

407674



F.C. 13-5-75

PATENTE DE INVENCION

Ref: B. 2073 SP.

Int. Cl. ³	B64C

Memoria Descriptiva

sobre:

PERFECCIONAMIENTOS EN HELICOPTEROS CON ESTRUCTURA DE SUSTENTACION DE CARGA.

407674

Solicitante: TEXTRON, INC, entidad norteamericana, residente en
 40 Westminster Street, Providence, Providence Co.
 Rhode Island, EE.UU. de A.
 =====

La presente invención se refiere a helicópteros y, de un modo más particular, a aislamiento de la estructura portadora de carga contra las vibraciones inducidas por el rotor principal.

Uno de los problemas principales existentes para poder aumentar la zona de velocidad de los helicópteros, es la mayor vibración expe-



rimentada por la tripulación y viajeros a grandes velocidades. Siempre -
se ha deseado aislar la zona de carga contra la armónica dominante del -
rotor. En una nave que tenga un rotor de dos palas funcionando a veloci-
dades del rotor de 300 ciclos por minuto, esta armónica es de 2 por re-
volución o 10 ciclos por segundo. Un fuselaje básico o cabina superior -
5. puede comprender la mayor parte de la estructura portadora de la carga y
la mayor parte del peso fijo. Sería conveniente aislar la cabina, que con-
tienen los asientos del piloto y copiloto, el cargo y el combustible.

Se han intentado varias formas de resolver el problema del
10. aumento en vibración vertical al aumentar la velocidad de avance. Las -
fuerzas cortantes en el plano del disco del rotor alrededor de la chagne-
nela que causan una mayor vibración vertical se pueden aislar por monta-
je flexible de la torre o construyendo un sistema de torre convergen-
te. No obstante, surgen dificultades al tratar de aislar la zona de cargo
15. de las fuerzas cortantes verticales empleando este método. Otro medio pa-
ra reducir la vibración en la zona de carga ha consistido en reconfigurar
la forma de modo de respuesta forzada del fuselaje básico cambiando su ri-
gidez y/o cambiando su distribución de masa. Un tercer método ha consis-
tido en cambiar la forma de modo de fuselaje empleando un supresor de vi-
braciones. Este método hace uso de un accionador montado en el fuselaje -
20. para hacer oscilar una masa en el plano vertical a una armónica del rotor
elegida con el fin de producir una reacción en las fuertes rotóticas a di-
cha frecuencia elegida. Estas dos últimas técnicas benefician solamente -
ciertas áreas del fuselaje, la cabina y la zona del cargo.

25. Otro método ha comprendido la reducción de funciones forza-



das a través de una mejora del diseño del rotor. No obstante, esto exige análisis detallados y complicados del rotor, generalmente no disponible.

Por lo tanto, los métodos anteriores a este invento comprenden los principios siguientes:

5. a) Diseño para una baja respuesta del fuselaje a la frecuencia fundamental del rotor;
- b) aislamiento de la torre por montaje flexible o torre convergente;
- c) forzar puntos nodales en vuelo en la zona de la cabina;
10. d) reducir funciones forzadas por flexuras, pesos extremos y medios, paletas múltiples, etc.

El método del presente invento comprende una relación adicional estructural y diferente, de forma que, en un aspecto, la cabina se une solamente a los puntos nodales en vuelo (de la estructura) del fuselaje.

15. De un modo más particular, el presente invento proporciona aislamiento contra las armónicas dominantes del rotor por aislamiento transnodal. Esto se consigue por la colocación controlada, mediante diseño del fuselaje, de puntos nodales de respuestas forzadas en secciones estructurales elegidas que componen el fuselaje básico a la armónica dominante principal del rotor y la unión ulterior de las secciones del cargo de la estructura a dichos puntos nodales. Los puntos nodales elegidos se definen sin referencia al cargo y son puntos nodales espaciales a la frecuencia forzada elegida. El aislamiento se consigue añadiendo juntas articuladas en los puntos nodales que no cambian la respuesta estructural. Las
- 20.
- 25.



varaciones en el peso del módulo no afectan notablemente las características de vibración.

5. De un modo más particular, según el invento, se proporciona un helicóptero que tiene una estructura de sustentación de carga, que comprende una estructura de fuselaje principal, cuya estructura comprende uno o más motores, torres, y rotores principales y mandos para los mismos. En dicha estructura, la vibración inducida por el rotor principal a una frecuencia predominante se vuelve característicamente más intensa a medida que aumenta la velocidad de avance. La estructura portadora de carga se sostiene directamente de la estructura del fuselaje solamente en puntos nodales en el mismo para aislar dichas estructuras de sustentación de carga de las citadas vibraciones.
- 10.

15. Según otro aspecto, cualquier parte auxiliar de la parte de carga se puede aislar por un acoplamiento a la estructura vibrante en puntos nodales.

20. Según otro aspecto, las armónicas dominantes del rotor y una armónica superior se aíslan por unión de carga en puntos nodales de frecuencias múltiples y respuestas forzadas en secciones del fuselaje especialmente diseñadas e instaladas, que comprenden repuesta forzada a la armónica dominante principal del rotor. Los puntos nodales elegidos se definen sin referencia a la carga y son puntos nodales de frecuencias múltiples especiales a las frecuencias forzadas elegidas.

25. De un modo más particular, una viga primaria del fuselaje se extiende en un plano perpendicular a la dirección de vibración que se ha de aislar y tiene un punto nodal de vibración a una frecuencia prima-

-5407674



ria. Una viga secundaria se sostiene en voladizo de la viga primaria en el punto nodal y tiene un punto nodal de vibración en un lugar separado de dicha viga primaria y una frecuencia que es un múltiplo de la frecuencia primaria. Una conexión articulada se extiende desde el segundo punto nodal hasta una carga.

5.

Para un conocimiento más completo del presente invento y de sus objetos y ventajas adicionales, se expone a continuación una descripción del mismo, tomando como referencia los dibujos adjuntos, en los que:

La Figura 1 ilustra una modalidad del invento.

10.

La Figura 2 ilustra un modelo de un conjunto empleado en una operación de diseño.

La Figura 3 ilustra un modelo que comprende el presente invento.

La Figura 4 ilustra una modificación de la Figura 3.

15.

La Figura 5 ilustra una modalidad adicional del invento.

La Figura 6 ilustra el aislamiento contra vibraciones de una parte de cabina para sostener un asiento.

La Figura 7 ilustra el principio en el que se basa el invento.

20.

