



**DIRECCIÓN NACIONAL
DE AERONAVEGABILIDAD**
REPÚBLICA ARGENTINA

CIRCULAR DE ASESORAMIENTO

CA: 20-95

Fecha: MAYO 1996

Iniciada por: DCT

REF.: FAA-AC N° 20-95

TEMA: EVALUACIÓN DE FATIGA DE LA ESTRUCTURA DE LAS AERONAVES DE ALAS GIRATORIAS

1. PROPÓSITO

Esta Circular de Asesoramiento provee un medio aceptable de cumplimiento con lo prescripto por las Secciones 27.571 y 29.571 de las DNAR Partes 27 y 29 relacionadas a la evaluación de fatiga de la estructura en aeronaves de alas giratorias, fundamentalmente helicópteros.

2. VIGENCIA

3. CANCELACIÓN

El Apéndice A, determinación de vida útil del rotor principal, del CAM 6 fechado el 15/01/63, es cancelado.

4. PARTES DEL REGLAMENTO DE AERONAVEGABILIDAD RELACIONADAS

DNAR Parte 21, Parte 27 y Parte 29.

(1) Ref.: Disposición 173/98

TABLA DE CONTENIDOS

	N° PÁGINA
SECCIÓN 1. INTRODUCCIÓN	4
1. ANTECEDENTES	4
SECCIÓN 2. PROGRAMA DE MEDICIÓN DE ESFUERZOS EN VUELO	6
2. GENERAL	6
3. INSTRUMENTACIÓN	
4. PARTES QUE DEBEN SER MEDIDAS CON <u>“STRAIN GAGE”</u>	6
5. REGÍMENES Y CONDICIONES DE VUELO A SER INVESTIGADAS	7
SECCIÓN 3. FRECUENCIA DE CARGA	9
6. TIPO DE OPERACIÓN	9
7. ESPECTRO DE CARGA	9
SECCIÓN 4. EVALUACIÓN DE RESISTENCIA A LA FATIGA	10
8. GENERAL	10
9. MÉTODO ANALÍTICO	10
10. MÉTODOS DE ENSAYO	12
11. COMBINACIÓN DE TIEMPO DE REEMPLAZO Y EVALUACIÓN <u>“FAIL-SAFE”</u> (FALLA-SEGURA)	14
12. EXTENSIÓN DEL TIEMPO DE REEMPLAZO	15
SECCIÓN 5. EVALUACIÓN DE RESISTENCIA <u>“FAIL-SAFE”</u>	16
13. GENERAL	16
14. IDENTIFICACIÓN DE PARTES CRÍTICAS DE ESTRUCTURAS PRIMARIAS	17
15. MAGNITUD DEL DAÑO <u>“FAIL-SAFE”</u>	17
16. DETERMINACIÓN DE UBICACIÓN PROBABLE DE FISURAS	18
17. DEMOSTRACIÓN <u>“FAIL-SAFE”</u>	19
18. INSPECCIÓN	19

TABLA 1.	PORCENTAJE DE OCURRENCIA	20
FIGURAS	1. ENVOLVENTE DE VELOCIDAD VS. R.P.M. DEL ROTOR CON POTENCIA	22
	2. ENVOLVENTE DE VELOCIDAD VS R.P.M. DEL ROTOR SIN POTENCIA	22
	3. TENSIONES ESTÁTICAS VS. TENSIONES OSCILANTES	22
	4. NÚMERO DE CICLOS VS. TENSIONES	22

SECCIÓN 1. INTRODUCCIÓN

1. ANTECEDENTES

Los procedimientos de evaluación de fatiga enunciados en esta circular de asesoramiento sirven solamente de guía y no son ni obligatorios ni reglamentarios. Aunque se desea contar con un enfoque uniforme respecto a la evaluación de fatiga y dada la complejidad del problema, debemos tener en cuenta que para los nuevos criterios de diseño, métodos de fabricación, nuevos enfoques hacia la evaluación de fatiga y nuevas configuraciones, pueden ser necesarias variaciones o desviaciones a los procedimientos aquí descriptos. Por lo tanto, deben aplicarse criterios prácticos para cada caso en particular.

