



**DIRECCIÓN NACIONAL
DE AERONAVEGABILIDAD**
REPÚBLICA ARGENTINA

CIRCULAR DE ASESORAMIENTO

CA: 20-66

Fecha: SEPTIEMBRE 1995

Iniciada por: DCT

REF.: FAA-AC N° 20-66

TEMA: EVALUACIÓN DE VIBRACIÓN EN HÉLICES DE AERONAVES

1. PROPÓSITO

Esta Circular de Asesoramiento enuncia medios aceptables de cumplimiento con los de las Partes DNAR, referidas a la vibración de las hélices de las aeronaves.

2. CANCELACIÓN

La CA 20-66, Falla en las Palas de las Hélices, fechada el 31/05/1990, es cancelada.

3. REGULACIONES RELACIONADAS

DNAR Parte 23, Sección 23.907; Parte 25, Sección 25.907 y Parte 35, Sección 35.37 y 35.39.

Circular de Asesoramiento CA: 20-37D "Mantenimiento de Hélice Metálica de Aeronave".

4. ALCANCE

Los procedimientos descriptos en esta Circular de Asesoramiento son expuestos solamente para propósitos de orientación y no son mandatorios o de naturaleza regulatoria. Otros métodos pueden ser igualmente efectivos y aceptables.

Ing. Justo Demetrio DIAZ
Director de Coordinación Técnica

(1) Ref.: Disposición 173/98

DNA Form 1320-2

TABLA DE CONTENIDOS

	N° de Página
SECCIÓN 1. INTRODUCCIÓN	
1. Alcance	4
2. Consideraciones Generales	4
SECCIÓN 2. PROGRAMA DE MEDICIÓN DE VIBRACIONES	
3. Categoría de la Aeronave	6
4. Instrumentación	7
SECCIÓN 3.	
5. Generalidades	15
6. Factores a Considerarse	15
7. Resultados	17
8. Fatiga de Ciclo Bajo	19
SECCIÓN 4.	
9. Generalidades	20
10. Combinaciones Típicas	21
11. Resolución de Datos	23
12. Comprobación de la Vibración por Comparación	24
13. Comprobación de la Vibración por otros Métodos	25
14. Apéndice – Curvas y Gráficos	25
FIGURAS	
1. Diagrama de Goodman	
2. Curvas N-5	
3. Modos de Pala Eje Menor (Simétrico)	
4. Modos de Pala Eje Menor (No Simétrico) y Modo de Pala Eje Mayor (Simétrico)	
5. Diagrama de Campbell	
6. Datos de Vibración – Desgaste del Amortiguador Datos de Vibración - Flaps en el Despegue	
7. Tensión VS Guiñada	
8. Modo fundamental 1xP vs Velocidad	

SECCIÓN 1. INTRODUCCIÓN

1. ALACANCE

Los métodos descritos en esta Circular de Asesoramiento son medios aceptables, pero no los únicos medios de demostración de cumplimiento con los requerimientos de la Partes DNAR referidas a la vibración de las hélices. Esta información, por consiguiente, es para propósitos de orientación solamente, y no es mandatoria o de naturaleza regulatoria.

2. CONSIDERACIONES GENERALES

a. Una hélice que incorpora palas metálicas u otros componentes metálicos está sometida a tensiones vibratorias bajo diferentes condiciones de operación de la aeronave, ya sea que esté en vuelo o en tierra. Las fuerzas que causan las tensiones de vibración de la pala de la hélice se dividen en dos categorías generales que son:

- (1) Aquellas fuerzas originadas y transmitidas internamente desde el motor a la hélice, y
- (2) Aquellas fuerzas producidas aerodinámicamente y transmitidas directamente por la masa aire a la pala de la hélice. Debido a que estas fuerzas que actúan sobre una hélice, son muy complejas y las características vibratorias de la hélice son igualmente complejas, ha resultado difícil alcanzar un método satisfactorio para calcular la reacción vibratoria total de una hélice para su instalación en un motor de una aeronave dada.

Por estas razones, ha resultado necesario medir la vibración de la hélice bajo todas las condiciones normales de operación de la aeronave, ya que pueden resultar fallas graves por fatiga en la hélice si las tensiones de vibración no se mantienen dentro de los límites seguros.

b. La comprobación de las tensiones de vibración de la hélice en una instalación dada, debería demostrar, efectuada por el fabricante de la hélice preferentemente, que las tensiones medidas son seguras para una operación continua. Para realizar esto, se deben establecer límites de tensión seguros para el diseño particular de la hélice. Estos límites deben estar basados en los resultados de ensayos realizados sobre la hélice bajo diversas condiciones, para establecer los esfuerzos a la fatiga de las diversas áreas críticas de la hélice. Aunque sería conveniente seguir un procedimiento uniforme para establecer los límites de tensión permitidos para un diseño determinado de hélice esto no ha sido posible debido a las variaciones en el diseño y a las diferencias en la operación de cada instalación. Un buen criterio para el área de ingeniería es establecer un requisito para cada evaluación particular. En vista de la complejidad de un diseño de hélice y de los factores únicos involucrados en el establecimiento de los límites de tensión de vibración permitidos, el fabricante de la hélice determina normalmente los límites de vibración para cada uno de sus diseños.

- c. Para obtener valores reales de resistencia a la fatiga, los especímenes a ensayar de las áreas de las hélices deben ser sometidos a concentraciones de tensión que simulen aquellas que la hélice recibirá normalmente en servicio, como por ejemplo, melladuras, ranuras, muescas, etc. Sin esas concentraciones de tensión presentes en el espécimen de ensayo, los resultados serían insignificantes ya que la resistencia a la fatiga de la hélice se reduce drásticamente por el daño producido por el efecto de las piedras.
- d. La mayoría de las hélices que se usan en aeronaves civiles son diseñadas de tal manera que no pueden considerarse estructuras redundantes en las que una falla parcial pueda detectarse por inspección antes que se produzca una falla total. Debido a esto, la filosofía “Fail Safe” que se aplica a otras estructuras de las aeronaves no se considera práctica para las hélices. A pesar de ello, no ha sido generalmente necesario establecer límites de vida para las hélices, características de vibración de la hélice y debido también a que frecuentemente es posible controlar o restringir las operaciones cuando las tensiones de vibración de la hélice exceden, bajo ciertas condiciones, los límites permitidos. En el último caso, la combinación motor–aeronave–hélice se indica por medio de una placa para evitar las condiciones de operación crítica.
- e. Los factores operacionales, como el deterioro y desgaste de los componentes de la aeronave, motor, y hélice pueden ser responsables de los cambios en las características de vibración de la hélice. Debido a la complejidad del sistema, y ha sido necesario en el caso de Dificultades en Servicio de las Hélices, reconsiderar las características vibratorias de las hélices.

SECCIÓN 2. PROGRAMA DE MEDICIÓN DE VIBRACIONES

3. CATEGORÍA DE LA AERONAVE

El tipo de vibración que la hélice recibe en una instalación específica es la consideración principal al evaluar la vibración de la hélice, independiente de la categoría de aeronave en la cual es instalada.

- a. La división natural de las fuerzas excitadoras que afectan las vibraciones de la hélice en dos clases, es decir, aquellas fuerzas producidas y transmitidas mecánicamente y aquellas fuerzas producidas aerodinámicamente, ayuda a determinar el alcance necesario de la substanciación de la vibración. Para la primera clase donde la excitación se origina de una fuente mecánica, como por ejemplo, el motor o hélice, solo necesita considerarse la combinación motor-hélice. Este es el caso de las instalaciones de la hélice en una aeronave monomotor de categoría normal con hélices que traccionan, ya que la velocidad, potencia y configuración de dichas instalaciones no producen una carga de aire excesiva sobre las palas de la hélice. Debido a que la carga aerodinámica en dichas instalaciones no es un factor significativo de la amplitud de la vibración y la fuerza de excitación predominante de la vibración de la hélice con respecto a la vibración a través de ensayos en tierra conducidos con la combinación motor-hélice instalado sobre un banco de pruebas o en una aeronave.

(NOTA: Esto no podría aplicarse necesariamente en aeronaves monomotor de categoría normal con instalaciones de motor a turbina donde, debido a la flexibilidad de las hélices más delgadas que generalmente se usan en dichas instalaciones, la carga aerodinámica puede transformarse en un factor significativo de la amplitud de la vibración).

- b. Para la segunda clase, donde la excitación de la hélice que se origina en una fuente aerodinámica, como por ejemplo interferencia de la puntera de hélice, ángulo de ingreso del flujo de aire, etc., es significativa, es necesario considerar la combinación motor-hélice-avión, y la verificación es derivada de los ensayos en vuelo conducidos bajo todas las condiciones normales de operación, incluyendo la operación estática en tierra bajo condiciones de viento cruzado que son propensas a producirse durante el servicio. Este es el caso de las aeronaves monomotor con hélice propulsora, aeronaves monomotor utilitarias y acrobáticas aeronaves multi-motor y las configuraciones de aeronaves no convencionales como por ejemplo STOL/VTOL, y las instalaciones de hélices entubadas.
- c. Las instalaciones que usan un cubo de hélice alargado a una extensión del cigüeñal, aún cuando esté instalado en aeronaves monomotor de categoría normal tipo tractor, pueden requerir una verificación especial y ensayos en vuelo de la combinación motor-hélice-avión.
- d. Generalmente, la flexibilidad de la bancada del motor, no ha sido un factor a ser considerado en los ensayos para verificar la vibración de la hélice, ya que se ha observado que no cumple un papel importante en la determinación de las tensiones

de vibración en una instalación de hélice dada.

Sin embargo, se la debe considerar en aquellos casos donde se cambia la bancada del motor.

