



1975

413589

INT. CL. B64B

F.C. 17-3-76

NUMERO 413.589

MEMORIA DESCRIPTIVA

correspondiente a la solicitud de una

PATENTE DE INVENCION

Solicitante: FRANK S. MALVESTUTO, Jr.

Domicilio: 4295 EAST MEXICO AVENUE/DENVER/COLORADO 80222.-  
ESTADOS UNIDOS.

Enunciado: PERFECCIONAMIENTOS INTRODUCIDOS EN AERONAVES.

Prioridad: de la solicitud de patente estadounidense  
nº 244.068 del 14 de abril de 1.972.

l.a.

413589



EXTRACTO DE LA DESCRIPCION

Una aeronave incluye una pluralidad de alas. Cada una de las alas tiene un borde delantero y un borde posterior y unas superficies superior e inferior que definen una porción de superficie aerodinámica que produce una fuerza de elevación cuando el ala se desplaza en el aire. Por lo menos una parte del borde delantero de cada ala tiene la configuración de un medio círculo. Un dispositivo de rotor accionado por un motor está montado de manera que gire en el semicírculo y tiene unas aspas generalmente radiales que se extienden en la proximidad inmediata de la porción de superficie semicircular del borde posterior del ala y está dispuesto de manera que produzca una circulación de aire orientada hacia abajo sobre el borde posterior. Las aspas giran en un plano que se corta con la porción semicircular del borde posterior del ala y aumenta la velocidad de circulación del aire sobre la parte superior de la superficie aerodinámica y reduce la velocidad de circulación del aire sobre la parte inferior de la superficie aerodinámica, aumentando así la capacidad de elevación de la superficie aerodinámica. Las puntas y las aspas del rotor están situadas de modo que, cuando están en la proximidad del borde posterior del ala, la porción superior de cada punta se sitúa debajo del borde superior de la parte semicircular del borde posterior del ala y encima del borde inferior de la misma. El eje de rotación del dispositivo de rotor corresponde aproximadamente al eje del semicírculo y puede inclinarse con relación a la dirección del movimiento hacia adelante de la aeronave para proporcionar una componente de fuerza de empuje hacia adelante. Las alas están soportadas

413589



5 en tandem, separadas horizontalmente, de modo que un rotor  
situado en el borde posterior de una de las alas aumente la  
circulación hacia abajo del aire con relación a ésta, y  
aumente también la circulación del aire hacia abajo con re-  
lación a la otra ala, con lo cual, cada rotor asociado con  
cada ala aumenta o amplía la circulación de aire hacia aba-  
jo producida por el otro rotor, proporcionando así una fuer-  
za ascensional suplementaria a la aeronave. Además, unas  
unidades de flotación más ligeras que el aire pueden conec-  
tarse a las extremidades opuestas de cada una de las alas  
10 para aplicar una fuerza ascensional suplementaria a la aero-  
nave.

DESCRIPCION DETALLADA DEL INVENTO

15 El invento está relacionado con una aeronave y  
en particular una aeronave capaz de transportar cargas úti-  
les extremadamente elevadas.

Una nueva solución importante al sistema de  
elevación de una aeronave está descrito en la Patente de los  
Estados Unidos nº 3.372.891 otorgada a Frank S. Malvestuto,  
20 Jr. Esencialmente, la Patente nº 3.372.891 describe una es-  
tructura de ala en la cual el ala tiene una parte aerodiná-  
mica construida para proporcionar una fuerza ascensional al  
desplazarse a través del aire. Asociado con la superficie  
aerodinámica se halla un rotor que gira en una zona semi-  
25 circular definida por el borde posterior del ala. El rotor  
tiene una pluralidad de aspas de rotor cuyas puntas giran en  
un plano. El plano de rotación de las puntas se corta con  
el borde posterior del ala y las puntas están situadas en el  
interior del perfil del borde posterior. La ventaja del con-  
cepto descrito en la Memoria consiste en que la utilización  
30

413589



del rotor mejora substancialmente la capacidad de elevación de la estructura de ala respecto a una combinación de superficie aerodinámica y rotor, en la cual el rotor no está asociado con la superficie aerodinámica de la manera original que se describe en la Patente. En resumen, el rotor que gira aumenta la circulación del aire sobre la parte superior de la superficie aerodinámica y reduce la circulación del aire sobre la parte inferior de la superficie aerodinámica. Por consiguiente, la acción de la superficie aerodinámica es más eficaz. Además, cuando las puntas de las aspas del rotor giran, se crean naturalmente unos vortex en las puntas de las aspas y esta acción de vortex es tal que se aplica una fuerza de elevación suplementaria a la parte inferior de la superficie aerodinámica. Por consiguiente, como resultado de lo que antecede, se proporciona una estructura de ala con capacidad de elevación substancialmente mejorada en la cual la fuerza de empuje del rotor así como la acción de la superficie aerodinámica se añaden, y en razón de la relación aerodinámica cooperante del rotor y de la superficie aerodinámica, el rendimiento de la superficie aerodinámica aumenta substancialmente.

Además, el rotor puede crear una componente de fuerza dirigida radialmente hacia el exterior y esta componente de fuerza actúa sobre la superficie marginal posterior semicircular para aplicar a la aeronave una componente de empuje orientada hacia adelante.

El invento está relacionado con una aeronave que pone en aplicación el concepto descrito en la Patente nº 3.372.891 a nombre de Malvestuto, en una aeronave de transporte capaz de llevar una cantidad importante de carga útil.

413589



De hecho, el invento es capaz, de acuerdo con las dimensiones de los elementos que la componen, etc., de transportar una carga útil del orden de 2.118.000 Kg. (6.000.000 de libras). Debido a la carga útil importante que la aeronave del invento es capaz de transportar, la aeronave puede ser adaptada para transportar gas natural licuado o petróleo crudo procedentes de zonas dotadas de un terreno difícil y de un ambiente hostil, tal como las Islas Articas del Canada y de la Pendiente Norte de Alaska. De hecho, una flota de dichas aeronaves sería una variante eficaz y práctica a un oleoducto para transportar los materiales procedentes de estas áreas.

Según puede verse, la aeronave que incorpora el presente invento aplica los conceptos descritos en la Patente nº 3.372.891 conjuntamente con unidades de fuerza ascensional más ligeras que el aire que permiten que la unidad pueda transportar las cargas útiles extremadamente pesadas que han sido mencionadas en lo que antecede. Las unidades de fuerza ascensional están conectadas a las extremidades opuestas de la estructura de ala y reducen la circulación del aire alrededor de las extremidades del ala y sirven como placas de extremidad. Por consiguiente, mejoran el rendimiento de la estructura giratoria y aumentan la capacidad de elevación.

Además, el presente invento proporciona una estructura de alas múltiples en la cual las alas están situadas en tandem y las aspas de rotor están asociadas con el borde posterior de cada una de las alas. Las alas están separadas adecuadamente de modo que la circulación de aire orientada hacia abajo, creada por un sistema de ala-rotor,



413589<sup>1</sup>

asegure una ayuda positiva o un incremento de la circulación del aire orientada hacia abajo producida por el siguiente sistema ala-rotor montado en tandem. Por consiguiente, la fuerza ascensional total del sistema de ala-rotor en tandem es igual a la fuerza ascensional del sistema de inducción ala-rotor delantero, más la fuerza ascensional del sistema de inducción ala-rotor posterior, más el incremento de fuerza ascensional inducida en el sistema de ala-rotor delantero por el sistema de ala-rotor posterior, más el incremento de fuerza ascensional producido sobre el sistema ala-rotor posterior por el sistema de ala-rotor delantero. El resultado obtenido es que la acción combinada de dos sistemas de elevación ala-rotor dispuestos en tandem es substancialmente superior a dos veces la acción de elevación de un solo sistema de elevación por inducción ala-rotor, según se describe en la Memoria mencionada más arriba.

Además, de acuerdo con el invento se ha descubierto que disponiendo las aspas del rotor de modo que estén inclinadas con relación a la dirección del movimiento hacia adelante de la aeronave, se aplica una fuerza de empuje orientada hacia adelante de valor importante a la aeronave pudiendo ser utilizada esta fuerza para completar la fuerza de empuje orientada hacia adelante que es aplicada por las aspas del rotor al borde posterior del ala.

Los peritos en la materia podrán ver fácilmente otras características del invento en la descripción detallada que sigue de un modo de realización preferido del mismo, conjuntamente con los dibujos adjuntos, en los cuales:

La figura 1 es una vista en perspectiva algo ilustrativa de una aeronave que incorpora el presente invento;



413589

La figura 2 es una vista en planta de una parte de la aeronave representada en la figura 1;

La figura 3 es una vista en alzado lateral de la aeronave representada en la figura 1;

5 La figura 4 es una vista en alzado frontal de una parte de la aeronave representada en la figura 1;

La figura 5 es una vista esquemática que ilustra la posición en tandem de las alas de la aeronave y el efecto que los rotores de las alas en tandem tienen el uno sobre el otro;

10

La figura 6 es una vista algo esquemática que ilustra la posición angular del rotor para obtener una fuerza de empuje orientada hacia adelante importante;

La figura 7 es una vista en planta esquemática de una porción de una estructura de rotor y ala;

15

La figura 8 es una vista ilustrativa esquemática de la relación de la estructura rotor-ala;

Las figuras 9, 10, 11 y 12, son vistas ilustrativas esquemáticas de la circulación del aire alrededor de varias estructuras aerodinámicas; y

20

La figura 13 es un gráfico que ilustra la capacidad de elevación de varias estructuras aerodinámicas.

El invento proporciona una aeronave substancialmente mejorada. La aeronave del invento está particularmente designada para aplicaciones de transporte de gas natural licuado o de petróleo crudo procedente de emplazamientos que son de alcance difícil y que podrían ser inaccesibles por otros procedimientos incluso por medio de un oleoducto.

25

La aeronave que incorpora el invento se describe esquemáticamente y pictóricamente en la figura 1 y está

30

413589



5 generalmente designada por la referencia 10. La aeronave 10 incluye un par de unidades estructurales separadas 11, 12 que pueden ser también dispositivos de transporte de carga. El vehículo 10 incluye una pluralidad de alas 14, 16 y 18. Las extremidades opuestas externas de las alas 14, 16 y 18 están conectadas a unidades de flotación más ligeras que el aire. La carga puede igualmente estar soportada por las unidades de placa de extremidad de ala 20 y 22 y por las alas 14, 16 y 18, así como por las unidades estructurales 11, 12.

10 Las unidades estructurales y los soportes de carga 11 y 12 pueden ser de cualquier construcción convencional y se ilustran bajo la forma de depósitos de almacenamiento de forma generalmente alargada y perfilada que definen unas cámaras para recibir cualquier tipo de cargamento tal como  
15 gas natural licuado, petróleo crudo, o parecido. En los transportadores de carga 11 y 12 están dispuestos unas superficies de recubrimiento y unos enrejados que constituyen unas paredes divisorias para sostener la carga, y su construcción adecuada puede ser cualquiera.

