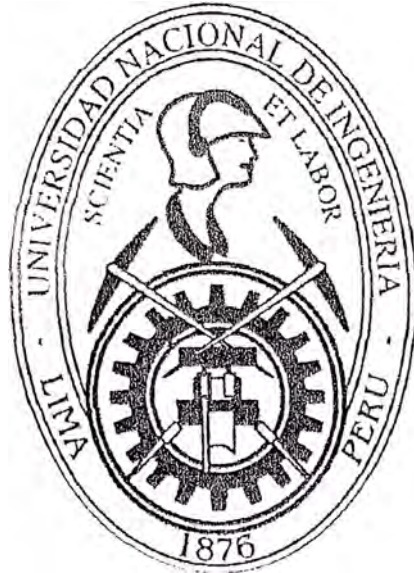


UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA



**REEMPLAZO DE BANDAS DE TENSION TORSION DE
CUBO DE ROTOR PRINCIPAL DEL HELICOPTERO
UH-1H-II**

INFORME DE SUFICIENCIA

PARA OPTAR EL TITULO PROFESIONAL DE:

INGENIERO MECANICO

VICTOR MARINO TUESTA BAZAN

PROMOCION 1996-II

LIMA-PERU

2010

*En memoria de la mamá NISHI, mi madre,
que con su humildad y ternura a permitido
que sea un hombre de bien.*

*A mi esposa Mary y mis hijitos Maritza,
Patrick, y Diego por darme su amor y
regalarme su tiempo para lograr mi objetivo.*

INDICE

	Págs.
Prólogo	1
CAPITULO I	
1. Introducción	3
1.1 Antecedentes	3
1.2 Objetivo	5
1.3 Alcances	5
1.4 Justificación	5
1.5 Limitaciones	6
CAPITULO II	8
2. Descripción del Cubo de rotor principal del Helicóptero UH-1H-II	8
2.1 Descripción del Helicóptero UH-1H	8
2.1.1 Descripción	8
2.1.2 Sistemas de helicóptero	10
2.2 Descripción del cubo de rotor principal	19
2.2.1 Generalidades	19
2.2.2 Tipos de mantenimiento	20
CAPITULO III	26
3. Actividades principales de mantenimiento	26
3.1 Desensamblaje del cubo	28
3.2 Inspección normal	35
3.3 Reparaciones	47
3.4 Ensamblaje del cubo de rotor principal	48
3.5 Balance estático del cubo	56

CAPITULO IV

4.	Análisis económico	60
4.1	Costos de reparación en el extranjero	60
4.2	Costos de reparación en los talleres de la Base Aérea Pucallpa	61
4.3	Cálculos del Valor actual neto (VAN) y Tasa Interna de Retorno (TIR)	67
	4.3.1 Valor Actual Neto	68
	4.3.2 Tasa Interna de Retorno	69
	Conclusiones y Recomendaciones	72
	Bibliografía	74
	Apéndice	75

PROLOGO

El Informe que vamos a desarrollar consiste en el procedimiento de reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección general de los componentes de un cubo de rotor principal de un helicóptero UH-1H-II, de conformidad a lo dispuesto por los manuales de mantenimiento en lo referente al programa de retiro de componentes programado y boletines técnicos aplicables, dicho mantenimiento se realizó en los talleres de la Base Aérea Pucallpa, con personal de la Dirección de Aviación Policial, toda vez que este trabajo se realizaban en empresas del extranjero a un costo muy elevado y en un tiempo prolongado, situación que muchas veces causaba un retraso en recuperar la operatividad de los helicópteros con la consecuente limitación en las operaciones aéreas.

En el Capítulo I haremos una breve descripción de los sistemas del helicóptero UH-1H-II del cual es parte el cubo de rotor principal, a continuación una descripción del cubo y el tipo de mantenimiento al que esta sometido durante su operación y su importancia dentro del sistema de sustentación del helicóptero.

En el Capítulo. II describiremos los diferentes trabajos o actividades de mantenimiento realizados durante el reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas del cubo de rotor principal, terminando con los ajustes realizados durante el espaciado de las horquillas (grip) y el balance estático respectivo.

Finalmente se menciona el análisis económico realizado para tomar la determinación de realizar el reemplazo de las bandas de tensión torsión en los talleres de la base aérea de Pucallpa, con los consecuentes beneficios tanto económicos como para el desarrollo técnico del personal de mantenimiento.

CAPITULO I

INTRODUCCION

1.1. ANTECEDENTES

La Dirección de Aviación Policial (DIRAVPOL) se creó el año 1984 con la finalidad de brindar apoyo aéreo a las Unidades policiales y ciudadanía en general a nivel nacional, constituyéndose en una Unidad muy importante de la PNP en el cumplimiento de las misiones para combatir la delincuencia y el apoyo a la comunidad en acciones cívicas de rescate, evacuaciones médicas, transporte de víveres, ropa y otras acciones en casos de desastres naturales.

Para el cumplimiento de su misión cuenta con aeronaves de ala fija (aviones) y ala rotatoria (helicópteros), dentro de ellas los helicópteros UH-1H-II, helicóptero utilitario multipropósito de 13 plazas, aeronave que tiene como componente principal el cubo de rotor principal dentro del sistema de sustentación.

Los componentes giratorios de las aeronaves están sujetos a constantes esfuerzos y vibraciones durante su operación, lo que origina que se presenten daños y fatiga de los diversos materiales que los conforman, motivo por el cual con el transcurrir del tiempo se han presentado modificaciones en sus diversas partes, documentadas en boletines de servicio, boletines de alerta, directivas de aeronavegabilidad, etc.

Dentro de los componentes antes mencionados está el cubo del rotor principal, componente que sujeta las palas, las que al girar en conjunto generan la sustentación para el desplazamiento del helicóptero por el aire. Una de las partes principales del cubo son las bandas de tensión-torsión, bandas que a través del tiempo han sido sometidas a varias modificaciones desde su instalación inicial en los cubos de los helicópteros UH-1H-II, de acuerdo a boletines de servicio de alerta desde el Boletín de Servicio de Alerta ASB 212-77-1 que disponía los requerimientos para una inspección especial de 1000 horas para los fitting P/N 112-010-103-5, los pines P/N 204-012-104-5 y el conjunto de bandas tensión torsión, hasta el boletín ASB 212-89-55 que dispone la remoción del servicio del conjunto de bandas de tensión torsión P/N 204-012-122-5 y 204-310-101-101 cada 1200 horas, posteriormente se adicionó un tiempo de vida calendario de 24 meses cualquiera ocurra primero, convirtiéndose luego en una Directiva de Aeronavegabilidad y posteriormente incluida en el Manual de Mantenimiento como parte con tiempo de vida de retiro del servicio (1200 horas o 24

meses), es por este procedimiento mandatorio que se formula el presente informe.

1.2. OBJETIVO

El objetivo del presente informe es dar a conocer el procedimiento de reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas de un cubo de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II, realizado en el Perú por personal de la Dirección de Aviación Policial, con un ahorro significativo de tiempo y dinero.

1.3 ALCANCES

Realizar el reemplazo de bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas de los cubos de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II con personal de la División de Mantenimiento de la Dirección de Aviación Policial, en el menor tiempo posible y a un costo mucho menor.

1.4 JUSTIFICACION

De conformidad a los manuales de mantenimiento el reemplazo de las bandas de tensión torsión de los cubos de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II se debe hacer cada 24 meses ó 1200 horas de operación, aprovechando el desensámblaje para realizar la inspección de 1200 horas, y de acuerdo a la cantidad de helicópteros que conforman la flota se realiza un promedio de 8 unidades por año, trabajo de mantenimiento que se venia realizando en compañías privadas del extranjero a un costo aproximado de

\$ 22,000.00, costo elevado, teniendo en cuenta además el tiempo que demora desde el embalaje en Pucallpa, su traslado a Lima y posterior embarque al lugar de destino de la Compañía reparadora (exterior del país), motivo por el cual se ha visto por conveniente la reparación de los mencionados componentes por personal de la División de mantenimiento de la Dirección de Aviación Policial, personal aeronáutico calificado en la Escuela de Aviación del Ejército de los EE.UU. de Norteamérica, requiriéndose la adquisición de algunas herramientas necesarias para la realizar dicho trabajo, así como el asesoramiento de personal de la Compañía DYNCORP INTERNACIONAL, compañía dedicada al mantenimiento de aeronaves.

1.5 LIMITACIONES

Dentro de las limitaciones presentadas para la realización del reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas de los cubos de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II, es la falta de algún subcomponente en el Departamento de Logística que se encuentre con daños fuera de límites permisibles de conformidad a los manuales de mantenimiento y overhaul durante la inspección del referido componente mayor, lo que retardaría el cumplimiento de los trabajos en el tiempo previsto, mientras se espera la llegada de las partes necesarias, toda vez que la empresa fabricante de estas partes no tiene representación en el País; asimismo, se carece de personal y equipo especializado para realizar la inspección no destructiva (PND por partículas magnéticas) de los pines

retenedores de las bandas de tensión torsión, por lo que se tiene que enviar al SEMAN-FAP para la realización de dicho trabajo.

CAPITULO II

DESCRIPCION DEL CUBO DE ROTOR PRINCIPAL DEL HELICOPTERO UH-1H-II

Antes de empezar con la descripción del cubo de rotor principal del helicóptero UH-1H-II, describiremos brevemente los sistemas del helicóptero del que forma parte este componente mayor.

2.1 DESCRIPCION DEL HELICOPTERO UH-1H-II

2.1.1. Descripción

El UH-1H II (Repotenciado) es un helicóptero utilitario de 13 plazas. El UH-1H II es una mejora del UH-1H. Los componentes mejorados son: El motor Lycoming T53-L-703, la transmisión, el tren impulsor del rotor de cola, el cubo y las palas del rotor principal, el botalón de cola, el rotor de cola, el eje principal Kaflex, la viga de sustentación (lift beam) y el radiador de aceite. Todos los componentes del tren de potencia son del helicóptero Bell modelo 212. Estas mejoras permiten una mayor capacidad de sustentación y

velocidades más altas. La planta de potencia es un motor sencillo de turbina de gas con capacidad en el helicóptero de 1485 caballos de fuerza pero limitada a 1290 caballos de fuerza en el eje, debido a las limitaciones de la transmisión. La cabina, con gran volumen, permite que el helicóptero sea usado para transporte de personal, equipo especial o abastos. Se tiene máxima visibilidad debido al extenso uso de paneles transparentes arriba, enfrente, abajo y a los lados del fuselaje delantero.

El fuselaje tiene plataformas de trabajo integradas y cubiertas que pueden ser abiertas rápidamente, ser quitadas para darle servicio y mantenimiento al helicóptero. El botalón de cola es una estructura de semi-monocasco, lo cual permite que las costillas, largueros y la cubierta absorban las cargas de stress, el estabilizador vertical soporta a la caja del rotor de cola y al rotor de cola.

Los ejes impulsores y la caja de engranajes intermedia del rotor de cola están montados bajo cubierta a lo largo de la parte superior del botalón de cola y al frente del estabilizador vertical. Hay un elevador sincronizado controlable montado en el botalón de cola. El patín de cola sirve para proteger el extremo trasero del botalón de cola y para avisar al piloto cuando está realizando un aterrizaje con la cola muy baja.

2.1.2. Sistemas del helicóptero

Fuselaje

El fuselaje es la sección delantera de la aeronave y se extiende desde la nariz hasta el terminal delantero del botalón de cola. El fuselaje consiste primariamente de dos vigas longitudinales con mamparos transversales y cubiertas de laminas de aluminio. Las vigas principales son el soporte estructural para la cabina, trenes de aterrizaje, celdas de combustible, transmisión, motor y botalón de cola.

Botalón de cola

El botalón de cola esta empernada hacia el terminal posterior del fuselaje y se extiende hasta el extremo final del helicóptero, es una estructura semimonocasco con recubrimiento de aluminio, con largueros y larguerillos de aluminio. El botalón de cola aloja el rotor de cola, estabilizador vertical y elevador sincronizado, también aloja los ejes impulsores del rotor cola y el compartimiento de equipajes. El patín de cola esta instalado en la parte posterior del botalón de cola, este actúa como una advertencia al piloto en un aterrizaje con cola baja.

Tren de aterrizaje

El sistema de tren de aterrizaje principal consiste de dos tubos cruzados arqueados montados lateralmente en el fuselaje y dos patines conectados a los tubos cruzados.

Motor

El helicóptero está equipado con un motor Lycoming de la serie T53-L-703 con una potencia 1485 SHP. Instalado en el helicóptero está limitado al torque por la transmisión a una potencia de despegue (TOP x 5 minutos) 1290 SHP y una potencia máxima continua (MCP) de 1134 SHP que corresponde al 100% y 88% respectivamente de torque en el indicador, cuando el motor está operando a 6600 RPM motor (324 RPM rotor).

Sistema de controles de vuelo

El sistema de controles de vuelo es del tipo mecánico de asistencia positiva accionados por controles convencionales. Controles completos son proporcionados para el piloto y copiloto. El sistema incluye un sistema cíclico, sistema colectivo, sistema de rotor de cola, sistema de force trim y una barra estabilizadora.

El vuelo del helicóptero se controla ajustando el ángulo de incidencia de las palas del rotor principal y del rotor de cola, se necesitan tres tipos de controles para volar un helicóptero: mando colectivo, mando cíclico y mando del rotor de cola. El piloto da las señales de mando mediante palanca de paso colectivo (mano izquierda), cíclico (mano derecha) y pedales (pies).

El sistema de control cíclico es operado por el movimiento de la palanca de control cíclico. Moviendo la palanca en cualquier dirección

producirá el movimiento correspondiente del helicóptero como resultado del cambio del plano de rotación del rotor principal; tiene además al elevador sincronizado que va a permitir la estabilidad longitudinal de la aeronave durante el vuelo y la barra estabilizadora que esta conectada al rotor principal.

En el sistema de control colectivo, la palanca de control de paso colectivo controla el vuelo vertical. Cuando la palanca esta completamente abajo el rotor principal esta en mínimo paso, cuando la palanca se encuentra completamente arriba el rotor principal esta a máximo paso. La cantidad de movimiento de la palanca determina el ángulo de ataque y sustentación desarrollado por el rotor principal y resulta en el ascenso o descenso del helicóptero.

Sistema de control del rotor de cola, el sistema es operado por los pedales anti torque del piloto y copiloto, empujando un pedal cambiará el paso de las palas del rotor de cola resultando en el control direccional del helicóptero. Los pedales también pueden utilizarse para pivotear el helicóptero alrededor del eje vertical.

Sistema hidráulico

El sistema hidráulico minimiza las fuerzas requeridas por el piloto o copiloto para accionar los controles de vuelo (cíclico, colectivo y pedales). Una bomba hidráulica impulsada por la transmisión

abastece de presión a los cilindros de potencia hidráulica, los mismos que se encuentran conectados mecánicamente al sistema de controles de vuelo. La presión del sistema hidráulico de 1500 PSI es abastecida al sistema de control cíclico. Una válvula reductora de presión dentro del sistema reduce la presión a 1000 PSI para el sistema colectivo y pedales.

Sistema de tren de potencia

El tren de potencia básicamente esta conformado por la transmisión principal, las cajas de engranajes de 42° y 90° el eje impulsor principal y los ejes impulsores del rotor de cola.

La transmisión principal. El propósito de la transmisión principal es de transmitir la potencia del motor al rotor principal y al rotor de cola. Otra función es transmitir las fuerzas de peso y de sustentación generadas por el sistema del rotor principal al fuselaje, esto se hace a través de los montantes de la transmisión.

La transmisión es una caja reductora de engranajes que esta conectada al motor a través del eje impulsor principal para transmitir la potencia del motor (6600 RPM) a revoluciones reducidas al sistema de rotor principal (324 RPM) y rotor de cola (1650 RPM). Una unidad de rueda libre es incorporada a la transmisión para proveer una desconexión rápida del motor si una falla de potencia ocurre,

permitiendo que el rotor principal y rotor de cola sigan girando para completar un aterrizaje de autorrotación seguro.

Caja de engranajes intermedia, esta ubicada en la base del estabilizador horizontal, permitiendo un cambio de dirección del eje impulsor del rotor de cola en 42°. La transmisión intermedia es lubricada por aceite y es de tipo sumidero húmedo, teniendo una mirilla para verificar el nivel de aceite.

Caja de engranajes de 90°, esta ubicada en la parte superior del estabilizador vertical, provee una reducción de 2.6:1 y cambio de dirección en 90° del eje impulsor del rotor de cola, es lubricada por aceite y es tipo sumidero húmedo teniendo una mirilla para verificar el nivel de aceite.

Ejes impulsores, El eje impulsor principal conecta el eje de salida del motor con la entrada de la transmisión y los ejes impulsores del rotor de cola consisten de seis ejes impulsores y cuatro cojinetes colgantes, los cuales junto con las cajas de engranajes de 42° y 90° impulsan el rotor de cola.

SISTEMA DE ROTORES:

Rotor principal, el rotor principal es semirrígido. Incluye dos palas metálicas unidas al cubo, una barra estabilizadora con

amortiguadores, un plato oscilante con soporte, un conjunto de manga colectiva y tijeras y varillas de interconexión. Dos palas metálicas están unidas al yugo por las horquillas de palas, cojinetes de cambio de paso y bandas de tensión torsión para llevar las fuerzas centrífugas.

El rotor principal está unido al mástil a través de rodamientos montados en el trunnion y asegurados hacia el mástil con una tuerca retenedora. Una barra estabilizadora esta montada sobre el trunnion a 90° del rotor principal. El cambio de paso de las palas es completada por movimientos de la palanca cíclica, palanca del colectivo, plato oscilante y una serie de palancas mezcladoras y tubos de control que terminan en las horquillas de las palas. El rotor principal es impulsado por la transmisión a través del mástil.

Rotor de cola, El rotor de cola es de dos palas, semirrígido tipo bisagra delta. Cada pala esta conectada a un yugo común a través de cojinetes de cambio de paso. El cubo y conjunto de palas están conectados sobre el eje del rotor de cola con un trunnion tipo bisagra delta para minimizar el flapeo del rotor. El cambio de paso del rotor de cola es completada por el movimiento de los pedales que están conectados al sistema de control de cambio de paso a través de la caja de engranajes de 90°. El cambio de paso de las palas sirve para

contrarrestar el torque del rotor principal y provee el control direccional del helicóptero.

SISTEMA ELÉCTRICO

Corriente Continua (DC), La corriente continua (DC) es abastecida por la batería, generador principal, generador de reserva y también a través de una planta de potencia externa, abastece al sistema corriente de 28 VDC.

Corriente Alterna (AC). La corriente de 115 VAC es abastecida al sistema por los inversores principal y de reserva, corriente de 28 VAC es generada por un transformador que es abastecida por los inversores. Los inversores reciben corriente de 28 VDC de la barra esencial.

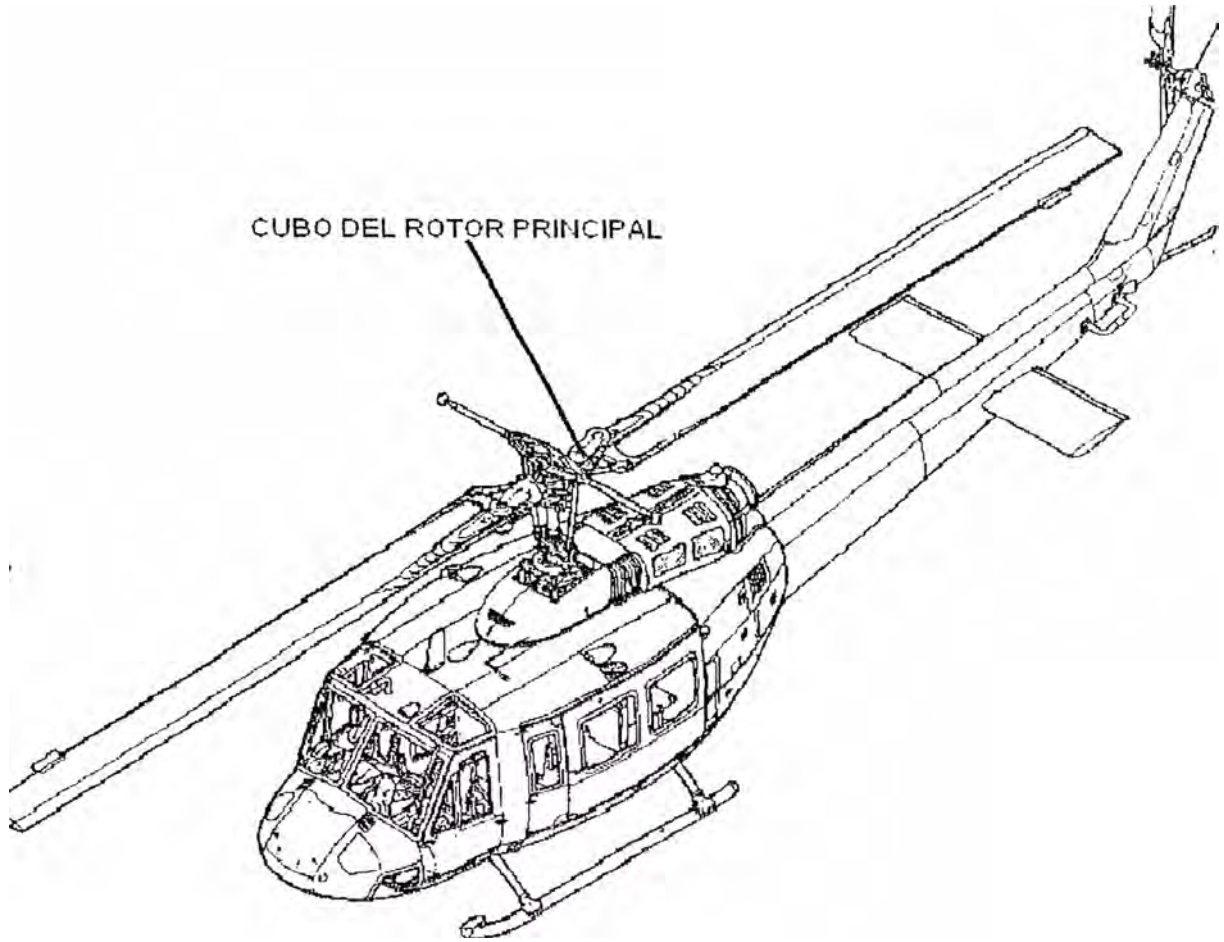


Fig. 2.1 Helicóptero UH-1H-II

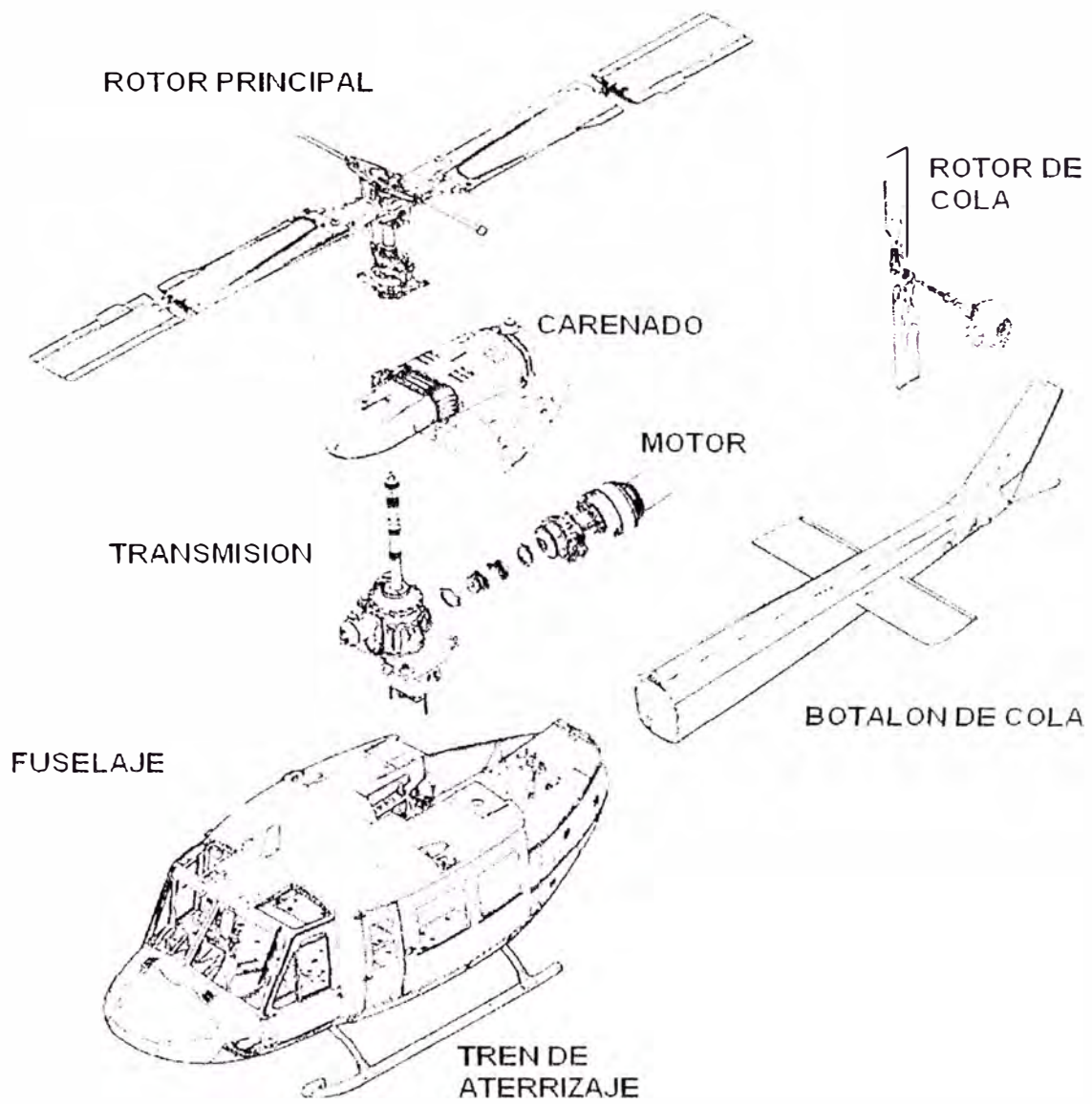


Fig. 2.2 Componentes mayores del Helicóptero UH-1H-II

2.2 DESCRIPCION DEL CUBO DEL ROTOR PRINCIPAL

2.2.1. Generalidades.

El cubo del rotor principal es un componente principal del sistema de sustentación, el cual por medio de las horquillas conecta las palas del rotor principal. El conjunto de cubo y palas del rotor principal está montado en la parte superior del mástil a través del trunnion para proveer la inclinación del rotor a través de los cojinetes de las almohadillas (pillow block). Las horquillas de las palas rotan sobre el eje del yugo para proveer el cambio de paso correspondiente, originando el aumento o disminución del ángulo de ataque de las palas con el consecuente aumento o disminución de la sustentación, lo que permite la diversidad de maniobras que puede realizar el helicóptero, como el vuelo estacionario, vuelo lateral, longitudinal y vertical.

