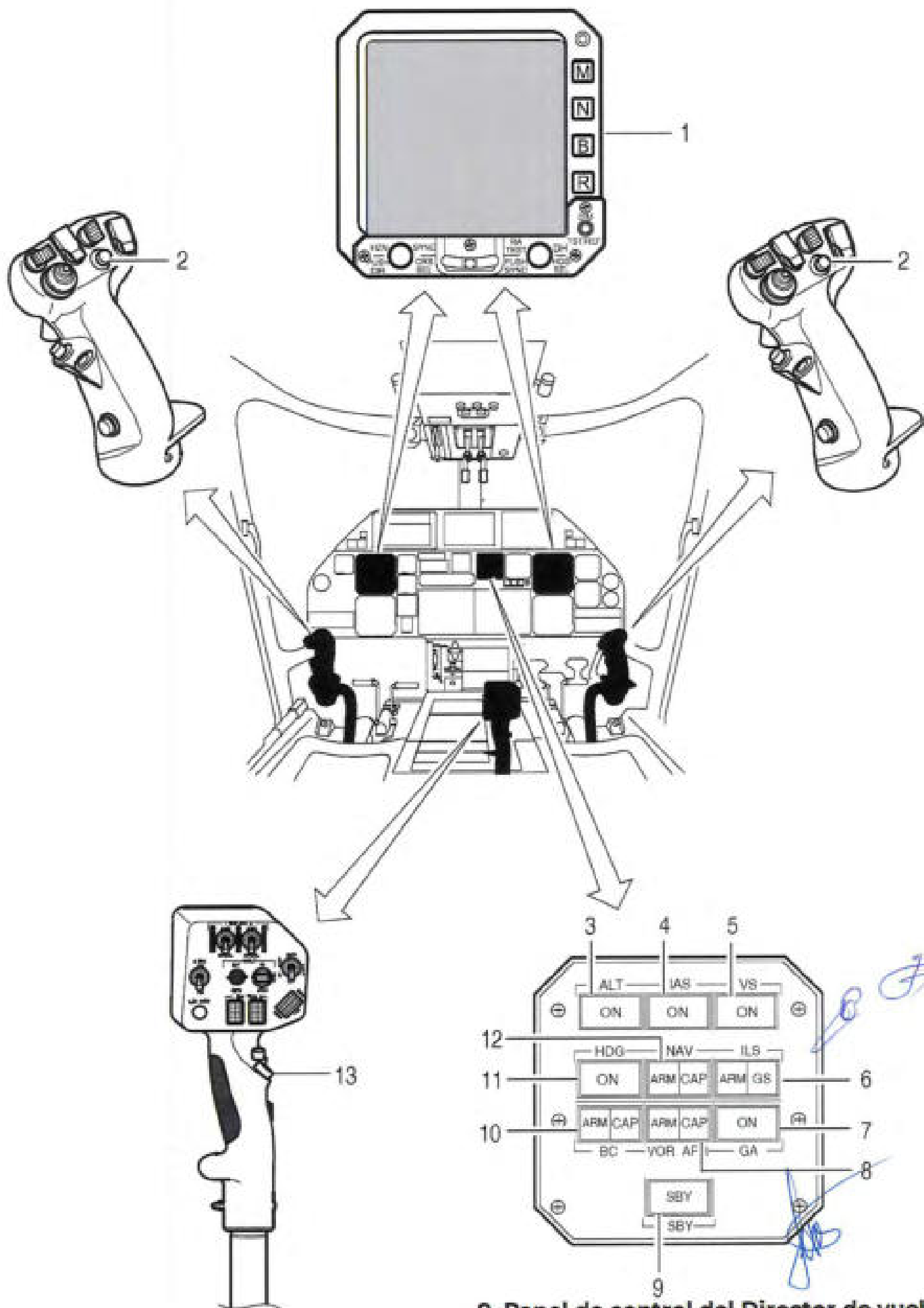


Freno mangetico longitudinal





8. Sistema del Director de vuelo



9. Panel de control del Director de vuelo

2



Rotor Flight Services

Helicopters

DISCREPANCIA No. 28 /2017

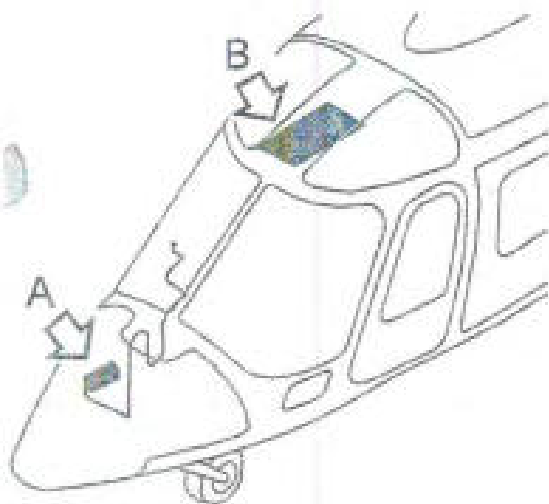
DATOS DE LA AERONAVE					
MODELO	A109S	SERIE	22174	MATRICULA	XA-BON
FECHA	8-Septiembre-2017	ORIGINADO POR:	Nota 1	T.T. DE OCURRIDA	1668:13 HRS
DESCRIPCION DE LA DISCREPANCIA:					
POR REPORTE DE VUELO (PRESENTA MOVIMIENTOS BRUSCOS EN EL EJE DE ROLL DURANTE SU VUELO RECTO Y NIVELADO) AL QUITAR EL SWITCH DEL S.A.S No. 2 SE QUITA DICHO MOVIMIENTO. SE EFECTUO INSPECCION AL SISTEMA Y SE ENCONTRO GIRO VERTICAL NO. 2 DAÑADO. REQUIERE REEMPLAZO.					
OBSERVACIONES:			AUTORIZADO POR:		
Nota 2			Nota 1		
MATERIAL DE CONSUMO Y PARTES					
No.	N° DE PARTE	DESCRIPCIÓN	CANTIDAD REQUERIDA	No. ORDEN DE COMPRA	No. DE VALE DE ALMACEN
	N° DE SERIE				
1	Nota 2	VERTICAL GYRO	01		
2					
3					
4					
5					
6					
7					
8					
9					
ACCION CORRECTIVA					
Cancelada se genera disc. 30/2017					
TIEMPO ESTIMADO	2 HRS		TIEMPO REAL		
EFFECTUADO POR:				FECHA DE CONCLUSION	
INSPECCIONADO POR:				T.T. DE CONCLUSION	