4. INSTRUMENTACIÓN

a. ¿Por qué se efectúan Mediciones de Tensión?. Las Fallas por fatiga en los metales son el resultado de haber excedido los límites del rango de tensión para el número de ciclos requeridos para producir fallas bajo condiciones particulares. El valor individual de la tensión de vibración sola es insignificante para determinar el límite de fatiga o vida de una parte metálica, como por ejemplo una hélice. Una falla por fatiga resulta cuando suficientes combinaciones de tensiones estables y vibratorias se acumulan para igualar el límite de fatiga en el momento de la falla. Durante el servicio, las fallas por fatiga generalmente se producen en una concentración de tensión debido a una melladura, ranura, muescas o radios agudos, etc., de modo que la resistencia a la fatiga de una parte de la hélice se debe determinar bajo condiciones representativas de las esperadas en servicio. El uso de una combinación de strain gages, capas de esfuerzo y fotografías de los esfuerzos, ha resultado muy útil en determinar relaciones de tensiones, áreas críticas de esfuerzo, valores tensión –deformación, y las frecuencias de los valores de tensión bajo condiciones de operación. En la práctica se ha procedido a medir las tensiones vibratorias y combinar estos valores, con tensiones calculadas estables para obtener el rango de tensión del metal en cuestión. Esto ha sido necesario en el pasado ya que las limitaciones sobre el equipo disponible han hecho difícil medir, con el grado de exactitud requerido, la componente estable de tensión en el rango de tensión. Sin embargo, nuevos métodos, han hecho posible medir el rango de tensión total, y normalmente sería preferible hacer esto de ser posible.

b. Rango de Frecuencia

(1) Las fuerzas que actúan sobre la hélice son complejas y pueden cubrir un rango de frecuencia relativamente amplio de cero hasta arriba de los 20.000 ciclos por segundo. Las instalaciones del motor alternativo no producen fuerzas en los rangos de frecuencia más altos como lo hacen las instalaciones de motores de turbina. Las tensiones de frecuencia cero son el resultado de las cargas centrífugas, de flexión y de torsión en la pala de la hélice, más el torque del motor y las fuerzas de traslación que reaccionan sobre la hélice. Los motores alternativos producen esfuerzos en la hélices originados por la explosión en el cilindro y las fuerzas de inercia que están generalmente por debajo de los 1.000 ciclos por segundo. Los motores de turbina pueden producir tensiones en la hélice, de frecuencias relativamente altas debido a las altas r.p.m. del motor y a las armónicas de estas r.p.m. producidas por las barras de soporte del rotor del motor y los mismos proyectándose hacia la corriente de aire pasando a través del motor. En la práctica, las frecuencias más altas no son usualmente molestas si las palas de la hélice son de una construcción sólida, pero pueden resultar un problema debido a la vibración del plato local si las palas son de construcción hueca.

- (2) Debido al amplio rango de frecuencias de las fuerzas excitadoras que actúan sobre la hélice y las características de vibración de la hélice, diferentes áreas de la misma pueden ser críticas dependiendo del acople de frecuencia que esté presente en una instalación de hélice dada. Para un diseño de hélice que utiliza palas sólidas de metal; las áreas críticas se definen más fácilmente que en el caso de hélices que incorporan palas huecas. Las áreas críticas de una pala sólida están vinculadas estrechamente con ciertas características de los distintos modos de vibración natural de las palas de la hélice, mientras que las áreas críticas de las palas huecas son función de concentraciones locales de esfuerzos peculiares al diseño.
- (3) En general, existen tres áreas críticas en las hélices más grandes y dos en las hélices más pequeñas. Estas incluyen el área de retención de pala o raíz y el área de la punta de la pala tanto de las hélices grandes como de las pequeñas. En las hélices grandes, el área media de la pala también es crítica y requiere atención especial.
- El área de retención o de raíz recibe fuerzas tanto en la dirección del torque como en la dirección de traslación y, por consiguiente, la resistencia a la fatiga en una dirección podría ser notablemente diferente al esfuerzo de fatiga en la otra dirección. El área, por consiguiente, debe ser tratada como dos subáreas separadas. El área de puntera o medida de la pala, igualmente, pueden ser tratadas como dos subáreas, para separar el fenómeno de flexión de la pala de la vibración torsional de la misma ya que los respectivos esfuerzos están orientados en diferentes direcciones dentro de la misma área general.

c. Respuesta de vibración de la Hélice

La hélice es sensible a ciertas frecuencias de las fuerzas del motor o aerodinámicas, principalmente porque la hélice posee ciertas frecuencias naturales.

Cuando las frecuencias naturales de vibración de la hélice coinciden o se aproximan a las frecuencias de las fuerzas excitadoras, se producen combinaciones críticas que involucran la potencia, r.p.m. actitudes del avión, etc. Si no hubiera aumento de la excitación debido a los modos naturales de vibración de hélice generalmente no alcanzarían valores que provocarían tensiones que excedan los límites de seguridad. Una hélice tiene un número infinito de frecuencias naturales o modos de vibración pero, debido a distintos factores involucrados, sólo los primeros modos de vibración son un problema en una instalación de aeronave dada.

La hélice puede vibrar en ambos modos, simétrico y asimétrico, ya sea en el eje mayor o menor. Los modos simétricos son aquellos en los que todas las palas reaccionan en la misma relación es decir, un punto idéntico en todas las palas estaría en tensión en el mismo instante. Estos modos de la hélice son excitados generalmente por los componentes del torque del motor. Los modos asimétricos de vibración de la hélice son excitados generalmente por modos de traslación del cigüeñal del motor o sistema de bancada, o por cargas aerodinámicas. Ciertos modos de vibración de la hélice llamados modos de vibración de la hélice “sin reacción”, pueden ser excitados por fuerzas aerodinámicas sin ninguna reacción sobre el cigüeñal o eje de la hélice. Debido a la combinación de los modos de vibración simétricos y asimétricos que

reaccionan con las fuerzas de flexión y de traslación del motor o aeronave, se hace virtualmente imposible calcular los esfuerzos de vibración de la hélice para determinar la aeronavegabilidad de los mismos. Con la posibilidad de que éstas distintas combinaciones se produzcan simultáneamente, una pala de la hélice podría manifestar una alta tensión de vibración, mientras otra pala de la misma hélice en el mismo momento, manifestaría una baja tensión de vibración. Esto se aplica principalmente a aquellas hélices accionadas por motores alternativos que no están equipados con reductor.

d. Técnicas Usadas en las Mediciones de las Tensiones

- (1) El “strain gage” eléctrico ha dado la información más útil en la determinación de las características de vibración de la hélice bajo todas las condiciones de operación para una instalación dada. Esto no descarta el uso de “stress coat”, “foto stress”, u otros medios, para obtener datos, pero el uso de los “Strain gages” eléctricos, ha sido desarrollado a un alto grado de perfección y da un historial de fase, tiempo de distintos puntos en una hélice simultáneamente, que es una información útil en la evaluación de la seguridad de una hélice.
- (2) Para determinar los puntos de mayor interés para medir en una hélice, es conveniente, pero no esencial, hacer vibrar la hélice como un cuerpo libre en todo el rango de frecuencia, localizar los modos naturales de vibración por frecuencia, y en cada uno de los modos de vibración determinar las ubicaciones de los modos. Este procedimiento ayuda a determinar los puntos donde los “Stain gage” deben estar ubicados para evaluar mejor la severidad de cada uno de los modos de vibración. El diagrama conocido como Diagrama de Campbel es útil en r.p.m. En este gráfico se muestran los distintos modos de vibración de las palas y las frecuencias de excitación posibles para cada una de las instalaciones. De este gráfico se puede calcular las r.p.m. críticas posibles conjuntamente con el modo de vibración de la hélice que estaría involucrado.
- (3) Los strain gages podrían ubicarse en las estaciones de las palas como se determinó del ensayo de cuerpo libre de la hélice, o podrían ubicarse a lo largo de la longitud total de la pala en intervalos que sean suficientemente pequeños como para estar seguro de ubicarlos en las estaciones de tensión máxima de la pala. Las señales de los strain gages generadas por la tensión en el metal al cual están unidos los “gages”, son alimentados por la rotación de la hélice a través de anillos de deslizamiento hacia un punto de la aeronave que no tenga rotación. Las señales son entonces ingresadas en un equipo electrónico adecuado y luego registradas en un dispositivo multicanal que está capacitado para registrar todas las estaciones de interés con la adecuada fidelidad para resolver las amplitudes de tensión, frecuencia, y las relaciones de fase relativa en cualquier momento. Los registradores que se consideran más conveniente para llevar a cabo los estudios de las vibraciones de la hélice son los oscilógrafos multicanal, que registran fotográficamente sobre una película o papel sensible, y los registradores de cinta magnética multicanal.

- (4) La combinación del uso de strain gages y foto stress ó stress coat es útil para determinar la relación de la magnitud de tensión entre el punto en el cual se puede montar un strain gage y el punto de tensión máxima en un área muy localizada como por ejemplo una concentración de tensión. Con frecuencia es imposible, montar un strain gages exactamente en un punto crítico en un diseño, entonces debe obtenerse una relación entre la tensión máxima y la tensión medida.

e. Condiciones a ser Investigadas

El tamaño, tipo y los propósitos de una aeronave pueden ayudar a determinar el alcance de la investigación de la vibración de la hélice necesaria para verificar los modos de vibración de la hélice para una instalación de un tipo dado de aeronave.

- (1) Para una aeronave donde las fuerzas primarias de excitación de vibración de la hélice son ocasionadas por el motor, es necesario realizar un estudio de tensión de vibración de la hélice dirigido solamente a la variación de potencia y r.p.m., que reflejaría un cambio en la tensión de vibración de la hélice. Si la información demuestra que la excitación aerodinámica no debería ser un factor que determine la aceptabilidad de una hélice, se podría realizar un ensayo en tierra de la combinación motor-hélice para verificar la vibración de la hélice, siempre que los límites de la potencia y las r.p.m. que se producirían en el vuelo puedan reproducirse. Entre la únicas combinaciones motor-hélice que se encontraron que cumple con estos requerimientos están las aeronaves monomotor de categoría normal tipo tractor y, posiblemente limitada a instalaciones de motores alternativos. La Nota 9 en las Hojas de Datos (Data Sheet) del Certificado tipo de una hélice, es realizada sobre la base de que los datos de antecedentes disponibles demuestren que el avión en el que pueden instalarse cualquiera de las combinaciones particulares de motor-hélice listadas en la misma, no es un factor importante que contribuya a producir las tensiones de vibración de la hélice. Como Anexo 1 se incluye un ejemplo de Nota 9 de una Data Sheet de Certificado Tipo para Hélice.
- (2) Las instalaciones de las hélices que se utilizan en todas las aeronaves, que no sean del tipos discutido en el punto anterior, deben ser ensayadas individualmente en vuelo para obtener los datos de tensión de vibración de la hélice necesarios para su verificación, a menos que pueda demostrarse por medio de una comparación de las aeronaves en los que la hélice esta instalada, que los efectos aerodinámicos sobre la hélice serían similares. Por ejemplo, una aeronave bimotor podría compararse con otra aeronave bimotor si la distancia de la punta de la pala de la hélice con respecto al fuselaje fueran comparables y las velocidades y otros parámetros fueran similares en las dos aeronaves.
- (3) El diámetro de la hélice en una instalación dada podrá determinar el grado de excitación aerodinámica en relación con la vibración de la hélice. La experiencia ha demostrado que, en instalaciones donde las barquillas no convergen ni divergen (no miran hacia adentro ni hacia fuera), las hélices de menos de 4

metros de diámetro no experimentan tensiones de vibración debido a las cargas aerodinámicas, tan severamente, como en las hélices de donde se usan hélices de más de 4 metros, los ángulos de entrada de flujo de aire del disco de la hélice pueden hacer que las palas se tensionen en forma crítica a un ciclo por revolución de la hélice (1 x p); también, los ángulos de entrada de flujo de aire debido a su funcionamiento en tierra mientras la aeronave está operando en tierra con viento cruzado puedan provocar que las palas se tensionen a otros modos de vibración.

