



# INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y  
ELÉCTRICA

UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN

INGENIERÍA AERONÁUTICA

**“DISMINUCIÓN DE LA VIBRACIÓN DEL ROTOR  
PRINCIPAL DE UN HELICÓPTERO BELL 412 POR  
DESGASTE EN LOS BALEROS ELASTOMÉRICOS.”**



**T E S I N A**

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

**INGENIERO AERONÁUTICO**

P R E S E N T A N:

**LONGI ESTRELLA ALBERTO JESÚS**

**MORENO FERNÁNDEZ ANGEL**

A S E S O R:

**ING. RUBÉN OBREGÓN SUÁREZ**

**MARZO**

**2015**

**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**  
**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**UNIDAD TICOMÁN**

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA  
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: SEMINARIO  
DEBERÁN PRESENTAR: LOS CC. PASANTES

**LONGI ESTRELLA ALBERTO JESÚS**  
**MORENO FERNÁNDEZ ÁNGEL**

**“DISMINUCIÓN DE LA VIBRACIÓN DEL ROTOR PRINCIPAL DE  
UN HELICÓPTERO BELL 412 POR DESGASTE EN LOS BALEROS  
ELASTOMÉRICOS”**

CAPÍTULO I	PROTOCOLO
CAPÍTULO II	GENERALIDADES DEL HELICÓPTERO BELL 412
CAPÍTULO III	ROTOR PRINCIPAL
CAPÍTULO IV	PROCEDIMIENTO DE ANÁLISIS DE VIBRACIÓN EN EL ROTOR PRINCIPAL DEBIDO AL DESGASTE DE LOS BALEROS ELASTOMÉRICOS
CAPÍTULO V	COSTOS CONCLUSIONES REFERENCIAS

México, DF., a 17 de Marzo de 2015

**A S E S O R**

  
**ING. RUBÉN OBREGÓN SUÁREZ**

Vo. Bo.



  
**ING. JOSÉ JAVIER ROCH SOTO**  
**DIRECTOR**



## AGRADECIMIENTOS

MORENO FERNÁNDEZ ANGEL

Antes que nada quiero agradecer a Dios, que me ha dado las fuerzas y la salud para poder iniciar y terminar cada proyecto y cada reto que se ha extendido frente a mí durante mi vida, dotándome de muchas y excelentes capacidades además de habilidades para librar siempre las adversidades perfectamente. Ahora he terminado esta etapa y comienzan nuevas etapas, donde espero seguir teniendo la bendición de Dios.

A mis padres Verónica Fernández Sánchez y E. Ricardo Moreno Flores por todo el apoyo que me han brindado a lo largo de mi carrera y mi vida ya que sin ellos no estaría aquí en este momento, por todos esos sabios consejos y lecciones que hoy me permiten defenderme, por alentarme y comprenderme para lograr cada meta que me propongo, por su gran corazón y capacidad de entrega, pero sobre todo por hacer de mí una persona responsable. Y a mi hermano porque siempre estuvo junto a mí, me brindó su apoyo cuando lo necesite y siempre creyó en mí. Aunque sé que esto no basta para pagarles todo lo que me han dado les dedico este trabajo de todo corazón, los quiero mucho.

A mi casa de estudios el Instituto Politécnico Nacional por brindarme la oportunidad de estudiar una gran carrera como lo es la Ingeniería en Aeronáutica, así mismo un especial agradecimiento a la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica unidad Ticomán, y a mis maestros por las enseñanzas que me dejaron a lo largo de la carrera además de todas sus experiencias y consejos que me sirvieron para hacer las cosas mejor.

A nuestro asesor de trabajo final, que estuvo al pendiente en todo momento por el correcto desarrollo de este proyecto, ayudándome y resolviendo todas las dudas y problemáticas que surgían a medida que se elaboraba el presente. Gracias Ingeniero Rubén Obregón Suárez, por su respaldo y por confiar en todo momento en nosotros.

A mis familiares, amigos y compañeros que siempre estuvieron presentes cuando los necesite y sin ningún interés de por medio mostraron disponibilidad para ayudar, motivar, aconsejar y convivir.



## AGRADECIMIENTOS

LONGI ESTRELLA ALBERTO JESÚS

Agradezco a mis padres por las enseñanzas que me compartieron y por los valores y hábitos que me inculcaron, los cuales me han hecho ser la persona que soy. También les agradezco por haber dejado en mis manos la decisión de que carrera elegir para mi futuro.

A mi amiga por ayudarme en la realización de este trabajo así como en motivarme para concluir lo que empecé hace varios años. Agradezco también los consejos que me ha proporcionado, los cuales me han servido durante varios años.

Agradezco a mis profesores que impartieron el seminario así como a nuestro asesor de esta tesina por ampliar nuestros conocimientos en el tema de los helicópteros y por dedicar su tiempo en transmitir ese saber adquirido en la práctica.

Agradezco al Instituto Politécnico Nacional por haberme dado la oportunidad de ser parte de él, así como de haberme preparado académicamente y poder enfrentar diversas situaciones en el ámbito laboral.

# ÍNDICE

## Glosario

## Lista de abreviaturas y símbolos

## Lista de figuras y tablas

## Resumen

## Introducción

### Capítulo I – Protocolo.

- 1.1 Tema
- 1.2 Objetivo
- 1.3 Justificación
- 1.4 Alcance
- 1.5 Metodología

### Capítulo II – Generalidades del Helicóptero Bell 412.

- 2.1 Historia, desarrollo y diseño
- 2.2 Información general
- 2.3 Cubiertas y fuselados
- 2.4 Fuselaje delantero
- 2.5 Tren de aterrizaje
- 2.6 Botalón de cola
- 2.7 Elevador
- 2.8 Sistema anti-torque
- 2.9 Rotor de cola
- 2.10 Sistema eléctrico
- 2.11 Variantes
- 2.12 Especificaciones técnicas

### Capítulo III – Rotor Principal.

- 3.1 Rotor principal



- 3.1.1 Introducción
- 3.1.2 Cubo del rotor principal
- 3.1.3 Amortiguadores de péndulo simple
- 3.1.4 Limitador de caída
- 3.1.5 Conjunto de yugo y brazo (spindle)
- 3.1.6 Instalación del yugo superior en el yugo inferior
- 3.1.7 Instalación del rotor principal
- 3.1.8 Ajustes a los eslabones de cambio de paso (pitch links)
- 3.1.9 Desmontaje e instalación de las palas del rotor principal
- 3.1.10 Detalles de las palas del rotor principal
- 3.1.11 Palas del rotor principal
- 3.2 Mástil
  - 3.2.1 Alineación del conjunto del tubo de torque
  - 3.2.2 Conjunto del medidor de torque del mástil
    - 3.2.2.1 Inspección del indicador de torque del mástil
    - 3.2.2.2 Calibración de torque en cero

## **Capítulo IV - Procedimiento de análisis de vibración en el rotor principal debido al desgaste de los baleros elastoméricos.**

- 4.1 Inspecciones
  - 4.1.1 Programa de inspección Parte A.
  - 4.1.2 Programa de inspección Parte B.
- 4.2 Inspecciones especiales.
- 4.3 Inspecciones condicionales.
- 4.4 Limitaciones de aeronavegabilidad.
- 4.5 Terminología de inspección de cojinetes
- 4.6 Terminología de inspección de cojinetes
- 4.7 Cojinetes elastoméricos

- 4.8 Introducción a las vibraciones
- 4.9 Definición de vibración
  - 4.9.1 Vibración simple
  - 4.9.2 Vibración compuesta
  - 4.9.3 Vibración aleatoria y golpeteos intermitentes
  - 4.9.4 Frecuencia natural y resonancias
- 4.10 Variables aplicables en análisis de vibraciones
  - 4.10.1 Análisis espectral
  - 4.10.2 Desbalanceo
    - 4.10.2.1 Estático
    - 4.10.2.2 Dinámico
    - 4.10.2.3 Rotor colgante
  - 4.10.3 Fallas en rodamientos
    - 4.10.3.1 Falla en pista interna
    - 4.10.3.2 Falla en pista externa
    - 4.10.3.3 Falla en elementos rodantes
- 4.11 Valoración de las vibraciones
  - 4.11.1 Medición de vibraciones
- 4.12 Vibraciones alineación y balanceo
  - 4.12.1 Trayectoria (huella)
- 4.13 Métodos de alineación y balanceo
  - 4.13.1 Método del bastón
  - 4.13.2 Método de bandera
  - 4.13.3 Método de la luz reflejante
  - 4.13.4 Método de pre huella
  - 4.13.5 Método electrónico o estroboscópico
- 4.14 Balance dinámico del rotor principal - método manual
- 4.15 Balance dinámico del rotor principal – método electrónico



4.16 Propósito de la puesta en huella y balance por el método electrónico

4.17 Fuentes comunes productoras de vibración

## **Capítulo V – Costos.**

5.1 Sistema RADS AT

5.1.1 Puesta en trayectoria de la cabeza del rotor principal

5.2 Inspecciones periódicas aplicadas al helicóptero Bell 412

5.3 Tipos de inspecciones

5.4 Componentes que no cubren la inspección

**Conclusiones.**

**Referencias.**



## GLOSARIO

### - AERONAVEGABILIDAD

Entendida como la capacidad de un avión para estar listo para volar con seguridad en cualquier ambiente y circunstancias para las que ha sido diseñado y certificado por el fabricante.

### - MANTENIMIENTO

Conjunto de acciones que tienen como objetivo mantener un artículo o restaurarlo a un estado en el cual el mismo pueda desempeñar la función requerida o las que venía desempeñando hasta el momento en que se dañó.

### - VIBRACION

Es un movimiento oscilatorio de pequeña amplitud.

### - ELASTOMÉRO

Tipo de compuesto que está incluidos no metales en ellos, que muestran un comportamiento elástico.

### - FRECUENCIA

Es el tiempo necesario para completar un ciclo vibratorio. En los estudios de Vibración se usan los cpm (ciclos por minuto) o HZ (Hertz).

### - DESPLAZAMIENTO

Es la distancia total que describe el elemento vibrante, desde un extremo al otro de su movimiento.

### - DIRECCIÓN

Las vibraciones pueden producirse en 3 direcciones lineales y 3 rotacionales.

### - RESONANCIA

Fenómeno que ocurre cuando la frecuencia con la que se excita un sistema vibratorio es igual a su frecuencia natural.

### - ACELERACIÓN

Razón de cambio de la velocidad respecto al tiempo.

### - ACELERÓMETRO

Sensor y transductor cuya entrada es la amplitud de aceleración y tiene una salida de voltaje de baja impedancia.

- **ALINEACIÓN**

Posición en la cual las líneas centro de dos ejes deben ser lo más colineales posible, durante el tiempo de operación normal de la máquina.

- **AMPLITUD**

Es el máximo valor que presenta una onda sinusoidal.

- **ANÁLISIS ESPECTRAL**

Es la interpretación que se le hace a un espectro para determinar el significado físico de lo que pasa en una máquina.

- **ARMÓNICO**

Son frecuencias de vibración que son múltiplos integrales de una frecuencia fundamental específica.

- **AXIAL**

Posición del sensor que va en el sentido de la línea del eje.

- **BALANCEO**

Procedimiento por medio del cual se trata de hacer coincidir el centro de masa de un rotor con su centro de rotación, de manera que se pueda eliminar el mayor número de fuerzas inerciales.

- **MASA EQUILIBRANTE**

Masa utilizada en balanceo, para contrarrestar la masa desbalanceadora.

- **PERÍODO**

Es el tiempo necesario para que ocurra una oscilación o se complete un ciclo. Generalmente está dada en minutos y segundos.

## LISTA DE ABREVIATURAS Y SÍMBOLOS

°C	Grados Celsius
C.A.	Corriente alterna
C.D.	Corriente directa
CD's	Compact disks
CPM	Ciclos por minuto
°F	Grados Fahrenheit
FT	Pies
GAL	Galones
HRS	Horas
HZ	Hertz
IN	Pulgadas
KTS	Nudos
KHZ	Kilo Hertz
LBS	Libras
M	Metros
RAD	Radianes
REV	Revolución
RPM	Revoluciones por minuto
RPS	Revoluciones por segundo
SEG	Segundo
VNE	Velocidad de nunca exceder

## LISTA DE FIGURAS Y TABLAS

Figura 2.1 (Configuración estándar de asientos del helicóptero Bell 412EP)

Figura 2.2 (Dimensiones del helicóptero Bell 412EP)

Figura 2.3 (Fuselado y cubiertas Bell 412EP)

Figura 2.4 (Fuselaje delantero Bell 412EP)

Figura 2.5 (Tren de aterrizaje)

Figura 2.6 (Botalón de cola)

Figura 2.7 (Elevador)

Figura 2.9 (Rotor de cola)

Figura 3.1.1 (Rotor principal)

Figura 3.1.2 (Cubo del rotor principal)

Figura 3.1.3 (Amortiguador de péndulo simple)

Figura 3.1.4.1 (Posición estática con el limitador enganchado)

Figura 3.1.4.2 (Limitador en posición de vuelo)

Figura 3.1.5 (Conjunto de yugo y brazos)

Figura 3.1.5.1 (Ajuste de Dampers)

Figura 3.1.5.2 (Conjunto de Dampers)

Figura 3.1.6 (Instalación de los yugos)

Figura 3.1.7 (Instalación del rotor principal)

Figura 3.1.7.1 (Instalación del rotor principal sección transversal)

Figura 3.1.7.2 (Soporte del rotor principal)

Figura 3.1.9 (Desmontaje e instalación de las palas del rotor principal)

Figura 3.1.10 (Detalle de las palas)

Figura 3.1.11 (Palas del rotor principal)

Figura 3.2 (Conjunto del mástil desarmado)

Figura 3.2.1 (Sección cruzada del cojinete del mástil)

Figura 3.2.2 (Instalación del tubo de torque del mástil)

Figura 3.2.2.1 (Conjunto del medidor de torque del mástil)

Figura 4.9.1 (Vibración simple)

Figura 4.9.1.1 (Respuesta de la vibración en función del tiempo)

Figura 4.9.2 (Vibración Compuesta)

Figura 4.9.3 (Vibración Aleatoria)

Figura 4.9.3.1 (Golpeteos intermitentes)

Figura 4.9.4 (Motor que gira a una velocidad similar a la frecuencia natural de su estructura de soporte. Lo que incrementa abruptamente los niveles de vibración de la máquina)

Figura 4.10.1 (Esquema de captura de la información)

Figura 4.10.2 (Respuesta de la condición de balanceo en función del tiempo)

Figura 4.10.2.1 (Desbalanceo Estático)

Figura 4.10.2.2 (Desbalanceo Dinámico)

Figura 4.10.2.3 (Rotor Colgante)

Figura 4.10.3.1 (Falla en pista interna)

Figura 4.10.3.2 (Falla en pista interna)

Figura 4.10.3.3 (Falla en elementos rodantes)

Figura 4.13 (Herramienta para el método del bastón)

Figura 4.13.1 (Procedimiento de puesta en trayectoria por el método del bastón)

Figura 4.13.2 (Procedimiento de puesta en trayectoria por el método de bandera)

Figura 4.13.3 (Procedimiento de puesta en trayectoria por el método de luz reflejante)

Figura 4.13.4 (Procedimiento de pre huella)

Figura 4.13.5 (Procedimiento de puesta en trayectoria por el método estroboscópico)

Figura 4.13.6 (Trayectoria observada en el método estroboscópico)

Figura 4.14 (Corrección de vibración lateral por el método de la cinta)

Figura 4.14.1 (Ajuste de la varilla de arrastre)

Figura 5.1 (D.A.U. Unidad de adquisición de datos)

Figura 5.2 (C.A.D.U. Unidad de control y visualización)

Figura 5.3 (C.C.M. Memoria de tarjeta de crédito)

Figura 5.4 (U.T.D. Dispositivo universal de trayectoria)

Figura 5.5 (Sensor magnético de RPM)

Figura 5.6 (Acelerómetro)

Figura 5.7 (Sensor óptico de RPM)

Figura 5.8 (Panel del RADS)

Figura 5.9 (Cámara en la nariz)

Figura 5.10 (Instalación de los acelerómetros)

Figura 5.11 (Costo en 2013 del kit básico del sistema RADS AT)

Tabla 2.1 (Especificaciones técnicas del helicóptero Bell 412EP)

Tabla 3.1 (1/rev y 2/rev detección de fallas)

Tabla 3.2 (4/rev detección de fallas)

## RESUMEN

El trabajo de esta tesina consiste en un análisis sobre vibraciones del rotor principal por el desgaste de los baleros elastoméricos, esto quiere decir que se analizaran las posibles causas por las que se generan estas vibraciones, así como los costos aproximados de cada servicio y costos extra como las partes que se requieran reemplazar.

Dentro de cada uno de los capítulos se explican las cuestiones a desarrollar y analizar para un análisis de vibraciones, y así de esta forma podrá proponer una solución para que la presencia de vibraciones en el rotor principal disminuya manteniendo la aeronavegabilidad la aeronave.

## INTRODUCCIÓN

Los sistemas rotatorios que poseen las aeronaves, específicamente los helicópteros están expuestos a desgates. La razón principal para analizar y diagnosticar el estado de una máquina rotatoria es determinar las medidas necesarias para corregir la condición de vibración, reducir el nivel de las fuerzas vibratorias no deseadas y no necesarias. De manera que, al estudiar los datos, el interés principal deberá ser la identificación de las amplitudes predominantes de la vibración, la determinación de las causas, y la corrección del problema que ellas representan; tanto los que afectan las sistema motriz (turbina, caja de transmisión principal, mástil rotor, rotor principal, caja de transmisión trasera y rotor de cola), así como el resto de la estructura o célula y las alteraciones que producen al cuerpo humano de la tripulación como parte integral de una aeronave.

Dependiendo de la frecuencia del movimiento oscilatorio y de su intensidad, la vibración puede causar sensaciones muy diversas que van desde el simple desajuste en la comodidad, hasta alteraciones graves de la salud, pasando por la interferencia con la ejecución de ciertas tareas como la lectura, la pérdida de precisión al ejecutar movimientos o la pérdida de rendimiento debido a la fatiga de la tripulación





# CAPÍTULO I- PROTOCOLO

## 1.1 TEMA

Disminución de la vibración en un rotor principal de un helicóptero Bell 412, por desgaste en los baleros elastoméricos

## 1.2 OBJETIVO

Conocer y disminuir la vibración en el rotor principal debido al desgaste de los baleros elastoméricos para después sugerir métodos específicos que reduzcan estas oscilaciones fuera de rango, combinando los costos de inspección con revisiones periódicas y/o reemplazo antes del tiempo de vida de dicha pieza. Lo anterior será posible llevarlo a cabo con datos obtenidos mediante inspecciones y mantenimiento realizado a la aeronave.

## 1.3 JUSTIFICACIÓN

Con la elaboración de este trabajo se pretende predecir el tiempo de vida útil promedio en los baleros elastoméricos mediante la obtención de datos estadísticos para así contar con antecedentes y, de este modo, se facilite el análisis de futuras fallas producidas por el desgaste de dichos baleros.

Otra razón por la cual se elige este tema, se debe a que al platicar con técnicos experimentados en el mantenimiento de aeronaves de ala rotativa, se manifiesta el desconocimiento por parte del personal de nuevo ingreso o que tiene poco tiempo laborando, en el tema de las vibraciones, causando confusión al obtener datos sin entender por completo el fenómeno físico que es generado por el uso de la aeronave.

Al consultar este documento, el personal de mantenimiento tendrá una visión clara de lo que sucede y las formas de mitigarlo para hacer más sencilla su labor.

Debido a las condiciones en las que opera la aeronave, es necesario y de vital importancia evitar la vibración en las palas del rotor principal generada por el desgaste de los baleros elastoméricos.

## 1.4 ALCANCE

En los últimos años las aeronaves que cuentan con estos baleros elastoméricos, han presentado algún tipo de desgaste que provoca tener la aeronave en tierra para su mantenimiento. Esto se ve reflejado en pérdidas por varios millones de dólares por reparaciones o cambio de piezas, principalmente en el rotor principal.

## 1.5 METODOLOGÍA

La proposición para este trabajo se basa inicialmente en la identificación de fallas que son provocadas por el desgaste de los baleros elastoméricos. Se desarrollara un análisis del tipo y cantidad de operaciones que realiza la aeronave anualmente para detectar el tiempo promedio de vida útil de los baleros ya mencionados.

Se utilizaran datos recabados por el usuario, para realizar estimaciones de cambio físico de la pieza mediante estudios de análisis de vibraciones realizados con anterioridad. De igual manera se obtendrá información de internet, CD's con los distintos manuales del Helicóptero en cuestión y el asesoramiento de los distintos profesores que imparten el seminario, ya que ellos cuentan con la suficiente experiencia del tema.

Para la realización del presente trabajo es necesario trabajar con objetividad y constancia para lograr la meta en el tiempo establecido. Por lo anterior, es conveniente que cada semana sea concluido un Capítulo, así, a principios del mes de noviembre del presente año se esté revisando esta tesina y aun así tener un lapso de tiempo corto para las últimas revisiones y de así requerirlo, las modificaciones pertinentes.

# **CAPÍTULO II- GENERALIDADES DEL HELICÓPTERO BELL 412**

## 2.1 HISTORIA, DESARROLLO Y DISEÑO

La historia del helicóptero Bell 412 comenzó a finales de 1970; El desarrollo inicio cuando dos ejemplares del Bell 212 fueron convertidos en los primeros prototipos del ahora conocido Bell 412. El principal cambio surgió con el reemplazo de la configuración original de dos palas, por un avanzado rotor principal de cuatro palas con un diámetro más pequeño, cada pala construida con fibra de vidrio y estructura de panal de abeja tipo Nomex y dispone de una banda de titanio resistente a la abrasión en el borde del ataque y una red pararrayos incluida en su estructura. Otro cambio significativo fue la cabeza de rotor, que en su nuevo diseño está construido en una estructura de acero y aleación ligera, dispone de cojinetes y amortiguadores elastoméricos.

En Agosto de 1979 fue la primera vez que voló un prototipo del Bell 412, la certificación del modelo inicial se dio hasta Enero de 1981 y en ese mismo mes también comenzaron las primeras entregas. El primer modelo del Bell 412 fue seguido por la versión 412SP (Special Performance) que cuenta con mayor capacidad de combustible, mayor peso al despegue y opción para la distribución de los asientos. Fue hasta 1991 que llega la variante 412HP (High Performance), con una mejora significativa en la transmisión y que sustituye a la versión SP en la producción.

Después de muchos cambios y mejoras actualmente se produce la versión 412EP (Enhanced Performance), la cual está equipada con un sistema de control de vuelo automático dual digital. En el 2013 Bell introdujo el modelo 412EPI el cual incluye una actualización con un control electrónico del motor para un PT6T-9, y un sistema de visualización de cabina de cristal similar al modelo del Bell 429. También se ofrece un sistema de navegación con pantalla táctil de Garmin, y otras actualizaciones para mejorar el rendimiento estacionario.

Actualmente se han construido más de 700 helicópteros modelos Bell 412 en sus distintas variantes; El Bell 412EP es un caballo de trabajo todos los días en los climas más extremos del planeta. Con un amplia cabina para carga o personal, controles digitales automáticos dobles y excelente desempeño a alta temperatura y gran altitud, el Bell 412EP brinda flexibilidad multi-misión a sus operadores. En su configuración estándar cuenta con asientos para 13 pasajeros y 2 tripulantes en una cabina que puede adaptarse para cualquier misión, vuelo IFR para dos pilotos con doble sistema de control de vuelo digital automático de 3 ejes como equipo estándar además de estar certificado para vuelo IFR con uno o dos pilotos, cuenta con amplias puertas de 2,32 m (7,7 pies) de ancho que permiten la carga con

montacargas en una cabina de 6,2 m<sup>3</sup> (220 pies<sup>3</sup>) de volumen, así como confiables motores Pratt & Whitney PT6T-3D Twin Pac y sistema de transmisión comprobado, con 4.000 y 5.000 horas, respectivamente, entre reparaciones mayores.



Figura 2.1 (Configuración estándar de asientos del helicóptero Bell 412EP)

Algunas de sus principales características y beneficios es que cuenta con un sistema de rotor principal de cuatro palas fabricado con materiales compuestos, con una altura libre desde el suelo de 2,6 m (8,6 pies) y cojinetes elastoméricos para ayudar a amortiguar las vibraciones, además de que con los motores Pratt & Whitney PT6T-3D Twin Pac con 25 millones de horas de vuelo comprobadas en más de 2.000 aeronaves en todo el mundo. Las características de seguridad estándar incluyen: celdas de combustible resistentes a rupturas, asientos absorbentes de impactos para los tripulantes y aceleradores montados en el colectivo. Cuenta con una capacidad de carga útil de 2.313 kg (5.100 lb), puerta deslizante estándar que abre hacia atrás de la cabina de pasajeros y puerta batiente que se abre hacia afuera con una abertura total de 2,3 m (7,7 pies) permitiendo cargas y descargas rápidas y fáciles, así como abundante capacidad para equipo especializado (médico, faro de búsqueda, etc.), doble sistema de control de vuelo digital automático con opción disponible para vuelo IFR con un solo piloto, capacidad para Categoría A/JAR OPS 3 con instalación de equipo opcional, cuenta con sistema BLR Strake y FastFin® que permiten un mejor desempeño en vuelo estacionario, con vientos cruzados y condiciones de alta temperatura y gran altitud, también cuenta con escalones integrados, plataformas de trabajo y abundantes paneles de acceso y ventanillas de inspección que facilitan el mantenimiento.

## 2.2 INFORMACION GENERAL

Largo total (Con el rotor girando).....	56 ft. 2 in.
Largo del fuselaje (Con el rotor de cola horizontal.....)	45 ft. 11 in.
Ancho (Con el rotor doblado).....	9 ft. 4 in.
Altura (Con el rotor de cola horizontal).....	11 ft. 5 in.
Configuración estándar (Peso vacío aproximado).....	6425 lbs.
Peso bruto máximo.....	11,900 lbs.
Capacidad de combustible (total).....	337.5 galones
VNE.....	140 Kts.
Temperatura mínima.....	-40°C/-40°F
Temperatura máxima.....	+52°C/+125°F
Temperatura mínima de arranque.....	-32°C/-25°F



Figura 2.2 (Dimensiones del helicóptero Bell 412EP)

## 2.3 CUBIERTAS Y FUSELADOS

La cubierta aerodinámica del pílón consiste de una cubierta delante de la transmisión instalada al techo de la cabina con retenedores de liberación rápida y una cubierta del pílón de dos piezas montada en la parte superior de la cubierta delantera y de la cubierta del motor. Esta cubierta aerodinámica consiste de varias secciones, algunas instaladas con tornillos y otras adaptadas con bisagras y pasadores para facilitar el dar mantenimiento.



