



INFORME PRELIMINAR 60 MESES DEL SUCESO DE AVIACIÓN N° 1923-20

ANTECEDENTES

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo N° 302 de fecha 20 de octubre del 2020. Esta es información preliminar y podría estar sujeta a cambios.

LA TÉCNICA UTILIZADA Y LOS PROCEDIMIENTOS INVESTIGATIVOS, ESTÁN ORIENTADOS A LA DETERMINACIÓN DE LAS CAUSAS QUE ORIGINARON EL SUCESO, Y NO OBEDECEN A OTROS FINES QUE NO SEAN LA PREVENCIÓN. EL USO DE LOS RESULTADOS AQUÍ ALCANZADOS, DE SER UTILIZADOS PARA OTROS FINES QUE NO SEAN LA PREVENCIÓN, PODRÍA TERGIVERSAR LOS RESULTADOS ESPERADOS.

Fecha suceso : 31 de julio de 2020.

Hora suceso : 11:30 hora local.

Lugar : Estacionamiento del Hospital de Niños Dr. Roberto del Río, comuna de Independencia, Región Metropolitana.

Aeronave : Helicóptero.

Fabricante : Airbus Helicopters, Modelo AS 350 B3.

Licencia Piloto: Piloto Comercial de Helicóptero.

Ocupantes : 01 Piloto.

Reseña del suceso

El 31 de julio de 2020, un piloto comercial de helicóptero, al mando de una aeronave fabricada por Helibras (actualmente Airbus Helicopters), modelo AS350 B3, despegó desde el Helipuerto Santiago SpA (SHSH), comuna de Huechuraba, ciudad de Santiago, Región Metropolitana, con destino a la localidad de Tuncahue, comuna de Codegua, Región de O'Higgins.

Conforme al relato del piloto al mando, sobrevolando la comuna de Independencia y de forma imprevista, se produjo una detención del motor en vuelo.

A consecuencia de la detención del motor el helicóptero comenzó a descender, ante lo cual, el piloto al mando decidió efectuar una maniobra de autorrotación en uno de los estacionamientos del Hospital de Niños Dr. Roberto del Río, comuna de Independencia, Región Metropolitana, lugar en donde, tras la realización de un aterrizaje brusco, quedó finalmente la aeronave.

A consecuencia de lo anterior, el piloto al mando resultó con lesiones graves y la aeronave con daños.

Información factual

La finalidad del vuelo era trasladar la aeronave hacia esa zona, a fin de realizar un reconocimiento de un predio agrícola, en donde posteriormente se realizaría un trabajo aéreo de control de heladas.

Conforme al relato del piloto al mando, mientras la aeronave sobrevolaba la Comuna de Independencia, Región Metropolitana, de forma imprevista y sin mediar alertas visuales y/o sonoras previas, se produjo la detención del motor en vuelo, acompañado de un giro de la aeronave a la derecha y del encendido en el panel de advertencias y precauciones de las luces rojas¹ de "GOV" y "ENGINE P". Conjuntamente, escuchó la bocina de advertencia (Aural Warning) y observó la disminución progresiva de las revoluciones del rotor principal, ante lo cual el helicóptero empezó a descender.

Derivado de lo anterior, el piloto al mando debió realizar una maniobra de autorrotación de emergencia, seleccionando uno de los estacionamientos del Hospital de Niños Dr. Roberto del Río.

Al ser una zona densamente poblada y rodeada de edificios, el espacio para efectuar el aterrizaje de emergencia del helicóptero era un área confinada, por lo que al llegar a tierra e impactar contra el terreno, también golpeó la cola contra un árbol del mismo recinto.

¹ Según lo dispuesto en el manual de vuelo de la aeronave, el encendido de la luz roja indica una falla que requiere una acción inmediata del piloto (Red to indicate a failure requiring immediate action).

A consecuencia de lo anterior, el piloto al mando resultó con lesiones graves y la aeronave con daños estructurales severos.

Lesiones

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	-.-	-.-	-.-	-.-
Graves	1	-.-	-.-	1
Menores	-.-	-.-	-.-	-.-
Ninguna	-.-	-.-	-.-	-.-
Total	1	-.-	-.-	1

Daños a la aeronave

Fuselaje: Cabina, parabrisas del lado derecho y ventanilla inferior izquierda, fracturados.

Puertas deslizantes del lado derecho e izquierdo, desprendidas.

Carenado inferior trasero, desprendido y fracturado.

Estanque de combustible con filtración.

Tren de aterrizaje: Ambos tubos cruzados, deformados.

Rotor principal: Cabeza del rotor (Starflex) fracturada.

Pala azul, deformada y delaminada.

Pala roja, fracturada e incrustada en el cono de cola.

Pala amarilla, doblada.

Empenaje: Cono de cola, fracturado.

Caja de rotor de cola, desprendida.

Carenado de los ejes de transmisión, deformados y fracturados.

Ejes de transmisión, deformados. Varillas de cambio de paso, deformadas.

Estabilizador horizontal y vertical, deformados.

Acoples flexibles del eje de transmisión del rotor de cola, deformados.

Motor: Motor, atascado.

Rodamientos internos, fracturados. Inyectores de aceite, obstruidos.

Detectores de partículas magnéticas, con partículas.

Aceite, contaminado.

Otros daños

No hubo.

Información sobre la Tripulación

Piloto al mando

Edad	52 años	
Nacionalidad	Chilena	
Tipo de licencia	Piloto Comercial de Helicóptero	
Habilitaciones	Categoría: Helicóptero. Tipos: Bell 204/205/UH-1; Bell 206/206L; Bell 505; Bell 212/412; Bell 407; PUMA - AS65; AS350/350B3; AS355; AS332; H500; LAMA; ALO3 y R44. Función: Instructor de vuelo.	
Examen médico	Vigente	Sí
	Apto	Sí
Sucesos anteriores	No registra.	

Información de la aeronave

Información general

Aeronave	Helicóptero	
Fabricante	Helibras (actualmente Airbus Helicopters)	
Modelo	AS 350 B3	
N° Serie	4044	
Año Fabricación	2006	
Horas de servicio	2.276,2	
Pesos Certificados	Peso Vacío (PV)	1.175,0 kg
	Peso Máximo Despegue (PMD)	2.250,0 kg
Última inspección	El 31/7/2020, a las 2.276,2 horas de servicio de la aeronave.	