f. Ejemplos

Algunos ejemplos de las condiciones bajo las cuales las tensiones de vibración de la pala de la hélice son analizados en distintos tipos y tamaños de aeronaves, se enumeran a continuación:

(1) Instalaciones en aeronaves monomotor

- (a) Las variaciones r.p.m. del motor desde marcha lenta a las máximas r.p.m. calculadas.
- (b) Variaciones de la potencia del motor en cada r.p.m. para determinar las condiciones de máxima tensión (esto incluye tanto potencia mínima como máxima).
- (c) Cuando se utilizan motores a turbina, la flexibilidad de la pala de la hélice podrá ser tal que es necesario un ensayo en vuelo.
- (d) Para aeronaves de categoría acrobática y utilitaria, los ensayos en vuelo de la vibración de la hélice deberían incluir todas las maniobras normales que la aeronave experimentará durante el servicio.
- (e) Los diámetros de la hélice deberían ser ensayados, a intervalos del 2 por ciento como mínimo, o cada 5 cm en toda la longitud del diámetro que debería ser aprobado y debería incluir el diámetro máximo y mínimo, incluyendo el corte límite por reparación.
- (f) Para las instalaciones de hélices propulsoras o no convencionales, la vibración de la hélice debería ser ensayada en vuelo para todas las maniobras normales de vuelo.
- (g) Para las instalaciones con motores turbo sobrealimentados, se debería incluir el ensayo en vuelo hasta la altitud máxima a usarse en caso de que los efectos del ángulo de la pala sean importantes.
- (h) Para las instalaciones de hélice que utilizan un cubo de hélice alargado a una extensión del cigüeñal del motor, los ensayos en vuelo deberían incluir todas las maniobras normales a que la aeronave está sujeta durante

el servicio (NOTA: En estas instalaciones, es conveniente verificar la adecuación del eje del motor y de la pestaña para soportar las cargas de tensión debido a la ubicación extendida del disco de la hélice).

(2) Instalaciones en aeronaves multimotor

- (a) Las vibraciones de las r.p.m. y la potencia del motor que se encuentran en todas las condiciones normales de vuelo que la aeronave experimentará durante el servicio.
- (b) Los diámetros de la hélice deberían ser ensayados, a intervalos del 2 por ciento como mínimo, o cada 5 cm en toda la longitud del diámetro que debería ser aprobado y debería incluir el diámetro máximo y mínimo incluyendo el corte límite por reparación.
- (c) Para las instalaciones donde el diámetro de la hélice es mayor que 4 metros o las barquillas del motor convergen o diverge (hacia adentro o hacia afuera); el ensayo de vibración de la hélice incluye ensayos completos en vuelo y en tierra, el peso bruto máximo y el mínimo de la aeronave a velocidades mínimas y máximas, posicionamiento del flap durante el despegue y aterrizaje, inversión de la hélice, y cualquier otra condición que pudiera crear una excitación aerodinámica en la hélices. En tierra, la aeronave es ubicada en diferentes ángulos hacia el viento predominante para determinar los efectos de la excitación provocada por el viento cruzado. Se deberían incluir las velocidades de viento típicas de las condiciones esperadas durante el servicio.
- (d) Los efectos de mal funcionamiento del motor, del tipo que se ha demostrado que existen sin ser detectados durante la operación en servicio, debería ser simulados mientras se ensaya la vibración de la hélice. Esto incluye un cilindro sin detonación, amortiguadores gastados del cigüeñal que dan como resultado una desincronización del motor, haciendo que éstos sean inefectivos para suprimir la vibración de la hélice, etc.
- (e) Para instalaciones que poseen cuatro hélices, dos interiores y dos exteriores, por lo menos una hélice interior y una exterior se deberían incluir en la investigación para determinar si la estructura de la aeronave es un factor que afecta los esfuerzos de vibración de la hélice o no.

SECCIÓN 3. EVALUACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FATIGA

5. GENERALIDADES

Para determinar la importancia de las tensiones de vibración que se miden de acuerdo a lo discutido en la Sección 2, es necesario el conocimiento de la resistencia a la fatiga en las distintas áreas críticas de la hélice. Basándose en los valores de la resistencia a la fatiga establecidos para un diseño dado, a cada una de las áreas críticas de la hélice se le establecen límites de tensión permitidos. Estos límites entonces, pueden ser comparados con las tensiones medidas, para determinar si la hélice debe considerarse que tiene o no vida limitada desde el punto de vista de la vibración, si son necesarios letreros para evitar condiciones particulares de operación, o si debe establecerse un límite de vida.

- a. Se deberían establecer los límites de carga de vibración de las hélices metálicas y de las partes metálicas transmisoras de carga de las hélices no metálicas para todos los patrones previsibles de carga de vibración. Estos límites se basan en los resultados de los ensayos conducidos para establecer la fatiga de las distintas áreas críticas de la hélice, y se usan para determinar si las tensiones medidas en una instalación de hélice particular están dentro de rango permitido.
- b. La resistencia a la fatiga de cualquier componente metálico se establece por varios factores. Debido a la complejidad del problema, no existe un método estándar que pudiera recomendarse para seguir; en consecuencia, sólo se incluyen en esta Circular de Asesoramiento algunas pautas que servirán de guía.

6. FACTORES A CONSIDERARSE

Por lo general, no es posible, establecer la resistencia a la fatiga de las distintas áreas críticas de la hélice por medio de un ensayo de la hélice completa. La zona de puntera de la pala se ensaya, generalmente, como una unidad, la zona media de la pala como otra unidad, si es necesario, y la raíz de la pala y/o zona de retención de la hélice se ensaya como otra unidad. Debido a la complejidad de las cargas en una área crítica de la hélice, son necesarias algunas correcciones al aplicar estas cargas, por la imposibilidad de incluir todas las cargas representativas en un montaje para pruebas. Deben realizarse todos los intentos posibles para incluir todas las cargas uniformes y vibratorias posibles con el objeto de obtener un valor real de la resistencia a la fatiga. Por ejemplo, al ensayar la raíz o la zona de retención de la hélice, se incluyen en el montaje para pruebas cargas uniformes ocasionadas por fuerzas centrífugas, de flexión y de torsión, más cargas vibratorias de flexión y de torsión. Puede ser necesario incluir solamente las dos cargas más importantes e incluir las otras por combinación.

- a. Suficientes muestras de cada una de las áreas críticas de la hélice deberían ser ensayadas, a fatiga para obtener una serie de curvas S-N reales que representen las variaciones en resistencia a la fatiga versus los ciclos de falla bajo combinaciones de valores a tensiones constantes y vibratorias. Una curva S-N, tal como muestra la Figura 2 es un método convenientes para representar las tensiones de vibración versus los ciclos de falla, y ayuda a definir los límites de fatiga, que van a usarse al

evaluar las tensiones que se midieron en una instalación dada para la comprobación de vibraciones.

- b. Las evaluaciones de fatiga son realizada con especímenes de hélices que contengan un daño de servicio representativo.

Esto incluye, melladuras o ranuras que representan un daño de una piedra o de un objeto extraño en las secciones del perfil de la pala. Se sabe que la resistencia a la fatiga de la mayoría de los materiales se reduce considerablemente si está presente una concentración de tensiones entonces, cualquier evaluación de fatiga en componentes fabricados recientemente sin dicho daño representativo en servicio, generalmente carece de sentido.

Por la misma razón, se excluye el uso de los datos de fatiga del manual de ingeniería al intentar establecer la resistencia a la fatiga de los componentes de la hélice en forma analítica.

- c. Las características de fatiga de los metales se dividen en dos clases generales de acuerdo con las formas de sus curvas (S-N). Los materiales ferrosos muestran un límite definido de cerca de diez millones de ciclos aproximadamente como lo indica una inflexión en la curva. Por encima de este número de ciclo, no se produciría una falla por fatiga. Por otra parte, las curvas para materiales no ferrosos, no muestran este cambio abrupto sino más bien muestran una resistencia a la fatiga decreciente gradualmente con el incremento de los ciclos, lo que significa que una parte no ferrosa eventualmente fallaría como consecuencia de la fatiga, sin importar cuan pequeño podrá ser la tensión de vibración. En la práctica, la curva para materiales no ferrosos se vuelve más suave luego que pasa los diez millones de ciclos con algunos datos que definen los valores de fatiga en 500 millones de ciclos. Para fines prácticos, se ha usado generalmente, un valor de diez millones de ciclos como el límite de fatiga sin tener en cuenta los materiales involucrados.

7. RESULTADOS

La raíz de la pala y las áreas de retención del cubo de la hélice se tratan, generalmente, en forma conjunta. Con las cargas centrífugas y de flexión que se aplican como lo hacen en la raíz de la pala, generalmente debe reformarse el muñón de la pala que tiene la raíz de la misma y la forma de fijación reproducida dimensionalmente pero exactamente en la parte exterior del vástago de la pala, el espécimen se hace bastante pesado de modo que la región altamente tensionada se mantenga dentro de la raíz. Si se usara una pala normal delgada, se produciría una falla bajo las cargas de ensayo, probablemente en la sección exterior de la pala o en el acoplamiento, lo que transmite el total de las cargas constantes hacia el cubo de la hélice. La raíz de la pala y/o área de retención de la hélice deberían ser evaluadas en relación a la fatiga tanto en la dirección del eje menor como en la del eje mayor de la hélice o en la dirección que se determina que es la más débil por otros medios.

- a. El área crítica que se ensaya está, generalmente, en la zona de retención donde puede haber una sección roscada, un agujero de bulón, una concentración de tensión, ó en otros lugares como éstos donde es imposible montar un “strain gage” o instrumento

de medición. Con el objeto de correlacionar los datos de ensayo de fatiga con los resultados de un estudio de tensiones de vibración, se elige un punto de medición que pueda usarse como un punto de referencia estándar durante el programa de ensayo de fatiga y vibración. Basándose en este concepto, se establecen valores de tensión permitidos del programa de ensayo de fatiga, pero como se va a explicar más adelante, las magnitudes de las tensiones que así se establecen son insignificantes en lo que se refiere a los valores reales de tensión.

