

**DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO DE SEGURIDAD OPERACIONAL**

OBJ.: Aprueba D.A. N° 2010-01 Rev. 1,
sobre ciertos P/N del componente
cordón elástico de tensión y torsión
de pala del Rotor Principal (TT
Strap) instalados en Helicópteros
Certificado Tipo Restringido.

EXENTA N° 08/0/063

SANTIAGO, 12 de Abril de 2010

SUBDEPARTAMENTO AERONAVEGABILIDAD

RESOLUCION DE LA DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL

VISTOS:

- a) Código Aeronáutico;
- b) Ley 16.752 Título 2, Artículo 3 letra j);
- c) DAR 39 "Reglamento de Directivas de Aeronavegabilidad";
- d) La Resolución N° 436, de fecha 14.Sep.2009, del Director General de Aeronáutica Civil, que delega facultades a este Jefe de Subdepartamento;
- e) Los antecedentes contemplados en los documentos Técnicos, Alert Service Bulletin Nos. 204-78-3 y 205-78-2, del 19.ABR.1978, emitidos por la Bell Helicopter Textron, Inc.;
- f) Los antecedentes contemplados en el US Army Safety of Flight del 21 de Junio de 1985;
- g) Los antecedentes contemplados en las Directivas de Aeronavegabilidad FAA 2002-20-01 y 2002-22-14, de fechas 18.Sep.2002 y 28.Oct.2002 respectivamente, y aquellos sobre esta materia aportados por la FAA;
- h) Lo propuesto por la Sección de Ingeniería del Subdepartamento Aeronavegabilidad.

CONSIDERANDO:

- a) Que, derivado de tres accidentes acaecidos hace tiempo atrás, atribuibles a fallas producidas por insatisfactoria resistencia a los efectos del medio ambiente de ciertos P/N del conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal, instalados en algunos modelos de helicópteros Bell Helicopter Textron, Inc., (BHTI) con Certificado Tipo Normal, y en otros helicópteros fabricados originalmente para uso militar y readecuados para uso civil y que por ello operan con Certificado Tipo Restringido, tanto la empresa BHTI como la FAA, resolvieron emitir documentos técnicos mandatorios, donde se ha dispuesto las condiciones para reemplazos y las restricciones de los límites de tiempo de vida de servicio de los componentes con P/N igual o equivalente al componente fallado.
- b) Que, por lo explicado en los documentos Alert Service Bulletin Nos. 204-78-3 y 205-78-2, del 19.ABR.1978, emitidos por Bell Helicopter Textron, Inc., el US Army Safety of Flight del 21 de Junio de 1985, las Directivas de Aeronavegabilidad FAA 2002-20-01 y 2002-22-14, de fechas 18.Sep.2002 y 28.Oct.2002 respectivamente, y por antecedentes aportados por la FAA, se conoce que la falla de un conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal, puede conducir a la pérdida de una pala del Rotor Principal y a la consecuente pérdida de control del helicóptero.
- c) Que, en la Directiva de Aeronavegabilidad AD 2002-20-01 emitida por la FAA no se contemplaron todas las variantes de conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal aplicables a los helicópteros AH y UH, con Certificado Tipo Restringido, ni tampoco se consideraron las disposiciones para restricción de la vida límite de retiro de los P/N que se señalaron en los Alert Service Bulletin, emitidos por BHTI por las anomalías detectadas en esas TT straps.
- d) Que, se ha detectado además, que algunos de los componentes afectados aún siguen en uso en estos helicópteros con distintos límites de retiro, por encontrarse así indicados en sus respectivas instrucciones para la aeronavegabilidad continuada.

e) Que, por otra parte la FAA está efectuando actualmente una revisión de la vida límite de retiro de estos conjuntos aplicables a los helicópteros modelos AH y UH, producto de la diferencia existente entre las instrucciones para la aeronavegabilidad continuada basada en la documentación del US ARMY y los límites de aeronavegabilidad establecidos por la BHTI.

