



INFORME FINAL DE INVESTIGACIÓN ACCIDENTE DE AVIACIÓN N°2080-24

Accidente de aviación que afectó a un helicóptero Eurocopter, modelo AS 350 B3, en el sector de Mañihuales, Provincia de Aysén, Región de Aysén del General Carlos Ibáñez del Campo, el 19 de noviembre de 2024.

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), 3RA EDICIÓN, APROBADO POR DECRETO SUPREMO N° 302 DE FECHA 20 DE OCTUBRE DE 2020, PUBLICADO EN EL DIARIO OFICIAL EL 12 DE FEBRERO DE 2021.

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.

Contenido

Antecedentes	1
Lista de abreviaturas y términos	4
Reseña del suceso	5
1. 1 Antecedentes del vuelo	5
1. 2 Lesiones de personas.....	6
1. 3 Daños a la aeronave.....	6
1. 4 Otros daños.	6
1. 5 Información sobre la Tripulación	6
1. 5.1 Piloto al mando	6
1. 5.2 Experiencia de vuelo.....	7
1. 6 Información de la aeronave	7
1. 6.1 Información general	7
1. 6.2 Motores	8
1. 6.3 Rotor Principal	8
1. 6.4 Rotor de Cola.....	8
1. 6.5 Combustible	8
1. 6.6 Documentación a bordo.....	8
1. 6.7 Carga de la aeronave	8
1. 6.8 Mantenimiento	9
1. 6.9 Mantenimiento de la aeronave	9
1. 7 Información meteorológica	10
1. 8 Ayudas para la navegación	11
1. 9 Comunicaciones	11
1. 10 Información del sitio del suceso	11
1. 11 Registradores de vuelo.....	12
1. 12 Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	13
1. 12.1 Inspección al sitio del suceso	13
1. 12.2 Inspección de la aeronave.....	14
1. 13 Información médica y patológica	18
1. 14 Incendios.....	19
1. 15 Aspectos de supervivencia	19
1. 16 Ensayos e investigación	19
1. 17 Información sobre organización y gestión.....	19
1. 18 Información adicional	20

1. 18.1	Relatos	20
1. 18.2	Normativa aeronáutica.....	21
1. 18.3	Lista de verificación	22
1. 18.4	SAFETY PROMOTION NOTICE N°3766-P-00.....	23
1. 18.5	AS350 B3 2B1 FLIGHT MANUAL EASA CERTIFICATION RFM dated on 10/01/2025	26
1. 18.6	Noticia Informativa N°3322-I-39 (Information Notice).	27
1. 18.7	EASA CS-27.725/FAA Part 27 – Limit Drop Test.....	28
1. 19	Técnicas de investigaciones útiles o eficaces.....	29
2.	Análisis	29
3.	Conclusiones	31
4.	Causa/Factores Contribuyentes	32
4. 1	Causa.....	32
4. 2	Factores Contribuyentes.....	32
5.	Recomendaciones sobre seguridad.....	32
6.	Anexos.....	33

Lista de abreviaturas y términos

ACFT	Aeronave.
AGL	Above Ground Level (Altura sobre el Nivel del Suelo)
AIP	Publicación de información aeronáutica.
AMAN	Maniobra brusca.
CAVOK	Condiciones meteorológicas, definidas por Visibilidad de 10 km o más / sin nubosidad bajo 1500´.
CCCM	Comienzo del crepúsculo civil matutino.
CG	Centro de gravedad.
DMC	Dirección Meteorológica de Chile.
DGAC	Dirección General de Aeronáutica Civil.
ELT	Emergency Locator Transmitter (Transmisor localizador de Emergencias)
FCCV	Fin del crepúsculo civil vespertino.
GAMET	Información meteorológica de aviación general.
GPS	Sistema de posicionamiento mundial.
Kg	Kilogramo.
KT	Velocidad expresada en nudos.
HL	Hora local.
HR	Humedad relativa.
MSNM	Metros sobre el nivel del mar.
N/A	No aplica.
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional.
PV	Peso vacío.
PMD	Peso máximo de despegue.
QNH	Presión al nivel del mar referido al aeródromo.
SIGMET	Aviso sobre fenómenos meteorológicos significativos en ruta.
S	Sur
O	Oeste
H	Hora

Reseña del suceso

El 19 de noviembre de 2024, un piloto comercial de helicóptero, al mando de la aeronave Eurocopter AS350 B3, realizando un vuelo no regular de transporte de pasajeros, despegó desde el sector Mañihuales con destino al sector El Gato, ambos en la Región de Aysén del General Carlos Ibáñez del Campo.

Posterior a la ejecución del primer traslado de pasajeros al sector El Gato, la aeronave retornó al punto de partida en la Localidad de Mañihuales y, durante la maniobra de aterrizaje, efectuó contacto no controlado con el terreno.

Como resultado del suceso, el piloto al mando y un pasajero resultaron ilesos, registrándose daños en la aeronave.

1. 1 Antecedentes del vuelo

El 19 de noviembre de 2024, a las 09:40 HL, un piloto comercial de helicóptero, al mando de la aeronave Eurocopter AS350 B3, con tres pasajeros a bordo, planificó ejecutar un vuelo no regular de transporte de pasajeros entre el sector de Mañihuales y el sector El Gato, ambos en la Región de Aysén del General Carlos Ibáñez del Campo.

De acuerdo con el plan de vuelo presentado ante la DGAC, el piloto indicó que la operación se realizaría bajo reglas de vuelo visual (VFR).

La aeronave arribó al sector Mañihuales a las 09:05 HL procedente del Aeródromo Teniente Vidal (SCCY), a fin de iniciar la operación de traslado de pasajeros a las 09:30 HL. En ese horario, despegó con tres pasajeros, hacia el sector El Gato.

Durante el regreso al sector Mañihuales, en fase final de aproximación al punto de posada y a una altura aproximada de 10 metros AGL, el piloto percibió una fijación de pedales y pérdida de eficiencia del rotor de cola, lo que produjo un giro de aproximadamente 360° sobre el eje vertical de la aeronave. Ante esta condición, el piloto ejecutó el procedimiento de autorrotación, logrando estabilizar la aeronave y produciéndose un aterrizaje duro sobre el terreno.

El evento resultó con el piloto y ocupante ilesos, en tanto que la aeronave presentó daños estructurales de importancia producto del impacto con el terreno.

1. 2 Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	-.-	-.-	-.-	-.-
Graves	-.-	-.-	-.-	-.-
Menores	-.-	-.-	-.-	-.-
Ninguna	1	1	-.-	2
Total	1	1	-.-	2

1. 3 Daños a la aeronave

La aeronave resultó con daños.

- Patín derecho del tren de aterrizaje, en el área del tubo cruzado delantero, fracturado y separado.
- Empenaje: Recubrimiento inferior del cono de cola, en la zona de la unión con fuselaje, deformado.
- Fuselaje: recubrimientos inferiores del lado izquierdo y estructura del lado izquierdo en la zona de unión entre el tubo cruzado posterior y fuselaje, deformados y fracturados.

1. 4 Otros daños.

No hubo.

1. 5 Información sobre la Tripulación

1. 5.1 Piloto al mando

Edad	57 años	
Nacionalidad	Chilena	
Tipo de licencia	Piloto comercial de helicóptero	
Habilitaciones	Clase	Monorrotor
	Tipo	AS350/AS350B3
	Función	Vuelo por instrumentos
Examen médico	Vigente	Sí
	Apto	Sí
Sucesos anteriores	No registra	

1. 5.2 Experiencia de vuelo

Experiencia	Horas de vuelo
Total	4.960,8 h
En el material	4.843,8 h
24 horas previas	2,5 h
7 días previos	4,5 h
90 días previos	67,2 h

1. 6 Información de la aeronave

1. 6.1 Información general

Aeronave	Helicóptero	
Fabricante	Eurocopter	
Modelo	AS 350 B3	
Nº Serie	4943	
Año Fabricación	2010	
Horas de servicio	4.237,1	
Pesos Certificados	PV	1.406,31 kg
	PMD	2.250,00 kg
Última inspección	11/11/2024 a 12/11 las 4.226,1 horas de servicio de la aeronave.	