Los helicópteros se desplazan a diferentes velocidades y pueden realizar vuelo estacionario cambiando el ángulo de ataque de las palas del rotor principal, siendo el cubo el principal componente que realiza estos cambios de ángulo, al recibir los movimientos realizados por el piloto con las palancas del cíclico y palanca del colectivo a través de tubos de control, servos hidráulicos, plato oscilante, palancas colectivas y manga deslizante.

2.2.2. Tipos de mantenimiento del cubo

Inspecciones programadas:

Inspecciones programadas son requeridas a intervalos especificados de tiempo.

Mantenimiento preventivo.

El mantenimiento preventivo es una actividad programada de inspecciones, tanto de funcionamiento como de seguridad, ajustes, reparaciones, análisis, limpieza, lubricación, calibración, que deben llevarse a cabo en forma periódica en base a un plan establecido. El propósito es prever averías o desperfectos en su estado inicial y corregirlas para mantener la instalación en completa operación a los niveles y eficiencia óptimos.

El mantenimiento preventivo permite detectar fallas repetitivas, disminuir los puntos muertos por paradas, aumentar la vida útil de equipos, disminuir costos de reparaciones, detectar puntos débiles en la instalación entre una larga lista de ventajas.

En el cubo de rotor principal se realizan el siguiente mantenimiento preventivo:

- Después del último vuelo del día o antes del primer vuelo del día siguiente, inspeccionar el cubo de rotor principal por fugas de grasa, daños mecánicos (rayaduras, abolladuras, rajaduras), corrosión, sellos dañados, daños en la pintura.
- Lubricación del cubo cada 50 horas y purgado después de haber realizado operaciones en lluvia.

- **Inspección cada 25 horas:**

Conjunto del cubo de rotor, horquillas (grips), brazos de arrastre, pernos de retención de las palas, y topes estáticos por corrosión y daños mecánicos. Conjunto del cubo por apropiada lubricación.

Inspeccione el yugo del rotor principal por evidencia de rajaduras o corrosión en el área del borde de los bushing de las almohadillas (pillow block). Almohadillas y ferretería de sujeción por apropiado sellante.

Previa limpieza con alcohol y secado de ambos tang de las horquillas del cubo, inspeccione las horquillas por rajaduras tipo cabello sobre la parte superior e inferior, poniendo especial cuidado en el tang inferior desde el bushing del perno de retención de la pala hasta el borde de salida y borde de ataque.

- **Inspección cada 1200 horas**

Previa limpieza con alcohol y secado de ambos tang de las horquillas del cubo, inspección de las horquillas por rajaduras tipo cabello sobre la parte superior e inferior, poniendo especial cuidado en el tang inferior desde el bushing del perno de retención de la pala hasta el borde de salida y borde de ataque. Indicaciones de rajadura requiere que la horquilla sea removida del servicio.

Chequeo de la luz (360°) entre el flanco del bushing del perno retenedor de la pala y la superficie del tang de la horquilla, máximo permisible 0.0025 inch.

Inspección de la parte interna del tang de las horquillas (buffer pad) por delaminación. Alguna delaminación requerirá el reemplazo de los buffer pad.

Inserción de los pernos retenedores de las palas a través de los bushing simultáneamente, estas deben girar libremente con los dedos, de no ser así refiérase al manual de overhaul.

- **Después de 15 á 30 horas de vuelo;**

Retorque de los pernos y tuercas de sujeción de las almohadillas (Pillow block) y posterior resellado de las tuercas y pernos a fin de evitar la corrosión.

Inspección de los flancos de los bushing de las almohadillas y el área exterior de los bushing por evidencia de rajaduras y corrosión.

Mantenimiento predictivo

El mantenimiento predictivo es una técnica para pronosticar el punto futuro de falla de un componente de una maquina, de tal forma que dicho componente pueda reemplazarse, con base en un plan, justo antes de que falle. Así, el tiempo muerto del equipo se minimiza y el tiempo de vida del componente se maximiza.

Los siguientes componentes son sometidos a inspecciones no destructivas en periodos establecidos:

Las horquillas del cubo de rotor principal se someterán a prueba no destructiva de ultrasonido a fin de detectar rajaduras, cada 24 meses o 1200 horas de operación.

Los pines de sujeción de las bandas de tensión torsión se someterán a prueba no destructiva por partículas magnéticas cada 24 meses o 1200 horas de operación.

Asimismo, durante el overhaul del cubo (cada 2400 horas) se realizan inspección por partículas magnéticas y tinte fluorescente penetrante a los diversos componentes mostrados en la fig. 3.1 y 3.2.

Inspecciones especiales

Adicionalmente el cubo requiere una inspección especial si suceden los siguientes casos:

Aterrizaje duro, inspección especial de overhaul.

Parada súbita, Si no hay daño en las palas no requiere ser removido del servicio; si el daño ocasionado a las palas requiere reemplazo, entonces realice una inspección especial de overhaul. Si el daño en alguna pala excede los límites de reparación, deseche la horquilla P/N 204-011-121 y realice una inspección especial de overhaul.

Sobrevelocidad del rotor principal o motor; realice una inspección especial de overhaul al cubo e inspeccione los pernos retenedores de las palas y del brazo de arrastre de acuerdo al manual BHT-212-CR&O-1

Sobretorque, si no excede de 112 % inspeccione el cubo por condición, si el sobretorque excede de 112% remueva el cubo y realice una inspección especial de overhaul e inspeccione los pernos retenedores de las palas y del brazo de arrastre.

Stall de compresor, Si después de la inspección de la transmisión esta requiere reemplazo, inspeccione los pernos del brazo de arrastre por deformación y realice prueba no destructiva por partículas

magnéticas, remueva las almohadillas (Pillow block) del yugo e inspeccione los bushing y huecos de los bushing por deformación en el yugo y almohadilla, si existe alguna discrepancia realice una inspección especial de overhaul del cubo.

Impacto de rayos, Si después de la inspección de la transmisión esta requiere reemplazo, inspeccione los pernos del brazo de arrastre por deformación y realice una inspección especial de overhaul

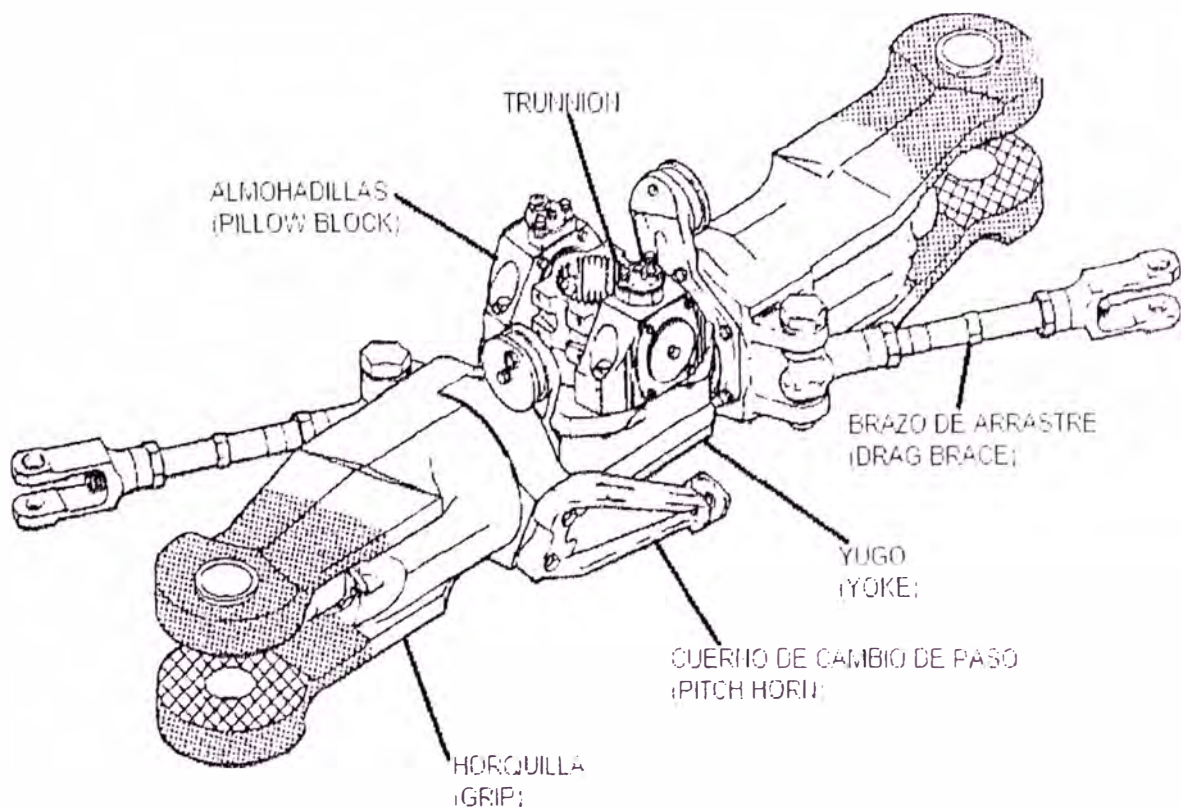


Figura Nro. 2.3 Cubo de Rotor principal de helicóptero UH-1H-II

CAPITULO III

ACTIVIDADES PRINCIPALES DE MANTENIMIENTO

De acuerdo a los manuales de mantenimiento y overhaul, para el reemplazo de las bandas de tensión torsión se procedió con una inspección preliminar del cubo de rotor principal ensamblado, posteriormente se procedió al desensamblaje, luego la inspección de los componentes internos, reemplazo de los componentes dañados y las bandas de tensión torsión, ensamblaje del cubo, espaciado de las horquillas y finalmente el balance estático.

El cubo de rotor principal del helicóptero UH-1H-II consta de dos horquillas simétricamente instaladas en los extremos del yugo (13, fig. 62-3.9), las cuales para efectos de balance dinámico y traqueo de las palas del rotor principal están nombradas como lado rojo y lado blanco, por lo que durante las tareas de desensamblaje, ensamblaje, espaciado y balance estático se tendrá en cuenta esta denominación.

Para la realización del reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas del cubo se requirió del uso de herramientas

especiales y comunes, repuestos y material consumable, tal como se indica en las relaciones que a continuación se detalla:

REPUESTOS:

1.	STRAP	204-310-101-101	2
2.	PACKING	M83248/1-237	4
3.	PACKING	M83248/1-240	2
4.	SHIM	120-008C58E29	2
5.	NUT	MS21042L08	2
6.	WASHER	AN960-8	2
7.	SCREW	AN503-8-12	
8.	BOLT	20-057-6-31D	2
9.	WASHER	NAS1149F0632P	4
10.	NUT	MS14144L6	2
11.	PIN COTTER	MS24665-302	2
12.	SEAL KIT	S32979-341G99	2
13.	PACKING	M83248/1-238	2
14.	WASHER	AN960JD816L	8
15.	OUTBOARD FITTING	204-012-103-005	2
16.	PIN	204-012-104-005	4
17.	INBOARD FITTING	212-010-103-101	2
18.	SEAL	S32979-341G99	2

MATERIAL CONSUMABLE:

- | | | |
|----|--------------|---------------------|
| 1. | ADHESIVE | AC-240 |
| 2. | ADHESIVE | HYSOL 934 |
| 3. | SOLVENT | MEK |
| 4. | CPC | MIL-C-16173 GRADE 1 |
| 5. | CPC | MIL-C-16173 GRADE 2 |
| 6. | SOLVENT | PD680 |
| 7. | ABRASIVE PAD | SCOTCH BRYTE |

HERRAMIENTAS:

- | | | |
|----|---------------------|---------------|
| 1. | GRIP POSITION LINKS | T101402 |
| 2. | GRIP SPACING TOOL | T101559 |
| 3. | BALANCE KIT | T101583-3/5/7 |
| 4. | FLAP STOPS | T101865 |
| 5. | SOPORTE | T101356 |
| 6. | TORQUE WRENCH | |
| 7. | FEELER GAGE | |
| 8. | PROTRACTOR | |
| 9. | LIFTING STRAPS. | |

3.1 DESENSAMBLAJE DEL CUBO DE ROTOR PRINCIPAL

Remoción del fitting de engrase lado rojo y el seguro de la tuerca acorn. (23, 24, 25, 26 3.1).

Remoción de la tuerca acorn y el empaque lado rojo (28, fig. 3.1)

Remoción del seguro (chaveta) del fitting externo lado rojo (29, fig. 3.1).

Remoción de la horquilla lado rojo (11, fig. 3.1).

Remoción del pin retenedor externo de las bandas de tensión torsión lado rojo (30, fig. 3.1).

Remoción del fitting externo lado rojo y empaque (27, 31, fig. 3.1).

Remoción del fitting de engrase lado blanco y el seguro de la tuerca acorn. (23, 24, 25, 26 fig. 3.1).

Remoción de la tuerca acorn y el empaque lado blanco (28, fig. 3.1).

Remoción del seguro (chaveta) del fitting externo lado blanco (29, fig. 3.1).

Remoción de la horquilla lado blanco (11, fig. 3.1).

Remoción del pin retenedor externo de las bandas de tensión torsión lado blanco (30, fig. 3.1).

Remoción del fitting externo lado blanco y empaque (27, 31, fig. 3.2).

Remoción del tope estático lado rojo (20, fig. 3.2).

Remoción del pin retenedor interno de la banda de tensión torsión lado rojo (16, fig. 3.2).

Remoción del empaque, fitting interno y anillo radial lado rojo (14, 15 y 17, fig. 3.2)

Remoción de la banda de tensión torsión lado rojo (9, fig. 3.2).

Remoción del tope estático lado blanco (20, fig. 3.2).

Remoción del pin retenedor interno de la banda de tensión torsión lado blanco (16, fig. 3.2).

Remoción del empaque, fitting interno y anillo radial lado blanco (14, 15 y 17, fig. 3.2)

Remoción de la banda de tensión torsión lado blanco (9, fig. 3.2).

Remoción del conjunto de manga (4, fig. 3.2) lado rojo

Remoción del plato seguro (7) lado rojo usando la tuerca acorn (28, fig. 3.1) como una llave.

Remoción de la pista interna del bearing lado rojo (10, fig. 3.2).

Remoción del espaciador (11, fig. 3.2)

Remoción de la pista interna del bearing lado rojo (12, fig.3.2).

Remoción del conjunto de manga (4, fig.3.2) lado blanco.

Remoción del plato seguro (7) lado blanco usando la tuerca acorn (28, fig. 3.1) como una llave.

Remoción de la pista interna del bearing lado rojo (10, fig. 3.2).

Remoción del espaciador (11, fig.3.2)

Remoción de la pista interna del bearing lado blanco (12, fig. 3.2).

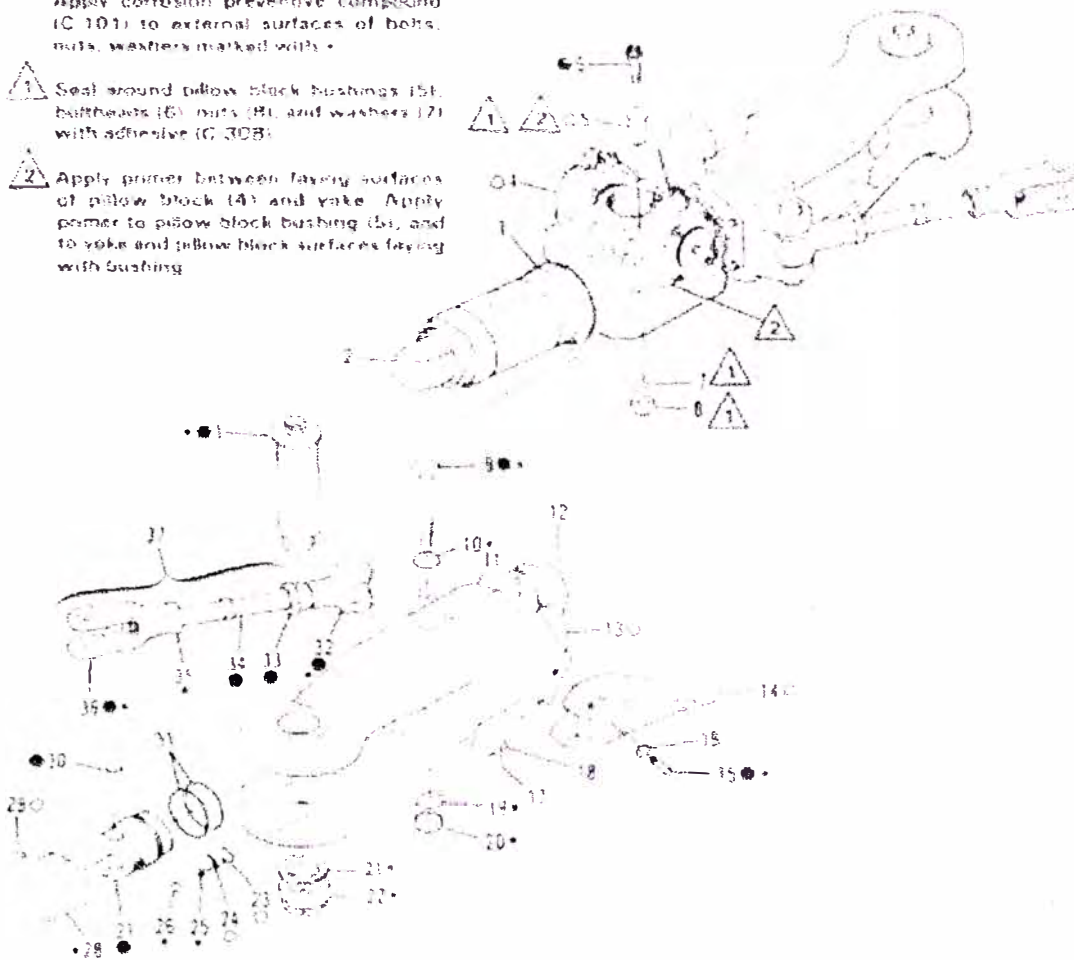
NOTES

Apply corrosion preventive compound (C-104) on all internal laving surfaces marked with ●

Apply primer (C-204) to laving surfaces marked with ○ and install while primer is still wet

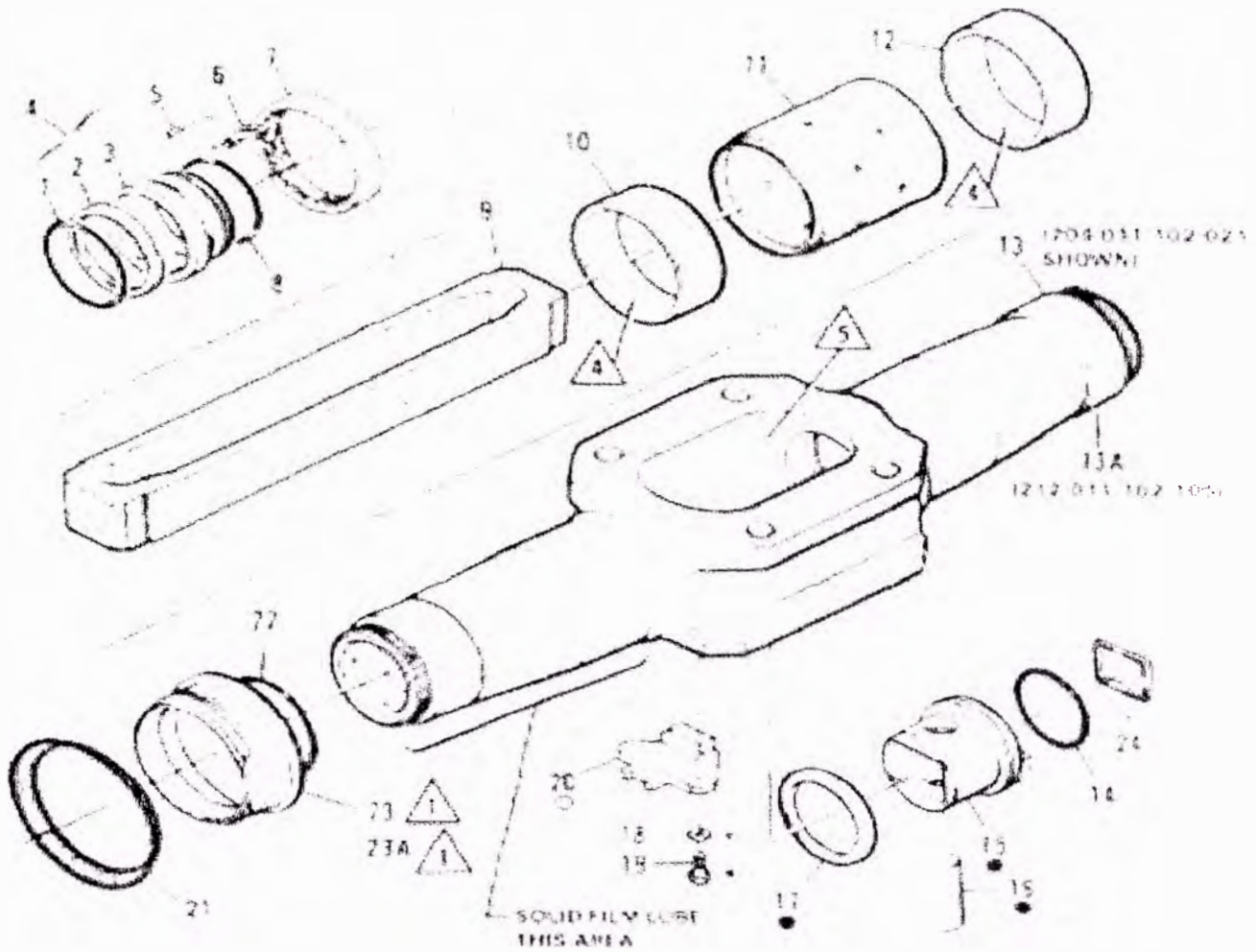
Apply corrosion preventive compound (C-101) to external surfaces of bolts, nuts, washers marked with *

- △ Seal around pillow block bushings (5), ballheads (6), nuts (8), and washers (7) with adhesive (C-308)
- △ Apply primer between laving surfaces of pillow block (4) and yoke. Apply primer to pillow block bushing (5), and to yoke and pillow block surfaces laving with bushing



- | | |
|--------------------|------------------------|
| ● 1. Blade bolt | * 19. Washer |
| 2. Strap | * 20. Nut |
| 3. Radius ring | * 21. Washer |
| 4. Pillow block | * 22. Nut |
| 5. Bushing | ○ 23. Lock |
| ● 6. Bolt | 24. Clamp |
| 7. Washer | * 25. Washer |
| 8. Nut | * 26. Bolt |
| * 9. Bar | ● 27. Outboard fitting |
| * 10. Washer | * 28. Nut |
| 11. Grip | ○ 29. Key |
| 12. Relief fitting | ● 30. Pin |
| 13. Plate | 31. Packing |
| 14. Pinch bar | * 32. Fitting |
| * 15. Bolt | ● 33. Nut |
| * 16. Washer | ● 34. Barrel |
| 17. Drain plug | * 35. Nut |
| 18. Packing | * 36. Clevis |
| | 37. Drag brace |

Fig Nro. 3.1 Sección externa del cubo

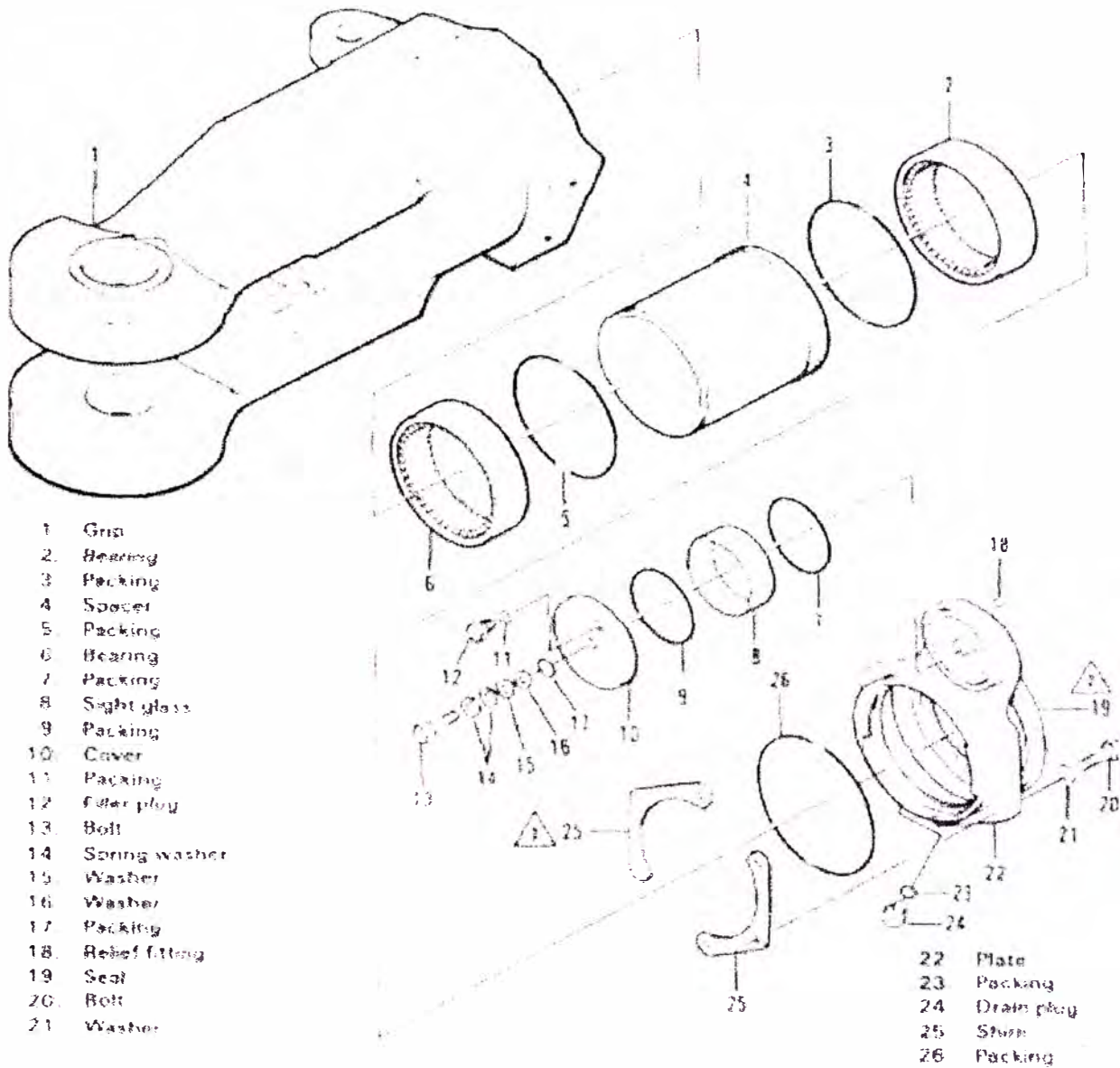


NOTES

- 1 Apply a bead of sealant (C 328) to yoke spindle and radius ring faying surfaces.
- 2 Apply corrosion preventive compound (C 104) on all internal faying surfaces marked with ●.
- 3 Apply primer (C 204) to faying surfaces marked with △ and install while primer is still wet.
- 4 Do not remove any yoke material or teflon coating on bearings to ease installation. It is permissible to heat bearings 150 - 200°F (83-93°C). Bearing bore and yoke spindles may be coated with hub lubricating oil (C 013) during installation.
- 5 Apply corrosion preventive compound (C 127) to thinly coat surface of mast clearance hole in yoke.
- 6 Apply corrosion preventive compound (C 101) to external surfaces of bolts, nuts, and washers, marked with *. Do not apply to working threads.