20 La aeronave 10 está provista adecuadamente de un puente de mando de vuelo, generalmente designado por 40. Unos carros de observación 41 y 42 pueden disponerse en las extremidades delanteras de las unidades de flotación 20 y 22. Además, un tren de aterrizaje adecuado, designado generalmen  
25 te por 43, está dispuesto para el aterrizaje y el despegue de la aeronave. Además, el vehículo está provisto de una sección de timón de cola en cada una de las unidades de flotación 20 y 22 con el objeto de estabilizar la aeronave. La aeronave puede ser capaz de despegar y aterrizar de manera  
30 substancialmente vertical y puede ser diseñada para realizar

413589

11 ABR 1944



despegues o aterrizajes en agua, nieve, etc.

Las unidades de flotación de placa de extremidad de ala 20 y 22 tienen una construcción más ligera que el aire. La unidad 22, según se representa en la figura 2, está constituida por una pluralidad de compartimientos 24. Cada uno de los compartimientos está adaptado para recibir helio. Preferentemente, el helio está contenido en unas bolsas que están dispuestas en los compartimientos 24. Una vez que las bolsas de helio han sido dispuestas en las unidades de flotación, ya que las unidades de flotación son más ligeras que el aire, aplican una fuerza substancial al vehículo. En un vehículo destinado a transportar 2.118.000 Kg. de flete (6 millones de Libras) el efecto de flotación provisto por las unidades de flotación 20, 22 puede ser del orden de 906.000 Kg. (2 millones de Libras) de fuerza ascensional. La fuerza ascensional provista por las unidades de flotación 20, 22 puede rebasar el peso de la aeronave y en estos casos deben utilizarse medios adecuados tales como lastre o cables de retención para impedir que la aeronave no cargada se eleve.

La estructura de ala 14 incluye una pluralidad de porciones de alas designadas por 26, 28 y 30. La porción de ala 26 está conectada a la unidad de flotación 20 y al dispositivo de transporte de flete 11. La porción de ala 28 está conectada a los soportes de carga 11 y 12. La sección 30 del ala 14 se extiende entre el soporte de carga 12 y la unidad de flotación 22 y está conectada a estas. Sin embargo, estas secciones de ala 26, 28 y 30 pueden estar constituidas por porciones de una sola ala continua que atraviesa los soportes de cargamento 11, 12. El ala 18 es de construcción similar y está provista de tres secciones 26a, 28a y 30a que

413589<sup>n</sup> ASB



están conectadas con las mismas partes que las que se han indicado más arriba con relación al ala 14.

5 Las estructuras de ala 14 y 18 están conectadas a los soportes de cargamento y a las unidades de flotación substancialmente en el centro de las mismas y están situadas substancialmente en el centro con respecto a las extremidades verticales del vehículo. Las unidades de flotación 20, 22 tienen un diámetro importante (del orden de 42,67 metros - 140 pies) y están conectadas en su centro a las extremidades 10 externas de las secciones de ala 26, 26a y 30, 30a. Las unidades de flotación 20, 22, tienen porciones que están situadas encima de las puntas de las alas y unas porciones que sobresalen por debajo de las puntas de las alas. Estas porciones constituyen unas "placas de extremidad" de las puntas de 15 las alas y reducen particularmente la circulación del aire encima de las puntas de las alas entre la superficie superior e inferior de las mismas. En efecto, las unidades de flotación dirigen la circulación del aire sobre las secciones de las alas y tienden a facilitar al máximo el rendimiento de elevación de las estructuras de ala 14, 18. 20

La estructura de ala 16 incluye una sola unidad estructural que se extiende entre las porciones superiores de las unidades de flotación 20, 22 y se extienden encima de la porción superior de los soportes de cargamento 11 y 12. 25 La estructura de ala 16, está naturalmente conectada de manera adecuada a las porciones superiores de los soportes de cargamento 11 y 12, así como a las unidades de flotación 20 y 22. Las unidades de flotación 20, 22 constituyen unas "placas de extremidad" de la estructura de ala 16 impidiendo la 30 circulación del aire a partir de la parte inferior del ala

413589



hasta el lado superior del ala alrededor de la punta del ala produciendo así el máximo rendimiento de elevación de la estructura de ala 16.

5 Se observará en lo que antecede que las fuerzas ascensionales que se aplican a las estructuras de ala 14, 16 y 18 son transmitidas por estas a los dispositivos de soporte de cargamento 11, 12 y a las unidades de flotación de placa de extremidad 20-22, y que un diseño estructural adecuado tanto del ala como de las conexiones con las unidades de  
10 flotación 20, 22 y los dispositivos de soporte de cargamento 11, 12 es necesario para que las cargas puedan ser manejadas.

Para aumentar substancialmente la capacidad de elevación de la aeronave, cada una de las estructuras de ala 14, 16 y 18 está provista de un sistema de elevación por inducción de aire. Según se representa en el modo de realización descrito, la estructura de ala 14, y particularmente la  
15 sección 30 de la misma, tiene un borde delantero 50 y un borde posterior 51 (véase figura 2). El borde delantero tiene una configuración tal que defina dos cavidades semicirculares 52 y 53 en él. La sección 30 tiene la forma de superficie aerodinámica y está definida por una parte superior 55 y una parte  
20 inferior 56 (véase figura 6). La construcción de la sección 30 del ala 14 es tal que cuando la aeronave 10 se desplaza a través del aire, la circulación del aire a través de la superficie superior 55 y de la superficie inferior 56 es tal que  
25 cree una fuerza ascensional que se aplica al ala, de manera convencional. La fuerza ascensional naturalmente, resulta del hecho de que el aire que se desplaza a través de la superficie superior del ala se mueve a una velocidad mucho más elevada  
30 produciendo una reducción de presión a lo largo de la super-



413589

ficie superior del ala y que el aire que se desplaza sobre la superficie inferior se desplaza más lentamente produciendo un incremento de presión en la parte inferior del ala. Este efecto de superficie aerodinámica, bien conocido es el que produce la fuerza ascensional que se aplica al ala de la aeronave.

5

En la aeronave 10 que se describe, la fuerza ascensional mencionada más arriba es aumentada o auxiliada por unos medios giratorios 60, 62, que tienen cada uno una pluralidad de aspas asociadas con las cavidades semicirculares 52 y 53 en la parte marginal posterior de la sección de ala 30. Las aspas giratorias están situadas de modo que sus puntas estén en la proximidad inmediata de la porción marginal posterior que define la superficie del semicírculo pero a una cierta distancia de ella. Las aspas giratorias tienen unas puntas que giran alrededor de un eje generalmente vertical, el cual, según se representa en la figura 1, corresponde generalmente al eje de la porción de cavidad semicircular con la cual las aspas están asociadas. Las puntas de las aspas 60, 62 giran en un plano que se extiende perpendicularmente a la superficie que define la superficie marginal posterior semicircular y se corta con la superficie marginal posterior semicircular del ala.

10

15

20

Cuando las aspas giratorias 60 y 62 giran, aumentan la velocidad a la cual el aire se desplaza sobre la superficie superior 55 de la sección de ala 30 arrastrando el aire rápidamente sobre ésta según se indica por la flecha de circulación B, y al mismo tiempo tienden a comprimir el aire o a aumentar la presión por debajo de la sección de ala 30 y, además, a frenar la circulación del aire sobre la superficie inferior del ala según se indica por la flecha de circulación C,

25

30

413589

11



(véase figura 6). Como resultado de lo que antecede, las aspas giratorias 60, 62 tienen un efecto positivo sobre la acción de elevación de la sección de ala aerodinámica 30 con la cual están asociadas.

5

Además, cuando las aspas giratorias giran, se produce un efecto de vortex en las puntas de las aspas giratorias que reaccionan con el borde posterior semicircular, según se representa en la figura 8. Esta acción de vortex crea una circulación de aire que aplica además una fuerza ascensional sobre la superficie inferior del ala. Esta acción de vortex se produce inherentemente en el borde posterior de cada aspa del rotor y está representada esquemáticamente en los dibujos por las flechas de circulación designadas por A en las figuras 6, 7 y 8.

10

15

Además de la acción de vortex y de la mejora de la acción de la superficie aerodinámica, las aspas giratorias proporcionan una fuerza de empuje vertical a manera de aspas de helicóptero que producen una fuerza ascensional suplementaria que se aplica a la sección de ala 26.

20

Las aspas giratorias 60, 62 son accionadas por una fuente de energía adecuada a la cual se aplica energía o combustible de cualquier manera adecuada. Además, las aspas 60, 62 están soportadas por la sección de ala 30 y conectadas adecuadamente a estas por una sección de soporte de viga 69 que es capaz de transmitir la fuerza de empuje vertical de las aspas 60, 62 a la estructura de ala.

25

30

En los dibujos se ve que la sección 26 del ala 14, así como la sección 28 del ala 14, tiene también dos unidades giratorias asociadas con ellas, las cuales están designadas por 65-68 y todas construidas y asociadas con su sec-



413589<sup>11</sup>

ción de ala de la manera descrita más arriba con relación a las unidades giratorias 60 y 62.

5 No solamente la estructura de ala 14 tiene seis unidades giratorias asociadas con ella sino que la estructura de ala 16 tiene seis unidades giratorias asociadas con ella y designadas por 70-75. La estructura de ala 18 tiene igualmente seis unidades giratorias que están designadas por 80-85, asociadas con ella. Las unidades giratorias están todas dispuestas en las varias alas en la misma posición de separación de modo que una línea que pasa por el centro de cada unidad giratoria coincide con el borde posterior de la porción de ala entre las unidades giratorias.

10 En lo que antecede, se ve claramente que las unidades giratorias que están asociadas con las varias secciones de ala aumentan enormemente la capacidad de elevación de la aeronave 10 por encima de la capacidad de elevación de las secciones de alas aerodinámicas independientes. Naturalmente, el número y el tamaño de las aspas giratorias y el tamaño de la fuente de energía que hace girar las aspas giratorias y el tamaño de la fuente de energía que hace girar las aspas asociadas con las secciones de ala puede aumentarse para incrementar todavía más la fuerza ascensional de la aeronave 10. Aunque se hayan representado seis unidades giratorias en los dibujos como estando asociadas con cada estructura de ala, cualquier número de unidades giratorias puede asociarse con la estructura de ala para satisfacer las necesidades de transporte de carga deseadas.

20 Según se observará, las unidades giratorias que están asociadas con las estructuras de ala aseguran una enorme fuerza de elevación a la aeronave 10. Las unidades



413589

11

giratorias funcionan igualmente para impulsar la aeronave hacia adelante. Este efecto de propulsión hacia adelante es tá proporcionado por las aspas giratorias que crean un incremento de presión en la zona por debajo de las aspas giratorias y radialmente hacia el exterior a partir de las puntas de las aspas. Este incremento de presión producido por la acción de las puntas de las aspas proporciona una fuerza de empuje dirigida hacia adelante que se representa por la flecha D en los dibujos sobre la porción marginal posterior de la estructura del ala y es capaz de propulsar la aeronave hacia adelante.