- b. Los fabricantes de las hélices han recopilado gran número de antecedentes al evaluar la resistencia de su diseños particulares; por consiguiente, es aconsejable que el fabricante de la hélice sea consultado cuando se lleve a cabo una nueva instalación.
- c. La zona media de la pala se evalúa para los diseños de hélice que experimentan excitación aerodinámica significativa.
Como se discutió anteriormente, la zona medida de la pala de la hélice experimentará tensiones vibratorias que deben ser evaluadas para (1) las palas de mayor diámetro (4 metros o más), (2) donde las barquillas convergen o divergen , o posiblemente, (3) para las hélices más pequeñas montadas en motores a turbina. El punto de referencia que se usa, generalmente, para evaluar la zona media de la pala es el nodo para el modo simétrico fundamental de vibración de la pala en el eje de flexión menor. Se elige el espesor máximo en la convexidad de la pala, ya que es allí donde se produce la tensión máxima de vibración en la pala. Por otra parte, la falla podría producirse en alguna otra zona que no sea esta estación de la pala. Por ejemplo, la tensión máxima de vibración se produce en la parte convexa de la pala, mientras que el rango máximo de tensión puede producirse en la cara plana o de empuje de la pala si se produce bajo una condición de elevado empuje hacia adelante.
- d. La resistencia a la fatiga de la zona extrema de la pala se evalúa en forma similar a la zona media, determinando tensión en el punto de espesor máximo de la pala en la zona convexa ya que, probablemente, la tensión máxima de vibración se producirá allí. En el segundo y tercer nodo, la hélice en el eje de flexión menor llegan a ser más significativos, particularmente en instalaciones de motores alternativos. Los puntos nodales de éstos dos modos de vibración de la hélice determinarán los puntos a ser instrumentados y, debido a que el gradiente de tensión a través de estas áreas de la pala puede ser relativamente grande, cuando las palas están vibrando en cualquiera de estos modos, los “strain gages“ deben ubicarse con una separación de 25 mm.
Como en el caso de otras áreas de la pala raramente se producen fallas en el punto donde la pala es instrumentada.
La tensión medida es un criterio, pero no una medida de la tensión máxima presente. Las fallas se producirán generalmente en una concentración de tensiones debido a una melladura o ranura y, generalmente, en el borde de ataque de la pala. Podrían ser difícil de determinar la verdadera relación entre la tensión medida y la tensión de vibración real en la parte inferior de una concentración de tensión aguda. La concentración de tensión, sin embargo, determina la resistencia a la fatiga de esta zona de la hélice.

- e. Para los diseños de palas huecas o hélices de fabricación compuesta, puede ser necesario un ensayo especial de fatiga para evaluar las vibraciones locales que no están asociada directamente con los modos fundamentales de vibración de la hélice completa. La vibración de la sección local o las concentraciones inusuales de tensión pueden determinar las características fundamentales que establecen el límite de fatiga y vibración para un diseño de hélice particular.
- f. Los diseños de hélice que utilizan materiales no comunes para esta aplicación, deben ser evaluados con respecto a su resistencia y sensibilidad a la entalladura cuando son usados como partes primarias transmisores de carga o donde la falla de estas partes podría propagarse, o de otro modo afectar a las partes transmisoras de carga.

8. FATIGA DE CILO BAJO

La mayoría de los problemas de fatiga en las hélices están asociados con los niveles de tensión de vibración que requieren más de 100.000 ciclos para originar una falla. Donde los niveles de tensión o esfuerzo son anormalmente altos, posiblemente bajo operación limitada, pueden producirse fallas debido a un número relativamente bajo de ciclos, Esto se conoce comúnmente como “fatiga de ciclo bajo”. La tensión a la que uno se refiere normalmente como tensión estable debido a cargas centrífugas y de flexión de la hélice son de naturaleza cíclica si cada un de los vuelos se considera como un ciclo. Cuando esta tensión de baja frecuencia y gran magnitud es superpuesta sobre la frecuencia más alta, tensión de vibración de nivel menor, la combinación podría ser crítica al establecer el límite de fatiga de un área particular para un diseño dado.

SECCIÓN 4. COMPROBACIÓN DE LA VIBRACIÓN

9. GENERALIDADES

La comprobación de la vibración de una hélice intenta dar seguridad contra las fallas por fatiga que puedan producirse en servicio. El espectro de vibración es complejo y difiere con cada modelo o tipo de instalación, lo que requiere que se tenga un buen conocimiento de las tensiones de la hélice. El hecho que los pequeños cambios en la instalación o en la operación de la aeronave pueda producir un cambio mayor en la respuesta de la vibración de la hélice puede hacer necesario, en el caso de dificultades en servicio de la hélice, reincidir y revisar todas las características de vibración de la hélice para asegurar la aeronavegabilidad continuada de un tipo de instalación dada.

- a. Debido a que una hélice, generalmente, no tiene una estructura redundante en la partes primarias que transmiten carga, se hace imposible aplicar la filosofía fail-safe, como se aplica comúnmente a otras partes de la estructura de la aeronave. Por lo tanto, es importante que se tenga un buen conocimiento de las características de vibración de las hélices. Aunque algunas investigaciones en el banco de ensayos han demostrado que la propagación lenta de la grieta generalmente existe cuando las fallas por fatiga están progresando, la experiencia ha demostrado que muy pocas fisuras se detectan en la hélices en servicio antes que se produzca la falla completa.
- b. Rara vez se aplica a las hélices límites de vida, en primer lugar porque el establecimiento de dichos límites se basa en predeterminar la extensión de tiempo de operación en que se producirían valores de tensión que excedan los límites permitidos. Lo que parece ser un plan seguro a seguir es restringir todo tipo de operación en condiciones que sean conocidas en donde las tensiones exceden los límites permitidos. Cuando se presente estas situaciones, se pone una inscripción frente al piloto conforme a la combinación, siempre que la inscripción sea clara y sencilla de ejecutar por el piloto. En caso de que se disponga de un sistema de monitoreo de las tensiones de las palas de las hélices bajo condiciones de servicio, sería posible arribar, estadísticamente, a un límite de vida real o exponer situaciones de gran tensión que no se observan cuando se realiza el estudio convencional de vibración de la hélice.
- c. Otra razón importante para comprender las características de vibración de la instalación de una hélice es que no existe un método satisfactorio de inspección para un daño por fatiga acumulado antes que se produzca una fisura. Ya que pueden emplearse hasta nueve décimas del límite de fatiga a una parte antes de que aparezca una fisura, la posibilidad por medio de procedimientos de inspección, es mínima.

10. COMBINACIONES TÍPICAS

A continuación se discuten algunas de las combinaciones de vibración para dar una idea general de los problemas potenciales involucrados.

- a. Las mayores fuentes de excitación, como se las citó anteriormente, son la mecánica y la aerodinámica, la primera se transmite a través de la instalación, la segunda se

transmite a través de la masa de aire a la hélice. La excitación mecánica, principalmente del motor, puede ser algún múltiplo o submúltiplo del número de cilindros del motor en la instalación, con la severidad de las mayores órdenes de excitación disminuyendo.

La excitación aerodinámica se encuentra en un múltiplo de un submúltiplo del número de palas de la hélice. Es posible también obtener combinaciones de éstas, las que pueden terminar como órdenes de excitación peculiares sobre instalaciones con engranajes donde la fuerza de excitación primaria del motor es alterada por más o menos uno, más o menos la relación de engranaje, terminando como una tensión en la hélice de una relación impar.

- b. En el primer grupo, donde predomina la excitación mecánica, una instalación de accionamiento directo de nueve cilindros produciría un orden $4 \frac{1}{2}$ ($4 \frac{1}{2} \times E$), orden 9_{na} ($9 \times E$), orden $13 \frac{1}{2}$ ($13 \frac{1}{2} \times E$), etc., donde por lo menos la $4 \frac{1}{2}$ o la 9_{na} pueden producir esfuerzos en la raíz o en la punta de la pala. Al ser verificado, esta misma instalación de motor en una aeronave bimotor produciría esfuerzos en la raíz de la pala del orden 2^{do} ($2 \times P$) si se usara una hélice de dos palas, o una orden 3^{ra} ($3 \times P$) si se usara una hélice de tres palas. Si esta misma hélice se instalara en un motor de nueve cilindros que tenga una relación de reducción de 20:9 a la hélice podría resultar posible obtener una orden $4 \frac{1}{2} \times E$ básica que produzca la excitación que podría terminar como dos órdenes diferentes $(4 \frac{1}{2} - 1 + 9 / 20) = 3 \frac{19}{20}$ ó $(4 \frac{1}{2} + 1 - 9 / 20) = 5 \frac{1}{20}$, con sólo $3 \frac{19}{20} \times E$ terminando en el rango de operación.
- c. Para hélices de diámetros de 4 metros o más, donde el motor está instalado con una convergencia o divergencia, la excitación puede ser mecánica pero, también, puede ser aerodinámica debido al ángulo del flujo de la masa de aire en el disco de la hélice bajo diferentes actitudes de vuelo. Este ángulo del flujo de la masa de aire produce una excitación en el primer orden de la hélice ($1 \times P$) que puede existir en condiciones en que el disco no está en ángulos rectos con respecto al vuelo, es decir, durante el despegue a una velocidad con peso bruto bajo para la aeronave. Si la aeronave es guiñada o los motores están instalados permanentemente en forma convergente o divergente (hacia adentro o hacia afuera), esto dará como resultado que las tensiones $1 \times P$ deberán ser comprobadas. Si las hélices más pequeñas son de un diseño flexible para satisfacer la instalación más pequeña de motor a turbina, esto reducirá el modo fundamental de la pala de la hélice hasta el punto donde las tensiones $1 \times P$ se vuelven un factor que deba ser resuelto en los ensayos de vuelo, aún cuando la aeronave involucrada sea una aeronave monomotor del tipo tractor de categoría normal.
- d. La experiencia ha demostrado que los ensayos de vibración de la hélice deben conducirse en condiciones representativas de servicio presentes, si quieren obtenerse valores reales de tensiones. Las frecuencias de vibración que llegan a ser importantes en relación con la aeronavegabilidad de la hélice no son necesariamente el tipo de vibración que se perciben en la aeronave. Por ejemplo, en motores multicilindro grandes, no es posible detectar un cilindro que no está operando, aún por medio de la lectura del torquímetro pero, sin embargo, un cilindro no encendido puede tener un efecto mayor en las tensiones de vibración de la hélice bajo condiciones particulares. Otro ítem importante a considerar, surge cuando se utilizan amortiguadores dinámicos

tipo bifilares pendulares en el cigüeñal del tipo sincronizado. Si los amortiguadores se desincronizan debido al desgaste en servicio de las superficies de apoyo, las tensiones de vibración de la hélice pueden incrementarse significativamente.