- a. En vuelo la estructura de los helicópteros está sujeta a fuerzas vibratorias en prácticamente todos los regímenes de vuelo. Además, dado que es una aeronave altamente maniobrable que es capaz de ir hacia delante, hacia atrás, hacia los costados, moverse en forma vertical, y rotar, las limitaciones de operación debido a la fatiga son posibles en casi todas las situaciones de vuelo. Por estas razones, es necesario prestar mucha atención a la evaluación de fatiga de la estructura de estas aeronaves.
- b. La evaluación a fatiga de la estructura se realiza para verificar la confiabilidad estructural. La seguridad de la confiabilidad estructural comienza con el diseño, e incluye la elección de materiales para la resistencia al inicio y/o propagación de fisuras, diseño de detalles para minimizar la concentración de tensiones, especificaciones de acabado superficial, ajustes, etc. El análisis del diseño deberá incluir el cálculo aproximado de las cargas de vuelo esperadas, y la estimación de la resistencia a la fatiga. La resistencia a la fatiga deberá basarse en ensayos anteriores y/o en información sobre resistencia a la fatiga de materiales con reducciones adecuadas para la variedad de resistencia a la fatiga, tamaño, forma, acabado superficial, y medio ambiente de la estructura. Además, el diseño a fatiga debería considerar el análisis del modo de falla, las áreas susceptibles a las fisuras provocadas por fatiga, y los métodos para asegurar la detección de tales fisuras. La resistencia residual de una estructura fisurada es una consideración importante del diseño "Fail-Safe" (diseño de Falla Segura).
- c. El aseguramiento de la confiabilidad estructural también incluye la fabricación según los requisitos y especificaciones de diseño, control de calidad para monitorear el cumplimiento, y los procedimientos de inspección de mantenimiento.
- d. La evaluación a fatiga de la estructura, la medición de las tensiones y cargas de vuelo, y la evaluación de la resistencia a la fatiga y/o propagación de fisuras por fatiga son los temas de esta Circular de Asesoramiento. Existen algunos interrogantes sobre la existencia de un método de total confiabilidad para predecir el tiempo transcurrido entre la iniciación de la fisura y que se produzca la fractura. Sin embargo, un enfoque de ingeniería con respecto al tema sería la utilización de la "Hipótesis de Daños Acumulativos Lineales" (Linear Cumulative Damage Hypothesis). Esta hipótesis afirma que cada ciclo de tensión superior a un "límite de tolerancia"

produce daños por fatiga proporcionales a la relación de ciclos acumulados a una dada tensión y a la vida a fatiga a dicha tensión.

- e. Los ensayos de laboratorio de esta hipótesis indican que ésta es razonablemente válida cuando el espectro de carga consiste en tensiones que son aleatorias. A pesar de la falta de una teoría adecuada que conecte esta hipótesis con las propiedades básicas de los materiales, ésta ha sido utilizada con éxito en varias aplicaciones.
- f. En suma, la evaluación de fatiga requiere generalmente un método de estimación, de los efectos de cargas y tensiones constantes sobre la fatiga. Si el fabricante no proporciona otra información de demostración, se puede usar el diagrama de Goodman para considerar estos efectos.
- g. En cualquier evaluación racional de fatiga, deberían considerarse los siguientes factores:
 - 1) Identificación de la estructura que se considerará para la evaluación a fatiga.
 - 2) Las tensiones asociadas con las condiciones de operación, maniobras y condiciones esperadas en servicio.
 - 3) La frecuencia de ocurrencias asociadas con varias condiciones de vuelo y el correspondiente espectro de cargas y tensiones.
 - 4) La resistencia a la fatiga, características de la estructura para la propagación de fisuras por fatiga, y la resistencia residual de la estructura fisurada.

SECCIÓN 2. PROGRAMA DE MEDICIÓN DE ESFUERZOS EN VUELO

2. GENERAL

Después del análisis de diseño, del cual derivan las cargas sobre la aeronave y sus tensiones asociadas, el nivel de tensiones y/o cargas serán verificados mediante un cuidadoso programa de mediciones de esfuerzos en vuelo.

3. INSTRUMENTACIÓN

- a. El sistema de instrumentación usado en el programa de medición de esfuerzos durante el vuelo deberá medir con precisión y registrar los esfuerzos críticos en condiciones de ensayo asociados con la operación normal y maniobras específicas. La ubicación y distribución de los “strain gages” deberá basarse en la evaluación racional de las áreas críticas a fatiga. Esto puede lograrse a través de medios analíticos apropiados, complementado, cuando sea estrictamente necesario, con revestimientos sensibles a tensión o métodos fotoelásticos. La distribución y el número de “strain gages” debe definir adecuadamente el espectro de carga para cada componente esencial para la operación segura de helicóptero.
- b. Los parámetros de vuelo correspondientes (velocidad, r.p.m. del rotor, centro de gravedad, etc.) deberán también registrarse simultáneamente mediante métodos adecuados. Esto es necesario para correlacionar las cargas y tensiones con las maniobras o condiciones de operación a las cuales ocurrieron.
- c. El sistema de instrumentación deberá estar calibrado y ser controlado periódicamente a lo largo del programa de mediciones de esfuerzo en vuelo para garantizar resultados exactos.

4. PARTES QUE DEBEN SER MEDIDAS CON “STRAIN-GAGE”

Las partes críticas a fatiga de los sistemas del rotor, sistemas de control, fuselaje y estructura de apoyo para los rotores, transmisión, y motor deben ser medidas con “strain gage”. Para las aeronaves de alas giratorias de diseño inusual o único, podrían necesitarse consideraciones especiales para asegurar que se evalúen todas las partes esenciales.

