



Anexo D





Índice

1.	Resultados de la inspección a los restos del cuerpo básico.	2
1.1.	Leva de Control del Motor (Engine Control Lever, ECL).	2
1.2.	Conjunto del panel de control del Helipilot (Helipilot control panel assy).	3
1.3.	Absorbedor de vibraciones del mástil (Mast vibration absorber, MVA).	3
1.4.	Controles del rotor principal.	5
1.4.1.	Núcleo del rotor principal.	5
1.4.2.	Tijera rotativa (Rotating scissor)	6
1.4.3.	Remoción y desensamble del swashplate.	7
1.4.4.	Servo actuadores hidráulicos del rotor principal (Main rotor servo actuators)	8
1.4.5.	Inspección a los servo actuadores hidráulicos del rotor principal (MRA).	8
1.4.5.1.	Servo actuador hidráulico azul del rotor principal.	9
1.4.5.2.	Servo actuador hidráulico amarillo del rotor principal.	10
1.4.5.3.	Servo actuador hidráulico rojo del rotor principal.	11
1.4.6.	Inspección destructiva a los MRA.	11
1.4.7.	Sistemas impulsores (Drive systems)	12
1.4.7.1.	Transmisión principal (Main gearbox)	12
1.4.7.2.	Caja de Engranajes Combinadora (Combining gearbox).	12
1.4.7.3.	Caja de engranes del rotor de cola y controles del rotor de cola	13
1.4.7.4.	Flechas de impulsor del rotor de cola	13
1.4.7.5.	Flecha impulsora del rotor de cola	13
1.4.7.6.	Rotor de cola.	14
1.5.	Bombas hidráulicas.	14
1.5.1.	Bomba hidráulica izquierda.	14
1.5.2.	Bomba hidráulica derecha.	14
2.	Conclusiones	15



1. Resultados de la inspección a los restos del cuerpo básico.

Después del término de la investigación de campo y de realizar el armado del helicóptero, los investigadores y expertos determinaron enviar los restos de los componentes que involucran el control del helicóptero a las instalaciones del fabricante Leonardo Helicopters, ubicadas en Cascina Costa, Milán, Italia, para realizar una inspección más detallada de los componentes.

Se programó realizar estas actividades del 01 al 12 de abril de 2019, los trabajos consistieron en realizar una inspección visual inicial y posteriormente en base a los hallazgos se determinaría el tipo de inspección a que se sometería el componente, ya sea destructiva o no destructiva. En base a este alcance en conjunto con los representantes del fabricante del helicóptero se elaboró un reporte de hechos de la inspección a los componentes, firmado por todos los Representantes Acreditados de los Estados con derecho de estar presente en la investigación, el cual concluye lo siguiente:

1.1. Leva de Control del Motor (Engine Control Lever, ECL).

Durante las actividades de la investigación de campo se encontraron estos componentes con las palancas en la posición de MAX¹ (máxima), el ensamble presentaba daños mayores. El fabricante ((TEMA Avio) de este componente participó en la inspección y realizó la reconstrucción a través de una inspección destructiva a ambas palancas del ECL encontrando lo siguiente:

Inspección detallada.

Se observó que el ensamble del ECL estaba cubierto por tierra y otros contaminantes, varias partes del ensamble del ECL estaban completamente separados de éste. Estas piezas provenían de la parte superior del ensamble donde el mecanismo está instalado.

La parte inferior del ECL (orientada hacia el interior de la cabina) mostraba daños en ambas palancas las cuales estaban fracturadas cerca del carenado, centímetros por encima de la ubicación de los botones de encendido. Todos los conectores y cables mostraban daños severos por calor y la mayoría de ellos fueron afectados por el impacto.

Ambos controles parecían estar atascados en la posición MAX. La palanca del motor 1 se pudo mover libremente en toda la carrera de desplazamiento, mientras que la del motor 2 se quedó atascada en su posición debido a la presencia de material externo (tierra y piedras). Después de retirar estos fragmentos, la palanca pudo moverse libremente.

Uno de los dos motores eléctricos (Motor 2) se encontró completamente separado del ensamble del ECL y se observó que el tornillo sin fin se fracturó cerca de su raíz con una evidente deformación de flexión a lo largo de su longitud; también el pasador (pin) del mecanismo se fracturó y el resto de los pasadores se encontraron dentro del soporte. El motor eléctrico del motor 1 se encontró aún unido al ensamble del ECL, incluso cuando fue afectado por daños por impacto. También se encontró su tornillo sin fin el cual presentaba una superficie de fractura casi idéntica a la del motor 2. El mecanismo de soporte también se encontró fracturado.

Los daños mayores presentes en el conjunto del ECL no permitieron realizar ningún tipo de prueba eléctrica. Los daños observados son compatibles con un impacto de alta energía, muy probablemente el impacto inicial se produjo de forma invertida con tendencia hacia el lado del motor 2. Ambas palancas se encontraron en la posición de MAX, pero ambas palancas también podían moverse libremente debido a la fractura presente.

¹ La posición de MAX, indica un máximo flujo de combustible en el FMM y corresponde a una operación en modo MANUAL cuando es seleccionado.

Ambos tornillos sin fin estaban fracturados cerca de la raíz del mecanismo y los soportes que conectan el tornillo sin fin a las palancas se encontraron en una posición compatible con una palanca en la posición de VUELO² (FLT). Las palancas en la posición MÁX es consistente con el momento en que el helicóptero impacta el terreno en forma invertida, las palancas fueron desplazadas a la posición de máxima potencia lo cual es consistente con la lectura que fue obtenida en la investigación de campo.