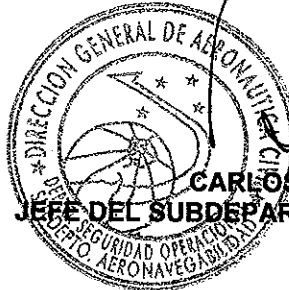
f) Que, Respecto del conjunto cordón elástico de tensión y torsión P/N 204-310-101-101, se establece que su vida límite de retiro es de 2400 horas, mientras esta no sea modificada por el Estado de Diseño, definiéndose adicionalmente una inspección repetitiva a partir de las 1200 horas o 24 meses desde su instalación desde nuevo en cualquier helicóptero AH y UH.

g) Que, lo anterior modifica lo establecido en la DA 2010-01 original, la cual es cancelada por esta revisión.

RESUELVO:

APRUEBASE, la Directiva de Aeronavegabilidad N° 2010-01 Rev. 1, la cual cancela la DA N° 2010-01, y hágase efectiva a partir de la fecha 14 de Abril de 2010.

Anótese y Comuníquese,



[Handwritten Signature]
CARLOS ROJAS ORMAZÁBAL
JEFE DEL SUBDEPARTAMENTO AERONAVEGABILIDAD

DISTRIBUCION:

- 1.- DSOP
- 2.- DSOP-Secc.Normas ✓
- 3.- DSOP-SDAE-Secc.Ing.
- 4.- DSOP-SDAE-Registratura.

**DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO DE SEGURIDAD OPERACIONAL
SUBDEPARTAMENTO AERONAVEGABILIDAD**

DIRECTIVA DE AERONAVEGABILIDAD

2010-01 Rev. 1 **Helicópteros certificados en categoría restringida, modelos AH y UH Series.**

APLICABILIDAD : Esta DA aplica a helicópteros certificados en categoría restringida por cualquier sostenedor de los modelos AH-1S, SW204, SW204HP, SW205, UH-1B, UH-1D y UH-1H, que tengan instalado algunos de los componentes fabricados por Bell Helicopter Textron, Inc. (BHTI), conjunto cordón elástico de tensión y torsión de palas del Rotor Principal (TT strap) cuyos P/N sean: 204-011-113-1, 204-012-112-1, 204-012-112-5, 204-012-112-7, 204-012-122-1, 204-012-122-5, 204-310-101-101, ó los fabricados por Bendix Energy Controls Co. (Bendix) con P/N 2601139, 2601399, 2601400, ó 2606650.

ANTECEDENTES : En el año 1978, mediante los documentos Alert Service Bulletin, Nos. 204-78-3 y 205-78-2 aplicables respectivamente a los helicópteros modelos 204B y 205A-1, la Bell Helicopter Textron Inc. (BHTI) estableció requerimientos de límite de vida de retiro de los conjuntos cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal (TT strap). Dichos documentos explican que en un periodo de 11 años de servicio y con más de 7 millones de horas voladas, sucedieron 3 casos de accidentes concernientes a los conjuntos cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal, y que en esos casos, los cordones estaban instalados en helicópteros basados en alta mar y expuestos a ambiente corrosivo; a esos componentes, en el proceso de fabricación, se les había aplicado una cobertura de uretano que empleaba el agente acelerador de curado CAYTUR 21, agente de curado que se demostró que es insatisfactorio para producir una suficiente resistencia ambiental.

Para eliminar el problema antes indicado, BHTI, fabricó otro número de parte de conjunto cordón de tensión y torsión de pala del Rotor Principal, al cual se aplicó un nuevo y adecuado agente acelerador de curado MOCA.

Consecuentemente, el U.S. Army Safety of Flight Message de Junio de 1985 dispuso la remoción del servicio de las TT straps 204-012-112-5 números de serie 41623 al 54362 instaladas en los helicópteros modelo UH.