5. REGÍMENES Y CONDICIONES DE VUELO A SER INVESTIGADAS

- a. La Tabla 1 indica condiciones típicas de vuelo y en tierra a ser investigadas en el programa de medición de esfuerzos en vuelo. Los regímenes de vuelo que deberán ser investigados para las operaciones de puesta en marcha y detención del motor se muestran en las Figuras 1 y 2. Para hacerlo más comprensible, los parámetros que definen estos regímenes están incluidos en estas figuras. Como se aprecia en la Figura 1, deberán demostrarse completamente para la operación con potencia al 111 % de la Vne. Sin embargo, para la operación sin potencia, figura 2, no es necesario obtener una demostración completa al 111 % de la Vne para las RPM máximas y mínimas si los puntos son obtenidos de la Vne a las RPM máximas y mínimas

indicadas en las placas, como se indica en la figura.

- b. La determinación de las condiciones de vuelo a investigar en el programa de mediciones de esfuerzos en vuelo deberá basarse en la operación prevista del helicóptero, y, si estuvieran disponibles, los registros de mantenimiento para diseños similares. En cualquiera de los casos, las condiciones de vuelo consideradas apropiadas para el diseño y aplicación deberán ser representativas de la operación real según el Manual de Vuelo del helicóptero. En el caso de helicópteros multimotor, las condiciones de vuelo concernientes a la operación con potencia parcial deberá ser considerada junto con la operación sin potencia. Las condiciones de vuelo a investigar deberán estar sujetas al programa de evaluación del vuelo. Las condiciones de vuelo sugeridas para los helicópteros con un solo motor usados en operación normal se muestran en la Tabla 1.
- c. La severidad de las maniobras realizadas durante el estudio de tensiones en vuelo deberá ser tal que tendrá que ser imposible superarla en servicio.
- d. Todas las condiciones de vuelo consideradas apropiadas para un diseño particular deberán ser investigadas sobre la velocidad completa del rotor, velocidad de la aeronave, centro de gravedad, altitud y rango de pesos para determinar los niveles de esfuerzos más críticos asociados con cada condición de vuelo. Considerando la dispersión de datos, para poder determinar los niveles de esfuerzos presentes, deberá obtenerse una cantidad suficiente de información para cada condición de vuelo. En algunos casos, el peso crítico, el centro de gravedad y los rangos de altitud para las diversas maniobras puede basarse en experiencias pasadas con diseños similares. Este procedimiento es aceptable cuando las evaluaciones de vuelo se realizan para verificar tales elecciones. Las combinaciones de los parámetros de vuelo que producen los niveles de esfuerzos críticos deberán ser incluidos en la evaluación a fatiga.

SECCIÓN 3. FRECUENCIA DE CARGA

6. TIPO DE OPERACIÓN

Deberá establecerse tipos probables de operación (transporte, utilitario, etc.) para los helicópteros. El tipo de operación puede tener una mayor influencia sobre el desarrollo de las cargas. Por lo general, en los helicópteros debería establecerse el tipo de operación más crítico, con consideraciones de operaciones especiales ocasionales.

7. ESPECTRO DE CARGA

Los porcentajes en tiempo o frecuencias de ocurrencia de las condiciones o maniobras de vuelo estarán basados en la operación prevista para el helicóptero. Este espectro deberá ser tal, que tendrá que ser imposible durante la operación de la aeronave someter a la estructura a un deterioro más allá del asociado con el espectro. Las consideraciones a incluir un conocimiento previo basado en registros con datos de historiales de vuelo, limitaciones de diseño establecidas según las DNAR 27.309 ó 29.309 y condiciones y limitaciones de operación recomendadas, especificadas en el Manual de Vuelo del helicóptero. La distribución de tiempos a varias velocidades de vuelo deberán reflejar no sólo la relación de esas velocidades a V_{ne} sino también las condiciones de operación normal recomendadas en el Manual de Vuelo del helicóptero que rige la V_c o velocidad de crucero. De ser posible, es deseable llevar a cabo el programa de vuelos para medir deformaciones mediante la simulación del uso según se determina anteriormente, con un registro continuo de esfuerzos y cargas, obteniendo en consecuencia los espectros de cargas/tensiones para elementos estructurales. La Tabla 1 contiene el porcentaje de ocurrencias típicas para las diversas condiciones de vuelo en helicópteros de un solo motor usados en operaciones utilitarias. Esta tabla deberá usarse sólo como guía y deberá modificarse cuando fuere necesario para cada aeronave de alas giratorias en particular.

SECCIÓN 4. EVALUACIÓN DE RESISTENCIA A LA FATIGA

8. GENERAL

Esta sección proporciona información para la guía de evaluación a fatiga basada en consideraciones de vida segura “safe life” que apunten a tiempos de reemplazo recomendados. Aunque existe una gran cantidad de información disponible de las características de resistencia a la fatiga de las muestras de material, muestras fabricada y partes, la predicción de resistencia de partes de diseños nuevos basados en esta información es menos confiable que la evaluación de la parte real. En consecuencia, un conservadorismo adicional deberá utilizarse con este método. Sin embargo, en muchos casos las diferencias entre muestras de ensayos anteriores y partes actuales (que involucran tales factores como concentración de tensiones, tamaño, y desgaste) no pueden ser tomadas en cuenta con un grado de exactitud razonable. Por lo tanto, es a veces necesario que los componente estructurales estén sujetos a ensayos con cargas repetitivas usando información determinada en el programa de mediciones de tensiones en vuelo. Las características funcionales u operacionales que podrían afectar la resistencia a la fatiga deberían también considerarse en la evaluación de vida útil. Tales factores, como altas temperaturas de operación en las palas debido a pequeños chorros (tip jets) o a la incidencia de gases de escape de la turbina sobre el rotor de la cola deberían considerarse de la misma manera que otras condiciones de operación especiales. Además, los efectos de operaciones especiales tales como operaciones con eslinga, fumigación, vigilancia, etc., deberían considerarse si son apropiados para el tipo particular. La resistencia a la fatiga debería ser evaluada por cualquiera de los métodos descritos a continuación, pero se considera más adecuado el uso de ensayos a escala completa.