1.2. Conjunto del panel de control del Helipilot (Helipilot control panel assy).

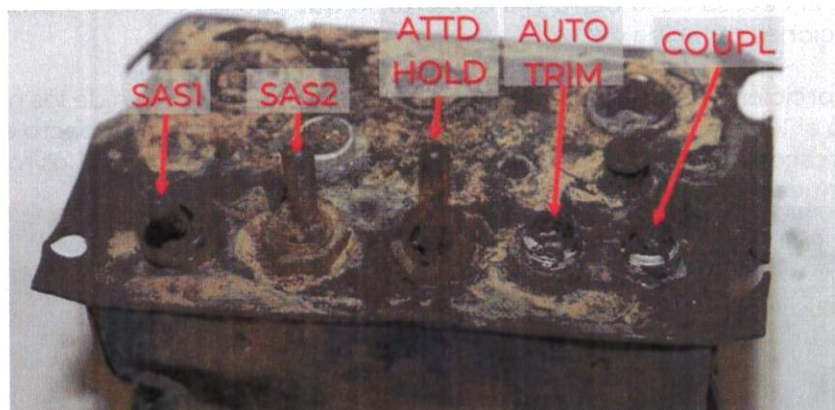
De los cinco interruptores con los que cuenta el panel de control, tres interruptores permanecieron en el panel de control y dos no estaban presentes. Los tres interruptores presentes son "SAS1", "SAS2", y "ATTD Hold". El SAS1 se encontró en la posición de cortado (OFF). El "SAS2" y "ATTD Hold" estaban en la posición de puesto (ON). Los interruptores del "Auto Trim" y "Coupl/Decoupl" no estaban presentes. El interruptor "SAS1" podría ser empujado hasta la posición de "ON" pero no permanecería en esa posición ya que regresaba automáticamente a la posición de OFF, esto sucede cuando no se aplica energía eléctrica al helicóptero y se espera este comportamiento de este interruptor.

Cabe hacer mención que los interruptores SAS1, SAS2 y ATT HOLD se retienen magnéticamente, y las posiciones predeterminadas cuando no se aplica alimentación de 28 VDC al panel son:

SAS1: APAGADO (OFF)

SAS2: APAGADO (OFF)

ATT HOLD: PUESTO (ON)



1.2.a. Conjunto del Panel de Control del Helipilot con la configuración encontrada.

1.3. Absorbedor de vibraciones del mástil (Mast vibration absorber, MVA)³.

En la investigación de campo en el sitio del accidente los investigadores y expertos del fabricante se percataron que la masa o disco del "MVA" no estaba físicamente en su lugar de diseño, por lo que estuvieron buscando ese componente el tiempo que duró resguardado el sitio del accidente, el investigador a cargo coordinó la búsqueda del componente con personal del ejército, policías,

² En posición de "FLIGHT" el módulo de manejo de combustible (FMM, Fuel Management Module) se encuentra en posición neutral, la operación de los motores en modo "AUTO", es cuando el arranque de los motores está disponible y cada unidad de control del motor (ECU, Engine Control Unit) ordena independientemente el flujo de combustible para mantener una velocidad constante del rotor principal del helicóptero al 100% RPM o 102% RPM, lo que se seleccione.

³ El MVA es un sistema dinámico instalado en el núcleo del rotor principal, que gira con él y tiene el objetivo de reducir las cargas vibratorias en los componentes que se transfieren al fuselaje del helicóptero. Su principio de funcionamiento básico es el del amortiguador de vibraciones, es un sistema dinámico con una masa vibrante soportada por un elemento elástico que tiene baja amortiguación y sintonizado en resonancia con la frecuencia de la perturbación a reducir. De esta manera, el dispositivo puede reducir las vibraciones de la estructura donde está conectado absorbiendo parte de la energía generada por la fuente vibratoria.



investigadores, sin embargo, no hubo éxito. Aun cuando este componente no estaba físicamente se envió el rotor principal para ser evaluado con el apoyo del fabricante.

El primer paso en la inspección fue la remisión de la cubierta del MVA, ésta presentaba en la superficie interna una coloración amarilla brillante consistente con el revestimiento de primer con el que sale de fábrica, también se observaron marcas de rozamiento de color plateado brillante (metal de aluminio debajo de la aplicación del primer). Existen marcas de color oscuro alrededor de las marcas de contacto (ver imagen 1.3.a.). La cubierta estaba deformada hacia arriba (ver imagen 1.3.b).

Durante el desmontaje de la cubierta se pudieron constatar evidencias de una incorrecta instalación previa al torque en la cubierta ya que cuando se instala el plato oscilante (swashplate) sin quitar el conjunto (kit) de MVA, la separación entre la cabeza de la barra y la cubierta se reduce mucho ocasionando el rozamiento encontrado en el interior de la cubierta. El patrón modular⁴ de rozamiento está relacionado con oscilación.

La consideración anterior conduce a la hipótesis de que el procedimiento para la instalación del plato oscilante (swashplate), que contempla el manual de mantenimiento, pudo haberse llevado a cabo de manera incorrecta por los hallazgos observados debido a que el MVA no se removió por completo, si bien el torque se verificó después de 5-10 horas, como lo establece el manual del fabricante de acuerdo con los registros de mantenimiento de fecha 03 de agosto del 2018, según "sticker" registrado en el folio 0839 de la bitácora de vuelo.

La falta de apego al procedimiento para la remoción del plato oscilante conduce a una reducción del espacio libre entre la cabeza de la barra y la cubierta, lo que causa desgaste y probablemente una absorción de vibraciones reducida del MVA.

Se etiquetaron los orificios de los tornillos de fijación en la cubierta. El orden de los números pasó del 1 al 8, comenzando el 1 con el orificio del tornillo alineado con el daño por impacto en la cubierta. Se analizo bajo el microscopio óptico y las superficies de fractura en los orificios de los tornillos de fijación de la cubierta no muestran evidencias de fracturas por fatiga.



1.3.a. Superficie interna de la cubierta



1.3.b. La cubierta presenta deformación hacia arriba

Se observaron marcas de rozamiento en la barra consistente con el contacto de la barra con la tuerca de retención. Las marcas estaban alineadas con el área de impacto de la cubierta (beanie). La carcasa de MVA contenía una marca en forma de arco en su interior compatible con el área de impacto del MVA. La carcasa también contenía una grieta cerca de la marca de rozamiento.

⁴ El patrón de rozamiento modular está relacionado con el choque entre la barra y la cubierta como se puede apreciar en la imagen 1.3.a.