Figura 2.3 (Fuselado y cubiertas Bell 412EP)

## 2.4 FUSELAJE DELANTERO

El fuselaje consiste de dos secciones principales, la sección delantera y la trasera o sección de botalón o cono de cola. La cabina tiene lugar para 15 pasajeros; el piloto y el copiloto en el compartimiento delantero y 13 asientos para pasajeros en la parte trasera de la cabina que se conoce también como compartimiento para pasajeros/carga. La conversión de configuración de pasajeros se hace muy fácilmente quitando los asientos. Sin los asientos, la cabina tiene 220 pies cúbicos aproximadamente como espacio para carga.

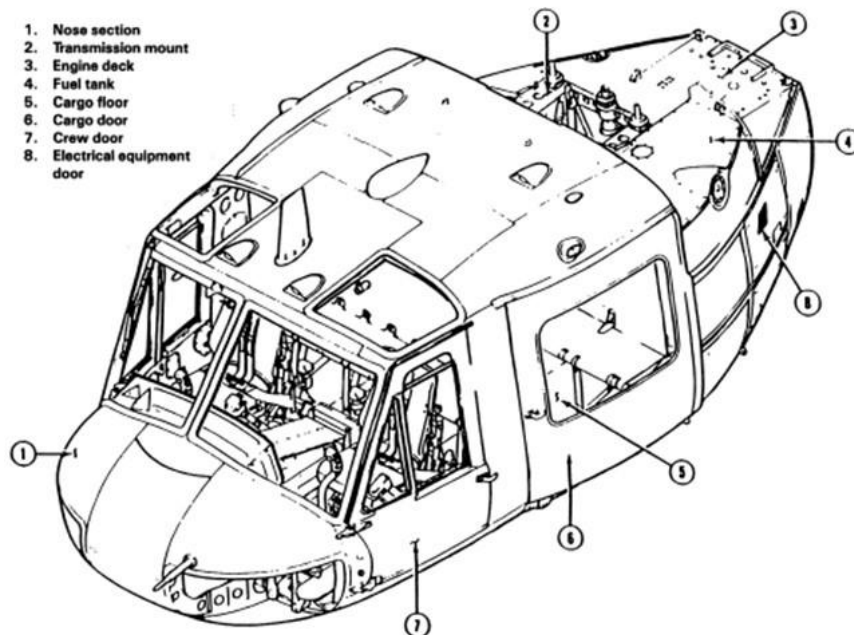


Figura 2.4 (Fuselaje delantero Bell 412EP)



## 2.5 TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje es de patines y consiste de dos tubos longitudinales principales conectados por dos tubos transversales arqueados. Cada tubo longitudinal está equipado con zapatos de desgaste a lo largo de la parte inferior, un anillo para remolque en la parte delantera y un peldaño para el acceso de la tripulación. Un peldaño para pasajeros accionado eléctricamente, y dos pernos con argolla para instalar las ruedas de manejo en tierra.

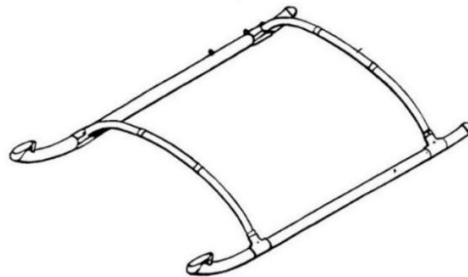


Figura 2.5 (Tren de aterrizaje)

## 2.6 BOTALÓN DE COLA

El conjunto del botalón de cola consiste de las cubiertas del eje impulsor, el estabilizador vertical, el elevador, el compartimiento de equipaje y el patín de cola. El botalón de cola esta unido al fuselaje delantero por medio de cuatro pernos de alta tensión.

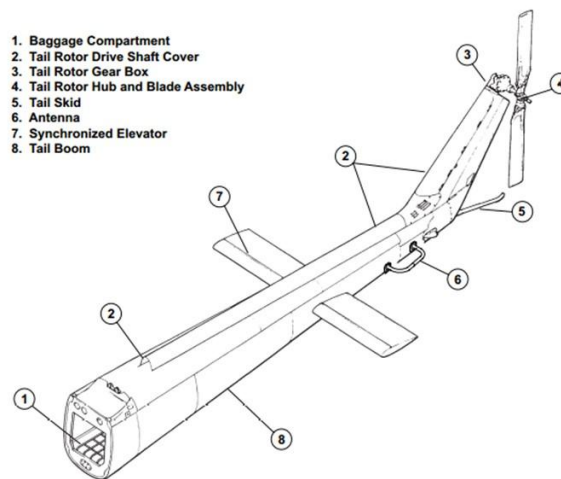


Figura 2.6 (Botalón de cola)

## 2.7 ELEVADOR

El elevador consiste de dos superficies aerodinámicas para aumentar la controlabilidad y alargar el rango del centro de gravedad.

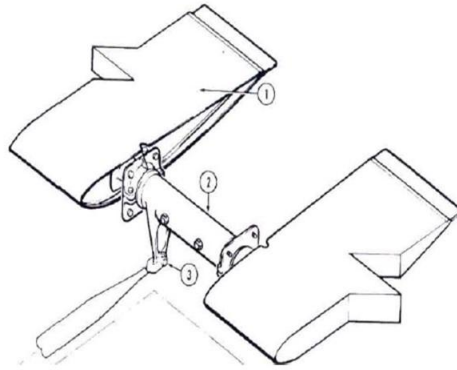


Figura 2.7 (Elevador)

## 2.8 SISTEMA ANTI-TORQUE

El sistema de rotor de cola consta de seis ejes, un acople impulsor del rotor de cola, cuatro conjuntos de soportes y cojinetes, y dos cajas de engranajes conectadas en línea entre el eje impulsor de la transmisión y el rotor de cola.

## 2.9 ROTOR DE COLA

Hay un rotor de cola de dos palas, de cambio de paso controlable localizado en el lado derecho de la caja de engranajes del rotor de cola. Está compuesto de dos conjuntos, el cubo y las palas, y es impulsado por el eje de salida de la caja de engranajes del rotor de cola. Las palas son todas de metal y están unidas con pernos a los cojinetes de cambio de paso en el yugo del cubo. El cubo del rotor de cola está montado con bisagra delta para obtener una igualación automática del empuje en las palas de avance y de retroceso. Las varillas de control producen un cambio simultaneo e igual en ambas palas. El rotor de cola contrarresta el torque del rotor principal y por medio de él se controla la dirección a la que se dirige el helicóptero.

Numero de palas.....	2
Diámetro.....	8 ft. 7 in.
Cuerda.....	11.5 in.

Área del disco.....	57.8 ft <sup>2</sup>
Velocidad de la punta.....	745 ft. /seg.
RPM 100% (6600 RPM del motor).....	1660 RPM



Figura 2.9 (Rotor de cola)

## 2.10 SISTEMA ELÉCTRICO.

El sistema es de conductor sencillo de 28 voltios C.D. con el conductor negativo conectado a una tierra común, la cual es la estructura del fuselaje. La corriente directa proviene de la porción generadora de los dos arrancadores/generadores operando en paralelo alimentando las barras C.D. si ambos generadores fallan, la batería de 24 voltios níquel cadmio, puede abastecer a las barras seccionadas. Las barras C.A. reciben 400 Hertz de energía de dos inversores de 450 voltios/amperios de estado sólido que entregan 115/26 voltios C.A. fase sencilla.

## 2.11 VARIANTES

En la actualidad el modelo Bell 412 cuenta con distintas variantes las cuales tienen diferentes configuraciones dependiendo de las necesidades específicas de los operadores a la operación que tengan la aeronave ya sea transporte de pasajeros, servicios de búsqueda y rescate, etc.

A continuación se enlistan las distintas variantes de este modelo 412

- **Bell 412**  
Helicóptero utilitario de transporte.

- **Bell 412EP**  
Versión Enhanced Performance.
- **Bell 412HP**  
Versión High Performance.
- **Bell 412SP**  
Versión Special Performance.
- **Military 412**  
Versión militar armada.
- **CH-146 Griffon**  
Transporte utilitario de las Fuerzas Canadienses.
- **Bell Griffin HT1**  
Helicóptero de entrenamiento avanzado basado en el Bell 412EP operado por la Royal Air Force desde 1997 como entrenador avanzado.
- **Bell Griffin HAR2**  
Helicóptero de búsqueda y rescate basado en el Bell 412EP, operado por la RAF.
- **Agusta-Bell AB 412**  
Versión civil de transporte, construido bajo licencia en Italia por AgustaWestland.
- **Agusta-Bell AB 412EP**  
Versión construida en Italia del Bell 412EP.
- **Agusta-Bell AB 412 Grifone**  
Versión militar construida en Italia bajo licencia por AgustaWestland.
- **Agusta-Bell AB 412 CRESO**  
Versión militar construida en Italia, que cuenta con un radar de vigilancia.
- **NBell 412**  
Bell 412 construido bajo licencia por IPTN.

## 2.12 ESPECIFICACIONES TÉCNICAS

### ESPECIFICACIONES TÉCNICAS

<b>VELOCIDADES con peso bruto máximo</b>		
Velocidad nunca a exceder ( $V_{NE}$ )	259 km/h	140 nudos
Velocidad de crucero máxima	226 km/h	122 nudos
Alcance a velocidad de crucero de largo alcance ( $V_{LRC}$ ) <sup>1</sup>	663 km	358 millas náuticas
Autonomía máxima <sup>1</sup>	3,6 horas	
<b>ALTITUDES DE TECHO</b>		
Techo de servicio (altitud presión)	4.962 m	16.280 pies
Techo de vuelo estacionario dentro de efecto de suelo (peso bruto máximo, ISA)	3.109 m	10.200 pies
Techo de vuelo estacionario fuera de efecto de suelo (peso bruto máximo, ISA)	1.585 m	5.200 pies
<b>CAPACIDADES</b>		
Asientos estándar	1 + 14	
Asientos máximos	1 + 14	
Combustible estándar	1.251 litros	331 galones EE. UU.
Combustible auxiliar (opcional)	123 o 617 litros	33 o 163 galones EE. UU.
Ancho de puerta	2,3 m	7,7 pies
Volumen de cabina	6,2 m <sup>3</sup>	220 pies <sup>3</sup>
Volumen de compartimiento de equipaje	0,8 m <sup>3</sup>	28 pies <sup>3</sup>
<b>PESOS</b>		
Peso vacío (aeronave básica)	3.084 kg	6.800 lb
Carga útil (interna, aeronave básica)	2.313 kg	5.100 lb
Peso bruto máximo (interno)	5.398 kg	11.900 lb
Peso bruto máximo (carga externa)	5.398 kg	11.900 lb
Capacidad de gancho de carga	2.041 kg	4.500 lb
<b>MOTOR</b> (2) Pratt & Whitney PT6T-3D Twin Pac®		
Clasificación de transmisión, MCP	820 kW	1.110 shp

<sup>1</sup> Peso bruto máximo, ISA, combustible estándar, sin reserva, al nivel del mar

Tabla 2.1 (Especificaciones técnicas del helicóptero Bell 412EP)

# CAPÍTULO III- ROTOR PRINCIPAL

## 3.1 ROTOR PRINCIPAL

### 3.1.1 INTRODUCCIÓN

El rotor principal es un sistema de viga flexible, suave en plano, de cuatro palas, que utiliza cojinetes elastoméricos. Esta simplicidad en el diseño reduce el mantenimiento eliminando las articulaciones mecánicas y los amortiguadores viscosos, y también minimizando la necesidad de lubricación.

El rotor principal consta del cubo y las cuatro palas de fibra de vidrio. Cada juego de dos palas de rotor, el cual tiene un diámetro de 46 pies, pueden ser replegadas para reducir el espacio necesario para almacenar el helicóptero. El Cambio de paso (pitch), se logra accionando los cuernos de paso a través de varillas articuladas que responden a los controles accionados por el piloto. Los movimientos del colectivo causan cambios de ángulo en las cuatro palas en igual proporción y simultáneamente. Las inclinaciones del rotor principal para obtener control de actitud, se hace mediante cambios angulares independiente en cada pala dados a través del control cíclico. El balance del rotor se hace atornillando pesos a los soportes del área externa de cada yugo.

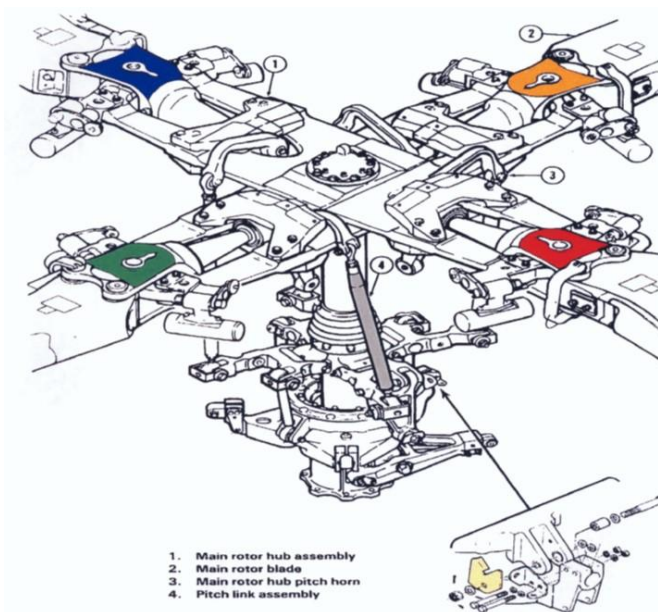


Figura 3.1.1 (Rotor principal)

### 3.1.2 CUBO DEL ROTOR PRINCIPAL

Los componentes principales del cubo del rotor principal (Main rotor Hub) son dos conjuntos idénticos de yugo hechos de Titanio y Brazo (spindle) hecho de acero unidos a un ángulo 90° uno del otro. Para instalar la pala, cada brazo del cubo tiene perno de expansión y perno con arandela, tuerca, seguro y tapón. Los limitadores de caída restringen la ondulación (flapping) en el interior de la parte flexible del yugo, estando estático o a bajas RPM del rotor.

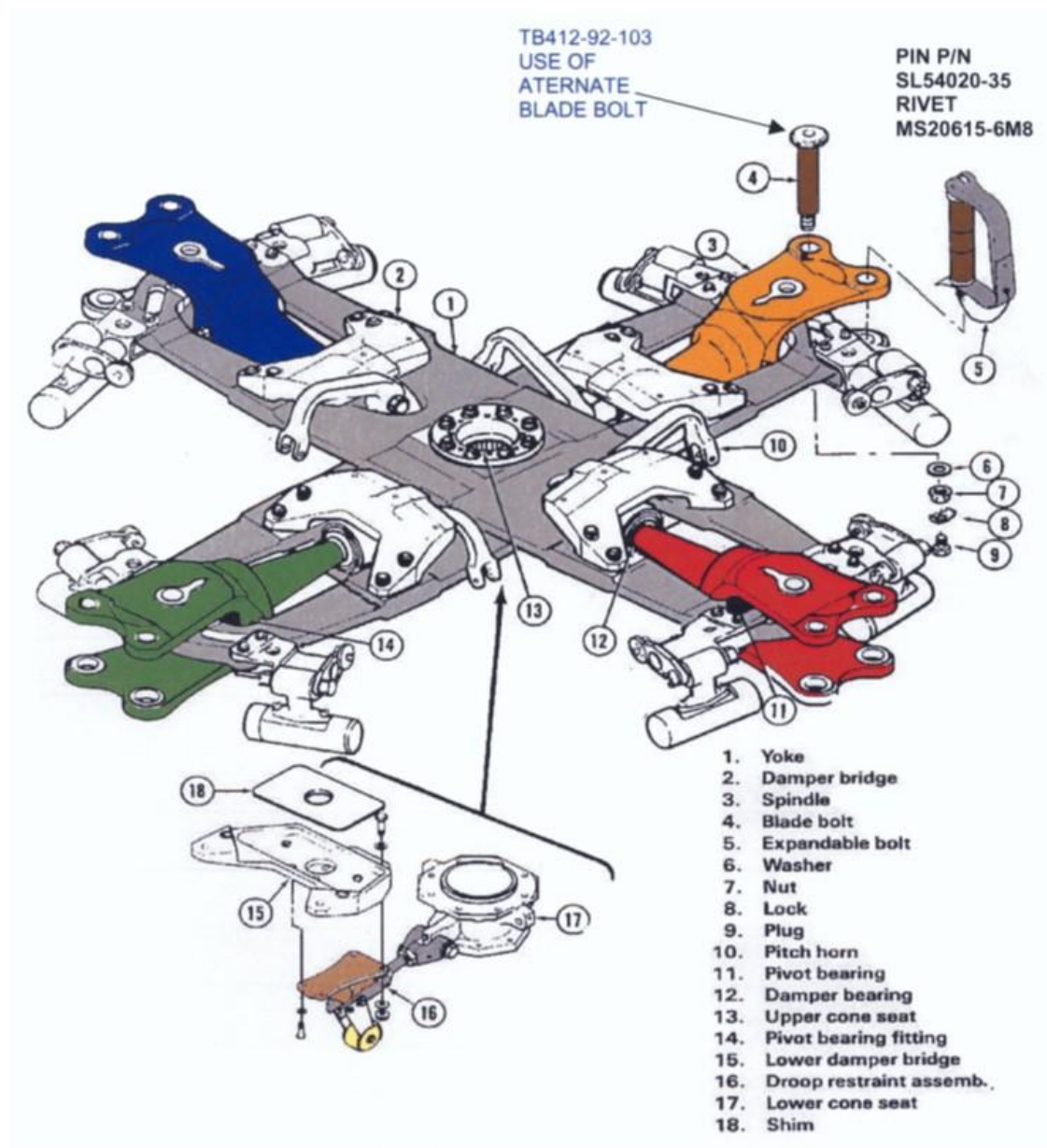


Figura 3.1.2 (Cubo del rotor principal)



### 3.1.3 AMORTIGUADORES DE PÉNDULO SIMPLE

Los amortiguadores de péndulo simple consisten de ocho conjuntos de brazo y cojinete, teniendo cada uno un soporte retenedor y un peso de péndulo de 12 lbs. echos de tugstano. Los soportes están instalados con pernos en los extremos exteriores de los yugos y del rotor principal en los bordes de ataque y de retroceso, sosteniendo los brazos y los pesos en forma de péndulo. Cuando están en operación, estos amortiguadores, respondiendo a la fuerza centrífuga, son libres para oscilar hacia arriba y hacia abajo para amortiguar las vibraciones. Los pesos están afinados para reducir las vibraciones que se sienten en la cabina. Los pesos de balance están instalados con pernos en los soportes para balancear al rotor principal.

#### Pesos para balance del cubo

212-010-710-3	117 gramos
212-010-710-105	63 gramos
212-010-710-107	10 gramos
Perno y tuerca (típicos)	23 gramos

Instalación de pesos – Si se necesitan pesos en el cubo para balancear el rotor, los primeros 4 se instalarán en el soporte del amortiguador de péndulo del borde de salida. Si se necesita un quinto peso, éste debe ser instalado en el soporte del borde de ataque del amortiguador de péndulo simple, el sexto se instalará en el lado del borde de salida y el séptimo en el borde de ataque

Nota: Debe instalarse un peso mediano antes de instalar un peso grande en la parte interior del soporte del amortiguador de péndulo para despejar el radio en el punto de unión del soporte. (No poner soportes 412-010-234-101 a la producción actual del 412, debido a que las áreas del radio han sido rediseñadas.

Función principal – Minimizar 1/rev lateral en tierra a 100% NR con todo el colectivo abajo (flat pitch). Esto, a su vez, reducirá las vibraciones verticales y las vibraciones delanteras y traseras de balance en tierra.

Función secundaria – Reducir vibraciones laterales de 1/rev en vuelo estacionario. Se utiliza solamente si el ángulo y la amplitud de reloj son aproximadamente iguales en vuelo estacionario y en tierra.

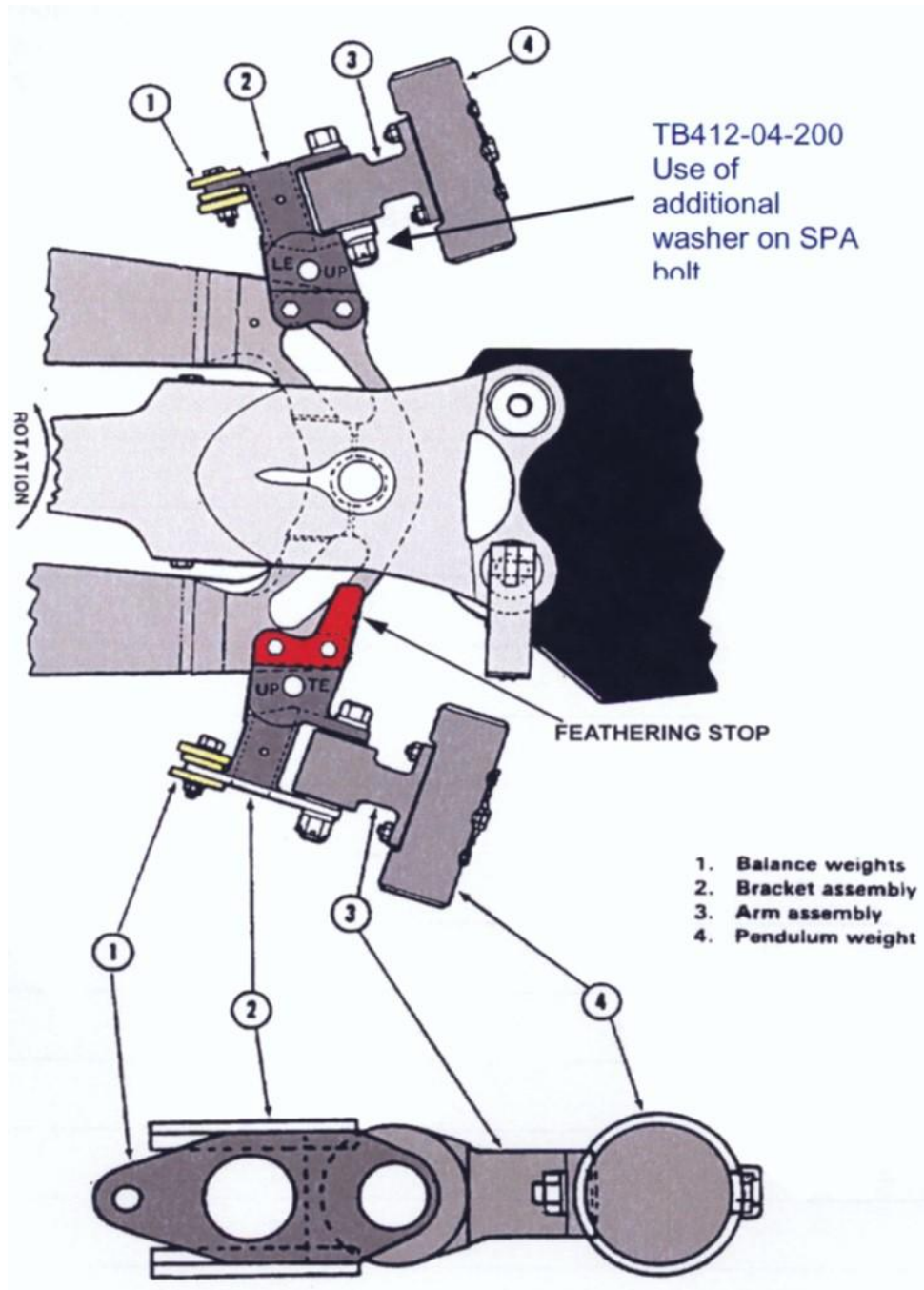


Figura 3.1.3 (Amortiguador de péndulo simple)

### 3.1.4 LIMITADOR DE CAÍDA

Los limitadores de caída limitan la oscilación (flapping) del yugo del rotor principal, cuando está estático y hasta que las RPM, del rotor principal exceden 25 o 30%. Los limitadores de caída se liberan por medio de fuerza centrífuga a medida que las RPM del rotor principal aumentan.

