

Informe de Seguridad Operacional

Sucesos Aeronáuticos



Pérdida de control en vuelo

Propietario privado

Cicaré CH-12, LV-X658

Aeródromo Saladillo, Buenos Aires

7 de febrero de 2018

6400150/18



Ministerio de Transporte
Argentina



Junta de Seguridad en el Transporte

Av. Belgrano 1370, piso 12º

Argentina, Ciudad Autónoma de Buenos Aires, C1093AAO

(54+11) 4382-8890/91

www.argentina.gob.ar/jst

info@jst.gob.ar

Informe de Seguridad Operacional 6400150/18

Publicado por la JST. En caso de utilizar este material de forma total o parcial se sugiere citar según el siguiente formato Fuente: Junta de Seguridad en el Transporte.

El presente informe se encuentra disponible en www.argentina.gob.ar/jst



ÍNDICE

ADVERTENCIA	5
NOTA DE INTRODUCCIÓN	6
LISTA DE SIGLAS Y ABREVIATURAS	7
SINOPSIS.....	8
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS	9
1.1 Reseña del vuelo	9
1.2 Lesiones al personal	9
1.3 Daños en la aeronave.....	9
1.4 Otros daños	10
1.5 Información sobre el personal	10
1.6 Información sobre la aeronave.....	11
1.7 Información meteorológica.....	14
1.8 Ayudas a la navegación.....	14
1.9 Comunicaciones.....	14
1.10 Información sobre el lugar del suceso.....	14
1.11 Registradores de vuelo	15
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	15
1.13 Información médica y patológica	15
1.14 Incendio.....	16
1.15 Supervivencia	16



1.16	Ensayos e investigaciones	16
1.17	Información orgánica y de dirección.....	18
1.18	Información adicional.....	19
1.19	Técnicas de investigaciones útiles o eficaces	21
2.	ANÁLISIS.....	22
2.1	Aspectos técnicos-operativos.....	22
2.2	Aspectos institucionales	23
3.	CONCLUSIONES	25
3.1	Conclusiones referidas a factores relacionados con el accidente	25
4.	RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL	26
4.1	A la Administración Nacional de Aviación Civil.....	26
5.	APÉNDICES.....	27
	APÉNDICE 1 - Informe del Governor.	27
	APÉNDICE 2- Sistema de mandos de la aeronave.....	29
	APÉNDICE 3 - Oscilaciones inducidas por el piloto.....	36



ADVERTENCIA

La misión de la Junta de Seguridad en el Transporte (JST) es determinar las causas de los accidentes e incidentes acaecidos en el ámbito de la aviación civil cuya investigación técnica corresponde instituir. Este informe refleja las conclusiones de la JST, con relación a las circunstancias y condiciones en que se produjo el suceso. El análisis y las conclusiones del informe resumen la información de relevancia para la gestión de la seguridad operacional, presentada de modo simple y de utilidad para la comunidad aeronáutica.

De conformidad con el Anexo 13 –Investigación de accidentes e incidentes de aviación– al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, ratificado por Ley 13891, y con el Artículo 185 del Código Aeronáutico (Ley 17285), la investigación de accidentes e incidentes tiene carácter estrictamente técnico y las conclusiones no deben generar presunción de culpa ni responsabilidad administrativa, civil o penal.

Esta investigación ha sido efectuada con el único y fundamental objetivo de prevenir accidentes e incidentes, según lo estipula el Anexo 13.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan investigaciones paralelas de índole administrativa o judicial que pudieran ser iniciadas por otros organismos u organizaciones en relación al accidente.



NOTA DE INTRODUCCIÓN

La Junta de Seguridad en el Transporte (JST) ha adoptado el modelo sistémico para el análisis de los accidentes e incidentes de aviación.

El modelo ha sido validado y difundido por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y ampliamente adoptado por organismos líderes en la investigación de accidentes e incidentes a nivel internacional.

Las premisas centrales del modelo sistémico de investigación de accidentes son las siguientes:

- ✓ Las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y/o las fallas técnicas del equipamiento constituyen los factores desencadenantes o inmediatos del evento. Estos son el punto de partida de la investigación y son analizados con referencia a las defensas del sistema aeronáutico, así como a otros factores, en muchos casos alejados en tiempo y espacio del momento preciso de desencadenamiento del evento.
- ✓ Las defensas del sistema aeronáutico detectan, contienen y ayudan a recuperar las consecuencias de las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y/o las fallas técnicas del equipamiento. Las defensas se agrupan bajo tres entidades genéricas: tecnología, normativa (incluyendo procedimientos) y entrenamiento.
- ✓ Finalmente, los factores que permiten comprender el desempeño del personal operativo de primera línea y/o la ocurrencia de fallas técnicas, y explicar las fallas en las defensas están generalmente alejados en el tiempo y el espacio del momento de desencadenamiento del evento. Son denominados factores sistémicos y están vinculados estrechamente a elementos tales como, por ejemplo, el contexto de la operación, las normas y procedimientos, la capacitación del personal, la gestión de la seguridad operacional por parte de la organización a la que reporta el personal operativo y la infraestructura.

La investigación que se detalla en este informe se basa en el modelo sistémico. Tiene el objetivo de identificar los factores relacionados con el accidente, así como a otros factores de riesgo de seguridad operacional que, aunque sin relación de causalidad en el suceso investigado, tienen potencial desencadenante bajo otras circunstancias operativas. Lo antedicho, con la finalidad de formular recomendaciones sobre acciones viables, prácticas y efectivas que contribuyan a la gestión de la seguridad operacional.



LISTA DE SIGLAS Y ABREVIATURAS¹

ANAC: Administración Nacional de Aviación Civil

JIAAC: Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil

JST: Junta de Seguridad en el Transporte

OACI: Organización de Aviación Civil Internacional

RAAC: Regulaciones Argentinas de Aviación Civil

UTC: Tiempo Universal Coordinado

¹ Con el propósito de facilitar la lectura del presente informe se aclaran por única vez las siglas y abreviaturas utilizadas en inglés. En muchos casos las iniciales de los términos que las integran no se corresponden con los de sus denominaciones completas en español.



SINOPSIS

Este informe detalla los hechos y circunstancias en torno al accidente experimentado por la aeronave LV-X658, un helicóptero Cicaré CH-12, en el Aeródromo de Saladillo (Buenos Aires), el 7 de febrero 2018 a las 12:00 horas, durante un vuelo de aviación general.

El informe presenta cuestiones relacionadas con las características del proceso de certificación y la matriculación para aeronaves experimentales.

El informe incluye una recomendación de seguridad operacional dirigida a la Administración Nacional de Aviación Civil.



Figura 1. Vista del helicóptero en vuelo



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El 7 de febrero de 2018, el helicóptero matrícula LV-X658, un Cicaré CH-12, despegó de la fábrica de helicópteros (Saladillo, Buenos Aires) a las 12:00,² con destino al aeródromo de Salto (Salto, Buenos Aires), en un vuelo de aviación general.

Luego de volar una distancia de 2,5 km, en condiciones visuales y en vuelo nivelado a 500 ft sobre el terreno, la aeronave tuvo una desestabilización en vuelo e impactó con el terreno.

Como consecuencia del suceso, la aeronave sufrió daños de importancia. El piloto no tuvo lesiones.

El accidente ocurrió de día y en buenas condiciones meteorológicas.

1.2 Lesiones al personal

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Leves	0	0	0	0
Ninguna	1	0	0	1

Tabla 1

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula

Daños de importancia.

²Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar y fecha del accidente corresponde al huso horario -3.

1.3.2 Motor

Daños de importancia.

1.3.3 Rotores

Rotor principal

El mástil se desprendió de la caja de transmisión principal. Dos de los bulones de sujeción de las palas se fracturaron, al igual que las palas.

Rotor de cola

La caja de transmisión del rotor de cola se fracturó y desprendió. Ambas palas se hallaron rotas.