Fotografía N°1: Referencia del helicóptero Eurocopter, modelo AS 350 B3.

1. 6.2 Motores

Fabricante	Turbomeca (Safran Helicopters Engines)
Modelo	ARRIEL 2B1
Número de Serie	46444
Última inspección	12/11/2024 a las 4.226,2 horas de servicio de motor.

1. 6.3 Rotor Principal

Fabricante	Eurocopter		
Numero parte	355A11-0030-04		
Número de Serie	40632	40675	40659
Última inspección	12/11/2024 a las 4.230,1 horas de servicio de la aeronave.		

1. 6.4 Rotor de Cola

Fabricante	Eurocopter		
Numero de parte	355A12-0050-14		
Número de Serie	22889		
Última inspección	12/11/2024 a las 4.230,1 horas de servicio de la aeronave.		

1. 6.5 Combustible

Conforme a lo establecido en el “Pilot’s Operating Handbook” Eurocopter AS 350 B3 2B1 – Flight Manual EASA Certification (RFM), de fecha 10/01/2025, Section 2.5 – Approved Fuel, página 1, el kerosene de aviación (JET-A1) se encuentra dentro de los combustibles aprobados por el fabricante para su utilización en la aeronave, lo cual es concordante con el que mantenía en sus estanques de combustible, la aeronave.

La inspección a contraluz de una muestra en el sitio del suceso, permitió verificar las ausencias de contaminantes.

1. 6.6 Documentación a bordo

Documentación	Condición
Certificado de Matrícula	Si
Certificado de Aeronavegabilidad	Si, dentro de la fecha vigente
Manual de vuelo	Si
Bitácora de vuelo	Si

1. 6.7 Carga de la aeronave

De acuerdo con los antecedentes recopilados entregados por la empresa operadora, el peso de la aeronave al momento del despegue, desde el sector de Mañihuales, se registra a continuación:

Pesos	PV	1.427,60 Kg
	Piloto	84 kg
	Pasajero	80 kg
	Carga	50 kg
	Combustible	220 kg
	Peso al despegue	1.681,6 kg
	PMD	2.250,0 Kg
Centro de gravedad	CG longitudinal	(+3,21 m) y (+3,42 m) hasta 2.250 kg.
	CG lateral	(+3,17 m) y (+3,49 m) hasta 2.000 kg.
	CG al momento del suceso	3,39 m

La aeronave al momento del aterrizaje el CG era de 3.39 m, encontrándose dentro de rango del CG longitudinal establecido por el fabricante de la aeronave para un peso de 2.250 kg.

1. 6.8 Mantenimiento

1. 6.9 Mantenimiento de la aeronave

La empresa operadora (AOC), de la aeronave a la fecha del suceso mantenía contrato vigente con un CMA, que se encontraba aprobado por la DGAC y poseía habilitaciones en el tipo y modelo de aeronave. El 16/12/2022 la DGAC otorgó el certificado de Aeronavegabilidad estándar N° 20575/2020, con fecha de expiración el 15/12/2027.

El 13/06/2024, a las 4.148,9 horas de servicio de la aeronave y a las 88,2 horas previo al suceso investigado, en un CMA aprobado por la DGAC y habilitado en el tipo de aeronave se efectuó las inspecciones establecidas en el Programa de Mantenimiento aprobado por la DGAC que, entre otras inspecciones consideraba la revisión del sistema eléctrico de la aeronave (Check - Electrical Power Supply System), conforme a lo establecido en el Manual de Mantenimiento de la Aeronave AMM 24-00-00,6-1, inspeccionándose el panel que cubre los disyuntores (ítem F,4 Circuit breaker panel: Make sure the circuit-breaker panel is in good condition, correctly attached and clean¹). Al término de los trabajos se otorgó la respectiva conformidad de mantenimiento que establecía que la aeronave se encontraba aprobada para el retorno al servicio.

El 12/11/2024, a las 4.226,2 horas de servicio de la aeronave y motor, fue realizada la última inspección, conforme al siguiente detalle:

¹ Artículo F,4 Panel de interruptores: Asegúrese de que el panel de interruptores esté en buenas condiciones, correctamente fijado y limpio.

a) Inspecciones de aeronave:

Inspección antes del primer vuelo del día (BFF, before the first flight of the day) /
Inspección visual general de la aeronave (TA, Turn around)/ Inspección después del
último vuelo del día (ALF, after the last flight of the day).

Cada 30 horas de vuelo

Cada 1 mes

b) Inspecciones de motor:

BFF/TA/AFL

Cada 30 horas de vuelo.

El 19/11/2024, en la bitácora de vuelo de la aeronave folio N° 00498 se encontraron los siguientes registros:

Realización de la inspección de pre-vuelo por parte del piloto al mando.

Drenaje de combustible e inspección por presencia de agua, no encontrándose observaciones.

Registro de horas de vuelo al día del suceso: 4.237,1 horas.

Próximo cumplimiento de aeronave de inspección de 10 horas / 7 días a las 9.240,3 horas, quedando disponible 3,7 horas de servicio.

Próximo cumplimiento del motor de inspección de 15 horas / 7 días a las 4.245,3 horas, quedando disponible 9,3 horas.

Próximo cumplimiento de Power Check (cada 25 horas), a las 4.246,5, quedando disponible 9,9 horas.

En el mismo folio de la bitácora de vuelo, el piloto al mando registró la siguiente discrepancia “Se produce falla de pedales/ fijación (sin luz de advertencia) en tramo final de la aproximación”.

La revisión de los folios de la bitácora de vuelo anteriores a la fecha del suceso no evidenció la existencia de discrepancias asociadas con Clips o sujetadores del panel que cubre los disyuntores ubicados en el costado derecho del pedestal central o la interferencia de uno de los pedales con el panel de protección de los disyuntores.

1. 7 Información meteorológica

De acuerdo con el Informe Técnico Operacional N° 226/24 del 05 diciembre 2024, de la Dirección Meteorológica de Chile, en su extracto, señaló lo siguiente:

El día 19 de noviembre 2024, en la localidad de Mañihuales, Región de Aysén, a las 09:40 hora local la configuración en superficie fue de régimen anticiclónico.

De acuerdo con lo observado en las imágenes de satélite, a la hora de interés, el cielo se presentó mayoritariamente con nubosidad alta.

Por otra parte, la estación meteorológica de Ñirehuao registró una temperatura del aire promedio de 9.3 °C con 67% de humedad relativa, entre las 08:00 hora local y las 10:00 hora local. Mientras que, el viento que predominó en el lugar fue del Sureste y alcanzó intensidades de 2,9 km/h.

Por otra parte, por la topografía del lugar se pueden provocar vientos de ascenso y descenso locales, lo que ayudaría a la intensificación de vientos sobre la zona de interés.

1. 8 Ayudas para la navegación

No aplica.

1. 9 Comunicaciones

El piloto al mando mantuvo comunicaciones, mediante frecuencia VHF, con el TSV de SCCY, desde el despegue en las Instalaciones del “Aeródromo Teniente Vidal” hasta la localidad de Mañihuales, sector El Gato a las 09:05 HL.