- e. Otros factores desconocidos han contribuido al incremento de las tensiones de la pala de la hélice y, por lo tanto, es esencial que se usen los motores que han completado muchas horas de operación cuando se realiza un estudio de vibración de la hélice. Estudios realizados nuevamente sobre las combinaciones motor-hélice-aeronave han demostrado, normalmente, tensiones de vibración de la hélice mayores que los valores encontrados durante los estudios iniciales. Algunos de los aumentos de las tensiones de vibración de la hélice se encontraron debido a los ítems de mantenimiento del motor o hélice y otros debido a cambios en la aeronave o sus procedimientos operacionales.
- f. Además de los problemas ya vistos anteriormente, en las hélices de cuatro palas se desarrollan problemas únicos. Estos involucran los llamados modos de la hélice sin reacción que son excitados aerodinámicamente, primeramente mientras el avión está en el suelo, pero con la masa de aire soplando sobre la hélice desde alguna otra dirección que no sea directamente hacia el disco. Una hélice de cuatro palas puede responder en $2xP$, $6xP$, $10xP$, etc., o $(n + 2)P$ donde $n = 0$ ó un número entero. Esto puede producirse en el eje menor o mayor de la pala con ninguna reacción en el cigüeñal o eje de la hélice.
- g. Las combinaciones que se discutieron anteriormente no son las únicas que pueden ser de interés, pero son típicas y no deben considerarse que incluyen a todas. Cada tipo de combinación motor-hélice-aeronave parece mostrar sus propias peculiaridades y debe ser tratada individualmente aún cuando las mismas reglas básicas se apliquen a todas.

11. RESOLUCIÓN DE DATOS

Los valores de tensión de vibración como se miden normalmente, no son, en si mismo, información suficiente para determinar la aeronavegabilidad de la instalación de una hélice. El rango de tensión total de un área crítica de una hélice debería conocerse para evaluar completamente su seguridad. Debido a las limitaciones del nivel técnico alcanzado al conducir los estudios anteriores de tensión de la hélice, solo las tensiones de vibración han sido medidas, y estos valores se han combinado con las frecuencias tensiones de vibración estables ó cero obtenidas por cálculo par allegar al rango total de tensiones. En la mayoría de los casos, esto ha resultado satisfactorio pero puede incluir algunos cálculos muy extensos y posibles errores. El nivel técnico alcanzado ha sido desarrollado a tal punto que es posible obtener la exactitud requerida realizando, mediciones en las hélices para cubrir el rango de tensión completo que incluirá todas las tensiones desde frecuencia cero hasta el límite del equipo de registro.

- a. Después de la determinación del rango total de tensiones en cada una de las áreas críticas de la hélice bajo todas las condiciones normales de operación a ser evaluadas, se realiza una comparación de estos datos con los datos de la resistencia a la fatiga. Cuando las tensiones exceden los límites de tensión establecidos, es posible tomar las

precauciones necesarias para evitar estas tensiones elevadas por medio de restricciones adecuadas de operación bajo las condiciones críticas involucradas. Si las condiciones críticas existen donde no es posible la colocación de placas, entonces el establecimiento de un límite de vida podría ser un método para garantizar la seguridad de las hélices en servicio. En cualquier caso, donde existan estas combinaciones críticas de tensión, se recomienda rediseñar la hélice ya que esto es preferible a los límites de vida o restricciones de operación. Las hélices deben ser diseñadas de modo que tengan vida ilimitada, esto significa que las tensiones en las distintas áreas de la pala no deben exceder los valores permitidos para todas las condiciones normales de operación.

- b. Debería usarse una buena práctica de ingeniería para hacer la evaluación final de las tensiones de vibración de la hélice obtenida durante el estudio de cada modelo de motor-hélice-aeronave involucrada.

12. COMPROBACIÓN DE LA VIBRACIÓN POR COMPARACIÓN

Es posible comprobar la vibración de la hélice por comparación con una instalación similar en la cual se han realizado las mediciones de tensión de vibración. Se debe tener cuidado de estar seguro de que no existan diferencias básicas que pudieran afectar las respuestas de vibración de la hélice. Por ejemplo, para las instalaciones que afectan las tensiones de la hélice (1 x P), un par de grados de inclinación de la barquilla o convergencia o divergencia pueden tener un mayor efecto sobre la tensión de vibración de la pala. Los motores alternativos pueden tener modelos similares en el mismo desplazamiento y dentro del mismo rango de potencia pero podrían diferir marcadamente desde el punto de vista de la vibración de la hélice. Una de las diferencias esenciales puede radicar en el tipo o sincronización de amortiguadores del cigüeñal los que en muchos casos son diseñados como parte del cigüeñal pero están incluidos en el diseño para controlar las tensiones de vibración de la hélice.

13. COMPROBACIÓN DE LA VIBRACIÓN POR OTROS MÉTODOS

Es también permisible comprobar la vibración de la hélice por otros métodos aceptables de ensayo o experiencia en servicio que prueben la seguridad de la instalación. Otros métodos aceptables de ensayo que no utilicen "strain gages" pueden desarrollarse y pueden probar ser igualmente satisfactorios. La experiencia en servicio como medio de comprobación de la vibración de la hélice depende de la clase de experiencia que haya sido acumulada. Generalmente, la sola acumulación del total de horas no sería suficiente ya que la operación podría estar muy cerca de la r.p.m. críticas o de la condición de operación con ninguna dificultad en servicio como resultado. El servicio podría acumularse donde el daño de servicio no estaba presente y, como base para la comprobación de la vibración de la hélice ya que la mayoría de las fallas están asociadas con una melladura ó concentración de tensiones.

14. APÉNDICE – CURVAS Y GRÁFICOS

Las figuras 1 a la 8 inclusive, ilustran la aplicación de los procedimientos discutidos en el texto y también servirán para promover un entendimiento más claro de los distintos factores que van a considerarse en la evaluación de la aeronavegabilidad de las hélices desde el punto de vista de la vibración.

DIAGRAMA DE GOODMAN

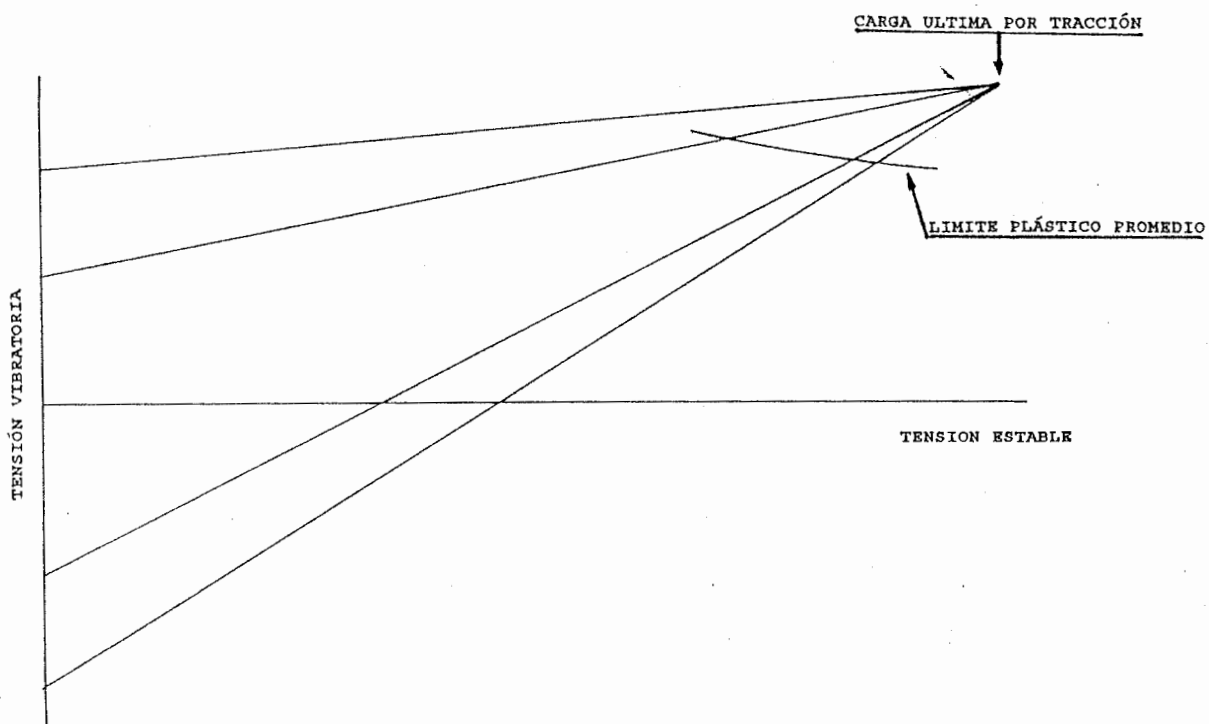


DIAGRAMA MODIFICADO DE GOODMAN

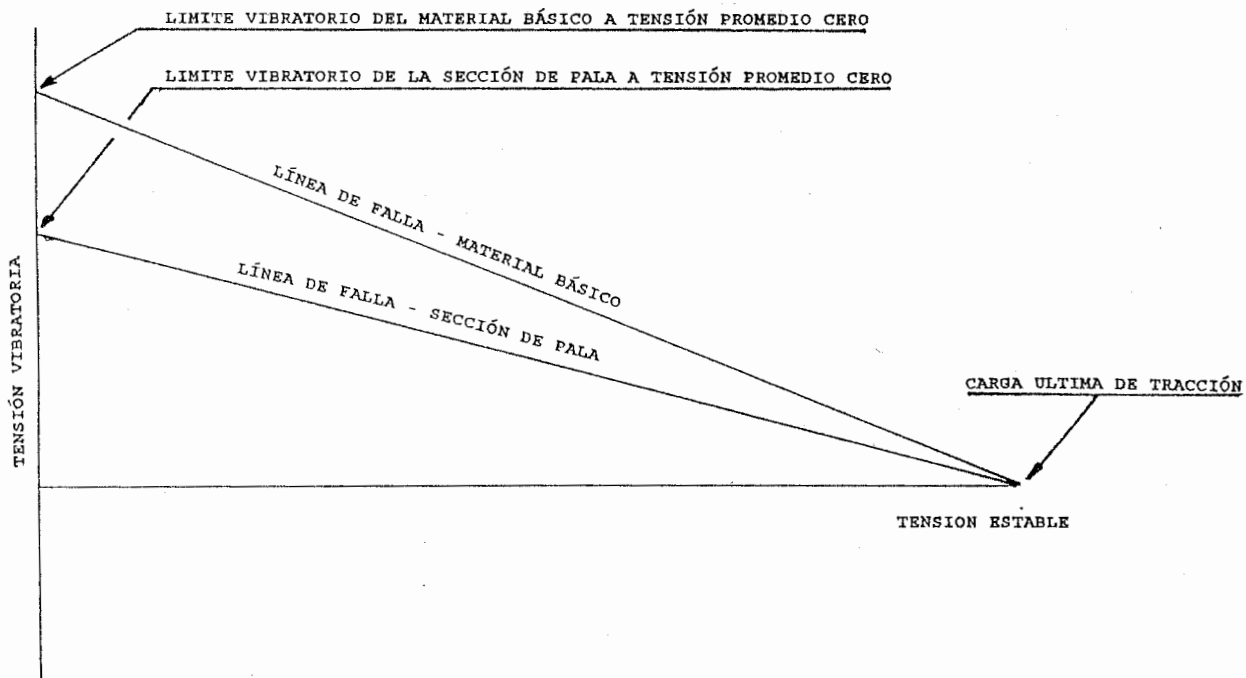
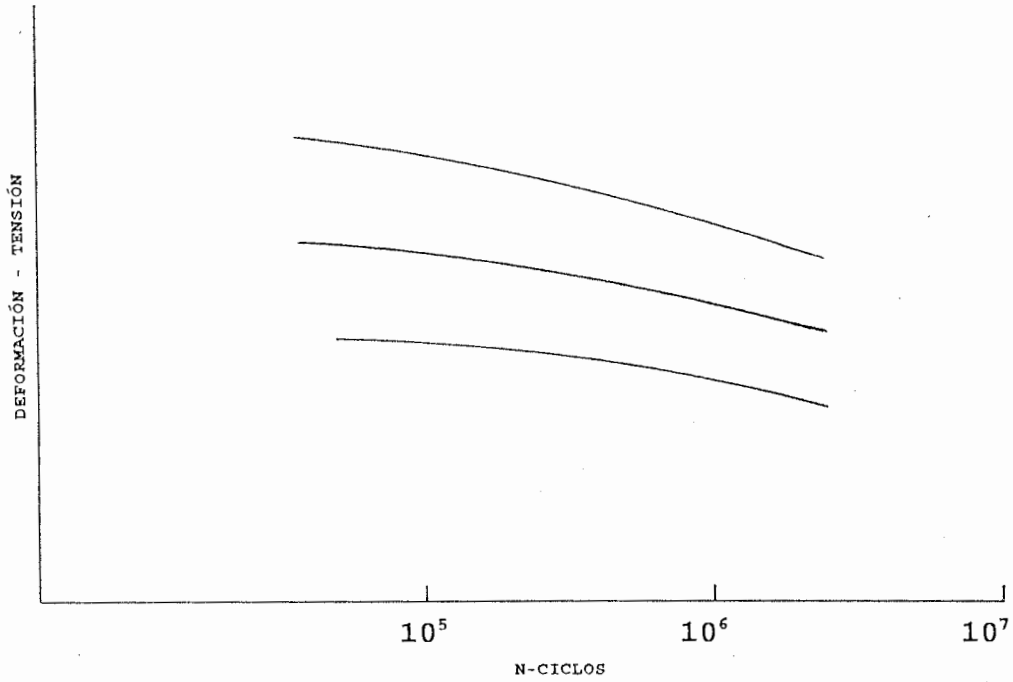