Imagen N° 1: Vista referencial de un Helicóptero marca Helibras modelo AS 350 B3.

Motor

Fabricante	Turbomeca (actualmente, Safran Helicopter Engines)		
Modelo	Ariel 2B1		
Número de Serie	23243		
Última inspección	El 31/07/2020, a las 2.276,2 horas de servicio.		

Palas del Rotor principal

Fabricante	Helibras (actualmente, Airbus Helicopters)		
Número de Parte	355A11-0030-04		
Números de Serie	28075	29272	29783
Última inspección	El 31/07/2020 a las 2.276,2 horas de servicio.		

Pala del Rotor de cola

Fabricante	Helibras (actualmente, Airbus Helicopters)		
Número de Parte	355A12-050-04		
Número de Serie	115		
Última inspección	El 31/07/2020 a las 2.276,2 horas de servicio.		

Estado de Mantenimiento

El año 2019 el operador, como parte del proceso de primera certificación de aeronavegabilidad en Chile, de acuerdo con lo dispuesto en la DAP 08 32 “Primera Certificación de Aeronavegabilidad” (actualmente derogada), presentó el formulario DGAC 08/2-7 “Solicitud del certificado de Aeronavegabilidad” en el cual certificó y declaró que, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) aprobado por la DGAC, se efectuó una revisión general, prueba en tierra y en vuelo de la aeronave, y una verificación de todos los registros de mantenimiento.

Se estableció en la revisión que, a esa fecha, la aeronave estaba en condición Aeronavegable, no teniendo pendiente por aplicar, total o parcialmente, ninguna Modificación o Inspección Mandatoria (AD/DA/DAN); y todos los ítems de reemplazo mandatorio se encontraban dentro de su vida útil. Adicionalmente, remitió los correspondientes formularios “Informe de inspección Anual de Sistemas Electrónicos” e “Informe de inspección Anual de instrumentos y sistemas afines”.

El 27/05/2019, la DGAC, al término Primera Certificación de Aeronavegabilidad de la aeronave, otorgó un Certificado de Aeronavegabilidad del tipo Estándar N° 18940/2019, válido hasta el 26/05/2021.

Posteriormente, el operador efectuó el mantenimiento de la aeronave en un CMA aprobado por la DGAC, habilitado en el tipo y modelo de aeronave, quién emitió las respectivas conformidades de mantenimiento, declarando que a la fecha de realizados los trabajos, la aeronave se encontraba en condiciones aptas para efectuar un vuelo seguro.

En relación con el motor instalado en la aeronave, en el mismo período, el CMA realizó los siguientes trabajos:

- El 14/03/2020, a las 2.221,7 horas de servicio inspecciones de 150 y 300 horas.
- El 30/03/2020, a las 2.251,7 horas de servicio, inspecciones de 150 y 300 horas.
- El 09/04/2020, a las 2.252,0 horas de servicio, inspección de 50 horas al motor.
- El 25/07/2020, a las 2.274,2 horas de servicio, reemplazo del arnés pirométrico (Harness Pyrometric) del motor, al encontrarse fuera de parámetro.
- El 31/07/2020, el mismo día del suceso, las 2.276,2 horas de servicio de la aeronave, se efectuó la última inspección a la aeronave y al motor.

El 31/07/2020, día del accidente, el piloto al mando de la aeronave, en el folio N° 168 de la bitácora de vuelo, registró la realización del pre-vuelo, no encontrando discrepancias que impidieran el inicio del vuelo.

En la bitácora de vuelo de la aeronave no se registraron las “atmósferas de operación” (Condiciones atmosféricas operativas específicas y severas descritas por el fabricante de la aeronave, véase 1.18.4) en las cuales había volado la aeronave en Chile. Asimismo, la revisión de los registros de mantenimiento de la aeronave y motor no permitió establecer si se habían o no efectuado inspecciones asociadas con la atmosfera de operación de la aeronave.

Lo anterior, debería haber sido considerado en las inspecciones especiales establecidas, conforme a la atmósfera de operación definidas por los fabricantes en sus Manuales de Mantenimiento de la Aeronave y del Motor.

Adicionalmente, en la bitácora de vuelo y mantenimiento de aeronave y motor, se encontraron registros asociados con la realización de inspecciones periódicas con frecuencia de 25 horas al motor (Power Check o inspección de salud de motor), pero no registraron sus parámetros, los cuales facilitan la realización de un adecuado seguimiento.

Combustible

En el sitio del suceso fue observado un derrame de combustible, proveniente del estanque. El derrame fue atribuido a los daños estructurales sufridos en el estanque de combustible, de plástico, durante el aterrizaje de emergencia.



Fotografía N° 1: Vista del estanque de combustible de material plástico.

Fue obtenida una muestra de combustible. La inspección inicial de la muestra de combustible, al observarla a contraluz, permitió establecer que no había evidencia de contaminación de agua o partículas sólidas. Las características del combustible eran concordantes con kerosene de aviación del tipo Jet A1, aprobada por el fabricante para ser utilizada en la aeronave.

Documentación a bordo

Documentación	Condición
Certificado de Matrícula	Sin observaciones.
Certificado de Aeronavegabilidad	Sin observaciones, dentro de fecha de expiración (26/05/2021).
Manual de vuelo	Sin observaciones.
Bitácora de vuelo	Con observaciones, sin registros de: parámetros, atmósfera de operación y próximos cumplimientos de inspecciones.

Carga de la aeronave

De acuerdo con los antecedentes de la investigación, el peso de la aeronave al despegue habría sido de:

Pesos	Peso Vacío (PV)	1.175,0 kg
	Piloto al mando	98,0 kg
	Combustible	432,0 kg
	Peso al despegue	1.705,0 kg
	Peso Máximo Despegue (PMD)	2.250,0 kg
Centro de Gravedad (CG)	Longitudinal	3,39 cm
	Lateral	+1,31 cm

Conforme a lo anterior, la aeronave se encontraba bajo el peso máximo permitido al momento de despegue (2.250 kg) y dentro de las envolventes de los rangos de C.G longitudinal y lateral.