Fig. 3.2 Yugo del rotor principal

1. Packing
2. Seal
3. Seal sleeve
4. Seal sleeve assembly
5. Screw
6. Lockplate
7. Nut
8. Packing
9. Strap
10. Bearing inner race
11. Spacer
12. Bearing inner race
13. Yoke
- 13A. Yoke
14. Packing
15. Inboard fitting
16. Pin
17. Backup ring
18. Washer
19. Bolt
20. Static stop
Shield
22. Packing
23. Radius ring
- 23A. Shield assembly
24. End cap



NOTES



Apply primer (IC 204) to facing surfaces of shim (25), plate (22) and grip (1). Install while primer is still wet.



Apply a film of sealant (IC 328) to facing surface at seal (19) and plate (22).

Fig. 3.3 Horquilla del cubo (GRIP)

NOTA:

Como las condiciones físicas o los registros indican que el cubo no ha estado sujeto a un accidente o incidente fuera de las condiciones normales de uso realizamos una INSPECCION NORMAL (En caso contrario el cubo requeriría una INSPECCION CONDICIONAL).

3.2 INSPECCION NORMAL

Materiales a usados:

Thinner

Adhesive

Metil Etil Ketone (MEK)

Limpiador

Tela abrasiva

Lana de acero

Inspección de componentes:

Cuerno de cambio de paso (14, fig. 3.1) por rajaduras, abolladuras, daños mecánicos y corrosión de acuerdo a los límites de la fig. 3.4. Bushings por aflojamiento y alargamiento de los huecos. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Tuerca acorn (28, fig. 3.1) por rajaduras, abolladuras, daños mecánicos y corrosión, los hilos de la tuerca y daños. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Fitting externo (27, fig. 3.1) por daños (Fig. 3.6). SE ENCONTRARON MELLADURAS (NICKS) Y CORROSION DENTRO DE LIMITES.

Toda la ferretería de sujeción por daños, deformación y daños en los hilos. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección de las arandelas pegadas a los pines (30 fig.3.1 y 16, fig. 3.2) por seguridad. SE ENCONTRARON LAS ARANDELAS DESPEGADAS.

Inspección del tope estático (20, fig. 3.2) por alargamiento de los orificios y excesivo desgaste en el punto de contacto con el mástil.

NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección del el yugo (13, fig.3.2) por rayaduras y corrosión, poniendo particular atención en los bordes de los bushing de las almohadillas y el husillo (spindle radius) (fig. 3.7). NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección de los asientos de los rodajes de acuerdo a los límites de la fig. 3.5. NO SE ENCONTRARON DAÑOS, MEDIDAS DE DESGASTES DENTRO DE LIMITES.

Se realizaron las medidas de desgaste de los componentes indicados en la Fig. 3.5.

BOLT (BLADE RETAINING)	2.4983 INCH
(1, fig. 3.1)	(2.4982" – 2.4999")
BUSHING (DRAG BRACE)	0.8763 INCH
(37, fig. 2.3)	(0.8745" – 0.8770")
SPINDLE (YUGO)	4.496 INCH
(13, fig. 3.2)	(4.493" – 4.4985")
SPINDLE (YUGO)	4.747 INCH
(13, FIG. 3.2)	(4.743" – 4.7485")

Inspección del fitting interno (15, fig. 3.2) de sujeción de la banda de tensión torsión por abolladuras, daños mecánicos y corrosión, de acuerdo a la Fig.3.6. SE ENCONTRARON MELLADURAS (NICKS).

Inspección del back up ring (17, fig. 3.2) por rajaduras, daños mecánicos, y distorsión. **NO SE ENCONTRARON DAÑOS.**

Inspección del espaciador interno (11, fig. 3.2) por corrosión. **NO SE ENCONTRARON DAÑOS.**

Inspección de la tuerca (7, fig. 3.2) por rajaduras, corrosión y daños en los hilos (Fig.3.7). **NO SE ENCONTRARON DAÑOS.**

Inspección de la pista interna de los rodajes (10, 12, fig. 3.2) por evidencia de daños del diámetro externo y descoloración debido a sobrecalentamiento. Inspección por signos de giro sobre la pista del yugo sin novedad. **SE ENCONTRO DAÑOS EN BEARING INTERNO.**

Inspección de las pistas internas de los rodajes (10, 12, fig. 3.2) por integridad del recubrimiento de teflón (verde). Puesto que el recubrimiento de teflón no estuvo pelado, descascarado o desgastado hasta que se vea el metal el reemplazo del rodaje no es necesario. **NO SE ENCONTRARON DAÑOS.**

Inspección del radius ring (23, fig. 3.2) en el área de contacto con el sello por signos de ranuras. No se presentaron ranuras (En caso de existir ranuras la profundidad de la ranura no debe exceder de 0.020 pulg). Inspección del ring por rajaduras y daños por corrosión (no esta permitido ningún daño).

Inspección del protector (shield) por roturas, despegamiento u otros daños. **NO SE ENCONTRARON DAÑOS.**

Inspección del protector (shield) (23A, fig. 3.2) por daños al elemento elastomérico, rotura del pegamento entre el elemento elastomérico y la carcasa metálica, y daños a la ranura de la empaquetadura. Algún

defecto requiere reemplazo del conjunto. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección del plate (22, fig. 3.3) por rajaduras, alargamiento de los orificios y distorsión. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección de la superficie de las horquillas (11, fig. 3.1) por daños mecánicos y corrosión (fig. 3.7 por límites). NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección de las inserciones rosan por seguridad y daños de los hilos. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección de los diámetros, bushing flojos en la horquilla. NO SE ENCONTRARON DAÑOS, LIMITES DE DESGASTE DENTRO DE LIMITES.

BUSHING 2.503 INCH (2.500" – 2.504")

Verificación de la luz entre la pestaña del bushing y la horquilla. MEDIDA TOMADA 0.001 INCH. (Máximo 0.0025 inch.) Dentro de límites de acuerdo a la Fig. 3.5

Verificación del ancho entre los tang de la horquilla. Referencia Fig. 3.5.

GRIP (WIDTH) 4.500 INCH (4.492" – 4.516")

Verifique el diámetro interno de la pista del rodaje. Referencia Fig.3.5.

LINER 5.628 INCH (5.624" - 5.631")

LINER 5.380 INCH (5.374" – 5.381")

Prueba no destructiva a la horquilla por el método de ultrasonido, de conformidad al procedimiento indicado en el apéndice 1 y a los boletines de servicio de alerta que se mencionan en el apéndice 2 y 3.

Inspección del espaciador externo (4 fig.3.3) por rajaduras, corrosión y daños. SE ENCONTRO RAYADURAS EXCESIVAS EN EL ESPACIADOR.

Inspección de los rodajes (2 y 6, fig. 3.3) por rodillos rotos o por daños (spalling) de la superficie de la pista interna, chequee por una operación suave y descoloración debido a sobrecalentamiento. LOS RODILLOS DEL RODAJE EXTERNO (2, fig. 3.3) PRESENTARON DAÑOS (SPALLING).

Inspección del trunnion (fig.119) por daños mecánicos y corrosión. NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección de las almohadillas por daños mecánicos y corrosión (fig. por límites). NO SE ENCONTRARON DAÑOS.

Inspección del seguro (23 fig. 3.1), clamp (24, fig. 3.1 y chaveta (29, fig. 3.1) por rajaduras y daños. NO SE ENCONTARON DAÑOS.

Inspección no destructiva por partículas magnéticas a los pines de retención de las bandas de tensión torsión (16, fig. 3.2 y 30, fig. 3.1). Los pines fueron inspeccionados utilizando el método húmedo continuo. El uso de partículas fluorescentes con luz ultravioleta es mandatorio. La longitud de alguna indicación fue determinada por el método de magnetización residual de acuerdo al Manual de Overhaul.

Este trabajo fue realizado en los talleres del Servicio de mantenimiento de la Fuerza Aérea del Perú.

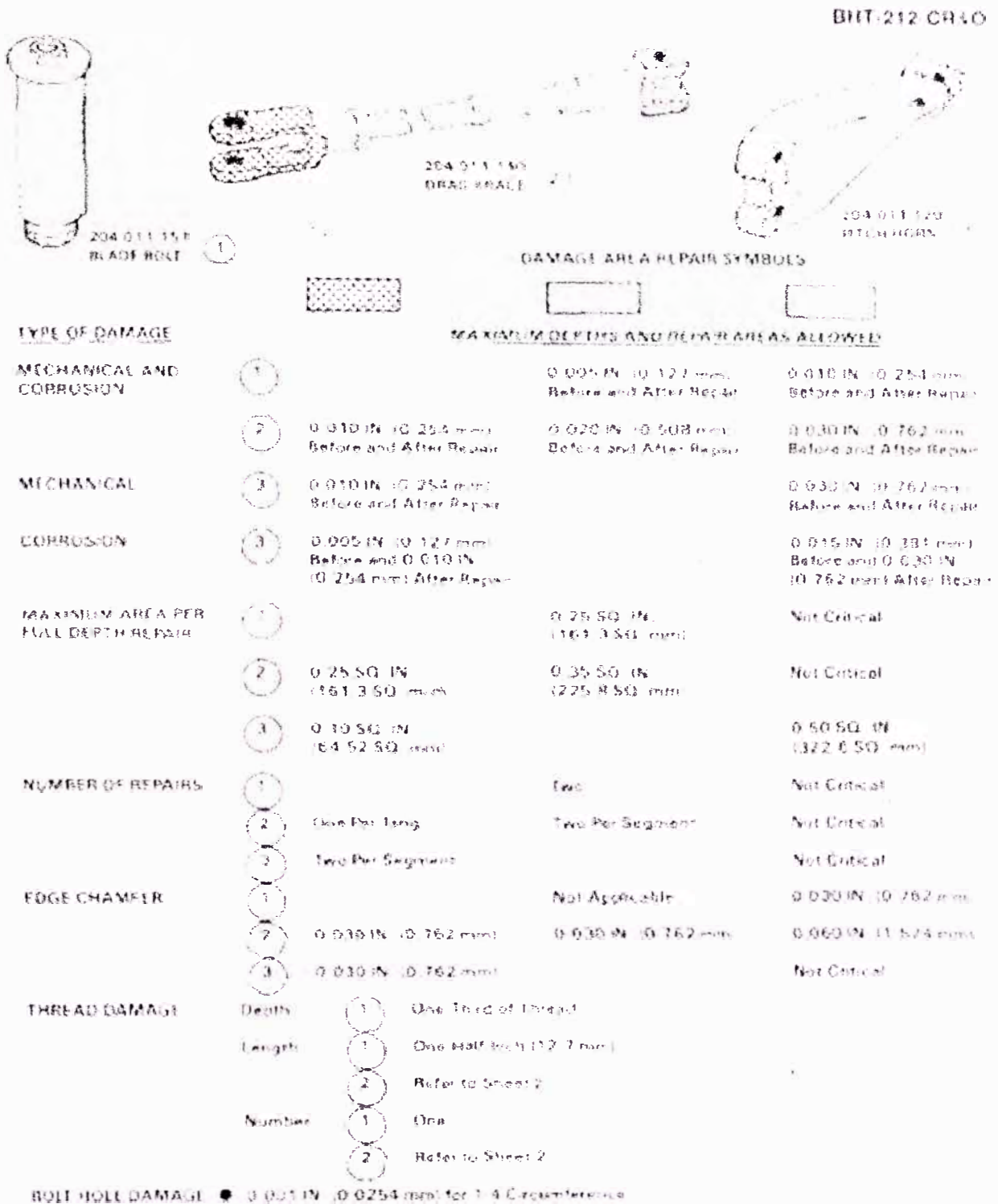
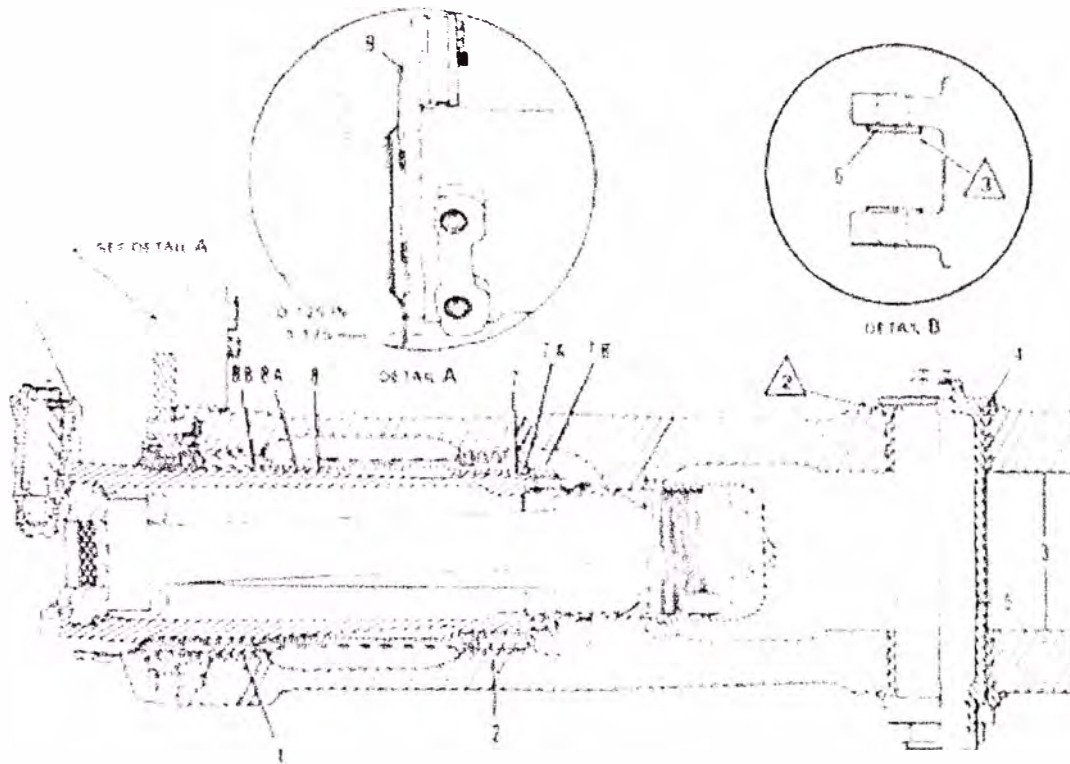


Fig. 3.4 Limites de daños del brazo de arrastre (Drag Brace), cuerno (Pitch horn) y perno de sujeción de la pala

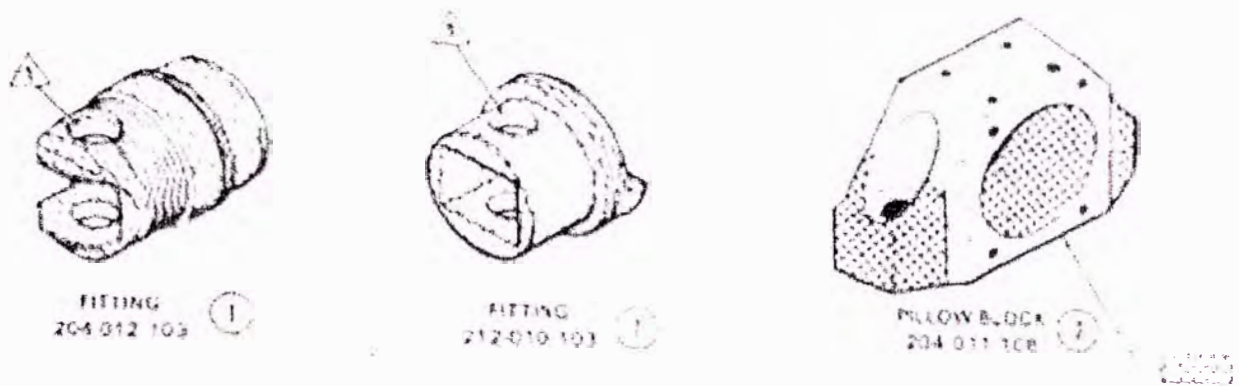


ITEM	NOMENCLATURE		MINIMUM		MAXIMUM	
			inches	mm	inches	mm
1	Liner	ID	5.624	142.850	5.631 Avg	143.027
2	Liner	ID	5.374	136.500	5.381 Avg	136.677
3	Grip width		4.492	114.037	4.516	114.706
4	Bushing	ID	2.500	63.500	2.504	63.602
5	Bolt/blade retaining	OD	2.4982	63.4543	2.4999	63.602
6	Bushing (strag brace) (see detail B)	ID	0.8745	22.2123	0.8770	22.2748
		W/ams	2.874	72.993	2.876	73.0504
7	Spindle yoke	OD	4.493	114.122	4.4985	114.2619
7A	Spindle yoke 212-011-102	OD	4.4940	114.1476	4.4993	114.2975
7B	Journal yoke 212-011-102	OD	4.4910	114.0714	4.4939	114.2975
8	Spindle yoke	OD	4.743	120.472	4.7485	120.6119
8A	Spindle yoke 212-011-102	OD	4.7440	120.4976	4.7499	120.6475
8B	Journal yoke 212-011-102 1/4	OD	4.7430	120.4722	4.7499	120.6475
9	Plate (measure from unworn surface)				0.125	3.175

Fig. 3.5 Límites de desgaste del cubo (HUB)

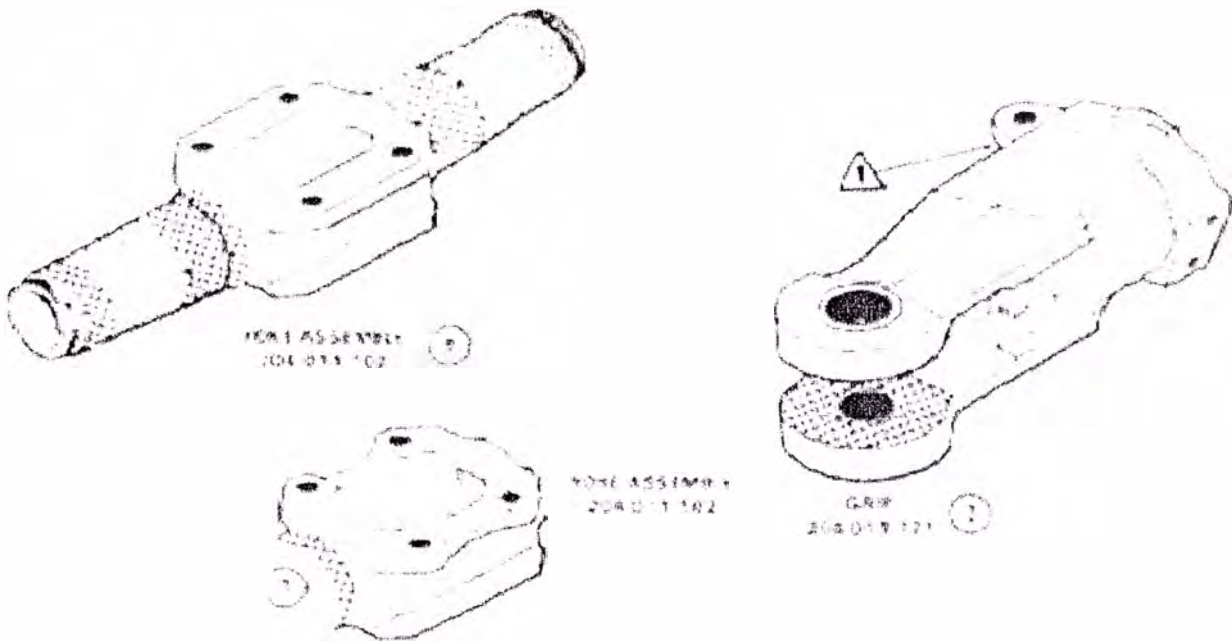
NOTES

- 1 Measured at centerline of blade bolt hole.
- 2 Maximum gap of 0.0025 in. (0.0635 mm) allowed between bushing flange and grip surface.
- 3 Maximum gap of 0.0025 in. (0.0635 mm) allowed between bushing flange and tang surface.
- 4 Refer to figure 62-21A for maximum allowable wear step.
- 5 Wear step limits in figure 62-21A apply only to 212-011-102, 105, 109 yokes configured with inner races 212-311-009, 101 and 212-311-010, 101.