Para aumentar el efecto de propulsión hacia adelante de las aspas giratorias de acuerdo con el invento, y según se representa más claramente en la figura 6, las aspas giratorias están inclinadas hacia adelante. Además de la fuerza de empuje orientada hacia adelante proporcionada por la presión representada por la flecha D que actúa sobre la porción de superficie marginal posterior, las aspas giratorias proporcionan una componente de empuje orientada hacia adelante debida a su inclinación hacia adelante. En el modo de realización preferido, el eje de rotación de las aspas está desplazado respecto a la vertical en  $10^{\circ}$  aproximadamente de modo que el plano de rotación de las aspas (designado por X en la figura 6) se corte con la dirección del movimiento hacia adelante de la aeronave durante el vuelo normal con un ángulo de aproximadamente  $10^{\circ}$ . El borde posterior semicircular es, según se representa en la figura 6, paralelo al eje de rotación de las aspas e igualmente forma un ángulo de  $10^{\circ}$  con la vertical.

Aunque la acción cooperante individual de las

413589



5 unidades giratorias con la superficie aerodinámica que está asociada con ella se describe detalladamente más arriba, el efecto ventajoso de las unidades giratorias en un dispositivo de alas en tandem es importante. La figura 5 ilustra esquemáticamente este efecto. Haciendo referencia a la figura 6, se representan en ella las alas en tandem 14, 16 y se representa solamente un rotor asociado con cada ala, quedando entendido que otros rotores están naturalmente asociados con las alas.

10 Cuando la aeronave 10 se desplaza en el aire, los rotores actúan sobre una gran masa de aire tanto encima como por debajo de la aeronave al pasar la aeronave a través del aire, y puede decirse que estas masas de aire se desplazan lentamente hacia abajo y hacia atrás de la aeronave, como se indica de manera general por las flechas de circulación 90 de la figura 5. Cada uno de los rotores situados en cada una de las alas produce e induce movimientos de grandes masas de aire. Cuando las alas están situadas en tandem y en presencia la una de la otra, cada ala produce un movimiento hacia abajo y hacia atrás de una porción del fluido o de la masa de gas en la proximidad de la otra ala. Según se ilustra esquemáticamente en la figura 7, por medio de flechas continuas, el rotor 60 asociado con el ala 14 induce o produce un movimiento hacia abajo y hacia atrás de una porción de la masa de fluido o de gas en la proximidad del ala 16 e inversamente, el rotor 70 produce una circulación o un movimiento hacia abajo del gas en la proximidad del ala 14, según se indica por las flechas en líneas de puntos. El efecto de cada rotor sobre su ala próxima no es naturalmente tan importante como sobre su propia ala.

15

20

25

30

413589



5 Por consiguiente, cada ala tiene alrededor de  
ella una circulación de fluido dirigido hacia abajo y hacia  
atrás que está producida por si misma y por los rotores aso-  
ciados con ella y por la acción de los rotores asociados con  
el ala adyacente. Por consiguiente, la fuerza de elevación  
total que se aplica a la aeronave es la fuerza ascensional  
del ala 14, más la fuerza ascensional del ala 16, más el in-  
cremento de fuerza ascensional aplicada al ala 14 producido  
por el ala 16 y el incremento de fuerza ascensional aplicado  
10 al ala 16 producido por el ala 14. Por consiguiente, está  
claro que la fuerza ascensional provista por las alas en  
tandem 14 y 16 es superior al doble de la fuerza ascensional  
producida por una cualquiera de las alas individuales. Por  
consiguiente, la utilización de alas en tandem proporciona  
15 un sistema con fuerza ascensional substancialmente mejorado.

La separación de las alas 14 y 16 es importan-  
te para que un ala produzca el efecto deseado sobre el ala  
adyacente. La separación entre las alas en tandem 14 y 16  
no ha de ser superior aproximadamente al 70% de la exten-  
sión total de cada ala. En otras palabras, la distancia de-  
signada por 79 en las figuras 2 y 5 puede alcanzar el 70%  
20 de la distancia interna entre las unidades de flotación 20,  
22.

La distancia o separación mínima entre las es-  
25 tructuras de ala en tandem debe tener en cuenta el efecto  
aerodinámico del ala frontal o delantera sobre el ala poste-  
rior. En el caso de que las alas estén situadas en el mismo  
plano muy cerca la una de la otra, el ala delantera tendrá  
un efecto perjudicial sobre el ala posterior. En particular,  
30 el ángulo de ataque o ángulo con el cual el aire entra gene-

413589



ralmente en contacto con el ala posterior no será adecuado, e incluso en el modo de realización preferido, el ala 16 está separada verticalmente para reducir el efecto del ángulo de ataque.

5                   Además, las unidades de rotor dispuestas en el ala delantera afectarán la circulación del aire sobre el ala posterior. Las cavidades semicirculares 52, 53 formadas en el borde posterior del ala delantera sobresalen aproximadamente a la mitad de la distancia a través del ancho del ala. Por consiguiente, las aspas del rotor sobresalen aproximadamente a la mitad de un ancho de ala respecto al borde posterior del ala delantera. Por consiguiente, el ala posterior, si está en el mismo plano que el ala delantera, debe situarse por lo menos a una distancia suficiente para que no interfiera con las aspas de rotor situadas en el ala delantera. 10 La separación entre las alas 16 y 18 debe ser idéntica para aprovechar el efecto de tandem. 15

La interacción del rotor y del ala, conjuntamente con la interacción entre las alas situadas en tandem, puede valorarse por medio de las trayectorias de circulación de aire resultantes, según se ilustra en las figuras 9, 20 10, 11 y 12. En la figura 9, la configuración aproximada de la circulación al aire está representada en el caso de un solo rotor que se desplaza hacia adelante a través de una masa de aire de una manera similar a la que se observa en un 25 helicóptero.

La figura 10 representa la configuración aproximada de la circulación del aire para un rotor de este tipo que funciona en combinación con una estructura de ala. Observe 30 vese que hacia abajo y a través de la combinación de ala y



413589

de rotor se desplaza una masa de aire más importante que la que se representa en la figura 9 para el rotor que trabaja independientemente del ala. En efecto, el ala en combinación con el rotor produce una combinación de circulación del aire que es comparable a la que podría observarse si teóricamente las aspas del rotor tuvieran una longitud tal que durante la parte orientada hacia adelante de su rotación pudieran barrer una superficie que incluye la zona combinada de ala-rotor. En otras palabras, la combinación de rotor-ala actúa en el aire de la misma manera que si existiese un rotor mucho más importante con una superficie igual a la del rotor existente más la porción del ala situada delante del rotor. Esto produce una distribución de la energía sobre una gran superficie para producir el rendimiento de una carga de rotor muy baja constituida por una pequeña fracción de hp por pie<sup>2</sup> de superficie ala-rotor combinada eficaz. Es bien sabido que la carga de energía de un helicóptero expresada en peso bruto elevado por cada hp utilizado aumentará substancialmente al aumentar la superficie del rotor para obtener una carga reducida del rotor medida en hp por pie<sup>2</sup> de superficie de rotor. Sin embargo, debido a las limitaciones materiales, existe un límite práctico respecto a la superficie de rotor utilizable en cualquier sistema de helicóptero. En términos generales, un sistema de helicóptero práctico utilizará cargas de rotor incluidas aproximadamente entre 13,2 cv/m<sup>2</sup> y 33 cv/m<sup>2</sup> (1,2 hp/pie<sup>2</sup> y 3 hp/pie<sup>2</sup>). Con el sistema de ala-rotor combinado que se utiliza en el invento y en la Patente Malvestuto n<sup>o</sup> 3.372.891, es posible ahora distribuir la potencia aplicada al rotor sobre una superficie mucho más amplia, que está constituida por la superficie del

413589

14 AGO. 1964

rotor más la superficie del ala, según se ilustra en la figura 10. En estas condiciones, es posible conseguir cargas de rotor incluidas entre  $12,1 \text{ cv/m}^2$  y  $11 \text{ cn/m}^2$  ( $1,10 \text{ hp/pie}^2$  y  $1 \text{ hp/pie}^2$ ) obteniendo así unas cargas de energía correspondientemente más elevadas incluidas entre  $72,57 \text{ Kg/cv}$  y  $45,359 \text{ Kg/cv}$  ( $160 \text{ Libras/hp}$  y  $100 \text{ Libras/hp}$ ).

La figura 11 representa la configuración aproximada de la circulación del aire que resulta de dos sistemas de inducción ala-rotor situados en tandem.

La figura 12 representa la configuración efectiva aproximada de la circulación del aire para un dispositivo de inducción ala-rotor dispuestos en tandem y mucho más separados.

Se observará que en la figura 12 la masa de aire que recibe una velocidad eficaz orientada hacia abajo es mucho más importante que en la figura 11. Si los sistemas de inducción de rotor situados en tandem se separan más, cada uno de ellos actuaría independiente y no crearía una velocidad de aire orientada hacia abajo entre dichos conjuntos de tandem. Por consiguiente, es importante que los conjuntos de inducción de ala-rotor en tandem estén separados por una distancia suficientemente reducida para que la circulación de aire entre estos conjuntos sea impulsada eficazmente hacia abajo por la interacción de los conjuntos de ala-rotor delantero y posterior, de la manera representada en la figura 12. Igualmente, es importante que estos sistemas de inducción ala-rotor estén separados por una distancia suficiente para que el volumen máximo de aire reciba una velocidad eficaz hacia abajo según se representa en la figura 12, en lugar del volumen de aire más limitado que se representa

413589<sup>M</sup>

14



en la figura 11.

Para cualquier combinación de potencia utilizada y de geometrías de ala-rotor, se determinará una separación óptima entre los conjuntos en tandem, por medio de mediciones experimentales directas o cálculos aerodinámicos. El efecto de arrastrar un gran volumen de aire que ha de recibir una velocidad eficaz orientada hacia abajo entre los volúmenes de aire sobre los cuales actuaría normalmente el conjunto de inducción ala-rotor por separado, distribuye eficazmente la potencia aplicada a los rotores sobre toda la superficie que incluye cada sistema de ala-rotor y la superficie entre dichos conjuntos de ala-rotor montados en tandem. Por consiguiente, la carga de rotor eficaz medida en  $\text{cv/m}^2$  ( $\text{hp/pie}^2$ ) de superficie puede ser muy pequeña, incluida entre  $0,011 \text{ cv/m}^2$  y  $1,1 \text{ cv/m}^2$  ( $0,001 \text{ hp/pie}^2$  y  $0,1 \text{ hp/pie}^2$ ) haciendo que la superficie eficaz del rotor incluya toda la superficie entre los conjuntos de ala-rotor en tandem, así como la superficie de los conjuntos de ala-rotor propiamente dichos. Si la carga eficaz del rotor se hace muy pequeña utilizando el invento, entonces la carga de energía eficaz puede ser aumentada hasta valores incluidos entre  $136,07 \text{ Kg/cv}$  y  $72,57 \text{ Kg/cv}$  ( $300 \text{ Libras/Hp}$  y  $166 \text{ Libras/hp}$ ) para estos conjuntos de inducción de ala-rotor en tandem.