Por otra parte, derivado de un accidente en alta mar de un helicóptero Bell helicopter Textron, Inc. (BHTI) 212, en el cual un conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal falló en vuelo después de 2140 horas de servicio, produciendo la pérdida de una pala del Rotor Principal y la consiguiente pérdida de control del helicóptero, la FAA emitió inicialmente la AD 2002-20-01 para helicópteros provenientes de excedentes militares y con Certificado Tipo restringido y posteriormente, también emitió la AD 2002-22-14 para helicópteros civiles con Certificado Tipo. Ambas Directivas fueron emitidas con el propósito de prevenir fallas en los helicópteros y restringir el límite de vida retiro de los componentes antes señalados identificados con número de parte igual o equivalente al que falló.

En la Directiva de Aeronavegabilidad AD 2002-20-01 emitida por la FAA no se contemplaron todas las variantes de conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal aplicables a los helicópteros AH y UH, con Certificado Tipo Restringido, ni tampoco se consideraron las disposiciones para restricción de la vida límite de retiro de los P/N que se señalaron en los Alert Service Bulletin, emitidos por BHTI por las anomalías detectadas en esas TT straps. También, por antecedentes adicionales se ha detectado que, además, algunos de los componentes afectados aún siguen en uso en estos helicópteros con distintos límites de retiro, por encontrarse así indicados en sus respectivas instrucciones para la aeronavegabilidad continuada.

Por otra parte, actualmente la FAA está efectuando una revisión de la vida límite de retiro de estos conjuntos aplicables a los helicópteros modelos AH y UH, producto de la diferencia existente entre las instrucciones para la aeronavegabilidad continuada basada en la documentación del US ARMY y los límites de aeronavegabilidad establecidos por la BHTI.

Respecto del conjunto cordón elástico de tensión y torsión P/N 204-310-101-101, se establece que su vida límite de retiro es de 2400 horas, mientras esta no sea modificada por el Estado de Diseño, definiéndose adicionalmente una inspección repetitiva a partir de las 1200 horas o 24 meses desde su instalación desde nuevo en cualquier helicóptero AH y UH.

PERIODICIDAD : Permanente de acuerdo con las indicaciones señalados en **CUMPLIMIENTO.**

CUMPLIMIENTO :
A.- Durante las próximas 25 horas de servicio ó un mes calendario, lo que ocurra primero, a partir de la fecha de efectividad de esta DA, proceder como se indica a continuación:

1.- Remover los conjuntos cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal (TT Strap), con P/N 204-012-112-5 ó 2601399, con números de serie (N/S) del 41623 al 54362, ó P/N 204-012-112-7 ó 2601400, con números de serie (N/S) 11415 ó superior, y reemplazar los componentes removidos por otro componente aeronavegable (Ref:

Alert Service Bulletin BHT 204-78-3 y 205-78-2 del 19.Abr.1978, y U.S. Army Safety of Flight del 21.Jun.1985).

2.- Remover cualquier conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal, que haya estado en servicio por un periodo de tiempo (horas o tiempo calendario) mayor que el determinado como vida límite de retiro de acuerdo con el cuadro siguiente y, reemplace los componentes removidos por otro componente aeronavegable:

P/N	Vida límite de Retiro	Observaciones
204-011-113-1	200 horas de servicio	
204-012-112-1	1000 horas de servicio	
204-012-112-5 ó 2601399	1200 horas de servicio ó 24 meses desde la instalación inicial en cualquier helicóptero, lo que ocurra primero.	S/N 1 al 41622 y del 54363 y superior.
204-012-112-7 ó 2601400.	1200 horas de servicio ó 24 meses desde la instalación inicial en cualquier helicóptero, lo que ocurra primero.	S/N 1 al 11414
204-012-122-1 204-012-122-5 2601139 2606650	1200 horas de servicio ó 24 meses desde la instalación inicial en cualquier helicóptero, lo que ocurra primero.	
204-310-101-101	2400 horas de servicio	Efectuar inspección de acuerdo a párrafo B.-

B.-Efectuar una Inspección inicial y repetitiva del conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal P/N 204-310-101-101.