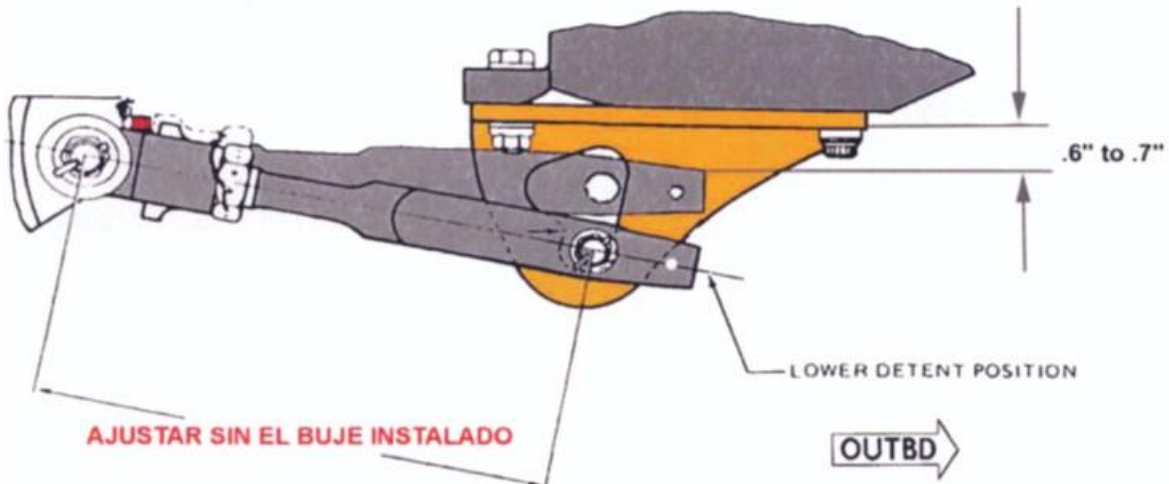


Figura 3.1.4.1 (Posición estática con el limitador enganchado)

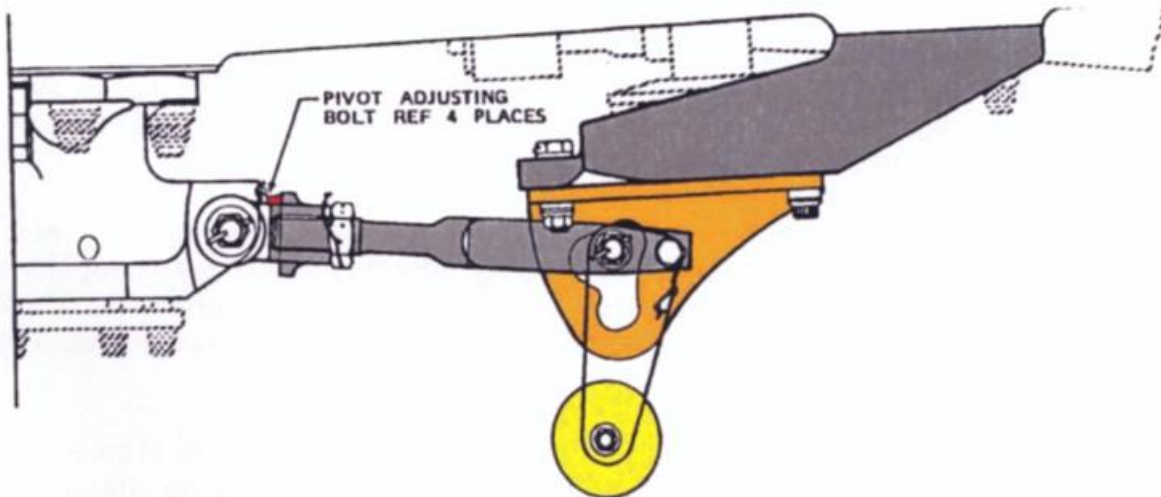


Figura 3.1.4.2 (Limitador en posición de vuelo)

### 3.1.5 CONJUNTO DE YUGO Y BRAZOS

Este conjunto está formado por un yugo de titanio, dos brazos (spindles) y las partes para integrarlos. Cada brazo tiene unido un amortiguador elastomérico. Cada brazo se instala al yugo con un cojinete pivote elastomérico y un herraje de acero en el extremo exterior y con un juego amortiguador elastomérico y dos puentes amortiguadores de aluminio en el extremo interior, al cual se une un cuerno de cambio de paso

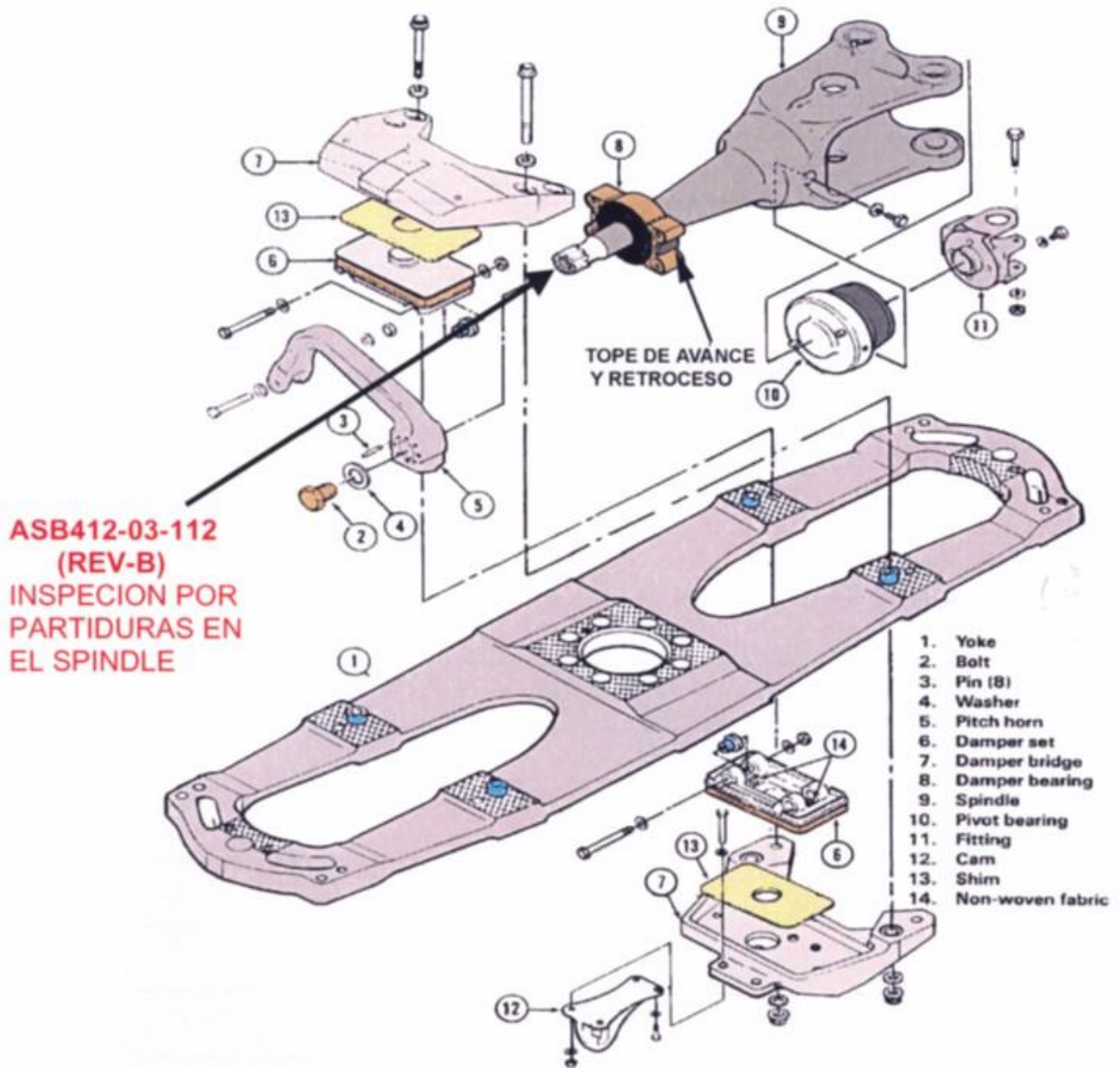


Figura 3.1.5 (Conjunto de yugo y brazos)

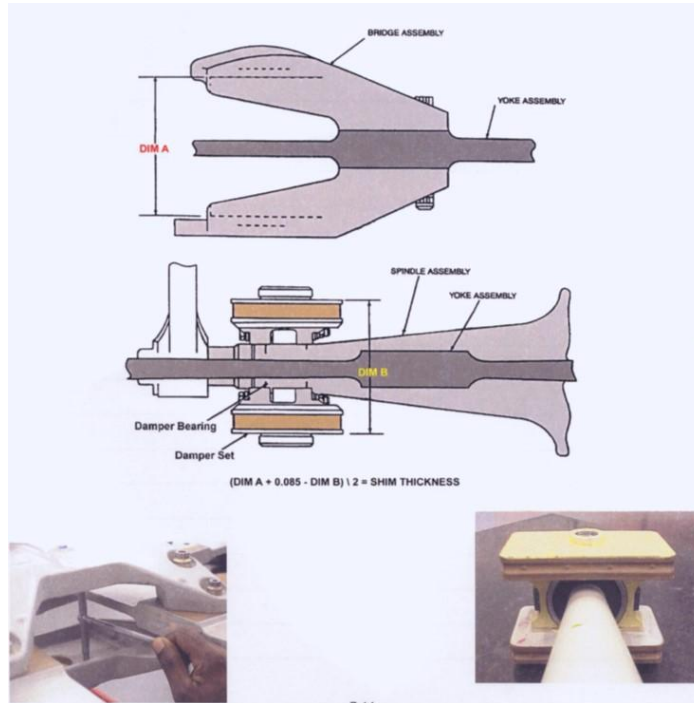


Figura 3.1.5.1 (Ajuste de Dampers)

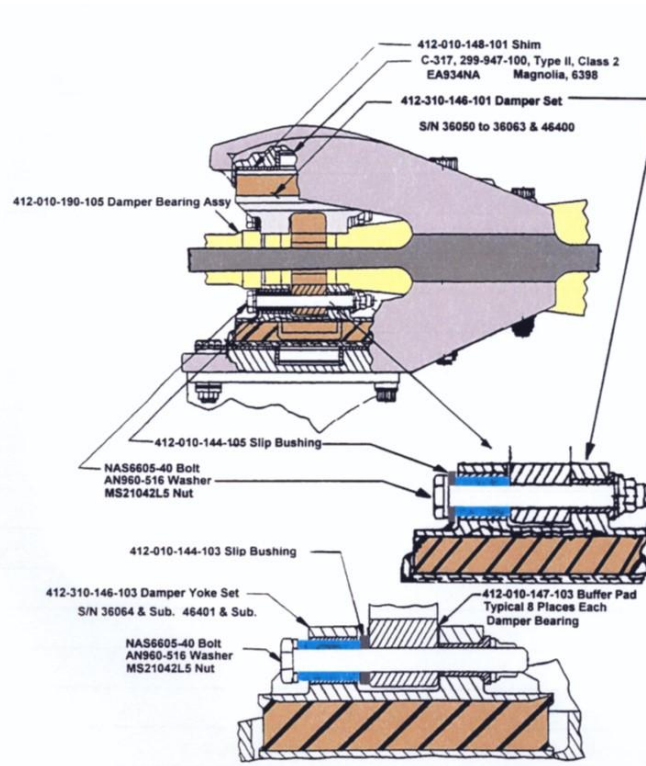


Figura 3.1.5.2 (Conjunto de Dampers)

### 3.1.6 INSTALACIÓN DEL YUGO SUPERIOR AL YUGO INFERIOR

Las partes utilizadas para montar los conjuntos de los dos yugos y los brazos para formar el cubo son: asientos de cono superior e inferior, placa dentada y ocho pasadores de Impulso “drive pins” pernos arandelas y tuercas

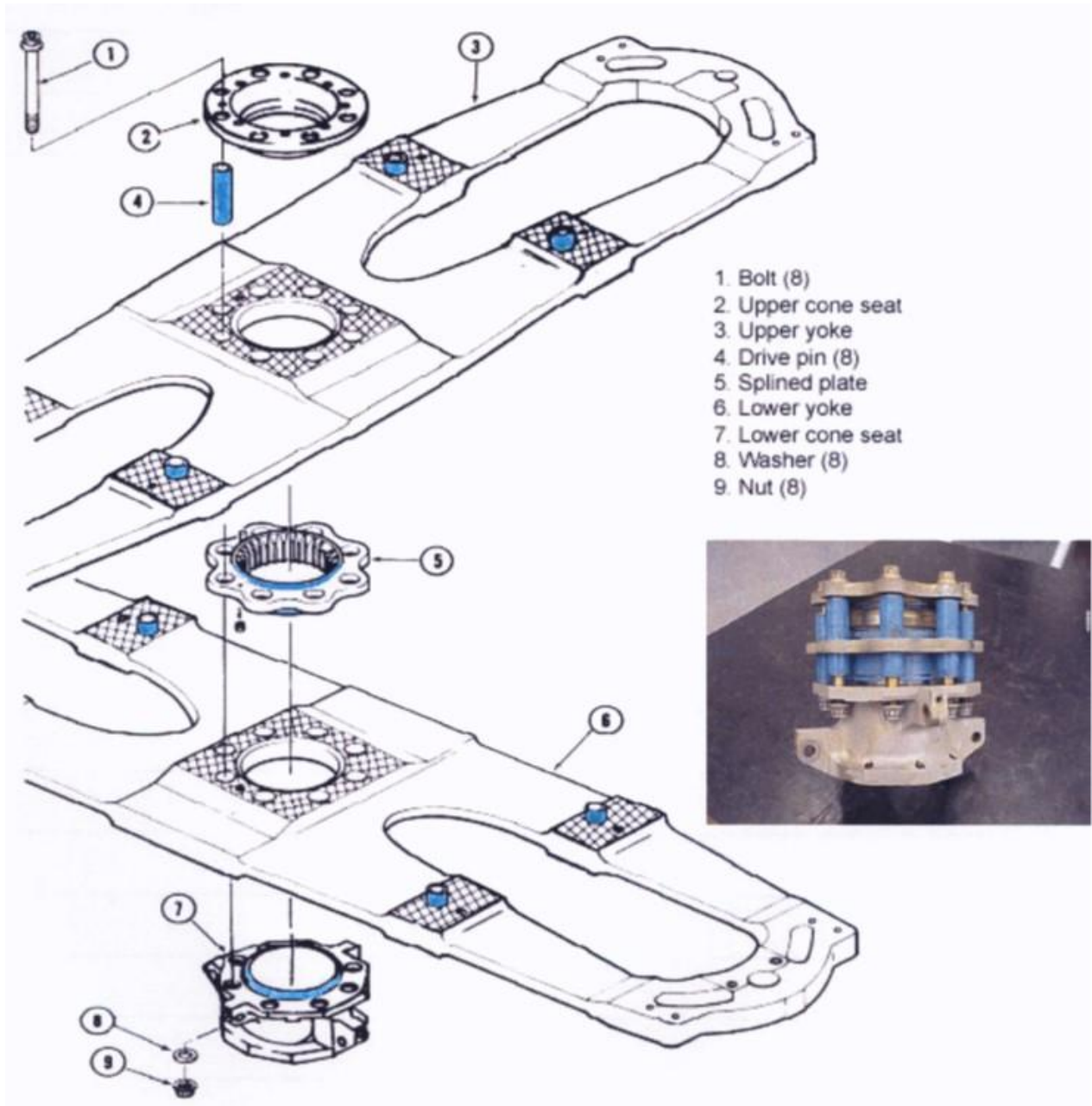


Figura 3.1.6 (Instalación de los yugos)

### 3.1.7 INSTALACIÓN DEL ROTOR PRINCIPAL

El cubo principal está conectado con estrías y es impulsado por la parte superior del mástil. Una tapa del mástil con los conos superior e inferior soporta y aseguran el cubo al mástil. Esta tapa del mástil sirve también como argolla para levantamiento, cuando se está instalado el cubo del rotor principal.

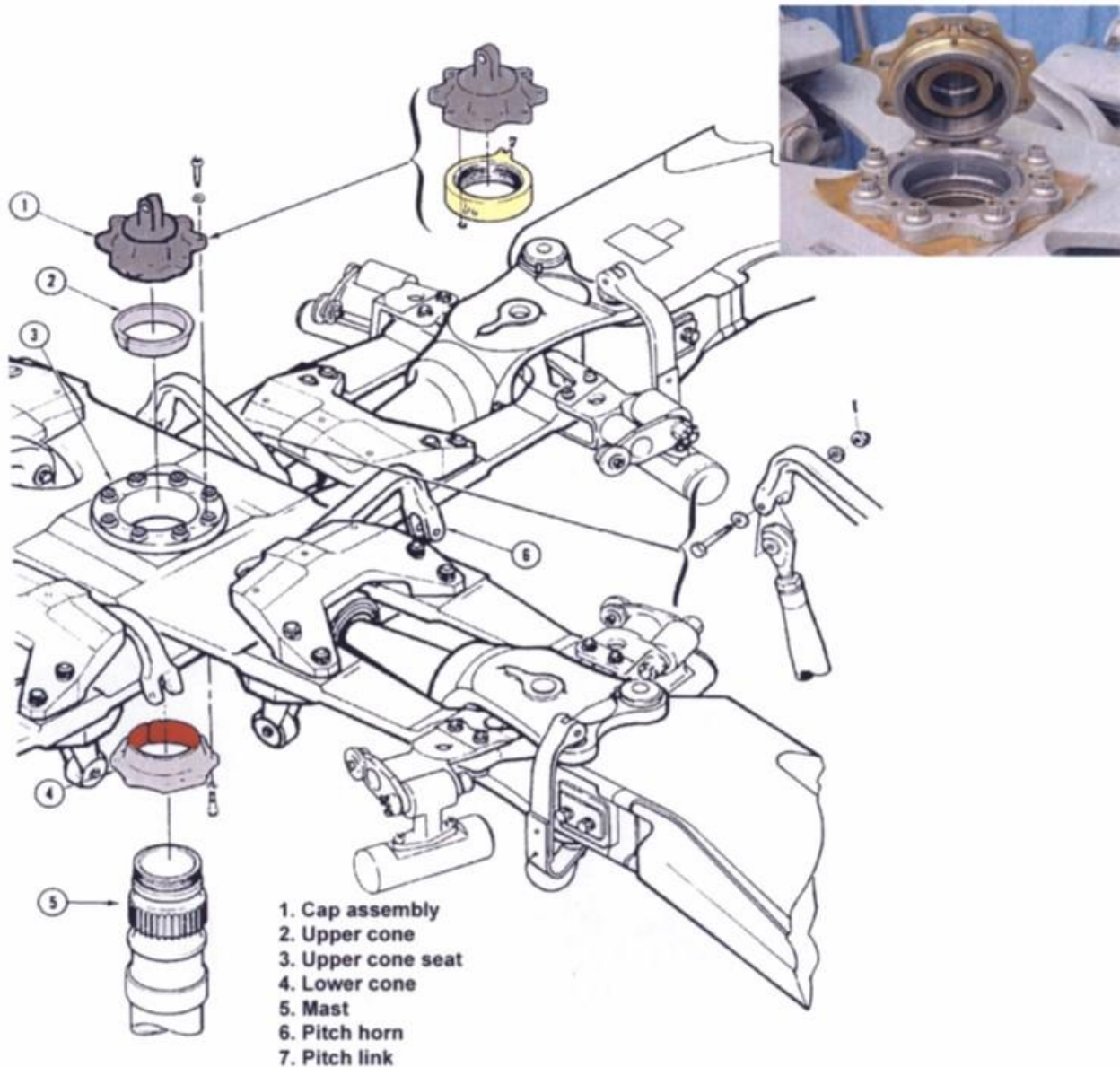


Figura 3.1.7 (Instalación del rotor principal)

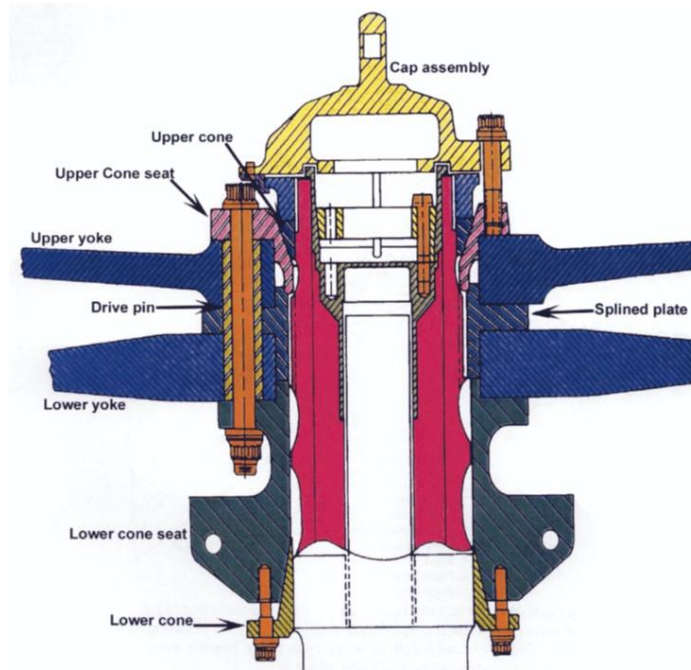


Figura 3.1.7.1 (Instalación del rotor principal sección transversal)

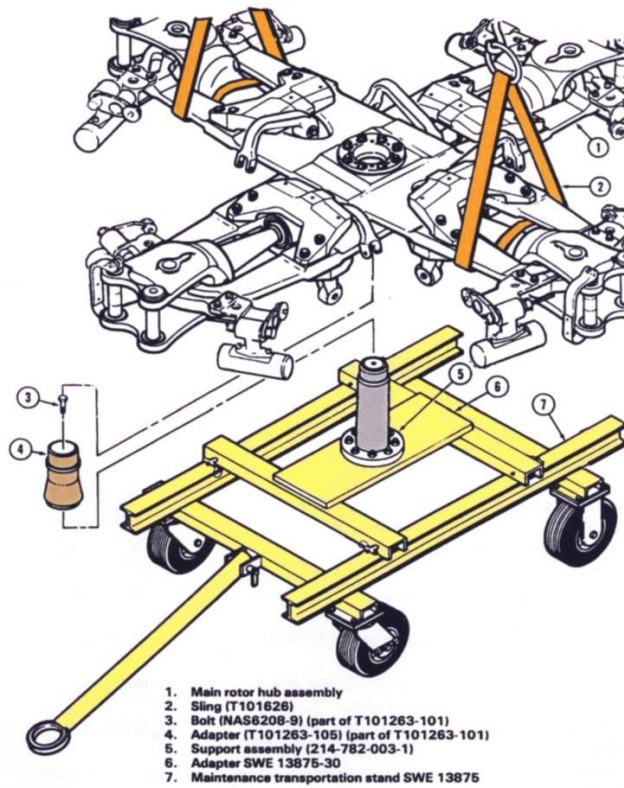
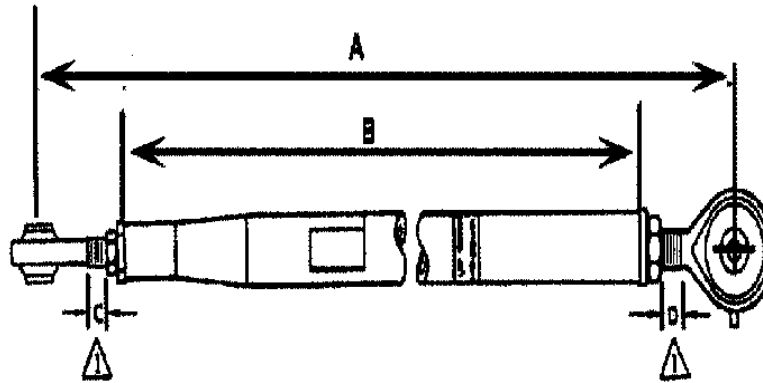


Figura 3.1.7.2 (Soporte del rotor principal)



### 3.1.8 AJUSTES A LOS ESLABONES DE PASO (PITCH LINKS)



PITCH LINK FOR	DIMENSIONES		DIMENSIONES METRIC	
	A	B	A	B
UPPER YOKE	21.010 INCH	16.64 INCH	533.65 mm	422.65 mm
	20.999 INCH	16.61 INCH	533.146 mm	421.89 mm
LOER YOKE	19.400 INCH	14.985 INCH	492.760 mm	380.619 mm
	19.380 INCH	15.015 INCH	482.252 mm	381.381 mm

#### INITIAL SETTING

Sensibilidad para el "Tracking"

Girar el barril una cara = 0.1"  
2.54mm

Girar el barril una vuelta completa = 0.6"  
15.24 mm

Girar el terminal superior del barril una vuelta completa = 2.0"  
50.80 mm

Girar el terminal inferior del barril una vuelta completa = 1.4"  
35.56 mm

Vibraciones – Minimiza las vibraciones verticales 2/rev en vuelo causa diferencias en la sustentación entre cada par de palas.

RPM de autor rotación – Se revisa en el primer vuelo. Ver las RPM deseadas en la tabla de AUTO-ROTACIÓN RPM/ALTITUD DENSIDAD.

Disminución de RPM – Alargar todos los eslabones de paso en igual proporción.

Incremento de RPM – Acortar todos los eslabones de paso en igual proporción

Sensibilidad – Una vuelta completa a los barriles de los cuatro eslabones, de paso cambiará las RPM de auto-rotación en aproximadamente 1% NR

### 3.1.9 DESMONTAJE E INSTALACIÓN DE LAS PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL

El desmontaje y la instalación de las palas del rotor principal se puede hacer con el rotor instalado en el helicóptero. Cada pala está retenida a un brazo por medio de un perno expansible y un perno con arandela, tuerca, seguro y tapón.

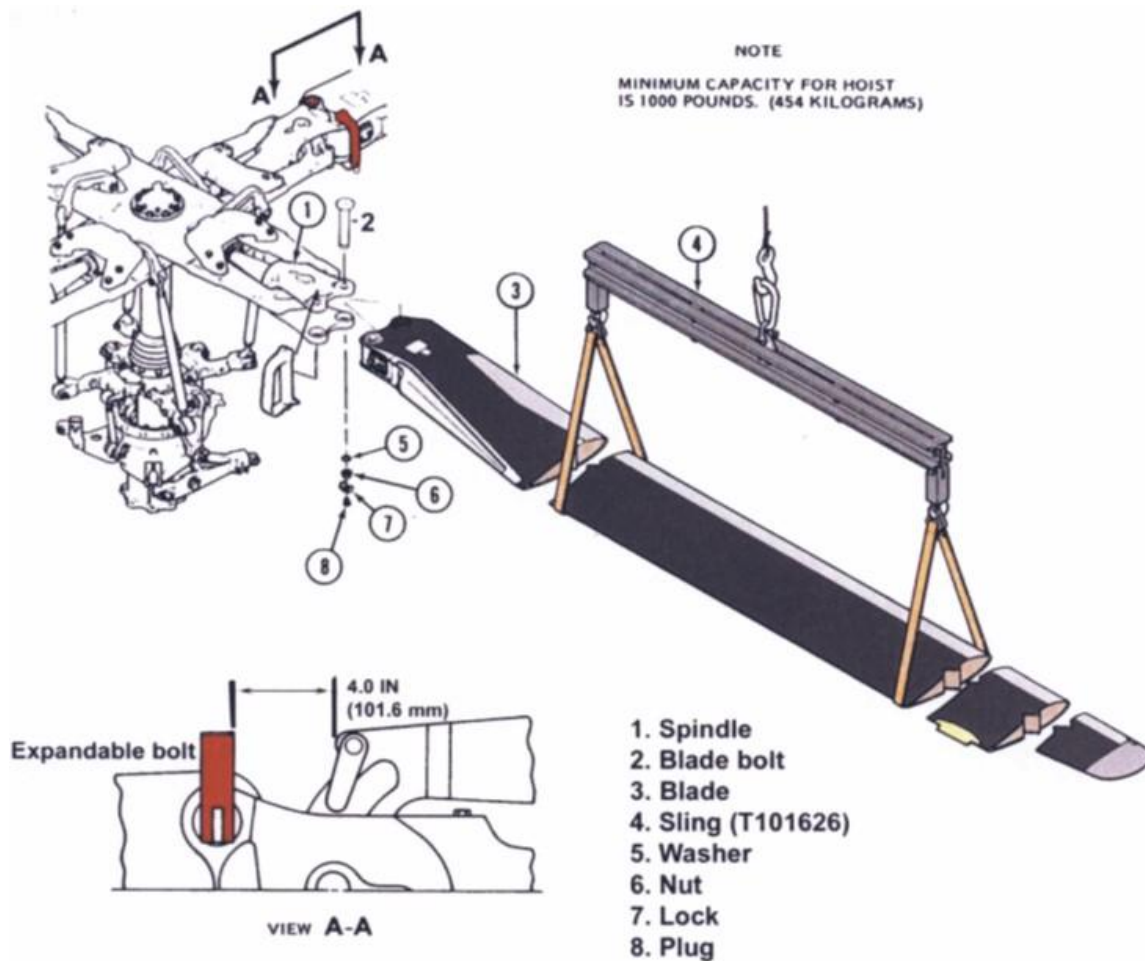


Figura 3.1.9 (Desmontaje e instalación de las palas del rotor principal)

### 3.1.10 DETALLE DE LAS PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL

La pala del rotor principal consiste de un larguero principal de fibra de vidrio, un núcleo de panal de abeja, piel de fibra de vidrio y una tapa de acero inoxidable en la punta.