9. METODO ANÁLITICO

Está reconocido que si los niveles de tensión permitidos se establecen a través de métodos aceptables, y las tensiones medidas en vuelo son inferiores a estos niveles establecidos, no son necesarios los ensayos de fatiga.

a. MÉTODO SIMPLIFICADO

Las siguientes técnicas, basadas en el uso del diagrama de Goodman, se consideran aceptables para establecer el nivel de tensiones permitido:

1. Estimar el límite de vida medio de una parte en base a los resultados de ensayos de muestras con concentraciones de tensiones similares. El material de muestra de ensayo deberá ser representativo de la parte real y deberá proporcionarse información de ensayos suficientes como para verificar el límite de tolerancia medio. Lo estimado deberá tener en cuenta las condiciones de superficie, los métodos de fabricación, los efectos del tamaño y la forma, así como también las diferencias en concentraciones de tensiones entre la muestra de ensayo y la parte real. Si nos referimos a la Figura 3, el límite de vida medio puede ser representado por una línea dibujada a través de la tensión de fluencia (punto A sobre el eje horizontal) y la máxima tensión alternativa que puede soportar una probeta a una

tensión estática dada (punto B) sin romperse, para un rango de 10^7 a 5×10^7 ciclos dependiendo del material.

2. Un factor de seguridad igual a 3 debe aplicarse al límite de vida medio de tal manera que la inclinación de la línea AC sea $1/3$ de la línea AB. Un factor más pequeño es aceptable cuando está verificado por un número suficiente de evaluaciones sobre partes similares en aplicaciones similares.
3. Si las mediciones de esfuerzos en vuelo indican que todas las tensiones de operación caen debajo de la línea límite de operación (AC), el ensayo de fatiga no es necesario. Cuando las mediciones de esfuerzos están por encima de la línea límite de operación, los ensayos de fatiga de las partes reales deben llevarse a cabo.
4. Deberá tenerse precaución en la aplicación de los métodos analíticos mencionados anteriormente, en particular cuando se incluyen los siguientes puntos:
 - (a) Partes grandes en relación con las muestras de laboratorio.
 - (b) Partes con formas irregulares que contiene carenados, orificios, roscas, o terminarles superpuestas.
 - (c) Partes de diseño único para las que no se encuentra disponible la experiencia en servicio anterior.
 - (d) Partes sujetas a desgaste.
 - (e) Conexiones abulonadas o remachadas.

b. MÉTODOS RACIONALES

Se pueden usar métodos que no incluyan ensayos a escala real pero que apliquen las variables de resistencia a la fatiga con un cálculo del tiempo de reemplazo, de tal manera que proporcione una confiabilidad equivalente al ensayo de fatiga, métodos simplificados y sea aceptable para el Director.

10. MÉTODOS DE ENSAYO

La resistencia a la fatiga de la estructura puede estar determinada por ensayos de laboratorio apropiados y evaluados en términos del espectro de carga. La resistencia indicada por los resultados de los ensayos deberá ser reducida por un factor tal que el tiempo de reemplazo basado directamente en este nivel de resistencia reducido y en el espectro de carga del párrafo 7 garantice que la probabilidad de falla sea extremadamente remota. Este factor de reducción deberá basarse en la consideración del número de muestras ensayadas, en la variabilidad de los resultados de fatiga, en los efectos del uso en servicio y cuando existieran, en los datos de ensayos anteriores para el mismo material o en componente similares como así también en la experiencia en servicio. Los métodos de ensayos enunciados a continuación se consideran aceptables.

a. CURVAS S-N

- (1) Los ensayos de fatiga deberán llevarse a cabo sobre una variedad de tensiones o cargas oscilantes para definir las curvas S-N. Los ensayos de fatiga deberán realizarse con tensiones estáticas o cargas representativas de aquellas que ocurren en vuelo.
- (2) Para determinar la resistencia media a la fatiga y la variabilidad en la resistencia a la fatiga, es necesario ensayar varias muestras para establecer las curvas S-N. Para considerar la variabilidad en la resistencia a la fatiga, deberá aplicarse un factor de reducción a la curva media para llegar a una curva de trabajo S-N. Este factor deberá incluir consideraciones sobre el número de muestras ensayadas, la variabilidad de los resultados de ensayos anteriores sobre el mismo material o componentes similares, como así también la experiencia en servicio. Cuando se ensayen nuevos materiales y diseños, se recomienda usar un factor de reducción de ensayos adicionales que justifiquen un cambio. La curva S-N reducida y la media, deberán reflejar la forma de las curvas S-N típicas para probetas entalladas y no entalladas, según corresponda. La curva reducida S-N y el espectro de carga del párrafo 7 deberán usarse para determinar los tiempos de reemplazo. La figura 4 representa el método de construcción de una curva S-N típica a partir de los datos ensayo a fatiga.