1. 10 Información del sitio del suceso

El lugar del accidente se ubicó entre la localidad de Mañihuales y la localidad de Ñirehuao, sector El Gato, Región de Aysén del General Carlos Ibáñez del Campo, distante a 50 kilómetros al Noreste del Aeródromo Teniente Vidal (SCCY), Coyhaique, en las coordenadas Latitud 45° 11’ 43,16” Sur, Longitud 71° 47’ 50,42” Oeste, a una altitud de 1.653 pies (504 m). (Imagen N° 1).



Imagen N°1: Distancia entre el sitio del suceso y el Aeródromo Teniente Vidal (SCCY).

La superficie en la zona se compone de vegetación y cubierta predominantemente de pastos con arbustos de baja altura (Fotografía N° 2).



Fotografía N°2: Vista general del sitio del suceso.

1. 11 Registradores de vuelo

Conforme a normativa aeronáutica aplicable al tipo de aeronave, no es requisito su instalación.

1. 12 Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

1. 12.1 Inspección al sitio del suceso

Se concurrió al sitio del suceso, donde se efectuó una inspección al área del accidente, realizando una fijación fotográfica y registros audiovisuales, además de la identificación del lugar correspondiente al aterrizaje.

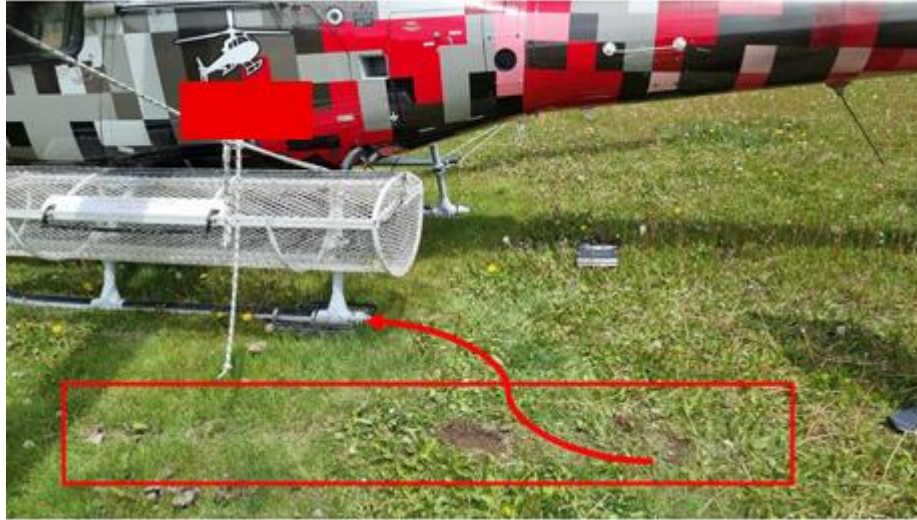
La inspección se llevó a cabo en presencia del piloto al mando, con apoyo de personal de mantenimiento y del Encargado de Control de Mantenimiento (ECM) de la empresa operadora.

La aeronave se encontraba en posición normal de aterrizaje, equipada con un gancho de carga y un canastillo lateral izquierdo, sobre un terreno plano ubicado al interior de un predio adyacente a un camino rural (Fotografía N° 3).



Fotografía N°3: Aeronave en el sitio del suceso.

En el terreno adyacente se observaron marcas correspondientes a un impacto inicial, registradas antes de la posición definitiva de la aeronave. Esta condición es consistente con una maniobra de autorrotación y hard landing (aterrizaje duro) (Fotografía N° 4).



Fotografía N°4: Marcas en el terreno y trazado de deslizamiento hasta posición final.

Se identificaron dos (2) marcas principales en el terreno, junto con otras asociadas al arrastre producido por el tren de aterrizaje, atribuibles al primer impacto. Posteriormente, la aeronave realizó un salto hasta el punto de detención final, ubicado aproximadamente a un metro de distancia del contacto inicial.

1. 12.2 Inspección de la aeronave

Fue verificada la integridad de la aeronave, no estableciéndose que faltara alguna de sus partes principales.

Fue revisada la bitácora de vuelo de la aeronave, en el folio N° 00498 de fecha 19 de noviembre del 2024, siendo registrado:

- El piloto al mando registró la inspección de pre-vuelo, sin registrar discrepancias.
- El mecánico de mantenimiento, registró que efectuó una inspección de pre-vuelo, conforme a los requisitos establecidos en el Programa de Mantenimiento aprobado por la DGAC. Además, registró que efectuó el drenaje de combustible e inspección por presencia de agua y contaminantes, no encontrando observaciones.
- El despegue se inició desde Aeródromo Teniente Vidal (SCCY).

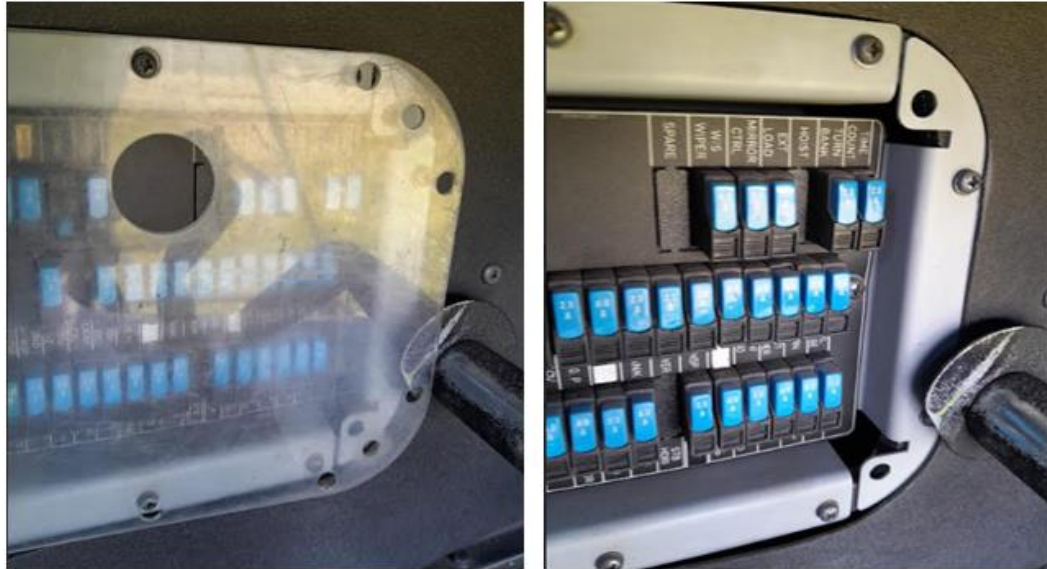
Conforme al relato del piloto al mando, se efectuó una inspección a los mandos de vuelo, en particular al control de guiñada, y al interior de la cabina de mando.

La inspección al interior de la cabina permitió establecer lo siguiente (fotografías N° 5, 6 y 7):

- Cubierta de plástico transparente del panel de disyuntores, ubicados en el costado derecho de la consola, desprendida.
- La cubierta del panel de disyuntores poseía solo un sujetador (Clip) de un total de 3. El único sujetador (Clip) se encontró en la parte trasera del panel.
- Fue retirada la totalidad de la cubierta de goma del piso de la cabina, no encontrándose los dos sujetadores faltantes.
- Fue removido el panel inferior delantero del fuselaje, no encontrándose los sujetadores faltantes.
- Fue verificada la continuidad del mando de los pedales anti-torque, no encontrándose partes sueltas ni faltantes.
- Fueron presionados ambos pedales anti-torque, sin presión hidráulica, moviéndose coordinadamente las palas del rotor de cola, sin evidencia de obstrucción en todos los movimientos realizados.



Fotografía N°5: Pedales de la aeronave con panel de disyuntores.