La figura 13 representa la relación aproximada entre la carga de energía eficaz en  $\text{Kg elevados/cv}$  en una escala vertical ( $\text{Libras/hp}$ ) representada en función de la carga eficaz del rotor en  $\text{Kg/m}^2$  ( $\text{Libras/pie}^2$ ) representada en escala horizontal. Según se observa en este gráfico, el helicóptero tiene rendimientos muy bajos en lo que se refiere a la fuerza ascensional eficaz/cv utilizado, que se ex-



413589

tiende desde 0,272 Kg/cv hasta 0,634 Kg/cv ( 0,6 Libras/hp -  
1,4 Libras/hp). El sistema de elevación por inducción  
de una sola ala es capaz de conseguir mecánicamente una dis-  
tribución de la energía sobre una superficie eficaz más am-  
5 plia que puede extenderse desde 12,1 cv/m<sup>2</sup> hasta 11 cv/m<sup>2</sup>  
(1/10 hp/pie<sup>2</sup> - 1 hp/pie<sup>2</sup>), permitiendo así obtener cargas  
de energía eficaces entre 7257 kg/cv y 45,359 kg/cv ( 160  
Libras/hp y 100 Libras/hp).. Los conjuntos de ala-rotor de  
inducción en tandem pueden conseguir una distribución de  
10 energía suplementaria sobre una mayor superficie eficaz para  
reducir la carga del rotor a valores que pueden variar entre  
0,011 cv/m<sup>2</sup> y 1,1 cv/m<sup>2</sup> (0,001 hp/pie<sup>2</sup> y 0,1 hp/pie<sup>2</sup>), con-  
siguiendo así unas cargas de energía eficaces variables entre  
136,07 Kg/cv y 72,57 Kg/cv ( 300 Libras/hp y 160 Libras/hp).

15 En resumen: La Patente de Invención que se so-  
licita deberá recaer sobre las siguientes

REIVINDICACIONES

20 1. - Perfeccionamientos introducidos en aero-  
naves, que incluyen una estructura de ala, estando dicha estruc-  
tura de ala constituida, por lo menos, por un ala que tiene un  
borde de ataque y un borde posterior, teniendo dicha ala unas  
superficies superior e inferior que definen una porción de su-  
perficie aerodinámica para producir una fuerza de elevación  
cuando dicha ala se desplaza hacia adelante a través del aire,  
25 teniendo, por lo menos, una parte del borde posterior de dicha  
porción de superficie aerodinámica, una configuración tal que  
defina un alojamiento en forma de arco dotado de una porción de  
lantera y de un par de porciones laterales que se extienden hacia  
atrás, un rotor motorizado conectado con dicha ala y montado pa-  
ra girar alrededor de un eje inclinado hacia adelante, que se ex-  
30 tiende formando un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y



413589

5  
10  
15  
20  
25  
30

está dispuesto en un plano vertical que se extiende paralelamente a la dirección del movimiento hacia adelante de dicha ala, teniendo dicho rotor unas palas, generalmente radiales, con unas porciones de extremidad que pueden desplazarse a lo largo de un trayecto anular inclinado hacia arriba y hacia atrás a partir de dicho borde posterior de dicha ala y dispuesto, por lo menos, parcialmente, dentro de dicho alojamiento en forma de arco, teniendo dicho trayecto anular una porción delantera dispuesta en una posición muy adyacente respecto a dicha porción delantera de dicho alojamiento, estando dicha porción delantera de dicho trayecto anular dispuesta encima de dicha superficie inferior de dicha porción de superficie aerodinámica y debajo de dicha superficie superior de dicha porción de superficie aerodinámica, teniendo dicho trayecto anular un par de porciones laterales separadas que están dispuestas en la proximidad inmediata de dichas porciones laterales que se extienden hacia atrás de dicho alojamiento, estando cada una de dichas porciones laterales de dicho trayecto anular, dispuestas encima de dicha superficie inferior de dicha porción de superficie aerodinámica y debajo de dicha superficie superior de dicha porción de superficie aerodinámica, teniendo dicho trayecto anular una porción posterior en forma de arco que está dispuesta en posición diametralmente opuesta y encima de dicha porción delantera de dicho trayecto anular, teniendo dicho trayecto anular un primer eje diametral que se extiende hacia adelante y hacia abajo con un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y que corta dichas porciones delantera y posterior de dicho trayecto anular, estando dicho primer eje diametral dispuesto en un plano vertical que se extiende paralelamente al trayecto del movimiento de la aeronave, teniendo dicho trayecto anular un segundo eje diametral que se extiende perpendicularmente a dicho primer eje diametral y paralelamente al plano horizontal, estando dichas palas provistas de unas superficies destinadas a producir una fuerza de empuje orientada hacia arriba y hacia adelante y pa

413589



5 ra crear una circulación de aire a baja presión a través de dicha superficie superior y una circulación de aire a alta presión debajo de dicha superficie inferior, con el objeto de impulsar de este modo dicha aeronave hacia arriba y hacia adelante cuando giran dichas palas, y unos medios para hacer girar dichas palas.

10 2. - Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 1, caracterizados además porque incluyen un cuerpo de forma alargada, un par de unidades de fuerza ascensional más ligeras que el aire, de forma alargada y separadas, que tienen unos ejes longitudinales que se extienden paralelamente a un eje longitudinal de dicho cuerpo, estando dicha ala conectada con dichas unidades de fuerza ascensional y con dicho cuerpo y extendiéndose entre ellos, estando dicha porción de superficie aerodinámica de dicha ala dispuesta entre dichas unidades de fuerza ascensional, una segunda ala conectada con dichas unidades de fuerza ascensional y dicho cuerpo y que se extiende entre ellos

15 en un emplazamiento situado detrás de dicha primera ala, incluyendo dicha segunda ala unos bordes de ataque y posterior y unas superficies superior e inferior que definen una segunda porción de superficie aerodinámica que está dispuesta entre dichas unidades de fuerza ascensional, teniendo por lo menos, una parte del borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica,

20 una configuración tal que defina un segundo alojamiento en forma de arco, un segundo rotor motorizado conectado con dicha segunda ala y montado de manera que gire alrededor de un eje inclinado hacia adelante que forma un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y está dispuesto en un plano vertical que se extiende

25 paralelamente a la dirección del movimiento hacia adelante de dicha segunda ala, teniendo dicho segundo rotor unas palas generalmente radiales con unas porciones de extremidad que pueden desplazarse a lo largo de un segundo trayecto amular que está inclinado hacia arriba y hacia atrás respecto a dicho borde posterior de dicha segunda ala y está dispuesto, por lo menos parcialmente, dentro de dicho segundo alojamiento en forma de arco, teniendo

30

413589



5 dicho segundo trayecto anular una porción delantera que está dis-  
puesta en una posición muy adyacente a una porción delantera de  
dicho segundo alojamiento, estando dicha porción delantera de  
dicho segundo trayecto anular, dispuesta encima de dicha super-  
ficie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodiná-  
mica y debajo de dicha superficie superior de dicha segunda por-  
ción de superficie aerodinámica, teniendo dicho segundo trayecto  
anular un par de porciones laterales separadas que están dispues-  
tas en la proximidad inmediata de dichas porciones laterales que  
se extienden hacia atrás de dicho segundo alojamiento, estando  
10 cada una de dichas porciones laterales de dicho segundo trayecto  
anular dispuestas encima de dicha superficie inferior de dicha  
segunda porción de superficie aerodinámica y debajo de dicha su-  
perficie superior de dicha segunda porción de superficie aerodi-  
námica, teniendo dicho segundo trayecto anular una porción poste-  
rior en forma de arco, que está dispuesta en una posición diame-  
15 tralmente opuesta y por encima de dicha porción delantera de di-  
cho segundo trayecto anular, teniendo dicho segundo trayecto anu-  
lar un primer eje diametral que se extiende hacia adelante y ha-  
cia abajo con un ángulo agudo respecto al plano horizontal y  
que corta dichas porciones delantera y posterior de dicho segun-  
do trayecto anular, estando dicho primer eje diametral de dicho  
20 segundo trayecto anular dispuesto en un plano vertical que se ex-  
tiende paralelamente al trayecto del movimiento de la aeronave,  
teniendo dicho segundo trayecto anular un segundo eje diametral  
que se extiende perpendicularmente a dicho primer eje diametral  
y paralelamente al plano horizontal, teniendo dichas palas de di-  
25 cho segundo rotor, unas superficies destinadas a producir una fuer-  
za de empuje orientada hacia arriba y hacia adelante y a crear  
una circulación de aire a baja presión a través de dicha superfi-  
cie superior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica  
y una circulación de aire a alta presión debajo de dicha superfi-  
cie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica  
para empujar más fuertemente dicha aeronave hacia arriba y hacia  
30

413589



adelante cuando giran dichas palas de dicho segundo rotor, y unos medios para hacer girar dichas palas de dicho segundo rotor.

5  
10  
15  
20  
25  
30

3. - Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 1, caracterizados además porque incluyen un cuerpo de forma alargada conectado con dicha primera estructura de ala, una segunda estructura de ala conectada con los lados opuestos de dicho cuerpo y que se extiende transversalmente hacia el exterior respecto a éstos en un emplazamiento situado encima de un plano horizontal que se extiende a través de la unión entre dicho cuerpo y dicha primera estructura de ala, de tal manera que dicha segunda estructura de ala esté decajada verticalmente con relación a dicha primera estructura de ala, incluyendo dicha segunda estructura de ala unos bordes de ataque y posterior y unas superficies superior e inferior que definen una segunda porción de superficie aerodinámica que sirve para aplicar una componente de fuerza ascensional a dicha segunda estructura de ala, teniendo por lo menos una parte del borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica, una configuración tal que defina un segundo alojamiento en forma de arco dotado de una porción delantera y de un par de porciones laterales que se extienden hacia atrás, un segundo rotor motorizado conectado con dicha segunda estructura de ala para producir una circulación de aire a baja presión a través de dichas superficies superiores de dicha segunda porción de superficie aerodinámica y una circulación de aire a alta presión a través de dicha superficie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica para empujar de manera complementaria dicha aeronave hacia arriba, incluyendo dicho segundo rotor una pluralidad de palas generalmente radiales con unas porciones de extremidad capaces de desplazarse a lo largo de un segundo trayecto anular que se extiende por detrás de dicho borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica y que está dispuesto por lo menos parcialmente dentro de dicho segundo alojamiento en forma de arco, teniendo dicho segundo trayecto anular una porción delantera que está dispuesta

413589



en una posición muy adyacente a dicha porción delantera de dicho segundo alojamiento, estando dicha porción delantera de dicho segundo trayecto anular dispuesta encima de dicha superficie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica, teniendo dicho segundo trayecto anular un par de porciones laterales separadas que están dispuestas en la proximidad inmediata de dichas porciones laterales que se extienden hacia atrás de dicho segundo alojamiento, estando cada una de dichas porciones laterales de dicho segundo trayecto anular dispuestas encima de dicha superficie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica y debajo de dicha superficie superior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica, teniendo dicho segundo trayecto anular una porción posterior en forma de arco que está dispuesta por detrás de dicho borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica.