La parte principal de la estructura es el larguero. El larguero consta de dos cubiertas delanteras (superior e inferior). Dos capas traseras y un bloque de nariz, todos estos emparedados entre las cubiertas de torque interior y exterior.

Las tapas de larguero están fabricadas con fibras de vidrio unidireccionales orientadas en sentido longitudinal que envuelven alrededor de los dos bujes de los pernos en la raíz de las palas y se extienden hasta la tapa de la punta.

El borde de ataque está protegido por una tira anti-abrasiva de acero inoxidable en el exterior y de titanio en el interior.

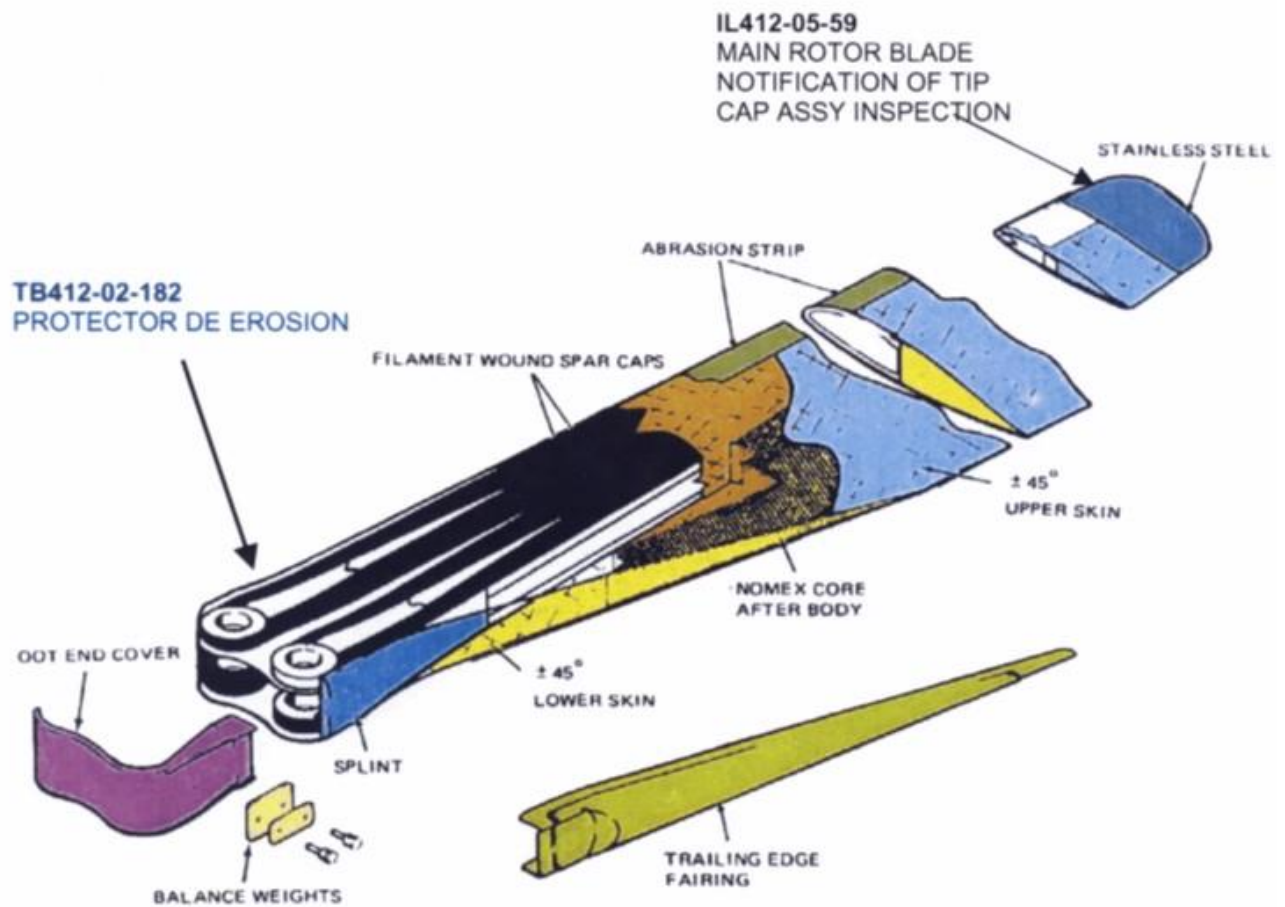


Figura 3.1.10 (Detalle de las palas)

### 3.1.11 PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL

#### Ajustes a las palas del rotor principal

Para obtener los ángulos deseados, instalar el doblador de la aleta compensadora de forma que el indicador de ángulo está sobre la parte inferior de la aleta compensadora. Dejar un espacio de 1/8", entre el doblador y el borde de salida de la pala, el doblador debe estar cuadrado con la pala y las tuercas de mariposa apretadas. Colocar el calibrador en la pala adyacente al doblador, con la escala apropiada para que la aleta compensadora sea ajustada. Cuando se hacen ajustes pequeños ( $<1.5^\circ$ ) exceder el punto deseado y luego retroceder hasta llegar a él. Esto asegurará que el ajuste permanezca y reducir la tendencia a regresar a la posición original. El ajuste máximo para las aletas exteriores e intermedias es  $+15^\circ$ , Después de quitar el doblador, revise que las aletas compensadoras no tengan grietas en la base

**Aleta externa:** Cuando se ajusta esta aleta,  $1^\circ$  cambiará el rastreo aproximadamente 0.25"

Con la aleta arriba- la pala asciende

Con la aleta abajo – la pala desciende

Corrección de vibraciones:

Verticales 1/rev a velocidad baja, moderada y alta

Verticales 1/rev en aterrizaje, (también se requiere doblar las aletas interiores)

Laterales 1/rev en aterrizaje, (también se requiere doblar las aletas interiores)

**Aleta intermedia:** No se usa en el programa RADS pero se usa en el programa de CHADWICK para:

Corrección de vibraciones:

Se usa para corregir la separación de los pares en vuelo.

Vertical 2/rev en vuelo causa por una variación en la sustentación entre los pares de palas

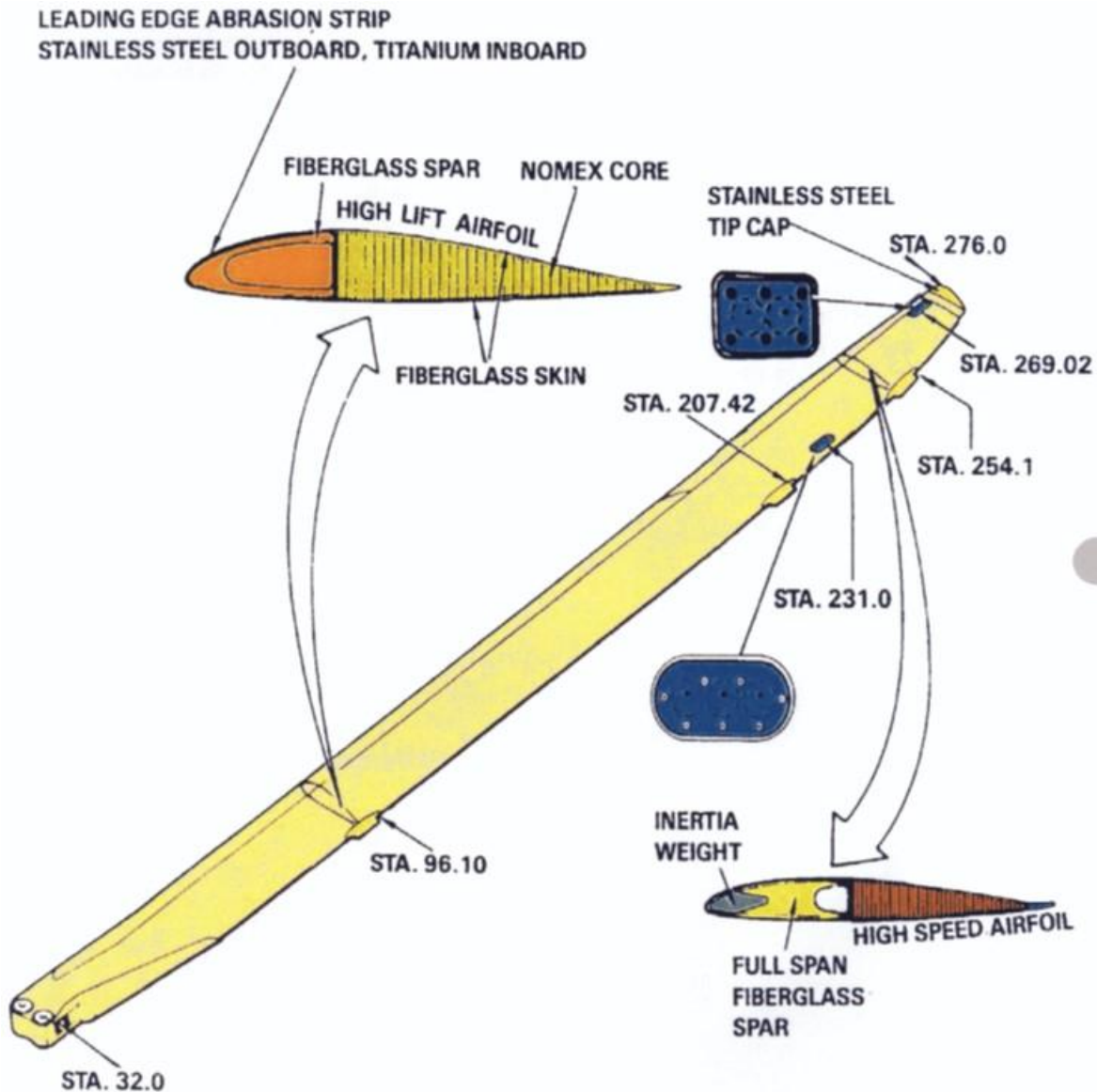


Figura 3.1.11 (Palas del rotor principal)

**Aleta interior:** En el mismo par de palas, doblarla siempre en direcciones opuestas

Ejemplo: Pala roja arriba, pala azul abajo

Corrección de vibraciones:

Vertical 1/rev a altas velocidades que no pueden ser corregidas con las aletas exteriores

Vertical 1/rev en un aterrizaje, doblar en conjunción con la aleta exterior

Lateral 1/rev en un aterrizaje.

Lateral 1/rev que cambia con la velocidad anemométrica (airspeed)

Pesos para balancear el producto

Cuñas grandes (T.E.)	412-015-053-101	135 gramos
Plano grande (L.E)	412-015-056-101	117 gramos
Plano delgado	412-015-052-101	23 gramos
Arandela (acero)	AN-970-5	11 gramos
Arandela (acero)	AN-970-4	8 gramos
Arandela (acero)	AN-970-3	5 gramos
Arandela (acero)	AN-970-10	0.9 gramos

Nota: Debido a la ubicación de los huecos de los pesos, el cambio de peso en el hueco del borde de ataque es aproximadamente el 85% del peso en el hueco del borde de retroceso. Ambos cambios de peso especificados para una pala DEBE hacerse para mantener el balance maestro de la pala en sentido longitudinal.

a) Pala descendente – Quitar el peso delantero y agregar peso trasero.

Ejemplo: quitar el plano grande (large flat) (117 gramos del hueco delantero y agregar cuñas grandes (large wedges) (135 gramos) del hueco trasero

b) Pala ascendente- Quitar el peso trasero y agregar peso delantero.

Ejemplo: quitar cuñas grandes (135 gramos) de los huecos traseros y agregar plano grande

Corrección de vibraciones:

Laterales 1/rev en vuelo estacionario es radicalmente diferente de lo medido en tierra ya sea en amplitud o en ángulo de reloj

Laterales 1/rev en vuelo es relativamente constante en vuelo o en tierra. La lateral 1/rev es inaceptable.

BELL 412EP 1/REV VIBRACIONES LATERALES Y VERTICALES. TABLA PARA DETECTAR FALLAS		
PROBLEMA	CAUSA PROBABLE	CARACTERISTICAS
Lateral 1/rev no trabajable	Amortiguador avance-retroceso	La pala cambia avance-retroceso en relación con rpm y potencia, el helicóptero se desliza en estacionario cuando esta suave a 100%, las laterales en estacionario no pueden reducirse o hay que balancear las palas que están muy fuera de recorrido. La lateral en aterrizaje no puede reducirse sin degradar la lateral en vuelo.
Lateral 1/rev no trabajable	Montajes pilón	Lateral 1/rev muy alta en vuelo, diagnostico de RADS AT no reduce fácilmente la lateral 1/rev en vuelo, el helicóptero parece responder menos a los mandos de control, especialmente en estacionario.
Cambio en lateral 1/rev	Cojinetes elastoméricos del cubo	La Lateral 1/rev ha cambiado y se observa que una pala asciende más de tierra a estacionario de lo registrado previamente (sin haber hecho ningún ajuste).
Cambio en lateral 1/rev	Juego libre del sistema de control	Lateral /rev ha cambiado y parece que la pala vuela igual de bajo en estacionario que a 120 nudos comparado con la información anterior (sin haber hecho ningún ajuste).
Cambiando vertical y lateral 1/rev	Cubo moviéndose en los conos.	La lateral y vertical 1/rev cambia y cuando se compara la información de rastreo, una pala asciende en relación a su posición previa mientras su compañera desciende en igual proporción.
Lateral sensitiva 1/rev	Degradación en tirantes de los patines con flotadores o montajes del pilon gastados.	Rotor principal sensible a movimientos laterales. Lateral 1/rev alta en vuelo. RADS no reducirá fácilmente la lateral en vuelo. El helicóptero parece responder menos a los mandos de control.
Cambio en vertical o lateral 1/rev	Colocación inapropiada de las aletas.	Restablecer las aletas en los parámetros previamente registrados o re trabajar el rotor.

BELL 412EP 2/REV VIBRACIONES LATERALES Y VERTICALES. TABLA PARA DETECTAR FALLAS		
PROBLEMA	CAUSA PROBABLE	CARACTERISTICAS
Vertical o lateral 2/rev	Pares de palas volando con espaciado no óptimo (40 mm o 1.75")	Si se usa CHADWICK, usar la aleta intermedia para controlar separación (en vuelo). RADS controla la distancia con la aleta exterior. No sorprenderse de ver aletas exteriores dobladas en la misma dirección en un par de palas pues esto controla la distancia. Usar giro (roll) para corregir en estacionario.

Tabla 3.1 (1/rev y 2/rev detección de fallas)

Con frecuencia las vibraciones 4/rev se confunden con las 1/rev. Las 4/rev son normales y pueden variar mucho de un helicóptero a otro o entre diferentes configuraciones de helicópteros. El equipo adicional interior o exterior como montacargas, reflectores, flotadores, etc., afectaran a las vibraciones 4/rev. Lo único en el rotor principal que controla las 4/rev son los Amortiguadores Péndulo sencillos, por lo tanto, no es necesario trabajar el rotor si las 4/rev aumentan. Generalmente aumentan debido a que hay algo suelto en el fuselaje, unido al nivel normal de 4/rev. Los niveles normales de 4/rev en una configuración estándar es 1.0 ips lateral y 0.5 ips vertical a 120 kts.

PROBLEMA	CAUSA PROBABLE	ACCION CORRECTIVA
Lateral o vertical 4/rev	Batería o botella de flotación floja.	Inspeccionar y apretar lo necesario
Lateral o vertical 4/rev	Los soportes de batería, repisa, paneles de la viga principal o del rotor de cola están sueltos.	Inspeccionar, reparar o reemplazar
Lateral o vertical 4/rev	Estabilizador horizontal no reglado apropiadamente.	Volver a hacer reglaje.
Lateral o vertical 4/rev	Amortiguadores péndulos sencillos con desgaste o fricción.	Inspeccionar y reparar lo necesario
Lateral o vertical 4/rev	Soportes de instrumentos flojos, gastados o agrietados	Inspeccionar y reparar lo necesario
Lateral o vertical 4/rev	Puertas, asientos de piloto y copiloto, motores de limpia parabrisas y radares flojos.	Inspeccionar y reparar lo necesario

Tabla 3.2 (4/rev detección de fallas)



### 3.2 MÁSTIL

EL mástil del rotor principal es un eje tubular de acero que se apoya verticalmente en los cojinetes de la transmisión. El conjunto de los cojinetes superiores es dúplex de bolas de empuje doble y la pista interior de los cojinetes se acopla con un cojinete de rodillos para alineación en la transmisión. El mástil, que esta estirado, se acopla con sus estrías por el adaptador impulsor del mástil en la transmisión, y es impulsada por este mismo, gira en sentido contrario a las manecillas del reloj visto desde arriba. Las estrías en la parte superior del mástil sirven para montar e impulsar al rotor principal y los controles.

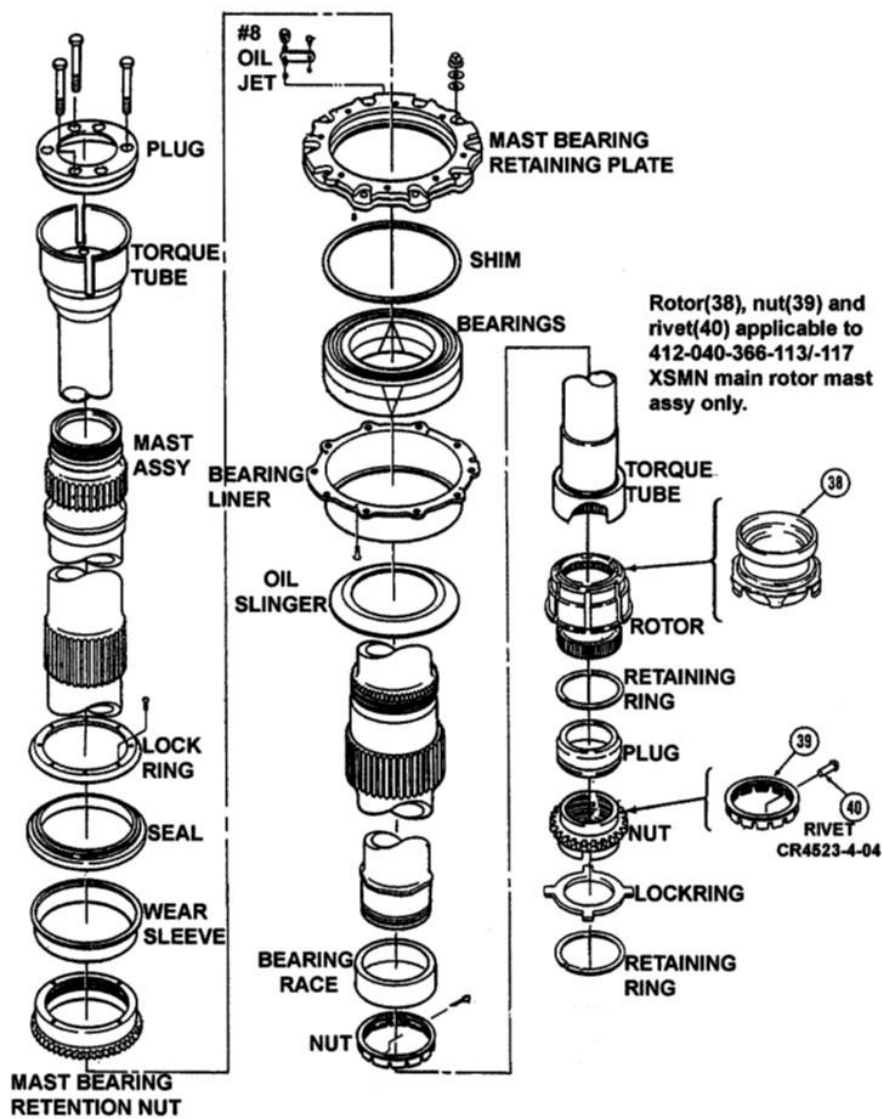


Figura 3.2 (Conjunto del mástil desarmado)

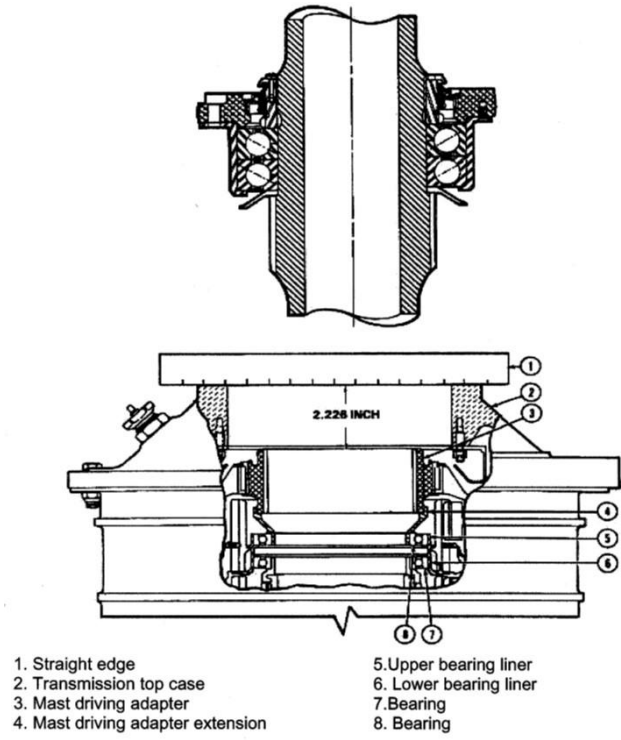


Figura 3.2.1 (Sección cruzada del cojinete del mástil)

### 3.2.1 ALINEACIÓN DEL CONJUNTO DEL TUBO DE TORQUE

#### HERRAMIENTA Y MATERIAL NECESARIOS

Alambre para frenar (lockwire)	MS209950C32
Sellador	MIL-S-8802 CLASS B-2
Alineador del medidor de torque (torquemeter) del mástil	412-240-028-101
Tapón	412-040-512-101
Pernos	NAS144DH-23
Conjunto del tubo de torque (torque tube assembly)	412-040-510-101
Gato de tornillo (jackscrew)	¼ X 28 UNF (T101308 o T102064)
Gato de tornillo (jackscrew)	¼ X 20 UNC

**ATENCIÓN:** Este procedimiento es para mástil 412-040-366-111 con el conjunto sensor monopolo.

412-375-004-109. El mástil 412-040-366-109 con un conjunto sensor monopolo

412-375-004-105 DEBE SER ALINEADO EN BHTI.

1. Quitar el conjunto sensor monopolo.
2. Quitar el tubo de torque del mástil.
3. Limpiar la superficie del rotor 412-040-519 rotor que hace contacto con el tubo de torque y aplicar una capa delgada de aceite.

**ATENCIÓN:** NO GIRAR NINGÚN COMPONENTE DEL SISTEMA IMPULSOR MIENTRAS LA HERRAMIENTA ESTÉ INSTALADA.

4. Insertar la herramienta de alineación en el fondo de la transmisión, girar la herramienta en el sentido opuesto a las manecillas del reloj viendo al fondo del mástil hasta que la herramienta toque el fondo. Asegure la herramienta en su lugar con cuatro tornillos con arandela.
5. Limpiar la superficie del tubo de torque. Instalar el tubo en el mástil.
6. Colocar el tubo de torque de forma que caiga dentro de la herramienta.
7. Instalar el tapón cónico en el tubo de torque con pernos NAS144DH-23. Dar entre 50 y 70 libras/pulgada de torsión de una manera simétrica.
8. Aflojar los pernos en la herramienta de alineación. Verificar que la herramienta puede girar ligeramente y ajuste holgadamente en las estrías del mástil y del tubo de torque.
9. Quitar la herramienta de alineación de la transmisión.
10. Asegurar el tapón cónico del tubo de torque con alambre para frenar. Aplicar sellador a las superficies del tubo de torque que se acopian.
11. Instalar el sensor de torque monopolo.
12. Instalar el conjunto de la tapa del mástil.
13. Realizar una calibración de torque cero al sistema de torque de mástil
14. Realizar un vuelo de prueba del sistema de torque del rotor.