La Figura 8 ilustra una modalidad del invento; y

La Figura 9 ilustra un acoplamiento a la viga de las Figuras 7 y 8.

25.

Refiriéndonos a la Figura 1, se ilustra en esta figura una modalidad del invento donde un fuselaje principal 10 está provisto de motores 11, una transmisión 12, una torre 13 que sostiene un rotor prin-



- cipal 14 provisto de paletas 15 y 16. Un plato oscilante 17 proporciona un medio para controlar el paso de las palas 15 y 16 a través de la conexión articulada 18. Una conexión articulada de control 19 se extiende hasta la cabina del piloto y responde a las órdenes manuales del piloto.
5. Un árbol de transmisión 20 atraviesa el fuselaje 10 hasta un rotor de cola 21 montado en el árbol 22. Los motores 11, transmisión 12 y torre 13, así como el árbol 20 y el rotor de cola 21, se sostienen en el fuselaje 10, que tiene una viga de sustentación efectiva 23. La transmisión 12 va montada en la viga 23 por medio de un yugo 24. Los demás componentes se montan de un modo similar según prácticas conocidas.
10. La viga 23 se extiende más allá de la torre 13 y la transmisión 12 para sostener otros aparatos, por ejemplo una batería 25. El fuselaje 10 se recubre con una envuelta aerodinámica 25 con las aberturas apropiadas para alojar los componentes montados sobre la viga 23.
15. Cuando un helicóptero permanece en posición fija a una altitud determinada, se encuentra relativamente exento de vibración a una frecuencia de vibración inducida por rotor 14. Durante el movimiento de avance se inducen vibraciones verticales en el fuselaje 10, según indica la flecha 30, así como fuerzas indicadas por la flecha 31.
20. Se ha averiguado que las vibraciones en el fuselaje 10, y particularmente en la viga 23, son características de una estructura dada. La respuesta de una estructura diferirá de la respuesta de cualquier otra estructura diferente. No obstante, en cada caso los puntos nodales, por ejemplo como en la Figura 1, son detectables a lo largo de la viga 23.
25. El término "puntos nodales" según se emplea en la presente memoria, se -

407674



refiere a puntos donde hay una vibración de valor cero o un punto muerto.

5. Según el presente invento, el fuselaje 10, descrito anteriormente, se puede someter a pruebas de respuesta forzada a la frecuencia dominante, para determinar el lugar de los puntos nodales. Según se indica en la Figura 1, los puntos nodales 40 y 41 representan puntos donde la vibración inducida por medio de la torre 13 y la transmisión 12 es nula. Las líneas de puntos A y B representan, a escala apropiada, las magnitudes relativas de las vibraciones a lo largo de la viga 23 cuando se excita a una frecuencia dada.

10. En los puntos 40 y 41 se puede montar una cabina 50, rígida y directamente a la viga 23. Unas cabezas 42 y 43 se extienden por encima de la cabina 50 y se sujetan en los puntos 40 y 41, respectivamente, por medio de pasadores de unión. Por este medio, la cabina 50 se sujeta rigidamente al fuselaje 10. Cuando la cabina 50 se acopla de este modo, el piloto, viajeros, combustible y equipaje no experimentan las vibraciones que anteriormente han molestado a los viajeros induciéndose en las estructuras portadoras de carga. Una velocidad óptima del rotor de aproximadamente 300 ciclos por segundo se mantiene normalmente prácticamente constante durante el vuelo, por lo que los puntos nodales 40 y 41 serán característicos y tendrán un lugar fijo para una estructura dada y serán prácticamente independientes de la carga sostenida desde los puntos nodales.

15. Las conexiones articuladas colectivas y cíclicas de control de paso representadas por las articulaciones 19a, 19b, salen preferible-



mente del plato oscilante 17 para penetrar en la cabina 50 en el lugar longitudinal de los puntos nodales 40. Esto reduce al mínimo la introducción de vibraciones en la palanca de mando en el compartimiento del piloto.

5. Por lo expuesto anteriormente, se observará que, según un aspecto del invento, el fuselaje 10 se diseña y construye y después se somete a una función forzada en un sistema de pruebas de vibraciones. Las mediciones tomadas en puntos a lo largo de la estructura identifican los puntos nodales. La estructura portadora de carga se une entonces en dichos puntos.

10. Los mismos resultados se pueden conseguir mediante un método analítico, según el cual se supone un sistema estructural dado en lo que se refiere a dimensiones, masa y rigidez. Estos factores se pueden suponer concentrados a lo largo de un eje geométrico elástico supuesto del fuselaje básico. La concentración de masas en puntos de cuadrícula se puede utilizar para representar la masa de la nave. Para la representación de eje elástico geométrico, se pueden añadir vigas de techo laterales donde se han de unir los motores. Se consideraría que dichas vigas salen lateralmente desde un punto bajo el mástil hasta puntos que representan las posiciones de los motores. El mástil se puede representar también por un elemento de barra elástica con una masa concentrada en la parte superior para representar la masa efectiva del rotor. La masa del rotor se puede considerar rigidamente unida al fuselaje básico para representar una configuración de torre rígida. A partir de una configuración

15. supuesta, se pueden simular en una computadora análisis de modos normales

20.

25.

407674



para las vibraciones de dichas estructuras. La ubicación de los nodos - así identificada puede sugerir el cambio del diseño real del fuselaje 10, por ejemplo, de forma que los puntos nodales se distribuyan en puntos - apropiados para la unión de la estructura portadora de carga.

5. En una operación de diseño, los resultados de dichas pruebas de computadora se incorporaron en un modelo a escala del tipo ilustrado en la Figura 2. En esta Figura, una viga 60 se acopló a un mecanismo impulsor vertical apropiado 61 representado por la torre 13. El mecanismo impulsor se accionó mecánicamente para inducir fuerzas en la dirección de la flecha 62. La viga recibió las dimensiones necesarias para simular un fuselaje real. La inducción de vibraciones verticales a la frecuencia - apropiada medida para representar dos por revolución para el fuselaje de tamaño natural demostró inducir vibraciones en la viga representadas en general por la línea de puntos 63. Se observará que a lo largo de la viga 60 existe un punto nodal 64 y un punto nodal 65. La vibración que muestra dos nodos puede considerarse como una vibración en el primer modo.
- 10.
- 15.