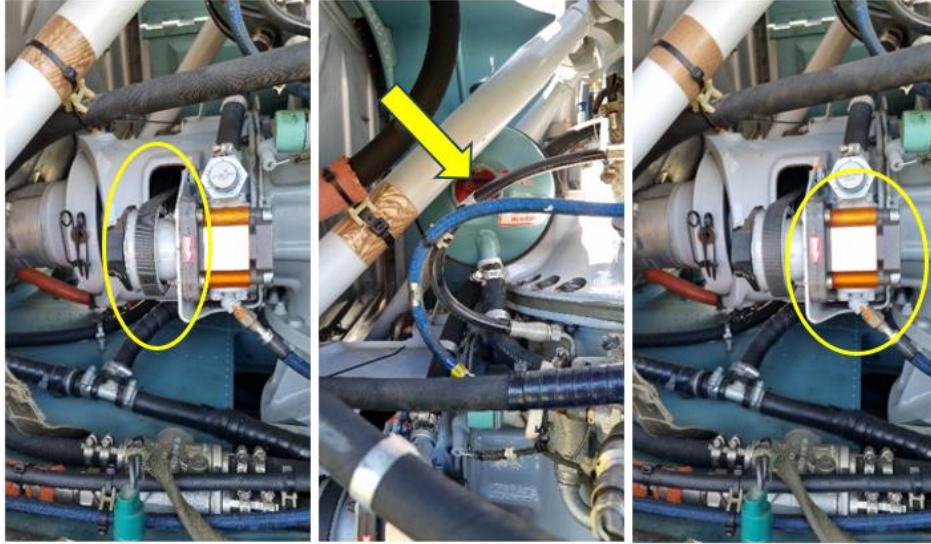
Fotografía N°6 y 7: Panel de disyuntores con y sin el panel de protección plástico transparente.

Fue reinstalada la cubierta de plástico del panel de disyuntores, con el único pasador que se encontró. Este se ubicó en la parte trasera del panel de protección de los disyuntores. Se efectuó prueba funcional, moviendo los pedales. Ante lo cual fue observado que el pedal izquierdo, se enganchaba con el panel de protección de plástico transparente del panel de disyuntores, obstruyendo su desplazamiento. Además, de doblarse en la parte delantera del panel de protección (fotografía N°7).



Fotografía N°8: Recreación de la obstrucción de recorrido del pedal izquierdo, al fijarse con la tapa de protección de los disyuntores.

La inspección del sistema hidráulico de la aeronave no evidenció la existencia de filtraciones de líquido hidráulico. El líquido en el depósito principal estaba en su nivel máximo. La correa de la bomba hidráulica estaba sin observaciones. La bomba estaba afianzada. La bomba al ser girada manualmente no evidenció atascamiento.



Fotografía N°9, 10 y 11: Correa, bomba hidráulica sin observaciones y depósito principal hidráulico en su nivel máximo.

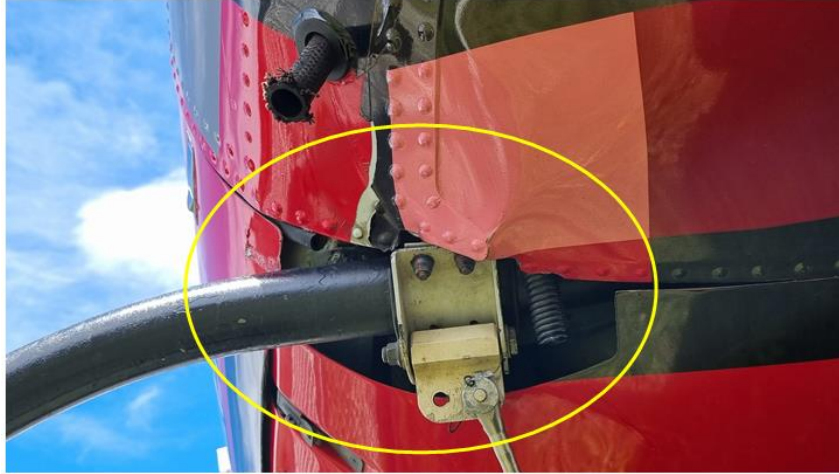
La inspección externa de la aeronave permitió establecer la existencia de los siguientes daños, que son concordantes con un aterrizaje duro (fotografías N°12 y 13):



Fotografía N°12 y 13: Fractura del patín derecho del tren de aterrizaje.

- Patín derecho del tren de aterrizaje, en el área del tubo cruzado delantero, fracturado y separado.

- Cono de cola, en la zona de unión con fuselaje, recubrimiento inferior deformado.
- Fuselaje, recubrimiento del lado izquierdo, en la zona de unión del tubo cruzado trasero, deformado.
- Estructura y recubrimiento del lado izquierdo del fuselaje, en la zona de unión del tubo cruzado trasero, fracturado y deformado (fotografía N° 14).



Fotografía N°14: Estructura y recubrimiento del lado izquierdo del fuselaje, con daños.

La inspección al motor, transmisión, rotor principal y de cola, no evidenció la existencia de daños.

El protector de cola estaba sin evidencias de impacto contra el terreno.

El encargado de mantenimiento de la aeronave indicó la existencia del aviso informativo “Informative Notice Airbus Helicopters N°3322-I-39” (Imagen N°1), documento asociado a la interferencia entre el pedal izquierdo del piloto y el panel plástico de protección de los disyuntores, ubicado en el pedestal central.

Dicha interferencia puede generar bloqueo del control de guiñada, debido a la incorrecta posición del panel, así como, a consecuencia de la fractura o pérdida de los clips o sujetadores que afianzan el panel de protección con el panel de disyuntores.

1. 13 Información médica y patológica

No aplica

1. 14 Incendios

No aplica

1. 15 Aspectos de supervivencia

La aeronave contaba con la aprobación de la DGAC para una alteración mayor (STC SR00425SE), correspondiente a la instalación de un teléfono satelital, el cual fue utilizado por el piloto al mando para establecer contacto con el Gerente de Operaciones de la empresa, tras ocurrido el aterrizaje duro en el sector El Gato, localidad de Ñirehuao, Coyhaique, Región de Aysén del General Carlos Ibáñez del Campo, así como, con personal del SAR-FACH y del Aeródromo Teniente Vidal.

Según la información recopilada, a las 12:44 HL del 19 de noviembre de 2024 se notificó vía telefónica al SAR-FACH que la aeronave había arribado al sector Mañihuales – El Gato. El SAR indicó estar en conocimiento de la activación del ELT de la aeronave, equipo que fue posteriormente desactivado por el piloto al mando.

Tras el evento, tanto el piloto al mando como el pasajero descendieron de la aeronave por sus propios medios.

En cuanto a los sistemas de seguridad, los arneses de seguridad utilizados por el piloto y el pasajero funcionaron sin observaciones. Asimismo, la aeronave se encontraba equipada con un asiento anti-impacto para el piloto al mando, sin que se evidenciaron deformaciones ni fracturas en su estructura.

1. 16 Ensayos e investigación

Prueba funcional de recorrido de los pedales anti-torque, con la cubierta del panel de disyuntores, suelto.

1. 17 Información sobre organización y gestión

De acuerdo con lo establecido en el Manual de Operaciones de la empresa operadora, Anexo “G” – Procedimientos de Transporte No Regular de Pasajeros, la aeronave se encontraba autorizada para efectuar operaciones aéreas de transporte no regular de pasajeros desde y hacia emplazamientos no definidos como aeródromos o helipuertos, así como para la ejecución de trabajos aéreos enmarcados en el DAN 137.