El rozamiento que se encuentra en el interior de la cubierta es el resultado del espacio reducido entre la cabeza de la barra y la cubierta.

El espacio libre de diseño se redujo probablemente por un procedimiento de instalación que no estaba de acuerdo con el manual de mantenimiento, que claramente indica la remoción completa del conjunto (kit) del MVA antes de la remoción del plato oscilante y su revisión de torque después de 5/10 horas de vuelo.

1.4. Controles del rotor principal.

1.4.1. Núcleo del rotor principal.

- a. El núcleo del rotor principal (main rotor hub) permaneció unido al eje del rotor principal (main rotor shaft).
- b. Las horquillas de las palas (main rotor blade grips) "roja" y "amarilla" del rotor principal permanecieron unidos al núcleo a través de sus cojinetes elastoméricos (elastomeric bearings).
- c. La parte interior de la horquilla de la pala "blanca" del rotor principal permaneció unida al núcleo a través de su plato oscilante, pero estaba desplazada de manera consistente con el giro con el que impactó en contra del terreno. La parte exterior de la horquilla (grip) se separó de su parte interior, pero se recuperó entre los restos.
- d. La horquilla de la pala "azul" del rotor principal se separó del núcleo, la mayor parte del cojinete elastomérico permaneció unido a la horquilla con la parte restante del cojinete elastomérico unido al núcleo junto con su tope (flap stop).
- e. Pala "roja" del rotor principal.
El balero de la terminal superior del eslabón de cambio de paso (pitch control link upper rod end bearing) permaneció unido al cuerno de cambio de paso (pitch horn). El roscado de la terminal superior (upper rod end threads) exhibió una ligera deformación en la dirección opuesta a la rotación normal del rotor. La barra del eslabón de cambio de paso (PCL rod) permaneció unida al balero de la terminal superior (upper rod end bearing). La barra del eslabón de cambio de paso estaba entera y no presentaba deformación por flexión ni fracturas. El roscado de la terminal inferior (lower rod end threads) se dobló en la dirección de rotación normal del rotor. El balero de la terminal inferior (lower rod end bearing) permaneció unido a la sección rotativa del plato oscilante (rotating swashplate).

El damper permaneció unido al hub a través de su rod end bearing. El blade-side rod end bearing se extrajo del damper y permaneció unido al blade-side damper. Una parte del damper threaded sleeve permaneció en la rosca del blade-side damper rod end bearing.

- f. Pala "blanca" del rotor principal.
El PCL upper rod end bearing permaneció unido al "cuerno de cambio de paso (PCL)" pero los hilos (threads) estaban fracturados y exhibieron una ligera deformación en la dirección normal de rotación del rotor. La barra del PCL (Eslabón de cambio de paso) se desprendió, pero se encontró entero entre los restos. La barra del PCL no muestra evidencias de deformación o fracturas. Las roscas restantes del extremo de la barra en el eslabón se doblaron en la dirección opuesta a la rotación normal. El balero de la terminal inferior permaneció unido al plato oscilante rotativo y se fracturó en sus hilos.

El amortiguador de arrastre permaneció unido al núcleo a través del balero de su terminal. El roscado de la terminal superior (blade-side rod end bearing) se extrajo del amortiguador y permaneció unido al amortiguador del lado de la pala. Una parte de la manga roscada del



amortiguador permaneció en el balero de la terminal superior del amortiguador del lado de la pala.

g. Pala "amarilla" del rotor principal.

El balero de la terminal superior del eslabón de cambio de paso permaneció unido al "cuerno de cambio de paso" pero se fracturó en sus hilos y exhibieron una ligera deformación en la dirección normal de rotación del rotor. La barra del PCL se desprendió y no mostro evidencias de deformación o fracturas. La barra del PCL permaneció unido al balero de la terminal inferior y este permaneció unido al plato oscilante rotativo.

El amortiguador de arrastre permaneció unido al núcleo. El balero de la terminal de lado de la pala se extrajo del amortiguador y permaneció unido al amortiguador de arrastre del lado de la pala. Una parte del de la manga roscada del amortiguador de arrastre permaneció en la rosca del balero de la terminal del amortiguador de arrastre del lado de la pala.

h. Pala "azul" del rotor principal.

El balero de la terminal superior del eslabón de cambio de paso permaneció unido al cuerno de cambio de paso. Los hilos de la terminal superior no mostraron deformación por flexión. La barra del PCL permaneció unida al balero de la terminal superior. La barra del PCL estaba entera y no exhibía evidencia de deformación o fracturas. El balero de la terminal inferior permaneció unido al plato oscilante rotativo, pero se separó de la barra del PCL. Los hilos de la terminal inferior se doblaron en la dirección de rotación normal del rotor.

El amortiguador de arrastre permaneció unido al amortiguador de lado de la pala. El balero del amortiguador de arrastre del lado del núcleo permaneció conectado al amortiguador de arrastre y contenía una porción remanente del lado del núcleo, reflejando la fractura observada en el núcleo.

i. Las palas del rotor principal evidencian fracturas por sobrecarga, así como sus respectivas horquillas y cojinetes elastoméricos.



1.4.1.a. Daños en las cuatro palas del rotor principal

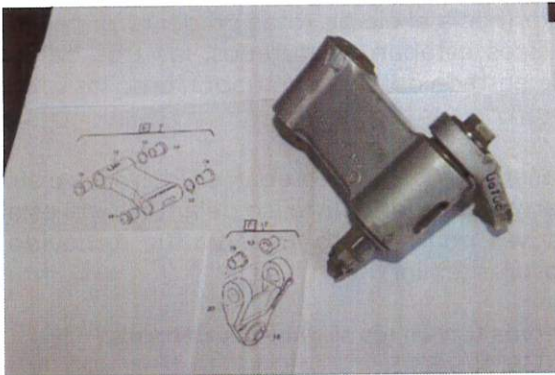
1.4.2. Tijera rotativa (Rotating scissor).