FIGURA 1. DIAGRAMAS DE GOODMAN

CURVA S - N



FATIGA DE CICLO BAJO
CURVA N - S

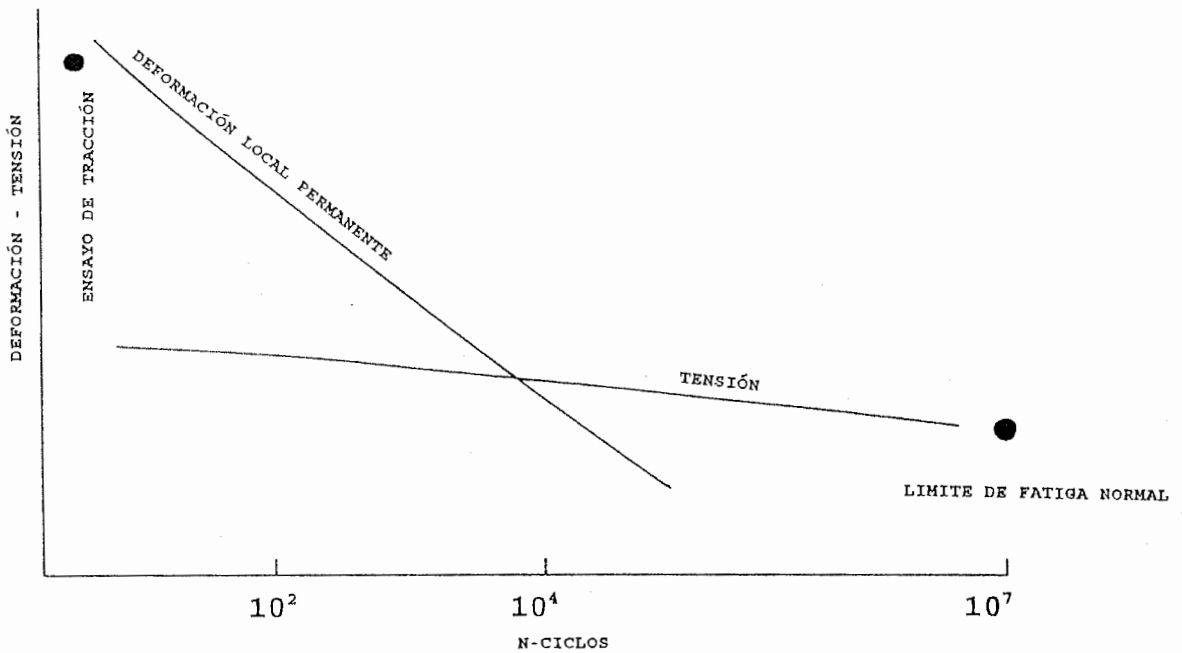


FIGURA 2. CURVAS N - S

MODOS DE PALA EJE MENOR
SIMETRICO

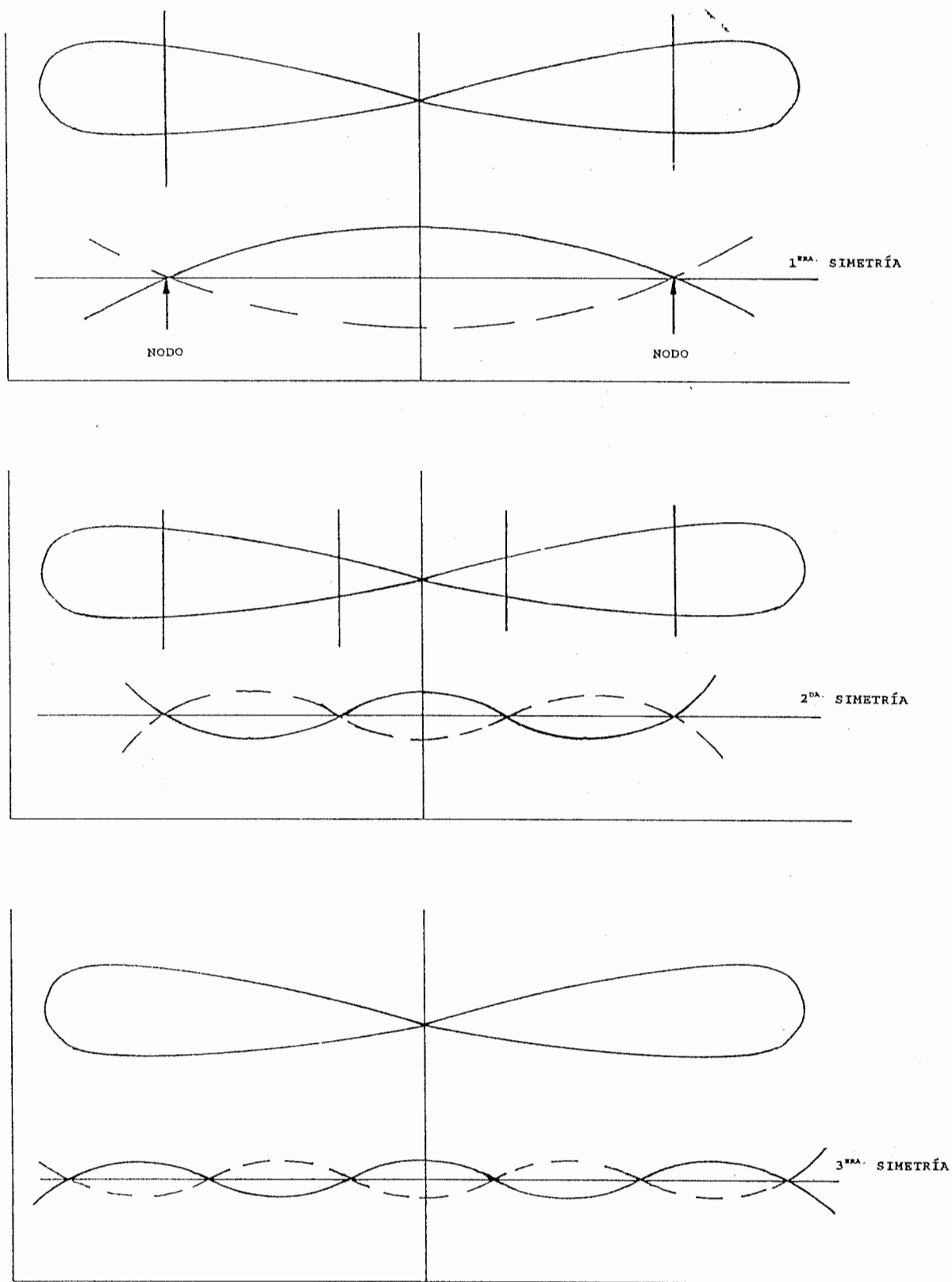
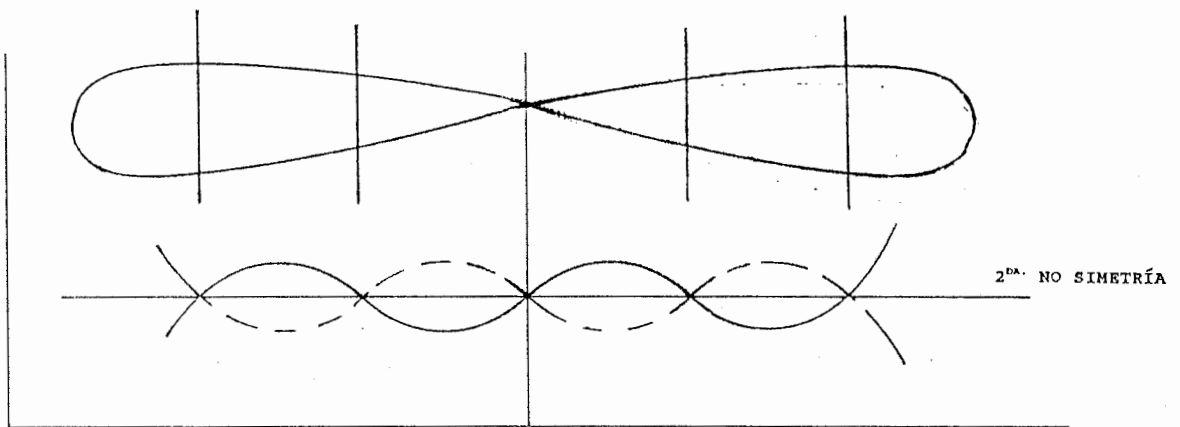
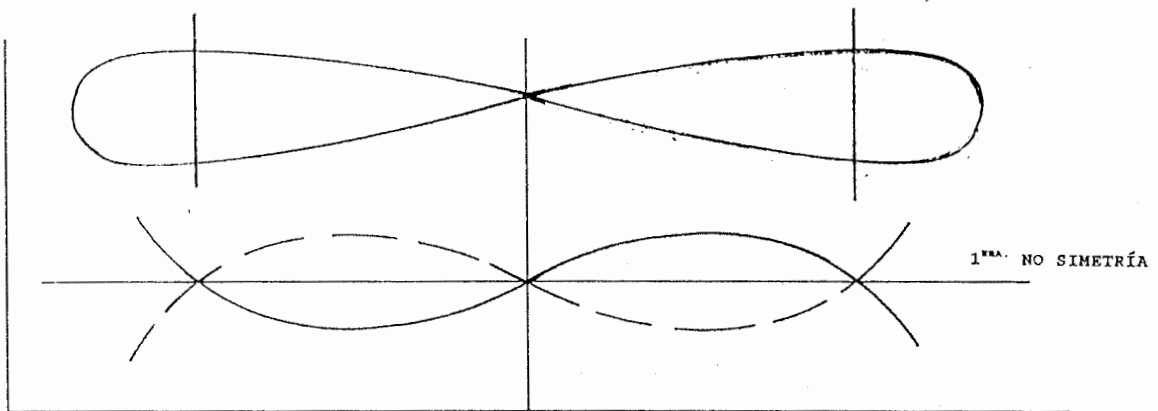