- Los modos 64 y 65 pueden no tener lugar en los lugares apropiados para la unión de una carga a un fuselaje representado por la viga 60. A medida que aumenta la frecuencia del mecanismo impulsor 61, se puede hacer que vibre la viga 60 en modos más elevados mostrando tres o más puntos nodales. El mismo efecto se puede conseguir, manteniendo la frecuencia constante, cambiando las propiedades elásticas de la estructura. Así, se puede suponer que la viga 70 tiene una forma de tamaño diferente o diferentes propiedades elásticas que la viga 60. Con vibraciones a la misma frecuencia que en la Figura 2, la viga 70 puede tener tres puntos -
- 20.
- 25.



nodales. Por ejemplo, en la Figura 3, los puntos nodales 66, 67 y 68 aparecen cuando la viga 70 vibra en un segundo modo. Los puntos nodales 66 y 67 quedan situados de una forma más apropiada para la unión de la estructura portadora de carga que los puntos nodales 64 y 65 de la Figura 2. La línea de puntos 69 representa las magnitudes relativas de la vibración vertical a lo largo de la viga 70. Las aceleraciones, medidas cuantitativamente, fueron de 2,8 g. en el morro, 1,8 g. máximo entre los puntos nodales 67 y 68 y 2,0 g. en la cola. Por el contrario, sobre la bandeja 71 se midieron valores de 0,08 g., 0,2 g. y 0,05 g. en los lugares indicados en la Figura 3.

Así el invento proporciona un útil de diseño importante que comprende la selección de las constantes del fuselaje superior con lo que los puntos nodales se pueden situar convenientemente.

En la Figura 3, la bandeja de sustentación de carga 71 se sostiene por medio de un yugo apropiado desde el punto nodal 66. Un travesaño 72 sobre la viga 70 se extiende lateralmente desde la viga 70 para proporcionar puntos lateralmente separados para unión de carga. La barra 72 representa una prolongación de la viga 70 y tiene también puntos nodales 73 y 74 cuando vibra. Los yugos 75 y 76, acoplados a la barra 72, en puntos 73 y 74, proporcionan un soporte exento de vibraciones de la bandeja 71.

En la Figura 4, se ha ilustrado una modificación donde la vibración en la viga 70 es aproximadamente del mismo nivel que la Figura 3. No obstante, la vibración en la bandeja 71 aumenta notablemente por la introducción de una riostra 80 entre el borde trasero de la bandeja -

-11-
407674



71 y la viga 70. Esto ilustra el efecto de los acoplamientos según técnicas anteriores a este invento. Se observará inmediatamente que la magnitud de aceleración en la propia viga solo se atenúa ligeramente con relación a los valores ilustrados en La Figura 3. Al mismo tiempo, las vibraciones en la bandeja portadora de carga 71 son de una amplitud notablemente aumentada. La energía en la viga 70 transmitida por la riostra 80 a la bandeja 71 aumenta el nivel de aceleración en la bandeja 71, según indican las líneas de puntos 81 y 82, que representan la magnitud de aceleración de los bordes de la bandeja 71. A pesar de que los valores representados en la Figura 4 son relativos, la aplicabilidad del presente invento a una estructura de avión de este tipo muestra una drástica reducción de vibraciones en la estructura portadora de carga.

En la Figura 5 se ha ilustrado otra modificación del invento. Una estructura básica de helicóptero, que comprende un fuselaje 100 tiene una viga estructural principal con un dosel de techo 102 y patines de aterrizaje 103. La viga principal comprende una sección vertical 101 que representa una parte de montaje de motor y torre. Una sección horizontal 104 forma parte integral de la sección vertical 101. La estructura comprendida en la viga 101, 104 vibra en resacas a la fuerza inducida por el rotor según se ha descrito.

Según esta modalidad del invento, una estructura de cabina representada por el contorno de líneas de puntos 105 se adapta para coincidir con el dosel 102 y se sostiene por la sección 104. De un modo mas particular, unas vigas en voladizo 106 y 107 salen lateralmente de la sección 104 en la parte trasera del área de alojamiento de la cabina. Las



vigas 108 y 109 salen lateralmente de la sección 104 en la parte de la zona de alojamiento de la cabina. Las vigas 106-109 vibran cada una y se las puede dar las dimensiones necesarias para que tengan nodos en puntos 106a-109a. La estructura de la cabina 105 se puede montar a las vigas -

5. 106-109 en puntos 106a-109a.

La sección de viga 110 se extiende hacia delante desde la - sección 104 y forma parte integral de la misma pero con una sección menor. Una batería 111, por ejemplo, u otra carga, se puede montar en el extremo de la viga 110. La viga 110 se puede dimensionar y cargar, por lo tanto, para que tenga un punto nodal en el punto 110a. En este punto, se -

10. pueden sujetar puntos de apoyo u otras articulaciones dirigidas hasta los mandos del rotor, para aislar de este modo los mandos accionados por el piloto en la cabina contra las fuerzas de vibración. Así, en cada caso, los dispositivos del montaje de las partes portadoras de carga del sistema se pueden sujetar rígida y directamente a la estructura del fuselaje. Aunque el fuselaje se vea sometido a vibración intensa, la parte portadora de carga del avión quedará aislada de dicha vibración.

15.

A pesar de que en las Figuras 1 y 5, la sustentación de toda la estructura de la cabina junto con su estructura de sustentación - para el combustible, personal y equipaje está exenta de vibraciones, -

20. dentro del alcance de este invento está también el habilitar dispositivos de montaje de subsecciones, como puede ser el asiento del piloto o el - asiento de un ametrallador, exentos de vibraciones del resto de la nave. De un modo más particular, en una instalación se montó un asiento según se ilustra en la Figura 6. Se habilitó una base 120 para sostener el -

25.



5. asiento 121. Un juego de columna, como la columna 122, se montó sobre el suelo 123 de la cabina de un helicóptero. Se montaron vigas en voladizo 125 sobre la columna 122 con pesos apropiados 126 para hacer que un nodo de vibración se situara en los puntos 127. Entonces se empleó una mordaza 128 para sostener la placa 120 de la barra 125 en cada punto nodal 127. Un dispositivo de montaje de tres puntos, utilizando una barra adicional, sirvió para el aislamiento del asiento 121 del resto de la estructura.

10. Refiriéndonos ahora a la Figura 7, una estructura de sustentación aislante de frecuencias múltiples, comprende una viga compuesta. Un elemento de bastidor 210 puede formar parte del fuselaje al que se ancla el sistema del presente invento y del cual cuelga. El elemento 210 sostiene una viga primaria 212, que tiene una masa 214 en su extremo libre. La viga 212 es una viga en voladizo montada en su base por el elemento 210. La viga puede vibrar en respuesta a las fuerzas inducidas por el rotor de forma que habrá un punto nodal 216 entre el elemento 210 y la masa 214.