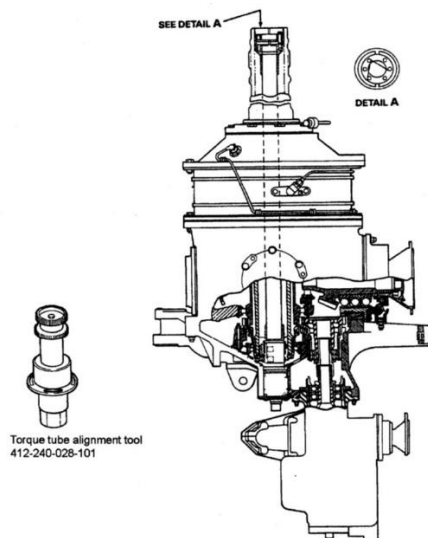


Figura 3.2.2 (Instalación del tubo de torque del mástil)

### 3.2.2 CONJUNTO DEL MEDIDOR DE TORQUE DEL MÁSTIL

La torsión o la fuerza mecánica de torcimiento aplicada al mástil del rotor principal es medido por un sensor colocado en el fondo de la transmisión y que se extiende hacia arriba adentro del fondo del mástil. Este sensor consiste de dos detectores monopolos. Estos detectores están dentro de dos engranajes (estrías) para detectar desplazamiento de torsión entre los dos engranajes. El engranaje del fondo está fijo en el mástil y es el engranaje de referencia. El engranaje superior está en el extremo inferior del tubo medidor de torque, el cual está sujetando a la parte superior del mástil y gira con respecto al engranaje de referencia mientras el mástil se tuerce debido a las cargas de torsión. Este engranaje es llamado el engranaje de señal. Las ondas eléctricas de salida (sine) de los sensores monopolos están en fase en cero torsión y producen un cambio eléctrico de fase 140.2 a 100% de torsión correspondiente a 4.7 grados mecánicos de torsión de un mástil grado "H". Esta señal es transmitida al acondicionador de señal de torsión en el compartimiento trasero de electrónica y aviónica. Debido a las variaciones en la fabricación del mástil es necesario asignar una letra a cada mástil (de la A a la R). Durante el montaje original del mástil la proporción del resorte (twist) es determinada y la placa de datos del mástil es estampada con la letra más cercana correspondiente a ese mástil en particular. En el extremo del acondicionador de señal de torsión hay una placa pequeña que puede quitarse para revelar un interruptor de 15 posiciones marcado de la A a la R. Este interruptor debe estar siempre puesto en la letra correspondiente a la estampada en la placa de datos del mástil que está instalado. La salida del acondicionador de señal se muestra en la escala del lado izquierdo del indicador triple del medidor de torsión.

Hay un interruptor "BITE" (Built-In-Test-Equipment o equipo de prueba integrado) en el panel de instrumentos que hará que el indicador marque 0% y 105%. Si marca otros valores ello indica que hay problemas con los componentes del sistema.

#### 3.2.2.1 INSPECCIÓN DEL INDICADOR DE TORQUE DEL MÁSTIL

- A. Jalar el rompe circuito de torsión del mástil y desconectar las conexiones del acondicionador de señal, del filtro monopolo y del sensor de torsión monopolo.
- B. Energizar las barras esenciales prendiendo cualquiera de los interruptores de la batería. Oprimir el rompe circuito de torsión del mástil. Usando un multímetro digital (DMM), seleccionar una escala mayor de 30 VCD y conectar el conductor negativo a tierra. Cuando se midan los pines Z, C y S del cable de conexión al acondicionador de señal, debe indicar 28 VCD y los pines remanentes deben indicar aproximadamente cero.

- C. Jalar el rompe circuito de torsión del mástil. Poner el DMM en la escala de 200 ohm y conectar los conductores a los pines “F” y “G” en el cable conector del acondicionador de señal. La resistencia debe indicar entre 70 y 113 ohm para temperatura ambiente de 22 ° F a 131 ° F (-30 ° C a 55 ° C) varía con la temperatura del ambiente. Reconectar el conector del acondicionador de señal.

Ejemplo: A temperatura ambiente de 77°F / 25°C la resistencia debe indicar 99 ± 2 ohm. Un cambio en la temperatura ambiental hará que la resistencia del compensador cambie en un valor de 0.32 / °C.

Temp °C	Resistencia
+60.0	112.28 .25
+50.0	108.39 .20
+40.0	104.60 .20
+30.0	100.91 .20
+20.0	97.34 .20
+10.0	93.80 .20
0.0	90.38 .20
-10.0	87.04 .20
-20.0	83.77 .20
-30.0	80.56 .20
-40.0	77.39 .20
-50.0	74.24 .20
-60.0	71.19 .25

- D. Reconectar el filtro monopolo y el conector del sensor de torsión monopolo.
- E. Prueba: Sistema de aviso de sobre torque del mástil
- 1) Encender la batería y oprimir el rompe circuito de torsión del mástil.
  - 2) Oprimir la luz de aviso OVER TORQ del piloto y retenerla oprimida por aproximadamente 10 segundos para iniciar la función “built-in-test” (BIT).

- 3) Verificar que la luz de aviso OVER TORQ del piloto se ilumina después de que el indicador de torsión del mástil excede 100% de torsión.
- 4) Verificar que el indicador del piloto del torque del mástil indique  $105 \pm 1 \%$

**NOTA:** El indicador iris indica blanco si el torque excede de  $110 \pm 0.5 \%$  por .5 segundos

- F. Si hay instrumentos instalados para el copiloto, repetir el paso “E” para la luz OVER TORQ del copiloto.

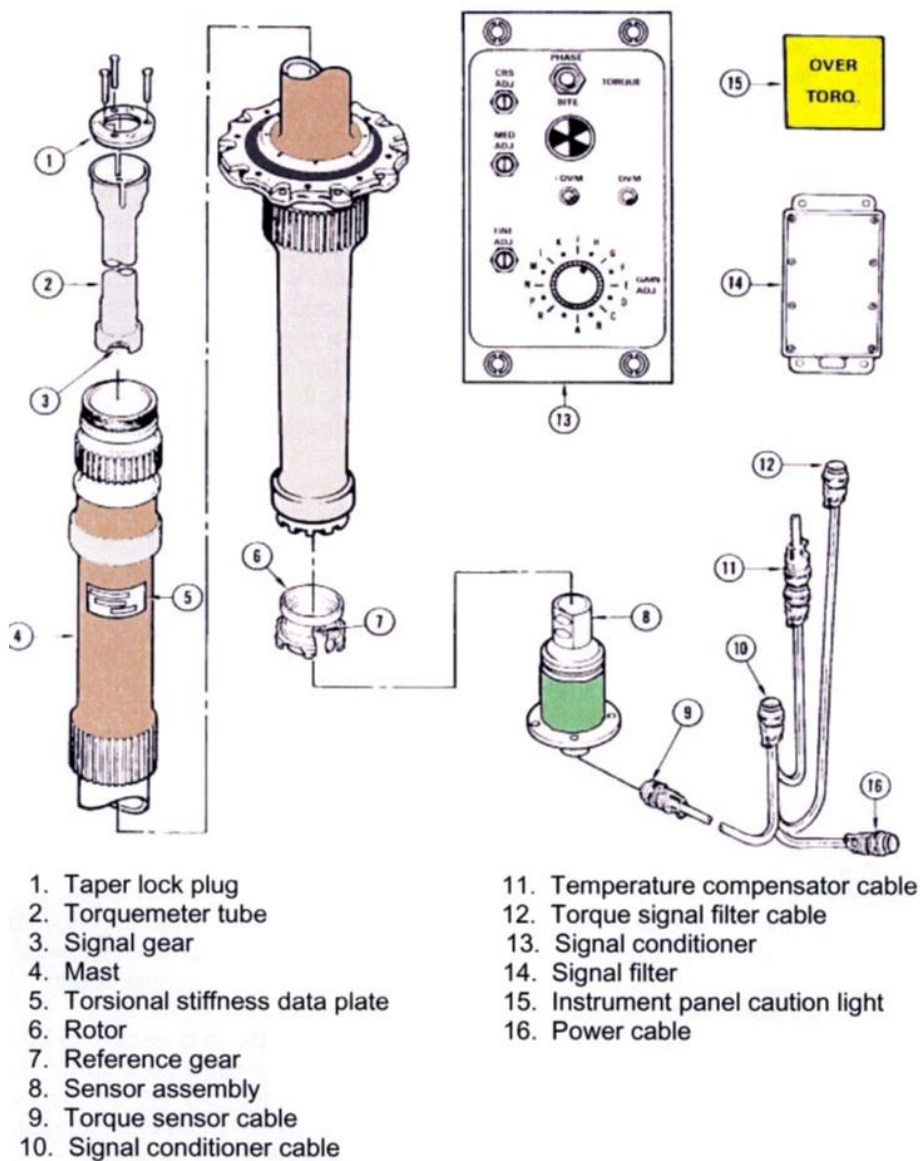


Figura 3.2.2.1 (Conjunto del medidor de torque del mástil)

### 3.2.2.2 CALIBRACIÓN DE TORQUE EN CERO

#### 1. Pruebas de corrida en tierra

- a. Quitar las palas del rotor principal del cubo.
- b. Quitar la cubierta del acondicionador de señal para tener acceso a los controles de ajuste y conectar un multímetro digital (DMM) (exacto a 0.10% o 0.005 V) a las terminales + DVM y DVM. Seleccionar una escala de aproximadamente 20 VCD.
- c. Poner el interruptor de ajuste de ganancia del acondicionador de señal en la letra estampada en el mástil que corresponda a la rigidez de torsión.
- d. Arrancar el motor uno o dos y correr entre 95% y 100% Nr. Con interruptor del gobernador en posición manual.
- e. Si el acondicionador de señal de torsión del mástil 412-375-003-101 está instalado saltar el paso "f". Girar el ajuste grueso a todo CW y retener el interruptor de palanca en la posición PHASE, medir el voltaje entre -DVM y -DVM que debe ser entre -2.43 y -3.68 VDC. Si no está en este rango, el tubo de torsión necesita ser alineado.
- f. Calibrar el acondicionador de señal para cero torsión girando el control de curso entre -0.6 y +0.6 VDC. Si el voltaje no cambia cuando el control grueso es reposicionado, detener la calibración y corregir el alambrado de los componentes que fallen. Completar la calibración ajustando los controles medianos y los finos en el panel de control del acondicionador de señal en cualquier dirección para obtener un voltaje de salida de entre 0.000 y 0.005 VDC. (El voltaje de salida puede oscilar hasta 0.008).

**NOTA:** Una vez que la señal se ha reducido a menos de 0.2 VDC, debe mantenerse una mayor exactitud seleccionando un rango de voltaje más bajo en el DMM.

- g. Apagar el motor.
- h. Instalar las palas del rotor principal del cubo.

- i. Restablecer el indicador Iris de aviso de torsión excesiva y reinstalar la placa que cubre al acondicionador de señal.Ç

## 2. Vuelo de prueba del sistema de torsión del mástil.

**NOTA:** Durante los vuelos de prueba del sistema de torsión del mástil, el helicóptero debe ser cargado para mantener el CG lateral cerca de su centro.

- a. Hacer un arranque normal de ambos motores. Incrementar la velocidad del rotor (Nr) a 100%.
  - 1) Cíclico y pedales anti torque centrados y el colectivo todo abajo (flat pitch).
  - 2) Los medidores de torque del piloto y del copiloto (si está instalado), deben indicar aproximadamente 10% de torque en ambos motores y 20% de torsión del mástil.
- b. Se vuela el helicóptero a la siguiente altura.
  - 1) Menos de 8,000 pies de altura.
  - 2) Recto y nivelado (cíclico centrado) y sin movimiento de pedal. Jala suficiente colectivo para obtener:
    - 3) Velocidad anemométrica (air speed) de 85 a 95 nudos y torque de motores de >45%.
- c. Registrar las lecturas del piloto y del copiloto de torsión del mástil y del motor.
  - 1) La diferencia entre los indicadores de torsión del piloto y del copiloto debe ser aproximadamente 1%
  - 2) La suma de la lectura de torque de los motores #1 y #2 debe ser entre 2% a 9% mayor que la torsión del mástil.



# **CAPÍTULO IV - PROCEDIMIENTO DE ANÁLISIS DE VIBRACIÓN EN EL ROTOR PRINCIPAL DEBIDO AL DESGASTE DE LOS BALEROS ELASTOMÉRICOS.**

## 4.1 INSPECCIONES

Estas inspecciones son programadas de inspección diseñada y recomendada por Bell Helicopter Textron para el Modelo 412. Pueden ser usados por los dueños o los operadores registrados que deseen desarrollar un sistema de inspección progresivo como parte del programa completo de mantenimiento del helicóptero. Para usar este sistema se debe enviar una solicitud por escrito a las autoridades de aviación civil que tienen jurisdicción sobre el área en la cual el dueño u operador está ubicado.

Los intervalos de inspección que se especifican en este capítulo son los máximos permitidos y no deben ser excedidos. Cuando se presentan condiciones locales inusuales y cuando estas condiciones como clima, utilización, etc., lo requieren, es la responsabilidad del operador el aumentar el alcance y la frecuencia de las inspecciones cuanto sea necesario para asegurar una operación segura.

La inspección anual y por horas debe ser visual y debe ser una inspección a fondo para determinar la aeronavegabilidad del helicóptero y sus componentes. La inspección debe hacerse por personal calificado, de acuerdo con las practicas estándar de calidad y usando los manuales apropiados. Se debe cumplir con todos los Alert Service Bulletins y Airworthiness Directives correspondientes.

Antes de una inspección se deben quitar o abrir, según el caso, las cubiertas, tapas, puertas y paneles. Los requerimientos de lubricación y servicio son aparte de los mencionados en este capítulo.

Si necesita información más detallada acerca de inspecciones a los equipos instalados y que no está en los manuales de mantenimiento o de reparación y overhaul de componentes, ver las instrucciones de servicio (Service Instruction) correspondientes.

El siguiente es un programa de inspecciones de mantenimiento igual a los que aparecen en el capítulo 5 del 412-MM:

#### 4.1.1 PROGRAMA DE INSPECCIÓN PARTE A.

- a. Inspecciones diarias – Se llevan a cabo antes del primer vuelo del día.
- b. Inspección de 100 horas o 12 meses – Se realiza cada 10 horas de operaciones de vuelo o cada 12 meses calendario, lo que se cumpla primero.
- c. Inspección de 1000 horas – Se realiza cada 1000 horas de operaciones de vuelo
- d. Inspección de 3000 horas de 5 años – Se realiza cada 3000 horas de operaciones de vuelo o cada 60 meses calendario, lo que se cumpla primero.

#### 4.1.2 PROGRAMA DE INSPECCIÓN PARTE B.

- a. Inspección de 25 horas – Se realiza cada 25 horas de operaciones de vuelo.
- b. Inspección de 300 horas o 180 días – Se realiza cada 300 horas de operaciones de vuelo o después de 180 días calendario, lo que se cumpla primero.
- c. Inspección de 600 horas o anual – Se realiza cada 600 horas de operaciones de vuelo o cada 12 meses calendario, lo que se cumpla primero.
- d. Inspecciones de 3000 horas o 5 años – Se realiza cada 3000 horas de operaciones de vuelo o cada 60 meses calendario, lo que se cumpla primero. Se puede utilizar cualquier tipo de inspección pero una vez que el helicóptero ha empezado con uno de los programas de inspección, debe mantenerse en ese programa excepto en los siguientes casos:

Si un helicóptero está bajo el programa de inspección Parte A y se desea cambiarlo al programa de inspección Parte B, se debe realizar una inspección completa Parte A de 1000 horas. El helicóptero entonces puede ser cambiado al programa de inspección Parte B empezando con la inspección de 25 horas.

Si un helicóptero está bajo el programa de inspección parte B y se desea cambiarlo al programa de inspección Parte A, se debe hacer una inspección completa Parte B de 600 horas. El helicóptero puede entonces ser cambiado al programa de inspección Parte A empezando con la inspección diaria.

## 4.2 INSPECCIONES ESPECIALES.

Se requieren para ciertos sistemas o componentes en intervalos diferentes de los normales.

## 4.3 INSPECCIONES CONDICIONALES.

Se requieren para ciertos sistemas y/o componentes después de eventos no usuales tales como aterrizajes bruscos o paradas súbitas del rotor.

### NOTA:

Ver los requisitos del fabricante para las Inspecciones Condicionales correspondientes solamente al motor. (TB412-82-1 Component life retirement time extended).

## 4.4 LIMITACIONES DE AERONAVEGABILIDAD.

Cambiar los componentes de acuerdo con el programa de Limitaciones de Aeronavegabilidad (Airworthiness Limitations Schedule). Ver el capítulo 4 del MM. El programa de limitaciones de aeronavegabilidad resume el número máximo de vida o el número de índice de retiro (RIN LIFE), de varios componentes que puede usarse antes de ser retirados de servicio. Las reemplazan considerando su condición.

### PRECAUCIÓN

LA VIDA ÚTIL DE ALGUNOS COMPONENTES DE LOS EQUIPOS (S.I.) NO SE CUBRE EN ESTE PROGRAMA. VER LAS INSTRUCCIONES DE SERVICIO CORRESPONDIENTES PARA EL PROGRAMA DEL COMPONENTE DE QUE SE TRATA.

ALERTA

ALGUNAS PARTES SE INSTALAN COMO EQUIPO ORIGINAL EN HELICÓPTEROS MILITARES Y PUEDEN TENER UN TIEMPO DE VIDA O PROGRAMA DE OVERHAUL MÁS BAJO DEL QUE TIENEN LAS PARTES USADAS EN HELICÓPTEROS COMERCIALES, POR LO TANTO, LAS PARTES QUE HAN SIDO UTILIZADAS EN HELICÓPTEROS MILITARES NO DEBEN USARSE EN HELICÓPTEROS COMERCIALES

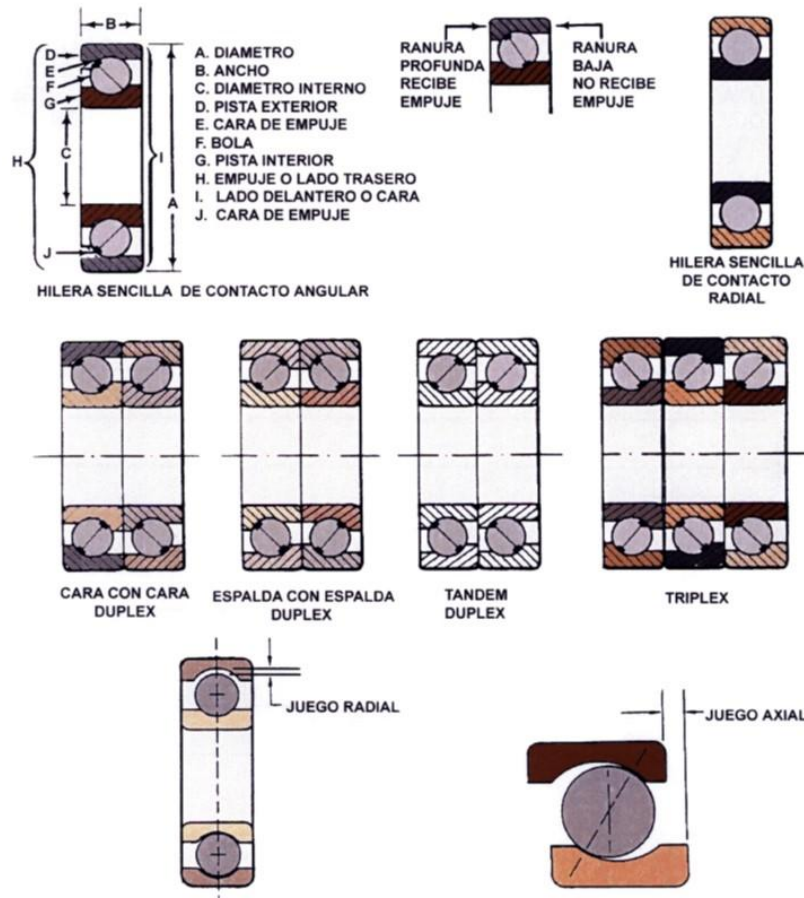


Figura 4.5 (Instalación típica de cojinetes)

4.5 TERMINOLOGÍA DE INSPECCIÓN DE COJINETES

- a. Brinelling: Depresión superficial producida por golpes fuertes, por presión extrema o por rodillos que se arrastran en lugar de rodar.

- b. Galling: Desgaste por fricción causado por la acción de rozamiento con poca o nada de lubricación.
- c. Pitting: Picaduras o muescas generalmente causadas por corrosión, oxidación, alta compresión o golpes con metal.
- d. Scoring: Rayas profundas hechas por objetos extraños entre las superficies móviles, o entre una superficie móvil y una estacionaria. Las rayas siguen la dirección del movimiento de las partes.
- e. Scratching: Rayas angostas y poco profundas causadas por objetos extraños cruzando la superficie.
- f. Spalling: Astilladuras o formación de capas finas de metal en la superficie. Es una condición de fatiga superficial que causa una separación que al romperse la capa endurecida del metal.

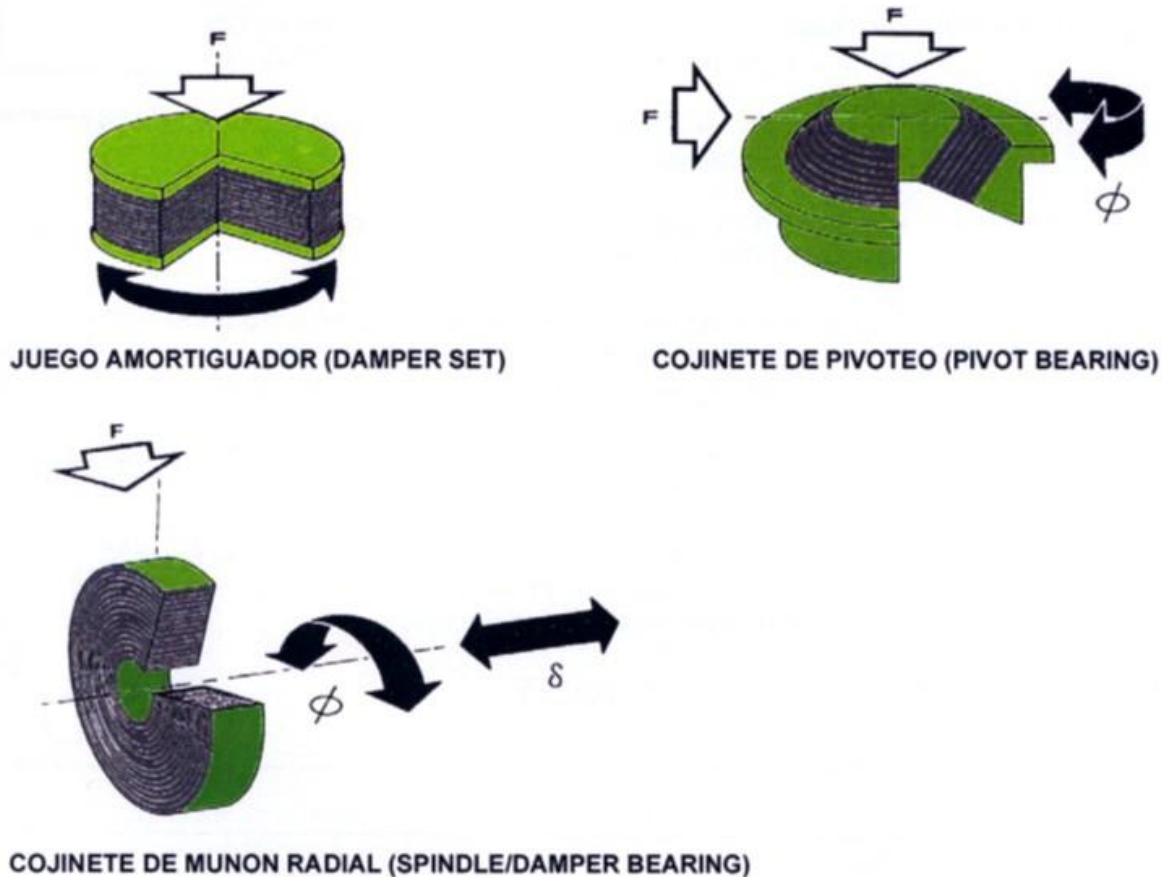


Figura 4.6 (Tipos de cojinetes elastoméricos)

## 4.6 TERMINOLOGIA DE INSPECCIÓN DE COJINETES

- a. Sheeting: Capas de caucho elastomérico sobresaliendo del componente.
- b. Crumbling: Partículas pequeñas como de borrador que es el elastómero separándose del componente.
- c. Extruding: Tiras de caucho elastomérico producidas por el componente.
- d. Delamination: Falla o separación de la unión, requiere luz muy fuerte para inspeccionar.

## 4.7 COJINETES ELASTOMÉRICOS

Un cojinete elastomérico consiste de capas unidas o vulcanizadas de laminillas de elastómero y metal. Los diferentes tamaños y formas son determinados por las cargas impuestas sobre los cojinetes. Se han diseñado varias configuraciones para acomodar las diferentes formas de cargas y movimientos oscilatorios y estáticos. El elastómero se une a las laminillas de metal y a los componentes metálicos mayores a los que se instala. Estos componentes metálicos mayores pueden ser considerados las pistas de los cojinetes y en muchos cojinetes son partes estructurales críticas del rotor o del fuselaje del helicóptero. Las capas de elastómero que se usa en estos cojinetes pueden ser de hule natural o elastómero sintético y puede ser tan delgado como .015" con las laminillas correspondientes del mismo grosor. El material de las laminillas normalmente es una aleación de acero, acero inoxidable o aluminio, pero puede ser cualquier material con la suficiente fuerza como para tolerar el stress de la laminilla del cojinete.

Hay tres tipos básicos de cojinetes elastoméricos usados en el rotor y los controles del 412. El primer tipo es el **cojinete de empuje convencional** (juego amortiguador) diseñado para llevar las cargas axiales altas en compresión a la vez que acomoda los movimientos de torsión a través de las cargas de resistencia (shear loading) del elastomérico. El segundo tipo es el **cojinete conico** (pivot bearing) que puede llevar altas cargas y dirección axial y radial mientras acomoda los movimientos de torsión. El tercer tipo es el de **cojinete de muñón radial** (damper/spindle bearing). Lleva las altas cargas radiales mientras acomoda los movimientos torsionales y axiales. El otro tipo que se usaba era el cojinete del extremo de la varilla (pitch link bearing). Este lleva las altas cargas radiales mientras acomoda los movimientos en la dirección de desalineamiento y la de torsión así como algunos movimientos axiales dependiendo de la geometría de la

lámina. Se pueden incorporar en un cojinete, dependiendo de las configuraciones básicas mencionadas anteriormente.

LOS ELASTOMERICOS DEBEN LIMPIARSE CON AGUA Y JABON.

## 4.8 INTRODUCCIÓN A LAS VIBRACIONES

En términos muy simples una vibración es un movimiento oscilatorio de pequeña amplitud. Todos los cuerpos presentan una señal de vibración en la cual plasman cada una de sus características. De acuerdo a esto, las máquinas presentan su propia señal de vibración y en ella se encuentra la información de cada uno de sus componentes. Por tanto, una señal de vibración capturada de una máquina significa la suma vectorial de la vibración de cada uno de sus componentes.

## 4.9 DEFINICIÓN DE VIBRACIÓN

Se dice que un cuerpo vibra cuando experimenta cambios alternativos, de tal modo que sus puntos oscilen sincrónicamente en torno a sus posiciones de equilibrio, sin que el campo cambie de lugar.