FIGURA 3. MODOS DE PALA EJE MENOR (SIMETRICO)

MODOS DE PALA EJE MENOR

NO SIMÉTRICO



MODOS DE PALA DE EJE MAYOR

SIMÉTRICO

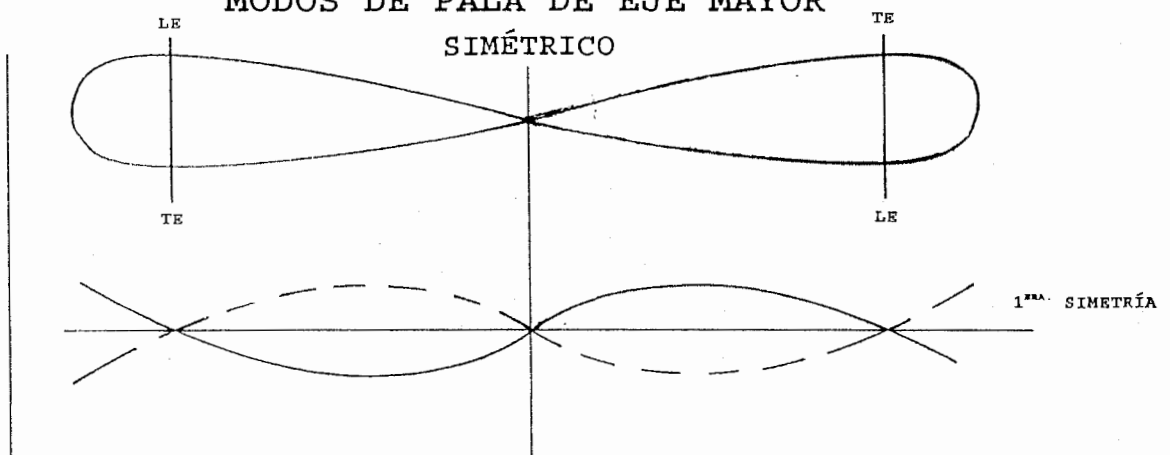


FIGURA 4. MODOS DE PALA EJE MENOR (NO SIMETRICO) Y MODO DE PALA EJE MAYOR (SIMETRICO)

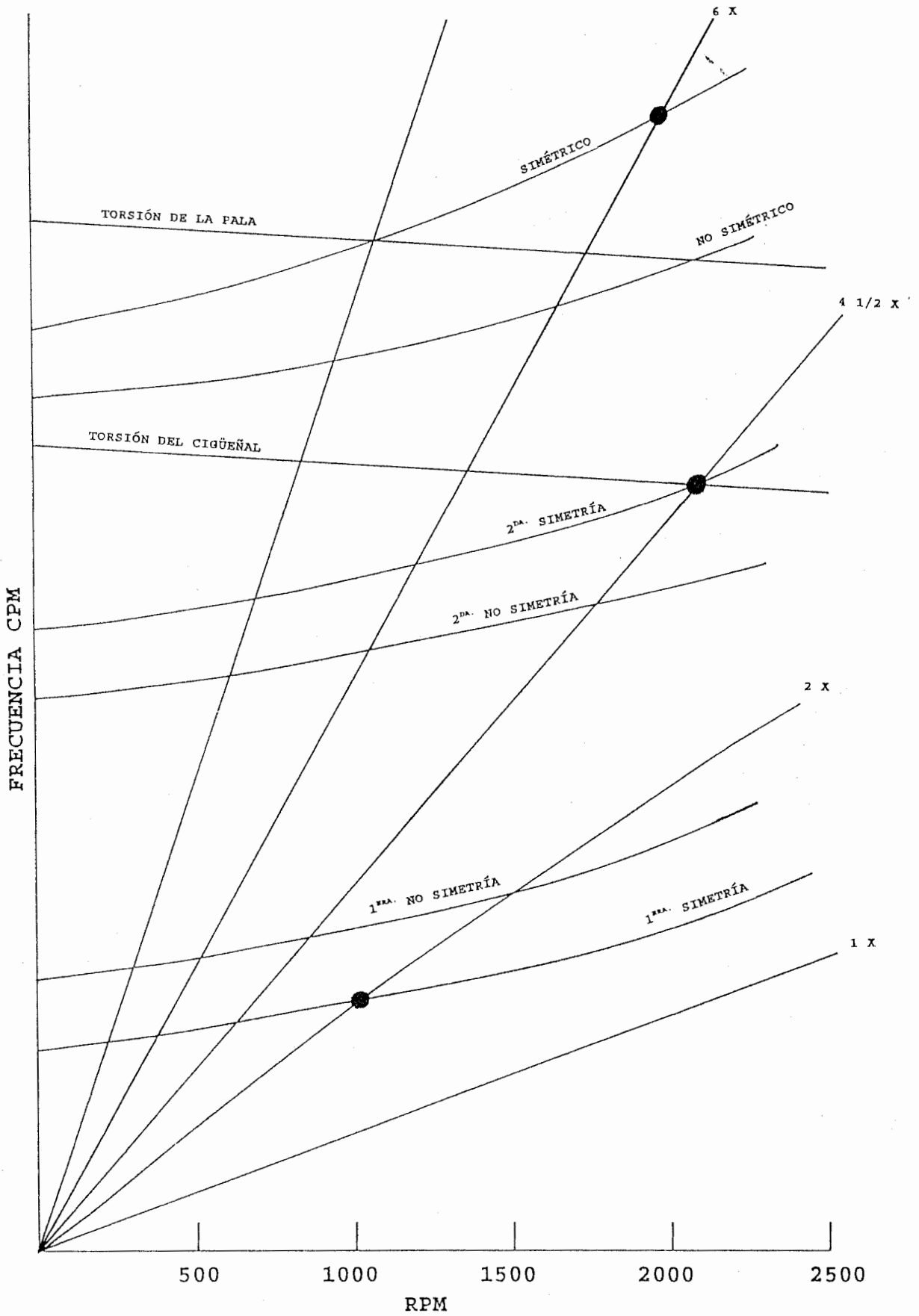
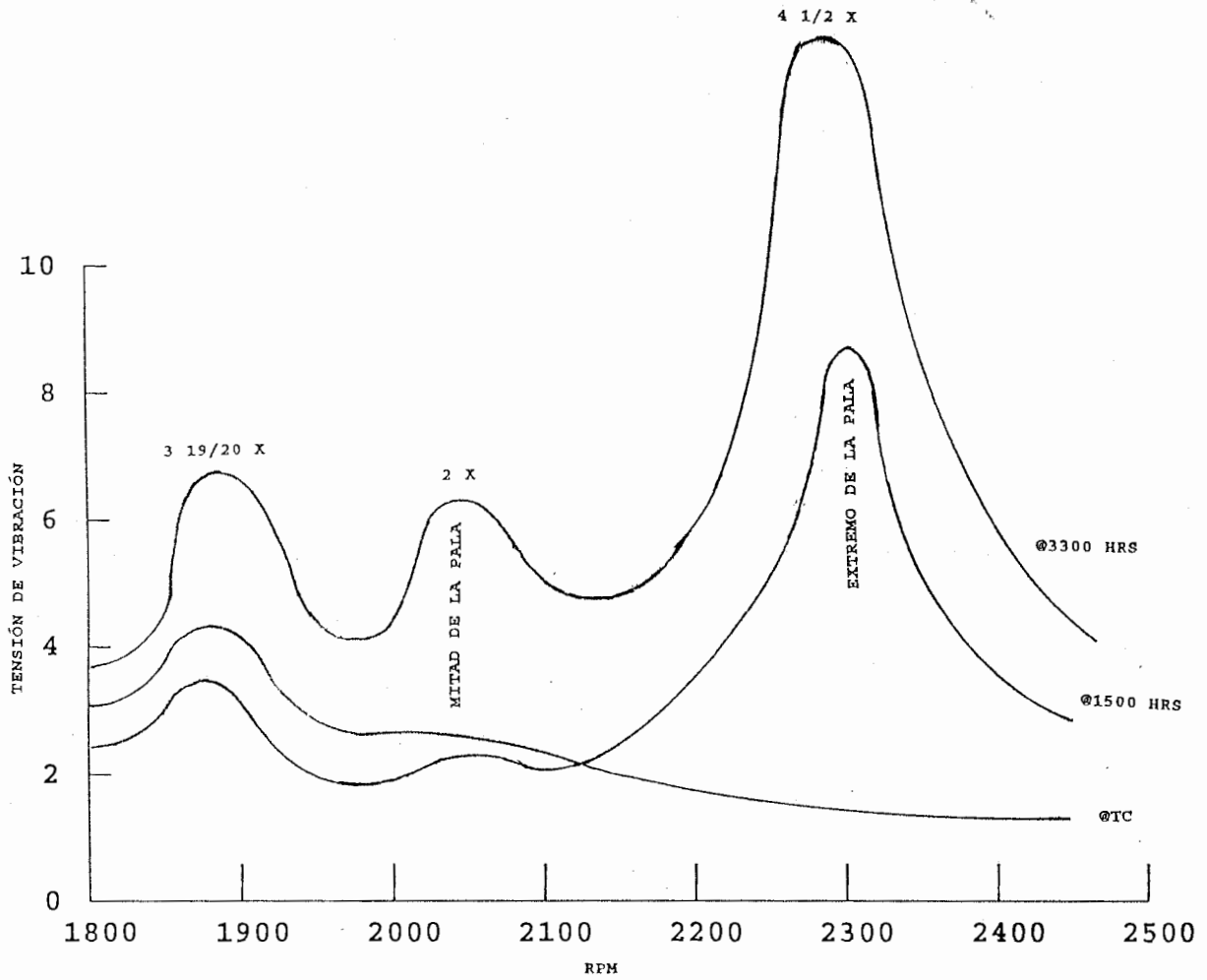