El eslabón superior de la tijera rotativa (Rotating scissor upper link) permaneció unido al núcleo del plato oscilante. El eslabón superior fue removido de su posición de diseño. El perno de sujeción del núcleo del plato oscilante y el eslabón superior se doblaron por lo que fue necesario utilizar un mazo para quitar el perno. El eslabón superior presentaba una deformación torsional muy leve y no se



observaron las etiquetas de orientación para la instalación sin embargo mostraba la siguiente información:

A0126 ASSY (grabado impreso)
PN109-8110-16-1 (grabado impreso)
REV E SN 604 (grabado impreso)
109-0110-17-3-F



1.4.2.a. Mitad superior de la tijera rotativa después del desensamble.



1.4.2.b. Tijera rotativa antes de desensamblar.

El eslabón inferior de la tijera rotativa se encontró en dos piezas, una pieza permaneció unida al eslabón superior de la tijera rotativa (a través de los tornillos de fijación) y la segunda pieza permanecía unida al plato oscilante rotativo. El eslabón inferior no se logró remover debido a que este se deformó debido al impacto contra el terreno. Las fracturas observadas en las piezas del eslabón inferior son consistentes con una fractura por sobrecarga. Después de retirar la tijera rotativa, el ensamble del plato oscilante se pudo mover con la fuerza de una mano en el plano lateral (hacia adelante, hacia tras, a la derecha e izquierda) sin evidencia de atascamiento. El plato oscilante rotativo también se logró girar manualmente en ambas direcciones de avance. El eslabón de la tijera fija permaneció unido tanto al plato oscilante fijo como a la carcasa superior de la transmisión principal.

1.4.3. Remoción y desensamble del plato oscilante.

La tuerca del mástil y el cono superior fueron removidos, no se observaron daños anómalos en ambas partes. Durante la extracción del perno de la brida de la tijera rotativa, dos de los pernos se encontraron sin torque, los otros seis pernos tenían presencia de torque. El núcleo del rotor principal fue removido del de la flecha del rotor principal mostrando el cono dividido inferior, este último no tenía daños anormales. El eslabón de la tijera fija permaneció unido al plato oscilante fijo (no rotativo), la tijera fija fue removida y el conjunto del plato oscilante incluido el soporte de este fue removido de la flecha del rotor principal.

La flecha del rotor principal no presentaba grietas, además la flecha se pudo girar con la fuerza de la mano. El retenedor del balero doble del plato oscilante estaba presente, este retenedor del balero se removió y, posteriormente, el plato oscilante rotativo que contenía el balero doble.

Los bloques de anti-rotación del balero unibola estaban presentes y no mostraba daños anómalos. El balero doble fue removido del plato oscilante rotativo. El corte en el diámetro interior del perno del eslabón de la tijera rotativa estaba lleno de grasa por lo que después de retirar la grasa, el cabeza del perno era visible y no mostraba evidencia de rotación ya que el perno se deformó en la dirección de rotación normal del rotor.

Las piezas recuperadas del paquete etiquetado de la unidad mezcladora mostraban evidencias de fracturas por sobrecargas y daños térmicos. Piezas adicionales de las manivelas del sistema de



control de vuelo mostraron fracturas por sobrecarga. Las terminales no mostraban evidencia de una desconexión.

1.4.4. Servo actuadores hidráulicos del rotor principal (Main rotor servo actuators).

Los servo actuadores hidráulicos del rotor principal, izquierdo y derecho permanecieron unidos al plato oscilante fijo. La terminal superior del servo actuador hidráulico delantero, del rotor principal estaba conectado al plato oscilante fijo, pero estaba fracturado en sus hilos. Los hilos de la terminal superior exhibían deformación por flexión en el interior (hacia el eje de rotación del rotor principal). Los tres montantes de los servo actuadores hidráulicos estaban fracturados, las tres barras de entrada permanecieron conectadas a los eslabones de entrada del servo actuador, pero los tubos de las barras de entrada estaban fracturados y se separaron de sus terminales.

Las terminales de los servo actuadores hidráulicos izquierdo y derecho estaban unidos a los pistones y mostraban deformación por flexión, el cuerpo del servo actuador hidráulico delantero y el eslabón de alimentación mostraban deformaciones significativas por impacto. El servo fue removido del balero de la terminal que permaneció unido al plato oscilante fijo.

De acuerdo con los registros de mantenimiento los servos tenían los siguientes tiempos:

- a. Servo hidráulico delantero (Azul), N/P 109-0110-42-136, N/S 8313.
 - El servo fue instalado el 01 de julio de 2017 (tiempo total del componente 1,603.47 horas).
 - Conjunto del soporte, N/P 28007GR90, N/S 9262, fue instalado en condición de nuevo, cuando el helicóptero contaba con 1,813.74 horas totales; el número de serie fue confirmado visualmente en el sitio del accidente.
- b. Servo hidráulico izquierdo (Rojo), N/P 109-0110-42-134, N/S 6229.
 - El servo fue instalado el 03 de julio de 2017 (tiempo total del componente 1,604.18 horas).
 - Conjunto del soporte, N/P 28007GR90, N/S 8769, fue instalado cuando el helicóptero contaba con 1225.0 horas totales y 1,047.5 ciclos totales, el número de serie fue confirmado visualmente en el sitio del accidente.
- c. Servo hidráulico derecho (Amarillo), N/P 109-0110-42-135, N/S 6257.
 - El servo fue instalado el 24 de enero de 2018 (tiempo total del helicóptero 1,799.9, tiempo total del componente 796.5 horas).
 - Conjunto del soporte, N/P 29007GR90, N/S 9247, fue instalado cuando el helicóptero contaba con 1799.9 horas, el número de serie fue confirmado visualmente en el sitio del accidente.

Los tres servo actuadores hidráulicos del rotor principal fueron removidos de la carcasa superior y del plato oscilante fijo para una evaluación posterior. En la reunión del diario se determinó que se hiciera una tomografía computarizada a los tres servo actuadores para en base a esos hallazgos se determinara realizar el desensamble de estos componentes, estas actividades se realizarían en Italia y serían supervisadas por el Representante Acreditado del Fabricante (ANSV).