Como otro concepto de vibración, se puede decir que es un intercambio de energía cinética en cuerpos con rigidez y masa finitas, el cual surge de una entrada de energía dependiente del tiempo. Este intercambio de energía puede ser producido por:

- Desequilibrio en Máquinas Rotatorias
- Entrada de Energía Acústica
- Circulación de Fluidos o masas
- Energía Electromagnética

La medición de Vibración, juega un papel muy importante en el desarrollo de técnicas para reducirla, y en el establecimiento de límites en los niveles de ruido de la maquinaria existente en una instalación industrial. Aproximadamente el 50% de las averías en máquinas rotativas se deben a desalineaciones en los ejes. Las máquinas mal alineadas generan cargas y vibraciones adicionales, causando daños prematuros en rodamientos, obturaciones y acoplamientos, también aumenta el consumo de energía. Gracias a los avances de la electrónica, actualmente se tienen instrumentos de medición altamente sofisticados que permiten cuantificar la vibración de manera precisa, a través de diversos principios. Es por esto que es muy importante, un buen entendimiento de los



transductores empleados para la medición de vibración, y su interfaz con los sofisticados equipos de instrumentación y de adquisición de datos.

### 4.9.1 VIBRACIÓN SIMPLE

La base principal de las señales de vibración en el dominio del tiempo son las ondas sinusoidales. Estas son las más simples y son la representación de las oscilaciones puras. Una oscilación pura puede ser representada físicamente con el siguiente experimento: Imagínese una masa suspendida de un resorte.

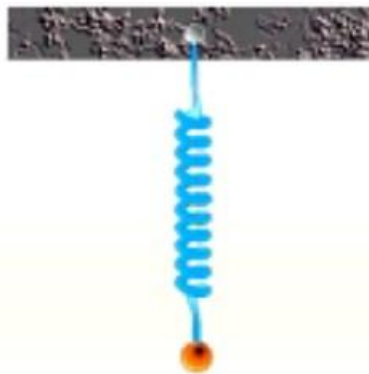


Figura 4.9.1 (Vibración simple)

Si esta masa es soltada desde una distancia  $X$ , en condiciones ideales, se efectuará un movimiento armónico simple que tendrá una amplitud  $X$ . Ahora a la masa vibrante le adicionamos un lápiz y una hoja de papel en su parte posterior, de manera que pueda marcar su posición. Si jalamos el papel con velocidad constante hacia el lado izquierdo se formará una gráfica.



Figura 4.9.1.1 (Respuesta de la vibración en función del tiempo)

El tiempo que tarda la masa para ir y regresar al punto X siempre es constante. Este tiempo recibe el nombre de período de oscilación (medido generalmente en segundos o mseg) y significa que el resorte completó un ciclo.

El recíproco del período es la frecuencia (es decir  $F=1/T$ ) la cual generalmente es dada en Hz (Ciclos por segundo) o también Ciclos por minuto (cpm).

### 4.9.2 VIBRACIÓN COMPUESTA

Una señal compuesta es una sumatoria de varias señales sinusoidales que comprenden cada uno de los componentes que se encuentran en la máquina, más todos los golpeteos y vibraciones aleatorias. El resultado es una señal como la ilustrada en la siguiente figura.

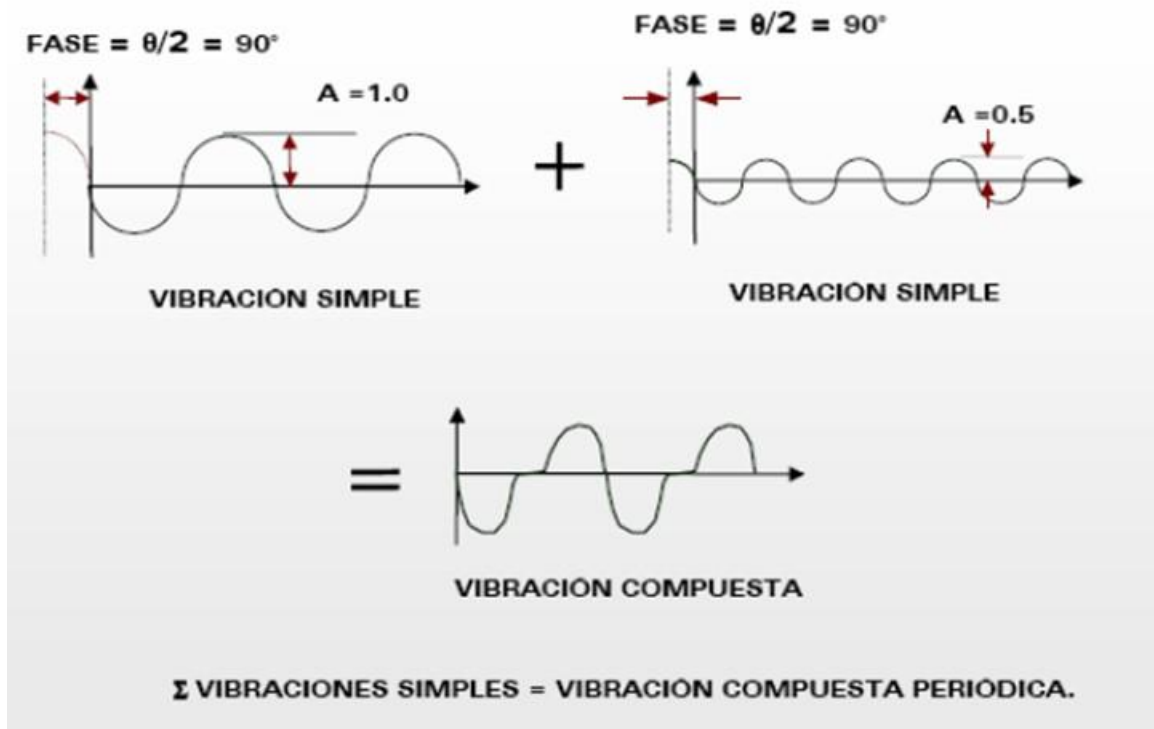


Figura 4.9.2 (Vibración Compuesta)

### 4.9.3 VIBRACIÓN ALEATORIA Y GOLPETEOS INTERMITENTES

Además de las vibraciones simples, también existen otros tipos de vibraciones como son la vibración aleatoria y los golpeteos intermitentes. La vibración aleatoria no cumple con patrones especiales que se repiten constantemente o es

demasiado difícil detectar donde comienza un ciclo y donde termina. Estas vibraciones están asociadas generalmente turbulencia en blowers y bombas, a problemas de lubricación y contacto metal-metal en elementos rodantes o a cavitación en bombas.

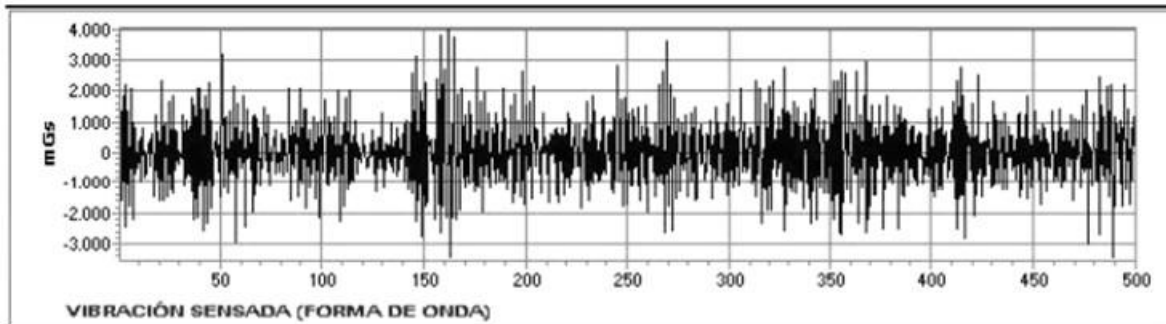


Figura 4.9.3 (Vibración Aleatoria)

Este tipo de patrones es mejor interpretarlos en el espectro y no en la onda en el tiempo.

Los golpeteos intermitentes están asociados a golpes continuos que crean una señal repetitiva. Estas se encuentran más comúnmente en los engranajes, en el paso de las aspas de un impulsor o ventilador, etc. Este tipo de señales tiende a morir debido a la amortiguación del medio. Aquí se muestra claramente este fenómeno: un golpe intermitente que se amortigua con el medio.

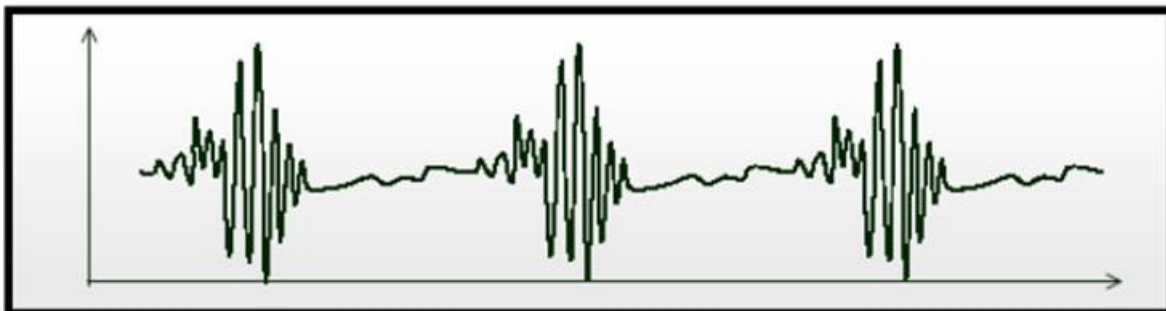


Figura 4.9.3.1 (Golpeteos intermitentes)

#### 4.9.4 FRECUENCIA NATURAL Y RESONANCIAS

La frecuencia natural presenta un carácter muy diferente a las anteriormente nombradas, debido a que depende de las características estructurales de la máquina, tales como su masa, su rigidez y su amortiguación, incluyendo los soportes y tuberías adjuntas a ella. No depende de la operación de la máquina, a no ser que la rigidez sea función de la velocidad.

Si la frecuencia natural es excitada por un agente externo, la amplitud de vibración de la máquina se incrementará enormemente causando perjuicios que a corto o mediano plazo pueden llegar a ser catastróficos. Esto es lo que se conoce con el nombre de resonancia. Cuando una resonancia es detectada, es necesario identificar el agente externo que la está produciendo e inmediatamente debe aislarse estructuralmente o cambiar su velocidad de operación. La muestra un motor que gira a una velocidad similar a la frecuencia natural de su estructura de soporte. Lo que incrementa abruptamente los niveles de vibración de la máquina.

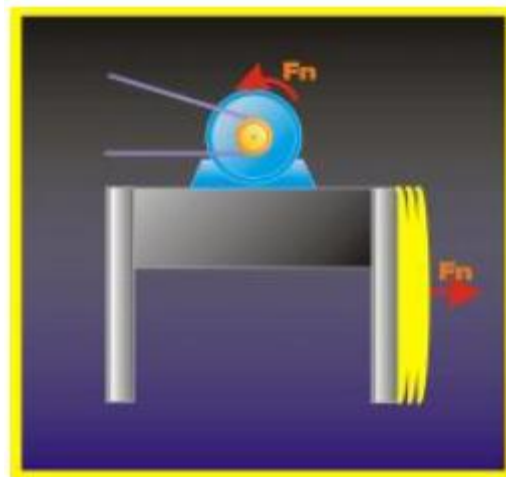


Figura 4.9.4 (Motor que gira a una velocidad similar a la frecuencia natural de su estructura de soporte. Lo que incrementa abruptamente los niveles de  $v$ )

### 4.10 VARIABLES APLICABLES EN ANÁLISIS DE VIBRACIONES

#### 4.10.1 ANÁLISIS ESPECTRAL

Cuando se mide la respuesta de una máquina, se genera una información muy valiosa que es necesario analizar. El éxito de este análisis depende de la correcta interpretación que se le dé a los espectros capturados con respecto a las

condiciones de operación en que se encuentra la máquina. A continuación se muestra un esquema de cómo sería la captura de la información

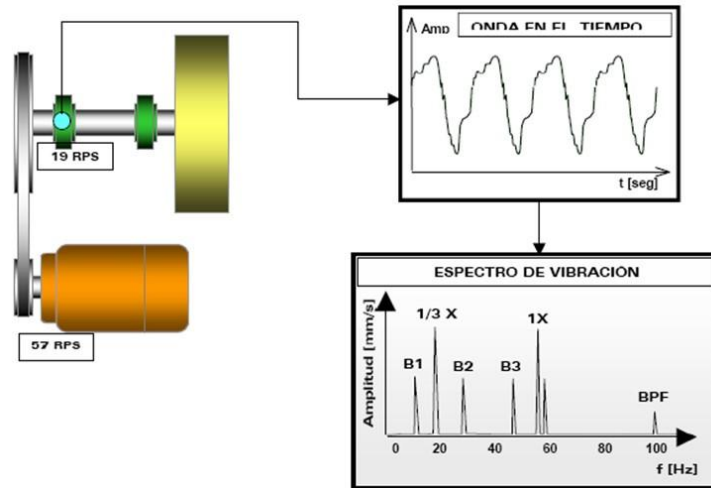


Figura 4.10.1 (Esquema de captura de la información)

### 4.10.2 DESBALANCEO

Determinado por condiciones de desequilibrio, que provoca niveles de vibraciones no permitidas que conllevan a daño en la estructura del eje y del conjunto rotorario.



Figura 4.10.2 (Respuesta de la condición de balanceo en función del tiempo)

#### 4.10.2.1 ESTÁTICO

Producido generalmente por desgaste radial superficial no uniforme en rotores en los cuales su largo es despreciable en comparación con su diámetro. El espectro presenta vibración dominante con una frecuencia igual a 1 X RPS del rotor. Se

recomienda para corregir la falla balancear el rotor en un sólo plano (en el centro de gravedad del rotor) con la masa adecuada y en la posición angular calculada con un equipo de balanceo.

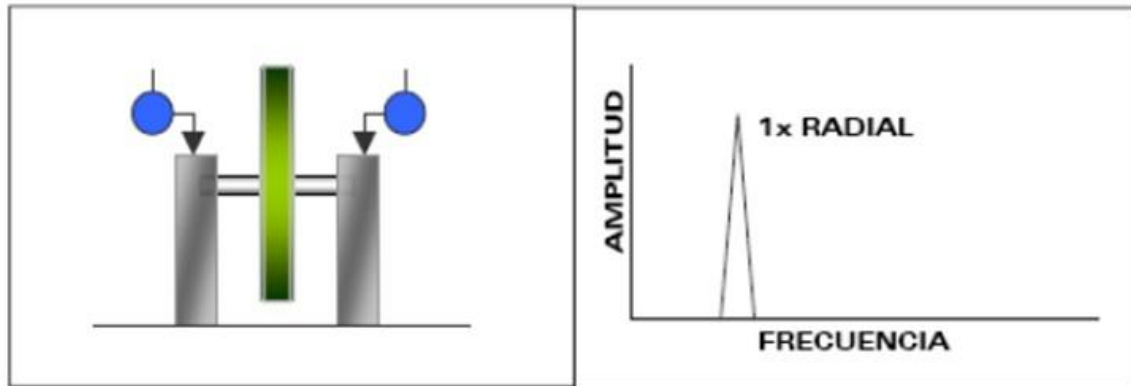


Figura 4.10.2.1 (Desbalanceo Estático)

#### 4.10.2.2 DINÁMICO

El desbalanceo dinámico ocurre en rotores medianos y largos. Es debido principalmente a desgastes radiales y axiales simultáneos en la superficie del rotor. El espectro presenta vibración dominante y vaivén simultáneo a frecuencia igual a 1 X RPS del rotor. Se recomienda para corregir la falla balancear el rotor en DOS PLANOS con las masas adecuadas y en las posiciones angulares calculadas con un equipo de balanceo dinámico.

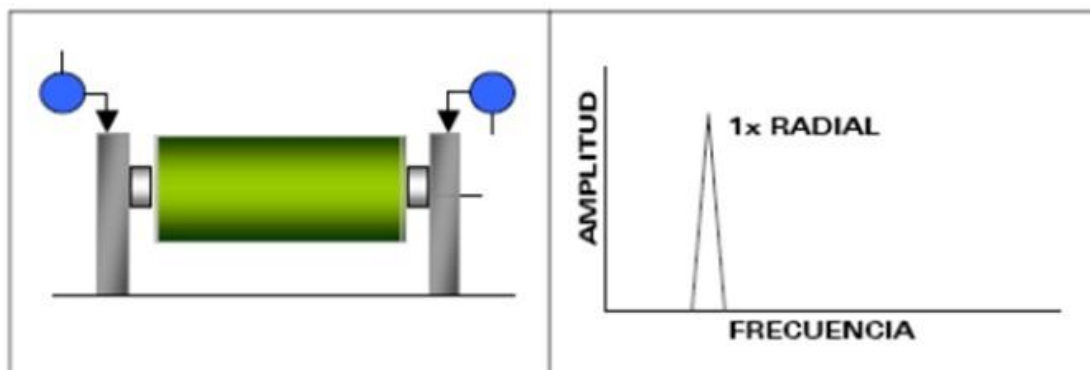


Figura 4.10.2.2 (Desbalanceo Dinámico)

### 4.10.2.3 ROTOR COLGANTE

Ocurre en rotores que se encuentran en el extremo de un eje. Es producido por desgaste en la superficie del rotor y doblamiento del eje. El espectro presenta vibración dominante a 1X RPS del rotor, muy notoria en dirección axial y radial. Para corregir la falla, primero debe verificarse que el rotor no tenga excentricidad ni que el eje esté doblado. Luego debe realizarse el balanceo adecuado.

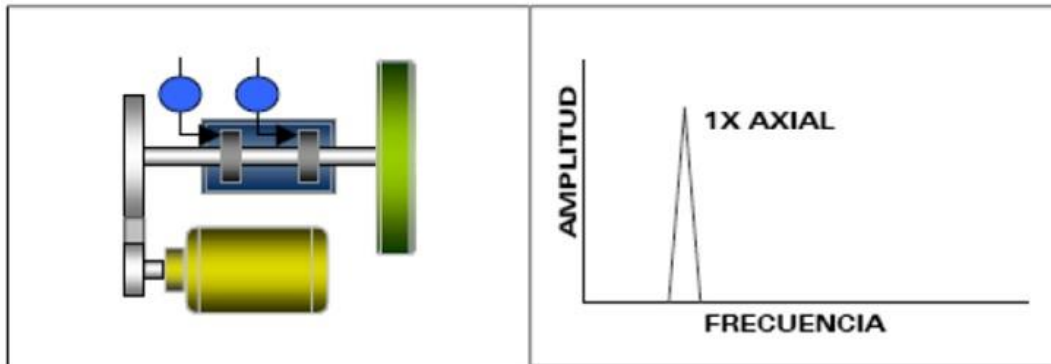


Figura 4.10.2.3 (Rotor Colgante)

## 4.10.3 FALLAS EN RODAMIENTOS

### 4.10.3.1 FALLA EN PISTA INTERNA

Agrietamiento o desastillamiento del material en la pista interna, producido por errores de ensamble, esfuerzos anormales, corrosión, partículas externas o lubricación deficiente.

Se produce una serie de armónicos siendo los picos predominantes 1X y 2X RPS la frecuencia de falla de la pista interna, en dirección radial. Además el contacto metal - metal entre los elementos rodantes y las pistas producen pulsos en el dominio del tiempo del orden de 1-10 KHz. El rodamiento debe ser reemplazado, debido a que la falla seguirá incrementándose. Antes revise el estado de lubricación del rodamiento. Generalmente la medida más confiable es en dirección de la carga.

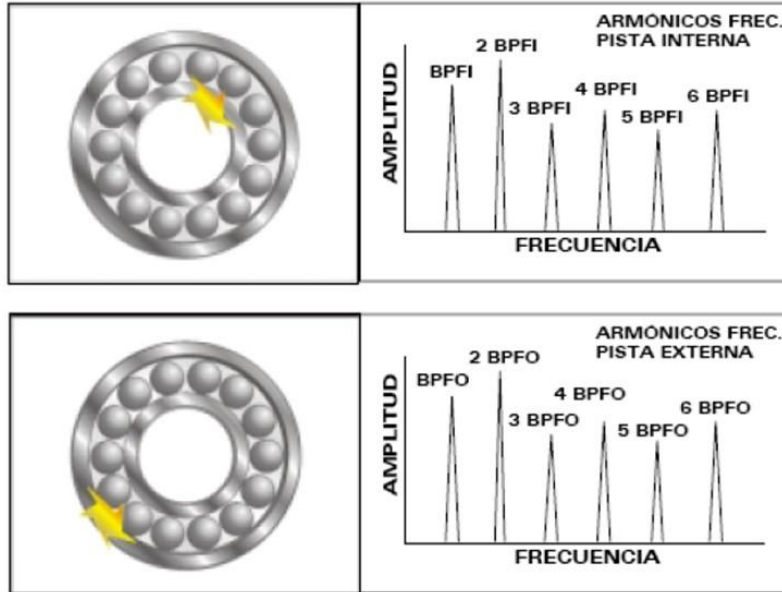


Figura 4.10.3.1 (Falla en pista interna)

### 4.10.3.2 FALLA EN PISTA EXTERNA

Agrietamiento o desastillamiento del material en la pista externa, producido por errores de ensamble, esfuerzos anormales, corrosión, partículas externas o lubricación deficiente.

Se produce una serie de armónicos siendo los picos predominantes 1X y 2X RPS la frecuencia de falla de la pista externa, en dirección radial. Además el contacto metal - metal entre los elementos rodantes y las pistas producen pulsos en el dominio del tiempo del orden de 1-10 KHz. El rodamiento debe ser reemplazado, debido a que la falla seguirá incrementándose. Antes se debe revisar el estado de lubricación del rodamiento. Generalmente la medida más confiable es en dirección de la carga.

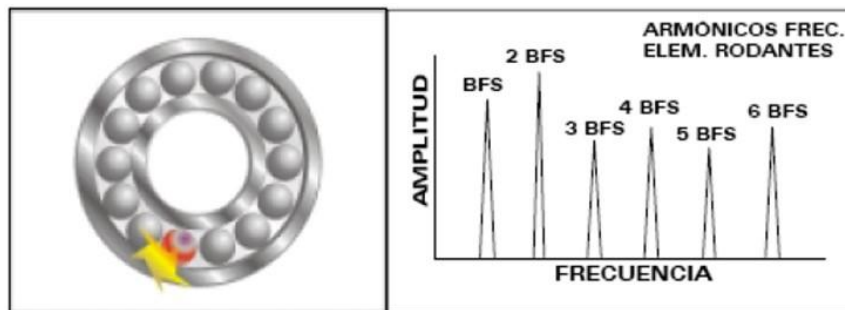


Figura 4.10.3.2 (Falla en pista interna)



### 4.10.3.3 FALLA EN ELEMENTOS RODANTES

Agrietamiento o desastillamiento del material en los elementos rodantes, producido por errores de ensamble, esfuerzos anormales, corrosión, partículas externas o lubricación deficiente. Se produce una serie de armónicos siendo los picos predominantes 1X y 2X RPS la frecuencia de falla de los elementos rodantes, en dirección radial. Además el contacto metal – metal entre los elementos rodantes y las pistas producen pulsos en el dominio del tiempo del orden de 1-10 KHz. El rodamiento debe ser reemplazado, debido a que la falla seguirá incrementándose. Antes revise el estado de lubricación del rodamiento. Generalmente la medida más confiable es en dirección de la carga.

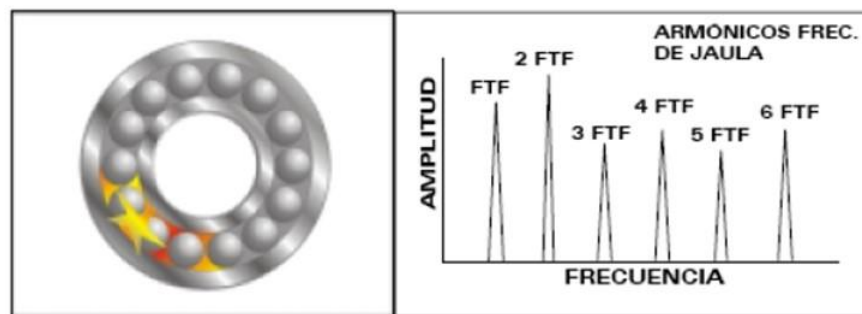


Figura 4.10.3.3 (Falla en elementos rodantes)

## 4.11 VALORACIÓN DE LAS VIBRACIONES

Su valoración se hace por instrumentos de medida, conocidos como vibrómetros que contienen en su interior unos filtros de ponderación que integran de acuerdo al potencial lesivo las siguientes variables: frecuencia, amplitud, eje X, Y o Z de entrada por mano-brazo o por cuerpo entero. Los equipos consisten en:

Transductor o acelerómetro.

Integrador de la señal del acelerómetro.

Analizador de frecuencias.

Sistema de lectura.

### 4.11.1 MEDICIÓN DE VIBRACIONES

Las vibraciones se miden con vibrómetros cuyo componente principal es un transductor o acelerómetro en contacto con la superficie vibrante que convierte las vibraciones mecánicas en una señal eléctrica. Esta señal se trata adecuadamente

en los circuitos del equipo de medida obteniendo los niveles de la aceleración expresados en  $m/s^2$  o  $rad/s^2$ .

## 4.12 VIBRACIONES ALINEACIÓN Y BALANCEO

### 4.12.1 TRAYECTORIA (HUELLA)

La puesta en trayectoria (huella o tracking) es un procedimiento usado para verificar que todas las palas pasen sobre el mismo plano de rotación. Si una pala esta fuera de trayectoria (huella), el helicóptero tendrá una vibración vertical 1:1. Estos problemas se presentan en todos los tipos de helicópteros.

Generalmente los helicópteros requieren de la verificación de la trayectoria de las puntas de pala (huella), cuando se cambian las palas, núcleos o varillas de cambio de paso. La verificación de la trayectoria deberá ser siempre el primer paso durante la corrida inicial. Será imposible corregir condiciones de desbalance, sin antes corregir la trayectoria de puntas de palas.

Existen varios métodos para determinar la trayectoria de las palas en los helicópteros. Estos varían dependiendo del fabricante y del sistema, el cual deberá ser el más apropiado para el rotor. Algunos métodos son:

- Método del bastón
- Método de bandera
- Método de la luz reflejante
- Método de pre-huella
- Método electrónico o estroboscópico.