FIGURA 5. DIAGRAMA DE CAMPBELL

DESGASTE DEL AMORTIGUADOR (Datos de Vibración)



FLAPS EN DESPEGUE

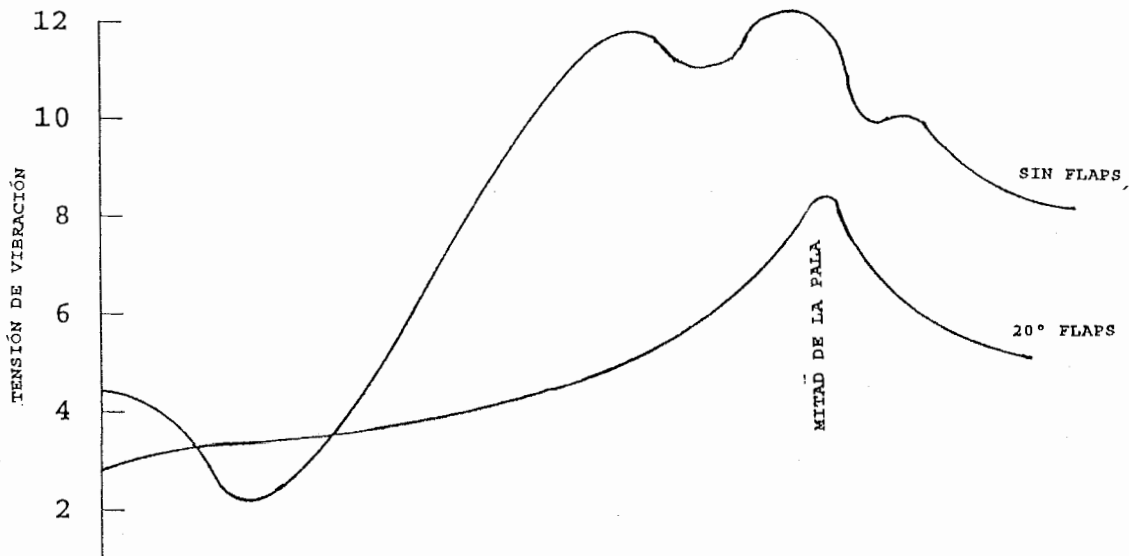


FIGURA 6. DATOS DE VIBRACION - DESGASTE DEL AMORTIGUADOR
DATOS DE VIBRACION - FLAPS EN EL DESPEGUE

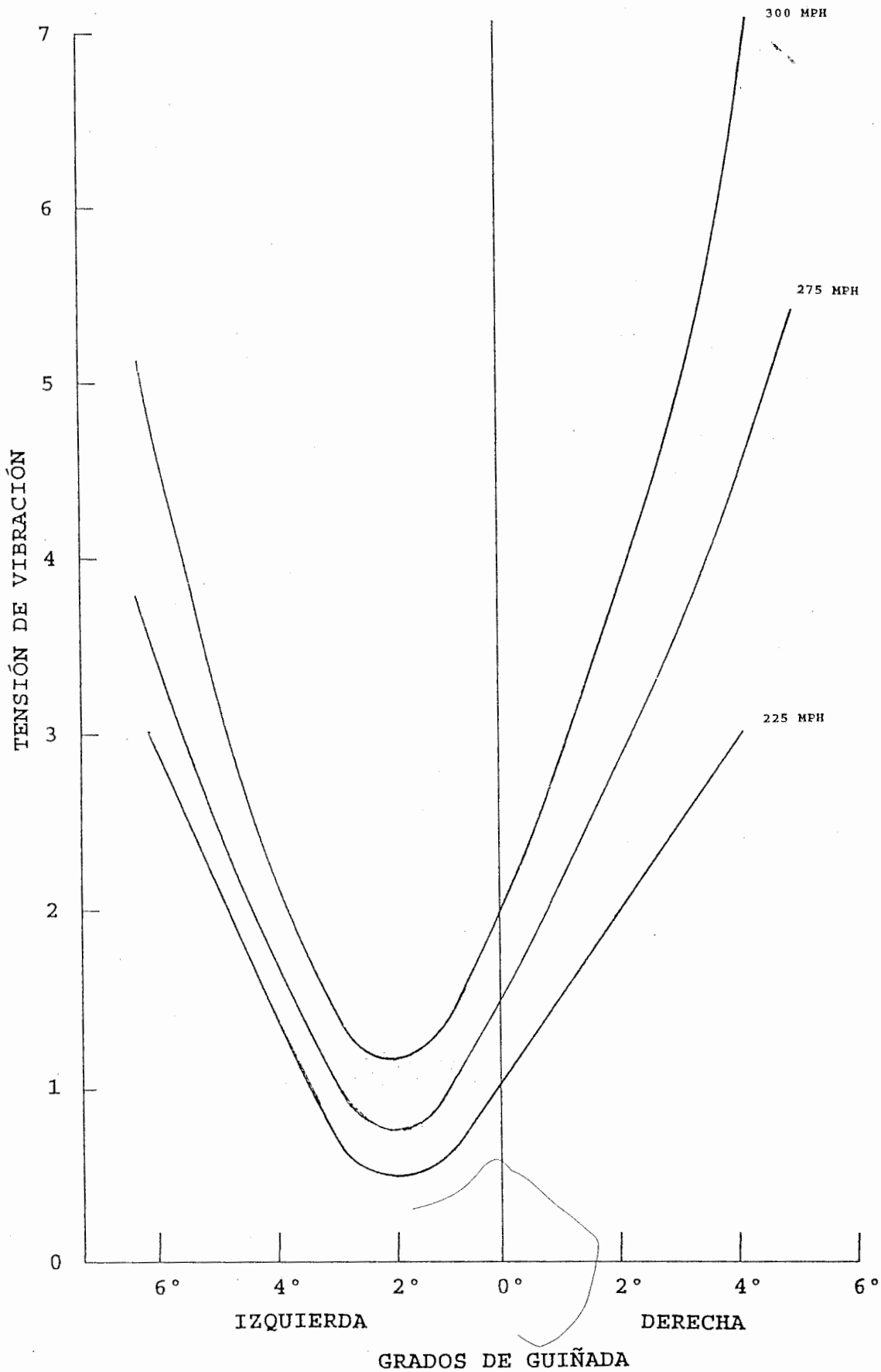
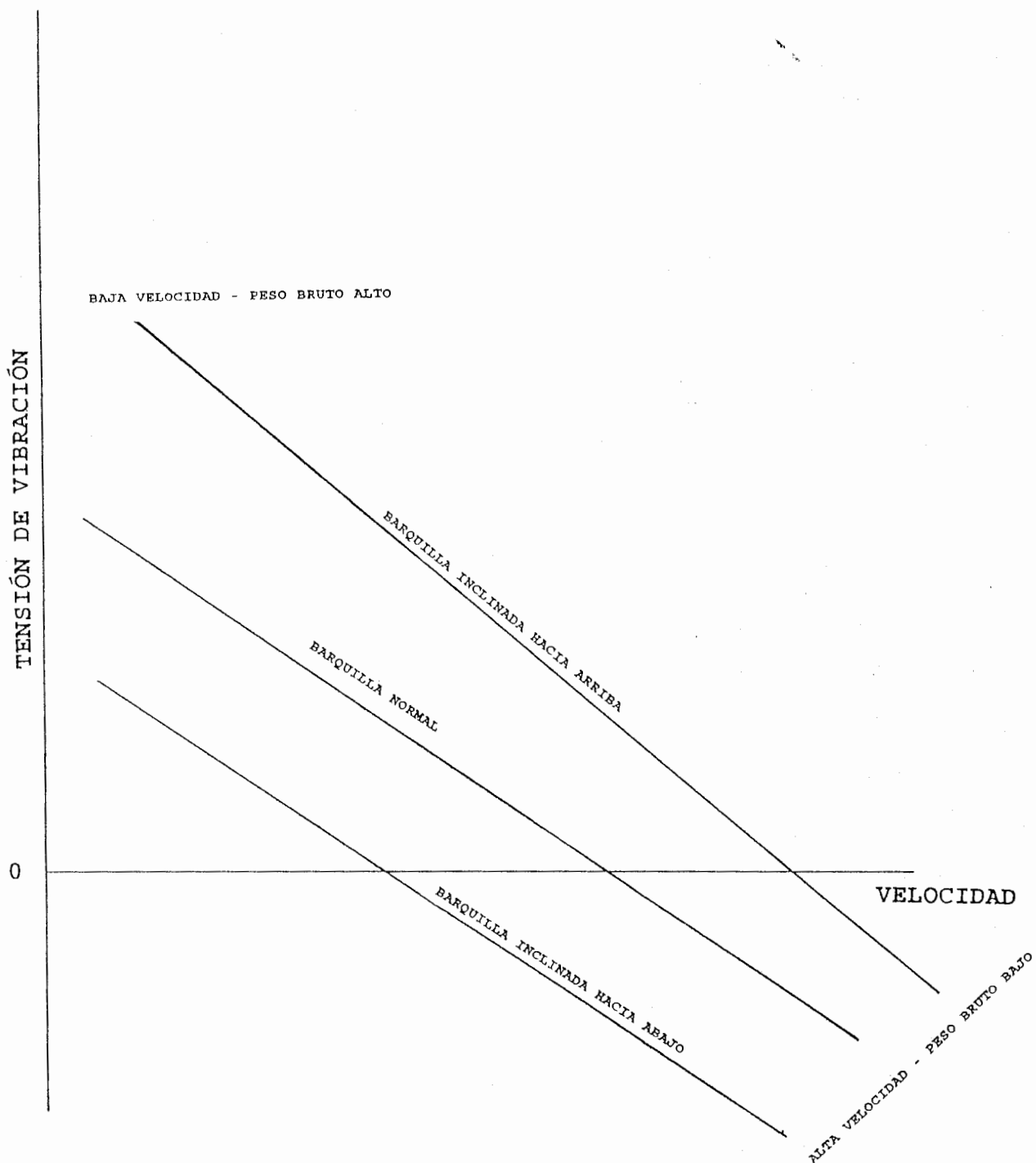


FIGURA 7. TENSION VS. GUIÑADA



Nota: Estas curvas típicas, son las utilizadas para mostrar la tensión asociada con varios pesos brutos para una configuración particular de barquilla en una aeronave dada. El efecto de un cambio de inclinación de la barquilla en una instalación, será la de cambiar la pendiente de la curva hacia una pendiente negativa menor, para un incremento de la inclinación hacia arriba, y una pendiente negativa mayor para un incremento de inclinación hacia abajo.

FIGURA 8. MODO FUNDAMENTAL 1xP VS. VELOCIDAD