1.4.5. Inspección a los servo actuadores hidráulicos del rotor principal (MRA).

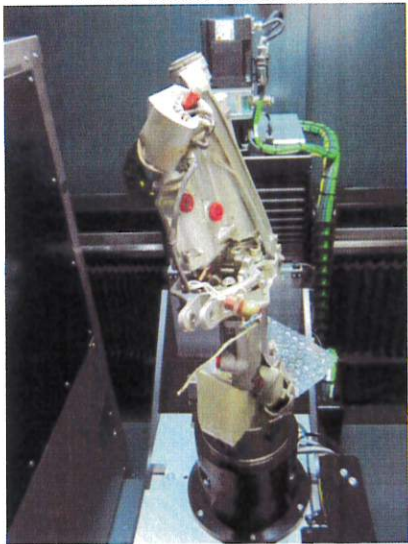
El 17 de mayo de 2019 se obtuvieron los resultados de la inspección no destructiva de los tres servo actuadores hidráulicos del rotor principal, esta actividad fue realizada por los expertos de Leonardo Helicopters, bajo la supervisión del Representante Acreditado (ANSV) y en coordinación con el Investigador a cargo.

Para la realización de las pruebas no destructivas se utilizó un scanner marca GE phoenix v|tome|x m® system, el cual tiene las siguientes características:

- 290kV/200µA on microfocus X-ray tube
- 16MP detector (with 100µm pixel size)
- 2x2 pixel binning
- 2000 step/rev motor angular resolution



- Average of 3 captures for each step
- Final voxel resolution: 80-100µm (avg.)



MRA azul.



MRA amarillo.



MRA rojo.

1.4.5.a. Los tres servo actuadores hidráulicos del rotor principal montados en el scanner.

Esto permitió documentar el estado de la bobina y de las válvulas de alivio antes del desensamble. Las imágenes fueron procesadas y analizadas con el programa VGStudioMax.

Por razones prácticas y para mejorar la resolución de las imágenes, el scaneo se dividió en una mitad superior (sistema # 2) y una inferior (sistema # 1) de los tres servo actuadores hidráulicos del rotor principal lo que dio como resultado un total de 6 imágenes en 3D.

La inspección se enfocó en el volumen que contiene la bobina y las válvulas de alivio de presión. También se capturó parte de las cámaras de pistones principales debido a su geometría.

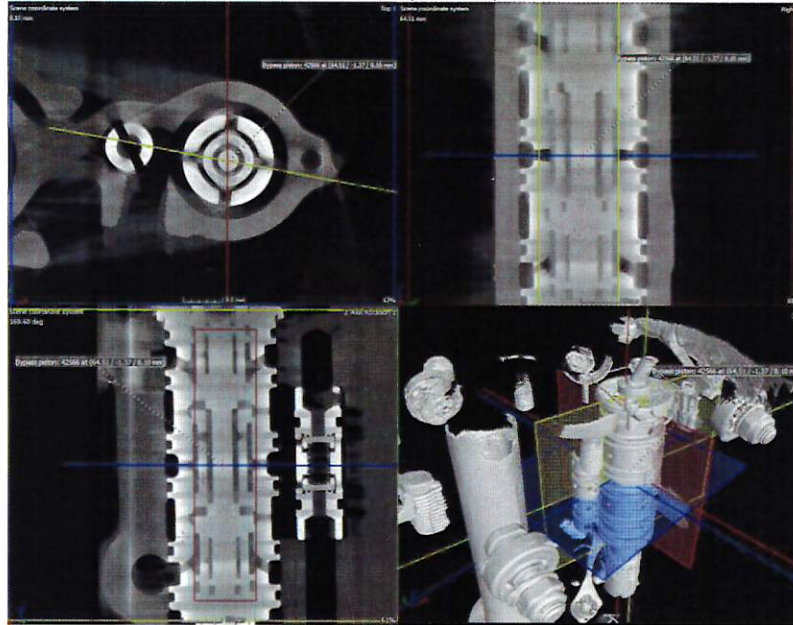
Los 2 bypass microswitches (microinterruptores de sobre paso) y las extensiones se escanearon parcialmente, ya que están extremadamente dañados y además no forman parte del mecanismo de control del servo actuador hidráulico.

1.4.5.1. Servo actuador hidráulico azul del rotor principal.

- Tiene un número de parte 109-0110-42-136 y número de serie 8313.
- Cuenta con 2,389 horas totales y 575 de última reparación mayor.
- Este MRA se encuentra instalado en la parte delantera de la caja de engranajes principal.
- Presenta gran daño producido por el impacto contra el terreno, lo que provocó que los 4 orificios de conexión entre las mitades superior e inferior, la flexión del pistón y una deformación por torsión significativa de la leva de retro-alimentación.
- El cuerpo exterior de aluminio se encontró fracturado en varias áreas.
- Los dos pasadores que conectan la leva de entrada a la válvula de bobina también se encontraron desplazados o fracturados en la sección más débil del MRA.
- El conjunto de terminal y el adaptador del montante de la caja de engranes principal también fallaron por sobreesfuerzo.
- Ambas carcasas del micro-interruptor de sobre-paso estaban desplazadas y muy deformadas, pero aún estaban conectadas al cuerpo principal.
- El pistón de la válvula de sobre-paso estaba fracturado cerca del final del orificio.
- El eslabón de control se encontró conectado al orificio a través del pasador.



- La posición de la válvula de bobina en la manga no es consistente con la superior. Esto puede deberse al fallo de la conexión entre los cuerpos superior e inferior al momento del impacto.