b. ANÁLISIS DEL ESPECTRO

El establecimiento de los tiempos de reemplazo basados en los ensayos de fatiga en las que cada muestra está sujeta a un espectro de carga comprende las siguientes consideraciones:

- (1) Definición de los espectros de carga de ensayos basados en alguno de los dos casos:
 - (a) Análisis, apoyados en la extrapolación de datos históricos de carga disponibles o conocimientos anteriores cuando se encuentren disponibles; o
 - (b) Antecedentes de tensiones basados en los datos de ensayo de vuelos obtenidos para condiciones apropiadas para las aeronave de alas giratorias en particular, y un espectro de asignación de porcentajes de tiempos o frecuencias de ocurrencia a estas condiciones de vuelo y de tierra y maniobras.
- (2) Ensayos de fatiga en los que se aplica el espectro de carga de tal manera que se obtenga una efectiva aleatoriedad de las cargas.
- (3) A menos que se realice antes del paso (1), la determinación a través de los ensayos en vuelo de los niveles de fatiga asociados con cada condición de vuelo y maniobras consideradas apropiadas para el helicóptero.

- (4) Asignación de tiempos de reemplazo. Los resultados de los ensayos de fatiga deberán evaluarse en términos del espectro de carga del párrafo 7 (si es diferente al espectro de ensayo) y deberán reducirse mediante un factor que considere la cantidad de muestras, la variabilidad de la resistencia a la fatiga, y la información previa aplicable.

c. ENSAYOS DEL SISTEMA PRINCIPAL

Otro método de determinación de tiempos de reemplazo es la realización de un ensayo de fatiga de los sistemas principales. Los ensayos de rotación, de alineación, y de banco, constituyen ejemplos de tales ensayos. Los resultados de los ensayos deberán ser evaluados en los términos del espectro de cargas del párrafo 7 (si fuera diferente de las cargas de ensayo) y deberán estar reducidos por un factor que considere la cantidad de muestras ensayadas, la variabilidad de los resultados, y los datos de ensayos previos aplicables cuando se alcanza un tiempo de reemplazo.

11. COMBINACIÓN DE TIEMPO DE REEMPLAZO Y EVALUACIÓN FAIL-SAFE (FALLA SEGURA)

Es posible extender el tiempo de reemplazo de los componentes Fail-Safe que exhiben una limitada capacidad de falla segura (Fail-Safe), mediante el uso de una combinación de conceptos de Safe-Life (Vida-Segura) y Fail-Safe (Falla-Segura). Esto se puede lograr mediante la evaluación tanto de la resistencia a la fatiga como de las características de Fail-Safe según se describen en otra parte de esta circular y mediante la asignación tanto del tiempo de reemplazo como del período de inspección de estos componentes. El tiempo de reemplazo puede entonces estar basado en la probabilidad combinada de la no iniciación de una fisura por fatiga durante o antes del tiempo de reemplazo y la probabilidad de que iniciada la fisura, ésta pueda ser detectada antes de que produzca una falla catastrófica o la pérdida de la carga límite (o la carga máxima permitida, cualquiera sea menor). La probabilidad de detección deberá basarse en la consideración de la efectividad de inspección, el intervalo de inspección, y la vida de fatiga remanente después de una ruptura parcial manifiesta. Un factor de reducción de resistencia menor, proporcional a esta probabilidad de detección, puede ser utilizado en la determinación del tiempo de reemplazo.

12. EXTENSIÓN DEL TIEMPO DE REEMPLAZO

Las partes deberán ser reemplazadas o retiradas cuando se cumpla el período de servicio establecido, a menos que se disponga de información adicional que justifique una extensión del período de servicio. Los factores importantes en la consideración de tal extensión serían:

a. REGISTROS DE VALORES DE CARGA

Los registros de carga vinculan la instrumentación de la aeronave en servicio para obtener una muestra representativa de las cargas reales experimentadas. La información medida deberá incluir velocidad, altura, y velocidad del rotor versus tiempo, o la

velocidad, altura, y grado de deformación versus tiempo, o información similar. La información obtenida mediante la instrumentación de la aeronave en servicio deberá proporcionar una base para correlacionar el espectro de carga estimado con la experiencia de servicio real.

b. ANÁLISIS Y ENSAYOS ADICIONALES

Si se obtienen datos de ensayos y análisis basados en evaluaciones de carga repetitivas de muestras adicionales, se puede realizar una reevaluación de la reducción de resistencia inicial o factor de dispersión.

c. EVALUACIONES DE PARTES FUERA DE SERVICIO

En aquellos casos en los que se procedió de manera conservativa para realizar el cálculo inicial de tiempos de reemplazo debido a la falta de conocimiento del entorno del servicio, los ensayos de carga repetitivas de partes reemplazadas pueden ser utilizadas para reevaluar la dispersión del factor inicial seleccionado. Los ensayos deberán simular las condiciones de carga de servicio.

d. RETRABAJADO DE LA ESTRUCTURA

En algunos casos, el retrabajado de la estructura puede dar como resultado un incremento en el tiempo de reemplazo.