Figura 2. Helicóptero accidentado

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

La documentación del piloto cumplía los requisitos en cuanto a su validez y certificación, conforme a la reglamentación vigente.

Piloto	
Sexo	Masculino
Edad	46
Nacionalidad	Argentina

Licencias	Piloto privado de helicóptero
Habilitaciones	Habilitado helicóptero H269
Certificación médica aeronáutica	Clase 2 Válida hasta el 30/11/2018

Tabla 2

Su experiencia era la siguiente:

Horas de vuelo	General
Total general	93,0
Últimos 90 días	20,0
Últimos 30 días	2,0
En el día del suceso	0,2

Tabla 3

El piloto tenía 93 horas totales de vuelo. En los últimos 30 días previos al accidente había volado 2 horas.

De acuerdo con lo manifestado por los instructores de la fábrica, el piloto completó de modo satisfactorio el programa de instrucción y adaptación al Cicaré CH-12.

1.6 Información sobre la aeronave

El Cicaré CH-12 es un helicóptero experimental, liviano, biplaza. Se encuentra equipado con rotor principal del tipo semirígido y de cola.

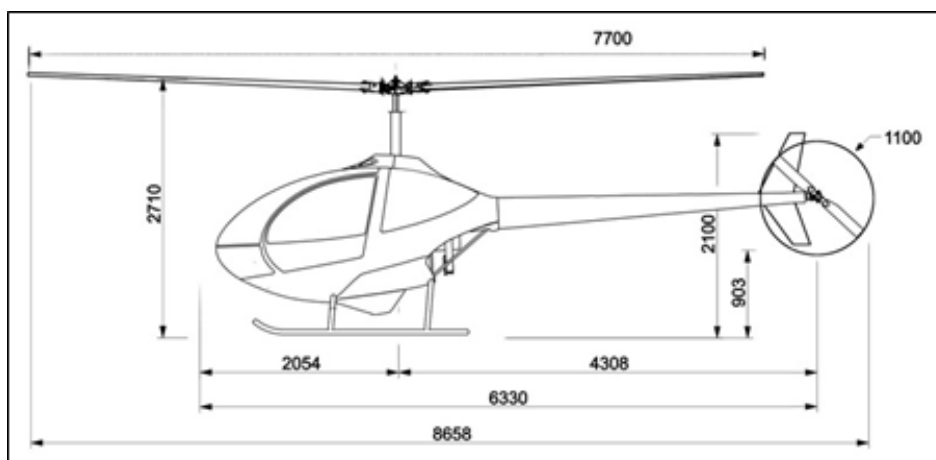


Figura 3. Perfil del helicóptero



Aeronave		
Marca		Cicaré
Modelo		CH-12
Categoría		Experimental
Año de fabricación		2016
Número de serie		0007
Peso máximo de despegue/aterrizaje		699,75 kg
Peso vacío		458,75 kg
Horas totales		57,5
Horas desde la última inspección		8,0
Formulario 337	Fecha de emisión	11/01/2018
	Fecha de vencimiento	Enero de 2019
Certificado de matrícula	Propietario	Particular
	Fecha de expedición	15/11/2017
Certificado de aeronavegabilidad	Clasificación	Especial
	Categoría	Experimental
	Fecha de emisión	11/01/2018
	Fecha de vencimiento	Sin fecha de vencimiento

Tabla 4

Motor	
Marca	Lycoming
Modelo	YHIO-360-G1A
Número de serie	EL-36852-51E
Horas totales	57,5
Horas desde la última recorrida general	57,5
Horas desde la última inspección	8,0
Potencia	180 hp
Habilitación	Hasta 2000 horas o agosto 2029

Tabla 5

Rotor principal	
Marca	Cerise
Modelo	7.7 D
Número de serie	Ce-002 Rev:01
Horas desde la última recorrida general	359,1
Material de construcción	Fibra de carbono
Habilitación	Inspección por condición

Tabla 6

El 24 de agosto de 2017, se instaló un conjunto de rotor principal al helicóptero. El 15 de septiembre de 2017, debido a una falta de provisión o stock en fábrica de dicho elemento, se desmontó el conjunto rotor de otro helicóptero Cicaré CH-12, LV-X597, con 302,3 horas de uso.

El 30 de enero de 2018 se realizó un balanceo (*tracking*) al rotor principal debido a que las palas habían sido pintadas. Dicho procedimiento de tracking se realiza con el propósito de detectar las vibraciones que puede causar el desbalanceo de las palas. De acuerdo con los antecedentes formales e informales manifestados por el fabricante, no se observaron fallas durante este chequeo.

Para el balanceo del rotor principal, no se agregó contrapesos a la pala N° 1 (0 gramos), mientras que a la pala N° 2 se le adicionaron 14,3 gramos.

Rotor de cola	
Marca	Cicaré
Modelo	1.16 D
Número de serie	P-0001
Horas desde la última recorrida general	359,1
Material de construcción	Fibra de vidrio
Habilitación	Inspección por condición

Tabla 7

Peso y balanceo al momento del accidente	
Peso vacío	458,75 kg
Peso del piloto	90,00 kg
Peso del combustible	72,00 kg
Peso total	620,75 kg
Peso máximo permitido de despegue	699,75 kg
Diferencia en menos	79,00 kg

Tabla 8

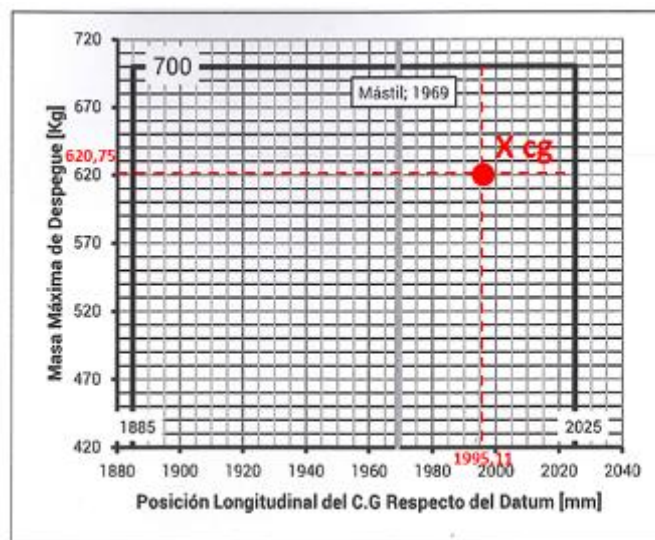


Figura 4. Gráfico de la envolvente del centro de gravedad en el eje longitudinal

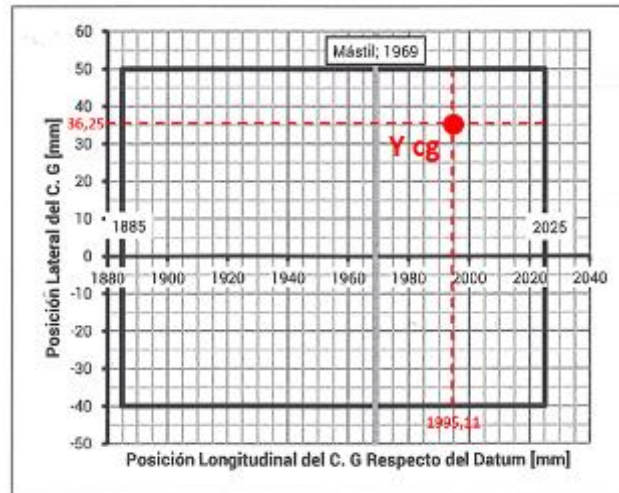


Figura 5. Gráfico de la envolvente del centro de gravedad en el eje transversal

Al momento del accidente, el helicóptero tenía su centro de gravedad longitudinal a 1995,11 mm del datum y el centro de gravedad lateral se encontraba ubicado a 36,25 mm a la derecha de su eje de simetría, ambos dentro de la envolvente de vuelo indicada en el manual de la aeronave.

1.7 Información meteorológica

No relevante.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplica.