15. Aunque el elemento 210 vibre intensamente y la masa 214 experimenta también vibración inducida, existirá muy poca vibración o ninguna en el punto 216.

20. Una segunda viga 218 se monta en la viga 212 y se extiende sobre la misma en el mismo plano que la viga 212. Una segunda masa 220 se montará en el extremo de la viga 218. La viga 218 se diseña de forma que que haya un punto nodal de vibración 222 en un punto a lo largo de su longitud.

25. La viga 212 se sintoniza preferiblemente al 90% de las armónicas inducidas por el rotor principal para aislarse de forma que el nodo 216 exista cerca del fondo o raíz de la viga. La viga 212 se une a una se-



gunda viga 218 que se sintoniza al 90% de la frecuencia superior que se ha de aislar. Si la armónica dominante del rotor principal es 2 por revolución entonces una armónica de relación frecuente es la frecuencia de 6 por revolución. Por lo tanto el punto 222 es punto nodal para ambas frecuencias.

5.

En el punto 222 se puede unir cualquier masa con un alto grado de aislamiento en ambas frecuencias.

La parte de la barra 212 entre el punto nodal 216 y la base 210 vibrará de un modo torsional así como en un modo de flexión en virtud de las fuerzas impuestas sobre la viga 212 por la vibración de la masa 220 sobre la viga 218. La viga 218 vibrará en un modo de flexión. La viga 212 se puede diseñar, por lo tanto, teniendo en consideración su régimen flexible de torsión más su régimen flexible de flexión. La viga 218 se puede diseñar teniendo en cuenta su régimen de flexión.

10.

La unión al punto nodal 222 deberá oponerse al movimiento oscilante de la viga 218. Un tipo de acoplamiento de rótula o esférico eliminará la imposición de una reacción indeseable al movimiento oscilante de la viga por la carga llevada por la misma.

15.

El sistema ilustrado en la Figura 7 se representa en la Figura 8 en una instalación. En esta instalación, el bastidor del helicóptero se ha ilustrado sin representar la torre. El fuselaje del helicóptero 300 se ilustra con una estructura de bastidor básico 301. La viga 301 sostiene un peso o diesel 302 y un fuselaje trasero 302a. El mecanismo de aterrizaje, incluyendo los patines 303, se ancla a la viga 301 y se sostiene desde la misma. Una envuelta o cabina cerrada 305 se emplea para proteger a los

20.

25.

416
407674



ocupantes y al carro de las fuerzas del viento.

El suelo (no ilustrado) de la cabina del fuselaje 300 se sostiene prácticamente exento de vibraciones a la frecuencia dominante inducida por el rotor principal y a un múltiplo de armónica superior, como puede ser la armónica de 6 por revolución. Cuatro vigas compuestas, del tipo ilustrado en la Figura 7, salen lateralmente de la viga principal del fuselaje 301. Las vigas 311, 312, 313 y 314 tienen cada una un punto nodal de doble frecuencia, por ejemplo en los puntos 321, 322, 323 y 324. La estructura del suelo para la cabina se puede sostener, por lo tanto, en los puntos 321-324 por lo que el cargo y el personal sostenidos por el suelo quedarán aislados de las vibraciones de 2 y 6 por revolución presentes en la viga principal 300.

Se sabe que cuando el helicóptero permanece en posición fija a una altitud determinada, se encuentra prácticamente libre de vibraciones a la frecuencia de 2 por revolución del rotor principal. Durante el movimiento de avance, se induce vibraciones verticales en el fuselaje 300, según indica la flecha 330. Las vibraciones son características de una estructura dada. La respuesta de una estructura diferirá de la respuesta de una estructura diferente.

Las vigas 311-314 se pueden montar rigidamente en el fuselaje para proporcionar apoyo de la parte portadora del mismo según se desee con aislamiento de vibraciones de frecuencias múltiples.

En la Figura 9, se ilustra una conexión articulada apropiada a la viga 311 con un punto nodal 321. La viga 321 está provista de un casquillo esférico 340 para alojar la cabeza esférica de un perno 342. Una -

407674



5. placa 344 se sujeta a la viga 321 por medio de pernos 345 para retener la cabeza esférica del perno 342. Mediante esta conexión, la viga 321 puede oscilar sin oposición de la carga desde el acoplamiento por medio de los pernos 342. En la forma ilustrada, la carga puede ir sostenida por un elemento de suelo 346 que se sujeta al perno 342 entre arandelas 348 por medio de tuercas 350.

Se comprenderá que se puede emplear también dispositivos elásticos de montaje para acoplarse a la viga 321 y permitir la sustentación de la carga sin oponerse al movimiento oscilante,

10. La descripción anterior se ha referido a un helicóptero de un sólo rotor, ilustrado en la Figura 1. No obstante, se comprenderá que el invento es aplicable a helicópteros de rotores múltiples donde se han de aislar las vibraciones inducidas por dichos rotores.

15. Habiendo descrito el invento con relación a ciertas modalidades específicas del mismo, se comprenderá que otras modificaciones se pueden sugerir por sí mismas a los expertos en la materia, por lo que se pretende proteger dichas modificaciones que queden comprendidas dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas.

N O T A

20. Descrita suficientemente la naturaleza del invento, así como la manera de realizarlo en la práctica debe hacerse constar que las disposiciones anteriormente indicadas son susceptibles de modificaciones de detalle en cuanto no alteren su principio fundamental. También se hace constar que el invento corresponde a unas solicitudes de patentes presentadas en EE.UU. de A., con los números 189.945 de 18 de Octubre de 1971 y

25.

407674



233.442 de 4 de Febrero de 1.972, accogiéndose por lo tanto a los beneficios que concedan los Convenios Internacionales en vigor, siendo lo que constituye la esencia del referido invento y por lo que se solicita Patente de Invención por 20 años en España sobre: Perfeccionamientos en helicópteros

5. con estructura de sustentación de carga, caracterizándose por lo siguiente:

1. Perfeccionamientos en helicópteros con estructura de sustentación de carga, caracterizados por que se dota a cada helicóptero una estructura de fuselaje principal sometida a vibración inducida por el rotor principal a una frecuencia predominante; y una estructura portadora de

10. carga sujeta a dicha estructura de fuselaje solamente en puntos nodales en el mismo para aislar dicha vibración de dicha estructura de sustentación de carga.