Información meteorológica

El Informe Técnico Operacional N°187/20 emitido por la Dirección Meteorológica de Chile (DMC), estableció para el día 31 de julio de 2020, a las 11:30 hora local lo siguiente:

“El día 31 de julio de 2020, en particular a las 11:30 H.L., en el sector del Hospital Roberto del Río, Región Metropolitana, la configuración sinóptica en superficie fue de margen anticiclónico.

De acuerdo con lo observado en las imágenes de satélite, a las 15:30 UTC (11:30 H.L.) del día 31 de julio de 2020, el cielo se presentó con nubosidad parcial sobre la zona de interés.

A partir de la información extraída desde la estación Quinta Normal, se estima que la temperatura del aire varió de 13,4° C a 14,8° C, entre las 11:00 y las 12:00 H.L. La humedad relativa disminuyó de 56% a 48% y el viento a 10 metros se mantuvo en la condición de calma en el mismo tramo horario.

La presión varió de 1.018,3 a 1.018,7 entre las 11:00 y las 12:00 H.L.

No se observaron fenómenos de reducción de visibilidad en la zona.”

Ayudas para la navegación

No aplicable.

Comunicaciones

No aplicable.

Información de aeródromo

No aplicable.

Registradores de vuelo

Conforme a la norma bajo la cual la aeronave era operada, no es requisito el tener instalados registradores de vuelo (FDR y CVR).

Conforme al diseño de la aeronave, el helicóptero estaba equipado con:

Vehicle and Engine Multifunction Display, VEMD, que permite al piloto al mando observar en la cabina los parámetros de la aeronave, del motor y de vuelo. Además, este equipo posee la capacidad de almacenar parámetros de los últimos vuelos, para efectos de acciones de mantenimiento.

Electronic Engine Control Unit, EECU, que es una unidad electrónica que controla el funcionamiento del motor y registra permanentemente los parámetros de la aeronave, motor y de vuelo.

Ambos equipos fueron desmontados y enviados al fabricante de la aeronave (Francia) para la descarga de datos almacenados y posterior análisis.

Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

Información del sitio del suceso

El equipo investigador estableció que la aeronave se encontraba aterrizada en uno de los estacionamientos del Hospital de Niños Dr. Roberto del Río, ubicado en la Comuna de Independencia, ciudad de Santiago.

La aeronave se encontraba en 33° 24' 52" Sur / 70° 39'26" Oeste (Imagen N° 2).



Imagen N° 2: Ubicación de la aeronave conforme a aplicación Google Earth.

La aeronave fue inspeccionada en el sitio del suceso por un primer equipo investigador, lo cual permitió establecer que, durante el aterrizaje, el helicóptero impactó la cola contra un árbol, quedando orientado hacia el Sur (fotografía N° 3)



Fotografía N° 3: Vista de la ubicación final del helicóptero orientado hacia el Sur.

La aeronave se encontró apoyada directamente sobre el terreno, debido a la fractura de sus crosstubs o tubos cruzados del tren de aterrizaje.

En la aeronave fueron observados diversos daños estructurales:

El parabrisas del lado derecho, ventanilla inferior izquierda y carenado frontal de cabina estaban fracturados.

Las puertas deslizantes del lado derecho e izquierdo estaban desprendidas.

El carenado inferior trasero se encontró desprendido y fracturado.

Estructura que cubre la cabina en la parte delantera, estaba fracturada.

Rotor principal:

Las palas del rotor principal estaban deformadas hacia abajo.

En la cabeza del rotor (Starflex) del conjunto del rotor principal se observaron fracturas.

La pala del rotor principal de color azul estaba deformada y delaminada.

La pala del rotor principal de color roja estaba fracturada e incrustada en el cono de cola.

La pala del rotor principal de color amarillo, se encontró doblada.

Fuselaje:

Los tubos cruzados estaban deformados en un ángulo superior a los 75 grados. Los daños en el tren de aterrizaje eran concordantes con un aterrizaje duro.

No se observó dispersión de restos, verificándose la integridad de la aeronave en el lugar.

El estanque de combustible estaba fracturado, permitiendo el derrame de combustible hacia el terreno.

Cono y Rotor de cola:

Parte trasera del cono de cola fracturado y desprendido.

Conjunto de estabilizadores, vertical y horizontal, deformados.

El eje de transmisión al rotor de cola, fue girado manualmente, produciéndose un movimiento rotacional, sin encontrarse obstrucciones en su giro.

Las palas del rotor de cola estaban fracturadas.

Las varillas de cambio de paso, deformadas.

La caja de engranajes estaba desprendida.

Los carenados de los ejes de transmisión estaban deformados y fracturados.

Los ejes de transmisión, deformados.

El estabilizador horizontal y vertical, deformados y desprendidos.

Los acoples flexibles del eje de transmisión al rotor de cola, deformados (fotografía N° 4).



Fotografía N°4: Vista de los daños en el cono de cola.

La inspección al motor permitió establecer que, al girar manualmente la turbina, esta se encontraba atascada.

Al interior de la cabina se encontraron:

- Manual de vuelo con informe de peso y balance.
- Botiquín de primeros auxilios, en condición servible.
- Certificados de Matrícula y de Aeronavegabilidad.
- Bitácora de vuelo.
- Extintor de incendios, en condición servible.
- Los cinturones y arneses de seguridad, en buenas condiciones.
- Cartilla de corrección de compás magnético, vigente.

Segunda inspección a la aeronave

Posterior a la inspección realizada en el sitio del suceso, se efectuó una segunda inspección a la aeronave, en instalaciones de un CMA autorizado por la DGAC y habilitado en el tipo de aeronave, en donde se pudo establecer:

- Los corta cables estaban afianzados y sin evidencia de daños.
- Los mandos cíclico y colectivo operaban con libertad de movimiento.