1.9 Comunicaciones

No aplica.

1.10 Información sobre el lugar del suceso

Lugar del suceso	
Ubicación	Aeródromo de Saladillo, provincia de Buenos Aires
Coordenadas	35° 36' 35" S-059° 48' 59" W
Pistas	31/13 1000x30 m (tierra) 36/18 1199x23 m (hormigón)
Sitio accidente	La aeronave impactó contra el terreno lateral a la pista 31/13
Elevación	45 metros

Tabla 9

1.11 Registradores de vuelo

No aplica.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El accidente se produjo dentro del predio del aeródromo de Saladillo. Los restos del fuselaje, de las palas del rotor principal y del rotor de cola se encontraron distribuidos en un radio de 15 metros. La puntera de una de las palas de rotor principal estaba a 200 metros del fuselaje, la puntera de la segunda pala no fue hallada.

El helicóptero impactó contra el terreno sobre su lado derecho y se detuvo con rumbo 265°.

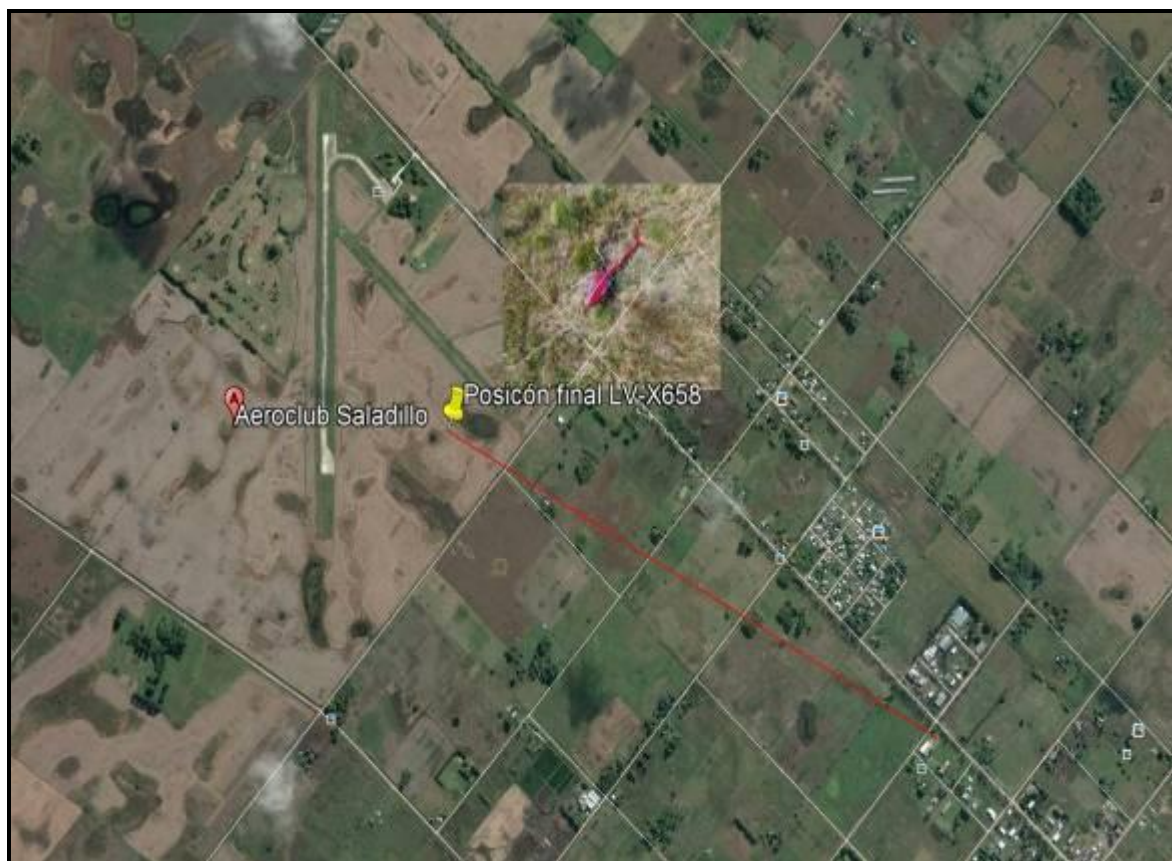


Figura 6. Trayectoria y posición final del LV-X658

1.13 Información médica y patológica

No se detectó evidencia médico-patológica del piloto relacionada con el accidente.



1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

La cabina se deformó levemente sin afectar la habitabilidad. Los arneses y el cinturón de seguridad soportaron los esfuerzos a los que fueron sometidos.

El piloto manifestó que, a partir del momento en que comenzaron a producirse las vibraciones y movimientos bruscos del helicóptero y hasta el momento del impacto, se golpeó la cabeza contra la estructura de la cabina en varias oportunidades.

1.16 Ensayos e investigaciones

La aeronave fue trasladada a un hangar privado, donde fue inspeccionada, previa autorización de la entonces JIAAC. Allí se tomó una muestra de combustible para ser enviada al Laboratorio de Ensayos de Materiales de la Fuerza Aérea Argentina, que determinó que el mismo era combustible 100 LL apto.

Aspectos vinculados con la documentación y normativa

La aeronave LV-X658 es un helicóptero experimental. Por lo tanto, no son aplicables los conceptos de aeronavegabilidad establecidos en la normativa vigente. Para obtener la habilitación definitiva de vuelo, una aeronave experimental deberá estar sometida a tres etapas de inspección técnica. Una inicial, una intermedia y la de habilitación final, conforme a lo establecido en la CA-20-27E.

Además, el diseño, producción y desarrollo de documentación técnica no se encuentran encuadrados acorde a lo establecido en las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC) parte HL (Helicópteros livianos), RAAC 27 (Estándares de Aeronavegabilidad para aeronaves de alas rotativas) y RAAC 145 (Talleres de mantenimiento aeronáutico).

Las regulaciones aeronáuticas argentinas permiten que aficionados a la aviación desarrollen su propio diseño y construcción de una aeronave. Tales diseños no son sometidos al proceso de aprobación por parte de la autoridad aeronáutica argentina, puesto que no es factible desarrollar estándares para cada una de las diferentes configuraciones creadas por los diseñadores,



fabricantes de kits y constructores aficionados. La regulación permite usar componentes y materiales comerciales para su construcción.

La regulación argentina exige la colocación de leyendas en lugares específicos para ser observada tanto por los tripulantes como por eventuales pasajeros que expresen la condición de aeronave experimental. La leyenda que debe exponerse en la cabina de una aeronave experimental de acuerdo con la reglamentación vigente es la siguiente: *“Advertencia para pasajeros. Esta aeronave fue construida por aficionados y no cumple con las Regulaciones de Seguridad de la República Argentina para aeronaves estándar”*.

Durante la investigación de campo se realizó una visita a la fábrica del helicóptero con el objetivo de conocer los documentos vinculados al diseño y producción del sistema de transmisión y rotor principal. Si bien no es exigible debido a ser una aeronave experimental, la investigación no obtuvo registros que pudieran verificar el aseguramiento de calidad relacionados con el proceso de fabricación.

Se solicitó a la fábrica la documentación relacionada con la construcción del helicóptero LV-X658 y se obtuvieron las planillas de novedades del taller (documento de registro de fallas menores) y de las inspecciones realizadas a dicha aeronave. Del análisis de esa documentación, no surgió evidencia con relación causal con el accidente.

Con respecto a la documentación de mantenimiento del helicóptero, se confirmó que contaba con registros de inspecciones y mantenimiento preventivo llevado a cabo por la propia fábrica. La documentación no reveló información relevante con la que se pudiera vincular la mecánica del vuelo que devino en accidente.

Se solicitó a la fábrica los manuales técnicos de la aeronave (Manual de mantenimiento, catálogo de partes, etc.). No obstante, se obtuvo sólo el catálogo de partes y el fabricante Cicaré manifestó que la documentación técnica se encontraba en desarrollo.