2. Perfeccionamientos según la reivindicación 1, caracterizados porque la estructura de carrocería principal vibra característicamente a la frecuencia de la velocidad normal de crucero del rotor multiplicada por el número de paletas del rotor para tener puntos nodales de vibración inducida en lugares separados en dicha estructura, y porque dispone de medios para unir rígidamente dicha parte portadora de carga a dicha estructura

15. 20. tura solamente en los citados puntos nodales.

3. Perfeccionamientos según la reivindicación 1, caracterizados porque:

La estructura del fuselaje principal comprende una torre, un rotor principal y mandos para los mismos; y la vibración inducida por el rotor principal a una frecuencia predominante se vuelve más intensa a medida que aumenta la velocidad de avance.

25.



407674



4. Perfeccionamientos según la reivindicación 1 a 3, caracterizados porque por lo menos una viga en voladizo se sujeta rígidamente a dicha estructura de fuselaje principal, vibrando con la misma, para tener un punto nodal a la citada frecuencia en un lugar de unión de carga conveniente, y porque dicha parte portadora de carga se sujeta a dichos puntos nodales en la citada estructura de fuselaje principal, comprendiendo por lo menos una conexión en punto nodal en la viga en voladizo.
5. Perfeccionamientos según la reivindicación 4, caracterizados porque se habilita una pluralidad de dichas vigas en voladizo y las uniones de carga se hacen solamente en puntos nodales en dichas vigas.
6. Perfeccionamientos según la reivindicación 1, caracterizados porque:
- Una primera viga en voladizo se sostiene de dicha estructura de fuselaje y se extiende longitudinalmente en un plano perpendicular a la dirección de vibración que se ha de aislar y tiene un primer punto nodal de vibración a una frecuencia primaria; porque una segunda viga en voladizo se sostiene desde dicha primera viga en la región del citado, punto nodal y tiene un segundo punto nodal de vibración en un lugar separado de dicha primera viga y a una frecuencia que es un múltiplo de dicha frecuencia primaria; y porque un dispositivo de conexión articulada se conecta a dicha segunda viga para sostener una carga en la región de dicho punto nodal.
7. Perfeccionamientos según la reivindicación 6, caracterizados porque la conexión articulada a dicha segunda viga comprende una estructura que permite la oscilación de dicha segunda viga sin oposición por -



parte de dicha conexión articulada.

5. 8. Perfeccionamientos según la reivindicación 8, caracterizados porque la conexión articulada a dicha segunda viga es una conexión de bola y casquillo que permite el movimiento oscilante de dicha segunda viga sin oposición por parte de dicha conexión articulada.

10. 9. Perfeccionamientos según la reivindicación 6, caracterizados porque dicho avión es un helicóptero que tiene un rotor principal y dicha primera viga en vibración tiene un punto nodal a la frecuencia de n por revolución, donde n es el número de paletas de dicho rotor, y porque dicha segunda viga en vibración tiene un punto nodal a xn por revolución donde x es un número entero.

10. perfeccionamientos según la reivindicación 9, caracterizado porque $n = 2$ y $X = 3$.

15. 11. Perfeccionamientos según la reivindicación 1, caracterizados porque la estructura de carrocería se sostiene en vuelo por un rotor montado en una torre, que comprende: Una pluralidad de vigas primarias, cada una de ellas sostenida en voladizo desde la estructura del fuselaje, extendiéndose en un plano perpendicular a dicha torre, estando cada una de dichas vigas primarias sintonizadas para vibrar a una frecuencia primaria, de forma que a la velocidad normal de funcionamiento de dicho rotor, aparezcan puntos nodales de vibración en un punto separado de dicha estructura de fuselaje en cada una de dichas vigas primarias; una viga secundaria sostenida por cada una de dichas vigas primarias en la región del citado punto nodal, teniendo cada una un punto nodal de vibración en un punto separado de su viga primaria y a una frecuencia que es un múltiplo

20.

25.



de la frecuencia primaria de su viga primaria; y conexiones articuladas -
acopladas a cada una de dichas vigas secundarias, con una conexión arti-
culada en cada uno de dichos puntos nodales de la viga secundaria para -
sostener dicha carga.

12. Perfeccionamientos según la reivindicación 11, caracteri-
zada porque cada una de dichas vigas primarias y dichas vigas secundarias
se sintonizan mediante pesos en sus extremos libres.

13. Perfeccionamientos según las reivindicaciones anteriores
caracterizados porque para sostener la carga de un helicóptero, con el -
fin de reducir al mínimo la vibración de la parte portadora de carga, que
comprende; establecer una relación estructural de una estructura de fusela
je principal, que comprende dicho helicóptero completo, a excepción de di-
cha parte portadora de carga, cuya estructura vibra característicamente a
la frecuencia de la velocidad normal de crucero del rotor multiplicada por
el número de palas del rotor para tener puntos nodales de vibración indu-
cida por el rotor en lugares separados en dicha estructura; y unir dicha
parte portadora de carga a dicha estructura solamente en los citados pun-
tos nodales.

14. Perfeccionamientos en helicópteros con estructura de sus-
tentación de carga, tal y como queda sustancialmente descrito en la presen
Memoria, y en los dibujos adjuntos.

Esta Memoria consta de 20 hojas, escritas a máquina por una
sola cara.

- 7 ABR. 1975

Madrid,

TEXTRON, INC.