- El mecanismo de cambio de paso del rotor de cola estaba sin observaciones.
- El motor se encontró atascado y no giraba.
- Inspección boroscópica al motor estableció que, en la sección del compresor del motor existían álabes dañados.
- El tapón magnético del motor se encontró con la presencia de una gran cantidad de partículas ferrosas (fotografía N° 5).



Fotografía N° 5: Tapón magnético con partículas ferrosas.

- El filtro de combustible sin presencia de sedimentos.
- La válvula de sangrado se encontraba limpia
- Los soportes del motor en buenas condiciones.
- La toma de aire de admisión estaba libre de elementos extraños.
- Las cañerías, mangueras y arneses conectados y en buen estado.
- El estanque de aceite estaba con aceite y visiblemente contaminado con sedimentos.
- Los indicadores de obstrucción (pop out) de los filtros de combustible y de aceite se encontraban en posición normal (adentro).
- El filtro de aceite de motor se encontró contaminado con sedimentos (fotografía N° 6).



Fotografía N° 6: Filtro de aceite del motor, contaminado.

- Rotor principal y de cola con ferretería completa y correctamente asegurada en sus respectivas posiciones.

Fueron desmontados el VEMD y EECU para ser enviados a la Oficina de Investigación y Análisis para la Seguridad de la Aviación Civil de Francia (BEA), para la descarga y análisis de datos asociados con el último vuelo de la aeronave.

Información médica y patológica

El piloto al mando resultó con lesiones de carácter grave, abandonando la aeronave por sus propios medios. Posteriormente, fue atendido por personal médico del mismo Hospital.

Incendio

No hubo.

Aspectos de supervivencia

No se observó evidencia de falla en el arnés de seguridad ni en el asiento del piloto al mando. El helicóptero estaba equipado con un transmisor localizador de emergencia (ELT), el cual se activó producto del aterrizaje de emergencia.

Ensayos e investigación

Inspección del motor

En instalaciones de la Oficina de Investigación y Análisis para la Seguridad de la Aviación Civil (BEA, Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile), en Francia, el motor

fue inspeccionado por personal de Safran y de Airbus Helicopters, en presencia de un equipo de investigadores de la DGAC.

El propósito de la inspección del motor era determinar causa del trabamiento.

Para un entendimiento del informe emitido por el fabricante del motor, se adjunta un diagrama para identificar los módulos del motor modelo Arriel 2B1 (diagrama N° 1).

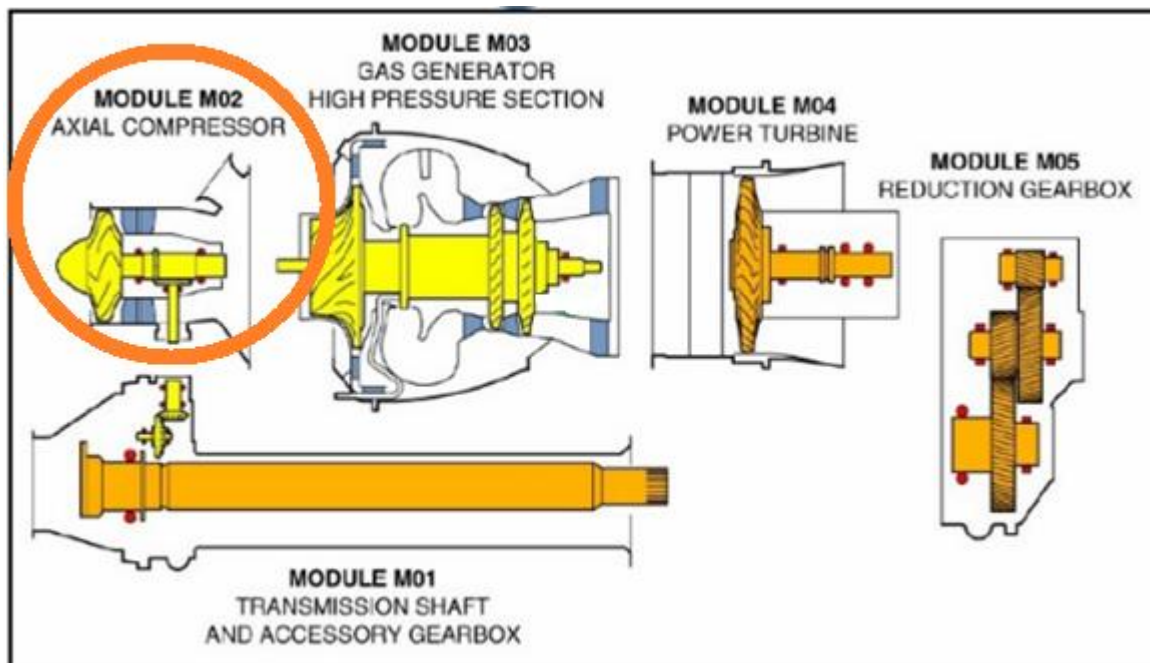


Diagrama N° 1: Módulos de motor modelo Arriel 2B1

El informe estableció la existencia de los siguientes hallazgos:

- Contaminación general del aceite en el circuito de lubricación del motor, debido a depósitos externos y de componentes atmosféricos.
- Los contaminantes en el aceite produjeron una total obstrucción del rociador que lubrica el rodamiento trasero del módulo del compresor axial (M02). (Diagrama N° 2: "Oil jet sprayer" y fotografías N° 7 y 8)