1.4.5.1.a. Vista de las imágenes en 3D de la parte inferior del MRA blue

- El resto del pistón de la válvula de sobre-paso está intacto, hasta la conexión con la extensión.
- El pistón del servo-actuador está intacto.
- El manga está intacto.
- La válvula de relevo de presión está intacta.
- La extensión se desconectó completamente del pistón de la válvula de sobre-paso, ya que la carcasa del micro-interruptor estaba aplastada por las fuerzas de impacto contra el terreno.
- El pistón de la válvula de sobre paso presento deformación plástica fuera del sleeve.
- El pasador está desconectado del orificio.
- El servo-actuador y el pistón de la válvula de sobre-paso fueron extraídos de la manga, debido al impacto la primera ranura del sello O, estaba está expuesta.
- El resto del pistón de la válvula de sobre-paso estaba intacto, hasta la conexión con el extensión.
- El pistón del servo-actuador estaba intacto.
- La manga estaba intacta.
- La válvula de relevo de presión estaba intacta.
- La extensión se desconectó completamente del pistón de la válvula de sobre-paso, ya que la carcasa del micro-interruptor estaba aplastada por las fuerzas de impacto contra el terreno.

1.4.5.2. Servo actuador hidráulico amarillo del rotor principal.

- Tiene un numero de parte 109-0110-42-135 y número de serie 6257.
- Cuenta con 1,175.3 horas totales y 378.8 de su última reparación mayor.
- Este MRA se encontraba instalado en la parte derecha de la caja de engranajes principal.
- Presenta gran daño producido por el impacto contra el terreno, pero significativamente menores que el MRA azul.
- Los dos pasadores que conectan a la leva de entrada se encontraron en su lugar de diseño.
- El conjunto de la terminal estaba doblado, pero aún atornillado al pistón principal. El adaptador del montante de la caja de engranes principal falló debido a un sobreesfuerzo.
- La tapa inferior del pistón principal estaba cortada.



- El micro-interruptor inferior de sobre-paso fue desmontado y estaba muy deformado, pero su carcasa aún estaba conectado al cuerpo principal. La parte superior sufrió solo pequeñas deformaciones.
- Ambas carcasas del micro-interruptor de sobre-paso estaban desplazadas y muy deformadas, pero aún estaba conectada al cuerpo principal.
- El pasador estaba conectado al orificio, aunque ligeramente girado respecto de su posición original.
- El pistón de sobrepaso estaba intacto.
- El pistón del servo-actuador estaba intacto.
- La manga está intacta.
- La válvula de relevo de presión está intacta.
- La extensión se desconectó completamente del pistón de sobrepaso, ya que la carcasa del micro-interruptor estaba aplastada por las fuerzas de impacto contra el terreno.
- El pasador permaneció unido al orificio.
- El pistón de sobrepaso estaba intacto y permaneció conectado al extensión.
- El pistón del servo-actuador estaba intacto.
- La manga estaba intacta.
- La válvula relevadora de presión estaba intacta.
- El extensión permaneció conectada al pistón de sobrepaso y a la leva del micro-interruptor, aunque ligeramente deformado.

1.4.5.3. Servo actuador hidráulico rojo del rotor principal.

- Tiene un número de parte 109-0110-42-134 y número de serie 6229.
- Cuenta con 2,001 horas totales y 575 de última reparación mayor.
- Este MRA se encuentra instalado en la parte izquierda de la caja de engranajes principal.
- Presenta gran daño producido por el impacto contra el terreno, comparable con los daños en el MRA amarillo.
- Los dos pasadores que conectan la leva de entrada también se encontraron en su lugar de diseño aunque la parte inferior está en su mayor parte desplazada.
- El conjunto de la terminal estaba doblado, pero aún unido al pistón principal. El adaptador del montante de la caja de engranes principal también falló debido a un sobreesfuerzo.
- Ambos alojamientos de los micro-interruptores de sobre-paso estaban desplazadas y deformadas, pero aún estaba conectada al cuerpo principal.
- El pasador estaba parcialmente conectado al orificio y el pistón de sobre-paso permaneció intacto.
- El pistón del servo-actuador estaba intacto.
- La manga estaba intacta.
- La válvula de relevo de presión está intacta.
- El extensión se desconectó completamente del pistón de sobrepaso, ya que el alojamiento del micro-interruptor fue aplastada por las fuerzas de impacto.
- El pasador todavía estaba conectado al orificio y el pistón de sobre-paso estaba intacto (el pasador inferior está parcialmente desplazado y también visible).
- El pistón de sobrepaso estaba intacto.
- El pistón del servo-actuador estaba intacto.
- La manga estaba intacta.
- La válvula de relevo de presión está intacta.
- La extensión permaneció conectada al pistón de sobre-paso, pero fue aplastada y fracturada por el impacto, junto con la carcasa del micro-interruptor.

1.4.6. Inspección destructiva a los MRA.

El día 5 de junio de 2019 se llevó a cabo la inspección destructiva a los 3 MRA's en Collins Aerospace (Microtecnia) en Brugherio, Milán, Italia, estando los Asesores del fabricante y el Representante Acreditado (ANSV).



Los 3 actuadores se desensamblaron completamente y las válvulas de bobina se verificaron para detectar cualquier signo de falla preexistente siendo negativa esta actividad. No se registraron hallazgos significativos en ninguno de ellos como fue corroborado en las imágenes de CT Scan, excepto los daños a consecuencia del accidente presentes en todas las conexiones entre los pistones de sobre-paso, los servo actuadores y las levas de micro-interruptores.

Una sola parte de un actuador fue sujeta a un examen de microscopio adicional en los laboratorios de Leonardo Helicopters, solamente para confirmar su modo de falla ya que era demasiado pequeña para ser examinada visualmente con las herramientas disponibles, pero como su funcionalidad no es crítica para que los servo actuadores hidráulicos operen correctamente el resultado de la investigación no se vio afectado de todos modos.