En relación con la tripulación de vuelo, el Capítulo 1 – Generalidades, Sección 1.5 “Personal de Vuelo – Tripulaciones”, apartado 1) Dotación de Pilotos Permanentes, consigna que el piloto al mando se encontraba registrado como tripulación permanente de la empresa operadora, en conformidad con los requisitos establecidos en la normativa aeronáutica vigente (DAN 137 y DAN 119 – Reglas de Operaciones).

1. 18 Información adicional

1. 18.1 Relatos

Relato Piloto al Mando (extracto)

En relación con el accidente ocurrido el 19 de noviembre de 2024, en un helicóptero Eurocopter AS 350 B3, el piloto informó que se trasladó desde el Aeródromo Teniente Vidal, en la ciudad de Coyhaique, hacia la localidad de Mañihuales, específicamente al sector denominado El Gato, arribando al punto de acopio alrededor de las 09:05 HL.

A las 09:30 HL se iniciaron los traslados de los pasajeros hacia la antena de telefonía ubicada en el sector, con el propósito de realizar trabajos propios de la especialidad. Durante el retorno al punto de acopio, en la fase final de aproximación, el piloto percibió una fijación de pedales, sin posibilidad de moverlos, acompañada de un giro del helicóptero hacia la izquierda, el cual se incrementó rápidamente hasta generar un segundo giro.

Ante esta condición, el piloto resolvió llevar el acelerador (Twist Grip) del colectivo desde la posición FLIGHT a la posición IDLE, con el propósito de disminuir el giro e iniciar una autorrotación. Posteriormente, el helicóptero comenzó a descender, aplicando colectivo de manera consecutiva para amortiguar el aterrizaje, lo que derivó en un impacto contra el terreno, con rebote, hasta quedar finalmente en posición de aterrizado completo, el procedimiento fue realizado a una altura de 10 metros y una velocidad de 20 Kt.

Una vez detenida la aeronave, el piloto bajó el colectivo, realizó el corte de motor de acuerdo con el procedimiento y constató que en el piso de la aeronave se encontraba la protección plástica de los fusibles, la cual se había desprendido de su posición junto a uno de sus seguros.

Relato encargado de control de mantenimiento del CMA. (Extracto)

Mediante el relato del encargado de control de mantenimiento de la empresa operadora, señaló la existencia del Informative Notice Airbus Helicopters N° 3322-I-39 emitido por el fabricante de la aeronave el cual, estaba relacionado con lo descrito por el piloto al mando, en relación al bloqueo del pedal izquierdo con el panel de protección de los disyuntores.

Durante la inspección de cabina, verificó la ausencia de los sujetadores (Clips) del panel de protección de fusibles.

1. 18.2 Normativa aeronáutica.

De acuerdo con lo establecido (DAN 135, Vol. II, Capítulo B – Reglas Generales de Operación), la operación de vuelo de la aeronave se enmarca en los Documentos Aeronáuticos Normativos como sigue:

135.217 MÍNIMOS DE UTILIZACIÓN DEL HELIPUERTO O LUGAR DE ATERRIZAJE.

(a) El operador deberá establecer los mínimos de utilización de cada uno de los helipuertos utilizados en sus operaciones e indicará el método aplicado a la determinación de estos mínimos. Dichos mínimos no serán inferiores a los que establezca para esos helipuertos la DGAC o la autoridad aeronáutica local.

(b) No se continuará ningún vuelo hacia el helipuerto de aterrizaje previsto, a no ser que la última información disponible indique que, a la hora prevista de llegada, pueda efectuarse un aterrizaje en ese helipuerto, o por lo menos en un helipuerto de alternativa de destino, en cumplimiento de los mínimos de utilización establecidos para tal helipuerto.

(e) El operador cuando determine los valores mínimos de utilización de aeródromo que hayan de ser aplicados a cualquier operación específica deberá tener presente lo siguiente:

- (1) El tipo, performance y características de maniobrabilidad del helicóptero.
- (2) La composición de la tripulación de vuelo, su competencia y experiencia.
- (3) Las características físicas del aeródromo y la dirección de aproximación.
- (4) Si son adecuadas las ayudas terrestres visuales y no visuales disponibles, así como la actuación de las mismas.
- (5) El equipo de que se disponga en el helicóptero para fines de navegación o de control de la trayectoria de vuelo durante la aproximación al aterrizaje y la aproximación frustrada.
- (7) Los medios utilizados para determinar y notificar las condiciones meteorológicas; y
- (8) los obstáculos situados en el área de ascenso inicial y los márgenes necesarios de franqueamiento de obstáculos.

DAN 135.221 TRIPULACIÓN.

(a) Respecto a cada vuelo el operador deberá designar al piloto al mando.

(b) El operador no podrá operar un helicóptero con menos tripulantes que la tripulación mínima establecida en el manual de vuelo del helicóptero, manual de operaciones y la exigida en esta Norma para el tipo de operación que se llevará a cabo; y

1. 18.3 Lista de verificación

SECTION 3.3 TAIL ROTOR FAILURES 2. LOSS OF TAIL ROTOR CONTROL

FLIGHT MANUAL	FLIGHT MANUAL
SECTION 3.3 TAIL ROTOR FAILURES 1 COMPLETE LOSS OF TAIL ROTOR THRUST Symptom: the helicopter will yaw to the left with a rotational speed depending on the amount of power and the forward speed set at the time of the failure. WARNING SAFE AUTOROTATIVE LANDING CANNOT BE ENSURED IN CASE OF A FAILURE IN HOGE BELOW THE TOP POINT OF THE HV DIAGRAM (REFER TO SECTION 5.1) OR IN CONFINED AREA. 1.1 HOVER IGE (OR OGE WITHIN HV DIAGRAM) LAND IMMEDIATELY 1. Twist grip IDLE position 2. Collective INCREASE to cushion touch-down 1.2 HOVER OGE (CLEAR AREA, OUTSIDE HV DIAGRAM) Simultaneously, 1. Collective REDUCE depending on available height 2. Cyclic FORWARD to gain speed 3. Airspeed MAINTAIN Vy or higher 4. Collective ADJUST to obtain minimum sideslip angle LAND AS SOON AS POSSIBLE If a go-around was performed, carry out an autorotative landing on an area suitable for the autorotation procedure. 1.3 IN CRUISE FLIGHT 1. Airspeed MAINTAIN Vy or higher 2. Collective ADJUST to obtain minimum sideslip angle LAND AS SOON AS POSSIBLE APPROVED 350 B3 2B1 3.3 23-40 Page 1	APPROACH AND LANDING On a suitable area for autorotative landing: 1. Carry out an autorotative landing according to the autorotation procedure (Refer to SECTION 3.2 § 1). 2. During descent, twist grip IDLE position 2 LOSS OF TAIL ROTOR CONTROL Symptom: Jamming of pedals or loss of pedal effectiveness. These conditions make it impossible to change tail rotor thrust with the pedals. WARNING WHEN AIRSPEED IS LESS THAN 20 KT (37 KM/H) AND PARTICULARLY NEAR TO THE GROUND, GO-AROUND MAY BE IMPOSSIBLE DUE TO LOSS OF THE VERTICAL FIN EFFICIENCY. 1. Cyclic and collective ADJUST to set IAS to 70 kt (130 km/h) in level flight 2. [HYD TEST] or [ACCU TST] ON, load compensator depressurizes After 5 sec.: 3. [HYD TEST] or [ACCU TST] RESET to OFF position On a suitable area for a running landing procedure: Make a shallow approach with a slight left sideslip. Perform a running landing, the sideslip will be reduced progressively as airspeed is reduced and collective is applied to cushion the landing. NOTE Landing is made easier with a RH wind component. APPROVED 350 B3 2B1 3.3 23-40 Page 2

Imagen N°2: LOSS OF TAIL ROTOR.