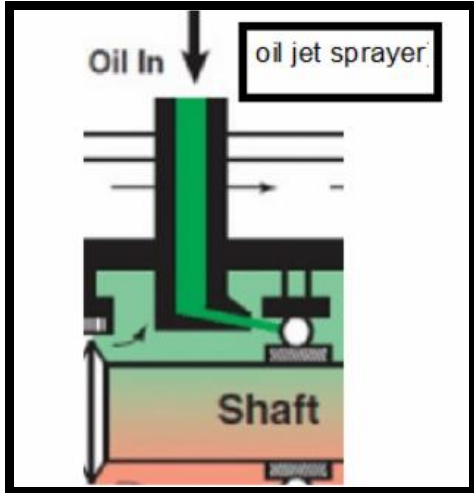
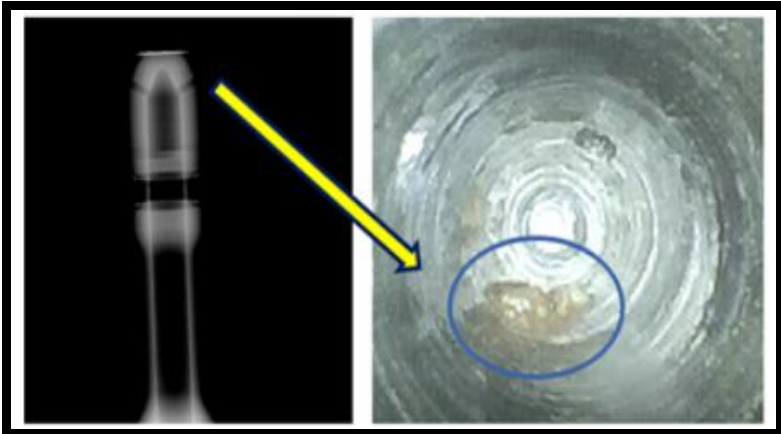


Diagrama N° 2: Rociador de aceite de un rodamiento.



Fotografías N° 7 y 8: Obstrucción al interior del rociador de aceite que lubrica el rodamiento trasero del módulo del compresor axial (M02).

- Como consecuencia, la falta de lubricación del rociador de aceite produjo la fractura del rodamiento trasero del módulo 02 (imagen N° 3).



Imagen N° 3: Ubicación del rodamiento trasero en módulo 02.

- Además, se produjo la generación de partículas metálicas al interior del motor, las cuales fueron halladas en el detector de partículas magnéticas.
- La generación de partículas magnéticas se produjo a partir del momento en que el rodamiento trasero del módulo M02 no fue lubricado, las cuales fueron atraídas y atrapadas por el tapón magnético del motor. (Fotografía N° 9).



Fotografía N° 9: Tapón magnético en el motor

- La fractura del rodamiento trasero del módulo M02 fue el origen del trabamiento y apagado (flame out) del motor en vuelo.
- Los daños en los alabes del compresor y en los arneses pirotécnicos, fueron el resultado tanto de la sobre temperatura generada por la fractura en el rodamiento del módulo M02, así como del aterrizaje duro de la aeronave.
- El análisis de las partículas encontradas en el tapón magnético del módulo M01, reveló la presencia de plata, aluminio y hierro por encima de la concentración habitual lo que indica que el aceite estaba contaminado por agentes externos.
- El análisis de la contaminación del filtro de aceite detectó presencia de componentes atmosféricos sodio, cloro y aluminio en cantidad significativa.
- El tamaño de estas partículas de sodio, cloro y aluminio indicaría que lo más probable es que provengan de un ambiente externo salino y contaminado.

Análisis de datos del Electronic Engine Control Unit (EECU)

El “*Technical Document*” emitido por la Oficina de Investigación y Análisis para la Seguridad de la Aviación Civil de Francia, BEA, estableció lo siguiente (traducción de cortesía):

- La EECU mantuvo la normal operación del sistema de combustible y del motor hasta el momento que se produjo el apagado del motor (Flame out), lo cual activó la luz del gobernador, lo anterior implica que la unidad de indicación estaba funcionando.
- La advertencia de baja presión de aceite (low oil pressure warning), informada por el piloto, fue una consecuencia de la drástica reducción de la velocidad de la sección generadora de gases del motor (gas generator) durante la secuencia del evento.

Análisis de datos del Vehicle and Engine Multifunction Display, VEMD

El “*Technical Document*” emitido por la Oficina de Investigación y Análisis para la Seguridad de la Aviación Civil de Francia BEA, estableció lo siguiente:

- La descarga de datos del VEMD estableció que la ausencia del encendido de la luz de advertencia de partículas magnéticas (Chip Detector Light del Caution Warning Panel) asociada con la presencia de partículas en el Chip Detector del motor, se mantuvo sin una explicación, a pesar de existir partículas metálicas en el Chip Detector.
- Las fallas registradas son consistentes con las registradas en la EECU.
- La falla de P3 (presión de aire) podría deberse al apagado del motor o una variación brusca de P3.
- Este fallo fue seguido por un fallo de T4 (temperatura de motor) probablemente debido al alto valor de T4 alcanzado (máxima registrada en 1.158°C), lo cual estuvo de acuerdo con el análisis de los datos registrados en la EECU.
- La última avería fue registrada por la EECU y se encuentra asociada con el apagado del motor en vuelo.
- El análisis de contextos de la EECU no mostró ninguna discrepancia en el control del flujo de combustible del motor.
- Considerando los parámetros registrados del motor, el mensaje de falla probablemente se debió al motor apagado.

Información sobre organización y gestión

La DGAC a través del Certificado de Operador de Servicio Aéreos de fecha 14/02/2020, autorizó a la empresa aérea para operar como una Empresa Aerocomercial de Transporte Aéreo y de Trabajos Aéreos, de forma indefinida.

Las Operaciones aprobadas para la aeronave, especifican que estaba autorizada para efectuar operaciones de transporte aéreo no regular de pasajeros y trabajos aéreos, tales como extinción

de incendios forestales, operaciones de observación, fotografía aérea y aerofotogrametría, operación de helicópteros con carga externa y producción de aire turbulento.

Respecto al piloto al mando de la aeronave, éste se encontraba registrado como dotación de pilotos eventuales de la empresa. Se mantenía al día con el programa de mantención de eficiencia establecido por la empresa operadora.

Información adicional

Descripción del motor marca Safran Helicopter Engines, modelo Arriel 2B1

Es un motor de turbo eje con un compresor axial de una sola etapa, un compresor centrífugo de una sola etapa, una cámara de combustión anular, una turbina de alta presión de una sola etapa, una turbina de potencia de una sola etapa y una caja de cambios de reducción con una salida de salida nominal a 6.000 rpm (Diagrama N° 3).