SECCIÓN 5. EVALUACIÓN DE LA RESISTENCIA FAIL-SAFE

13. GENERAL

La evaluación de la resistencia de los componentes diseñados bajo el concepto de Fail-Safe de la estructura es para garantizar que, si se inicia alguna fisura por fatiga, el resto de la estructura soportará las cargas de servicio sin romperse hasta que las fisuras sean detectadas. La evaluación de Falla Segura generalmente establece los componentes que son Fail-Safe, definiendo las condiciones de carga y la magnitud de daños para los cuales la estructura va a ser diseñada, llevando a cabo las evaluaciones y análisis estructurales para verificar que se ha cumplido con el objetivo de diseño, y estableciendo los programas de inspección para garantizar la detección de los daños por fatiga. En los componentes predominantemente cargados por fuerza centrífuga, la selección de carga límite debe realizarse con mucha precaución para garantizar que sea la máxima esperada en servicio. Las características de diseño que pueden usarse para obtener una estructura Fail-Safe son:

- a. Selección de materiales y niveles de tensión que proporcionen una baja y controlada velocidad de propagación de fisuras combinada con una alta resistencia residual después del comienzo de las mismas.
- b. Diseños que permitan la detección de fisuras incluyendo el uso de sistemas de detección de las mismas, de todos los elementos estructurales críticos antes de que estas puedan ser peligrosas o cuasar pérdida de resistencia apreciable de tal modo de permitir el reemplazo o la reparación.
- c. Utilización de una construcción de trayectoria múltiple y la provisión de elementos de detención de fisuras para limitar el crecimiento de las mismas.
- d. Utilización de estructuras de compuestos duplicadas para que una fisura o rotura por fatiga de un elemento del compuesto sea confinada a ese elemento y que el resto de la estructura aún posea una considerable capacidad de soportar carga.
- e. Utilización de estructuras duplicadas en la que un miembro soporta toda la carga, con un segundo miembro disponible capaz de soportar la carga extra si el miembro primario falla.

14. IDENTIFICACIÓN DE PARTES CRÍTICAS DE LA ESTRUCTURA

Aquellas partes de la estructura que pueden ser críticas a fatiga deberá estar identificadas. Las partes típicas de la estructura son:

- a. Palas de rotor y elementos de unión.
- b. Cabezas de rotor, incluyendo el cubo, charnelas, amortiguadores.

- c. Componentes del sistema de control, incluyendo varillas de control, servos, plato control.
- d. Estructura soporte del rotor.
- e. Fuselaje, incluyendo estabilizadores y superficies sustentadoras auxiliares.

15. MAGNITUD DEL DAÑO FAIL-SAFE

La extensión de una falla parcial será de tal magnitud que pueda ser fácilmente detectada durante una inspección específica. Esta puede involucrar la falla completa de un elemento principal, o la falla de más de un elemento, o solamente una falla parcial de un elemento dependiendo de la velocidad de propagación de la fisura, la facilidad de detección, y el intervalo de inspección. El daño en áreas inaccesibles podría extenderse a las áreas de inspección.

Ejemplos típicos de daños por fatiga que deberán ser considerados se enuncian a continuación:

- a. Fisuras que parten del borde de las aberturas o cortes de la estructura que puedan detectarse con facilidad mediante la inspección visual de la zona.
- b. Una fisura superficial longitudinal o circunferencial en la estructura del fuselaje de tal longitud que pueda ser fácilmente detectada mediante una inspección visual de la superficie.
- c. Separación completa de los elementos interiores de la estructura o refuerzos además de las fisuras detectables en forma visual en el recubrimiento adyacente.
- d. Falla de un elemento donde se utiliza construcción dual de componentes.
- e. Rotura de fijaciones primarias, incluyendo charnelas y herrajes de control.

16. DETERMINACIÓN DE LA UBICACIÓN PROBABLE DE FISURAS

La ubicación probable de las fisuras será determinada mediante ensayos, análisis, o ambos. En los casos de componentes críticos, complejos o poco comunes, o cuando las cargas iniciales de fatiga pueden afectar la velocidad o modo de las fisuras, la ubicación probable de las fisuras deberá determinarse a través de un ensayo de fatiga. Cuando la determinación se realiza por medios analíticos, deberán usarse criterios de ingeniería y se deberán tener en cuenta los siguientes factores:

- a. Realización de un análisis para localizar áreas de máxima tensión y bajo margen de seguridad.