Nota 1

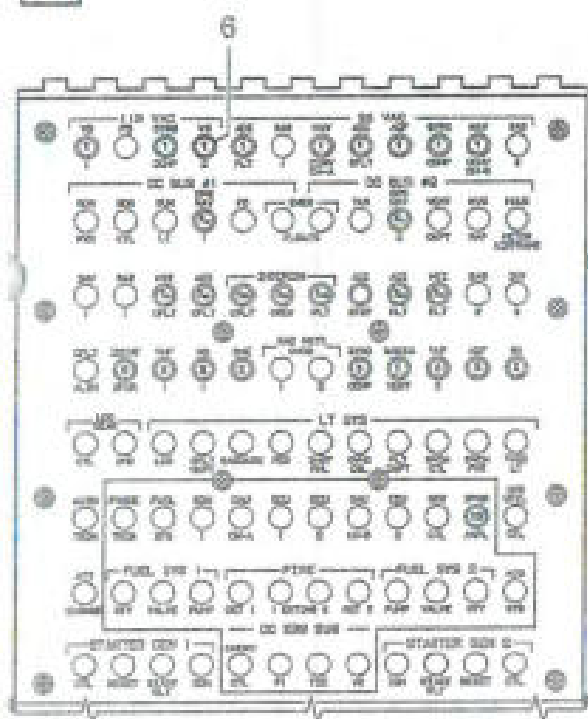
Recibi discrepancia 05/09/2017

Nota 1

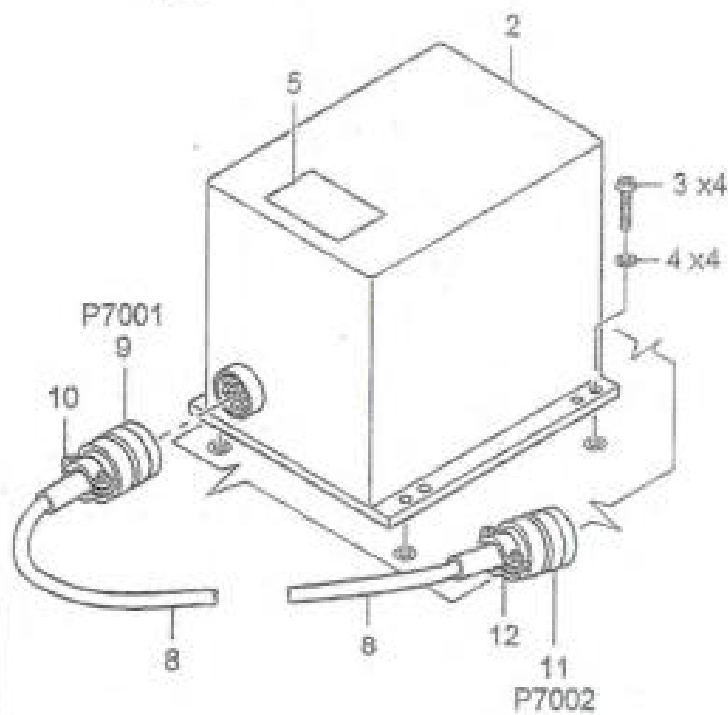
RFS-DIS-REV 2



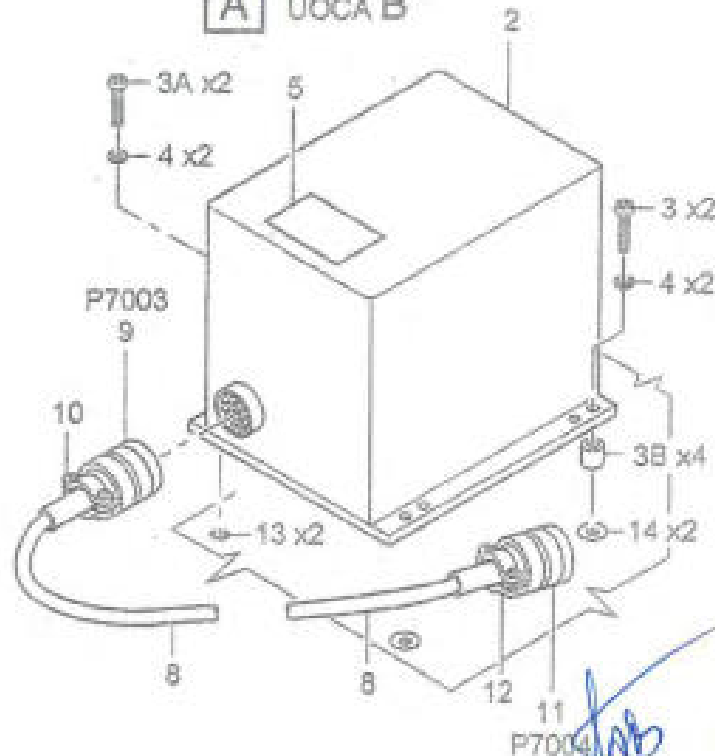
B



A UOCA A



A UOCA B



ICN-0B-A-342100-G-00001-00040-A-04-1

FIG. 02 - NUMBER 2 VERTICAL GYROSCOPE SYSTEM

Actuator instl,cyclic and tail rotor pitch control Illustrated Parts Data - IPD

FIG ITEM	PART NUMBER..... NSN.....	DESCRIPTION 1 2 3 4 5 6 7 8 9	**UOCA.. MVEFFECT..	I C Y	QNH/A UI	SMR...
03	Nota 2		G		REF	XC
-0			G		REF	APOFF
-1			G		0001 EA	PAOFF
-2			G		0001 EA	PAFZZ
3			G		REF	XA
4			G		0001 EA	PAOFF
-5			G		0001 EA	PAFZZ
6			G		REF	XA
7			G		0001 EA	PAOZZ
-8			G		0002 EA	PAOZZ
9			G		0001 EA	PAOZZ
10			G		0001 EA	PAOZZ
11			G		AR EA	PAOZZ
11			G		AR EA	PAOZZ
11			G		0001 EA	PAOZZ
12			G		0001 EA	PAOZZ
13			G		0002 EA	PAOZZ
14			G		0002 EA	PAOLD
15			G		0002 EA	PAOZZ
16			G		REF	APOFF
-17			G		0001 EA	PAOFF
-18			G		0001 EA	PAFZZ
19			G		REF	XA
20						