TYPE OF DAMAGE	REPAIR	DAMAGE LOCATION SYMBOLS	
		Internal	External
MAXIMUM DAMAGE AND REPAIR DEPTH			
CORROSION (Before and after repair)	1	0.005 IN (0.127 mm)	
MECHANICAL (Before and after repair)	1	0.005 IN (0.127 mm)	
	2	0.020 IN (0.508 mm)	0.040 IN (1.016 mm)
CORROSION (Before repair)	1	0.010 IN (0.254 mm)	0.020 IN (0.508 mm)
	2	0.020 IN (0.508 mm)	0.040 IN (1.016 mm)
MAXIMUM AREA PER FULL DEPTH REPAIR	1	0.50 SQ. IN (32.6 SQ. cm)	
	2	0.10 SQ. IN (6.4 SQ. cm)	0.25 SQ. IN (16.1 SQ. cm)
NUMBER OF REPAIR AREA	1	One inside One outside	
	2	One per segment	Not Critical
EDGE CHAMFER	1	0.020 IN (0.508 mm)	
	2	0.060 IN (1.524 mm)	0.100 IN (2.54 mm)
THREAD DAMAGE: DEPTH		One quarter of thread	
LENGTH		One half inch (one half inch)	
NUMBER		One	
STRAP PIN HOLE	1	0.0005 IN (0.0127 mm) for 1/4 circumference	
BOLT HOLE DAMAGE	2	0.001 IN (0.0254 mm) for 1/4 circumference	

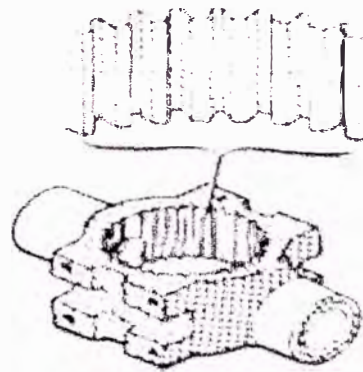
Fig. 3.6 Limites de daños del Fitting interno, Fitting externo y almohadilla (Pillow Block)



LIMITES DE DAÑOS PARA REPARACIÓN

TIPO DE DAÑO	MÁXIMO DE DAÑOS Y REPARACIONES PERMITIDAS		
	YUGO	GRIP	GRIP
MÉTODOS Y ANCHORES	0.002 IN (0.051 mm) After Repair Resisting Part 204	0.002 IN (0.051 mm) Before and After	0.004 IN (0.102 mm) Before and After Repair
MÉTODOS	0.002 IN (0.051 mm) Before and After Repair		0.004 IN (0.102 mm) Before and After Repair
CORROSIÓN	0.010 IN (0.254 mm) Before and After Repair 0.020 IN (0.508 mm) After Repair		0.010 IN (0.254 mm) Before Repair and 0.020 IN (0.508 mm) After Repair
MÉTODOS Y CORROSIÓN	0.010 IN (0.254 mm) Before and After Repair	0.020 IN (0.508 mm) Before and After Repair	0.010 IN (0.254 mm) Before and After Repair
MÁXIMO DE DAÑOS PERMITIDOS	0.5050 IN (12.825 mm)	0.1050 IN (2.667 mm)	Ninguno
			Ninguno
	0.1050 IN (2.667 mm)	0.5050 IN (12.825 mm)	0.1050 IN (2.667 mm)
DAÑO (DAÑO)	0.002 IN (0.051 mm) for 1.4) repair/repair		

Fig. 3.7 Límites de daños de la horquilla (Grip) y Yugo (Yoke)



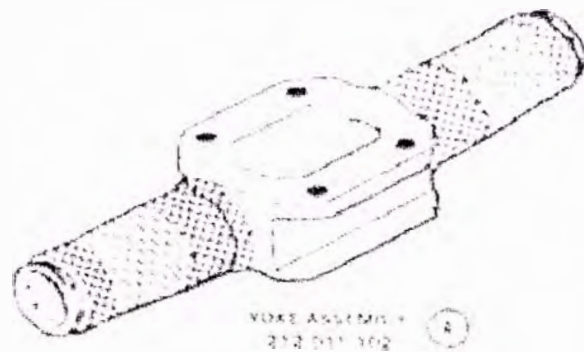
TURBINE ASSEMBLY
204 018 100

DAMAGE AREA REPAIR SYMBOLS

	1	2	3	
NUMBER OF REPAIRS	1	Two Per Side Diametrically Opposed	Not Critical	Not Critical
	2	Not Critical		
	3	One Per Segment	Not Critical	Not Critical
EDGE CHAMFER	1	0.030 IN (0.762 mm)		0.040 IN (1.016 mm)
	2	0.060 IN (1.524 mm)		0.100 IN (2.54 mm)
	3	0.040 IN (1.016 mm)	0.040 IN (1.016 mm)	0.040 IN (1.016 mm)
SPINE DAMAGE	1	Depth	One Third of Spine	
	2	Length	One Half of Spine	
	3	Number	Three Spines	
THREAD DAMAGE	1	Depth	One Third of Thread	
	1	Length	One Half inch (One Half mm)	
	1		One Quarter Inch (One Quarter mm)	
	1	Number	Two Per Segment (One Half mm)	
	2		One Per Segment	
			Depth	
		Length		

BOLT HOLE DAMAGE ● 0.002 IN (0.0508 mm) for 1/4 circumference

Fig. 3.8 Daños de daños del Trunnion




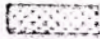










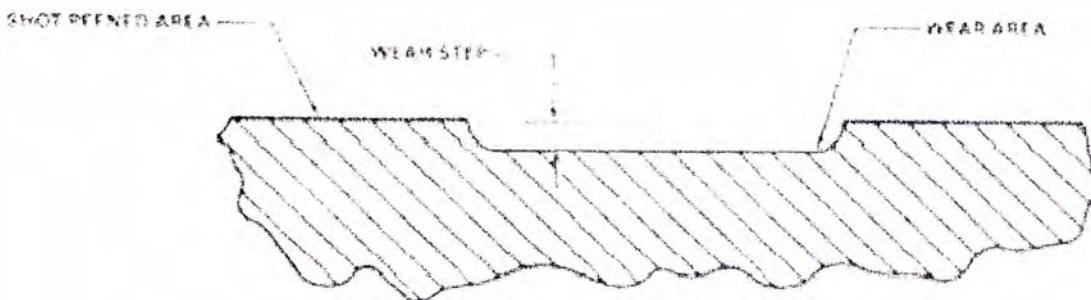
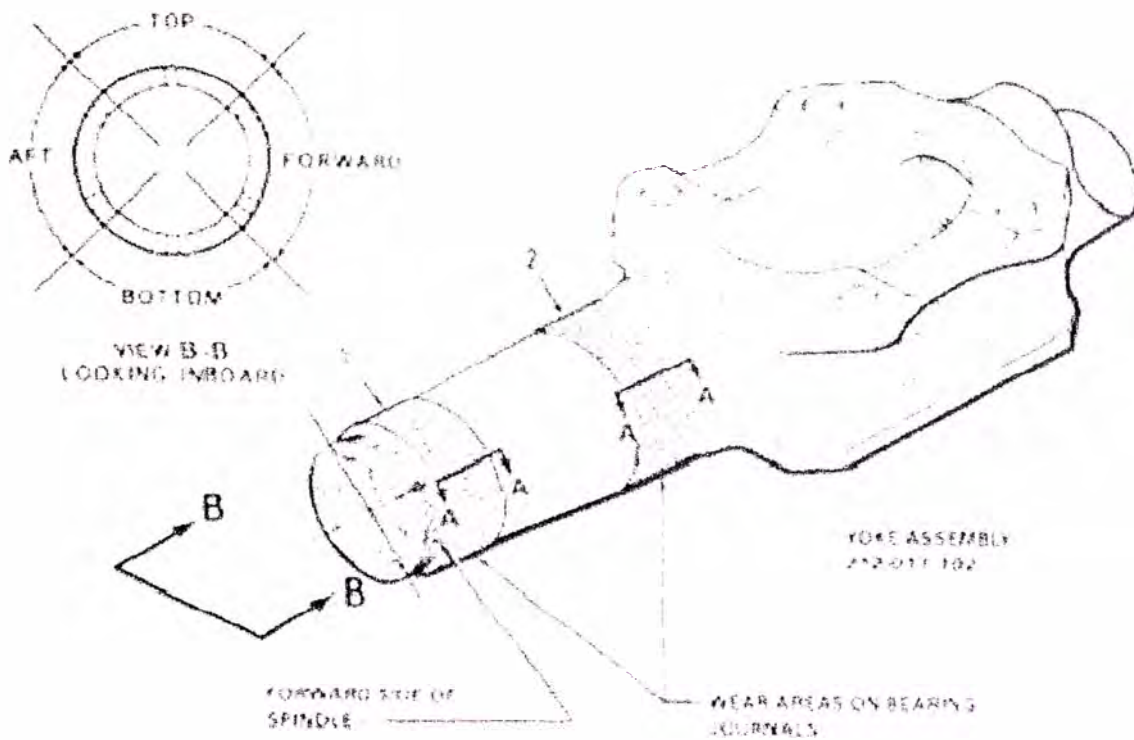
TYPE OF DAMAGE	DAMAGE AREA REPAIR SYMBOLS			
				
MECHANICAL BEFORE AND AFTER REPAIR		0.002 in. (0.0508 mm) (Restore to BHR 10)	0.005 in. (0.127 mm)	0.005 in. (0.127 mm)
CORROSION BEFORE AND AFTER REPAIR		0.002 in. (0.0508 mm) (Restore to BHR 10)	0.005 in. (0.127 mm)	0.005 in. (0.127 mm)
MAXIMUM AREA PER NONOVERLAPPING FULL DEPTH REPAIR		0.70 Sq. in. (129.032 Sq. mm)	0.70 Sq. in. (129.032 Sq. mm)	0.50 Sq. in. (1027.6 Sq. mm)
NUMBER OF NONOVERLAPPING REPAIRS		Two per side diametrically opposed	Four	Four
EDGE CHAMFER			Not applicable	
THREAD DAMAGE DEPTH LENGTH NUMBER		One third of thread One half each Two per segment		
BORE DAMAGE	• 0.002 in. (0.0508 mm) for 1/4 circumference			

Fig. 3.9 Limites de daños del Yugol (Yoke)



SECTION A A

ITEM	NOMENCLATURE	MAXIMUM WEAR STEP
1	Outboard Journal	0.008 (0.203 mm)
2	Inboard Journal	0.003 (0.076 mm) fwd side 0.0045 (0.114 mm) Top or bottom 0.006 (0.152 mm) All side

NOTE

- 1 Maximum diameter in figure B2-19 applies to wear step. Maximum wear step shall not exceed minimum diameter.
- 2 Wear step limits apply only to 212 011 102, 105, 109 yokes configured with inner races 212 311 009, 101 and 212 311 010, 101.

Fig. 3.10 Límites de desgaste del Husillo del Yugo (Spindle)

3.3 REPARACIONES

Durante la inspección se encontraron los siguientes reportes:

Fitting externo lado rojo (27 fig. 3.1) tiene melladuras (nicks)

Fitting interno rojo (15, fig. 3.2) tiene melladuras (nicks)

Fitting externo (27, fig. 3.1) lado blanco tiene corrosión.

Bearing interno lado rojo (2, fig 3.3) tiene daños (spalling).

Pista interna lado rojo (12, fig.5) con rayaduras

Espaciador externo lado rojo (11, fig. 3.2) con rayaduras

Sello de la manga (seal sleeve) (4, fig. 3.2) tiene las empaquetaduras dañadas.

Arandelas de los pines (30 fig.3.1 y 16 fig. 3.2) despegados.

Para solucionar los reportes encontrados se tomaron las siguientes acciones:

Se realizó pulido del fitting externo rojo y midió la profundidad de las melladuras después de la reparación con una profundidad de 0.004 pulgadas, medida que esta dentro de límites de acuerdo a la fig. 3.6.

Se realizo pulido de fitting interno rojo y midió la profundidad de las melladuras después de la reparación con una profundidad de 0.003 pulgadas, medida que esta dentro de límites de acuerdo a la fig. 3.6.

Se realizó pulido de la corrosión del fitting externo lado blanco y midió la profundidad después de la reparación con una profundidad de 0.004 pulgadas, medida que esta dentro de límites de acuerdo a la fig. 3.6.

Se reemplazó Bearing interno

Se reemplazó pista interna del bearing interno

Se reemplazó pista externa

Se reemplazó espaciador

Se reemplazó empaquetaduras del conjunto de manga (sleeve assy).

Se realizó pegado de las arandelas en los terminales de los pines (30 fig. 3.1 y 3.2)

3.4 ENSAMBLAJE DEL CUBO DE ROTOR PRINCIPAL

NOTA:

Se aplicó compuesto preventivo de corrosión a las superficies de las partes especificadas en las figuras 3.1, 3.2 y 3.3 durante el ensamblaje. Asimismo, se aplicó primer a las superficies de las partes especificadas en las figuras: 3.1, 3.2, 3.3 y se instaló las partes mientras el primer estuvo húmedo.

Se aplicó valores de torque estándar en los lugares donde no se especificó lo contrario.

Se posicionó el yugo (13 o 13A fig.3.2) sobre el borde e instaló temporalmente el tope estático (20)

Se posicionó el plato adaptador T101421, con la superficie plana hacia abajo sobre el soporte T101356. Se colocó el yugo sobre el soporte y el plato adaptador.

NOTA:

La pista interna (bearing inner race 10 fig. 3.2) y pista interna (bearing inner race 12 fig. 3.2) pueden ser instalados con la parte achaflanada hacia adentro o hacia afuera, pero ambos en la misma dirección

Se calentó de 83 °C a 93°C las pistas internas de los bearing y aplicó lubricante sobre la parte interna de la pista interna (10 y 12) y en el asiento de las pistas en el yugo, se instaló la pista interna (12), el espaciador (11 fig. 3.2) con la parte escalonada hacia afuera, la pista interna exterior (10) contra el espaciador. Se tomó en cuenta la dirección de la parte achaflanada de las pistas.

Usando la tuerca acorn (28, fig. 3.1) como una llave, se instaló la tuerca (7 fig.3.2) sobre el yugo, aplicó un torque de 120 lbs-pie (Rango de 85 a 170 lbs-pie), golpeando la tuerca con un martillo no metálico para asentar las pistas internas de los bearing, el espaciador y el radius ring. Se procedió a retorquear la tuerca a 120 lbs-pie. Procediendo luego a retroceder la tuerca obteniendo una luz de 0.008 pulg. (Rango de 0.005 a 0.015 pulg.) entre la tuerca y la pista interna del bearing.

Se instaló el plato de seguro (6 fig. 3.2) y aseguró con los dos tornillos, se frenó con alambre de 0.032 pulg.

NOTA:

El plato de seguro (lockplate) puede ser instalado sobre el yugo por cualquiera de las dos caras para permitir el alineamiento con los orificios para los tornillos.

Se removió el tope estático (20 fig. 3.2), insertó la nueva banda de tensión torsión (banda TT) a través del yugo por la parte terminal externa. Instalación del back up ring (17 fig. 3.2) sobre el terminal de la banda TT en el centro del yugo con la superficie plana hacia adentro. Instalación del empaque (14 fig. 3.2) sobre el fitting (15fig. 3.2) e instalación del fitting sobre el terminal interno de la banda TT (9 fig. 3.2) con los tabs del fitting hacia abajo. Se inserto el pin (16 fig. 3.2) y deslizó el back up ring (17 fig.5) sobre el fitting (15 fig. 3.2) fuertemente contra el fitting. Presionando el fitting y el conjunto de la banda TT dentro de la cavidad del yugo.

Se instaló el tope estático (20 fig. 3.2) sobre el yugo y aseguró con las arandelas (18 fig. 3.2) y pernos (19 fig. 3.2), se ajustó los pernos y aseguró con alambre de frenar de 0.032 pulg.

Se instaló el empaque (8 fig.3.2) sobre la manga del sello (3 fig.3.2)

Se cubrió la superficie externa del conjunto de sello de la manga y la parte interna del yugo con aceite lubricante, instalando el conjunto de sello de la manga dentro del yugo.

NOTA:

El procedimiento de instalación de las horquillas es solo para un lado, el lado opuesto es idéntico y puede ser instalado al mismo tiempo.

Posicione el yugo sobre el soporte T101356.

Posicione la horquilla (11 fig.3.1) sobre el husillo (spindle) del yugo con los tangs de la horquilla aproximadamente vertical.

Presione la horquilla hacia adentro y rote aproximadamente 90° en el sentido del reloj hacia el shield assy (23A fig. 3.2)

Coloque los empaques (31 fig. 3.1) sobre el fitting externo (27 fig. 3.1) e instale sobre el terminal externo de la banda TT con la ranura para la chaveta en el fitting y la horquilla alineados.

Asegure el fitting (27 fig. 3.1) con el pin (30 fig. 3.1)

Aplique un capa de adhesivo (C-308) aproximadamente 0.06 pulg. diámetro alrededor de cada terminal del pin.

Inserte la chaveta dentro de la ranura alineada del la horquilla.

Lubrique los hilos de la tuerca acorn (28 fig.3.1) y el fitting externo (27 fig. 3.1) con compuesto preventivo de corrosión (C-104) e instale la tuerca (28 fig. 3.1). El ajuste final de la tuerca se hará mas adelante.

3.4.1 Esparcimiento de las Horquillas

Instalación los topes planos (herramienta T101865, 5 fig. 3.11) , instalación de un protractor para chequear el nivel a 0°. Determine si la superficie superior del trunnion es paralelo con la superficie superior a lo largo de la envergadura del yugo.

Instalación de la herramienta T101402 varillas de posición de las horquillas. Coloque el protractor sobre la superficie superior del yugo en la dirección de la cuerda para establecer un plano de referencia, entonces coloque el protractor en la superficie superior de la horquilla justo afuera del bushing del perno retenedor de la pala en la dirección de la cuerda. Ajuste las varillas de posición de la horquilla hasta obtener un ángulo de 0°.

NOTA:

Cuando se posiciona el protractor sobre la superficie de la horquilla asegúrese que el protractor este paralelo a la posición sobre el yugo. Oriente el protractor en la misma posición como cuando se estableció el plano de referencia.

Ajuste de la tuerca (13 fig.3.11) hasta que la horquilla esté firmemente asentada hacia adentro, luego retroceda una vuelta completa. Golpee con un martillo de plástico duro hacia afuera la horquilla para ayudar a asentar las partes del cubo. Repita lo mismo en el lado opuesto.

Inserción del plug (3) en el trunnion y el perno back off (4) para asegurar el plug en el trunnion. Configuración del terminal ajustable del medidor (2) a 2.0pulgadas, dimensión mostrada en el detalle A, fig.3.11.

Posicionamiento del medidor sobre el plug y asegurando el medidor con el plug en el orificio marcado 204-012-101. Localización del terminal ajustable del medidor sobre el flanco del bushing de la horquilla y posicionamiento del perno de sujeción de la pala (1) como se muestra en la figura 3.11.

Verificación de la dimensión entre la punta del medidor (2) y el vástago del perno (1). Se ajustó la tuerca (13) hasta que la luz entre la punta del medidor y el perno fue de 0.062 pulgadas. Golpeando la horquilla hacia afuera después de cada ajuste y se rechequeó la dimensión 0.062 pulg.

NOTA

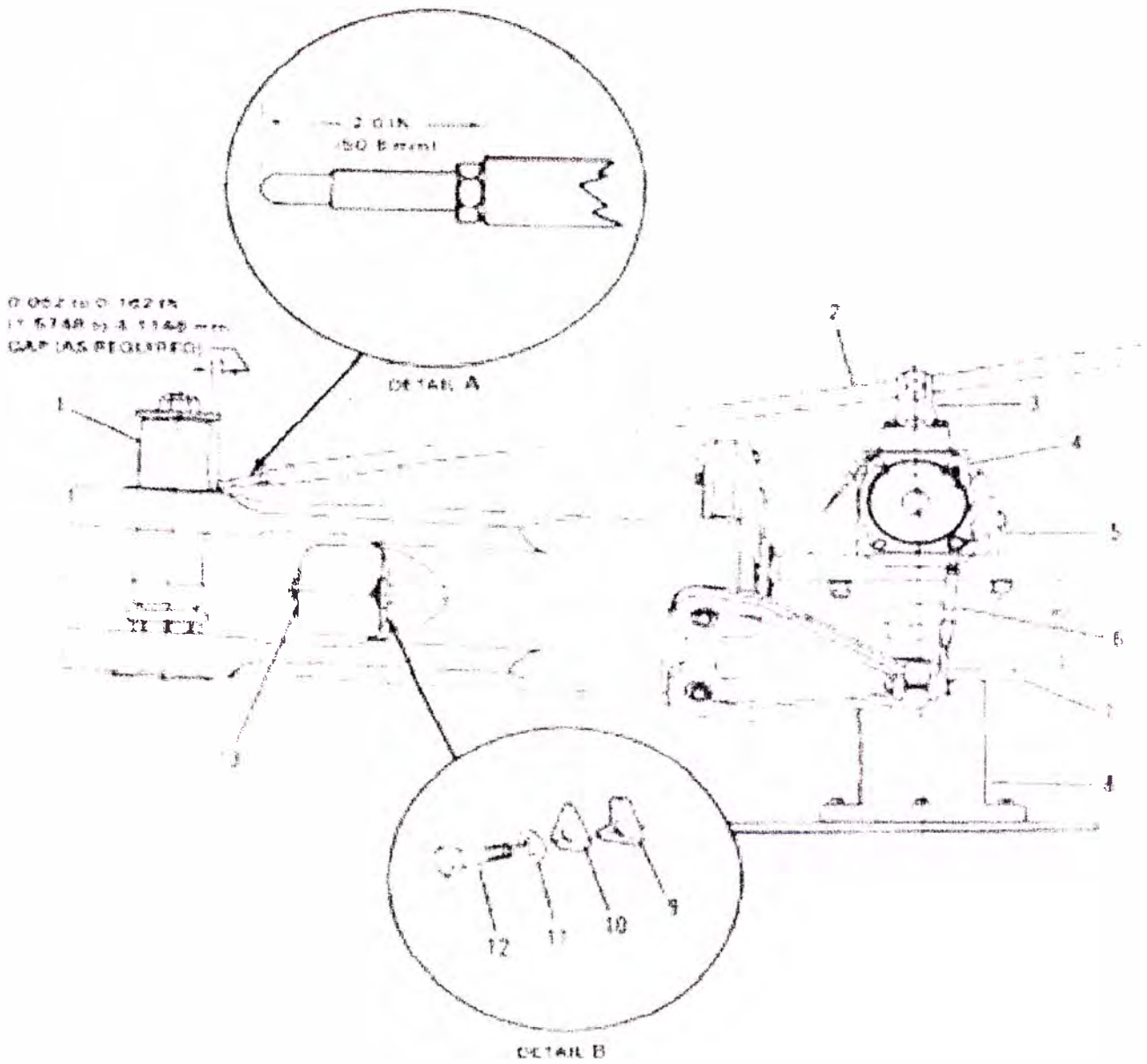
Si la dimensión de 0.062 pulg. no hubiera podido conseguirse por algún atascamiento que ocurra en la horquilla, una de luz de hasta 0.162 pulg. Es aceptable. Asegúrese que el espaciamiento sea el mismo en ambas horquillas dentro de 0.002 pulg.

Rotando el medidor (2) y plug (3) hacia la horquilla opuesta se realizó los mismos pasos que para el espaciamiento de la horquilla anterior, obteniendo una luz de 0.062 pulg.

Se instaló el seguro (9), la abrazadera (10), la arandela (11) y el perno (12) para asegurar la tuerca acorn (13) en cada horquilla. Se instaló el perno retenedor de la pala (1, fig.3.1), la arandela (21) y la tuerca (22) en cada terminal de la horquilla.

Se removió las herramientas especiales para el espaciamiento.

Después de la instalación de los pernos y el torque respectivo de aplicó compuesto preventivo de corrosión a toda la ferretería. (C-101).



- | | | | |
|---|-------------------------------|----|------------------------|
| 1 | Blade bolt | 8 | T101356 building bench |
| 2 | T101559 grip spacing base | 9 | Lock |
| 3 | T101559-3 plug | 10 | Clamp |
| 4 | Round bolt | 11 | Washer |
| 5 | T101865 flap stop | 12 | Bolt |
| 6 | T101402 grip positioning link | 13 | Nut |
| 7 | T101421 adapter plate | | |

Fig. 3.11 Espaciamiento de las Horquillas (Grip Spacing)

3.5 BALANCE ESTÁTICO DEL CUBO DE ROTOR PRINCIPAL.

El proceso de balance estático del cubo de rotor principal es de mucha importancia, toda vez que esto minimizará las vibraciones durante la operación del helicóptero y permitirá un ajuste mínimo del balance dinámico.

Materiales requeridos:

C-304 Solvente

C-405 Alambre de frenar.

Arandelas de balance AN960-6

Pesas de plomo

Herramientas:

Soporte de cubo de rotor principal T101356

Varillas de posición T101402

Topes de flapeo T101865

Set de balance estático T101458

Protractor

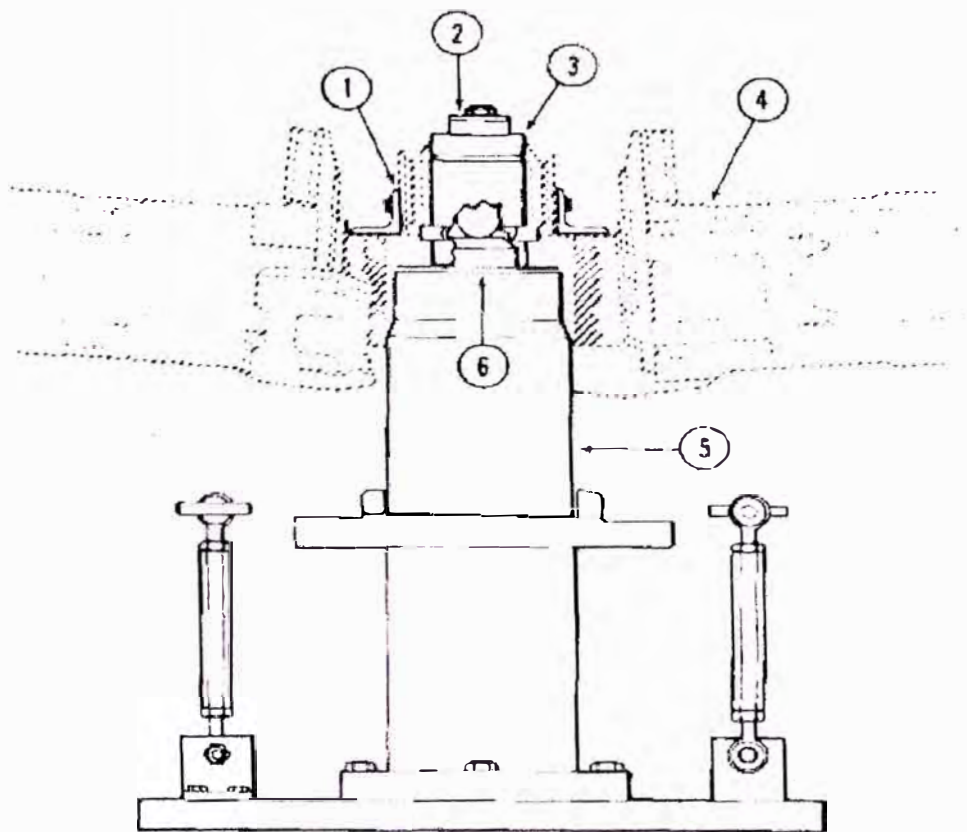
Torquímetro

Los procedimientos de balance son para herramientas de balance de helicópteros Bell.

- a. Se instaló las varillas de posición de las horquillas T101402 (1, fig. 15A) en cada lado del cubo.