- b. Realización de estudios de tensiones sobre estructuras sin daño para establecer los puntos de alta concentración de tensiones como así también la magnitud de tales concentraciones.
- c. Estudio de los resultados de ensayos estáticos para determinar la localización donde se produjeron deformaciones excesivas.
- d. Determinación a partir del análisis de fatiga de dónde podrían iniciarse las fisuras.
- e. Localizar el lugar dentro de un elemento donde las tensiones de los elementos adyacentes pudieran ser las máximas cuando ese elemento falla.
- f. Seleccionar ubicaciones de fracturas parciales en un elemento donde las altas concentraciones de tensiones están presentes en la estructura residual.
- g. Determinar áreas de diseño propensas a daños por fatiga basados en los registros de experiencias en servicio de componentes diseñados en forma similar.

17. DEMOSTRACIÓN FAIL-SAFE

Se debe demostrar por medio de análisis, ensayos, o ambos, que la estructura con fallas parciales según se detiene en el párrafo 15 y 16 pueden soportar la carga máxima y cargas repetitivas previstas en servicio antes de ser detectadas. Las cargas repetitivas deberán ser como las definidas en el espectro de carga del párrafo 7 y la estructura deberá ser capaz de soportar esta carga después de un colapso parcial durante el tiempo suficiente con respecto al intervalo de inspección, para garantizar que las fallas catastróficas sean extremadamente remotas. El espectro de carga deberá incluir al menos una aplicación de carga límite. En las demostraciones de ensayo, el daño puede ser iniciado o simulado mediante cortes hechos con una sierra fina, o una guillotina, en aquellos casos en los que no sea necesario ni práctico producir fisuras por fatiga por ensayo. En aquellos casos en que se simula una falla en las uniones o fijaciones, se pueden quitar los bulones para simular la falla si esta condición fuera representativa de una falla real. En algunos casos, las características Falla Segura (Fail-Safe) pueden demostrarse analíticamente. El enfoque analítico puede usarse cuando la configuración estructural involucrada es esencialmente similar a la ya verificada por ensayos de Falla Segura, ya sea en un diseño tipo aprobado previamente, o en otras áreas similares del diseño que está siendo evaluado. La aproximación analítica también puede ser usada cuando: (1) Puede demostrarse que la falla es detectada considerablemente antes de que se aproxime a la longitud de fisura crítica; (2) los márgenes de seguridad resultantes del análisis se encuentran en exceso del nivel de resistencia estático residual de Falla Segura y (3) los niveles de tensión en una estructura fallada parcialmente y de diseño son tales como para asegurar que el tiempo de propagación relativa de la fisura sea adecuado para el intervalo de inspección.

18. INSPECCIÓN

La detección de fisuras por fatiga antes de que se conviertan en un riesgo constituye el control fundamental para garantizar las características Falla Segura de la estructura. Por lo tanto, el fabricante deberá proporcionar suficiente información guía para asistir a los operadores en el establecimiento de la frecuencia y extensión de las inspecciones repetitivas de una estructura crítica.

TABLA 1PORCENTAJE DE OCURRENCIA

I.	CONDICIONES EN TIERRA	1,5
(a)	Rápido incremento de r.p.m. en tierra para un rápido engrane del embrague (Clutch)	0,5
(b)	Carreteo con control cíclico a full	0,5
(c)	Despegue	(1)
(d)	Ciclo tierra-aire-tierra	(1)
II.	VUELO ESTACIONARIO	2,0
(a)	Vuelo estacionario uniforme	0,5
(b)	Inversión Lateral	0,5
(c)	Inversión Longitudinal	0,5
(d)	Inversión del timón de dirección	0,5
III.	VUELO HACIA DELANTE CON POTENCIA	87,5
(a)	Nivel de Vuelo horizontal – 20% VNE	1,0
(b)	Nivel de Vuelo horizontal – 40 % VNE	3,0
(c)	Nivel de Vuelo horizontal – 60% VNE	18,0
(d)	Nivel de Vuelo horizontal – 80 % VNE	25,0
(e)	Nivel de Vuelo máximo (pero no mayor que VNE)	15,0
(f)	VNE	3,0
(g)	111% VNE	,5
(h)	Virajes hacia la derecha – 30, 60, 90 % VNE ... (2)	3,0
(i)	Virajes hacia la izquierda – 30, 60, 90 % VNE ... (2)	3,0
(j)	Ascenso (Potencia de despegue)	2,0
(k)	Ascenso (Potencia máxima continúa)	4,0
(l)	Cambio a autorotación de vuelo con potencia - 30, 60, 90 % VNE	1,5
(m)	Descenso parcial con potencia (incluyendo la condición de flujo cero a través del rotor)	2,0
(n)	Accionamiento de paso colectivo y cíclico desde el vuelo horizontal	(2)
(o)	Pushovers	(2)
(p)	Ráfagas	(2)
(q)	Paradas rápidas	(2)
(r)	Señales luminosas	(2)
(s)	Inversiones laterales a VH	0,5
(t)	Inversiones longitudinales a VH	0,5
(u)	Inversiones de timón de dirección a VH	0,5
(v)	Aproximación de aterrizaje	3,0
(w)	Vuelo lateral	0,5
(x)	Vuelo hacia atrás	0,5