2 PÉRDIDA DE CONTROL DEL ROTOR DE COLA (traducción de cortesía)

Síntoma: Interferencia en el control de pedales o pérdida de efectividad del pedal. Estas condiciones lo hacen imposible cambiar el empuje del rotor de la cola con los pedales.

ADVERTENCIA

Cuando la velocidad aérea es inferior a 20 kt (37 km/h) y particularmente cerca al suelo, la vuelta a volar (go-around), puede ser imposible debido a la pérdida de la eficiencia de las palas.

1. Cíclico y colectivo Ajuste para establecer IAS en 70 kt (130 km/h) en vuelo de nivel
 2. (Hyd test) o [Accu TST] en, el compensador de carga despresuriza Después de 5 segundos:
 3. (hyd test) o [Accu TST] reiniciar a la posición apagado.
- En un área adecuada para un procedimiento de aterrizaje deslizado:
 Realice una aproximación deslizada con un ligero derrape a la izquierda.
 Realice un aterrizaje en carrera; el derrape se reducirá progresivamente a medida que se reduce la velocidad aerodinámica y se aplica el colectivo para amortiguar el aterrizaje.

SECTION 4.2 PREFLIGHT CHECK 2. INTERIOR CHECK

2 INTERIOR CHECK	
- Cabin	Clean
- Fire extinguisher	Secured - Checked
- Fuses or breakers	All set
- Loads and objects carried	Stowed and secured
- Front door jettison systems	Check - Plastic guard condition

3 TURN AROUND CHECK	
- Overall aspect	Condition, cleanliness
- Engine / MAG / TOB	Oil level
- Main and tail rotor blades	Visual inspection, no impact
- Loads	Secured
- All coverings	Locked
- Doors	Closed or sliding door open-locked

NOTE

If the aircraft is to be parked for some time between flights, temporary picketing is recommended by fitting blanks, covers and blade socks (in winds above 40 kt (74 km/h)). In this case, perform a complete pre-flight check.

4.2

APPROVED: 350 B3 281 15-45 Page 4

2 CHEQUEO INTERIOR	
- Cabina	Limpia
- Extintor	Asegurado- Cargado
- <u>Circuit Brakers</u>	Adentro
- Cargas y objetos	Estibado y asegurado
- Sistemas de expulsión de puertas delanteras	Chequeado

"Traducción de cortesía"

Imagen N°3: PREFLIGHT CHECK 2. INTERIOR CHECK.

AIRBUS

HELICOPTERS

No. 3766-P-00

SAFETY PROMOTION NOTICE**SUBJECT: GENERAL****Understanding the Importance of the Height-Velocity (H-V) curve**

For the attention of



AIRCRAFT CONCERNED	Version(s)	
	Civil	Military
EC120	B	
AS350	B, BA, BB, B1, B2, B3, D	L1
AS550		A2, C2, C3, U2
EC130	B4, T2	
SA341	G	B, C, D, E, F, H
SA342	J	L, L1, M, M1, Ms

The Height-Velocity (H/V) diagram and the related "Avoid" area are sometimes informally referred to as "Dead Man's Curve" in the helicopter industry. Determined by a combination of Height, Velocity and sometimes aircraft weight, it determines an area above the ground from which a safe single engine landing on a smooth, level and hard surface cannot be ensured.

As part of the Regulatory Performance Data section of the flight manual, this schematic must be well known and understood. The goal of this series of videos is to provide some background information about its creation and use.

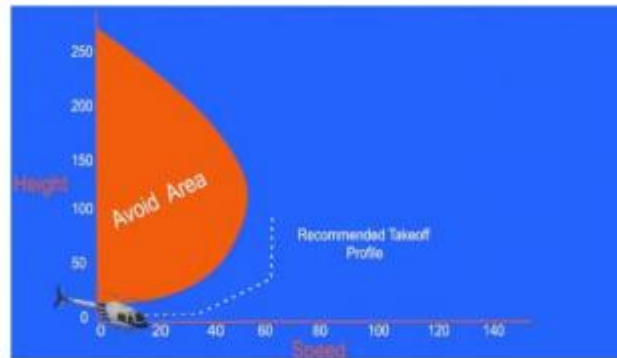
AIRBUS

HELICOPTERS

No. 3766-P-00**Episode 1: Development of the H-V curve**

This first episode explains how the H-V curve is plotted prior to aircraft certification with flight tests.

LINK: <https://www.youtube.com/watch?v=x6k9r4SC-JA>

**Episode 2: Positive factors**

This second episode provides some reminders regarding elements to keep in mind while using the H-V curve: Certification tests may not be representative of your operational environment. This episode focuses on areas that might benefit the pilot.

LINK: <https://www.youtube.com/watch?v=KxB974K3r0>



Imagen N°4 Y 5: SAFETY PROMOTION NOTICE N°3766-P-00 Diagrama de Altura y Velocidad.

El diagrama de altura-velocidad (H/V) y el área de "evitación" relacionada se conoce informalmente en la industria de los helicópteros como "curva del hombre muerto".

Determinado por una combinación de altura, velocidad y, en ocasiones, el peso de la aeronave, determina un área sobre el suelo desde la cual no se puede garantizar un aterrizaje seguro con un solo motor sobre una superficie lisa, nivelada y dura.