L. GOMEZ ACEBO Y ESCOBAR
p. p. Firmado: L. Gomez Escobas



407674



407674

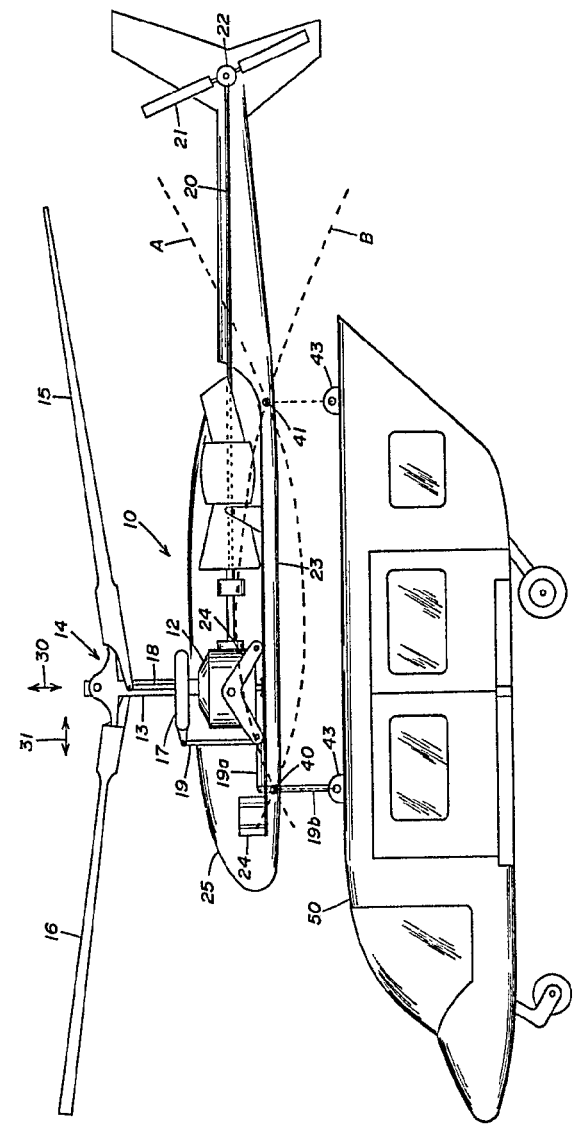


FIG. 1

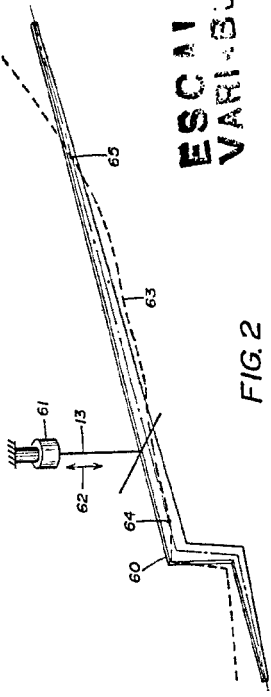


FIG. 2

ESCALA VARIABLE

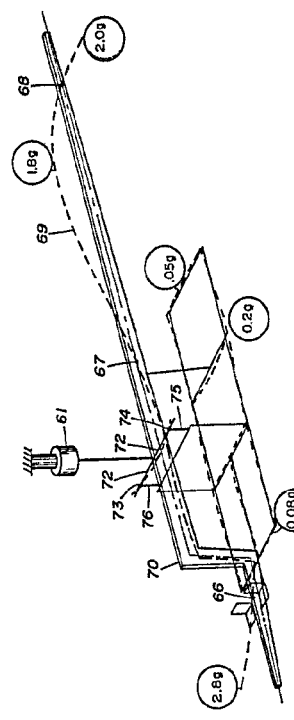


FIG. 3

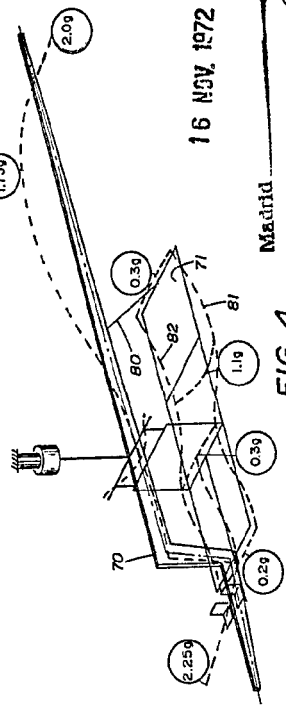


FIG. 4

16 NOV. 1972

Madrid

J. GOMEZ AGUDO Y FERRER

Pro. de Fomento L. 1. de Patentes

Signature



407674/16

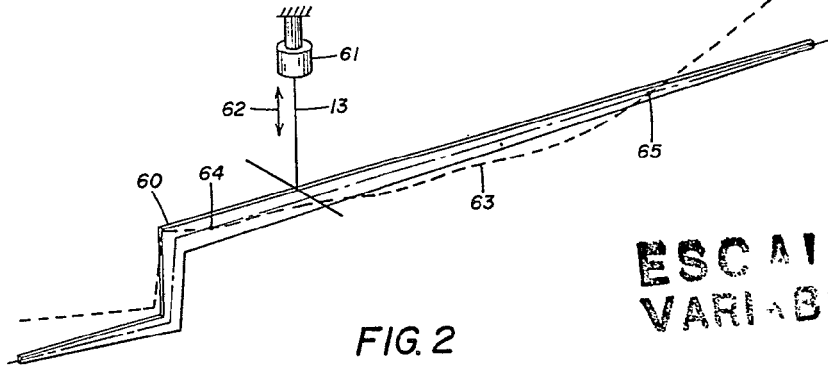


FIG. 2

ESCALA VARIABLE

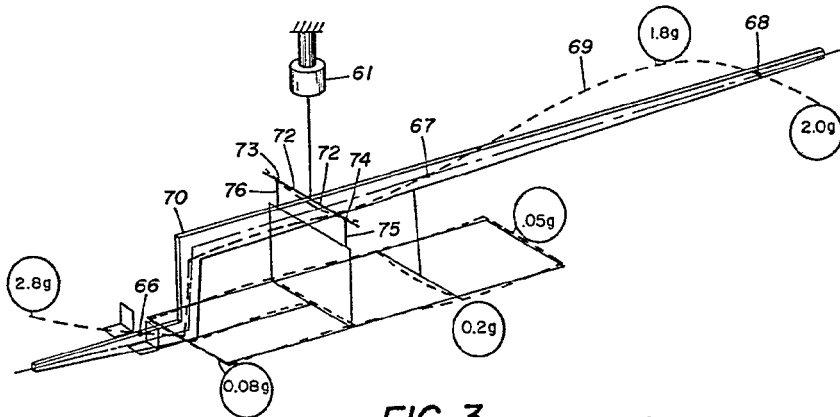
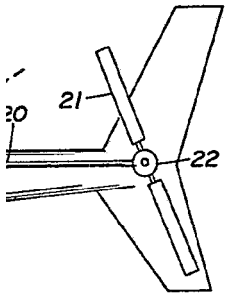