1.4.7. Sistemas impulsores (Drive systems)

1.4.7.1. Transmisión principal (Main gearbox)

- El soporte del planetario y los 5 engranes planetarios fueron recuperados y presentaban suciedad incrustada en los engranes planetarios y baleros, los dientes de los engranes planetarios no mostraban desgaste anormal o fracturas, estos no giraron libremente, sino que mostraron una rotación limitada similar al juego de baleros, en ambas direcciones.
- En los dientes del engrane sol, la mayoría no exhibió desgaste o fracturas anómalas, solamente dos dientes de engrane mostraron una marca de impacto, las ranuras del engrane sol no tenían desgaste anómalo.
- Las ranuras de la flecha del rotor principal no evidencian un desgaste anómalo.
- El engrane circular permaneció unido a la carcasa inferior y no presentaba desgaste anormal.
- Las superficies internas del de la caja de engranes principal presentaba suciedad y hollín debido a que estuvo expuesto al medio ambiente después de suscitado el accidente.
- Para los pernos que retienen la carcasa soporte del balero central, las cuatro cabezas de los pernos no estaban presentes por lo que se utilizó un baroscopio pudiendo observar el lado opuesto de la carcasa soporte donde se observó las terminales roscadas de estos cuatro pernos que estaban presentes.
- La transmisión principal permaneció unida a su plataforma.
- Se examinó una sección del dentado del engrane cónico principal utilizando un boroscopio; no se observaron anomalías.
- El piñón de entrada cónico principal no se pudo examinar utilizando un boroscopio.
- El engrane recto de entrada del cónico principal y el dentado del engrane recto que impulsa al rotor de cola no mostraron anomalías.
- El freno de rotor fue recuperado el cual contenía el disco del freno de rotor, el adaptador para el impulso del rotor de cola y el engrane recto. El ensamble del freno de rotor mostraba daño térmico debido al incendio posterior al accidente. El conjunto de discos del cople Thomas permaneció unido al adaptador delantero del sistema de transmisión del rotor de la cola y mostró deformación por impacto.

1.4.7.2. Caja de Engranes Combinadora (Combining gearbox).

- Se conformó por múltiples piezas, había piezas grandes como parte de la carcasa de la caja de engranes combinadora con el piñón de entrada y el ventilador del radiador de aceite del motor aun unido. La parte delantera del acoplamiento de diafragma permaneció unida a sus respectivos piñones de entrada.
- Se recuperó un engrane cilíndrico el cual mostraba daños térmicos.
- Los ventiladores de los radiadores de aceite del motor permanecieron unidos a sus respectivas partes de la carcasa de la caja de engranes combinadora, este exhibía deformación por impacto y desbaste.
- Las bandas del ventilador de los radiadores de aceite no estaban presentes probablemente fueron consumidas por el fuego posterior al impacto.



- No hubo desgaste anómalo en el dentado de los engranes de las poleas.

1.4.7.3. Caja de engranes del rotor de cola y controles del rotor de cola

- La caja de engranes del rotor de cola estaba como un solo conjunto.
- El brida de entrada no giraba con la fuerza de la mano ya que presentaba una flexión por deformación.
- El brida de entrada contenía el adaptador trasero del sistema impulsor del rotor de cola.
- El extremo exterior de la flecha de salida estaba fracturado por sobrecarga, el resto de la flecha de salida permaneció unida al núcleo del rotor de cola.
- Los eslabones de control del rotor de cola permanecieron unidos a la caja de engranes del rotor de cola, los eslabones tenían continuidad desde la varilla de control de entrada (desde el botalón) hasta su balancín, los eslabones tenían continuidad desde el balancín al conjunto del control deslizante.
- Los dos eslabones de cambio de paso del rotor de cola permanecieron unidos al conjunto deslizador. Uno de los eslabones de cambio de paso se fracturó en su balero exterior y el segundo eslabón de cambio de Paso estaba entero y su balero exterior contenía una porción de un perno de la flecha, ambos eslabones de cambio de paso presentaban deformación.
- Los controles del rotor de cola mostraban deformación estática debido al impacto y aun en esas condiciones tenían libertad de movimiento.

1.4.7.4. Flechas de impulsor del rotor de cola

- La flecha impulsora trasera del rotor de cola (número 3 según IPD).
- La flecha trasera se encontró en dos piezas y estaba fracturada cerca de su extremo delantero, la fractura es por sobrecarga, las áreas delanteras de la flecha trasera presentaban daño térmico.
- Tres soportes de balero permanecieron instalados en la parte delantera de la flecha trasera, dos soportes de balero estaban aún unidos a sus montantes, donde se separaron de la flecha trasera.
- Los dos baleros traseros se pudieron girar con la mano sin ningún problema, el tercer balero trasero se pudo girar con la mano, pero con dificultad, esto debido a los daños por impacto.
- Los dos baleros separados de su soporte no se pudieron girar manualmente, los rodillos del cuarto balero trasero estaban presentes, aunque su caja no estaba presente, así como los dos sellos; había un total de 12 rodillos en este balero. La cubierta del quinto balero trasero se mantuvo instalado y sus rodillos no estaban visibles.
- El extremo delantero de la flecha trasera permaneció conectado al adaptador, este último contenía un cople Thomas y una parte de la ceja posterior de la flecha trasera intermedia de impulso del rotor de cola. El cople Thomas presentaba continuidad y deformación, pero no presentaba fracturas. La conexión dentada entre la flecha trasera y el adaptador fue inspeccionada bajo un estereoscopio y el perfil dentado del adaptador no mostraba evidencia de desgaste anormal.
- El cople Thomas permaneció unido al extremo posterior de la flecha trasera; este acoplamiento estaba fracturado y deformado, una porción fracturada del adaptador (conectado a la entrada de la caja de engranajes del rotor de cola) permaneció unido a este cople Thomas.

1.4.7.5. Flecha impulsora del rotor de cola

- De acuerdo con el IPD es la intermedia (número 2).
- Solo se recuperó la parte delantera de la flecha intermedia la cual contenía un balero y su soporte. La fractura en la flecha intermedia fue por sobrecarga y presentaba daños térmicos.
- El segundo balero y su soporte se separaron de la flecha intermedia.
- Los dientes en el extremo delantero de la flecha intermedia no mostraron desgaste anormal.
- Ambos baleros de rodillos estaban visibles, sus cejas y sellos no estaban presentes, había un total de 12 rodillos por cada balero.