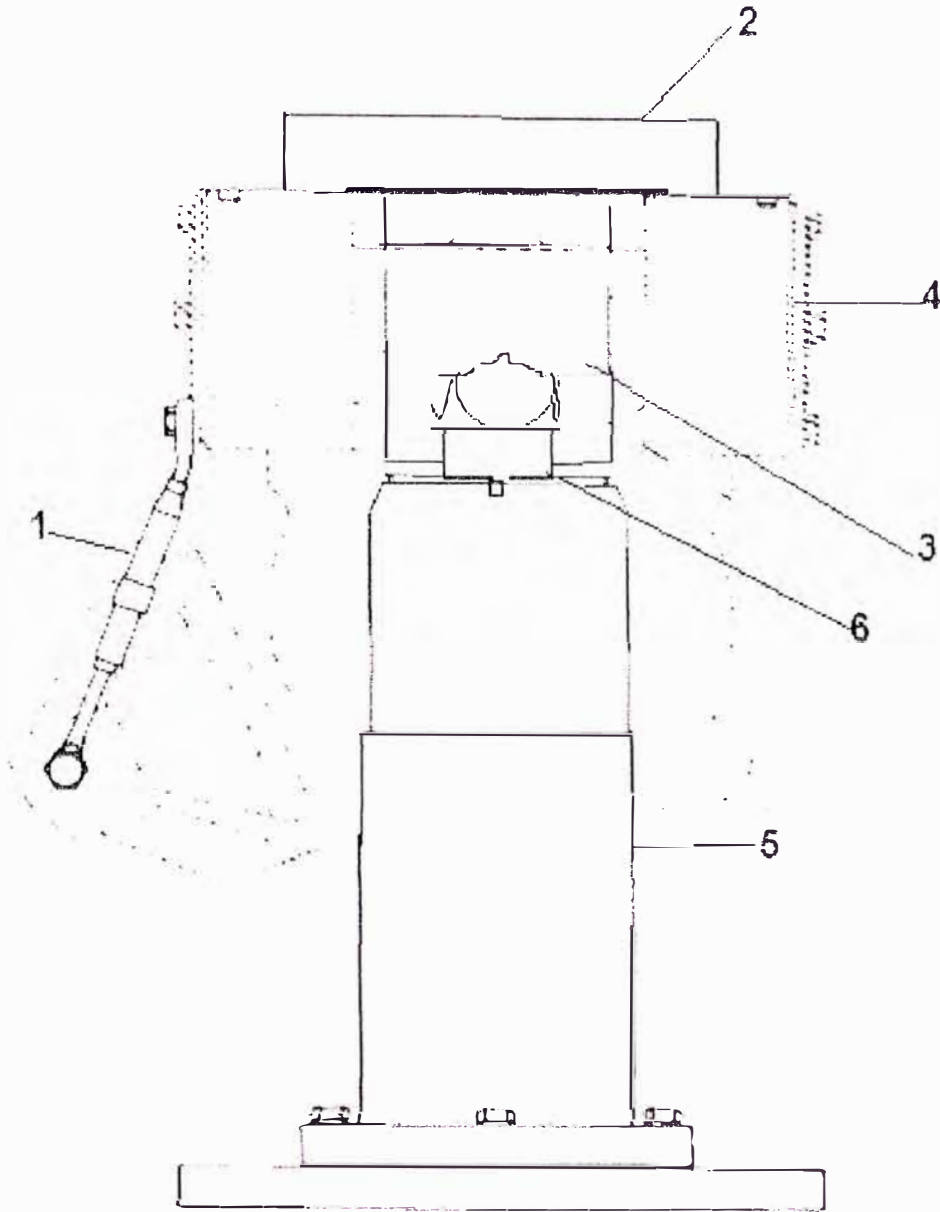
- b. Se instaló los topes de flapeo T101865 (1, Fig. 3.12) en cada lado del trunnion.
- c. Se posicionó el set de balance T101458 sobre el soporte T101356 con el stud del plug de balance (6 fig. 3.12) en la parte superior del soporte.
- d. Posicionando los brazos de arrastre en una posición simétrica angular (igual ángulo relativo hacia las horquillas medidas del perno de retención de la pala hacia el orificio para el perno en el brazo de arrastre), se instaló el cubo sobre el soporte con la herramienta de balance instalada.
- e. Con el uso del protractor (2, fig. 3.12) se procedió a balancear el cubo a lo largo de la envergadura, colocando pesas de plomo en el perno de la pala blanca para obtener el balance; de igual manera se balanceó a lo largo de la cuerda instalando las arandelas de balance AN960-6 requeridas en el perno de balance de la almohadilla, aplicando el torque requerido.
- f. Se procedió al pintado del cubo e internamiento en el Almacén General para stock.

Todos los procedimientos de mantenimiento se anotaron en los formatos 2408-13-2 indicado en el Apéndice 6, así como en los record históricos.



- | | |
|--|---------------------------|
| 1. T101865 Flap Stop | 4. Hub Assembly |
| 2. Level, Bull's-Eye (810550) | 5. T101356 Build-Up Bench |
| 3. T101458-3 Socket and T101458-7 Spacer | 6. T101458-5 Plug |

Fig. 3.12 Balance estático del cubo



- 1. T101402 Link
- 2. Protractor
- 3. Socket and spacer
- 4. Hub

- 5. Soporte
- 6. Plug

Fig. 3.13 Balance estático del cubo

CAPITULO IV

ANALISIS ECONOMICO

Para realizar el análisis económico producto de la realización del cambio de bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas del cubo de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II, se tuvo en cuenta el costo de dicho trabajo de mantenimiento realizado en el extranjero y el costo realizado en la ciudad de Pucallpa con personal de la Dirección de Aviación Policial; asimismo, utilizamos las herramientas financieras del VALOR ACTUAL NETO (VAN) y TASA INTERNA DE RETORNO (TIR) para determinar la rentabilidad de la implementación del taller para la realización del trabajo en mención.

4.1 COSTOS DE REPARACION EN EL EXTRANJERO.

- Traslado de un contenedor conteniendo un cubo de rotor principal de helicóptero UH-1H-II a la ciudad de Lima y viceversa \$ 300.00
- Envío de un cubo de rotor principal al extranjero ida y vuelta. \$ 2,200.00

- Cambio de Bandas Tensión Torsión e
inspección de 1200 horas \$ 17,000.00
- Reemplazo de bearing \$ 1,300.00
- Reemplazo de espaciador \$1,000.00

COSTO TOTAL DE REPARACION DEL CUBO

EN EL EXTRANJERO \$21,800.00

TIEMPO PROMEDIO DE DEMORA

DOS MESES

**4.2 COSTOS DE REPARACION EN LOS TALLERES DE LA BASE
AEREA DE PUCALLPA.**

Para la realización del cambio de bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas se necesitó lo siguiente:

HERRAMIENTAS:

Un soporte de cubo de rotor principal (T101356). DISPONIBLE

Dos varillas de posición de los grip (T101402). DISPONIBLE.

Dos topes de flapeo (T101865). DISPONIBLE.

Un equipo para inspección de ultrasonido de las horquillas.
DISPONIBLE.

Un ambiente adecuado para realizar los trabajos
DISPONIBLE.

Un protractor. DISPONIBLE.

Un torquímetro de 30 a 120 lb-pie. DISPONIBLE

Un set de galgas (feeler gage). DISPONIBLE.

Un conjunto de balance estático del rotor principal (T101458).
REQUIERE ADQUISICION.

Una herramienta para espaciamento de las horquillas
(T101559). REQUIERE ADQUISICION.

PERSONAL

Cuatro mecánicos con especialización en el Curso reparador
de tren de potencia de helicópteros UH-1H-II. DISPONIBLE.

Un mecánico inspector con experiencia en overhaul de cubo de
rotor principal del helicóptero UH-1H-II. DISPONIBLE.

Un supervisor con experiencia en overhaul de cubo de rotor
principal del helicóptero UH-1H-II. DISPONIBLE.

COSTO DE LOS EQUIPOS Y HERRAMIENTAS PARA LA IMPLEMENTACION DEL TALLER DE REPARACION DEL CUBO DE ROTOR PRINCIPAL.

INVERSION	COSTO
CURSO REPARADOR DE TREN DE POTENCIA (04 personas)	\$40,000.00
HERRAMIENTA PARA ESPACIAMIENTO	\$1,250.00
HERRAMIENTA PARA BALANCE ESTATICO	\$1,750.00
TOTAL	\$43,000.00

Costos de los repuestos:

1.	STRAP	204-310-101-101	2	\$13,500.00
2.	PACKING	M83248/1-237	4	\$ 40.00
3.	PACKING	M83248/1-240	2	\$ 20.00
4.	SHIM	120-008C58E29	2	\$ 30.00
5.	NUT	MS21042L08	2	\$ 10.00
6.	WASHER	AN960-8	2	\$ 10.00
7.	SCREW	AN503-8-12	2	\$ 10.00
8.	BOLT	20-057-6-31D	2	\$ 20.00
9.	WASHER	NAS1149F0632P	4	\$ 10.00

10.	NUT	MS14144L6	2	\$	10.00
11.	PIN COTTER	MS24665-302	2	\$	5.00
12.	SEAL KIT	S32979-341G99	2	\$	30.00
13.	PACKING	M83248/1-238	2	\$	10.00
14.	WASHER	AN960JD816L	8	\$	10.00
15.	ADHESIVE	AC-240	1	\$	40.00
16.	ADHESIVE	HYSOL 934	1	\$	50.00
17.	SOLVENT	MEK	1	\$	20.00
18.	CPC	MIL-C-16173 GR1	1	\$	10.00
19.	CPC	MIL-C-16173 GR2	1	\$	10.00
20.	SOLVENT	PD680	1	\$	10.00
21.	SCOTCH BRYTE		5	\$	5.00
22.	BEARING	205-001-356-002	1	\$	1,200.00
23.	ESPACIADOR	205-302-345-010	1	\$	800.00

Costo total repuestos \$ 15,860.00

Costos de Mano de obra:

1.	Dos mecánicos	\$	270.00
2.	Un inspector	\$	100.00
3.	Un supervisor	\$	100.00

Costo total mano de obra: \$ 470.00

Servicio de Terceros

1. Prueba no destructiva por partículas magnéticas a los pines retenedores de las bandas de tensión torsión (SEMAN-FAP)

Costo total servicio de terceros: \$ 600.00

COSTO TOTAL DE REPARACION DEL CUBO

EN LOS TALLERES DE PUCALLPA \$ 16,930.00

TIEMPO PROMEDIO DE DEMORA : 20 DIAS

(El retraso es por la prueba no destructiva de los pines retenedores de las palas que se realiza en el SEMAN de la Fuerza Aérea)

EN RESUMEN:

COSTOS DE REPARACION EN EL EXTRANJERO:

DESCRIPCION	COSTO
TRASLADO DE PUCALLPA A LIMA Y VICEVERSA	\$300.00
TRASLADO DE LIMA AL EXTRANJERO (USA) Y VICEVERSA	\$2,200.00
INSPECCION DE 1200 HRS. Y CAMBIO DE BANDAS DE TENSION TORSION	\$17,000.00
CAMBIO DE RODAJE	\$1,300.00
CAMBIO DE ESPACIADOR	\$1,000.00
TOTAL	\$ 21,800.00

COSTOS DE REPARACION EN LOS TALLERES DE PUCALLPA

DESCRIPCION	COSTO
REPUESTOS	\$15,860.00
MANO DE OBRA	\$470.00
SERVICIO DE TERCEROS	\$600.00
TOTAL	\$16,930.00

De los cuadros anteriores se desprende que el ahorro realizado es de acuerdo al siguiente cuadro:

DESCRIPCION	COSTO
REPARACION EN EL EXTRANJERO	\$21,800.00
REPARACION EN LOS TALLERES DE PUCALLPA	\$16,930.00
TOTAL AHORRO	\$ 4,870.00

Por lo tanto, de lo antes expuesto el ahorro total que se genera por el reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas del cubo de rotor principal realizado por personal de la Aviación Policial fue de: \$ 4870.00.

Teniendo en cuenta que al año se realiza aproximadamente OCHO (08) cambios de bandas de tensión torsión e inspección de 1200 Horas, se tendría un ahorro de \$ 38,960.00 como beneficio neto nominal.

4.3 CALCULOS DEL VALOR ACTUAL NETO (VAN) y la TASA INTERNA DE RETORNO (TIR)

La evaluación financiera de inversiones permite comparar los beneficios que genera esta, asociado a los fondos que provienen de los préstamos y su respectiva corriente anual de desembolsos de gastos de amortización e intereses. Los métodos de evaluación financiera están caracterizados por determinar las alternativas factibles u optimas de inversión utilizando entre otros los siguientes indicadores VAN (Valor Actual Neto y TIR (Tasa Interna de Retorno).

Utilizando las herramientas financieras del VALOR ACTUAL NETO (VAN) y la TASA INTERNA DE RETORNO (TIR) para evaluar la rentabilidad de la realización del reemplazo de las bandas de tensión torsión del cubo de rotor principal y la inspección de 1200 horas en la Base aérea Pucallpa, con la siguiente información:

Inversión inicial	\$ 43,000.00
Inversión anual para instrucción de 02 mecánicos	\$ 20,000.00

Tasa de descuento	:	7 %
Ahorro anual	:	\$ 38,960.00
Periodo de evaluación	:	05 años

4.3.1 Valor Actual Neto (VAN)

El VAN mide la rentabilidad del proyecto en valores monetarios deducida la inversión. Actualiza a una determinada tasa de descuento “ i ” los flujos futuros. Este indicador permite seleccionar la mejor alternativa de inversión entre grupos de alternativas mutuamente excluyentes.

El VAN mide la rentabilidad del proyecto en valores

$$\text{VAN} = \text{VP} - \text{Inversión (I)}$$

VP: Valor presente ó Beneficio neto actual (BNA)

$$\text{VAN} = \frac{1}{(1+i)^1} + \frac{1}{(1+i)^2} + \frac{1}{(1+i)^3} + \frac{1}{(1+i)^4} + \frac{1}{(1+i)^5} - I$$

Donde:

i : Tasa de descuento

La tasa de descuento (i) se considera el 7 %, teniendo en consideración que la labor que realiza la Dirección de Aviación Policial es sin fines de lucro; asimismo, el periodo considerado es de cinco (05) años.

El beneficio neto nominal es de \$ 38,760.00 anual.

Asimismo, se tiene previsto enviar dos personas cada año a EE.UU para su capacitación en el Curso de Reparador de Tren de Potencia que es de 10 semanas, con un costo de \$ 10,000.00 cada uno, haciendo un total de \$ 20,000.00 al año.

Utilizando Microsoft Excel para encontrar el valor actual neto, se obtuvo:

DESCRIPCION	CANTIDAD
INVERSION INICIAL	-\$43,000.00
AHORRO AÑO 1	\$38,760.00
INVERSION AÑO 1	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 2	\$38,760.00
INVERSION AÑO 2	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 3	\$38,760.00
INVERSION AÑO 3	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 4	\$38,760.00
INVERSION AÑO 4	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 5	\$38,760.00
INVERSION AÑO 5	-\$20,000.00
VALOR ACTUAL NETO (VAN)	\$27,905.90

4.3.2. Tasa Interna de Retorno (TIR)

La TIR mide la rentabilidad como un porcentaje calculado sobre los saldos no recuperados en cada periodo. Muestra el porcentaje de rentabilidad promedio por periodo, definida como aquella tasa que hace el VAN igual a cero. La tasa interna de retorno TIR, complementa casi siempre la información proporcionada por el VAN.

La Tasa Interna de Retorno (TIR) es la tasa de descuento de un proyecto de inversión que nos permite que el valor presente (VP ó BNA) sea igual a la inversión (VAN = 0).

VP = INVERSION.

$$\frac{1}{(1-i)^1} + \frac{1}{(1-i)^2} + \frac{1}{(1-i)^3} + \frac{1}{(1-i)^4} + \frac{1}{(1-i)^5} = I$$

$$I = \$ 43,000.00$$

De la misma manera, utilizando Microsoft Excel para encontrar la Tasa Interna de Retorno, se obtuvo:

DESCRIPCION	CANTIDAD
INVERSION INICIAL	-\$43,000.00
AHORRO AÑO 1	\$38,760.00
INVERSION AÑO 1	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 2	\$38,760.00
INVERSION AÑO 2	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 3	\$38,760.00
INVERSION AÑO 3	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 4	\$38,760.00
INVERSION AÑO 4	-\$20,000.00
AHORRO AÑO 5	\$38,760.00
INVERSION AÑO 5	-\$20,000.00
TASA INTERNA DE RETORNO (TIR)	27.36%

Como se observa, de los indicadores financieros TIR y VAN, la implementación del taller para la realización de la inspección de 1200 horas y cambio de las bandas de tensión torsión del cubo de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II es muy rentable, adicional a la proyección en capacitación en el extranjero del personal de mecánicos aeronáuticos en los próximos cinco (05) años y el ahorro de tiempo promedio de recuperación de operatividad del cubo que es de aproximadamente 1 mes y 10 días.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

El reemplazo de las bandas de tensión torsión e inspección de 1200 horas de los cubos de rotor principal de los helicópteros UH-1H-II realizada por el personal de mecánicos de la Aviación Policial es muy importante porque permite el desarrollo profesional de cada uno de los que participan en este tipo de trabajo de mantenimiento, así como aumentar su experiencia en el mantenimiento aeronáutico.

El trabajo mencionado realizado en el país implica un ahorro significativo tanto en los trabajos de mantenimiento, así como en el transporte del componente materia de este informe.

El hecho de realizar el reemplazo de las bandas de tensión torsión en el país implica un ahorro de tiempo considerable, lo que permite tener este componente (cubo) cuando alguna aeronave lo necesita oportunamente.

El ahorro en los costos de reparación es de un valor importante, lo que nos permite utilizarlo en la adquisición de otro tipo de repuestos que requieran las aeronaves.

Es recomendable que la mayoría de los mecánicos tengan la oportunidad de participar en este tipo de reparación mayor, pasa así

aumentar la experiencia y capacitación profesional de cada uno de ellos.

La capacitación del personal en la realización de pruebas no destructivas por partículas magnéticas sería de mucha importancia toda vez que existen una gran cantidad de componentes en el helicóptero que requieren este tipo de pruebas, hecho que permitiría un ahorro de tiempo en la culminación de los trabajos de mantenimiento.

APENDICE

1. Procedimiento de inspección no destructiva (Nondestructive inspection procedure)
2. Boletín de Servicio de Alerta 212-94-92
3. Boletín de Servicio de Alerta UH-1H-II-02-04
4. Boletín de Servicio de Alerta UH-1H-II-02-05
5. Formato de Histórico de la Banda de Tensión Torsión (TT Strap) Fabricante.
6. Formato 2408-23-2 Registros de Mantenimiento
7. Formato de Registro de remoción, overhaul o reparación del componente.
8. Guía de remisión de pines de retención de las bandas de tensión torsión luego de inspección no destructiva.
9. Fotografías del proceso de reemplazo de las bandas de tensión torsión.

NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE**TASK: ULTRASONIC INSPECTION OF 204-011-121 MAIN ROTOR GRIP.****PART NUMBERS: 204-011-121****REFERENCES:****1.0 AREA OF INSPECTION**

- 1.1 The inside surface of the blade bolt hole bore at the end of the Grip.

2.0 PERSONNEL

- 2.1 Individuals performing this inspection shall be qualified and certified UT level II or III per ATA Specification 105 or level I special with the approved BHT training and examination.

3.0 EQUIPMENT

- 3.1 Krautkramer USN-52, or equivalent piece of ultrasonic testing equipment.
3.2 A 10.0MHz ¼" transducer, with plastic wedges to create a 23 degree longitudinal wave in aluminum.
3.3 BHTI supplied reference standard UT-010-057.

4.0 CALIBRATION

- 4.1 Longitudinal Wave Inspection (23 degree in Al)
- 4.1.1 Initial setup of the flaw detector shall be as shown in table 1.
- 4.1.2 Position the transducer with the 23 degree wedge on the reference standard as shown in Figure 1, and direct the sound beam toward the side drilled hole number 1 (SDH).
- 4.1.3 Manipulate the transducer slightly to obtain a maximum response from the (SDH). Increase the dB's of gain to achieve a 80% screen amplitude signal (ref. Figure 2a).
- 4.1.4 Slide the transducer to the left and aim the sound beam toward the lower left corner Of the standard. The signal should appear as shown in figure 2b.
- 4.1.5 Slide the transducer so that both reflectors are displayed on the screen. Manipulate the transducer so that the amplitude from both signals (SDH and the corner) is displayed equally. Increase the gain as shown in figure 2c.
- 4.1.6 Verify the ALARM GATE is located as shown in figure 2a – 2c.

5.0 PRE INSPECTION

- 5.1 Be sure that the inspection surface is clean and free of loose debris, so as not to interfere with the inspection.

PREPARED BY	NDT LABORATORY	PRODUCT ASSURANCE	DESIGN ENGINEERING	
E Hohman	T G Marshall			

NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE**6.0 INSPECTION**

6.1 Perform multiple pass inspections of each grip lug using the setups described in section 4.1 and 4.2 and as described in Figure 4. A relevant signal response should appear as shown in figure 3.

NOTE 1: Only inspect in the areas described in Figure 4 of this procedure. Scanning outside the boundaries shown may result in false/non-relevant signal response.

NOTE 2: The surface condition of the grip in the area of inspection should be relatively smooth. A scotch-brite pad may be used to remove rough or raised contamination areas when necessary.

NOTE 3: The transducer will not sit solidly on the grip surface due to the curvature of the grip tangs. It is important to keep the exit point (as marked on the transducer wedge) against the surface of the grip tang in order to maximize detection capability.

7.0 EVALUATION

7.1 Scan the grip surfaces as shown in Figure 4 for indications that move across the base line and increase in amplitude.

7.2 If an indication is observed manipulate the transducer in order to maximize the amplitude of the signal.

8.0 ACCEPT/REJECT CRITERIA

8.1 Any indication considered relevant by the person doing the inspection shall be cause for rejection.

9.0 RECORDS

9.1 Records of all aircraft inspected and grip serial numbers shall be kept, and any grips with indications shall be recorded in the maintenance log book.

INITIAL SETUP

Delay.....1.000 inch	Gate Start.....3.00 inch
Range.....5.0 inch	Gate Length.....1.20 inch
Velocity:	Gate Threshold.....40%
Long. = 2.40 in sec x 10 ⁵	
Dampening..... 50 Ohm	
Rep-Rate.....Low	
Frequency.....10.0 MHz	
Reject.....10%	
Rectifier.....Full Wave	

TABLE 1

NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE

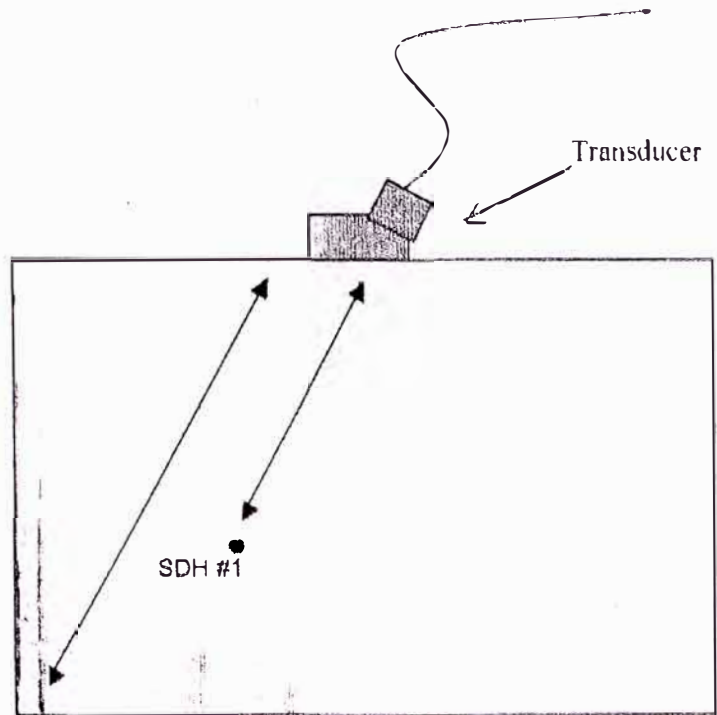
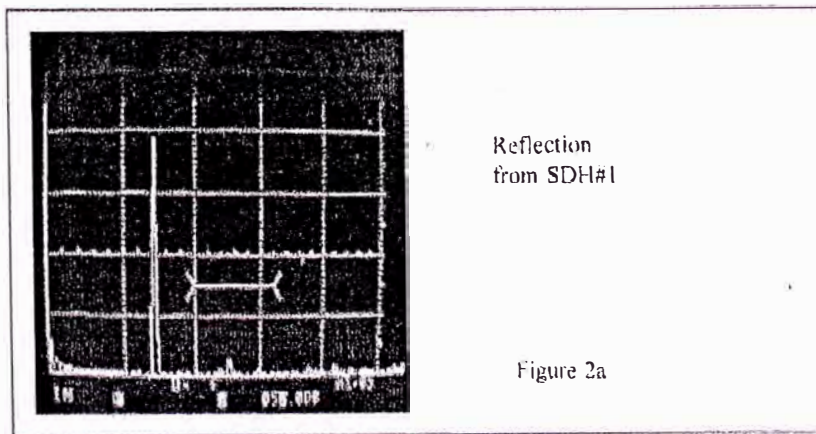
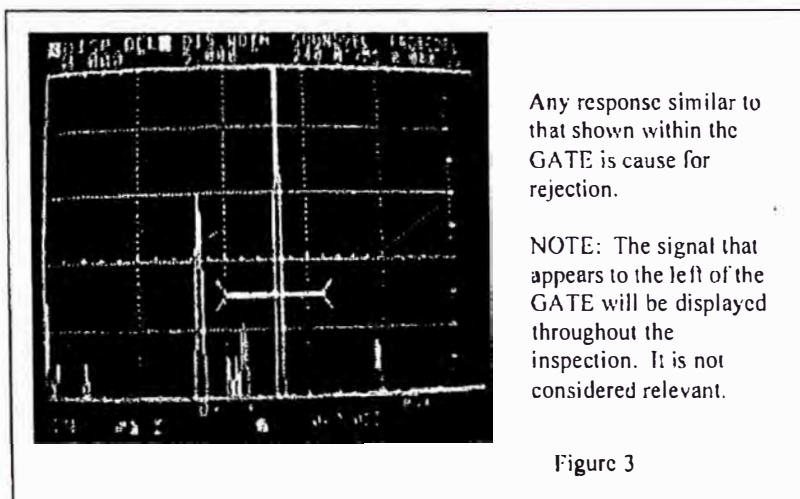
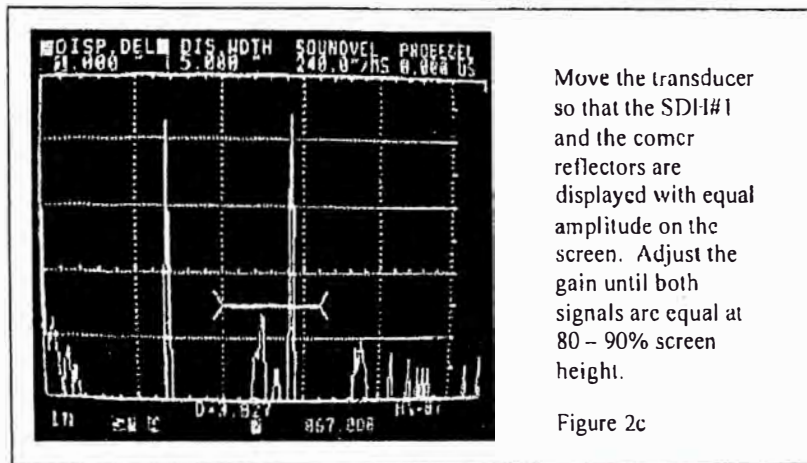
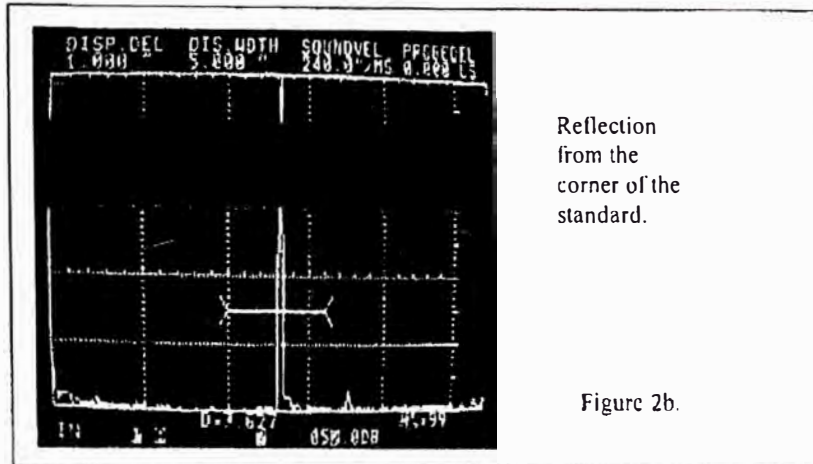