FIG. 3

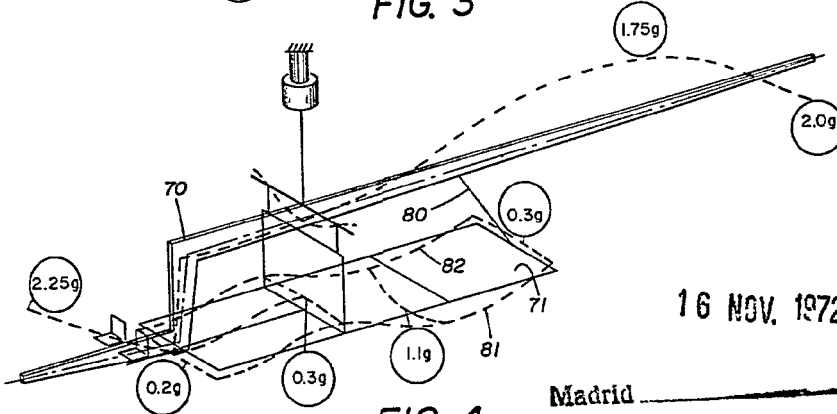


FIG. 4

16 NOV. 1972

Madrid

E. GÓMEZ ACEBO Y MORALES
Por lo Firmado: L. Conde Fernández

407674

407674

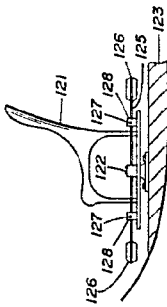


FIG. 6

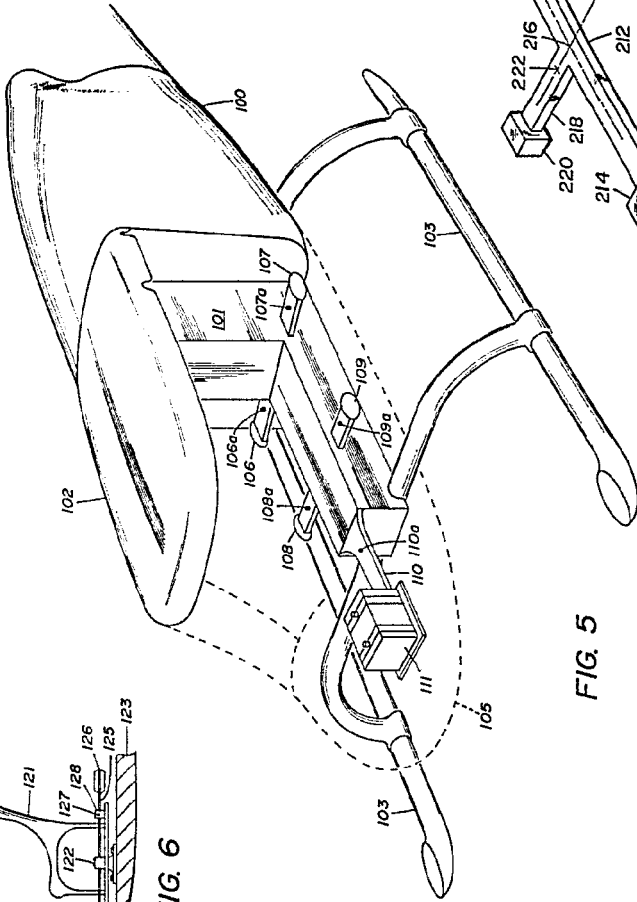


FIG. 5

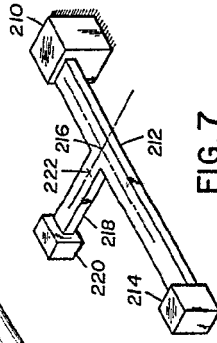


FIG. 7

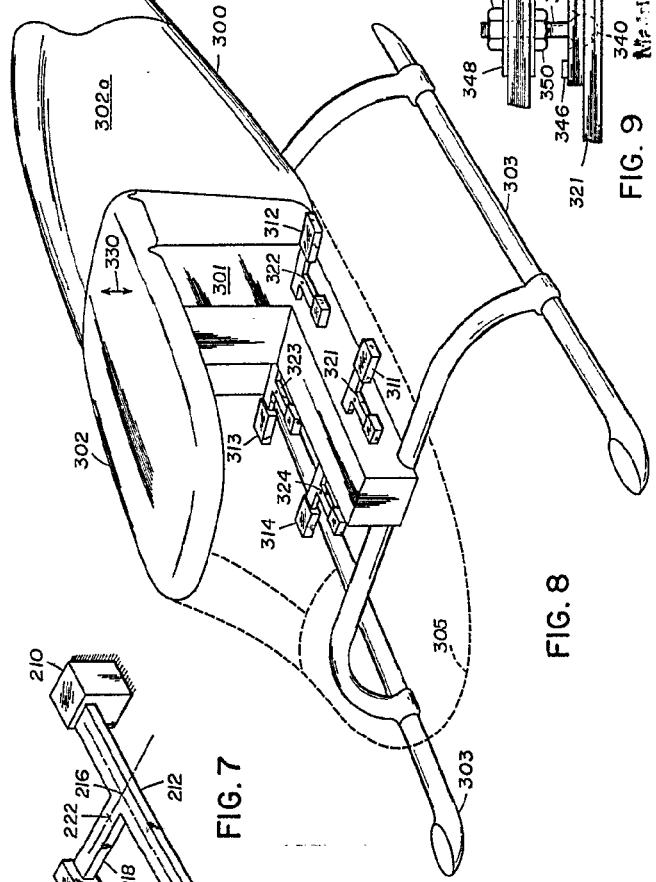


FIG. 8

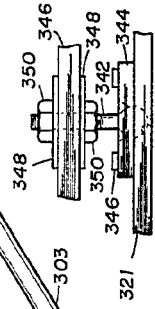


FIG. 9

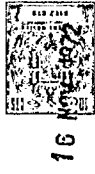
16 NOV. 1972

J. GOMEZ ACEBO Y MURPHY

Inventor