1. 18.5 AS350 B3 2B1 FLIGHT MANUAL EASA CERTIFICATION RFM dated on 10/01/2025

SECTION 5.1 REGULATORY PERFORMANCE DATA

5. DIAGRAMA ALTURA - VELOCIDAD

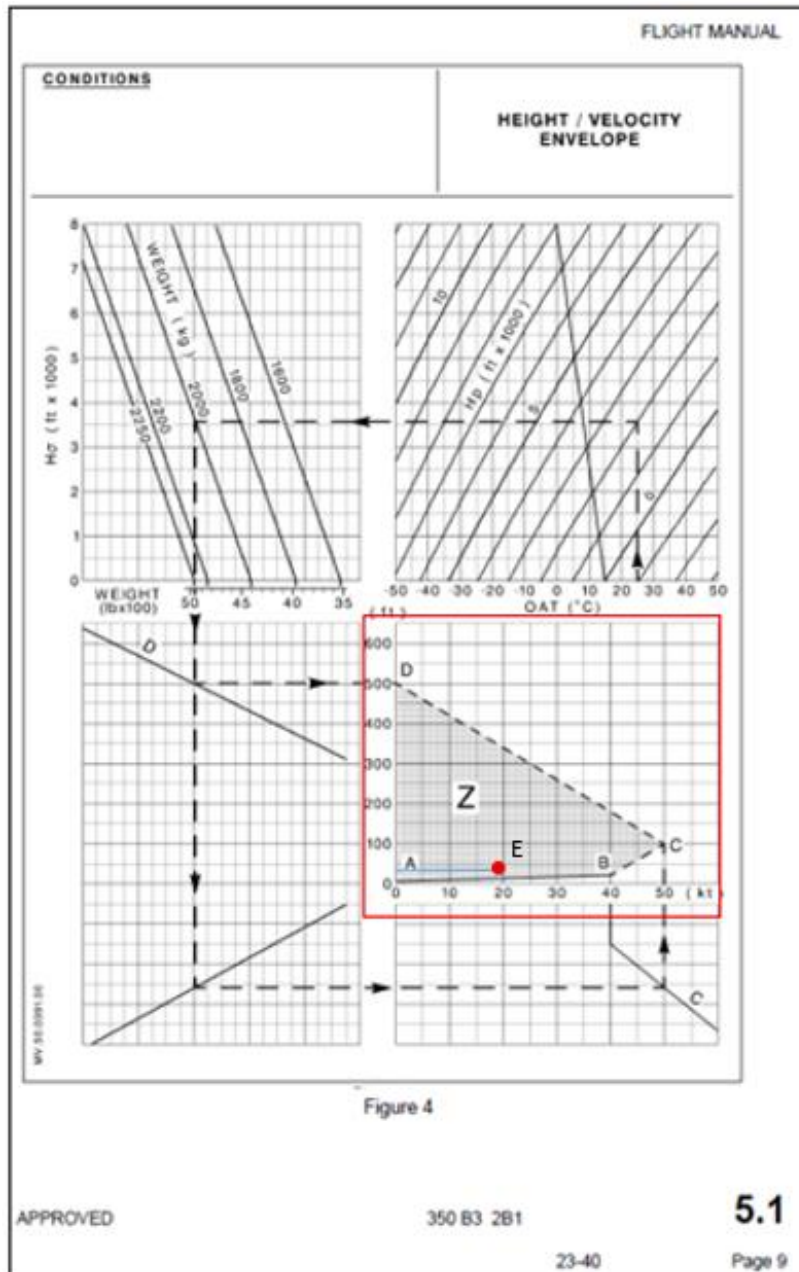


Imagen N°6: Diagrama de Altura y Velocidad AS350 B3 2B1.

La zona de evitación está definida por cuatro puntos: A, B, C, D (ver Figura 4).

Punto A: punto de estacionario bajo

El Punto A se encuentra a 8 ft (2,5 m) de altura de patines con velocidad aérea cero.

Punto B:

El Punto B está definido por:

una altura constante de 25 ft (8 m),

una velocidad constante de 40 kt (74 km/h).

Punto C:

El Punto C está definido por:

una altura constante de 100 ft (30 m),

una velocidad variable dependiendo de la altitud de densidad y del peso de la aeronave, según lo determinado por la línea (C).

Punto D:

El Punto D está definido por:

una altura variable dependiendo de la altitud de densidad y del peso de la aeronave, según lo determinado por la línea (D),

una velocidad constante de cero.

Punto E:

El punto E está definido por:

Altura y velocidad que la aeronave estuvo expuesta a fijación de pedales, velocidad 20 Kt y 10 m (32,8 Ft) de altura del terreno.

1. 18.6 [Noticia Informativa N°3322-I-39 \(Information Notice\)](#).

Interferencia entre el PEDAL IZQUIERDO DEL PILOTO y el panel de protección de disyuntores 31ALPHA32 (POST MOD 07-3274 y 07-4280)."

Airbus Helicopters ha sido informado de un bloqueo del control de guiñada durante una inspección de su recorrido libre. Esta interferencia se debe a una colocación incorrecta de la protección del panel de interruptores automáticos 31ALPHA32, tras la rotura o pérdida del clip de fijación de la capota. P/N: 706A31670013. (Traducción de cortesía).

Para evitar futuros incidentes, Airbus Helicopters recomienda comprobar el estado de los tres clips de fijación del panel transparente 31ALPHA32 durante la inspección de la cabina:

- AMM 24-00-00,6-1 párrafo 5: Asegúrese de que el panel de interruptores automáticos esté en buen estado, correctamente fijado y limpio.
- FLM § 4-5, 4.2.2: Interruptores listos.
- FLM § 4-7, 16 // Inspección P: Recorrido libre del bloque de pedales.

 AIRBUS HELICOPTERS		No. 3322-I-39
Information Notice		
SUBJECT: ELECTRONIC / ELECTRIC PANELS AND MULTIPLE-USE EQUIPMENT		
Interference between the LH pedal of the pilot's pedal block and the protection blank of circuit breaker panel 31ALPHA32 (POST MOD 07-3274 and 07-4280) ATA: 67		
For the attention of		
 		
AIRCRAFT CONCERNED	Version(s)	
AS350	Civil	Military
AS550	B2, B3	C2, C3
Airbus Helicopters has been informed of a blocked yaw control during an inspection for free yaw control travel. This interference is due to an incorrect positioning of the protection blank of circuit breaker panel 31ALPHA32, following the rupture or loss of the attachment clip of the cowl. P/N: 706A31670013		
		
To prevent any further occurrences, Airbus Helicopters recommends that you check the condition of the three attachment clips of the transparent blank on panel 31ALPHA32 during the cockpit check:		
- AMM 24-00-00,6-1 paragraph 5: Make sure the circuit-breaker panel is in good condition, correctly attached and clean.		
- FLM § 4-5, 4.2.2: Breakers all set.		
- FLM § 4-7, 16 // P inspection: Free travel of the pedal block.		
Revision 0 2019-02-08		Page 1/1 This document is available on the internet: www.airbushelicopters.com/techpub/

Imagen N°7: AIRBUS HELICOPTERS Information Notice N°3322-I-39

1. 18.7 EASA CS-27.725/FAA Part 27 – Limit Drop Test

Establece que la aeronave debe ser ensayada con una caída libre de 0,33 m (13 in) desde el punto más bajo del tren de aterrizaje. Este ensayo equivale a una velocidad de contacto aproximada de 2,5 – 3,7 m/s ($\approx$ 500–720 ft/min). El helicóptero debe demostrar resistencia estructural sin daños que comprometan su aeronavegabilidad.

Para el AS 350B3, todo aterrizaje con tasa de descenso $\leq$ 3,7 m/s se encuentra dentro de los límites de certificación.

Todo impacto que exceda este valor se considera hard landing, requiriendo inspecciones específicas de acuerdo con el Aircraft Maintenance Manual (AMM) de Airbus Helicopters.

1. 19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

No aplica

2. Análisis

El piloto al mando mantenía vigente su Licencia de Piloto Comercial de Helicóptero, junto con la habilitación de tipo AS350 / AS350B3, encontrándose debidamente habilitado para efectuar el vuelo sin restricciones, conforme a la normativa aeronáutica vigente.

La aeronave se encontraba autorizada, conforme al Manual de Operaciones de la empresa aprobado por la DGAC, para efectuar transporte no regular de pasajeros, actividad que se encontraba siendo desarrollada al momento del suceso.

La revisión de los registros de mantenimiento proporcionados por el operador permitió establecer el cumplimiento del Programa de Mantenimiento aprobado por la DGAC, ejecutado en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) habilitado en el tipo de aeronave, sin evidenciarse observaciones. Asimismo, el análisis de peso y balance estableció que la aeronave se encontraba dentro de los límites definidos por el fabricante, no constituyendo un factor contribuyente.

En la inspección de prevuelo realizada en el Aeródromo Teniente Vidal (SCCY), con anterioridad al inicio de la operación de traslado no regular de pasajeros al sector de Mañihuales, no se detectó la ausencia de elementos de sujeción en el interior de la cabina de mando. No obstante, lo anterior, la revisión del Manual de Vuelo, específicamente en la SECTION 4.2 PREFLIGHT CHECK – 2. INTERIOR CHECK, permitió determinar que dicho procedimiento no incorpora de manera explícita la verificación de los clips de sujeción del panel de protección de los disyuntores, ubicado en el pedestal central. En este sentido, durante la inspección de la cabina se evidenció la ausencia de dos de los tres clips de sujeción del panel de protección de los disyuntores, ubicado en el costado derecho del pedestal central.

El impacto produjo la activación automática del ELT, cuya señal fue recepcionada por el Centro SAR de la Fuerza Aérea de Chile, confirmándose la operatividad del sistema. En forma posterior, el piloto al mando procedió a desactivar el transmisor y a informar a la Autoridad

Aeronáutica. Como resultado del evento, tanto el piloto como el pasajero resultaron ilesos, evacuando la aeronave por sus propios medios.