4.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves, según la reivindicación 3, caracterizados porque dicha aeronave incluye además un par de cuerpos que se extienden longitudinalmente y que están separados, estando dicha estructura de ala conectada con dichos cuerpos, estando dichas primera y segunda porciones de superficie aerodinámica y dichos primero y segundo rotores dispuestos entre dichos cuerpos.

5.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 3, caracterizados porque dicha aeronave incluye además un cuerpo de transporte que se extiende longitudinalmente, estando dicha estructura de ala conectada con los lados opuestos de dicho cuerpo de transporte y extendiéndose hacia el exterior a partir de ellos, estando dicha primera porción de superficie aerodinámica y dicho primer rotor dispuestos en un lado de dicho cuerpo de transporte y estando dicha segunda porción de superficie aerodinámica y dicho segundo rotor dispues

30

4-13-589



tos en un lado de dicho cuerpo de transporte opuesto a este primer lado.

6.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según las reivindicaciones anteriores, caracterizados porque incluyen un cuerpo de forma alargada,

5 una primera estructura de ala conectada con los lados opuestos de dicho cuerpo y que se extiende transversalmente hacia el exterior de los mismos, incluyendo dicha primera estructura de ala unos bordes de ataque y posterior y unas superficies superior e inferior que definen una primera porción de superficie aerodinámica que sirve para aplicar una componente de fuerza ascensional a dicha primera estructura de ala, teniendo por lo menos una

10 parte del borde posterior de dicha primera porción de superficie aerodinámica, una configuración tal que defina un primer alojamiento en forma de arco dotado de una porción delantera y de un par de porciones laterales que se extienden hacia atrás, una

15 segunda estructura de ala conectada con los lados opuestos de dicho cuerpo y que se extiende transversalmente hacia el exterior de los mismos, incluyendo dicha segunda estructura de ala unos bordes de ataque y posterior y unas superficies superior e inferior que definen una segunda porción de superficie aerodinámica que sirve para aplicar una componente de fuerza ascensional a dicha segunda estructura de ala, teniendo por lo menos una parte

20 del borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica, una configuración tal que defina un segundo alojamiento en forma de arco dotado de una porción delantera y de un par de porciones laterales que se extienden hacia atrás, un primer dispositivo de rotor conectado con dicha primera estructura de ala para crear una circulación de aire a baja presión a través de dicha superficie superior de dicha primera porción de superficie

25 aerodinámica y una circulación de aire a alta presión a través

30

*M*



413589

de dicha superficie inferior de dicha primera porción de superfi-  
cie aerodinámica para empujar hacia arriba dicha aeronave y para  
crear una circulación de aire alrededor de dicha segunda porción  
de superficie aerodinámica, incluyendo dicho primer dispositivo  
5 de rotor una pluralidad de palas generalmente radiales con unas  
porciones de extremidad que pueden desplazarse a lo largo de un  
primer trayecto anular que se extiende por detrás de dicho borde  
posterior de dicha primera porción de superficie aerodinámica y  
está dispuesto, por lo menos parcialmente, dentro de dicho aloja-  
10 miento en forma de arco, teniendo dicho primer trayecto anular  
una porción delantera que está dispuesta en la proximidad inme-  
diata de dicha porción delantera de dicho primer alojamiento, es-  
tando dicha porción delantera de dicho primer trayecto anular,  
dispuesta encima de dicha superficie inferior de dicha primera  
15 porción de superficie aerodinámica y debajo de dicha superficie  
superior de dicha primera porción de superficie aerodinámica,  
teniendo dicho primer trayecto anular un par de porciones late-  
rales separadas que están dispuestas en la proximidad inmediata  
de dichas porciones laterales que se extienden hacia atrás de  
20 dicho primer alojamiento, estando cada una de dichas porciones  
laterales de dicho primer trayecto anular dispuestas encima de  
dicha superficie inferior, de dicha primera porción de superfi-  
cie aerodinámica y debajo de dicha superficie superior de dicha  
primera porción de superficie aerodinámica, teniendo dicho pri-  
25 mer trayecto anular una porción posterior en forma de arco que  
está dispuesta detrás de dicho borde posterior de dicha primera  
porción de superficie aerodinámica, un segundo dispositivo de  
rotor conectado con dicha segunda estructura de ala para crear  
una circulación de aire a baja presión a través de dichas super-  
30 ficies superiores de dicha segunda porción de superficie aerodi

413589



námica y una circulación de aire a alta presión a través de dicha superficie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica para empujar de manera complementaria dicha aeronave hacia arriba, incluyendo dicho segundo dispositivo de rotor  
5 una pluralidad de palas generalmente radiales con unas porciones de extremidad capaces de desplazarse a lo largo de un segundo trayecto anular que se extiende por detrás de dicho borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica y está dispuesto, por lo menos parcialmente, dentro de dicho segundo alojamiento en forma de arco, teniendo dicho segundo trayecto anular una porción delantera que está dispuesta en la proximidad inmediata de dicha porción delantera de dicho segundo alojamiento, estando dicha porción delantera de dicho segundo trayecto anular dispuesta encima de dicha superficie inferior de dicha  
10 segunda porción de superficie aerodinámica, teniendo dicho segundo trayecto anular un par de porciones laterales separadas que están dispuestas en la proximidad inmediata de dichas porciones laterales que se extienden hacia atrás de dicho segundo alojamiento, estando cada una de dichas porciones laterales de dicho segundo trayecto anular dispuestas encima de dicha superficie inferior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica y debajo de dicha superficie superior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica, y teniendo dicho segundo trayecto anular una porción posterior en forma de arco que está dispuesta  
15 por detrás de dicho borde posterior de dicha segunda porción de superficie aerodinámica.

7. - Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 6, caracterizados porque dicho primer dispositivo de rotor está montado de manera que gire alrededor de un eje inclinado hacia adelante que se extiende formando  
20

413589



un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y está dispuesto en un plano vertical que se extiende paralelamente al trayecto del movimiento de dicha aeronave y dicha porción posterior de dicho primer trayecto anular está dispuesta encima de dicha porción delantera de dicho primer trayecto anular, estando dicho segundo dispositivo de rotor montado de manera que pueda girar alrededor de un eje inclinado hacia adelante que se extiende formando un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y está dispuesto en un plano vertical que se extiende paralelamente al trayecto de movimiento de dicha aeronave, y dicha porción posterior de dicho segundo trayecto anular está dispuesta encima de dicha porción delantera de dicho segundo trayecto anular.

8.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 7, caracterizados porque dichas primera y segunda estructuras de ala están decaladas verticalmente la una respecto a la otra.

9.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 6, caracterizados además porque incluyen una unidad de fuerza ascensional más ligera que el aire y de forma alargada que se extiende entre dichas primera y segunda estructuras de ala y que está conectada con ellas.

10.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves según la reivindicación 9, caracterizados porque dichos primero y segundo dispositivos de rotor están montados de manera que giren alrededor de ejes inclinados hacia adelante que se extienden en ángulos agudos respecto a un plano horizontal.

11.- Perfeccionamientos introducidos en aeronaves, según la reivindicación 7, que incluyen dispositivos de brazos que se extienden hacia atrás desde la superficie superior de





porciones extremas opuestas de dicha estructura de ala, tenien-  
do cada uno de dichos cuerpos de fuerza ascensional una parte  
que sobresale encima de la superficie superior de dicha estruc-  
tura de ala y una segunda parte que sobresale debajo de dicha  
superficie inferior de dicha estructura de ala.

5

16.- Perfeccionamientos introducidos en aerona-  
ves según las reivindicaciones 1 a 15, caracterizados porque  
dichas porciones delanteras de dichos primero y segundo trayec-  
tos anulares, están dispuestas encima de dichas superficies  
inferiores de dichas primera y segunda porciones de superfi-  
cie aerodinámica y debajo de dichas superficies superiores  
de dichas primera y segunda porciones de superficie aerodiná-  
mica.

10

17.- Perfeccionamientos introducidos en aerona-  
ves según la reivindicación 16, caracterizados porque dichos  
primero y segundo trayectos anulares tienen cada uno un par de  
porciones laterales separadas que están dispuestas en la proximi-  
dad inmediata de las porciones laterales que se extienden ha-  
cia atrás del alojamiento asociado, estando cada una de dichas  
porciones laterales de dichos primero y segundo trayectos anu-  
lares dispuestas encima de dichas superficies inferiores de  
dichas primera y segunda porciones de superficie aerodinámica  
y debajo de dichas superficies superiores de dichas primera y  
segunda porciones de superficie aerodinámica, teniendo cada  
uno de dichos primero y segundo trayectos anulares una porción  
posterior en forma de arco que está dispuesta en una posición  
diametralmente opuesta y encima de dicha porción delantera del  
trayecto anular asociado.

15

20

25

30

413589



MAR 1976

5 primero y segundo trayectos anulares tienen cada uno un primer  
eje diametral que se extiende hacia adelante y hacia abajo for  
mando un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y que corta  
dichas porciones delantera y posterior de dicho trayecto anu-  
lar asociado, estando dichos primeros ejes diametrales dispues  
10 tos cada uno en unos planos verticales que se extienden para-  
lelamente al trayecto de desplazamiento de la aeronave, te-  
niendo cada uno de dichos primero y segundo trayectos anula-  
res un segundo eje diametral que se extiende perpendicular-  
mente a dicho primer eje diametral asociado y que es paralelo  
al plano horizontal.

15 19.- Perfeccionamientos introducidos en aereo-  
naves según las reivindicaciones 1 a 15, caracterizados porque  
dichas unidades de fuerza ascensional tienen cada una una por-  
ción superior que sobresale encima de las superficies supe-  
riores de dichas primera y segunda porciones de superficie  
aerodinámica, y una porción inferior que sobresale por debajo  
de dichas superficies inferiores de dichas primera y segunda  
porciones de superficie aerodinámica.

20 20.- Perfeccionamientos introducidos en aereo-  
naves según la reivindicación 12, caracterizados porque dichas  
porciones delanteras de dichos primero y segundo trayectos anu-  
lares están dispuestas encima de dichas superficies inferiores  
de dichas primera y segunda porciones de superficie aerodinámi-  
ca y debajo de dichas superficies superiores de dichas primera  
25 y segunda porciones de superficie aerodinámica, teniendo cada  
uno de dichos primero y segundo trayectos anulares, un par de  
porciones laterales separadas que están dispuestas en la pro-  
ximidad inmediata de dichas porciones laterales que se extien-  
den hacia atrás del alojamiento asociado, estando cada una de  
30

413589



AR. 1376

dichas porciones laterales de dichos primero y segundo trayectos  
anulares, dispuestas encima de dichas superficies inferiores  
de dichas primera y segunda porciones de superficie aerodiná  
mica y debajo de dichas superficies superiores de dichas  
5 primera y segunda porciones de superficie aerodinámica, te-  
niendo cada uno de dichos primero y segundo trayectos anula-  
res una porción posterior en forma de arco que está dispuesta  
en una posición diametralmente opuesta y encima de dicha por  
ción delantera del trayecto anular asociado, teniendo cada  
10 uno de dichos primero y segundo trayectos anulares, un pri-  
mer eje diametral que se extiende hacia adelante y hacia  
abajo con un ángulo agudo de aproximadamente  $10^{\circ}$  respecto a  
un plano horizontal y que corta dichas porciones delantera y  
posterior del trayecto anular asociado, estando cada uno de  
15 dichos primeros ejes diametrales dispuestos en unos planos  
verticales que se extienden paralelamente al trayecto del  
movimiento de la aeronave, teniendo cada uno de dichos primero  
y segundo trayectos anulares un segundo eje diametral que se  
extiende perpendicularmente al primer eje diametral asociado y  
20 es paralelo al plano horizontal.