IV. AUTOROTACIÓN – POTENCIA	9,0
(a) Vuelo hacia delante uniforme	2,0
(b) Recuperación rápida de potencia desde un vuelo de autorotación	0,5
(c) Virajes hacia la derecha – 30, 60, 90 % VNE	(2) 1,0
(d) Virajes hacia la izquierda – 30, 60, 90 % VNE	(2) 1,0
(e) Inversiones laterales	0,5
(f) Inversiones longitudinales	0,5
(g) Inversiones de timón de dirección	0,5
(h) Accionamiento de paso cíclico y colectivo	(2)
(i) Aproximación por aterrizaje	2,0
(j) Señales luminosas	(2)
	100,0

- (1) Un vuelo cada 10 minutos con detenciones de rotor menos frecuentes.
- (2) Deberá desarrollarse una curva de frecuencia del factor de carga vertical que sea representativa de los tipos de operación más críticos. El tiempo que demande cada turno debería ajustarse para dar un porcentaje específico de ocurrencia.

Ing. Damilo Rodolfo WENK
 Director de Certificación Aeronáutica Córdoba

Ing. Justo Demetrio DIAZ
 Director de Coordinación Técnica

NOTA: LINEA PUNTEADA EN FIGURA 1 Y 2
INDICAN LIMITES DE ENSAYO.
AREAS SOMBRADAS INDICAN REGIMENES DE
OPERACION

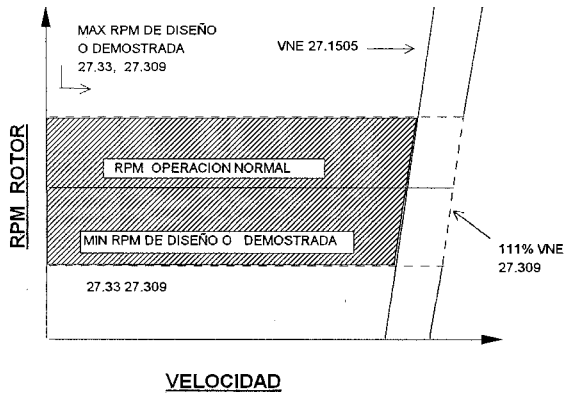


FIGURA 1. ENVOLVENTE DE VELOCIDAD VS. R.P.M. DEL ROTOR CON POTENCIA

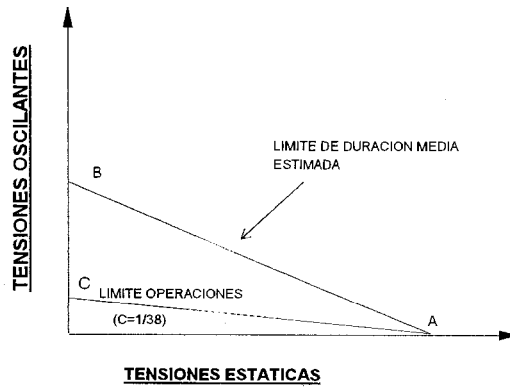


FIGURA 3 TENSIONES ESTATICAS VS. TENSIONES OSCILANTES

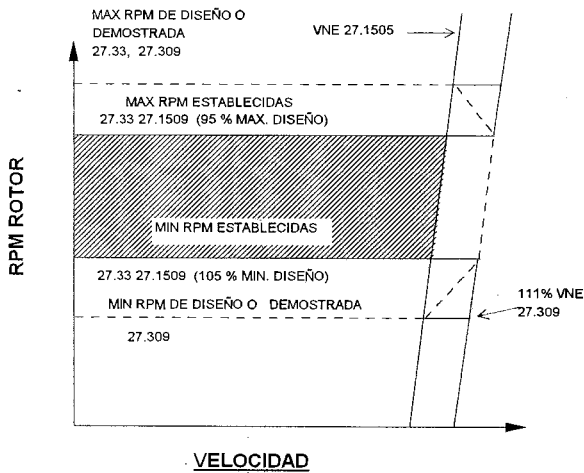


FIGURA 1. ENVOLVENTE DE VELOCIDAD VS. R.P.M. DEL ROTOR SIN POTENCIA

NIVEL DE TENSIONES ESTATICAS

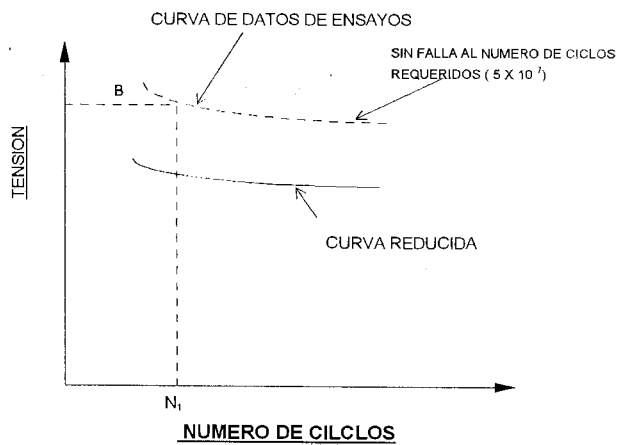


FIGURA 4 NUMERO DE CICLOS VS. TENSIONES