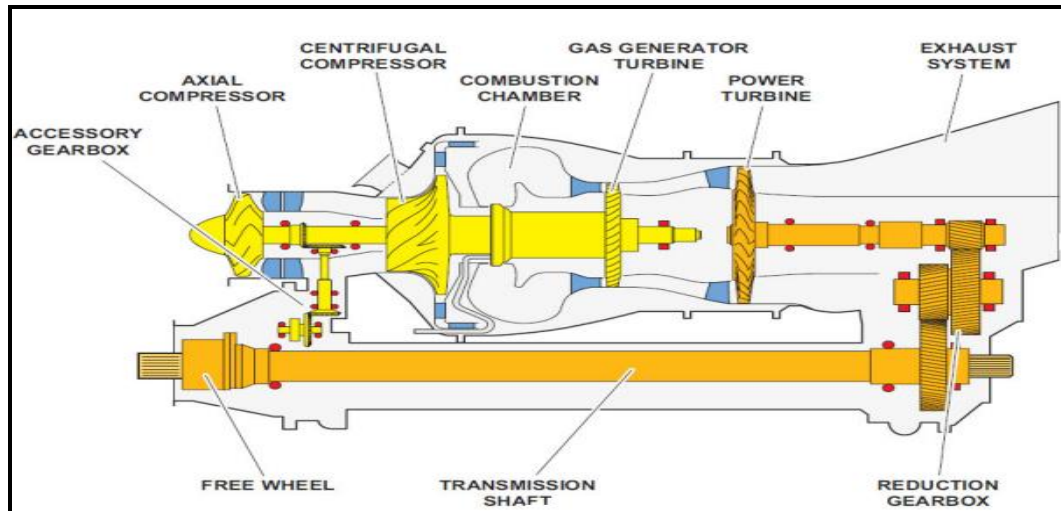


Diagrama N° 3: Componentes principales del motor Arriel 2B1

El motor posee una EECU que, es un computador de dos canales, cada canal funciona en forma independiente, recibe la misma información y la compara entre ambos. Es la encargada de gobernabilidad del motor, censando y adaptando los requerimientos de potencia manejando los límites definidos. La EECU almacena información y la envía a la memoria del motor (diagrama N° 4).

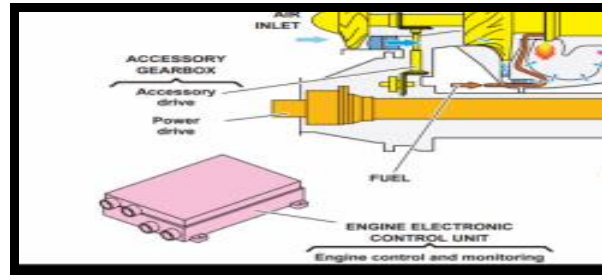
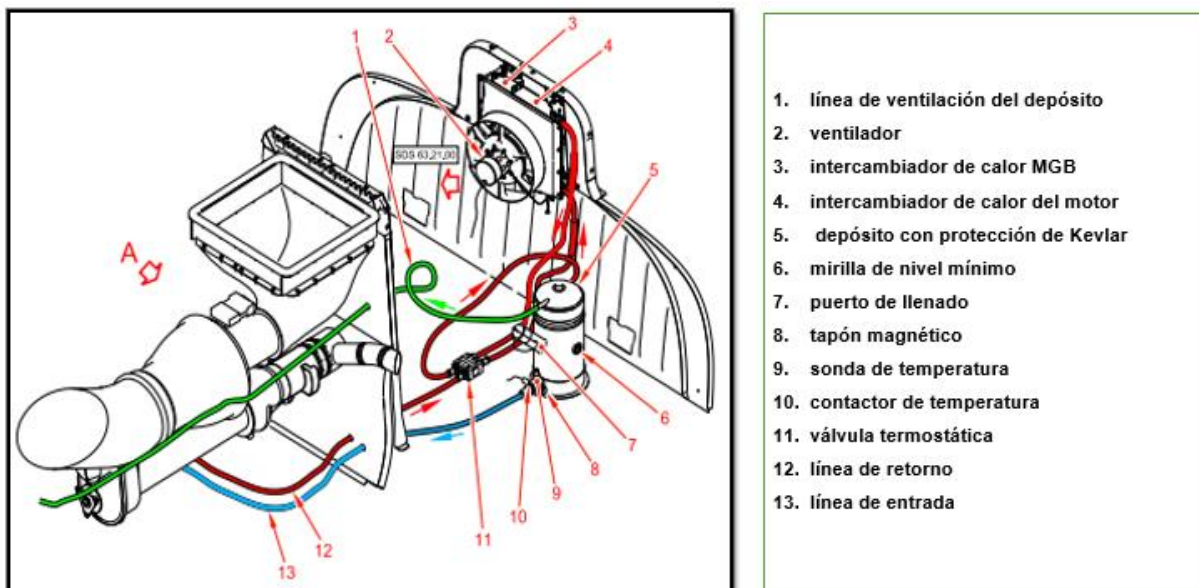


Diagrama N° 4: Descripción de la EECU del motor.

Descripción del sistema de lubricación para el motor en la aeronave.

El sistema de lubricación para el motor en la aeronave se describe en el Diagrama N°5.



1. línea de ventilación del depósito
2. ventilador
3. intercambiador de calor MGB
4. intercambiador de calor del motor
5. depósito con protección de Kevlar
6. mirilla de nivel mínimo
7. puerto de llenado
8. tapón magnético
9. sonda de temperatura
10. contactor de temperatura
11. válvula termostática
12. línea de retorno
13. línea de entrada

Diagrama N° 5: Componentes sistema lubricación del motor en la aeronave.

Operación del sistema de lubricación

El aceite caliente que lubrica los rodamientos y módulos del motor, se envía a través de las bombas de barrido a una válvula termostática. Al arrancar, y siempre que la temperatura del aceite sea inferior a 74° Celsius (165,2° Fahrenheit), la válvula termostática desvía el aceite al depósito. Este proceso permite que la temperatura del aceite del motor aumente rápidamente.

Cuando la temperatura del aceite alcanza los 74°C, la válvula termostática desvía progresivamente el aceite al intercambiador de calor. Cuando la temperatura del aceite alcanza los 86°C todo el aceite del motor se desvía al intercambiador de calor.