Figure 1



NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE



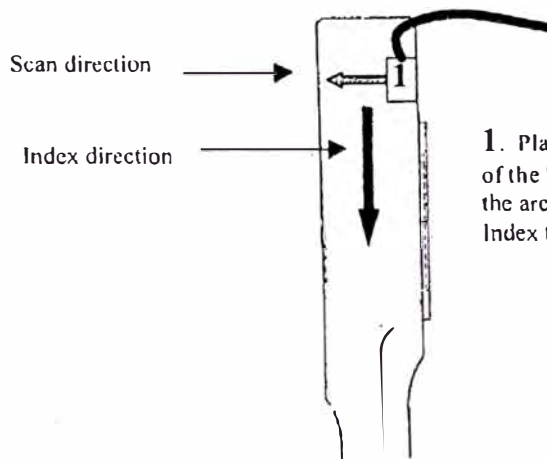
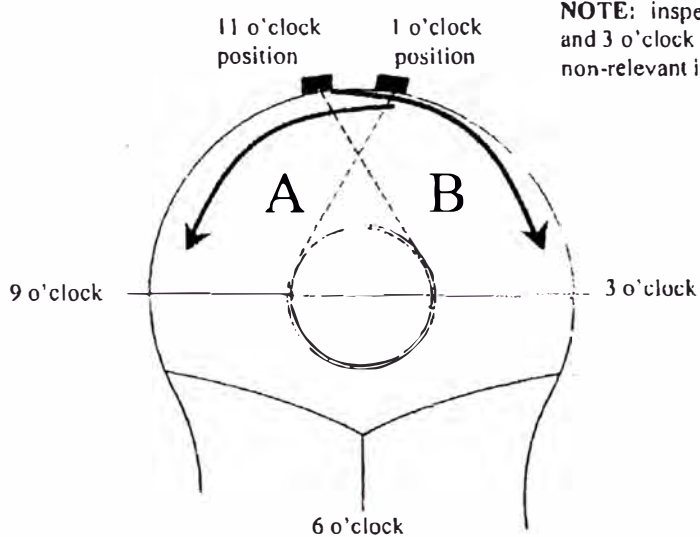
NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE

Area "A" - Place the transducer in the 1 o'clock position at the edge opposite the blade and inspect toward the 9 o'clock position. Index the transducer as described below. This inspection coverage will be the same for each technique described in the SIDE VIEW below.

Area "B" - The same as described for area "A" except inspect from the 11 o'clock position toward the 3 o'clock position.

NOTE: inspecting beyond the 9 o'clock and 3 o'clock positions may produce non-relevant indications.

FRONT VIEW
(Upper surface as installed)



1. Place transducer parallel with the edge of the lug and scan side to side inspecting the areas as shown in "A" and "B" above. Index transducer in the direction shown every 1/2".

Figure 4

ALERT SERVICE BULLETIN

NO. 212-94-92

Bell Helicopter **TEXTRON**

DATE 10-14-94

A Subsidiary of Textron Inc.

PAGE NO. 1 of 4

DATE 3-13-95
REV. "A"

Post Office Box 482 • Fort Worth, Texas 76101

MODEL AFFECTED: 212

SUBJECT: INTRODUCTION OF NEW SCHEDULED INSPECTION, OVERHAUL AND CONDITIONAL INSPECTION REQUIREMENTS; MAIN ROTOR GRIP PART NUMBER 204-011-121-009, -121 AND PART NUMBER GRIPS WITH MODIFIED SUFFIX CHARACTERS

HELICOPTERS AFFECTED: All Model 212 Helicopters

COMPLIANCE: PART A: 1. For helicopters on Part A Inspection Program, add grip inspection requirement to the 25 Hour Special Inspection and add grip barrel inspection requirement (applicable to 204-011-121-009 grip only) to the Daily Inspection.

2. For helicopters on Part B Inspection Schedule, add additional grip inspection requirements to 25 Hour/15 Day Inspection and add grip barrel inspection requirement (applicable to 204-011-121-009 only) to the Daily Special Inspection.

PART B: Add grip inspection to the 1200 Hours or 24 Months Special Inspection (to be accomplished in conjunction with Tension-Torsion Strap replacement).

PART C: Main Rotor Hub Assembly Overhaul, add additional grip inspection requirements.

PART D: Conditional Inspection - After Sudden Stoppage - Power On or Off, add requirement to scrap grip if blade has been damaged beyond repair.

If grip historical records indicate a sudden stoppage incident in the past, and attached blade was damaged beyond repair, contact Product Support for further action.

DESCRIPTION:

Bell Helicopter has evaluated a number of Model 212 main rotor grips for reported lower grip tang failures and cracks in the grip barrel

AN APPROPRIATE ENTRY SHOULD BE MADE IN THE AIRCRAFT LOG BOOK UPON ACCOMPLISHMENT
IF OWNERSHIP OF AIRCRAFT HAS CHANGED PLEASE FORWARD TO NEW OWNER

7861 55102 REV. 1278

A recent fracture was discovered as a result of increased vibration felt during flight. Detailed inspection of the main rotor grip revealed that the lower tang of the grip had fractured from the blade bolt bushing to the leading and trailing edge of the tang.

No material discrepancies or abnormalities were found that would have contributed to the failure. Evaluation of other prior failures were attributed to mechanical and corrosion problems. It is important to note that the Model 212 helicopter fleet has accumulated approximately six (6) million flight hours to date.

With the Model 212 main rotor grip being on-condition, there are numerous main rotor grips to date operating with high time flight hours (13000 plus hours). Because the Model 212 grip is on-condition both the Maintenance Manual and CR&O are being revised to provide more information to inspect the main rotor grip.

Bell Helicopter would like to advise operators whether a component has a mandatory overhaul or retirement life assigned, the component is part of an assembly that has mandatory overhaul/inspection requirements. Therefore, a historical record must be maintained of the component's overhaul, inspections, modifications and NDT inspections.

This Alert Service Bulletin is being issued to introduce both, MM and CR & O revised sections to stress the importance of inspecting main rotor grip lower and upper tang areas and grip barrel leading and trailing edge.

FAA APPROVAL:

The Engineering Design aspects of this bulletin are FAA/DER approved.

MANPOWER:

Manhours are based on "hands-on-time". Elapsed time to accomplish the required maintenance task may vary due to manpower and facilities available to the operator.

Approximately .05 manhours will be required to accomplish Part A. .25 manhours for Part B, .25 manhours for Part C, and no additional manhours are required for Part D.

MATERIAL:

None required.

SPECIAL TOOLS:

None required

REFERENCES:

BHT-212-MM Volume 1, Chapter 5
BHT-212-CR&O Volume 3, Chapter 62
Information Letter 212-86-12

PUBLICATIONS AFFECTED:

BHT-212-MM Volume 1, Chapter 5
BHT-212-CR&O Volume 3, Chapter 62

ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS:

PART A:

Add enclosed revised Part A, 25 Hour Special Inspection and Daily Inspection to Maintenance Manual Volume 1, Chapter 5. Add enclosed revised Part B 25 hour/15 Day Inspection and Daily Special Inspection to Maintenance Manual Volume 1, Chapter 5. Revision summary: close visual inspection of the grip tangs and grip barrels exposed surfaces has been added.

"A"

PART B:

Add enclosed revised 1200 Hours of Component Operation or 24 months, whichever occurs first, Special Inspection, to Maintenance Manual Volume 1, Chapter 5. Revision summary: detailed visual inspection of the grip tangs and grip barrels, buffer pads (if installed) and blade bolt bushings have been added. **Note:** -121 grip will have buffer pads, the -009 may have buffer pads added by BHTI during overhaul or corrosion repair.

"A"

PART C:

Add enclosed revised Normal Inspection and Repair requirements to CR&O Manual Volume 3, Chapter 62, Paragraph 62-21 and 62-22. Revision summary: Florescent Penetrant inspection per BHT-ALL-SPM is called out for normal grip inspection, grip minimum and maximum dimensions are revised in Figure 62-19 wear limit chart, check of the gap between flange of blade bolt bushing and surface of grip is added, inspection of buffer pad for delamination is added, instructions for replacement of buffer pads are added and instructions for blade bushing replacement are deleted. **Note:** Bushing replacement can only be accomplished at facilities approved by BHTI.

PART D:

Add enclosed revision Conditional Inspection - After Sudden Stoppage - Power on or Off to Maintenance Manual, Volume 1, Chapter 5. Revision summary: following has been added, when a main rotor blade is damaged beyond repair, the grip assembly in which the main rotor blade was installed shall be considered unserviceable and nonreparable and must be scrapped.

"A"

Note: Accomplishment of this bulletin is not required to be entered in the aircraft log book. Accomplishment should only be entered in the appropriate manual(s).

ALERT SERVICE BULLETIN

Bell Helicopter **TEXTRON**
A Subsidiary of Textron Inc.

NO. UH-1H-II-02-04

DATE May 03, 2002

PAGE 1 of 5

DATE Dec. 2, 2002

REV "A"

MODEL AFFECTED: UH-1H-II

SUBJECT: MAIN ROTOR GRIPS 204-011-121-009 AND -121,
ULTRASONIC INSPECTION OF.

HELICOPTERS AFFECTED: All Model UH-1H-II Helicopters

COMPLIANCE: No Later Than September 30, 2002.

DESCRIPTION:

Bell Helicopter has released Information Letters UH-1H-II-02-12, UH-1H-II-02-13 AND UH-1H-II-02-14 describing in detail the pending requirement for a repetitive ultrasonic inspection of the lower main rotor grip tang on the model UH-1H-II.

All 204-011-121-009 grips with 4000 or more hours time in service (TIS) will require a repetitive Ultrasonic Inspection every 400 hours or 1600 start/stop cycles whichever comes first. A

All 204-011-121-121 grips with 500 hours or more TIS will require a repetitive Ultrasonic Inspection every 150 hours or 600 start/stop cycles whichever comes first.

Two methods of inspection are available for operators. The first and preferred method is for the grips to be inspected by a qualified ultrasonic NDT level II or III individual in accordance with the attached procedure. Alternately operators may have their qualified aircraft maintenance technicians attend an Ultrasonic Level I Special Inspection course being offered by Bell Helicopter worldwide on a limited basis. Operators may also send one Ultrasonic NDT qualified Level II or III individual to the course and then this individual would then be qualified to train operators maintenance technicians at their convenience and base of operation.

Operators are encourage to refer to the Information Letters for an in depth description of the history, inspection and training requirements for this bulletin. Operators should also reference Alert Service Bulletin (ASB) 212-94-92 for 25 hour visual inspection clarification. A

7851 55192 REV 1196

AN APPROPRIATE ENTRY SHOULD BE MADE IN THE AIRCRAFT LOG BOOK UPON ACCOMPLISHMENT
IF OWNERSHIP OF AIRCRAFT HAS CHANGED PLEASE FORWARD TO NEW OWNER

ALERT SERVICE BULLETIN

Bell Helicopter **TEXTRON**
A Subsidiary of Textron Inc.

NO. UH-1H-II-02-05
DATE June 20, 2002
PAGE 1 of 3

DATE	09-06-02
REV	"A"

MODEL AFFECTED: UH-1H-II

SUBJECT: 1200 HOUR SPECIAL INSPECTION
REQUIREMENTS FOR MAIN ROTOR HUB PINS
P/N 204-012-104-003/-005.

HELICOPTERS AFFECTED: All Model UH-1H-II Helicopters

COMPLIANCE: An interim 1200-hour NDT inspection is to be accomplished on pins P/N 204-012-104-003/-005. This inspection should coincide with the next strap change or the next scheduled main rotor hub overhaul.

DESCRIPTION:
Examinations of various Bell Helicopter publications has revealed a requirement to clarify Main Rotor Hub Strap Pins P/N 204-012-104-003/-005 inspection requirements. Main Rotor Strap Pins are to be NDT inspected at 1200 hours total time in service and retired at 2400 hours.

APPROVAL:
The engineering design aspects of this bulletin is Bell Helicopter approved.

MANPOWER:
Approximately 1 man-hour is required to complete this NDT inspection when it is accomplished at the main rotor strap change or at the main rotor hub schedule overhaul. Man-hours are based on hands-on time, and may vary with personnel and facilities available.

7651 55192 REV 1:06

AN APPROPRIATE ENTRY SHOULD BE MADE IN THE AIRCRAFT LOG BOOK UPON ACCOMPLISHMENT
IF OWNERSHIP OF AIRCRAFT HAS CHANGED PLEASE FORWARD TO NEW OWNER

ALERT SERVICE BULLETIN

REVISION NOTICE

Bell Helicopter **TEXTRON**

A Subsidiary of Textron Inc

DATE 9/6/2002

TO: All Owners/Operators of Bell UH-1H-II Helicopters

SUBJECT: REVISION "A" TO ALERT SERVICE BULLETIN UH-1H-II-02-05 1200
HOUR SPECIAL INSPECTION REQUIREMENTS FOR MAIN ROTOR
HUB PINS P/N 204-012-104-003/005.

Revision "A" to this bulletin adds additional Main Rotor Hub Pins which will also require inspection. Also an additional Caution statement has been incorporated and the Description statement has been modified to add additional information.

Form 1046 Rev. 11/98

AN APPROPRIATE ENTRY SHOULD BE MADE IN THE AIRCRAFT LOG BOOK UPON ACCOMPLISHMENT
IF OWNERSHIP OF AIRCRAFT HAS CHANGED PLEASE FORWARD TO NEW OWNER

NOMENCLATURE STRAP ASSY
 PART NUMBER 204-310-101-101
 SERIAL NUMBER _____
 PAGE 1 OF 1



NOTICE: WHEN RETURNING ANY LIMITED LIFE COMPONENT TO BHTC/BHTI FOR ANY REASON IT IS MANDATORY THAT A VALID HISTORICAL SERVICE RECORD ACCOMPANY THE COMPONENT

HISTORICAL SERVICE RECORD

INSTALLATION DATA							NEXT SCHEDULED	- REMOVAL DATA				
DATE	INSTALLED ON A/C NO.	BY (ACTIVITY)	INSTALLED AT	COMPONENT HOURS/RIN		COMP. HRS.	DATE	REMOVED AT	COMP HRS/RIN		REASON FOR REMOVAL	
				SINCE NEW	SINCE OH				SINCE NEW	SINCE OH		
			HRS COMP.	HRS COMP.	HRS				HRS			
			A/C HOURS	A/C RIN	A/C HOURS				A/C RIN			
				0.0	NEW							
				0.0	NEW							

Appendix 5

HISTORY OF INSPECTION, OVERHAUL, REPAIR AND APPLICATION OF TECHNICAL BULLETIN, SERVICE BULLETIN, AIRWORTHINESS DIRECTIVES, ECT.

COMPONENT TOTAL TIME / RIN	DESCRIPTION OF WORK ACCOMPLISHED	COMPLIED WITH BY SIGNATURE AFFIRMS WORK PERFORMED IN ACCORDANCE WITH APPLICABLE AIRWORTHINESS STANDARD		
		SIGNATURE	NO. CERT. NO	DATE

DATE:		PAGE: 1 de 3			
1. STATUS -	2. SERIAL NUMBER HUB s/n	3. SYSTEM CODE A	4. TIME 10:00		
	5. FAULT DATE 01 SEP 10	6. FAULT NUMBER 2			
7. FAULT 24 month M/R strap change					
UH-1H-II USE OF PREPRINTS DOES NOT REMOVE THE REQUIREMENT FOR USE OF MAINT. MANUALS					
8. STA	9. RELATED MAINTENANCE ACTIONS	10. ACTIONS	11. PID	12. CAT	13. MMH
X	Remove red grip grease fitting and acorn nut lock	Reinstalled and safetied	2L3887	-	0.3
X	Remove red acorn nut and packing	Reinstalled	2L3887	-	0.4
X	Remove red fitting lock	Reinstalled	WS3513	-	0.3
X	Remove red grip s/n <u>A-625</u>	Reinstall grip s/n <u>A-625</u>	2L3887	-	0.5
X	Remove red outboard pin s/n <u>DIFS 151</u>	Installed pin s/n <u>DIFS 151</u>	WS3513	-	0.3
X	Remove red outboard fitting s/n <u>A-160</u> and packing	Reinstall fitting s/n <u>A-160</u> with packing with lock grove aft.	2L3887	-	0.4
X	Remove white grip grease fitting and acorn nut lock	Reinstalled and safetied	2L3887	-	0.3
X	Remove white acorn nut and packing	Reinstalled	2L3887	-	0.4
X	Remove white fitting lock	Reinstalled	WS3513	-	0.3
X	Remove white grip s/n <u>A-62</u>	Reinstall white grip s/n <u>A-62</u>	2L3887 WS3513	-	0.5
X	Remove white outboard pin s/n <u>DIFS 148</u>	Installed pin s/n <u>DIFS 148</u>	2L3887	-	0.3
X	Remove white outboard fitting s/n <u>A-160</u> and packing	Reinstall fitting s/n <u>A-160</u> with packing with lock grove aft.	WS3513	-	0.4

DA FORM 2408-13-2

Apéndice 6

DATE:

PAGE: 2 de 3

8. STA	9. RELATED MAINTENANCE ACTIONS	10. ACTIONS	11. PID	12. CAT	13. MMH
X	Remove red static stop	Reinstall static stop, torqued to 90-120 in lb wrench s/n <u>DOS 15931</u> Cal date <u>DUE 09MAY210</u> and safetied	JL3887	-	0.4
X	Remove red inboard pin s/n <u>DIFS 148</u>	Reinstalled red inboard pin s/n <u>148</u>	JL3887	-	0.4
X	Remove red inboard fitting s/n <u>A-74</u> , radius ring and packing	Applied CPC Gr 2 to spindle, ring and fitting. Installed fitting s/n <u>A-74</u> ring and packing	WS3513	-	0.4
X	Remove red strap s/n <u>LPFS 216</u>	Installed red strap s/n <u>LPFS 258</u>	JL3887	-	0.3
X	Remove white static stop	Reinstall static stop, torqued to 90-120 in lb wrench s/n <u>DOS 15931</u> Cal date <u>DUE 09MAY210</u> and safetied	JL3887	-	0.3
X	Remove white inboard pin s/n <u>DIFS 149</u>	Installed white inboard pin s/n <u>DIFS 149</u>	JL3887 WS3513	-	0.3
X	Remove white inboard fitting s/n <u>A-74</u> , radius ring and packing	Applied CPC Gr 2 to spindle, ring and fitting. Installed fitting s/n <u>A-74</u> ring and packing	JL3887 WS3513	-	0.3
X	Remove white strap s/n <u>LPFS 21</u>	Installed white strap s/n <u>LPFS 25</u>	JL3887	-	0.3
↯	Adjust grip spacing as per BHT 212 CR+O	Adjusted grip spacing	JL3887	-	0.5
↯	C/W 25 hour grip inspection	Grip inspection C/W	JL3887 WS3513	-	0.5
↯	C/W 1200 hour grip inspection	Grip inspection C/W	JL3887 WS3513	-	0.5
↯	C/W ultrasound grip inspection -121 grip <u>SN A-625</u>	Grip inspection C/W	HC1937	-	0.9
↯	Lubricate M/R Hub	Lubricated M/R hub assy.	JL3887 WS3513	-	1.0

Make the following updates of the inspections in the 2408-16 and lubrication requirements in the 2408-13-1

	C/W 25 hour grip inspection	Grip inspection C/W	WS3517	-	0.5
	C/W 1200 hour grip inspection	Grip inspection C/W	313887	-	2.5
⊖	C/W ultrasound grip inspection -121 grip SA A-62	Grip inspection C/W	4C1937	-	0.9
-	Lubricate M/R Hub after 5 minute ground run				
-	Lubricate M/R Hub after first flight				
-	Lubricate M/R Hub after 10 hour of flight				



0650-SMN-2009
 MINISTERIO DE DEFENSA - CUARTEL GENERAL FAP
 AV. LAS PALMAS S/N LIMA 33 - PERU
 TELEFONO: (511) 4773839 - 4778178
 (511) 4770866

R.U.C. 20144364059

GUIA DE REMISION
 REMITENTE

003- N° 00369

FAA REP AIRSTATION SPUY 238K

FECHA DE EMISIÓN	10/09/2009	FECHA DE DEL TRAS	ICNO	LDCA
------------------	------------	-------------------	------	------

PUNTO DE PARTIDA SERVICIO DE MANTENIMIENTO FAP SEG CALIDAD FMD VIA NO: 0670-09	PUNTO DE LLEGADA
--	------------------

DESTINATARIO APELLIDO Y NOMBRE / RAZON SOCIAL: RUC: TIP O° DOCUMENTO IDENTIDAD:	DATOS DE LA UNIDAD DE TRANSPORTE / CONDUCTOR VEHICULO MARCA Y PLACA: CERTIFICADO DE INSCRIPCION: LICENCIA DE CONDUCIR:
---	--

ITEM	CANT.	UNIDAD MEDIDA		PESO	REFERENCIA	OBSERVACION
1	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-14964	
2	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-15121	
3	1	EA	FINB	204-012-104-005	DIFS14890	
4	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-14828	
5	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-14453	
6	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-14379	
7	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-14405	
8	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-14312	
9	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-12210	
10	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-12385	
11	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-12054	
12	1	EA	FIN	204-012-104-005	DIFS-12577	
13	1	EA	INNER RACE	204-040-190-101	A-FS8453	
14	1	EA	OUTER RACE	206-040-232-101	A-FS10347	

HELIP. AC. MODEL UH-1H-II
 SE ENTREGA DESPUES DE HABERLE EFECTUADO INSPECCION DE
 P.N.D. PARTICULAS MAGNETICAS
 FACT.008327

TRANSPORTISTA NOMBRE: RUC:	MOTIVO DEL TRASLADO 1.- VENTA 2.- ENTREGA TRABAJO TERMINADO 3.- COMPRA 4.- CONSIGNACION 5.- DEVOLUCION 6.- TRASLADO ENTRE ESTABLECIMIENTO DE LA MISMA EMPRESA 7.- TRASLADO DE BIENES PARA TRANSFORMACION 8.- RECOJO DE BIENES TRANSFORMADOS 9.- TRASLADO POR EMISOR ITINERANTE 10.- TRASLADO ZONA PRIMARIA 11.- IMPORTACION 12.- EXPORTACION 13.- OTROS (A) EXONERACION (B) DEMOSTRACION	COSTO MINIMO DEL TRASLADO
COMPROBANTE DE PAGO TIPO: N°:		

IMPRESIONES LEO GRAF S.R.L. RUC. N° 20512001794 SERIE 003 DEL 3501 AL 4500 AUT. 2273099014 FL. 03-08-2007

RECEPCION Y DESPACHO V° B° JEFATURA CHOFER GOBI CONFORME DESTINATARIO

NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE

TASK: ULTRASONIC INSPECTION OF 204-011-121 MAIN ROTOR GRIP.

PART NUMBERS: 204-011-121

REFERENCES:

1.0 AREA OF INSPECTION

1.1 The inside surface of the blade bolt hole bore at the end of the Grip

2.0 PERSONNEL

2.1 Individuals performing this inspection shall be qualified and certified UT level II or III per ATA Specification 105 or level I special with the approved BHT training and examination

3.0 EQUIPMENT

- 3.1 Krautkramer USN-52, or equivalent piece of ultrasonic testing equipment.
- 3.2 A 10.0MHz ¼" transducer, with plastic wedges to create a 23 degree longitudinal wave in aluminum.
- 3.3 BHTI supplied reference standard UT-010-057.