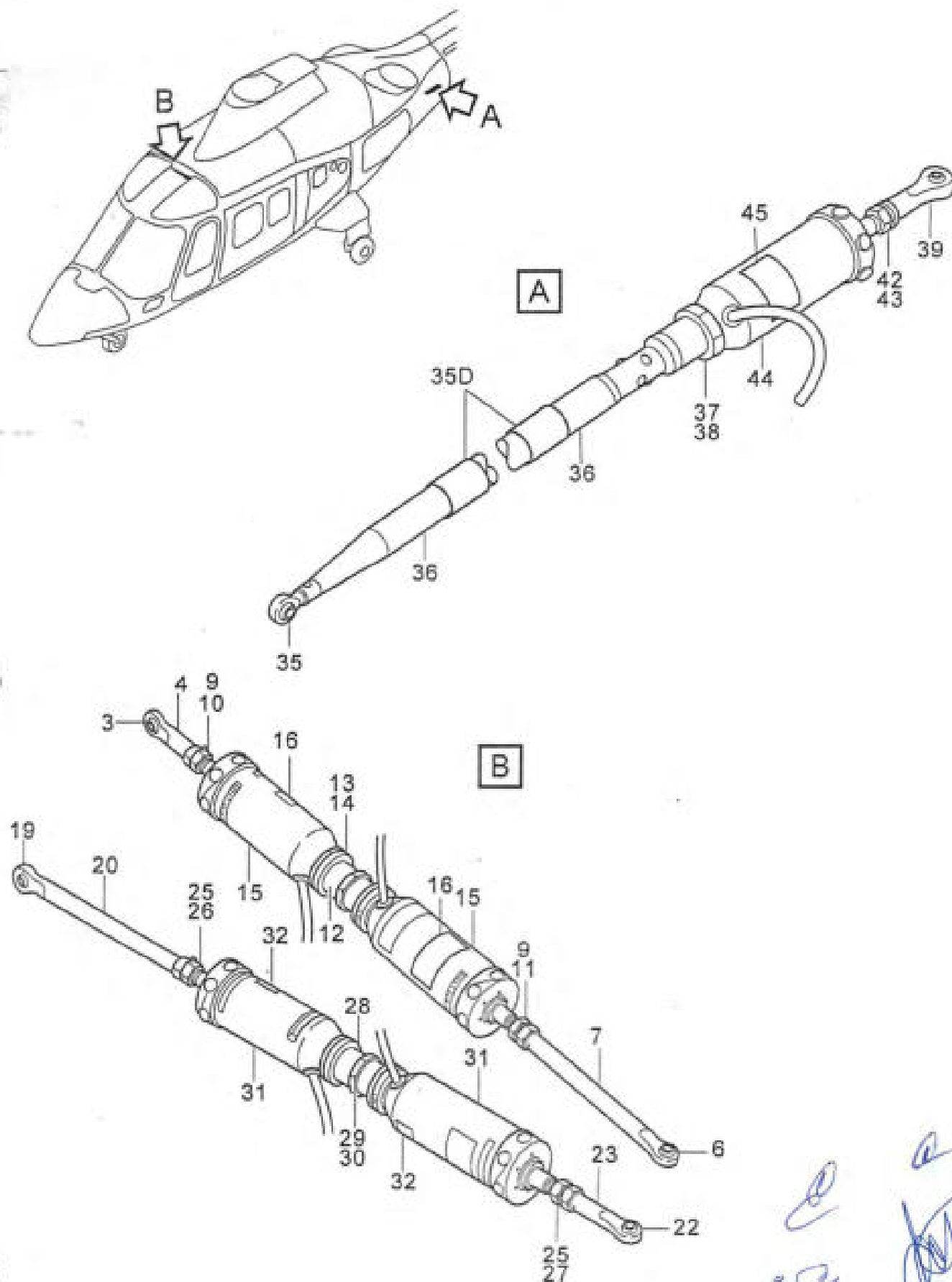
Rotor Flight Services
Helicopters

DISCREPANCIA No. 030/2017

DATOS DE LA AERONAVE					
MODELO	A109S	SERIE	22174	MATRICULA	XA-BON
FECHA	18-Septiembre-2017	ORIGINADO POR:	Nota 1	T.T. DE OCURRIDA	1677:47 HRS
DESCRIPCION DE LA DISCREPANCIA:					
POR REPORTE DE VUELO, LA AERONAVE SE DESVIA DE RUMBO HACIA LA IZQUIERDA OCACIONALMENTE CON EL DIRECTOR DE VUELO ENGARZADO. SE EFECTUARON PRUEBAS OPERACIONALES CONFORME AL MM REF OB-A-22-11-00-00A-340A-A. ENCONTRANDOSE DAÑADO UN ACTUADOR LINEAL DEL EJE DE ROLL. REQUIERE REEMPLAZO.					
OBSERVACIONES:			AUTORIZADO POR:		
			Nota 1		
MATERIAL DE CONSUMO Y PARTES					
No.	N° DE PARTE N° DE SERIE	DESCRIPCIÓN	CANTIDAD REQUERIDA	No. ORDEN DE COMPRA	No. DE VALE DE ALMACEN
1	4012373-909	ACTUADOR, ELECTROMECHANICAL, LINER	01		
2					
3					
4					
5					
6					
7					
8					
9					
ACCION CORRECTIVA					
Se reemplazo actuador lineal de acuerdo al mm ref OB-A-22-11-04-00A-520A-A, OB-A-22-11-04-00A-720A-A quedando en condiciones adecuadas Removido SLN 0909L506 Instalado SLN 99124118					
TIEMPO ESTIMADO		2 HRS	TIEMPO REAL		2 Hrs
EFECTUADO POR:		Nota 1		FECHA DE CONCLUSION	19-09-2017
INSPECCIONADO POR:		Nota 1		T.T. DE CONCLUIDA	1719:32

Actuator instl,cyclic and tail rotor pitch control Illustrated Parts Data - IPD

FIG ITEM	PART NUMBER..... NSN.....	DESCRIPTION 1 2 3 4 5 6 7 8 9	**UOCA.. MVEFFECT..	I C Y	QNHA UI	SMR..
03	Nota 2					
-0					REF	XC
-1					REF	AFOFF
-2					0001 EA	PAOFF
3					0001 EA	PAFZZ
4					REF	XA
-5					0001 EA	PAOFF
6					0001 EA	PAFZZ
7					REF	XA
-8					0001 EA	PAOZZ
9					0002 EA	PAOZZ
10					0001 EA	PAOZZ
11					0001 EA	PAOZZ