A medida que el aceite fluye a través del intercambiador de calor, se enfría mediante un flujo de aire inducido por el viento relativo y el funcionamiento del ventilador del motor.

El contactor de temperatura controla el funcionamiento del ventilador del motor. Envía una señal a la caja de control eléctrico, que activa el ventilador del motor. Este funciona cuando la temperatura del aceite alcanza los 77°C y se detiene cuando alcanza los 68°C.

Desde la salida del intercambiador de calor, el aceite enfriado regresa al depósito a través de la válvula termostática. La bomba de lubricación del motor aspira el aceite del depósito a través de la línea de admisión del motor.

El filtro instalado en el motor, con indicador de pre-obstrucción, atrapa las partículas que podrían contaminar el sistema de aceite.

La sonda de temperatura, el transmisor de presión, el switch de baja presión, los tapones magnéticos y el tapón magnético eléctrico monitorean el sistema de lubricación del motor (diagrama N° 6).

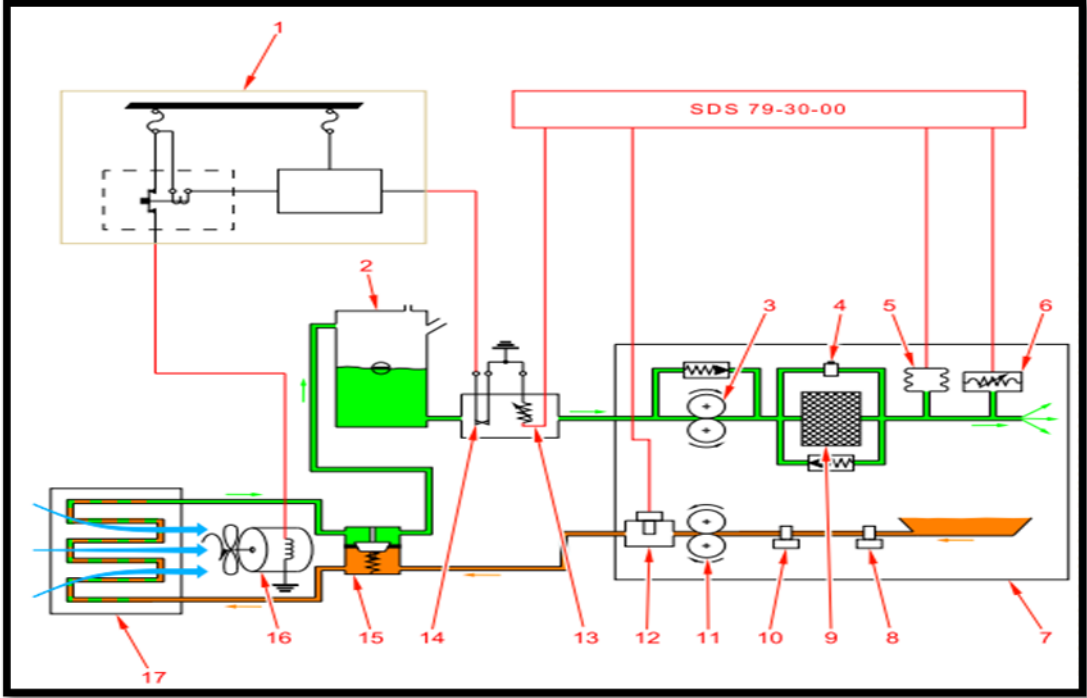


Diagrama N° 6: Sistema de lubricación del motor en la aeronave.

Condiciones atmosféricas operativas específicas y severas descritas por el fabricante de la aeronave.

Las condiciones climáticas, tanto específicas como severas, se deben considerar como condiciones operativas específicas. Esto afecta al uso de helicópteros en las siguientes condiciones:

- **Atmósfera tropical y húmeda:** Combinación de altas temperaturas ambientales y niveles de humedad (desde +28° C y 75% de humedad relativa).
- **Atmósfera salina:** Aeronave embarcada o posada durante más del 50% del tiempo a menos de 1 km de la costa o que pasa más del 50% del tiempo en vuelo mar adentro a baja altitud (por debajo de 305 m).
- **Atmósfera con arena y/o polvo:** Viento con arena y/o aterrizaje en terreno arenoso.
- **Condiciones climáticas cálidas:** Altas temperaturas de radiación solar superiores a +40° C.
- **Clima frío:** Temperaturas observadas o pronosticadas de -10° C a -30° C.
- **Clima muy frío:** Temperaturas observadas o pronosticadas de -30° C a -40° C.

Considerando la condición de operación, corrosiva y erosiva, a la que fue expuesta la aeronave, el fabricante establece requisitos de limpieza del motor (diagrama N° 7).

After operating the engine in a particular atmosphere

<i>Maintenance tasks</i>	<i>Task No.</i>	<i>Operating condition</i>	<i>Date/Signature</i>
Frequency of cleaning	71-01-00-610-801	Corrosive or erosive or fouling atmosphere.	
<i>Component standard for above task: ALL</i>			
<i>Application conditions of above task: Engine installed on helicopter</i>			

Diagrama N° 7: Requisito de limpieza del motor dependiendo la condición de operación.

Inspección de condición de motor.

El Manual de Mantenimiento de la aeronave establece la verificación de potencia (Power Check) o condición de salud del motor, que debe efectuarse cada 25 horas de servicio, con la finalidad de determinar el estado del motor (diagrama N° 8).

INSPECTION AT 25 FLIGHT HOURS		CAUTION: SHOULD THERE BE ANY DISCREPANCY BETWEEN THE MANDATORY SCHEDULED MAINTENANCE INSPECTION TASKS LISTED IN TASK 05-10-10-200-801 AND THOSE LISTED IN THIS TASK, REFER TO TASK 05-10-10-200-801 WHICH IS THE ONLY ONE APPROVED BY THE AIRWORTHINESS AUTHORITIES.						
		NOTE: <i>Maintenance operations must be performed before the maximum frequency (frequency + tolerance) is reached. As long as these intervals are respected, scheduling of maintenance operations will be left at the discretion of the operator. Each maintenance operation can be scheduled independently.</i>						
CAUTION: USE THE FIRST LIMIT REACHED WHEN SEVERAL LIMITS APPEAR FOR THE SAME TASK.								
CAUTION: IF USING A COPY OF THIS PAGE, MAKE SURE IT HAS BEEN COPIED FROM A MANUAL THAT CONTAINS ALL THE LATEST REVISIONS								
M: Mandatory			R: Manufacturer required			OP: Optional		
Maintenance tasks	Task No.	Level	Periodicity	Tolerance	Unit	Reference Counter	Operating condition	Date/Signature
Engine health inspection	Refer to Aircraft Maintenance Manual	R	Every 25	NA	FH	TSN	ALL	
Component standard for above task: ALL Application conditions of above task: Ground run or in flight								

Diagrama N° 8: Requisito de inspección para verificar la condición del motor, cada 25 horas en todas las condiciones de operación de la aeronave.