21.- Perfeccionamientos introducidos en aerona  
ves según las reivindicaciones 1 a 14, caracterizados porque  
dicho primer dispositivo de rotor está montado de manera que  
gire alrededor de un eje inclinado hacia adelante que se ex-  
25 tiende con un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y  
está dispuesto en un plano vertical que se extiende paralela-  
mente al trayecto del movimiento de dicha aeronave y porque  
dicha porción posterior de dicho primer trayecto anular está  
dispuesta encima de dicha porción delantera de dicho primer  
30 trayecto anular, estando dicho segundo dispositivo de rotor

413589



5 montado de modo que gire alrededor de un eje inclinado hacia adelante que se extiende formando un ángulo agudo respecto a un plano horizontal y está dispuesto en un plano vertical que se extiende paralelamente al trayecto del movimiento de dicha aeronave y porque dicha porción posterior de dicho segundo trayecto anular está dispuesta encima de dicha porción delantera de dicho segundo trayecto anular.

10 22.- Se reivindica por último como objeto sobre el que ha de recaer la Patente de Invención que se solicita: " PERFECCIONAMIENTOS INTRODUCIDOS EN AERONAVES ".

Todo conforme queda descrito y reivindicado en la presente Memoria Descriptiva que consta de treinta y seis páginas mecanografiadas y dibujos que se acompañan.

Madrid, 11 de Abril de 1973

15

BERNARDO UNGREA  
p.p.