Aspectos técnicos

Los daños hallados en la estructura principal de la aeronave corresponden al impacto de esta con el terreno. Con respecto al sistema de mandos, éste está conformado por un sistema de transmisión directa del movimiento a través de un conjunto de varillas del tipo “tira-empuja”. El patrón de daños y fracturas detectadas coincide con la mecánica de vuelo final. El desbalanceo del helicóptero que manifestó el piloto haber experimentado en vuelo, pudo haber generado algún grado de deterioro en el conjunto de varillas, sin que pueda precisarse exactamente. Sin embargo,

el sistema tenía continuidad y se pudo controlar la aeronave hasta el punto final de contacto con el terreno, pese a la condición de vibración y desbalance de la aeronave.



Figura 7. Restos de las palas del rotor principal y de cola

Se comprobó que la pala no contenía contrapesos. Dicha puntera correspondía a la pala N° 1 del rotor principal.



Figura 8. Puntera de pala N° 1 del rotor principal



Figura 9. Perfil de puntera con los contenedores de contrapeso abiertos

Se desmontaron del helicóptero accidentado varios componentes (governor, cubo y puntera de pala del rotor principal y varillas de mandos).

1.17 Información orgánica y de dirección

El helicóptero, que era utilizado para vuelos privados, operaba bajo las exigencias de las RAAC 91, “Reglas de vuelo y operación general”.



En cuanto al fabricante, Cicaré S.A. es una fábrica de helicópteros nacional que produce y exporta varios de sus modelos de helicópteros, entre los cuales se encuentra el entrenador de vuelo de helicóptero SVH-4, el helicóptero monoplaza CH-7B, la versión biplaza CH7T y el primer preserie del helicóptero biplaza CH-12.

Al momento del accidente, se habían fabricado cinco helicópteros del tipo CH-12 (algunos con motor Lycoming y otros con motor Subaru) y otros dos helicópteros estaban en línea de producción.

Las aeronaves que comercializa Cicaré S.A. son de categoría experimentales. En los certificados correspondientes consta que el constructor de la aeronave es Cicaré y, de manera conjunta, el propietario comprador de cada una de las aeronaves.

En cuanto a la formación de los pilotos por parte del fabricante, el último cuenta con un programa de formación y adaptación de los pilotos al helicóptero Cicaré. Dicho programa se compone de 40 horas de instrucción en el tipo, en un rango de 40 NM alrededor de la fábrica.

1.18 Información adicional

La autoridad aeronáutica argentina a través de la Circular de Asesoramiento (CA) 20-27 E, facilita una guía para que aquellos aficionados que tengan como objetivo diseñar y fabricar su propia aeronave, puedan optativamente obtener un Certificado de Aeronavegabilidad.

Los requerimientos para la emisión de un certificado de aeronavegabilidad experimental se limitan a una inspección final de la aeronave por parte de un inspector asignado y un vuelo de prueba en el que el aficionado constructor demuestra que la aeronave está en condiciones de operar en forma segura.

La información y los datos necesarios para el mantenimiento de la aeronave en condiciones segura y para la operación segura de la misma, incluyendo los motores y palas, son determinados por el propio aficionado constructor. La regulación no requiere que las tareas de mantenimiento sean realizadas en un taller habilitado ni por personas con licencia habilitante. Para el caso particular del LV-X658, cabe mencionar que en las Limitaciones de Operación-Fase 2, en el punto 16, se menciona que “las inspecciones requeridas por estas Limitaciones de Operación pueden ser realizadas por: a) el constructor de la aeronave (cuando posea certificación aeronáutica); b) Ingeniero Aeronáutico, Técnico Aeronáutico o un Mecánico de Mantenimiento de Aeronaves habilitado, y c) un Taller Aeronáutico de Reparación, sin necesidad de que su Habilitación haga referencia al experimental en cuestión.



En el manual de vuelo de la aeronave se establece que los propietarios deben realizar los controles y mantenimiento conforme al manual de mantenimiento.

Oscilaciones inducidas por el piloto

En lo referente a la operación se dispone información sobre la teoría de oscilaciones inducidas por el piloto (PIO). Éstas son oscilaciones sostenidas resultantes de los esfuerzos del piloto para controlar la aeronave. Las oscilaciones ocurren cuando el piloto de un avión/helicóptero inadvertidamente realiza una serie de correcciones a menudo crecientes en sentido opuesto a la actuación de la aeronave. Cada una de estas maniobras son intentos de controlar la reacción del avión a la anterior acción de comando, lo que lleva a una sobre corrección en la dirección opuesta. Una aeronave en tal condición puede parecer que está conmutando entre ascensos y descensos (*porpoising*). Como tal, es un acoplamiento de la frecuencia de maniobras hechas por el piloto y la propia frecuencia del avión. Cuando se realizan las pruebas de vuelo de una aeronave, la oscilación inducida por el piloto es uno de los factores de calidad de vuelo que se analiza, ya que la aeronave tendría que poder volver a estabilizarse en vuelo.³

Golpe de mástil (Mast bumping)

Cada conjunto de rotor está diseñado con un ángulo máximo de aleteo. Si este aleteo excede dicho valor, los topes de ambas palas harán un contacto violento con el mástil generando daños o separación. En vuelo recto y nivelado en condiciones normales, el aleteo debería ser mínimo, alrededor de 2°. Los movimientos rápidos y largos del comando cíclico (especialmente hacia adelante), las maniobras de baja aceleración, un vuelo cercano al límite longitudinal/lateral del centro de gravedad, o un aterrizaje con una elevada pendiente, pueden inducir a altos ángulos de aleteo.

Cada una de estas maniobras tiene en común el movimiento del comando cíclico hacia adelante o una reducción de paso colectivo, el cual descarga el empuje del rotor principal. La ausencia de empuje en el rotor principal hace que las acciones sobre el comando cíclico no sean efectivas. En un vuelo normal, el rotor principal está cargado y todas las fuerzas balanceadas. Si al comando cíclico se le aplica una fuerza abrupta hacia adelante, el rotor principal es descargado, reduciendo

³ Véase en el "Apéndice 3-Oscilaciones inducidas por el piloto" la teoría referida a oscilaciones inducidas por el piloto.

significativamente el empuje. La aeronave realizaría un rolido hacia la derecha, debido al empuje del rotor de cola, el cual produce un momento circular por encima del eje longitudinal del helicóptero. Para contrarrestar el rolido, el piloto puede accionar el comando cíclico hacia la izquierda, causando un aleteo lateral excesivo y con ello el *mast bumping*.

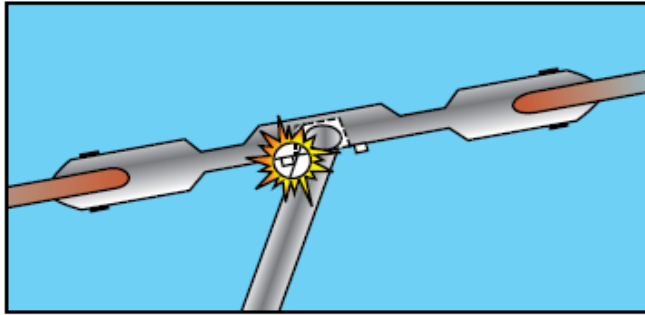


Figura 10. Izquierda: esquema de un mast bumping. Derecha: daños del mástil del rotor principal

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

No aplica.

2. ANÁLISIS

2.1 Aspectos técnicos-operativos

Debido a las características de la aeronave (experimental) y los requisitos para su fabricación y de documentación, no se pudo obtener la siguiente evidencia importante para el análisis:

- ✓ Balanceo de las palas de hélice, que permitan evaluar su comportamiento y estabilidad en vuelo.
- ✓ Efecto del desplazamiento de la caja principal de transmisión.
- ✓ Valores y/o pruebas de certificación, útiles a la presente investigación.
- ✓ Informes técnicos, correcciones, modificaciones u otro tipo de observaciones detectadas durante la fase de inspección intermedia.