Aplicar la siguiente inspección indicada más abajo, según corresponda de acuerdo a las horas de servicio acumuladas y/o al tiempo instalado desde nuevo en cualquier helicóptero, hasta completar su vida límite de retiro de 2400 horas:

Horas y tiempo de Servicio	Inspección inicial	Inspección Repetitiva
Menos de 1200 horas y menos de 24 meses desde la instalación inicial	Cuando cumpla 1200 horas o 24 meses de servicio desde la instalación inicial, lo que ocurra primero a partir de la fecha de efectividad de esta DA.	Cada 300 horas o 12 meses, lo que ocurra primero

Más de 1200 horas o más de 24 meses desde la instalación inicial	Dentro de las próximas 150 horas o 6 meses de servicio, lo que ocurra primero a partir de la fecha de efectividad de esta DA	Cada 300 horas o 12 meses, lo que ocurra primero
--	--	--

- 1.- Inspeccionar por condición el conjunto cordón elástico de tensión y torsión P/N 204-310-101-101, como sigue:
 - i) Remover el conjunto cordón elástico de tensión y torsión TT strap P/N 204-310-101-101 de acuerdo al Manual de Mantenimiento TM 55-1520-210-23-1, última revisión.
 - ii) Inspeccionar el conjunto cordón elástico de tensión y torsión TT strap P/N 204-310-101-101 de acuerdo a las instrucciones del TM 55-1520-210-23-1, sección 5-20, j.
 - iii) Si no cumple por condición con lo establecido en el párrafo anterior, reemplace el conjunto cordón elástico de tensión y torsión con observaciones por un conjunto nuevo, instale y arme de acuerdo al TM 55-1520-210-23-1. Informe esta observación a la DGAC/SDAE.
 - iv) Si cumple sin observaciones la inspección, reinstale y arme de acuerdo al TM 55-1520-210-23-1.

NOTA: Cada operador afectado por estas disposiciones deberá informar a la DGAC/SDAE dentro de los 30 días de efectuado cualquier cambio de TT strap P/N 204-310-101-101 realizado a los helicópteros AH y UH.

REGISTROS :

1.- Efectuar el control de utilización y de reemplazos de los conjunto cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal (TT straps), registrando la información necesaria en la documentación de mantenimiento, específicamente en el Plan de Reemplazos de Componentes con vida límite del helicóptero correspondiente, verificando los antecedentes de dichos componentes como la marca de identificación, P/N, S/N y la información histórica de mantenimiento referida a la fecha de instalación inicial y horas de servicio.

2.- Agregar una nota al Manual de Mantenimiento en la Sección Limitaciones, en la cual se referencie esta DA y se señale que la vida límite de retiro para los conjuntos cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal de los P/N afectados, corresponden a lo señalado en el párrafo A.2 del **CUMPLIMIENTO**.

3.- Agregar una nota a las Instrucciones para la Aeronavegabilidad Continuada (ICA), en la cual se referencie esta DA y se señale que la vida límite de retiro para los conjuntos cordón elástico de tensión y torsión de pala del Rotor Principal de los P/N afectados, corresponden a lo señalado en el párrafo A.2 del **CUMPLIMIENTO**.

4.- Para el caso de la aplicación de la **INSPECCIÓN DEL CONJUNTO CORDÓN ELÁSTICO DE TENSIÓN Y TORSIÓN TT STRAP P/N 204-310-101-101**, efectuar el control y registro de cumplimiento de la inspección realizada, según la periodicidad establecida en el párrafo B del **CUMPLIMIENTO**.

CANCELACIÓN : Esta Directiva de Aeronavegabilidad cancela la DA 2010-01 del 15 de Marzo de 2010.

FECHA EFECTIVA: 14 de Abril de 2010, de acuerdo a la Resolución Exenta Nº 08/ 0/063 de fecha 12 de Abril de 2010.