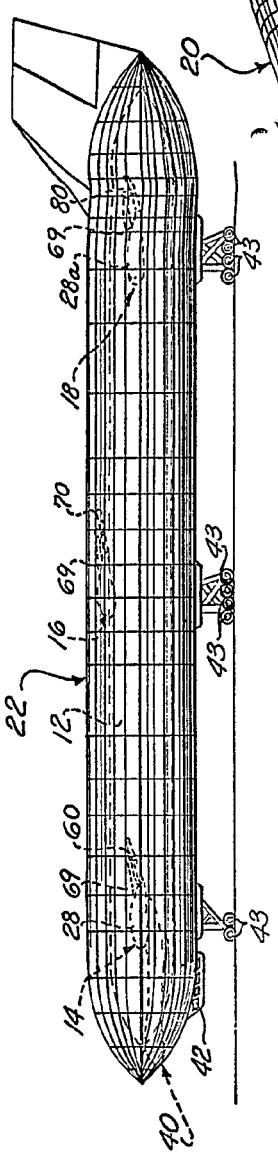


FIG. 3

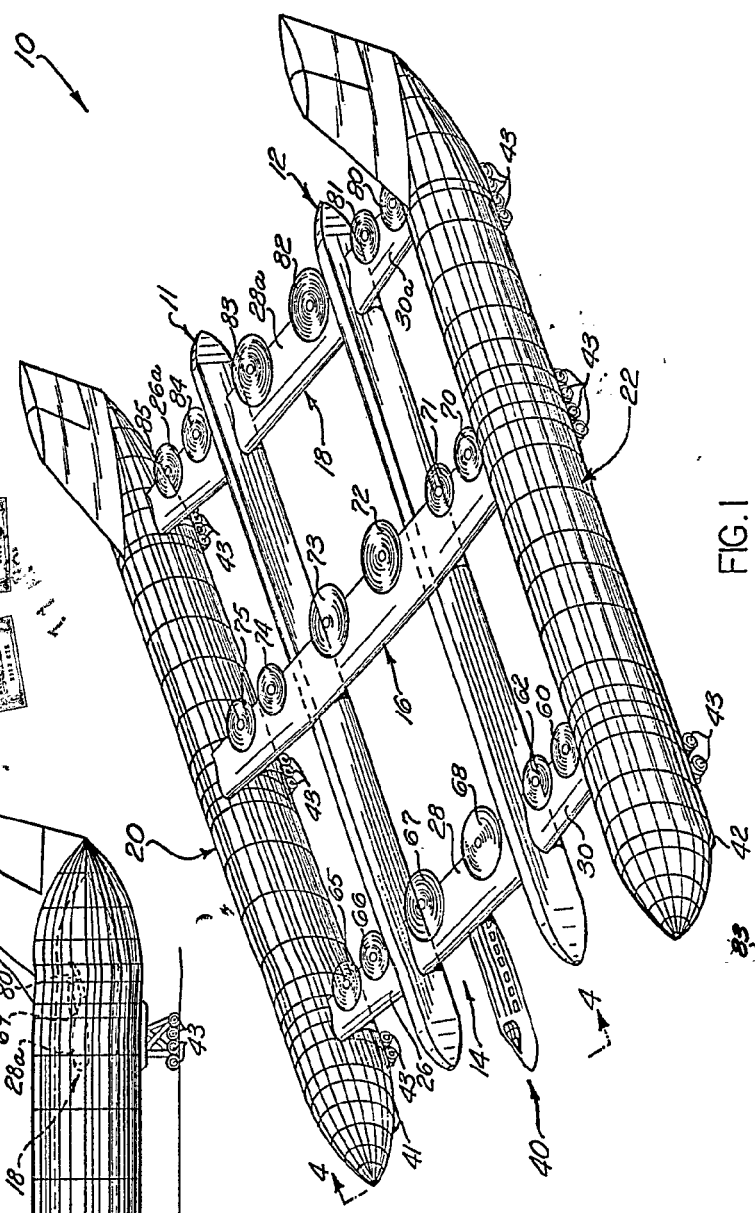


FIG. 1

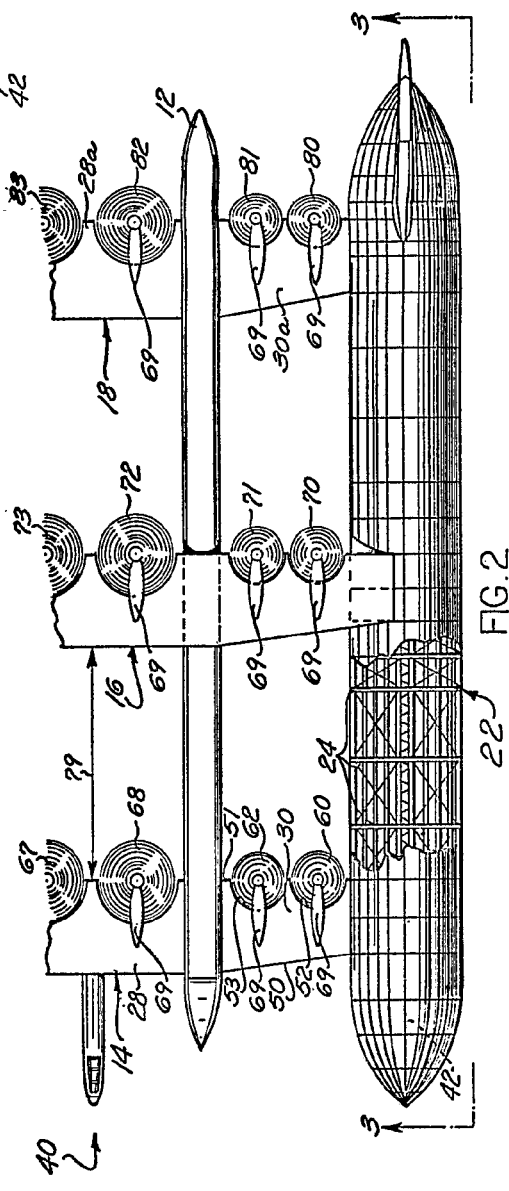


FIG. 2

Madrid, 11 abril 1973  
 Oficina de Patentes  
 P. P. 1000

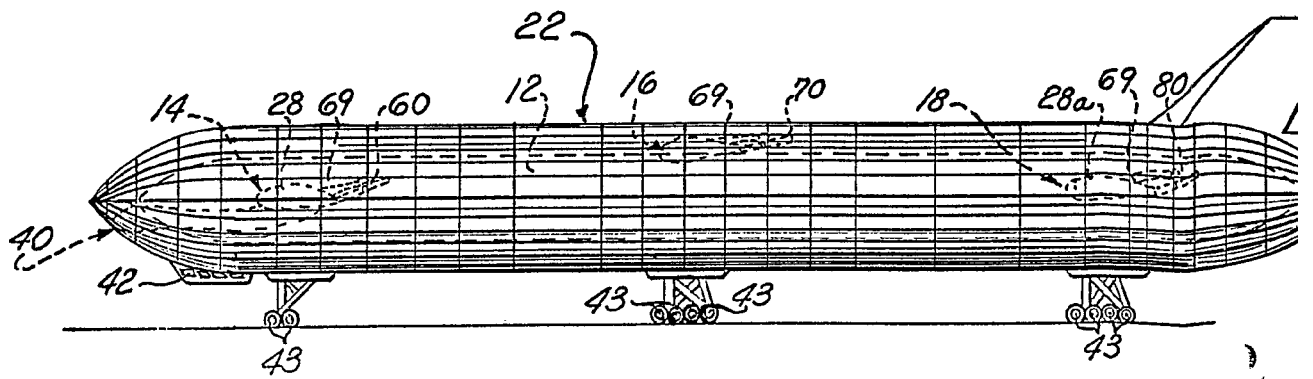


FIG. 3

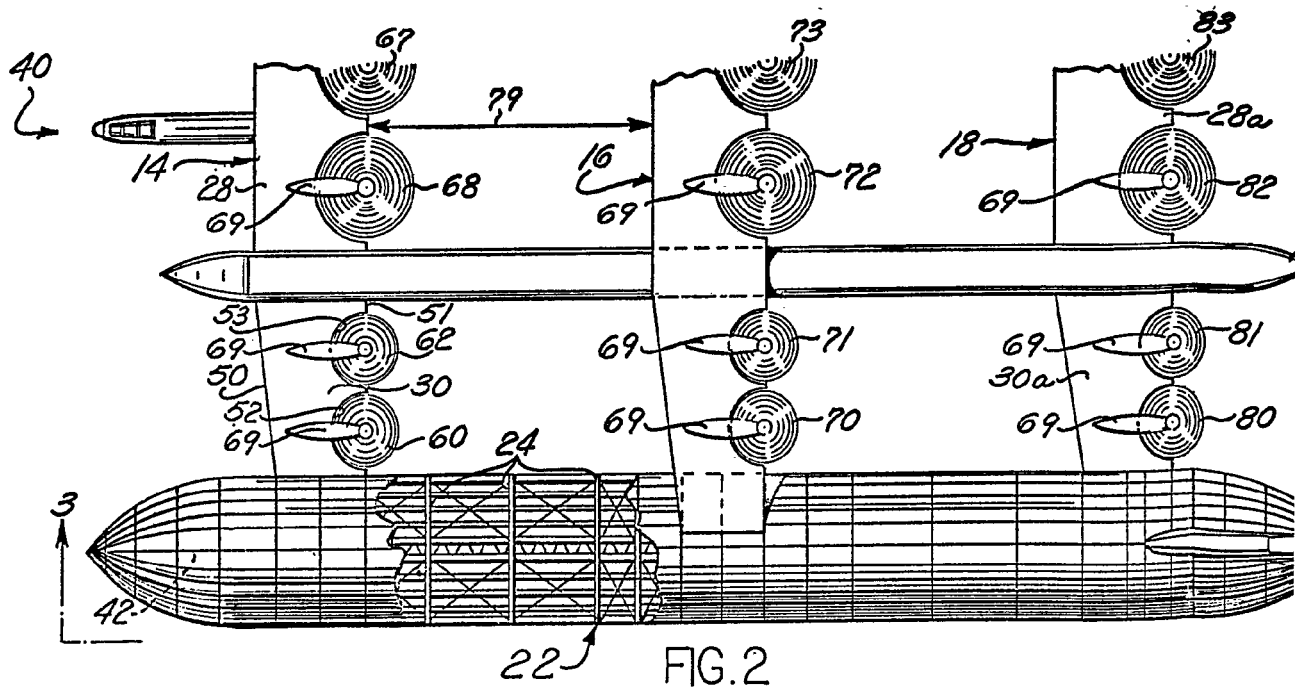
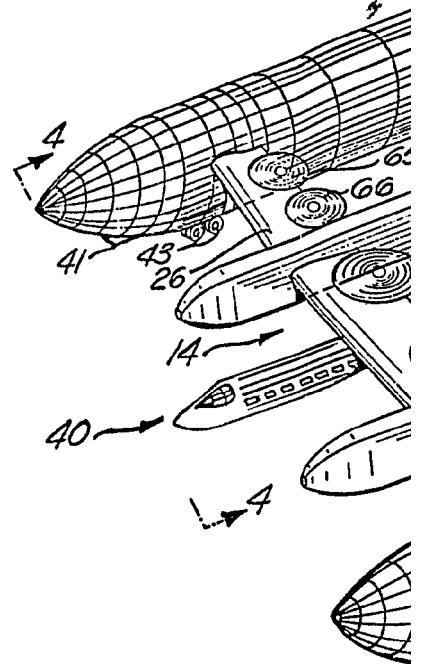


FIG. 2

413589

SEIS HOJAS/ 1a

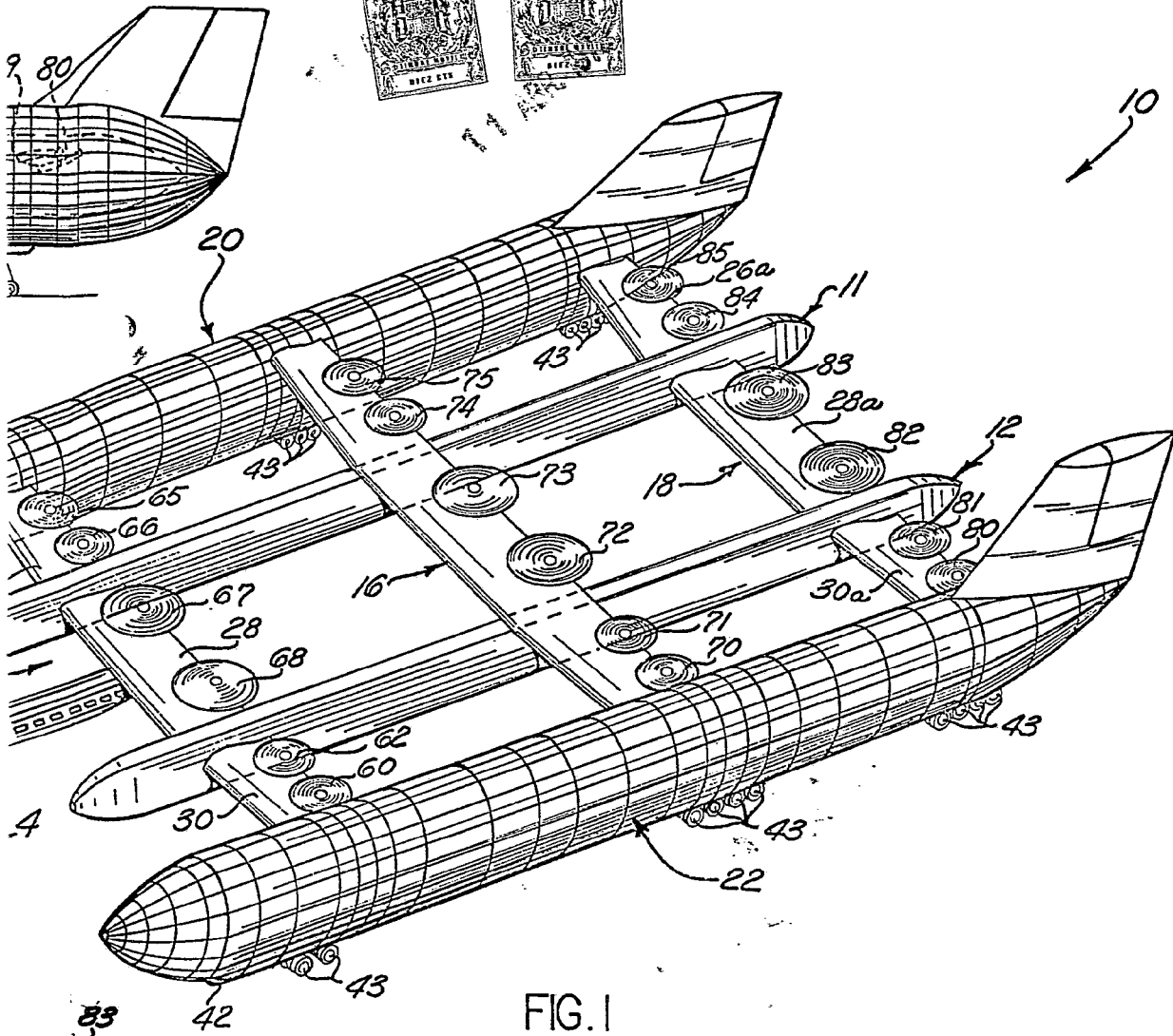
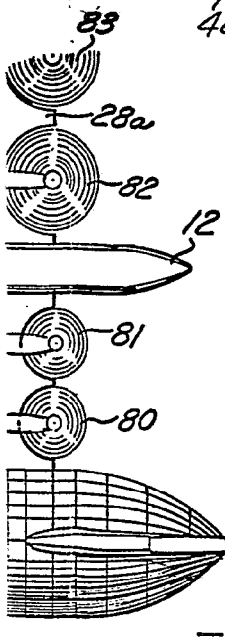


FIG. 1



MADRID, 11 de abril de 1973  
BERNARDO ANGRÍA  
P. P.

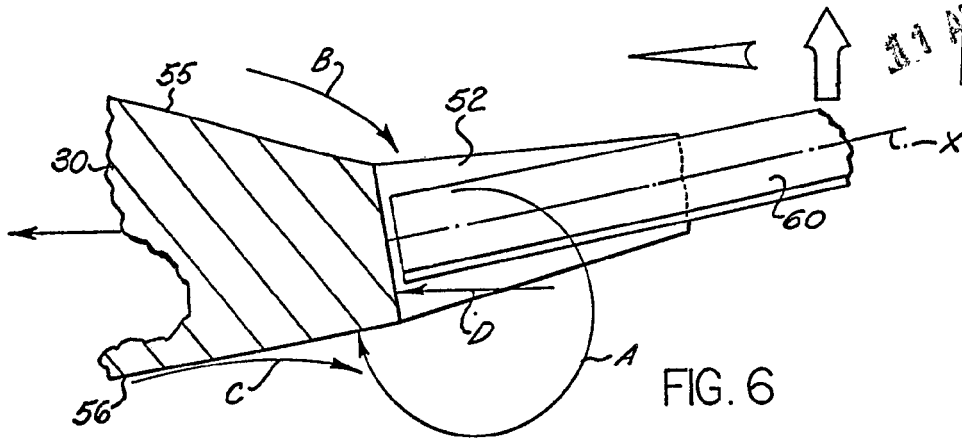


FIG. 6

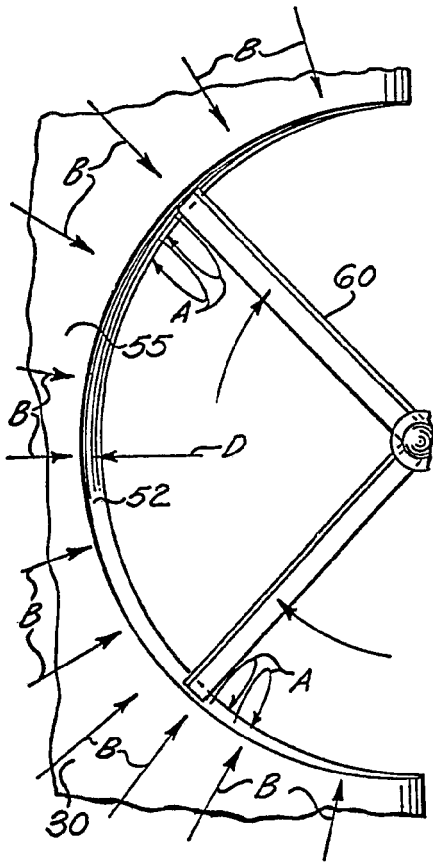


FIG. 7

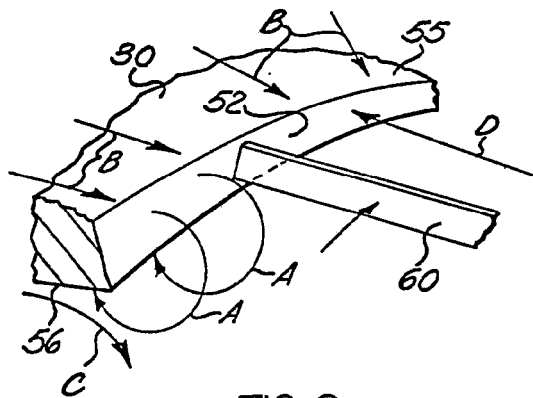


FIG. 8

ESPAÑA. VA. MADRID, 11 de abril DE 1973  
BERNARDO UNGRÍA  
P. P.