Operación de la aeronave

El piloto manifestó que durante el vuelo sintió vibraciones combinadas con ascensos y descensos verticales, y que a pesar de accionar los comandos de vuelo no pudo controlar la aeronave y evitar el impacto de la aeronave con el terreno.

La evidencia obtenida no fue suficiente para establecer fehacientemente cuál o cuáles podrían haber sido los factores desencadenantes de la pérdida de control del helicóptero. En base a lo anteriormente expuesto, se presenta el siguiente escenario de situación probable:

Hipótesis de PIO/a-RPC

En virtud de las circunstancias y lo relevado del accidente, el suceso presenta las características del fenómeno que se produce en una situación de oscilaciones inducidas por el piloto (PIO) o acoplamiento de aeronave/piloto (A-RPC). Tales oscilaciones pueden tener su origen en deficiencias del diseño, pilotaje o ambas en combinación.

En cuanto al diseño, para poder realizar el análisis del comportamiento de la aeronave ante este tipo de oscilaciones, se debería disponer de documentación de la aeronave que exprese los márgenes de operación testeados en ensayos de calidad de vuelo y estos registros deberían estar expresados en las especificaciones de diseño.



La aeronave accidentada, por tratarse de un helicóptero de categoría experimental, no tenía esos registros, los que no son exigidos como parte de la documentación de certificación de una aeronave de categoría experimental de la República Argentina. Por lo tanto, el diseño no puede ser considerado por no contar con documentación ni información que pudiera aseverarlo.

Teniendo en cuenta las manifestaciones del piloto, que experimentó oscilaciones no comandadas en el eje longitudinal, la aeronave podría haber entrado en un incipiente PIO, considerando la escasa experiencia del piloto y que es necesario contar con una técnica adecuada para contrarrestar este fenómeno. Además, en este caso las acciones del piloto no habrían podido evitar la amplificación de las oscilaciones, finalizando con la pérdida de control de la aeronave.

Hipótesis sobre el mast bumping

Los daños registrados en el mástil del rotor principal del helicóptero son consistentes con un “aleteo” superior al permitido por el manual de vuelo de la aeronave (ángulo de conicidad de pala 2°). Esta situación puede haber sido producto de lo que se conoce como *mast bumping*, que es el resultado de un excesivo aleteo de las palas del rotor principal.

Este excesivo aleteo se puede producir con el movimiento del comando cíclico hacia adelante o una reducción rápida de paso colectivo, ambos movimientos descargan significativamente la sustentación del rotor principal. Esta situación hace que las acciones sobre el comando cíclico no sean efectivas, lo que deriva en una pérdida de control.

Si consideramos la entrevista realizada al piloto acerca de que la aeronave empezó una oscilación en el eje longitudinal, probablemente una oscilación abrupta de nariz arriba haya sido contrarrestada con un movimiento de comando cíclico por encima del esfuerzo normal de trabajo. Esta acción puede generar un desbalanceo de fuerzas en el rotor principal, situación que favorece el *mast bumping*.

La combinación antes mencionada podría haber provocado la pérdida de efectividad en el comando cíclico. En virtud de lo expuesto, la pérdida de control de la aeronave es un escenario de ocurrencia probable.

2.2 Aspectos institucionales

En el caso del CH-12, el constructor aficionado está representado por un porcentaje minoritario por parte de la fábrica Cicaré y un porcentaje mayoritario, que corresponde al propietario operador. Según los hallazgos de la investigación, el propietario operador no participó en la fase



de fabricación y pruebas. Su participación se limitó a algunas visitas intermedias a las instalaciones de Cicaré.

Sólo la documentación de referencia (CA 20-27E) facilita una guía para que se pueda obtener un certificado de aeronavegabilidad, sin que dicha circular constituya una regulación. Si bien este helicóptero está comprendido en la categoría “experimental”, se han construido varios de ellos y se identifican grupalmente como series. El objetivo del fabricante es lograr que se certifique el modelo.



3. CONCLUSIONES

3.1 Conclusiones referidas a factores relacionados con el accidente

- ✓ El helicóptero impactó contra el terreno por la pérdida de control originada probablemente por oscilaciones en el eje longitudinal, en combinación con vibraciones.
 - ✓ No se pudo establecer el origen de la inestabilidad ni de las vibraciones ni si la aeronave experimentó oscilaciones inducidas por diseño o por el piloto (PIO).
 - ✓ Probablemente ante una situación de PIO, las acciones correctivas sobre el comando cíclico hayan favorecido el *must bumping*, lo que derivó en la pérdida de control de la aeronave.
-



4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL

4.1 A la Administración Nacional de Aviación Civil

RSO 1820

Las exigencias para la emisión de un certificado de aeronavegabilidad experimental presentan ambigüedades en el marco normativo que asegure que se cumplan con estándares de seguridad operacional. Por lo que se recomienda:

Generar un marco normativo reglamentario que estandarice los controles que se le deben realizar a una aeronave experimental, para que pueda ser operada con seguridad.

5. APÉNDICES

APÉNDICE 1 - Informe del Governor.

Aeronave: Helicóptero Cicaré CH12

Matricula: LV-X658

Objetivo del análisis: determinación del estado del conjunto de governor

Generalidades

Durante la etapa de desarme e inspección de los componentes del helicóptero accidentado se aisló para su análisis el conjunto controlador del régimen de giro del motor (ver Figura 11).



Figura 21. Conjunto governor

El sistema fue identificado como “Controlador del Régimen de Giro del motor para el C12 ID: AVHC-GVRN-ID-MUSR003”, consta de dos unidades, un sistema electrónico de control (CC) y un motor eléctrico de accionamiento.

Funcionamiento del sistema

El controlador colabora en mantener la velocidad de giro del motor en un valor constante (2620 rpm), de modo independiente a la actuación de la aeronave. Para ello censa la velocidad de giro



del motor mediante el conjunto electrónico y opera incrementando o decreciendo la apertura de la mariposa del carburador a través de la acción del motor eléctrico.

La interfaz de control del piloto consta únicamente de dos indicadores luminosos; uno verde para la información de estado y uno rojo para el anuncio de alertas. La acción se controla a través de un único dispositivo ubicado en el mando de acelerador de motor, de la cabina de vuelo.

El accionador ubicado en el mando del motor, permite al piloto controlar o inhibir las funciones del governor; y con ello gestionar las vueltas de motor de modo absolutamente manual.

Con el objetivo de determinar la acción del conjunto en el vuelo que devino en accidente, se remitieron ambos dispositivos del conjunto a su fabricante Crux Sistemas Inteligentes ubicado en La Plata, provincia de Buenos Aires.

Bajo la supervisión de investigadores de la ex JIAAC se realizaron pruebas funcionales de ambas unidades, arrojando resultados satisfactorios. No pudieron comprobarse indicios que permitan sospechar acerca de fallos aleatorios durante la operación de la aeronave.

El modelo de motor eléctrico que equipaba este conjunto posee 1,8 rpm. Según la información recabada en el fabricante de la aeronave, el modelo CH12 originalmente se encontró equipado con un motor de 2,8 rpm. Si bien se observa una diferencia de capacidades del motor eléctrico, la configuración del sistema electrónico genera que la actuación similar, hecho que no modifica el funcionamiento del motor o del rotor.

Conclusiones

De las pruebas realizadas y los hallazgos observados en la aeronave accidentada, no se encontraron indicios que pudieran determinar el funcionamiento inadecuado del conjunto AVHC-GVRN-ID-MUSR003 en vuelo; o bien que el funcionamiento de ese tuviera injerencia con la mecánica y performances del vuelo.

Cabe mencionar que, de acuerdo a los testimonios recogidos en las entrevistas con el piloto quién manifestó percibir variaciones de manifold durante el desbalanceo del helicóptero; estas pudieron deberse a la acción del governor intentando compensar las rpm ante el requerimiento y variaciones inducidas por el piloto para estabilizar la aeronave.