4.0 CALIBRATION

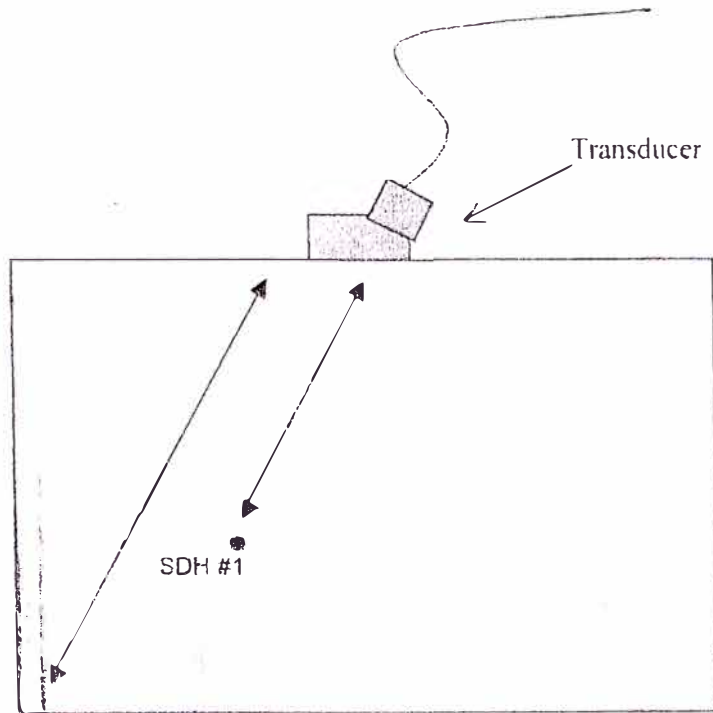
- 4.1 Longitudinal Wave Inspection (23 degree in Al)
 - 4.1.1 Initial setup of the flaw detector shall be as shown in table 1.
 - 4.1.2 Position the transducer with the 23 degree wedge on the reference standard as shown in Figure 1, and direct the sound beam toward the side drilled hole number 1 (SDH).
 - 4.1.3 Manipulate the transducer slightly to obtain a maximum response from the (SDH). Increase the dB's of gain to achieve a 80% screen amplitude signal (ref. Figure 2a).
 - 4.1.4 Slide the transducer to the left and aim the sound beam toward the lower left corner Of the standard. The signal should appear as shown in figure 2b.
 - 4.1.5 Slide the transducer so that both reflectors are displayed on the screen. Manipulate the transducer so that the amplitude from both signals (SDH and the corner) is displayed equally. Increase the gain as shown in figure 2c.
 - 4.1.6 Verify the ALARM GATE is located as shown in figure 2a – 2c.

5.0 PRE INSPECTION

5.1 Be sure that the inspection surface is clean and free of loose debris, so as not to interfere with the inspection.

PREPARED BY	NDT LABORATORY	PRODUCT ASSURANCE	DESIGN ENGINEERING	
E Hohman	T G Marshall			

NONDESTRUCTIVE INSPECTION PROCEDURE



Side drilled
hole and
corner
reflector
sound
paths.

Figure 1

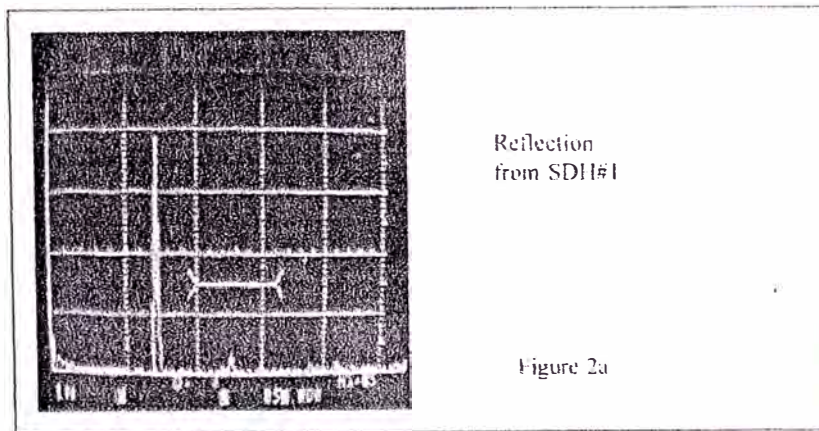
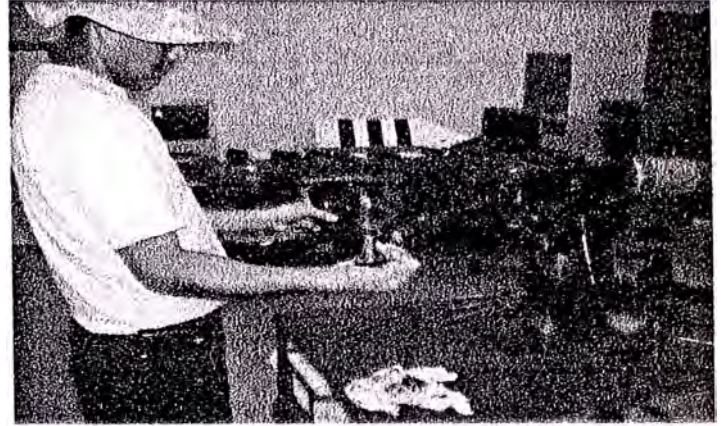
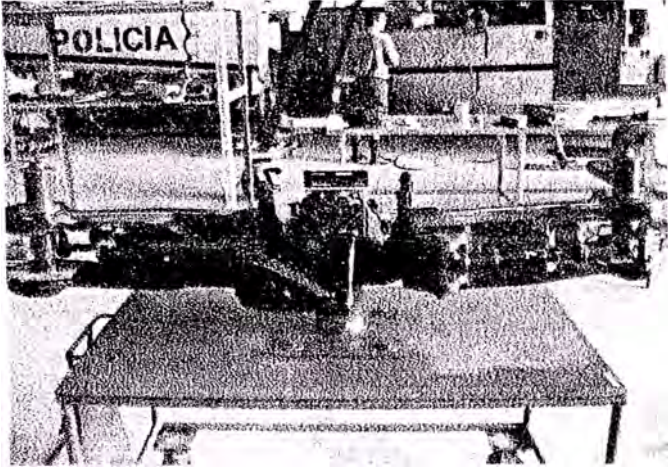


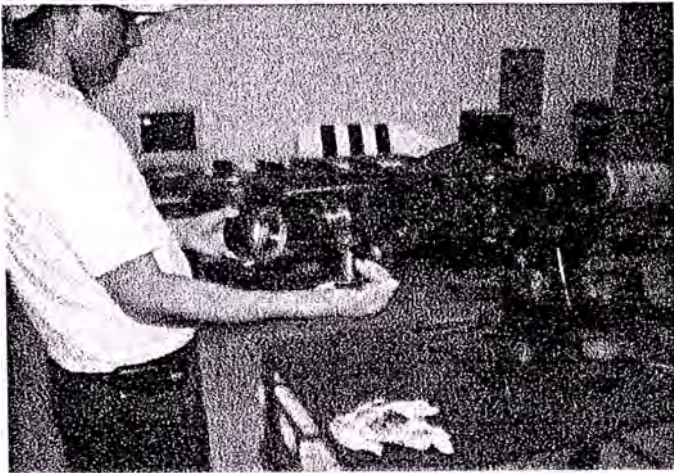
Figure 2a

FOTOS DEL PROCESO DE CAMBIO DE LAS BANDAS TENSION TORSION DESENSAMBLAJE

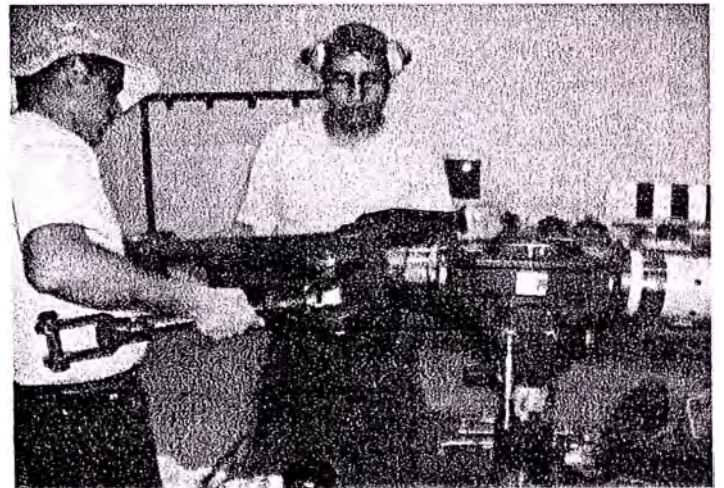
2



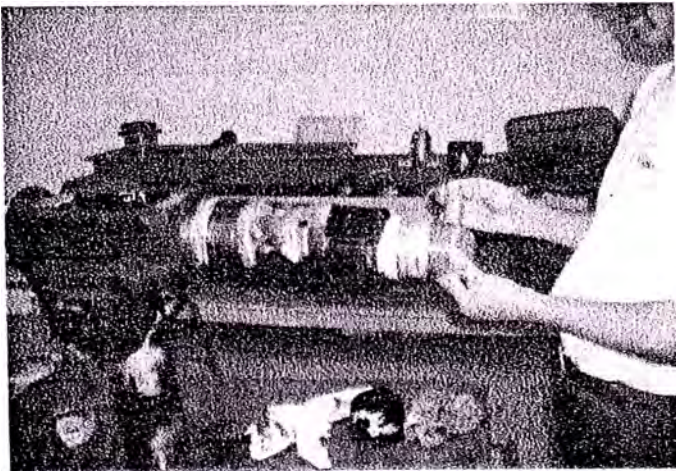
3



4



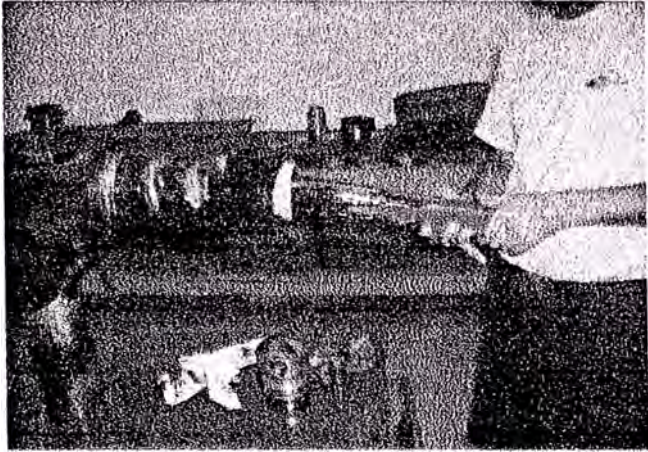
5



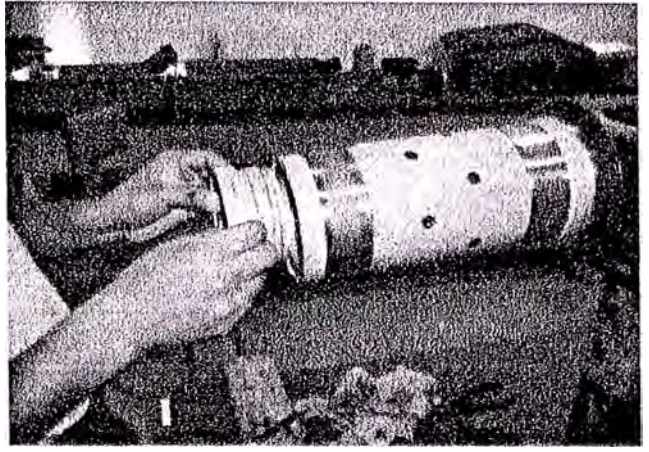
6



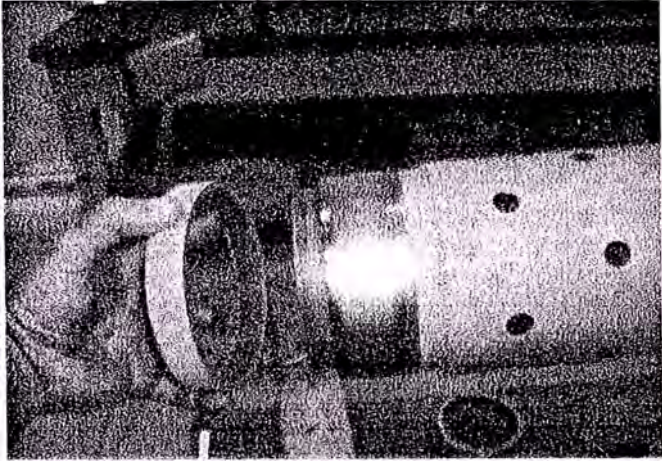
7



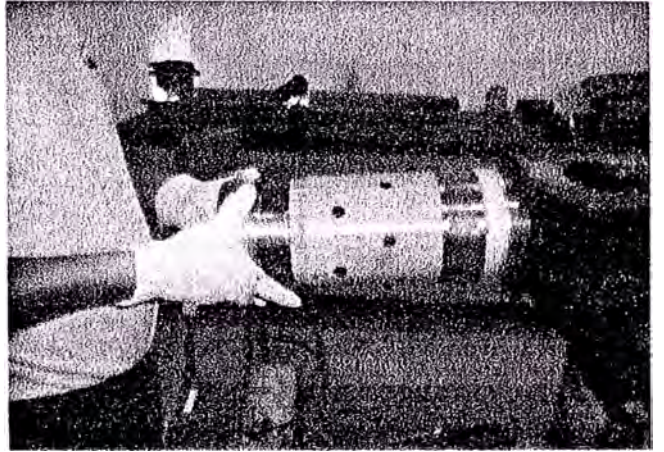
8



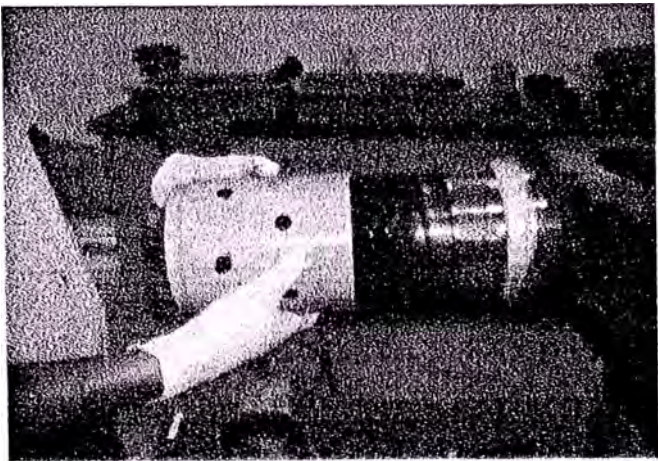
9



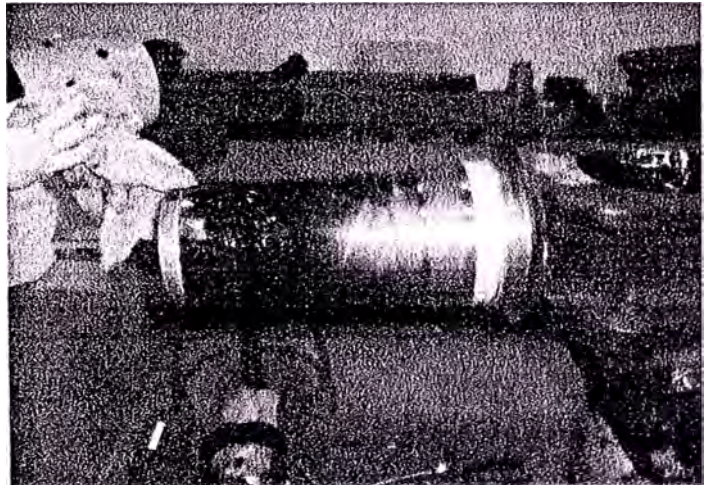
10



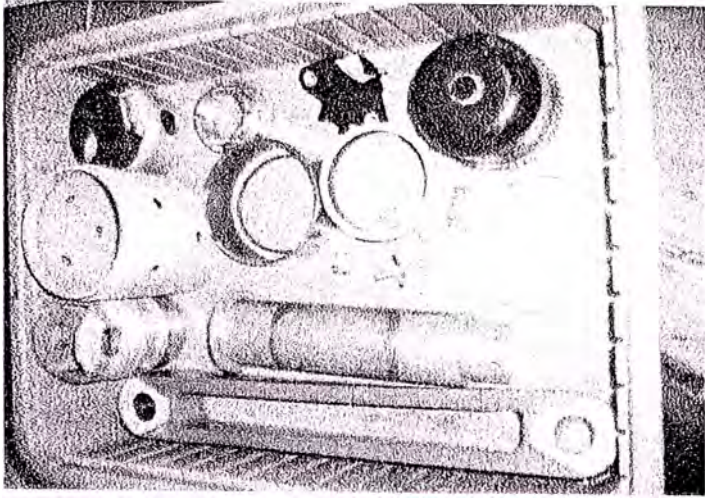
11



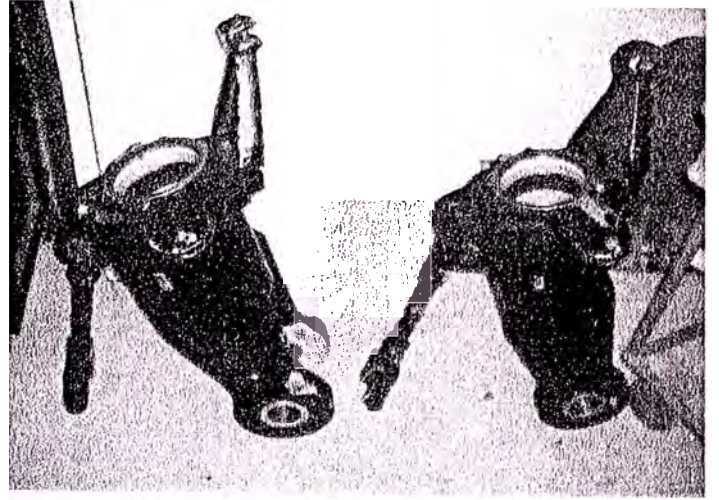
12



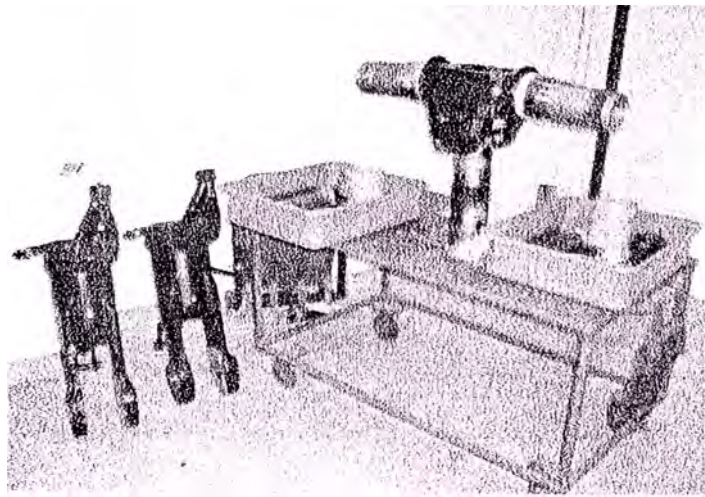
13



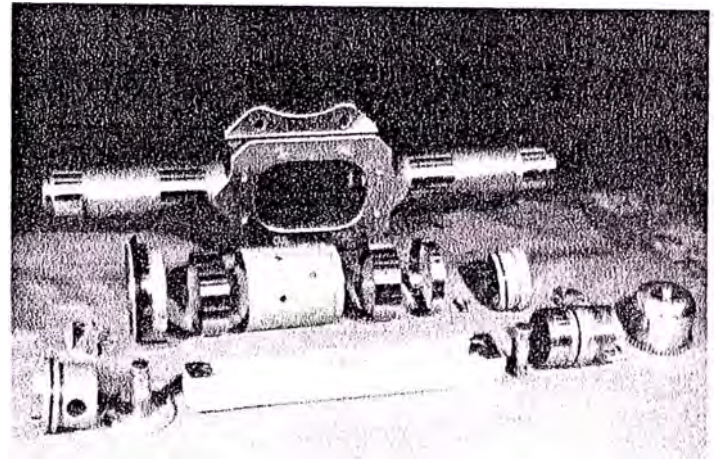
14



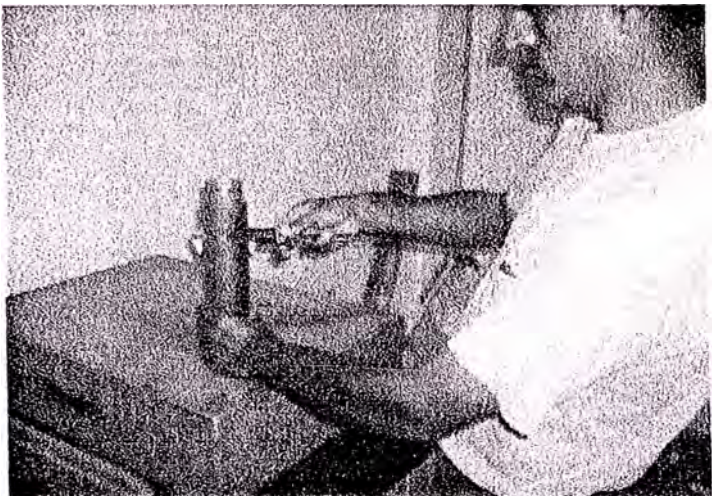
15



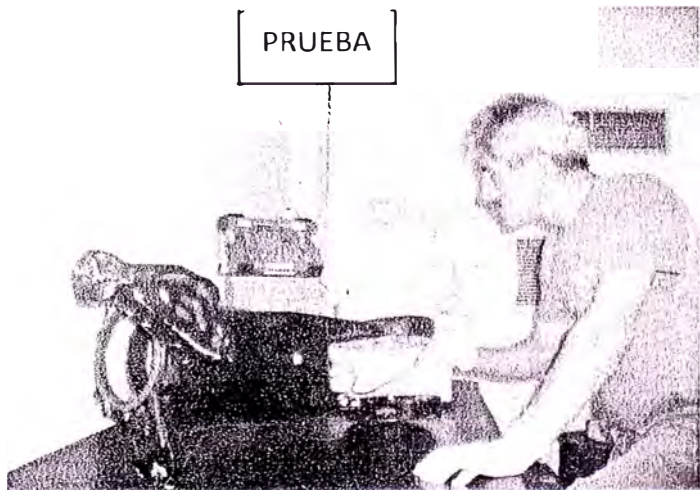
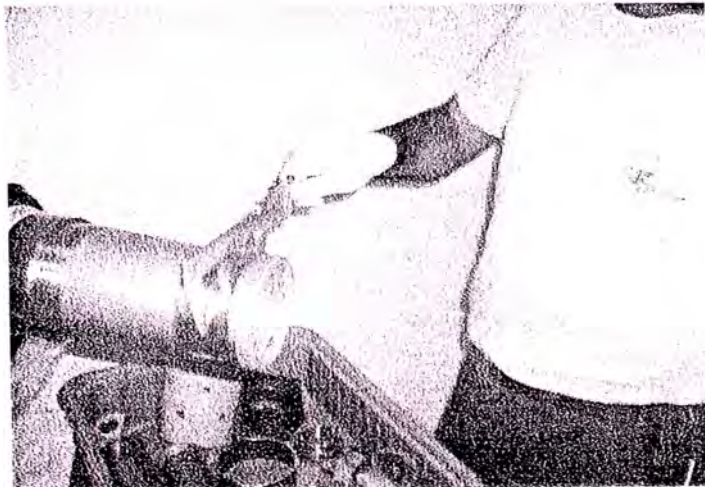
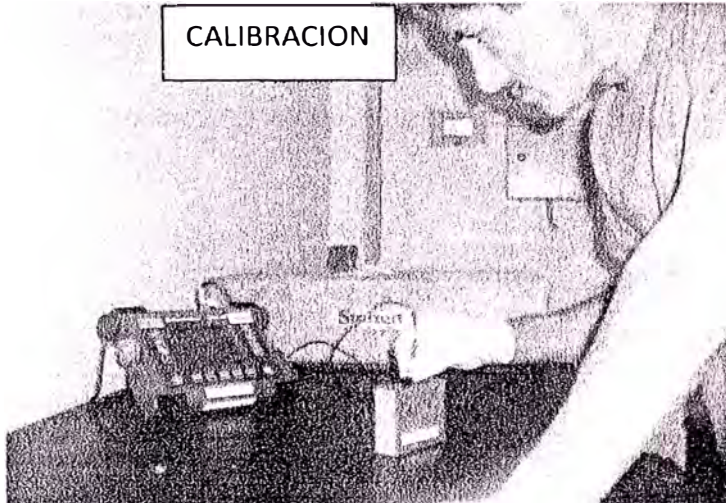
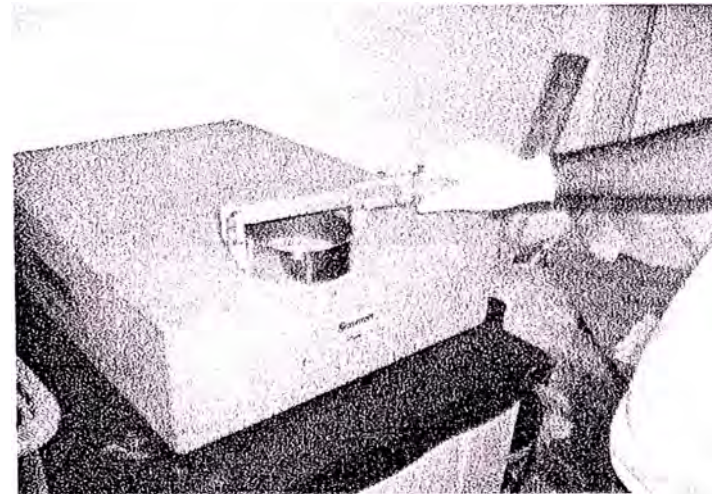
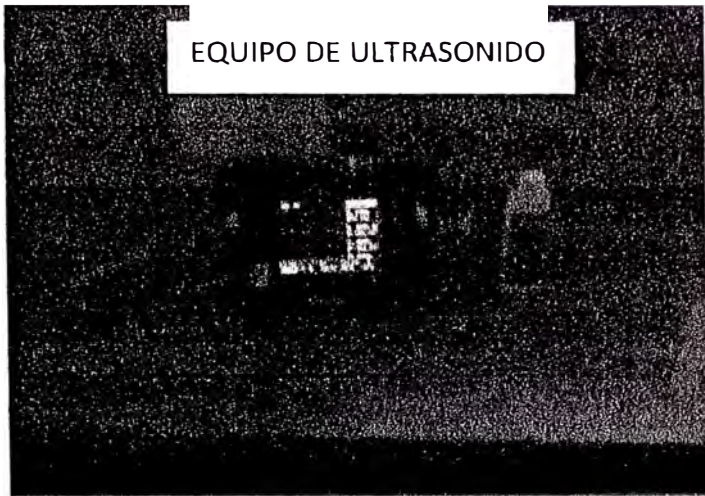
16