Se establece que no es suficiente con efectuar la prueba en vuelo (power check), si no que requiere un monitoreo de tendencias.

El monitoreo de tendencias consiste en registrar la potencia del motor y los resultados de la comprobación térmica para realizar un análisis comparativo de la evolución del par motor y los márgenes de temperatura.

Este monitoreo de tendencias permite:

- Una resolución eficiente de problemas mediante la interpretación de cualquier cambio repentino en la evolución de los parámetros del motor. Esta interpretación permite distinguir entre un problema de indicación de parámetros y un daño real.
- Una evaluación de la eficiencia del programa de mantenimiento.

Para realizar el monitoreo de tendencias de la potencia del motor y los resultados de la comprobación térmica, se requiere el registro sistemático de los resultados en una hoja de cálculo específica.

El monitoreo consiste en comparar cada resultado con los resultados de tendencia obtenidos gracias a los 8 resultados anteriores.

Esta prueba es fundamental en ambientes contaminados.

Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B) “Traducción de cortesía”

Autorrotación: Es una maniobra de apagado en la que el motor se desconecta del disco del rotor principal y las palas del rotor son impulsadas únicamente por el descendente flujo de aire a través del rotor. En otras palabras, el motor ya no suministra energía al rotor principal. La razón más común para una autorrotación es la falla del motor o la línea de transmisión...”.

Si se aplica demasiado colectivo demasiado pronto durante la etapa final de la autorrotación, la energía cinética puede agotarse, lo que resulta en poco o ningún efecto de amortiguación disponible. Esto podría resultar en un aterrizaje forzoso con el correspondiente daño al helicóptero.

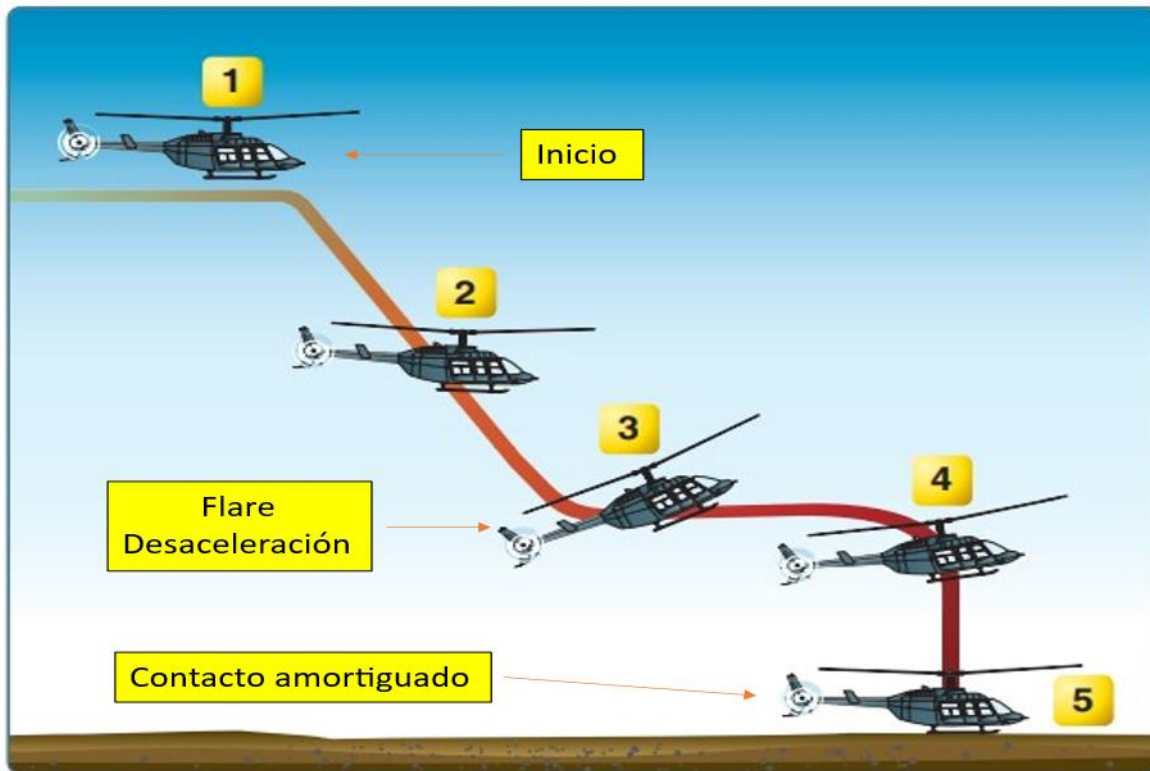


Imagen N° 3: Etapas de autorrotación

Procedimiento de motor apagado en vuelo del Manual de Vuelo

Autorrotación

Reducir ángulo de paso colectivo y mantener las revoluciones de rotor principal en rango operacional normal.

Mantener la velocidad aerodinámica indicada a la mejor tasa de ascenso.

Llevar el twist grip (manilla de selección de aceleración) a posición de ralentí.

Maniobrar el helicóptero contra el viento en aproximación final.

A unos 21 metros aproximados del terreno con el mando cíclico llevar a FLARE.

Flare

Maniobra de quiebre de planeo en que se levanta la nariz del helicóptero provocando una disminución de velocidad para aterrizar de forma más suave.

Estado de la Investigación

La investigación se encuentra en la etapa de presentación del Informe Final.