11					AR EA	PAOZZ
11					AR EA	PAOZZ
12					0001 EA	PAOZZ
13					0001 EA	PAOZZ
14					0002 EA	PAOZZ
15					0002 EA	PAOLD
16					0002 EA	PAOZZ
-17					REF	AFOFF
-18					0001 EA	PAOFF
19					0001 EA	PAFZZ
20					REF	XA



ICN-0B-A-221100-G-00001-00310-A-04-1

FIGURE 1 ACTUATOR INSTL,CYCLIC AND TAIL ROTOR PITCH CONTROL

Google ha cerrado el anuncio

Deja de ver anuncio

¿Por qué este anuncio?



HÉCTOR DE MAULEÓN

Escritor y periodista



GUARDAR



FACEBOOK



TWITTER



GOOGLE+



OTRAS

TEMAS

Héctor De Mauleón
pieza clave
helicoptero
puebla

Google ha cerrado el anuncio

Deja de ver anuncio

¿Por qué este anuncio?



que las primeras informaciones señalaban "03 personas calcinadas". Personal de Servicios a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano (Seneam) confirmó, a las 16:10, que el helicóptero prestaba servicio de taxi aéreo al **gobierno de Puebla**.

A las 16:20 la Sección Segunda de la Secretaría de Marina informó que la radiobaliza ELT del helicóptero (Emergency Locator Transmitter, el aparato transmisor de radio empleado en casos de emergencia) se había activado nueve minutos después del despegue, a las 14:43. De acuerdo con las coordenadas, el desplome habría ocurrido en el municipio de Coronango, cuatro kilómetros al este del **aeropuerto de Puebla**.

Elementos de la División de Investigación llamaron a la oficina del senador, y **ex gobernador de Puebla, Rafael Moreno Valle**. No hubo respuesta. Desde ese momento, y hasta las 16:54 —según el reporte— se buscó comunicación con la oficina de la **gobernadora del estado de Puebla, Martha Érika Alonso**. Nadie atendió el llamado.