INSPECCION

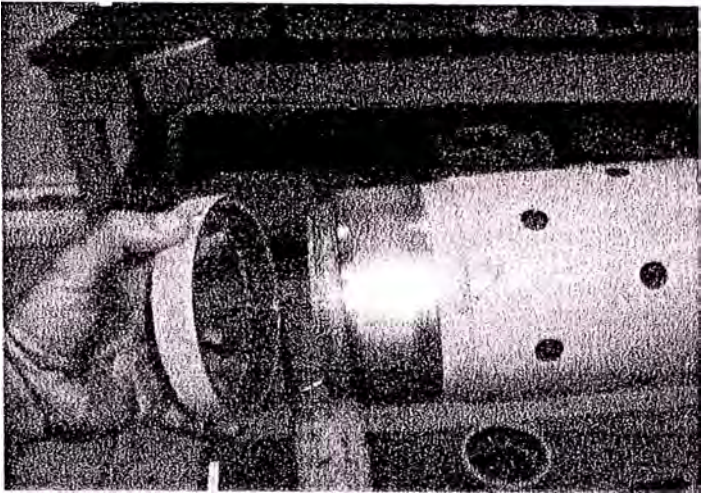
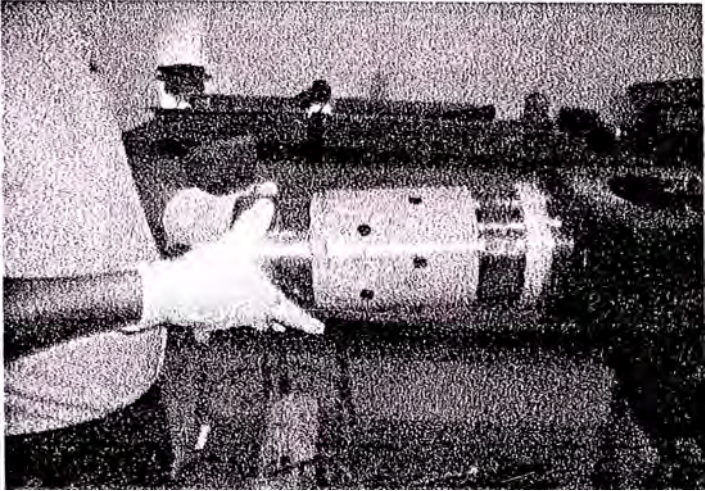


PND POR ULTRASONIDO

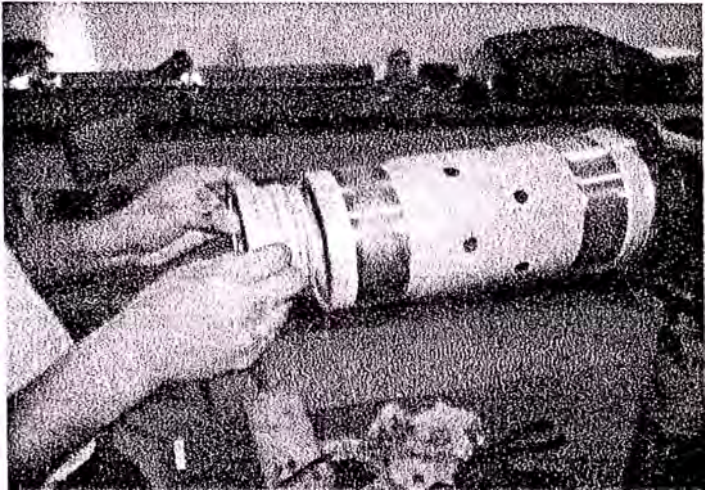


ENSAMBLAJE

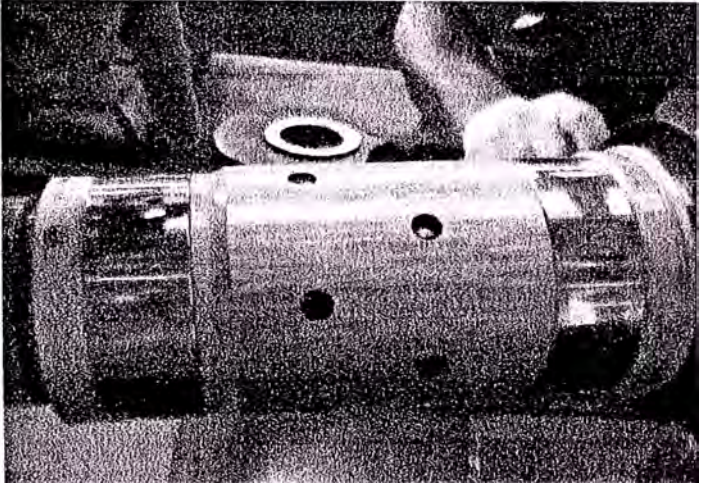
2



3



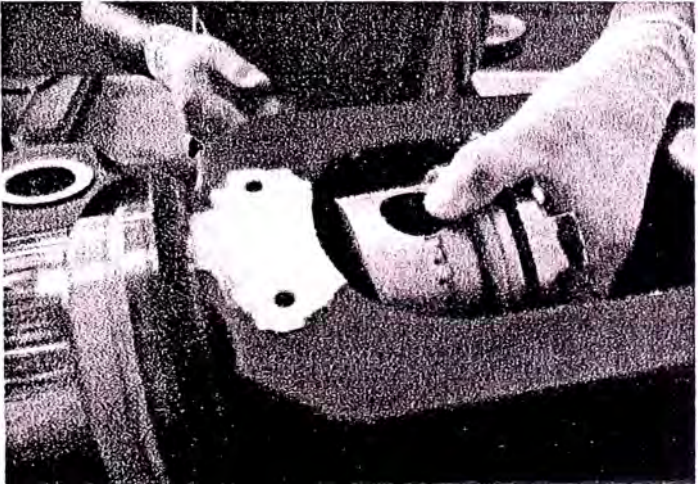
4



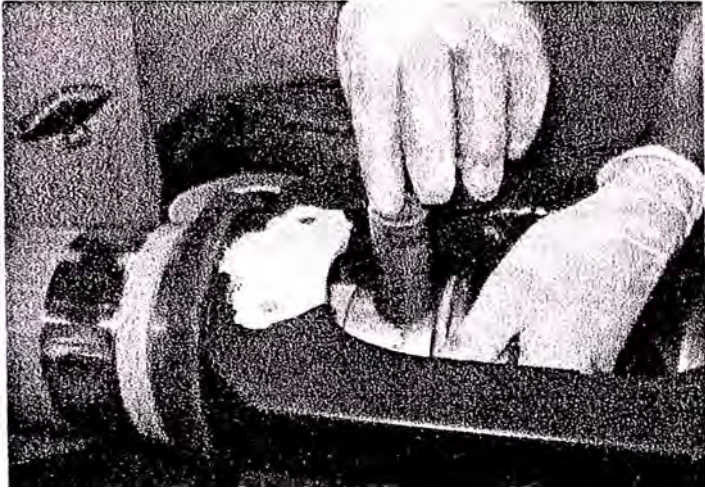
5



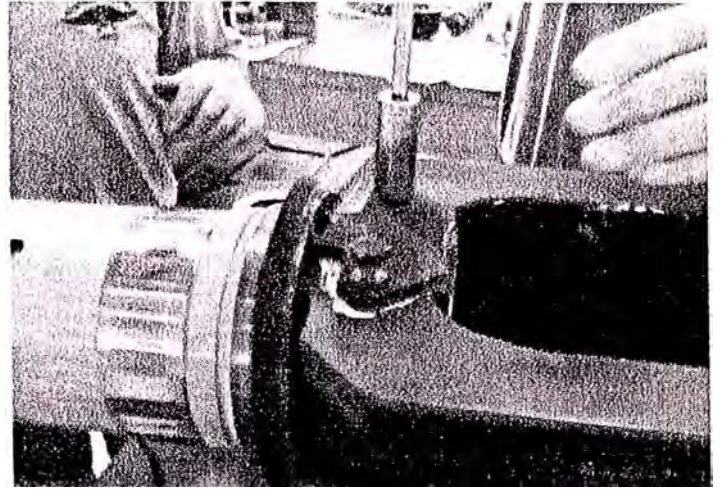
6



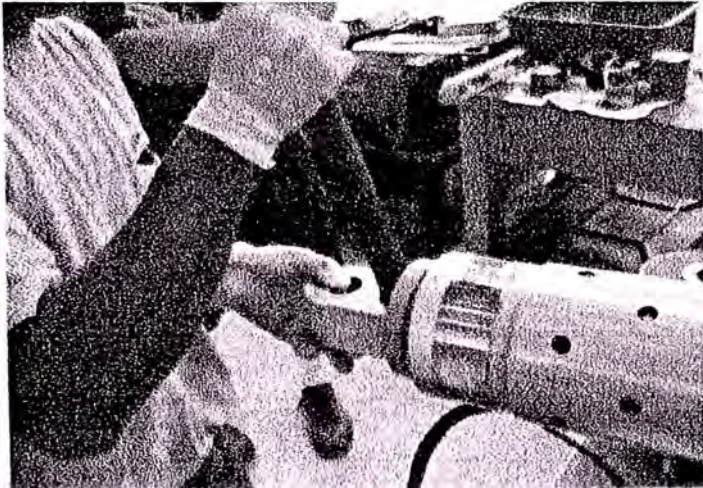
7



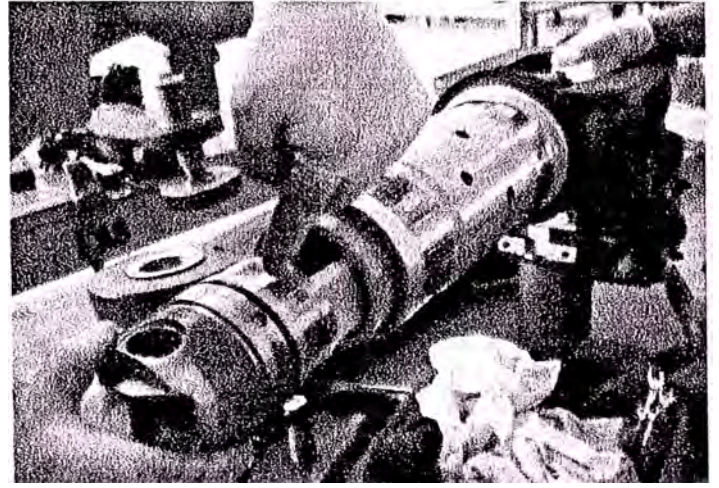
8



9



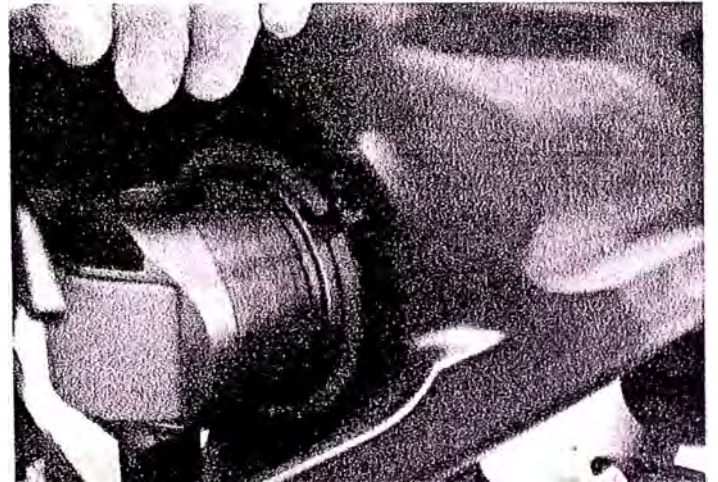
10



11



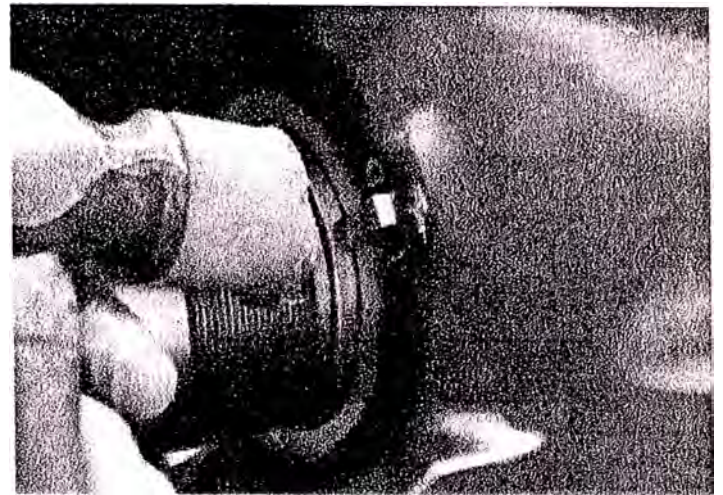
12



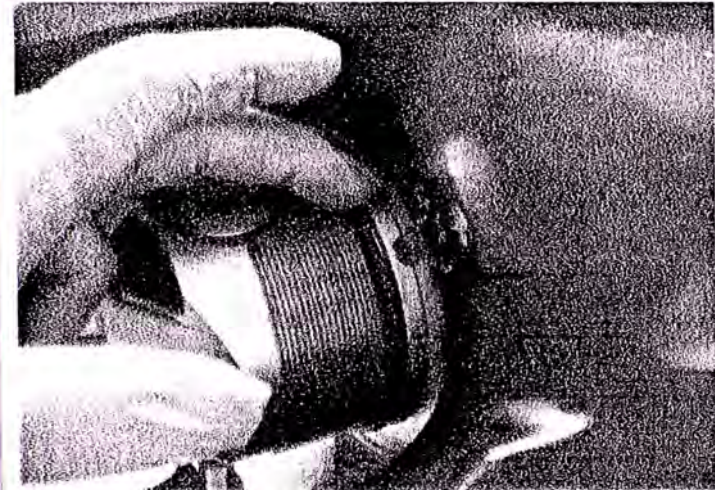
13



14



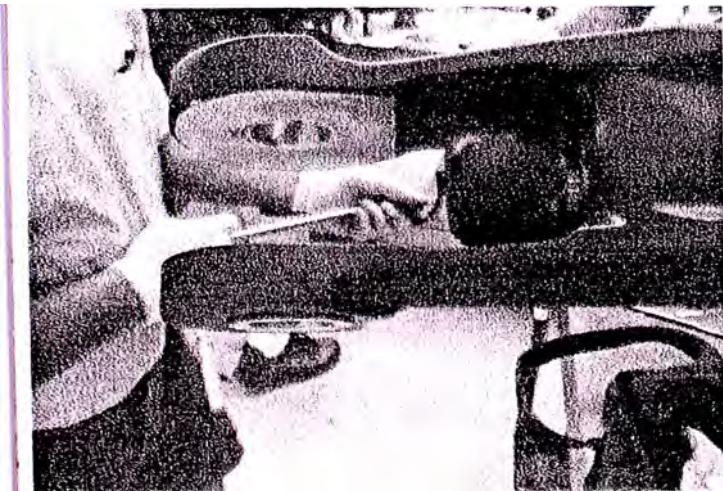
15



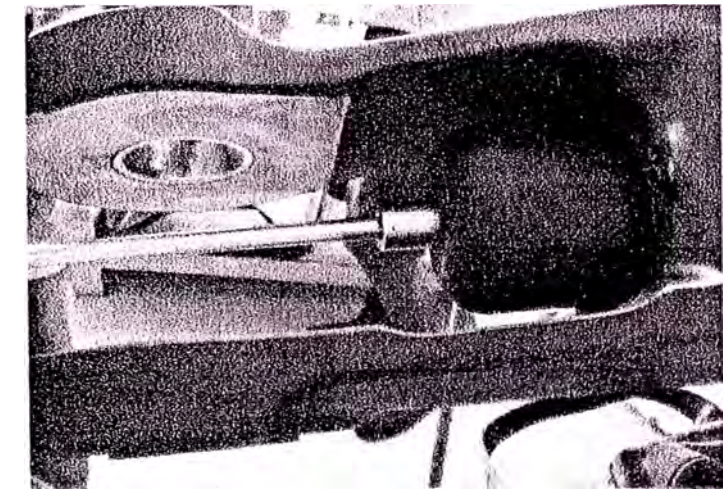
16



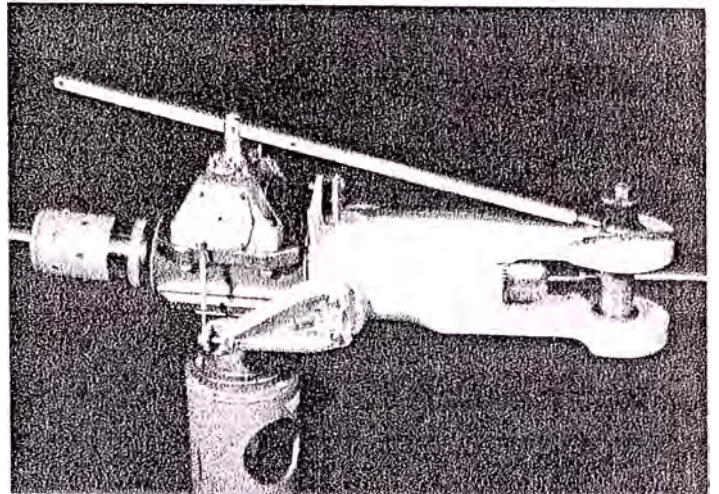
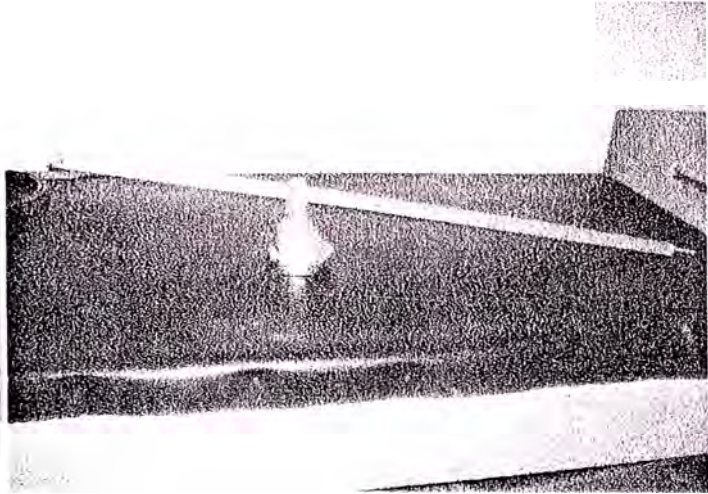
17



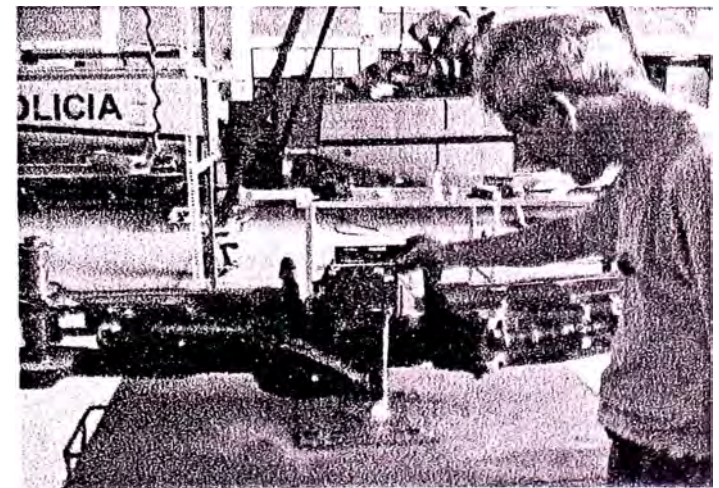
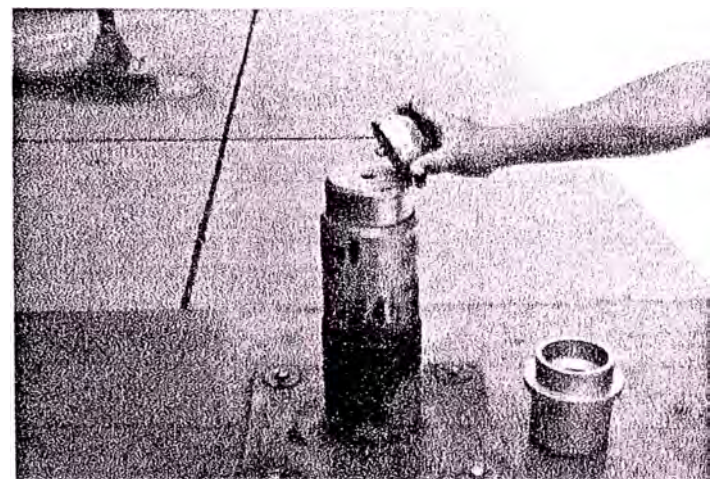
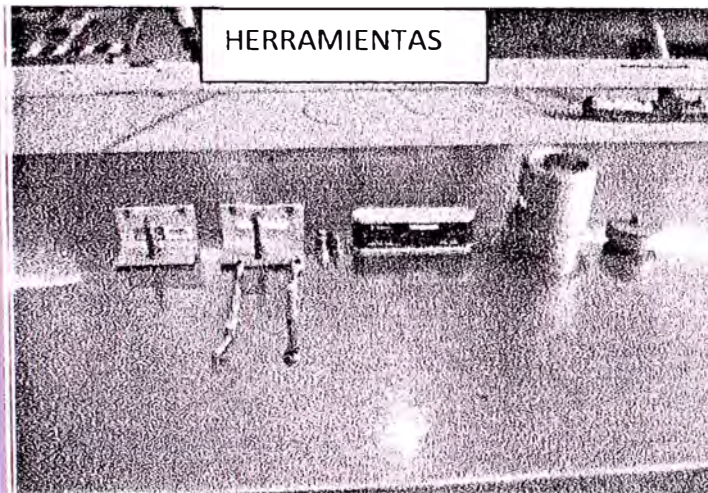
18

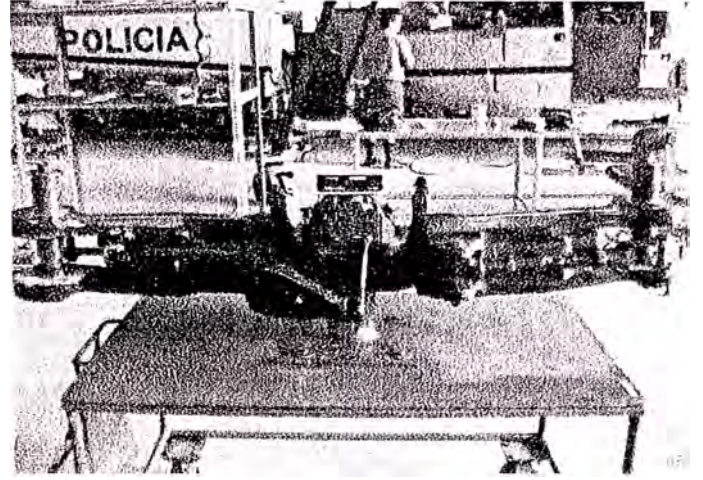
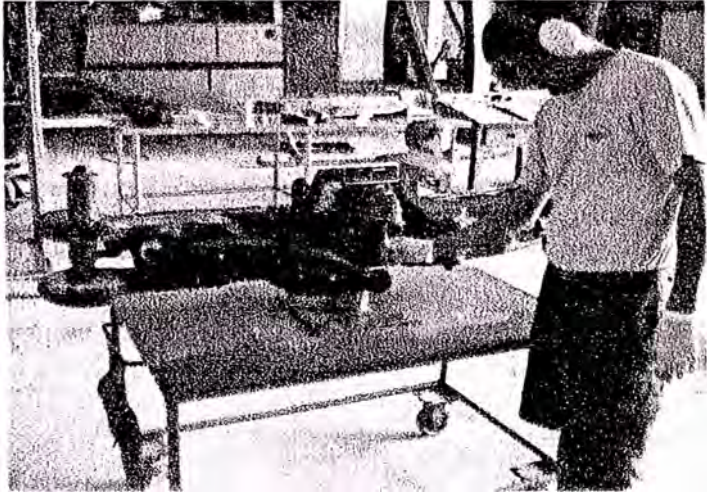


ESPACIAMIENTO



BALANCE ESTATICO





BIBLIOGRAFIA

1. BHT-212-CRO-3: COMPONENT REPAIR AND OVERHAUL MANUAL VOLUME 3, MAIN ROTOR/MAIN ROTOR DRIVE SYSTEM. Bell Helicopter Textron.
2. MATEMATICAS FINANCIERAS PARA LA TOMA DE DECISIONES EMPRESARIALES. César ACHING GUZMAN.
3. MANUAL DE PROCEDIMIENTO PARA PRUEBA NO DESTRUCTIVAS POR ULTRASONIDO A LAS HORQUILLAS.- DYNCORP INT.
4. REF: http://www.caa.gov.nz/Airworthiness_Directives//Helicopters/uh1.pdf.