Todos los métodos utilizados deben iniciar con la puesta en trayectoria de las palas, procedimiento que se lleva a cabo en tierra. Muchos helicópteros también requieren ser puestos en huella en vuelo por el diseño del propio rotor. Esto requerirá la puesta en huella en vuelo estacionario (Hover) y a diferentes velocidades, según especifique el fabricante, siempre con viento en calma o con viento de frente.

## 4.13 METODOS DE ALINEACION Y BALANCEO

### 4.13.1 MÉTODO DEL BASTÓN

Este método se utiliza únicamente en tierra. Se coloca un pabilo de hule de 2 a 4 pulgadas, sobre una barra bastón lo suficientemente largo para alcanzar a tocar el rotor. La punta de hule se cobre con azul de Prusia. El helicóptero se opera a las rpm especificadas por el fabricante, la punta de hule se sujeta al bastón y se coloca con la superficie inferior cerca de las puntas de las palas.

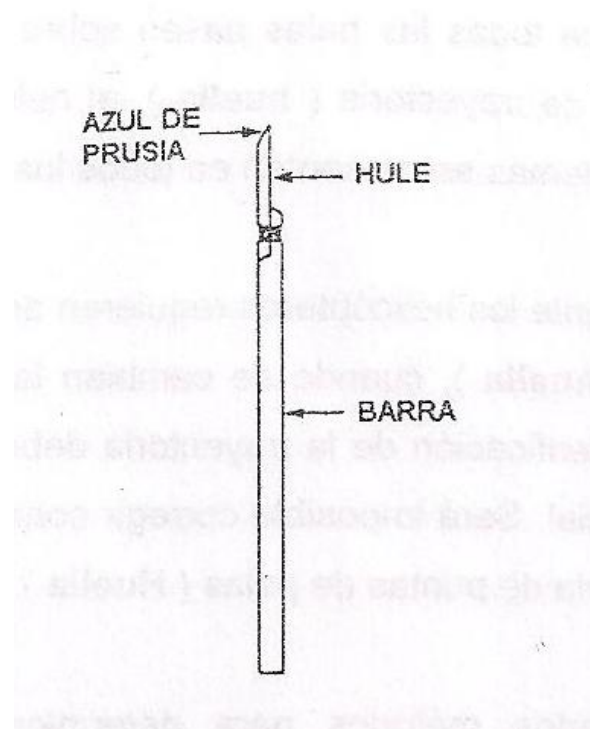


Figura 4.13 (Herramienta para el método del bastón)

Cuando el contacto se efectúa, el bastón debe de retirarse para evitar daños al personal de mantenimiento. Cortar el motor, de acuerdo con las instrucciones del fabricante y observar las marcas de las puntas de las palas.

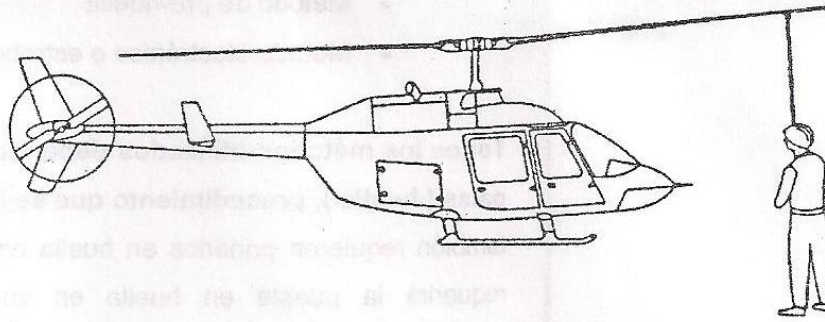


Figura 4.13.1 (Procedimiento de puesta en trayectoria (huella) por el método del bastón)

Si las marcas observadas en ambas palas son de la misma magnitud, se dirá que ambas palas están en la misma trayectoria. Si la marca en una pala se acentúa más que la otra, esta se sube o la menos acentuada se baja, hasta que las dos palas den la misma marca.

#### 4.13.2 MÉTODO DE BANDERA

Este método es similar al método del bastón y también se efectúa solo en tierra. La bandera consiste de una estructura adecuada a la altura del rotor del helicóptero, la cual tiene colocada una porción de hule cubierta con cinta adhesiva en el borde. Se aplica colorante en las puntas de la pala (una de cada color), las cuales dejarán marcas en el filo de la bandera con sus respectivos colores. Solo se deberá apreciar una marca si las palas están en el mismo plano de rotación; si una marca aparece más arriba que la otra se harán los ajustes requeridos. Este método es más preciso que el del bastón.

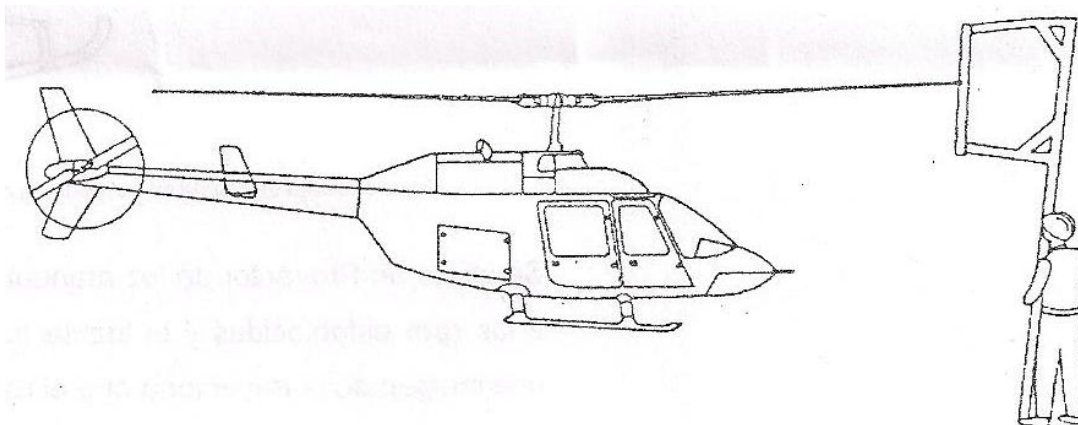


Figura 4.13.2 (Procedimiento de puesta en trayectoria (huella) por el método de bandera)

### 4.13.3 MÉTODO DE LA LUZ REFLEJANTE

El método puede ser usado en tierra o en vuelo y tiene una ventaja porque todas las palas no son puestas en trayectoria (huella) de la misma forma, en tierra que en vuelo. Los reflejantes se colocan en las puntas de las palas del helicóptero mirando hacia el interior de la cabina. Uno de estos reflejantes será plano (circular) mientras que el otro tendrá colocada una tira a través de medio círculo.

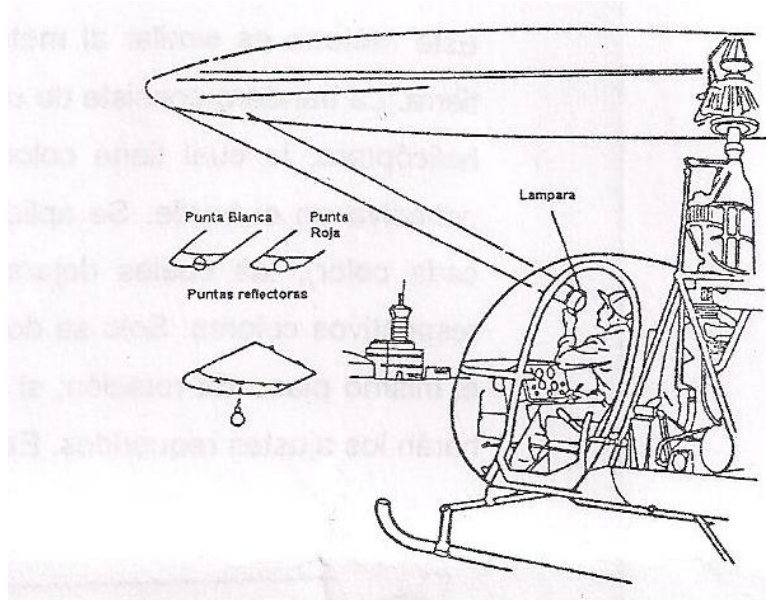


Figura 4.13.3 (Procedimiento de puesta en trayectoria (huella) por el método de luz reflejante)

Se utiliza un proyector de luz manual desde la cabina. El helicóptero se opera a las rpm establecidas y la luz se hace incidir sobre el reflejante obteniendo una imagen de la trayectoria que el rotor describe al girar.

### 4.13.4 MÉTODO DE PRE HUELLA

Este método solo se usa por el fabricante del helicóptero. Consiste en tomar una pala maestra, la cual fue balanceada en un banco de prueba y por medio de los cuernos de cambio de paso hacer que las demás palas vuelen en el mismo plano. El ajuste que debe tener la pala maestra se graba en la raíz de la pala. Cuando se reemplaza una pala, solamente se ajusta el valor dado por el fabricante y se efectúa una puesta en trayectoria de giro.

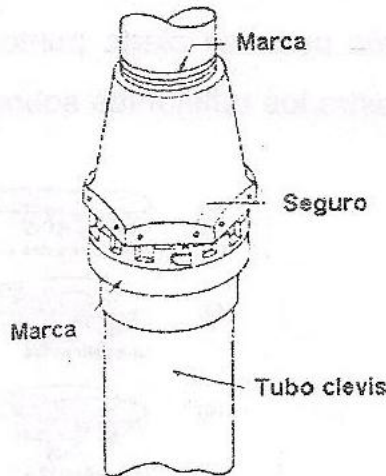


Figura 4.13.4 (Procedimiento de pre huella)

### 4.13.5 MÉTODO ELECTRÓNICO O ESTROBOSCÓPICO

Este sistema permite verificar la trayectoria de las puntas de las palas tanto en tierra como en vuelo. Los reflejantes se colocan en las puntas de las palas y hacia la cabina, estos reflejantes se marcan con líneas en diferentes posiciones en cada pala.

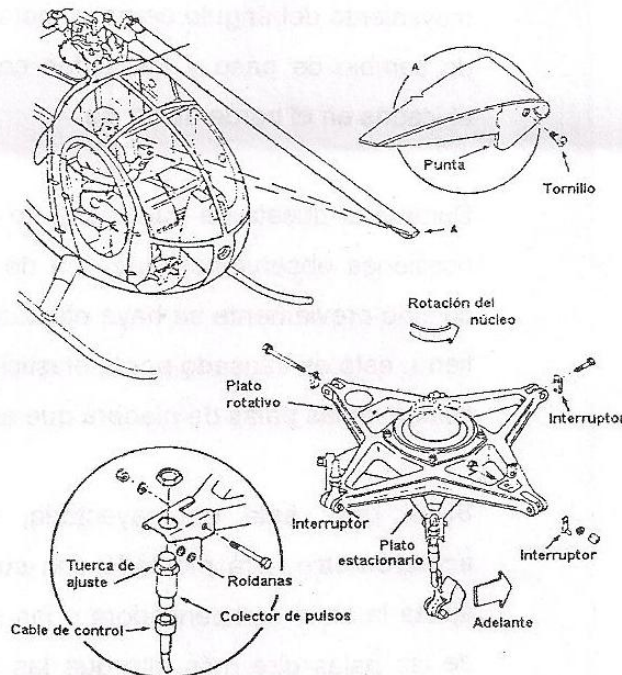


Figura 4.13.5 (Procedimiento de puesta en trayectoria (huella) por el método estroboscópico)

La luz estroboscópica se usa para ver los reflejantes. La lámpara se acciona por un interruptor y un colector de pulsos magnéticos (pick up) montado en el plato oscilante. Esto permite que la luz estroboscópica este destellando cada vez que la pala pase en cierto punto dando la apariencia de inmovilidad en donde se muestran los reflejantes sobrepuestos.

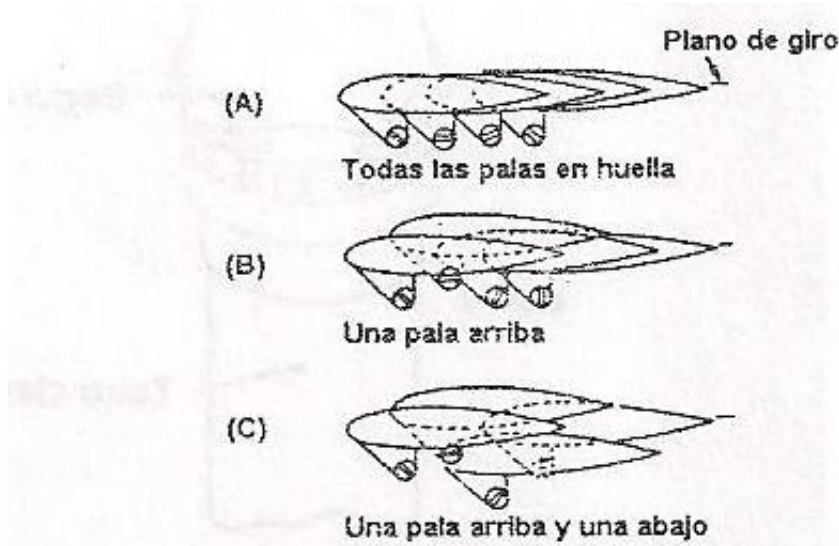


Figura 4.13.6 (Trayectoria observada en el método estroboscópico)

El procedimiento para ajustar la trayectoria en las palas varía considerablemente de un helicóptero a otro. El ajuste de la trayectoria implica el movimiento del ángulo de paso, para ello se cuenta con las varillas ajustables de cambio de paso y las aletas compensadoras (tabs) fijas a las palas ubicadas en el borde de salida.

Durante la puesta en trayectoria de las palas en vuelo, en algunas ocasiones observamos que alguna de las palas esta fuera de trayectoria aun cuando previamente se haya efectuado una correcta puesta en trayectoria en tierra, esto es causado por la elasticidad de las palas y este problema es más común en las palas de madera que en las de metal.

Si el rotor está en trayectoria, no existirán vibraciones verticales (el acelerómetro está montado con su lado sensitivo en forma vertical). Si se ajusta la aleta compensadora o las varillas de cambio de paso para que una de las palas gire más alto que las demás (o más bajo), se presentara una vibración vertical de 1:1.

La estructura estará en su posición "máxima alta" cuando la pala este fuera de trayectoria en un cierto punto azimutal. Ahora, si restablecemos la primera pala a su posición original y colocamos otra pala fuera de trayectoria, la sensación es la misma y la posición "máxima alta" ocurre cuando la nueva pala está en el mismo plano azimutal que la primera pala.

El ángulo del reloj se lee desde el sincronizador de fase y la amplitud en pulgadas por segundo (IPS) desde el medidor del balanceador. El ángulo de reloj, dirá que pala o que palas necesitan ajuste y en qué dirección. La amplitud es convertida en caras de ajuste en las varillas de cambio de paso y en grados en las aletas compensadoras, por medio de las cartas de puesta en huella.

#### 4.14 BALANCE DINÁMICO DEL ROTOR PRINCIPAL - MÉTODO MANUAL

Después de que el rotor principal ha sido balanceado estáticamente, es necesario balancear dinámicamente el rotor después de que ha sido instalado. Ningún intento de balance debe hacerse sin antes verificar a trayectoria de las palas.

Si no existe equipo electrónico para el balance, el procedimiento empleado es de tanteo (acierto y error), dependiendo la habilidad de sentir la vibración y reducirla.

El personal con experiencia quien ha sentido varias vibraciones será probablemente más rápido para reducir el nivel de vibraciones que un novato.

El sistema usado más común del balance de envergadura es poner cinta a las palas y sentir el resultado de agregar peso en la pala por la cinta. Usualmente el fabricante especificara el ancho de la cinta y el número de vueltas que será equivalente al peso que se agregue. Aun en un rotor de 2 palas, este sistema podría involucrar un gran número de arranques antes de obtener el nivel de vibración deseado. El procedimiento típico es colocar dos o tres vueltas de cinta en la pala cerca de la punta.

La corrección para vibraciones laterales 1:1 se empieza determinando si una de las palas está más pesada que la otra, esto se lleva a cabo enrollando una o dos vueltas de cinta de 2 pulgadas alrededor de una de las palas a unas cuantas pulgadas de la punta, en tal forma que no pueda ser arrancada con facilidad por el viento.

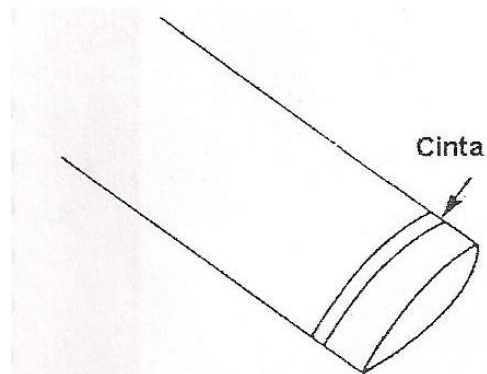


Figura 4.14 (Corrección de vibración lateral por el método de la cinta)



Después de poner la cinta en la pala, correr el helicóptero. Si la vibración disminuye, se para el helicóptero y se pone otra vuelta de cinta. Si la vibración empeora, se remueve la cinta y se pone en otra pala, cuando se alcanza el nivel más bajo, el peso de la cinta se sustituye por peso y se coloca en la pala, donde indique el manual.

Como previamente se mencionó, frecuentemente es difícil determinar la diferencia de un problema de balance de envergadura a uno de cuerda y a menudo puede tener ambas vibraciones presentes al mismo tiempo, por esta razón, se hace necesario hacer la otra corrección después de reducir la vibración de envergadura y tampoco debe extrañar una nueva vibración cuando esta (la de envergadura) es eliminada. Y esto es normal porque una vibración permanece oculta en la presencia de otra más fuerte.

En cualquier caso el balance de envergadura debe hacerse, si se efectuó cambio de núcleo o de palas, principalmente.

El barrido de palas es un procedimiento empleado después de la instalación de nuevas palas, núcleo o componentes mayores del núcleo. Este procedimiento se emplea solamente en rotores semirrígidos y solamente después del alineamiento de palas. El barrido se hace para obtener un balance dinámico de la cuerda de la pala y no siempre se obtiene después del balance estático. La condición que requiere este tipo de balance es similar al del balance de la cuerda, una vibración lateral 1:1 del rotor principal es siempre indicación de condición de desbalance. Es muy difícil para la mayoría de los técnicos determinar si la vibración es de envergadura o de cuerda.

Un fabricante establece que si la vibración se hace más grande en amplitud con un incremento o reducción de rpm, el problema es de envergadura, si la amplitud permanece a pesar de variar el rango de rpm, el problema es de cuerda. Esto puede o no ser obvio para el técnico. Otra indicación del desbalance de la cuerda son los movimientos ligeros del cíclico en vuelo y colectivo pesado. Pero esto no indica necesariamente barrido de palas.

El procedimiento de pala es simple, involucra una o ambas palas atrás de su eje de adelanto/atraso. Cada movimiento debe registrarse, las palas pueden moverse solamente hacia atrás sin afectar la estabilidad del helicóptero. Por esta razón muchos brazos de arrastre se marcan con una calcomanía indicando la dirección del movimiento (hacia atrás).

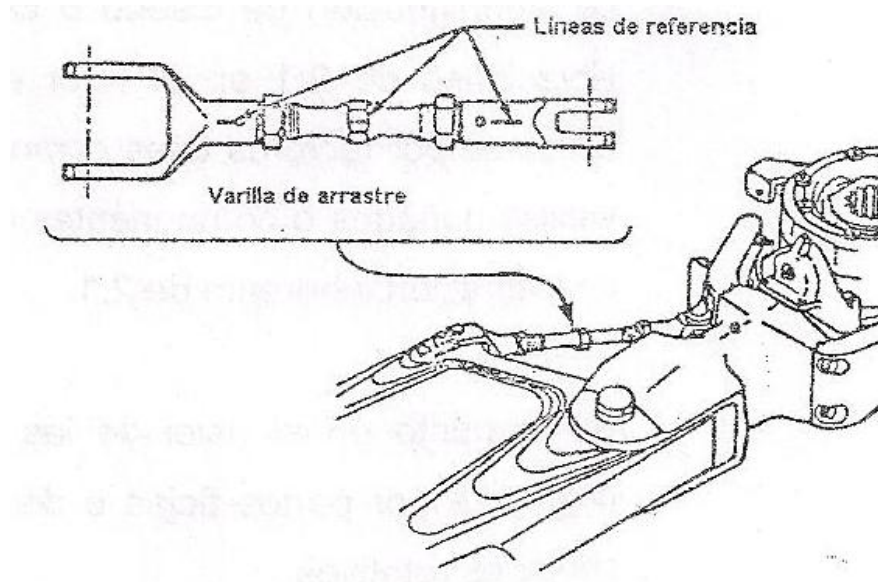


Figura 4.14.1 (Ajuste de la varilla de arrastre)

Para el barrido de palas se toma arbitrariamente, cualquiera de las palas y se mueve hacia atrás acortando la varilla de arrastre. Una cara de la tuerca (1/6 de una vuelta completa) se emplea para empezar. La aeronave deberá operarse en vuelo estacionario y el efecto determinado. Una vez que se haya asegurado que la pala correcta se ha movido hacia atrás, se puede continuar el ajuste, con cambios basados en la severidad de vibración, hasta que la vibración lateral se elimine o hasta que un aumento del movimiento hacia atrás ya no ayude.

Si todavía continúa la vibración, será necesario regresar al uso de la cinta y ajustar la misma y el barrido de la pala hacia atrás, hasta conseguir la combinación óptima. Si aun así, no se consigue eliminar la vibración lateral, se intentara hacer girar una pequeña cantidad a la horquilla, tal y como se hace para corregir las vibraciones verticales, teniendo mucho cuidado de no afectar adversamente el vuelo hacia adelante.

Si aun así continua presente la vibración lateral, se tratara de ajustar la aleta compensadora y así aun así no se corrige, deberán revisarse tanto las palas como el núcleo del rotor por espaciamiento de las horquillas y si no se encuentra algún problema, deberá removerse el rotor de la aeronave y revisar su alineamiento y el balance de la barra estabilizadora. Las vibraciones 2:1 son propias del sistema de rotor de 2 palas y estará presente un nivel de vibración bajo. Un marcado aumento sobre el nivel normal de 2:1 puede originarse por dos factores básicos: una pérdida de amortiguación de diseño o capacidad de absorción o un aumento real en las vibraciones de 2:1 en el rotor mismo. La disminución de amortiguamiento puede causarse por factores tales como montajes de la transmisión dañados,

bujes de las varillas dañados o componentes de la estructura flojos que estén vibrando debido a una vibración inherente de 2:1.

Un aumento en el nivel de las vibraciones 2:1 procedente del rotor, puede originarse por partes flojas o desgastadas en el núcleo del rotor u holgura en los controles rotativos.

La corrección para vibraciones excesivas de 2:1 compete principalmente al mecánico. El piloto, generalmente no puede determinar la causa exacta y por lo tanto, no podrá prescribir procedimientos correctivos específicos. Ocasionalmente los ajustes de las aletas compensadoras o el mover hacia atrás las palas afectaran el promedio del nivel de las vibraciones 2:1.

Si no hay alguna causa mecánica que origine las vibraciones excesivas de 2:1, se hará el intento para disminuir el nivel, corrigiendo al rotor principal. Moviendo pocos grados ambos compensadores arriba o abajo (lo segundo se usa con mayor frecuencia). Se deberá efectuar una prueba sin presión hidráulica. Se ha encontrado que cuando ambas palas se mueven hacia atrás en la misma dirección en pequeñas cantidades, algunas veces disminuyen las vibraciones de 2:1.

Otros sistemas de balance que no sean electrónicos no aseguran que pala debe ser movida ni cuanto movimiento es necesario. Esto será una situación de adivinar que pala hay que empezar a mover y en ocasiones hay que regresar la pala a su posición original, por lo que es importante marcar el alineamiento original. Todo movimiento en el barrido debe ser pequeño porque el movimiento en los brazos de arrastre se multiplica.

#### **4.15 BALANCE DINÁMICO DEL ROTOR PRINCIPAL – MÉTODO ELECTRÓNICO**

Uno de los últimos desarrollos en el análisis de vibración de los helicópteros son los balanceadores electrónicos. Estos equipos, no solo han resuelto el problema que plantea la corrección de vibraciones, sino que han capacitado al personal de mantenimiento a establecer nuevos niveles de vibración que solo podrían haber sido alcanzados anteriormente por accidente.

Un punto importante es el hecho de que se presentan muchos tipos de vibraciones a parte de los 1:1, originados por flechas, baleros, motores, engranes, fuerzas aerodinámicas; las cuales tienen sus propias vibraciones. El acelerómetro es un dispositivo de alta frecuencia que registra todas las frecuencias presentes donde este colocado. Uno de los elementos principales del balanceador es su filtro electrónico, el cual es ajustado por el usuario, para que solamente registre vibraciones de 1:1 con las que están trabajando.

La vibración es censada a través de un acelerómetro. Este dispositivo electrónico tiene un elemento sensitivo de cristal, que genera una señal eléctrica cuando es forzado o comprimido. Los cristales son intercalados entre una base y una masa interna. Esta masa en particular está hecha de tungsteno el cual es más denso que el plomo. Cuando la aeronave vibra, el acelerómetro se mueve como una unidad causando que la masa a empuje y comprima al cristal, generando un voltaje alterno con cada ciclo de vibración.

Esta señal es filtrada electrónicamente para eliminar cualquier otra vibración que pudiera ser censada por el acelerómetro, por ejemplo: en las vibraciones del rotor principal, el cual opera a 325 rpm, es necesario eliminar todas la vibraciones que estén fuera de este rango, producidas por el motor, flechas y baleros; después de que el impulso es filtrado es llevado a un indicador, el cual, muestra la vibración en IPS. Este movimiento indica la intensidad de la vibración del sistema rotor. Este método reduce la vibración al nivel más bajo posible como valores debajo de 0.2 IPS.

El ajuste de este filtro es extremadamente importante, sin embargo, si esto no es hecho correctamente, ambas, la amplitud y las lecturas del reloj serán erróneas y se obtendrán falsos resultados. Si el punto en el cual fue colocado el acelerómetro existen varias frecuencias, inducidas por varios elementos rotativos, el acelerómetro censará todas ellas. Sin embargo, el medidor del balanceador se ajustara a la lectura que uno quiera registrar.