APÉNDICE 2- Sistema de mandos de la aeronave.

Aeronave: Cicaré CH-12

Matrícula: LV-X658

Lugar: proximidades de Saladillo – prov. de Buenos Aires

Objetivo del análisis: determinación fallas en el sistema de mandos de la aeronave

Generalidades

Se realizó un estudio observacional de la totalidad del sistema de transmisión de mandos de la aeronave CH12; haciendo hincapié en el estudio de las deformaciones y las fracturas que presentaron algunos de los componentes.

Del mismo modo, se realizó un desarme y estudio completo de la caja de transmisión del helicóptero.

Este tipo de aeronave posee un sistema de mandos y controles aerodinámicos que consisten en una cadena cinemática de movimientos impulsada por conjuntos de varillas (de tubos de aluminio) tipo “tira-empuje” vinculados a través de rótulas articuladas.



Figura 3. Vista del sistema de varillaje que comanda el paso cíclico y el colectivo, instalado sobre el mástil y caja de transmisión principal (*imagen ilustrativa obtenida de un helicóptero en proceso de fabricación*)

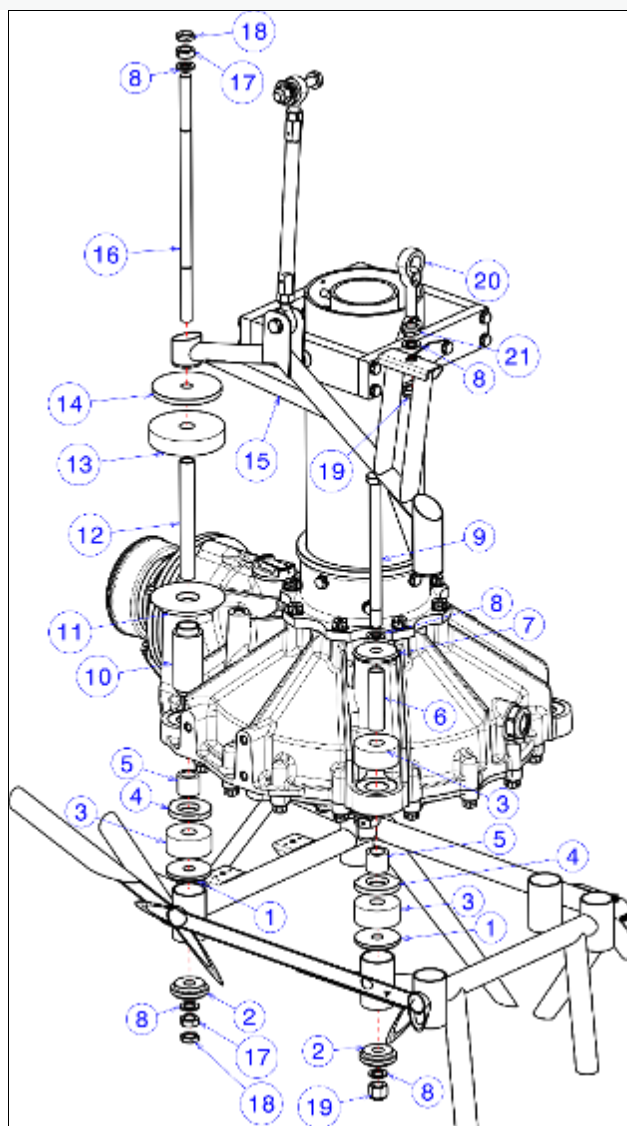


Figura 4. Esquema de componentes e instalación de la caja de transmisión y los mandos hacia el mástil del rotor principal

Como se observa en las figuras 12 y 13, los sistemas no presentan controles asistidos por impulso hidráulico, eléctrico u otro tipo de complemento tecnológico que intervenga en el control de cada uno de los mandos.

Con apoyo del fabricante, se procedió al desarme de cada una de las varillas, su identificación y evaluación individual. El mismo trabajo se realizó con la caja de transmisión.

Hallazgos

Con los restos de la aeronave colocada en un soporte seguro para el trabajo, se procedió al desarme progresivo de la totalidad del sistema de mando del helicóptero accidentado. Al realizar una inspección previa, se detectó que el varillaje instalado se encontraba vinculado a través de las rótulas, sin que se detecte deficiencias de ajuste, incluso, se verificó el calafateado de cada una de las tuercas y rótulas, sin detectarse movimiento en ninguno de los mismos.

Se hallaron deformaciones en las barras de vinculación ubicadas paralelas a la caja de transmisión. El sentido de los daños observados, el nivel de deformación y la mecánica del impacto de la aeronave, permiten inferir que las deformaciones plásticas que se observan corresponden al impacto final de la aeronave y no tiene relación alguna con daños previos preexistentes durante el vuelo.



Figura 14. Daños por deformación en las barras de transmisión y detalle de los calafateados en buen estado



Figura 55. Detalle de las barras retiradas de la aeronave para su análisis pormenorizado

La varilla de control del paso cíclico (lado derecho) se encontró con su extremo de rótula fracturado sobre la zona de roscado. Se procedió al análisis de la fractura a través de la técnica de microscopio estereoscópico óptico binocular, de lo que pudo observarse que la fractura se produjo en un solo ciclo de carga y muestra un patrón de topografía de fractura coincidente con una falla dúctil (o plástica). La fractura muestra una superficie porosa opaca con labio de corte coincidente con el sentido de desprendimiento de la rótula y con el patrón general de deformaciones observadas. No se evidencian procesos de fatiga ni corrosión que pudieran haber afectado la vida en servicio del componente.

Se llevó a cabo el análisis, desarme y evaluación del patrón de daños de la caja de transmisión principal del helicóptero.

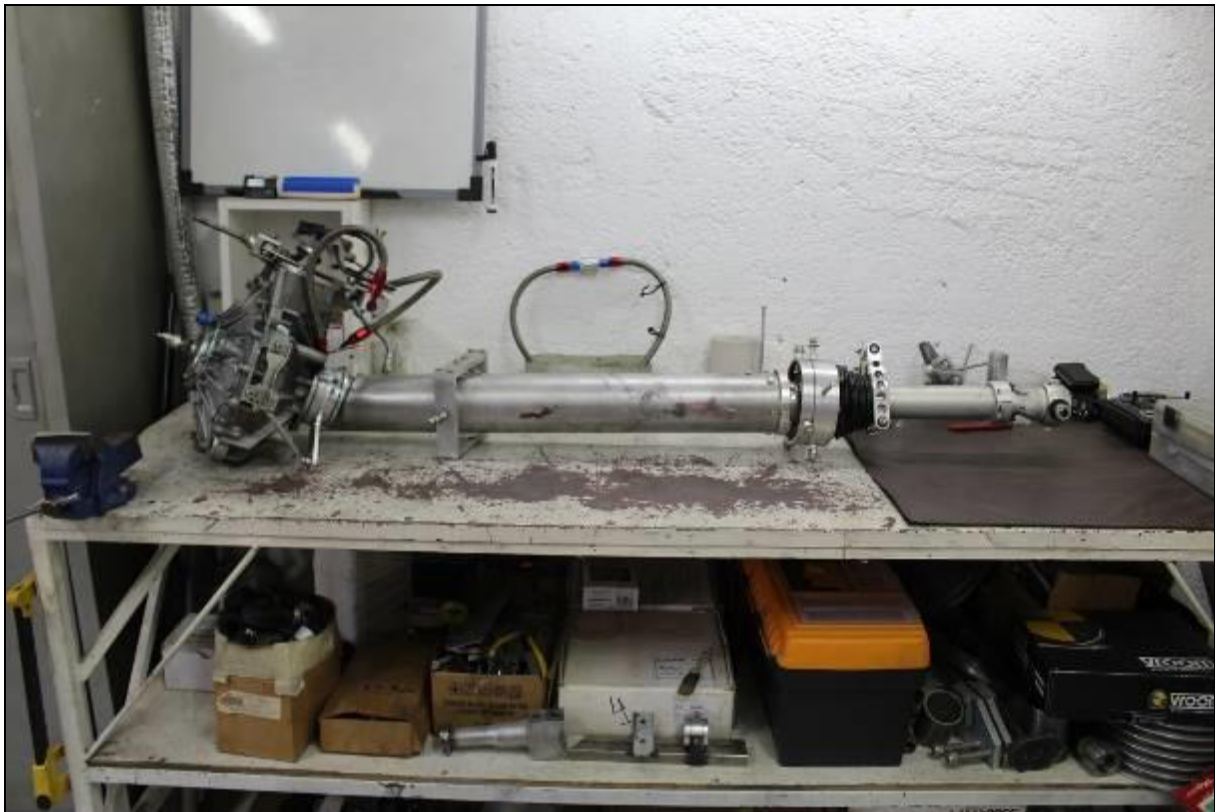


Figura 66. Estado general de daños y deformación de la caja de transmisión

Los daños que se observan en la figura 16 coinciden con la violencia del impacto de la aeronave con el terreno y las deformaciones con la dinámica de impacto y detención final del helicóptero en el terreno. Para un análisis más profundo se procedió al desarme del conjunto.