A las 16:25 la División de Seguridad Regional de la Policía Federal informó que había llegado a la zona del siniestro. **El helicóptero estaba calcinado "al 90%"**. "Se apreciaban",

contactar con los pilotos de la aeronave en nueve ocasiones. No hubo respuesta, el reporte oficial fue: "La comunicación se dio por perdida".

-El primer reporte de la Policía Federal estableció "03 personas calcinadas". La oficina Servicios de Navegación del Espacio Aéreo Mexicano (SENEAM) confirmó a las 16:10, que el helicóptero prestaba servicio de taxi aéreo al Gobierno de Puebla, reportó en su columna En Tercera Persona del diario El Universal, Héctor de Mauleón, experto en asuntos policiales.

-A las 16:20 la Sección Segunda del Estado Mayor de la Secretaría de Marina informó que la radiobaliza Emergency Locator Transmitter, un aparato transmisor de radio empleado en casos de emergencia, (ELT) del helicóptero se había activado nueve minutos después del despegue, a las 14:43. La radiobaliza es un dispositivo radioeléctrico de señalización de ruta que consiste en una baliza dotada de un aparato emisor y que difunde señales, generalmente según un código preestablecido.

-De acuerdo con las coordenadas, el desplome ocurrió en el municipio de Coronango, Estado de Puebla, a cuatro kilómetros al este del Aeropuerto Internacional de Puebla.

-Elementos de la División de Investigación de la Policía Federal llamaron a la oficina del Senador de la República Moreno Valle Rosas, pero no hubo respuesta. Desde las 14:43 hasta las 16:54, trataron de comunicarse a la oficina de la gobernadora de Puebla, Martha Erika Alonso. Nadie atendió el llamado.

-Sobre lo anterior, llama la atención de que no hubiera ninguna persona de guardia en las oficinas de gobierno. Ex funcionarios de gobierno indican que es un craso error de gobierno, no dejar guardias en oficinas principales en días de asueto. Otro error de inexperiencia, es que un mandatario estatal nunca debe viajar sin un jefe de ayudantes, un asistente o una escolta.

-A las 16:25 la División de Seguridad Regional de la Policía Federal informó que había llegado a la zona del siniestro. El helicóptero estaba calcinado "al 90%, se apreciaban 03 cuerpos calcinados", dice el reporte.

-A las 17:01, un subinspector de la Policía Federal deslucamentado en San Martín Texmelucan reportó que el

20:45 SCJN revisa facultades del gobernador en seguridad Ayuntamiento

20:31 Si nos aislamos no comeremos, lamentan comerciantes en Puebla

20:20 Suspende SRE temporalmente la emisión de pasaportes



EVENTOS

Martes 24 (3 de 13) eventos

Acción Comunitaria COVID-19

Coronavirus - COVID-19

Informe sobre el Coronavirus - COVID-19

Listado de Laboratorios Que Realizan el Dia...

Medidas de Prevención ante el COVID-19

Plataformas Digitales Para Detectar Casos d...

Recorridos Virtuales desde Casa

Sesiones Distancia - Jornada Nacional

Marzo 25 (3 de 12) eventos

Eventos desde Casa - Museo UPAEP Configo

CCU en Casa - Funciones de Danza, Música y ...

Ciclo de Conferencias - Ombudsmen, Public...

CINE

En El Juego Del Asesino

Ajete de Cuentas

Del Vicio T4

Ver más películas



Nota aclaratoria

- Nota 1.** Con fundamento en el Art.68, 116 de la Ley General de Transparencia y Acceso a la Información Pública; 113 Fracción I de la Ley de Transparencia y Acceso a la Información Pública, se eliminan los nombres del personal técnico aeronáutico por tratarse de datos de personas físicas que requieren de su consentimiento para su difusión.
- Nota 2** Con fundamento en el Art. 113 Fracción II de la Ley Federal de Transparencia y Acceso a la Información Pública, numeral trigésimo octavo de los Lineamientos Generales en Materia de Clasificación y Desclasificación de la Información, así como para la elaboración de versiones públicas, se eliminan números de serie de la aeronave, por tratarse de datos industriales únicos de cada equipo componente o parte.