At. P. Fernández L. Cerezo Fernández

Madrid



ESCALA VARIABLE

TEXTRON, INC.,

407674

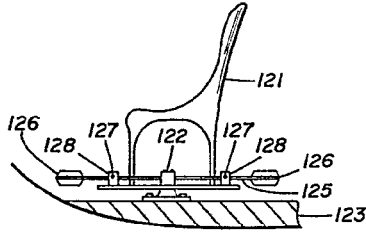


FIG. 6

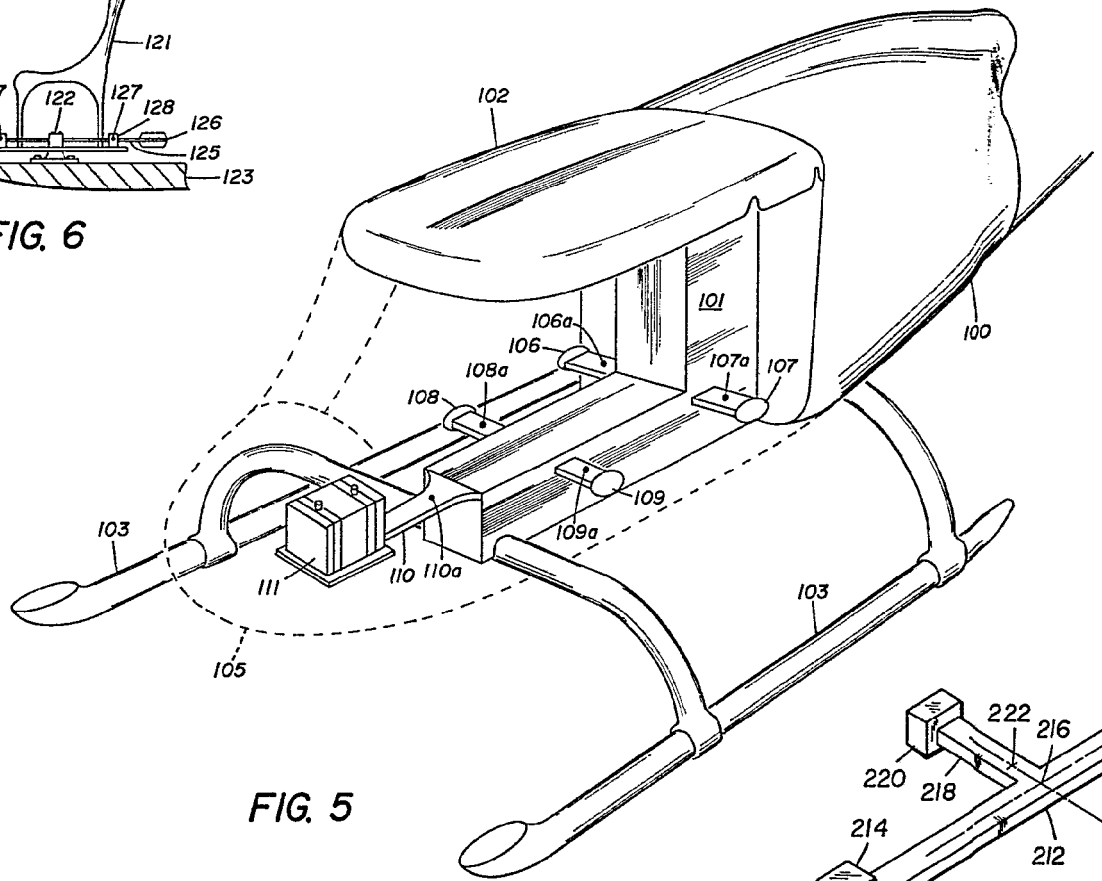


FIG. 5

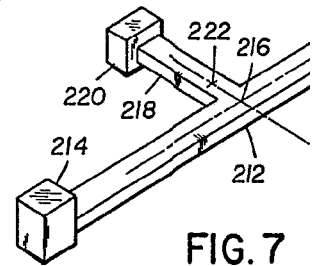
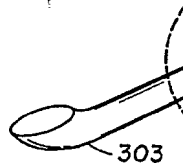
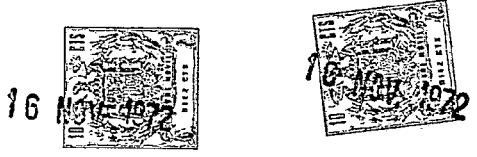


FIG. 7



303

407674



ESCALA VARIABLE

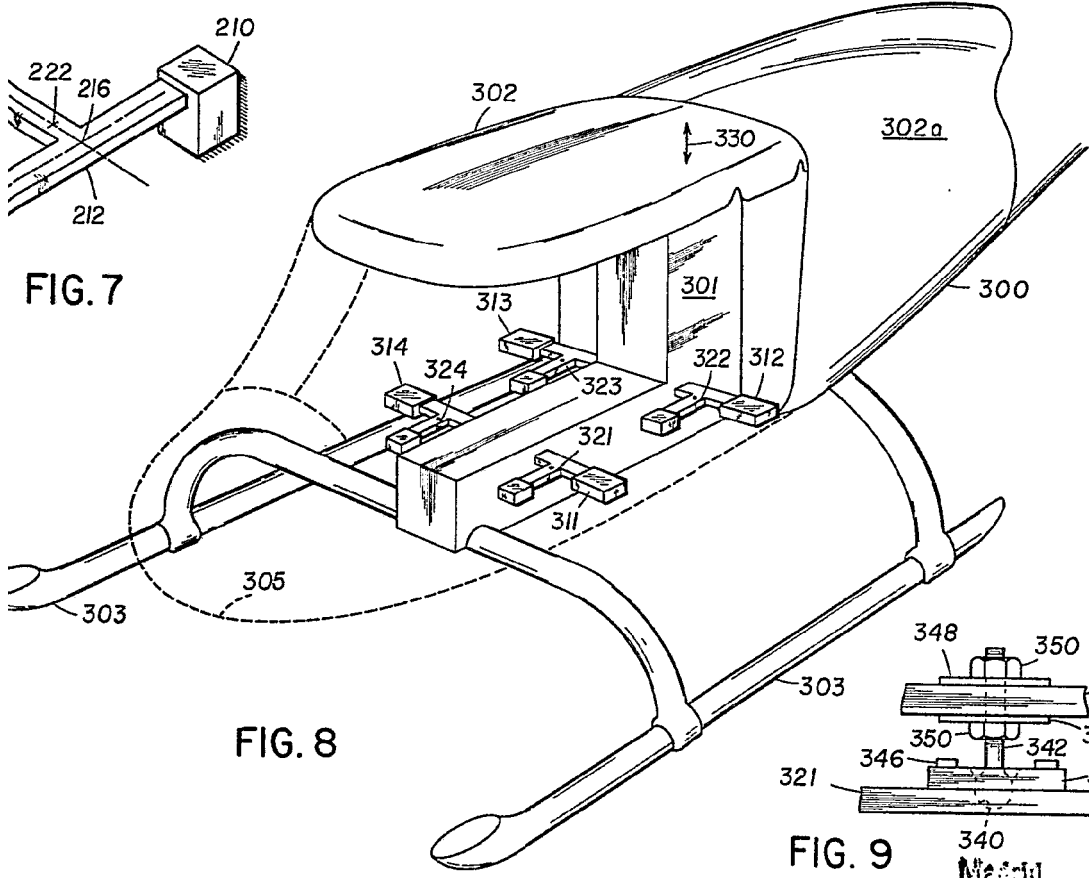


FIG. 7

FIG. 8

FIG. 9

16 NOV. 1972

J. GOMEZ ACEBO Y MODER
s. p. Firmado: L. G. G. Ferrández

[Handwritten signature]