Figura 77. Vistas del desarme de la caja de transmisión.

La caja de transmisión evidenció signos de haber estado trabajando con la lubricación adecuada durante el servicio. Asimismo, se observó un patrón circunferencial de daños y marcas mecánicas de arrastre entre los engranajes. Este tipo de daños es coincidente con la fuerza que continúa realizando el motor, una vez que el rotor principal hizo contacto con el terreno; por lo que se oponen dos vectores de fuerza, uno proveniente del giro del motor y otro opuesto que produce la detención brusca del conjunto de rotor principal.



Figura 88. Detalle del engranaje de la caja de transmisión.



Figura 19. Daños en el extremo del mástil.

En la figura 19 se observa un patrón de compresión bilateral simétrica del extremo del mástil del rotor principal. El daño observado coincide con el movimiento excesivo de basculación del cubo del rotor principal sobre el mástil. Las deformaciones vistas podrían coincidir con los movimientos oscilatorios que se presentaron en vuelo. Cabe señalar que las deformaciones observadas se generaron posteriores al inicio de las oscilaciones y no se considera que estas sean la causa de un desbalanceo del rotor.

Conclusiones

Todas las deformaciones observadas en el sistema de transmisión de comandos de vuelo se produjeron posterior a las oscilaciones en vuelo.

- Los calafateos de seguridad de roscas y reglajes del sistema de transmisión y comando se hallaron en perfecto estado de conservación, sin signos de giro.
- Las fracturas que se detectaron en rótulas y bulonería presentan un patrón similar de fractura coincidente con un proceso de sobrecarga instantánea, sin que intervengan mecánicas de fisuración progresiva ni corrosión.
- La caja de transmisión del rotor principal evidencia un patrón de daños tal que, permiten inferir que el helicóptero hizo contacto con el terreno, con potencia aplicada.
- La deformación por compresión vista en el mástil de rotor principal corresponden con los movimientos de basculación del cubo del rotor principal sobre el mástil.



- De acuerdo con lo manifestado por el piloto, más allá del muy alto nivel de vibraciones y oscilaciones del helicóptero, logró retomar parcialmente el control del vuelo y llevar a la aeronave hacia el terreno de modo controlado hasta el impacto.
- En caso de haber existido una pérdida de continuidad en cualquier barra o componente de fijación del sistema de mandos del helicóptero, el piloto no hubiese podido recuperar el control, posterior a las oscilaciones, comandando la aeronave hasta el punto de colisión más seguro.



APÉNDICE 3 - Oscilaciones inducidas por el piloto⁴.

Definición

Las oscilaciones inducidas por el piloto (PIO), a veces denominadas oscilaciones involuntarias y, más recientemente, como acoplamientos del piloto/helicóptero desfavorables (A/RPC), son excursiones poco frecuentes e inesperadas en la actitud de la aeronave y la trayectoria de vuelo causada por interacciones anómalas entre el piloto y la aeronave.

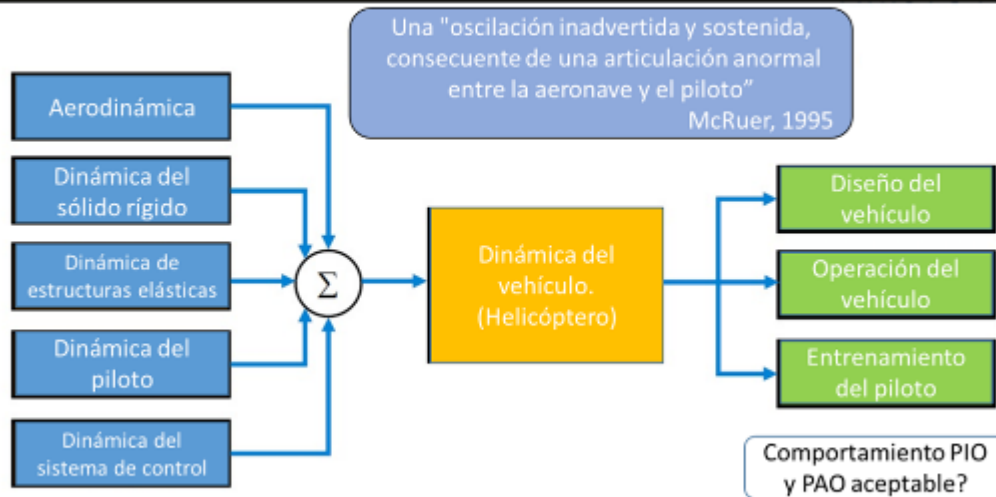
Descripción

Los eventos de oscilación inducida por el piloto incluyen un amplio conjunto de fenómenos indeseables y, en ocasiones peligrosos, que están asociados con interacciones menos que ideales entre pilotos y aeronaves. A medida que avanzan las tecnologías de los aviones y helicópteros civiles y militares, las interacciones entre el piloto y las máquinas se han vuelto más complejas. Esta complejidad adicional ha resultado en accidentes e incidentes atribuidos a PIO (o Acoplamiento de piloto de avión/helicóptero adverso). El PIO también se ha considerado un factor contribuyente (sin ser causal) en algunos incidentes y accidentes. Las oscilaciones inducidas por el piloto son oscilaciones sostenidas o incontrolables que resultan de los esfuerzos del piloto para controlar la aeronave/helicóptero y ocurren cuando el piloto de una aeronave impone inadvertidamente una serie de correcciones a menudo crecientes en direcciones opuestas; cada una de ellas es un intento de controlar la reacción del avión a la entrada anterior con una sobrecorrección en la dirección opuesta.

⁴Fuentes:

- Pilot induced Oscillation – Skybrary- Flight Safety Foundation
- 7th European Flight Test Safety Workshop, Amsterdam / Etkins/ Padfield.