La pérdida de sujeción del panel de protección de los disyuntores permitió que éste interfiriera con el desplazamiento de los pedales anti-torque, generando una condición de fijación de pedales durante la aproximación. Lo que es concordante con las pruebas funcionales efectuadas, que permitieron establecer que, en ausencia de la cubierta, el sistema anti-torque mantenía continuidad funcional. Sin embargo, con el panel instalado y un clip en su parte posterior, se reprodujo el bloqueo de los pedales, confirmándose el riesgo de interferencia, en concordancia con el relato del piloto.

Asimismo, el fabricante de la aeronave, mediante el Information Notice N° 3322-I-39, de fecha 08.02.2019, había advertido a los operadores sobre la posibilidad de interferencia entre la cubierta del panel de disyuntores y los pedales de control, con potencial bloqueo parcial o total del sistema de guiñada.

Durante la aproximación al punto de posada, en condición fuera de efecto suelo (OGE), con una velocidad aproximada de 20 kt y una altura estimada de 10 m AGL, se produjo una fijación de pedales. Esta condición generó la pérdida de control direccional del rotor de cola, dando origen a un giro completo de 360° y a un giro adicional parcial, evidenciando una degradación significativa del control direccional de la aeronave en una fase crítica de la maniobra.

Ante esta situación, el piloto al mando ejecutó una acción correctiva consistente en reducir el efecto anti torque del rotor de cola, llevando el Twist Grip (acelerador de puño) a la posición IDLE. Dicha acción permitió detener los giros inducidos y recuperar el control direccional de la aeronave, estabilizando transitoriamente la condición de vuelo y evitando una pérdida de control mayor.

No obstante, el análisis del evento, a la luz del Diagrama Altura/Velocidad contenido en la Sección 5.1 “Regulatory Performance Data” del Manual de Vuelo, permitió establecer que la aeronave se encontraba dentro de la denominada “zona de evitación”, conforme a lo indicado en el Airbus Safety Promotion Notice N° 3766-P-00. Esta condición configuró una fase operacional crítica que imposibilitó la ejecución de una maniobra de go-around, derivando finalmente en un aterrizaje duro.

El análisis de las evidencias en el terreno permitió establecer que el contacto inicial con la superficie se produjo mediante el tren de aterrizaje tipo skid, generándose un rebote inicial y un desplazamiento aproximado de un metro. La distribución de marcas, los daños

estructurales observados y la activación del ELT resultaron consistentes con un aterrizaje duro (hard landing). Los daños evidenciados permitieron inferir la presencia de cargas que superaron los límites de diseño previstos para un aterrizaje normal. De acuerdo con los criterios de certificación EASA CS-27.725 y FAA Part 27, la magnitud de los daños confirma que la energía de impacto excedió los márgenes de diseño aceptables para un aterrizaje controlado.

Las condiciones meteorológicas presentes al momento del suceso eran compatibles con un vuelo VFR, no identificándose factores meteorológicos contribuyentes.

Los daños evidenciados en la aeronave son concordantes con la dinámica del suceso, observándose un aterrizaje brusco (hard landing).

3. Conclusiones

El piloto al mando mantenía vigente la licencia de vuelo y habilitación requerida para la aeronave y tipo de operación en que ocurrió el accidente.

La aeronave se encontraba autorizada por la DGAC, para ser utilizada en el transporte no regular de pasajeros.

El operador cumplía con el programa de mantenimiento aprobado por la DGAC, para la aeronave.

El mantenimiento de la aeronave se efectuaba en un CMA, aprobado por la DGAC en el tipo y modelo de aeronave.

La última inspección de prevuelo, no evidenció la existencia de clips faltantes en el panel de protección de los disyuntores en el costado derecho del pedestal central.

Durante la fase de aterrizaje en el sector de trabajo cercano a Mañihuales, la aeronave experimentó una fijación de pedales, generada por la cubierta de protección del panel de disyuntores suelto. La anterior condición produjo la pérdida de control direccional en vuelo durante la fase de aproximación al lugar de aterrizaje.

Aun cuando el piloto aplicó el procedimiento que permitió detener el giro de la aeronave, sin embargo, al encontrarse en la “zona de evitación” del diagrama altura-velocidad, derivó en un aterrizaje duro (hard landing).

El manual de vuelo de la aeronave, en la SECTION 4.2 PREFLIGHT CHECK 2. INTERIOR CHECK , no contempla la inspección de los clips de sujeción del panel de protección de los disyuntores ubicado al costado izquierdo de los pedales anti torque.

El fabricante de la aeronave advirtió a través del Information Notice N° 3322-I-39 de Airbus Helicopters, de la ocurrencia de situaciones de pérdida de control por la obstrucción de los pedales anti-torque, proponiendo requisitos de inspección que se debían aplicar en mantenimiento como en el prevuelo.

Las condiciones meteorológicas al momento del accidente no contribuyeron al suceso investigado.

Los daños de la aeronave son concordantes con la dinámica del suceso.

4. Causa/Factores Contribuyentes

4. 1 Causa

Pérdida de control en vuelo (LOC-I) en la “zona de evitación”, producto de la obstrucción de los pedales de control de yaw, debido a la interferencia entre el pedal izquierdo y el panel de protección de los disyuntores, lo que derivó en un aterrizaje duro (hard landing).

4. 2 Factores Contribuyentes

Ausencia de dos clips delanteros de la cubierta del panel de disyuntores.

Ausencia de requisitos de inspección en la lista de chequeo, durante el prevuelo asociado con la condición de los clips, que sujetan la cubierta del panel de disyuntores.

5. Recomendaciones sobre seguridad

Departamento Prevención de Accidentes

Remitir a las partes interesadas, el resultado de la investigación, para fines de prevención.

Difundir el suceso investigado a través de los medios de comunicación de la Dirección General de Aeronáutica Civil

Departamento de Seguridad Operacional

El Departamento de Seguridad Operacional propondrá acciones de verificación, seguimiento y fiscalización entre los explotadores de aeronaves del tipo afectado, y los CMA habilitados en dicho tipo de aeronave, respecto de la adecuada difusión y consideración del Information Notice N° 3322-I-39, emitido por AIRBUS HELICOPTERS, el cual advierte sobre la

posibilidad de interferencia entre la cubierta de protección del panel de disyuntores y los pedales de control de guiñada (yaw).

6. Anexos

1. AIRBUS HELICOPTERS "Information Notice N° 3322-I-39" 08.02.2019

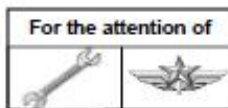


No. 3322-I-39

Information Notice

SUBJECT: ELECTRONIC / ELECTRIC PANELS AND MULTIPLE-USE EQUIPMENT

Interference between the LH pedal of the pilot's pedal block and the protection blank of circuit breaker panel 31ALPHA32 (POST MOD 07-3274 and 07-4280)
ATA: 67



AIRCRAFT CONCERNED	Version(s)	
	Civil	Military
AS350	B2, B3	
AS550		C2, C3

Airbus Helicopters has been informed of a blocked yaw control during an inspection for free yaw control travel. This interference is due to an incorrect positioning of the protection blank of circuit breaker panel 31ALPHA32, following the rupture or loss of the attachment clip of the cowlings. P/N: 706A31670013



To prevent any further occurrences, Airbus Helicopters recommends that you check the condition of the three attachment clips of the transparent blank on panel 31ALPHA32 during the cockpit check:

- AMM 24-00-00,6-1 paragraph 5: Make sure the circuit-breaker panel is in good condition, correctly attached and clean.
- FLM § 4-5, 4.2.2: Breakers all set.
- FLM § 4-7, 16 // P inspection: Free travel of the pedal block.