#### **4.16 PROPÓSITO DE LA PUESTA EN HUELLA Y BALANCE POR EL MÉTODO ELECTRÓNICO**

El propósito del balance y puesta en huella de un rotor es reducir las vibraciones inducidas por un rotor desbalanceado. Las vibraciones en el rotor principal causan gran disconformidad a la tripulación y pasajeros porque los rangos de vibraciones (3 a 8 ciclos por segundo, dependiendo de los tipos de helicópteros) caen exactamente en la frecuencia natural del cuerpo humano (donde los órganos internos, brazos, globos oculares, etc., vibran), estas vibraciones de baja frecuencia no causan daños a la estructura ósea humana.

En contraste, las vibraciones del rotor de cola son más rápidas (en el rango de 20 a 60 ciclos por segundo). Ellas causan una ligera disconformidad, excepto para los pedales, en donde se siente como un hormigueo. Sin embargo, estas altas frecuencias y grandes fuerzas, generadas por el rotor de cola, dañan la estructura más que las provocadas por el rotor principal. (La fatiga de un elemento sujeto a vibración puede describirse en términos de fatiga por límite de vida o por el número de ciclos). Así mismo, las vibraciones del rotor de cola, provocan grietas en la cubierta y remaches flojos, desgaste de baleros y en las terminales de las

varillas de control (rod ends), sellos, etc. La reducción de estos problemas se logra balanceando el rotor de cola.

#### 4.17 FUENTES COMUNES PRODUCTORAS DE VIBRACIÓN

Las transmisiones de los helicópteros son usualmente instaladas al fuselaje sobre montantes semiflexibles, esto ayuda a amortiguar las vibraciones que pueden ser transmitidas desde el rotor principal al fuselaje. Con el equipo de balance para los sistemas de rotor, niveles bajos de vibración dinámica pueden ser detectados, sin embargo, los niveles pueden aumentar haciendo crítica la situación, por las cargas que actúan sobre el rotor en vuelo y estos niveles pueden ser percibidos por la tripulación. Estos permiten iniciar armónicas o vibraciones por simpatía en el fuselaje o componentes. Esto permite que la fatiga y el factor de desgaste aumenten.

A continuación se enlistan las fuentes de productoras de vibración más comunes:

- 1) Rotores.
- 2) Baleros de tren impulsor (asentamiento).
- 3) Bancada de motor (corrosión).
- 4) Amortiguador (dámper) desajustado.
- 5) Ventilador (blower) desbalanceado.
- 6) Motor.
- 7) Flechas flexionadas.
- 8) Aislamiento de amortización (dámper elastomérico).
- 9) Componentes estáticos flojos (baleros o engranes desgastados).
- 10) Bombas hidráulicas (baleros o engranes desgastados).
- 11) Daños estructurales.

# CAPÍTULO V – COSTOS

Todos los helicópteros están sujetos a vibraciones, ya que parte de sus componentes están en rotación. Por esta razón es muy importante mantener un nivel mínimo de vibración, por que los factores de desgaste no solo afectan a los componentes rotativos sino que también fatigan a los componentes estáticos que están en relación con los giratorios, provocando un desgaste prematuro de los componentes y accesorios, daños estructurales, fatiga del material, remaches flojos, grietas en la cubierta, etc.

Estos factores de desgaste no deben considerarse en un rango proporcional ya que actúan en múltiplos. Por ejemplo, si el desgaste en un cierto balero fue de una milésima de pulgada en 100 horas, en las próximas 500 horas podrá aumentar de 20 a 30 milésimas de pulgada. Si se permite que continúe la vibración excesiva, cada milésima de pulgada extra de desgaste ocurrirá más rápidamente. Como cada componente está unido a otro, el desgaste del componente adjunto se incrementará.

Este tipo de problemas y otros similares conducen a un gran incremento en los costos de mantenimiento por reemplazo de partes y lógicamente, aumentará el número de horas hombre empleadas, asimismo, la disponibilidad de la aeronave disminuirá sensiblemente al incrementarse el tiempo que la aeronave debe permanecer en tierra para la corrección de discrepancias o reportes de vuelo inherentes a problemas de vibración.

## **5.1 SISTEMA RADS AT**

### **R.A.D.S. SISTEMA DIAGNÓSTICO ROTOR ANÁLISIS**

Los RADS son usados para puesta en trayectoria y balance de las palas del Rotor Principal y de las palas del Rotor de Cola. También es utilizado para detectar vibraciones del motor así como en el eje de transmisión.

Revisar la trayectoria de las palas del rotor principal se debe hacer cada vez que se cambia una pala o cuando es reparada, cada vez que la cabeza es cambiada o si se tiene la sospecha de que el rotor se encuentra fuera de trayectoria o balance.

Se debe checar la vibración del motor cada vez que se haga cambio del mismo o si se sospecha que los límites de vibración exceden lo permitido.



Figura 5.1 (D.A.U. Unidad de adquisición de datos)



Figura 5.2 (C.A.D.U. Unidad de control y visualización)





Figura 5.3 (C.C.M. Memoria de tarjeta de crédito)

La C.C.M. contiene todos los archivos para la CADU. Datos del vuelo pueden ser guardados en la tarjeta, la cual contiene una batería interna.

#### C.A.D.U./D.A.U.

Para todas las medidas de trayectoria y vibración se necesita utilizar C.A.D.U. y D.A.U. la primera contiene todos los controles para correr los programas de trayectoria y vibración.

La segunda recibe todas las señales de los acelerómetros, sensor magnético de rpm y cámara y envía una señal acondicionada a la C.A.D.U.

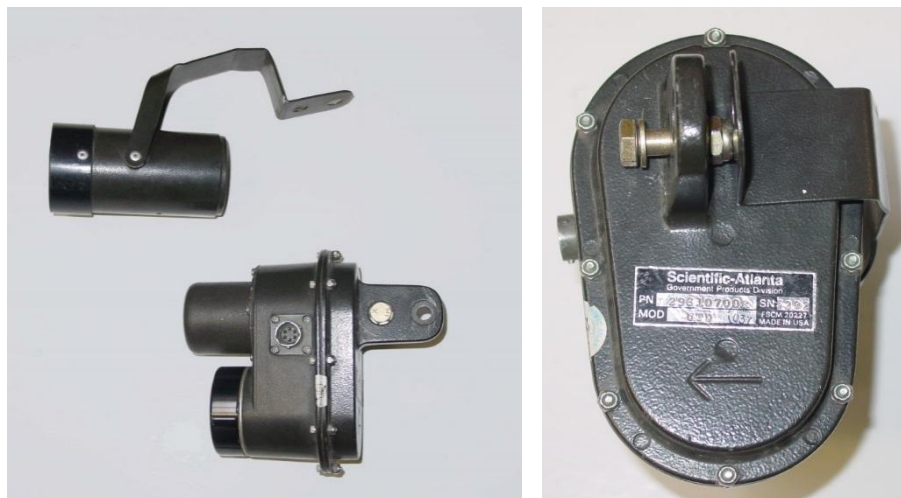


Figura 5.4 (U.T.D. Dispositivo universal de trayectoria)



Figura 5.5 (Sensor magnético de RPM)

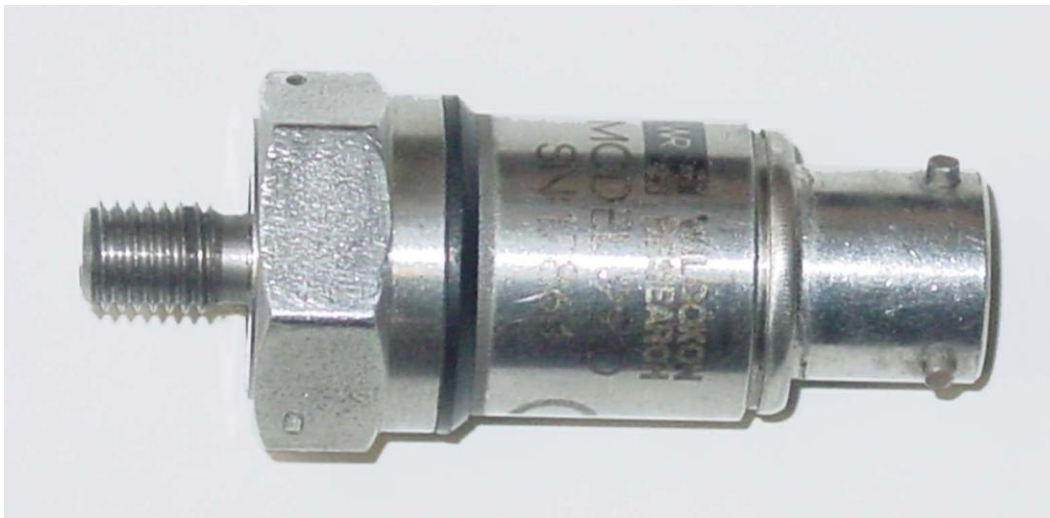


Figura 5.6 (Acelerómetro)

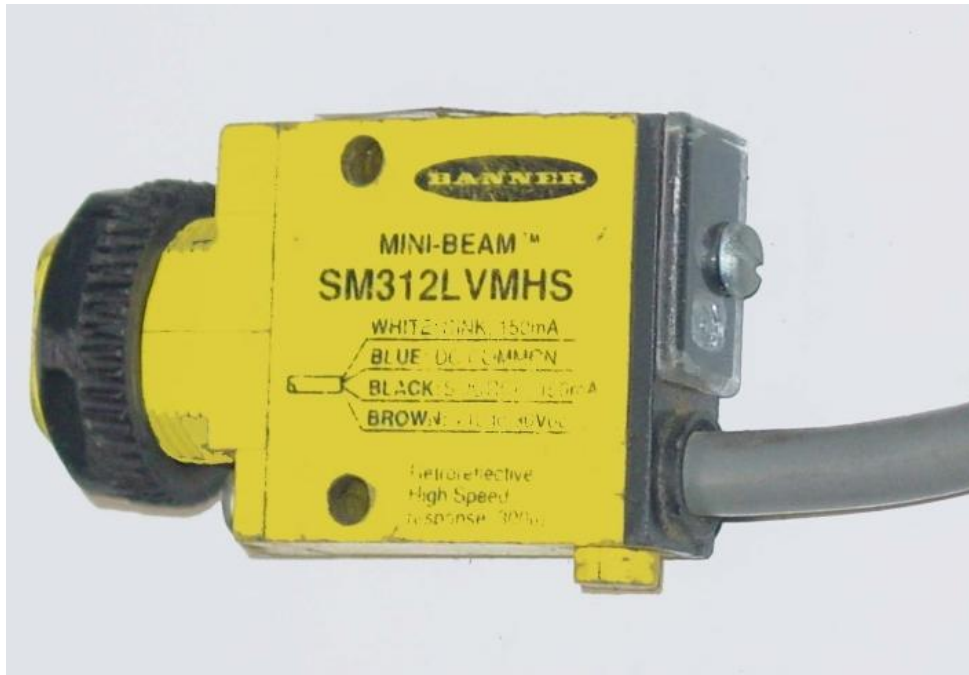


Figura 5.7 (Sensor óptico de RPM)



Figura 5.8 (Panel del RADS)

### 5.1.1 PUESTA EN TRAYECTORIA DE LA CABEZA DEL ROTOR PRINCIPAL

La puesta en trayectoria y balanceo del rotor principal requiere: C.A.D.U., D.A.U., U.T.D., sensor magnético de rpm y dos acelerómetros.

Instalar el sensor magnético y soporte delante de las tijeras estacionarias. Instalar el interruptor en el lado del rastro de la barra de control de la pala roja en donde se une el plato oscilante. Conectar el cable del sensor magnético. Asegurarse de que el cable este lo suficientemente flojo para permitir el complete movimiento del colectivo.

Unir el D.T.U. con el soporte del parasol en la nariz del helicóptero. Asegurarse de que el U.D.T. está a  $75^\circ$  de la Horizontal. Unir el cable entre U.D.T. y el helicóptero. Para incrementar la relación de certidumbre, es importante pintar de negro el lado de abajo de las palas. Aplicar una capa consistente de pintura en la pala principal.



Figura 5.9 (Cámara en la nariz)

Instalar los acelerómetros en la cabina. Asegurarse que uno de los acelerómetros apunte hacia la izquierda y el otro hacia arriba.

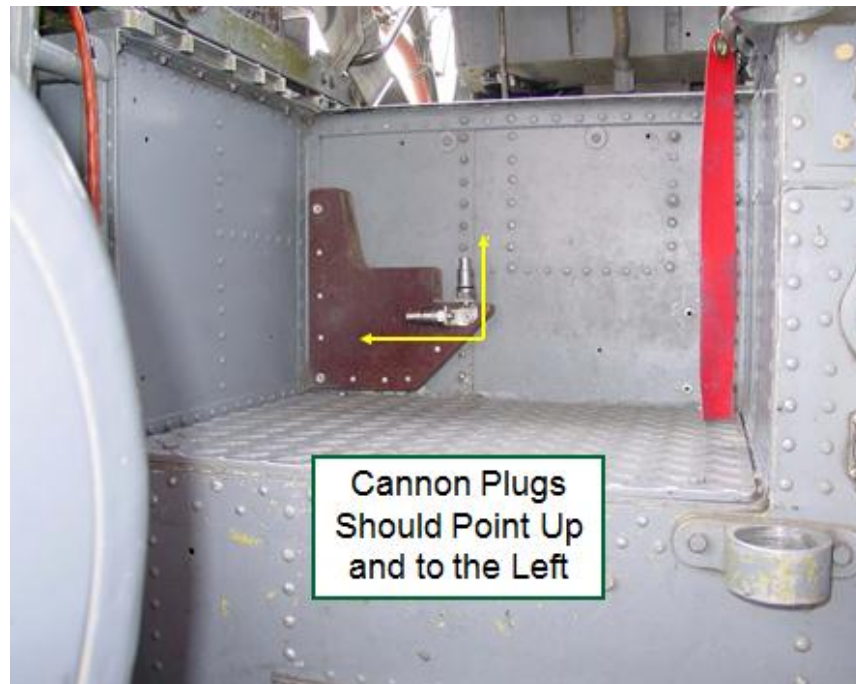


Figura 5.10 (Instalación de los acelerómetros)

Unir el acelerómetro lateral con D.A.U. ACC 1 y el vertical con D.A.U. ACC 2. La aeronave esta precableada para las conexiones restantes. Los cables van de los componentes hacia el panel RADS en la cabina. Dicho cableado del RADS está unido al Panel y a la D.A.U. la C.A.D.U. está conectada en la D.A.U. 28 VCD son suministrados a la D.A.U. del panel RADS.

Ahora que todos los componentes están conectados a la C.A.D.U. se necesita establecer las mediciones deseadas.

- Seleccionar el tipo de helicóptero.
- Seleccionar el número del rotor de cola.
- Seleccionar el plan de vuelo.
- Presionar F1 = medir.

Ahora, es momento de poner en trayectoria la cabeza del rotor principal. Se cuenta con 4 configuraciones de vuelo:

- 100% NR en tierra
- Hover sin carga
- Nivel de vuelo a 80 nudos
- Nivel de vuelo VNE

Seleccionar la configuración deseada y presionar DO.

Cuando el helicóptero está en el modo correcto de vuelo para la puesta en trayectoria seleccionada (verificado por el piloto), presionar DO. La C.A.D.U. realizará una autopruueba y volverá a preguntar se está listo para medir y se vuelve a presionar DO.

Cuando la C.A.D.U. indica que fue completamente medido con las palabras “Procesamiento de Datos” informar al piloto para proceder con las mediciones en la siguiente condición de vuelo.

Una vez que todas las condiciones han sido medidas se pueden ver los datos pulsando F2 o se puede iniciar un diagnostico en la C.A.D.U. pulsando F3.

Hacer ajustes a la puesta en trayectoria como sea requerido.

Repetir el plan de vuelo tantas veces como sea requerido para lograr una puesta en trayectoria aceptable.

Los ajustes a la puesta en trayectoria de la cabeza del rotor principal son hechos de forma individual en el enlace de cambio de paso de las palas.

Alargar el enlace de cambio de paso añade ángulo a la pala haciendo que vuele en una pista superior. Sucede lo contrario al acortar el cambio de paso.

La C.A.D.U. proporciona correcciones para la puesta en trayectoria en números positivos y negativos.

Los ajustes recomendados toman en consideración la puesta en trayectoria y las vibraciones por segundo (verticales y laterales).

**TEST EQUIPMENT**

PART #	ITEM DESCRIPTION	PRICE
101-00185-645	Pitot Static Tester	\$8,165.00
29333305	Rad-at Basic Kit	\$59,017.00

Figura 5.11 (Costo en 2013 del kit básico del sistema RADS AT)

## 5.2 INSPECCIONES PERIÓDICAS APLICADAS AL HELICÓPTERO BELL 412

Las inspecciones programadas deben ser especificadas con intervalos de operación. Los intervalos pueden ser: tiempo (horas), ciclos, calendario (días, meses, años) u otras unidades. Esto asegura que el helicóptero es aeronavegable.

Para la comodidad del operador las inspecciones programadas se pueden clasificar como sigue:

### Plan A

Inspeccione el helicóptero diariamente, cada 100 horas/12 meses, cada 1000 horas, cada 5000/5 años.

### Plan B

Inspeccione el helicóptero cada 25 horas/30 días, cada 300 horas/12 meses, cada 600 horas/12 meses, cada 5000 horas/5 años.

Es importante mencionar que los intervalos que aparecen divididos por una diagonal, únicamente se considerará uno, siempre el que ocurra primero.

Cualquiera de las dos anteriores puede ser utilizada y se deberá continuar con ese plan hasta el final, pero se pueden considerar las siguientes condiciones en caso de decidir un cambio de plan:

- Si un helicóptero está siendo inspeccionado con el programa de inspección Plan A y se desea cambiar al Plan B se debe realizar el trabajo siguiendo el Plan A hasta llegar a las 1000 hrs. Después de esto se puede cambiar al Plan B, comenzando con inspecciones a las 25 horas/ 30 días.
- Por el contrario, si un helicóptero está siendo inspeccionado con el programa de inspección denominado Plan B y se desea cambiar al Plan A se debe alcanzar la inspección de 600 horas para después comenzar con revisiones diarias.

<b>INSPECCION DE 300 HORAS HECHA A:</b>	<b>TOLERANCIA MAXIMA PERMITIDA</b>	<b>INSPECCION LLEVADA A CABO A:</b>	<b>PROXIMA INSPECCION DE 300 HORAS</b>
3400 horas	10% de 300 horas= 30 horas	3420 horas (10% de tolerancia aplicada)	3730 horas
3730 horas	10% de 300 horas= 30 horas	3750 horas (dentro del 10% de tolerancia)	4050 horas
4050 horas	10% de 300 horas= 30 horas	4050 hora(tolerancia no aplicada)	4350 horas

Ejemplo de horario (10% o hasta máximo 100 horas, lo que ocurra primero)

<b>INSPECCION DE 12 MESES HECHA EN:</b>	<b>TOLERANCIA MAXIMA PERMITIDA</b>	<b>INSPECCION LLEVADA A CABO EN:</b>	<b>PROXIMA INSPECCION DE 12 MESES</b>
Junio 10, 2010	10 % de 12 meses =1.2 meses (máximo permitido son 30 días)	Julio 8, 2010 (dentro de la tolerancia de 30 días)	Julio 31, 2011
Julio 31, 2011	10 % de 12 meses =1.2 meses (máximo permitido son 30 días)	Junio 15, 2011 (completada)	Junio 30, 2012
Junio 30, 2012	10 % de 12 meses =1.2 meses (máximo permitido son 30 días)	Junio 30, 2012 (tolerancia no aplicada)	Junio 30, 2013

Ejemplo Calendario (10% o hasta maximo 30 dias tiempo calendario, lo que ocurra primero).

<b>INSPECCION DE 5000 HORAS/5 AÑOS HECHA EN:</b>	<b>TOLERANCIA MAXIMA PERMITIDA</b>	<b>INSPECCION LLEVADA A CABO EN:</b>	<b>PROXIMA INSPECCION DE 5000 HORAS/5 AÑOS</b>
6000 horas/31 de diciembre de 2010	10% de 5000 horas= (máximo permitido son 100 horas o 10% de 60 meses = máximo permitido son 30 días)	6000 horas/15 enero de 2011 (dentro de los 30 dias calendario de tolerancia)	11 000 horas/31 de enero de 2016



11 000 horas/31 de enero de 2016	10% de 5000 horas= (máximo permitido son 100 horas o 10% de 60 meses = máximo permitido son 30 días)	11 000 horas/2 de enero de 2016 (100 horas de tolerancia aplicada)	16 100 horas/31 de enero de 2021
16 100 horas/31 de enero de 2021	10% de 5000 horas= (máximo permitido son 100 horas o 10% de 60 meses = máximo permitido son 30 días)	16 175 horas/20 de febrero de 2021 (dentro de las 100 horas y 30 días calendario de tolerancia)	21 175 horas/ 28 de febrero de 2026

Ejemplo Horario/Calendario (10% o hasta máximo 100 horas de tiempo de operación/ 30 días tiempo calendario, lo que sea menor)

### 5.3 TIPOS DE INSPECCIONES

El mantenimiento adecuado para la aeronave incluye:

- a. **Inspecciones programadas**- son trabajos recurrentes de acuerdo con las horas de operación de cada componente o por los intervalos de calendario, para que de este modo la aeronave quede aeronavegable.
- b. **Inspecciones especiales**- son acciones temporales en un intervalo especial de tiempo, estas son independientes de las inspecciones programadas.
- c. **Inspecciones por condición**- estas no son recurrentes ni acciones basadas en una programación, estas inspecciones no se sabe cuándo ocurrirán.
- d. **Programación de componentes para Overhaul**- estas se refieren a los tiempos de vida del componente, esta programación se hace para la remoción, el desarmado y la inspección de la condición en que se encuentra el componente. Para el caso de los componentes del motor, deberá referirse a la sección de Overhaul en el manual de mantenimiento.

### 5.4 COMPONENTES QUE NO CUBREN LA INSPECCIÓN

En el manual del fabricante no nos incluye la programación específica de mantenimiento para algunos componentes como son las pruebas del compás de

calibración y el tubo pitot. En este caso las autoridades correspondientes, como el fabricante de esas partes son las que darán la programación de estos componentes.

Se maneja un apartado en el manual donde nos determina las responsivas que tiene el operador y/p dueño de la aeronave como son:

- 1- Revisar las bitácoras por las discrepancias ocurridas en el vuelo o en el pre-vuelo y pos-vuelo.
- 2- Aplicar debidamente las indicaciones emitidas en las Alertas de Boletines de Servicio (ASB), las Directivas de Aeronavegabilidad (AD) y las inspecciones especiales, esto incluye la aplicación por personal técnico capacitado y en el límite de tiempo establecido.
- 3- Realizar cada servicio programado para los componentes y/o aeronave en los capítulos 4, 5 y 12 del Manual de Mantenimiento, el mantenimiento correspondiente a los equipos adicionales al igual que el mantenimiento a equipos que se rijan por su propio fabricante.
- 4- Registrar todos los trabajos y/o actividades aplicadas a los componentes en su correspondiente record histórico.
- 5- Realizar el cambio de partes cuando verdaderamente se haya terminado el tiempo de vida del componente.
- 6- Realizar la reparación mayor de partes cuando verdaderamente haya llegado el tiempo de vida limite dado por el manual.
- 7- Cada trabajo deberá ser asentado como se mencionó anteriormente, anexando una nota referencial o sticker que deberá ir firmado por el Ingeniero Responsable del taller.

Es por este motivo que el control sobre la vibración excesiva de la aeronave debe ser un punto muy importante para el mantenimiento de la misma ya que en cada una de las inspecciones ya sean por horas de vuelo, fecha calendario, generan un costo por mantenimiento eso sin contar que se deba reemplazar alguna pieza que generaría costos adicionales imprevistos que se podrían evitar con un buen mantenimiento y análisis de vibración de la aeronave.

## CONCLUSIONES

La experiencia en la operación de los helicópteros nos ha enseñado, que las vibraciones construyen el factor que más contribuye con el deterioro de la aeronave, resultando en un incremento en los costos de mantenimiento por concepto de cambio prematuro de componentes y horas hombre para la corrección de las fallas resultantes de una operación con altos niveles de vibración.

Los fabricantes de este tipo de aeronaves, han complementado en sus programas de mantenimiento recomendando, inspecciones periódicas para el análisis de vibraciones y su corrección, en caso de que los niveles cuantificados excedan los límites establecidos por el mismo, buscando con esto, un máximo rendimiento de la vida útil del helicóptero y sus componentes.

Para poder obtener estos niveles de vibración permitidos por el fabricante, se ha hecho indispensable el uso de equipos electrónicos especializados en el análisis y la corrección de las vibraciones, los cuales reducen los tiempos empleados en la corrección de vibraciones.

El equipo balanceador / analizador de vibraciones RADS AT, incorpora tecnología de punta en sus sistemas, siendo además, un equipo pequeño, ligero, de fácil transportación, instalación y aplicación para una amplia gama de marcas y tipos de helicópteros.

Este equipo no requiere de mantenimiento periódico ni de calibración y utiliza un software específico para cada tipo de aeronave, por lo que las soluciones que proporciona son de un alto grado de exactitud y son específicamente para el equipo sobre el cual se esté trabajando.

El uso de este equipo para el análisis y la corrección de vibraciones, demuestra la utilidad, importancia y versatilidad del mismo, con ello, los costos de mantenimiento y los tiempos de estadía en tierra pudieran verse reducidos. Al mismo tiempo que nos muestra los principales tipos de vibración presentes en la aeronave y la importancia de detectarlas y corregirlas a tiempo, antes de que su presencia promueva un desgaste prematuro del helicóptero y sus componentes.



Todo lo anterior hace que los equipos de balance y análisis de vibraciones sean una herramienta indispensable para lograr un mantenimiento preventivo efectivo en las aeronaves.

## REFERENCIAS

- **MANUAL DE MANTENIMIENTO BELL 412**

Bell Helicopter, Textron Company

Electronic Commercial Technical Publications

Version: Abril 2014

- **MANUAL DE VUELO BELL 412**

Bell Helicopter, Textron Company

Electronic Commercial Technical Publications

Version: Abril 2014

- **MANUAL DE PARTES ILUSTRADAS BELL 412**

Bell Helicopter, Textron Company

Electronic Commercial Technical Publications

Version: Abril 2014

- **MECANICA DE LAS AERONAVES**

Den Hartog

Editorial Limusa

México 1984