Oscilación inducida por el piloto (PIO) y Oscilación asistida por el piloto (PAO) ESTUDIO INTERDISCIPLINARIO COMPLEJO

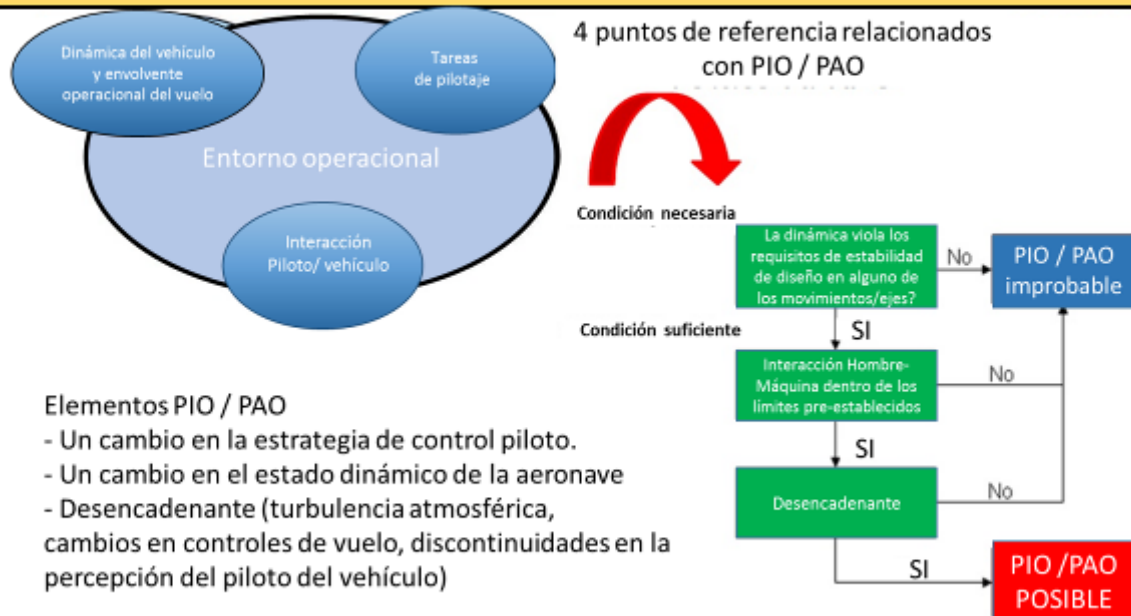


Los fenómenos de PIO pueden abarcar un amplio espectro. En un extremo de la escala se encuentra la vibración de baja amplitud, momentánea y fácil de corregir. Este es el tipo de oscilación que suelen encontrar los pilotos que se convierten a un nuevo tipo de aeronave o utilizan nuevas configuraciones, en otras palabras, una experiencia de aprendizaje. Este tipo de oscilación puede ocurrir en cualquier aeronave y ha sido experimentado por la mayoría de los pilotos. En el otro extremo del espectro se encuentra un PIO de gran amplitud completamente desarrollado, un evento más complejo y potencialmente catastrófico que puede poner en peligro la seguridad de la aeronave, la tripulación y los pasajeros.

Diseño

La mayoría de los eventos PIO graves son el resultado de alguna deficiencia en el diseño de los Sistemas de Control de Vuelo (FCS) de la aeronave, lo que resulta en un acoplamiento adverso del piloto con la aeronave. Este acoplamiento adverso puede producir oscilaciones involuntarias o divergencias cuando el piloto intenta maniobrar con precisión la aeronave. Estas circunstancias se manifiestan con mayor frecuencia durante una falla o el modo FCS degradado durante el vuelo controlado manualmente, pero pueden encontrarse con todos los sistemas funcionando normalmente.

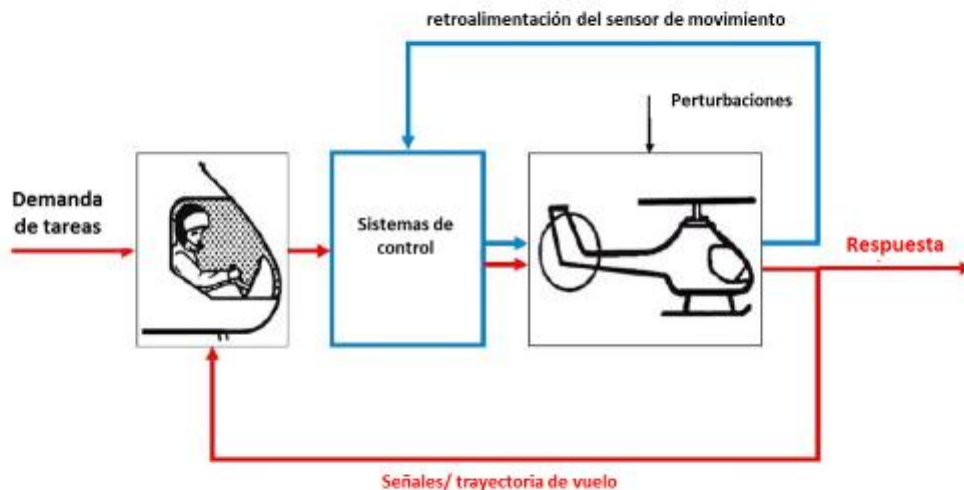
Oscilación inducida por el piloto (PIO) y Oscilación asistida por el piloto (PAO) CONDICIONES NECESARIAS



Pilotaje

Los PIO han sido parte de la historia de la aviación desde el inicio del vuelo tripulado. Ocurren con mayor frecuencia cuando el piloto está involucrado en una tarea de control muy exigente. Por ejemplo, muchos de los eventos informados han tenido lugar durante la aproximación y el aterrizaje, casi siempre cuando el piloto también está preocupado por el bajo nivel de combustible, el clima adverso, las emergencias u otros problemas. Por lo general, el control suave de la aeronave se reemplaza por aumentos en la amplitud de los comandos del piloto que conducen a la oscilación de la aeronave que, a su vez, conduce a una entrada de control del piloto aún mayor que exacerba aún más la oscilación. El efecto de sobresalto también puede resultar en un PIO.

PILOTAJE: CLAVES PARA ENTENDER EL PIO / PAO



Padfield, 1996

Saliendo de PIO

Por definición, PIO (o A/RPC) no puede suceder a menos que el piloto esté haciendo entradas que sostengan la oscilación; es decir, el piloto está "en el bucle" que causó y mantiene la condición. En consecuencia, el primer paso y más crítico, para salir de PIO es salir del bucle. Esto presenta tres posibilidades principales:

- El piloto lleva a neutro los controles.
- El piloto libera los controles.
- El piloto reduce significativamente la agresividad de la entrada de control.

De las tres estrategias, la reducción de la agresividad (o la reducción de la ganancia) de la entrada de control es probablemente la más difícil. Los estudios han demostrado que es raro que un piloto, incluso un piloto de prueba experimentado, una vez en una situación de "alta ganancia" pueda optar por reducirlo.

Carga de trabajo- tripulación compuesta

Como el piloto de vuelo (PF) puede estar altamente enfocado en una tarea específica cuando se desata el PIO, es importante que el piloto de monitoreo (PM) ayude a reconocer la situación. Es posible que se requiera una intervención directa y enérgica para hacer que el PF actúe en una de las estrategias de salida enumeradas anteriormente. Cerca del suelo, es probable que la opción segura sea dar motor y volver a una nueva aproximación (*go around*).

La comprensión, el control y la supresión de participación voluntaria/involuntaria del piloto en un PIO es reconocido como un problema exigente, especialmente para helicópteros con Sistemas de accionamiento de ancho de banda y altos rangos operacionales.

Se puede argumentar que un PIO representa una pérdida de control simplemente porque la situación está fuera de control, y el piloto acciona medidas correctivas que probablemente no sean las adecuadas para la situación presente, sino para la de un instante anterior, o para cuando comenzó el PIO.

La mayoría de los casos de este tipo de pérdida de control no provocarán una caída si el piloto inicia una acción de recuperación adecuada; sin embargo, los incidentes de PIO deben considerarse, informarse y tratarse como eventos de pérdida de control.

No obstante la descripción y el tratamiento de ambos factores de manera individual, en muchos casos el PIO se da por la combinación de ambos factores. Sobre una base de deficiencia en el diseño, se suma la componente de oscilaciones inducidas/corrección a destiempo amplificando la situación de inestabilidad. En definitiva no existe tal cosa como la Condición “pre-pio”. Por lo que el fenómeno PIO nunca se evitará en el tiempo real, lo mejor que podemos esperar es detectarlo temprano y minimizar el efecto sobre la aeronave/helicóptero.



República Argentina - Poder Ejecutivo Nacional
2020 - Año del General Manuel Belgrano

Hoja Adicional de Firmas
Informe gráfico

Número:

Referencia: LV-X658 - Informe de Seguridad Operacional

El documento fue importado por el sistema GEDO con un total de 40 pagina/s.