- El adaptador, el cople Thomas y una parte del adaptador de la flecha impulsora No. 1 se encontró como una sola pieza. El cople Thomas mostro deformación y separación, pero presentaba continuidad. La fractura del adaptador de la flecha impulsora No. 1 fue por sobrecarga.
- Las ranuras en el adaptador no mostraron desgaste anormal.
- En total, los 7 baleros y sus soportes estaban presentes entre los restos.
- En total, los cuatro adaptadores y sus conexiones y pernos estaban presentes entre los restos.
- El adaptador más delantero se vio en la caja 2 adjunta al freno del rotor.

1.4.7.6. Rotor de cola.

- Las dos palas del rotor de cola permanecieron unidas al núcleo estaban completas desde la raíz de la pala hasta la punta de pala, ambas palas pudieron rotarse en su eje de rotación.
- La pala del rotor de cola N/S R2374 tenía múltiples marcas de impacto en su borde de ataque y deformación de su piel, núcleo y borde de salida. El buje exterior incluido el balero esférico permanecieron unidos a la pala el tipo de fractura fue por sobrecarga.
- La pala del rotor de cola N/S P1409 presentaba menos daños en comparación con la pala N/S R2374. Su borde de salida presentaba deformación. El perno de sujeción del eslabón de cambio de paso se separó de la pala.
- La porción dentada de la flecha de salida de la caja de engranes del rotor de cola, permaneció instalada en el núcleo. La fractura mostró evidencia de sobrecarga.

1.5. Bombas hidráulicas.

1.5.1. Bomba hidráulica izquierda.

La bomba hidráulica izquierda permaneció unida a la carcasa inferior de la caja de engranes principal, presentaba daños térmicos, se retiraron los accesorios de fijación pero no se pudo desconectar debido a que la estructura estaba doblada por lo que fue necesario cortar la estructura para liberarla, una vez retirada la bomba, se observó que la flecha impulsora de la bomba hidráulica izquierda estaba doblada y sus ranuras mostraban daños por impacto, ninguna anomalía se observó, la placa de datos de la bomba mostraba un número de parte 109-0760-42-105 y serie **Ver 3**.

Desensamble de la bomba hidráulica izquierda:

- El exterior de la bomba presentaba daños térmicos debido al incendio posterior al accidente.
- Se retiraron los accesorios externos de la bomba se observó en el interior de los orificios no mostrando obstrucciones.
- Se retiraron los pernos de seguridad de la cubierta de la bomba, mostrando el conjunto del impulsor, las venas de este no exhibieron desgaste anormal, el balero del conjunto del impulsor estaba presente y no mostraba evidencias de falla.
- La cubierta de la flecha impulsora fue removida la cual se retiró y esta unidad estaba intacta y no presentaba anomalías.
- El plato no se removió del interior de la bomba ya que no presentaba daños visibles.
- Se removió el regulador de presión, el resorte, el pasador, la tapa y el alojamiento, los cuales no se mostraban fracturas.
- Se observó la degradación del sello O material en el área donde estaban instalados.

1.5.2. Bomba hidráulica derecha.

El 26 de julio de 2019, se realizó la prueba destructiva a la bomba hidráulica derecha, en instalaciones de la NTSB, en Washington, District of Columbia, USA, encontrándose los siguientes hallazgos:

En la parte exterior de la bomba hidráulica había presencia de hollín. La ceja de montaje, tres de los cuatro orificios estaban fracturados. El cuarto orificio de montaje y el perno permanecieron dentro de su orificio de montaje. El perno fue extraído y presentaba deformación. Un pequeño reservorio de líquido hidráulico estaba presente en el cuerpo de la bomba.





Las ranuras del adaptador de la flecha impulsora permanecieron instaladas y estas no exhibieron evidencia de fractura en los dientes. La flecha impulsora no pudo girar manualmente. El alambre de seguridad estaba presente en los accesorios de conexión de la línea hidráulica.

La placa de datos técnicos indicaba lo siguiente:

Model No. AP1.5V-01-02

MFG P/N 4212402

MFG Date 09/09

Serial No. S/N Ver 3

Agusta P/N: 109-0760-42-105

Fluid MIL-H-5606E/MIL-H-83282

Delivery 16 L/min

Speed 4200 RPM

Pressure 1500 PSI

Agusta Spec No. 109-0760-42

Se retiró el pequeño depósito y se pudo observar el interior de la bomba. No se vieron restos de material metálico en su interior. Se removió la cubierta de la bomba, dejando al descubierto el plato giratorio. No se observaron daños internos anómalos en este u otras superficies internas. Se observó fluido hidráulico remanente en el interior. Una vez que se quitó la cubierta de la bomba, la flecha impulsora pudo girar sin evidencia de atascamiento.

El barril del plato giratorio (swashplate barrel) fue removido. El adaptador dentado (spline adapter) con el barril del plato giratorio no presentaron daños. El alojamiento del plato giratorio mostró una fractura que creció longitudinalmente (en el eje de rotación). La fractura fue observada tanto en la superficie externa como en la superficie interna de la carcasa, lo que indica que la fractura había crecido completamente a través de la pared de la carcasa. Esta fractura es coherente con un sobreesfuerzo.

Se quitó la cubierta de la flecha impulsora. Se observó fluido hidráulico remanente en las superficies interiores; el fluido era de una coloración roja. Se encontraron restos metálicos en la cara externa, adyacente a la pista externa del balero. La flecha impulsora del plato giratorio fue removida y esta no exhibieron daños anómalos. Las venas del impulsor no exhibieron desgaste anómalo. El balero del conjunto del impulsor estaba presente y no exhibía signos de falla. El regulador de presión fue removido. El resorte, el pasador, la tapa y la carcasa no exhibieron daños anómalos. Los sellos "O" no presentaron daños.

2. Conclusiones.

Hasta al final de las actividades de investigación realizadas en las instalaciones de Leonardo Helicopters en Cascina Costa, Milán, Italia, del 1 al 12 de abril de 2019 a los restos del helicóptero marca Agusta modelo A109S número de serie 22174, matrícula XA-BON, a los componentes inspeccionados, no se encontraron fallas mecánicas o anomalías que hubieran impedido su funcionamiento normal.

La evaluación realizada durante las actividades de investigación es el resultado de una observación macroscópica visual y estereomicroscópica a los componentes.