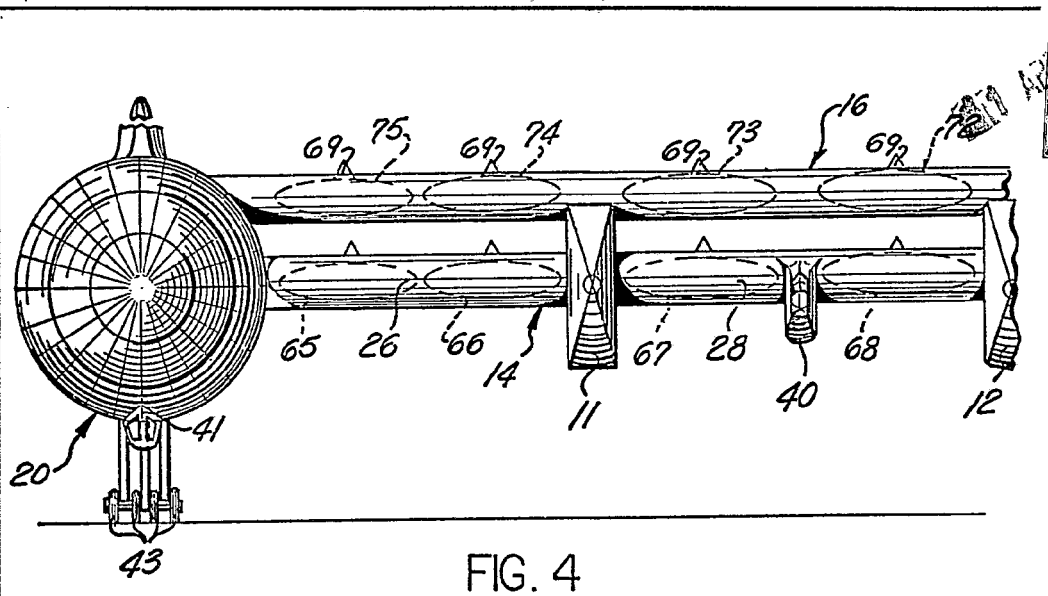


FIG. 4

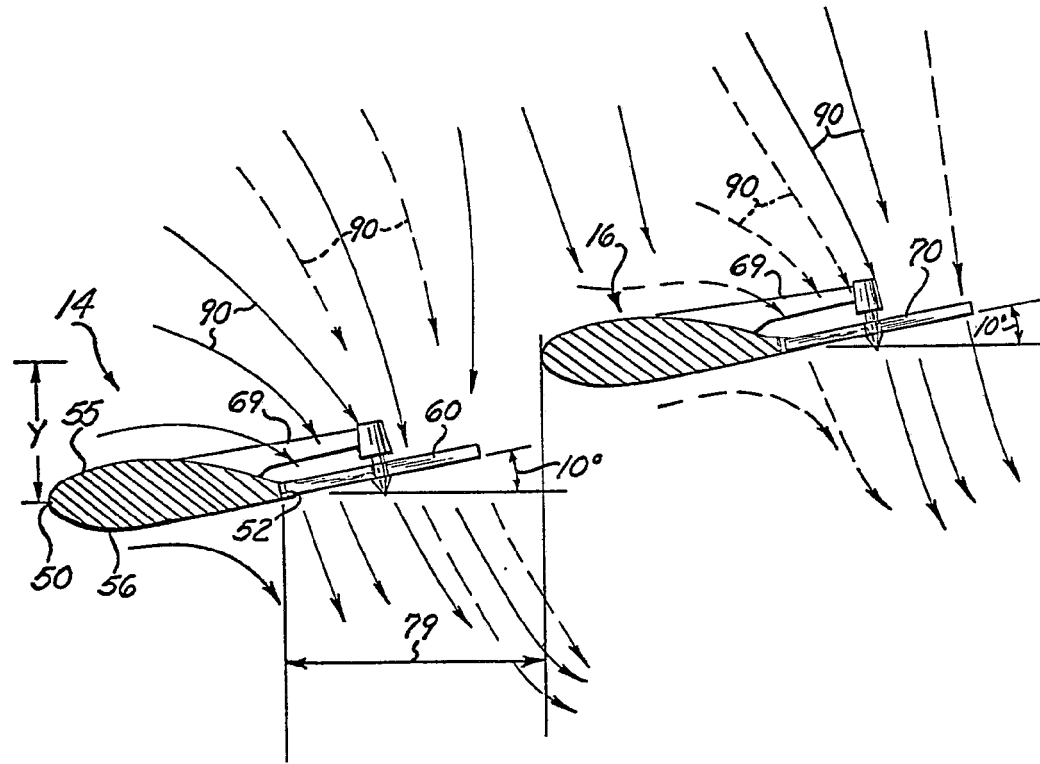


FIG. 5

ESCALA VARIABLE  
 MADRID, 11 de Abril de 1873  
 BORRADOR  
 P. P.



FIG. 9

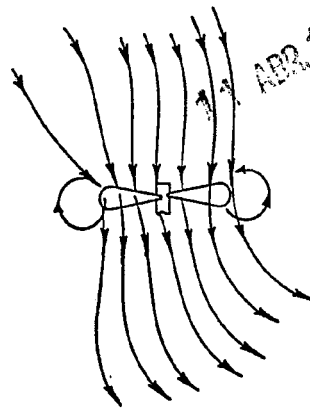
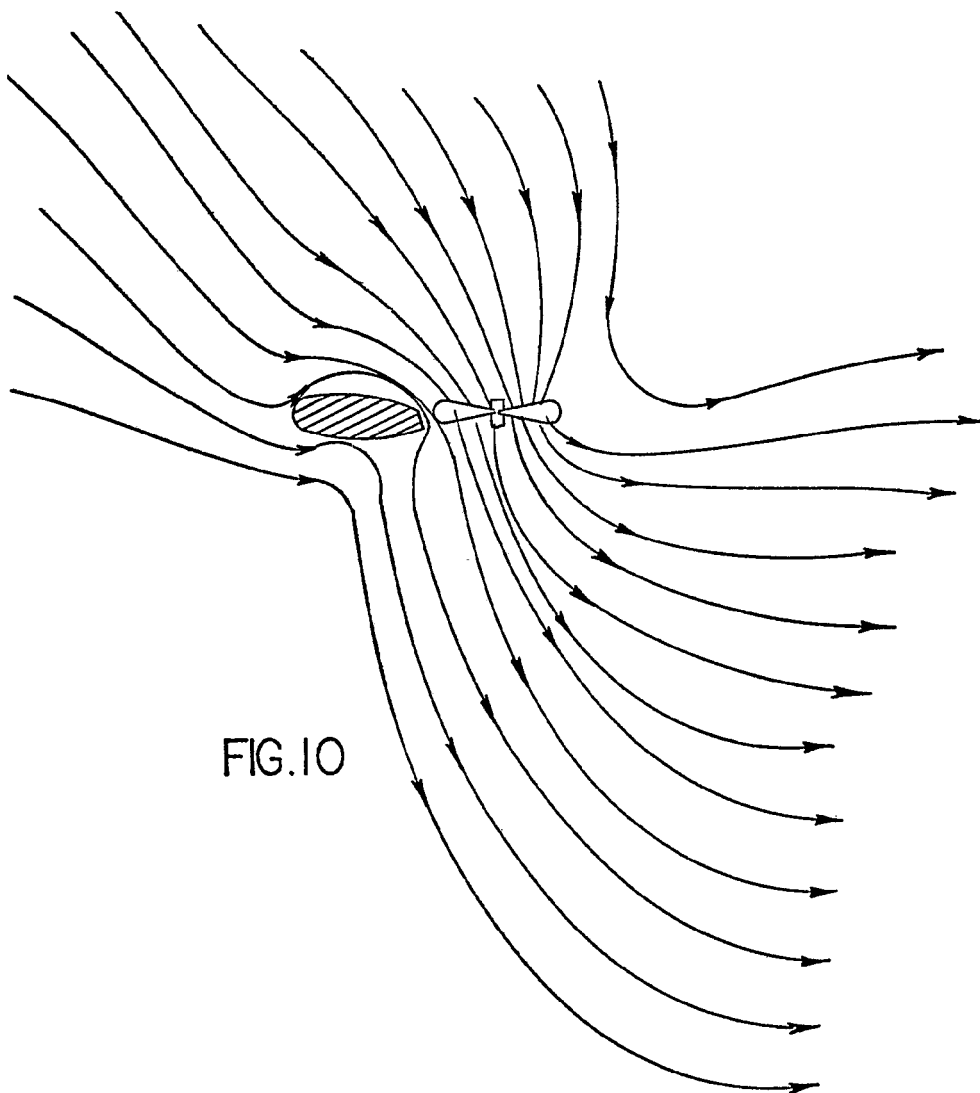


FIG. 10



ESCALA VARIABLE  
MAYO, 11 DE abril DE 1973  
BERNARDO J. MORA  
C.R.

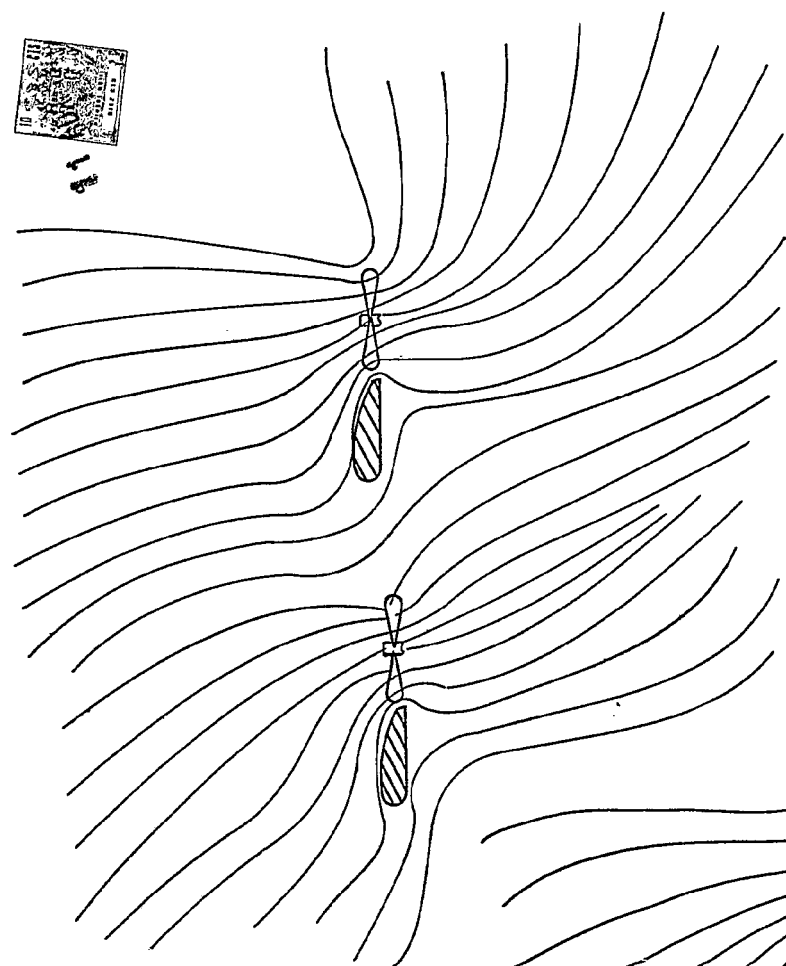


FIG. 11

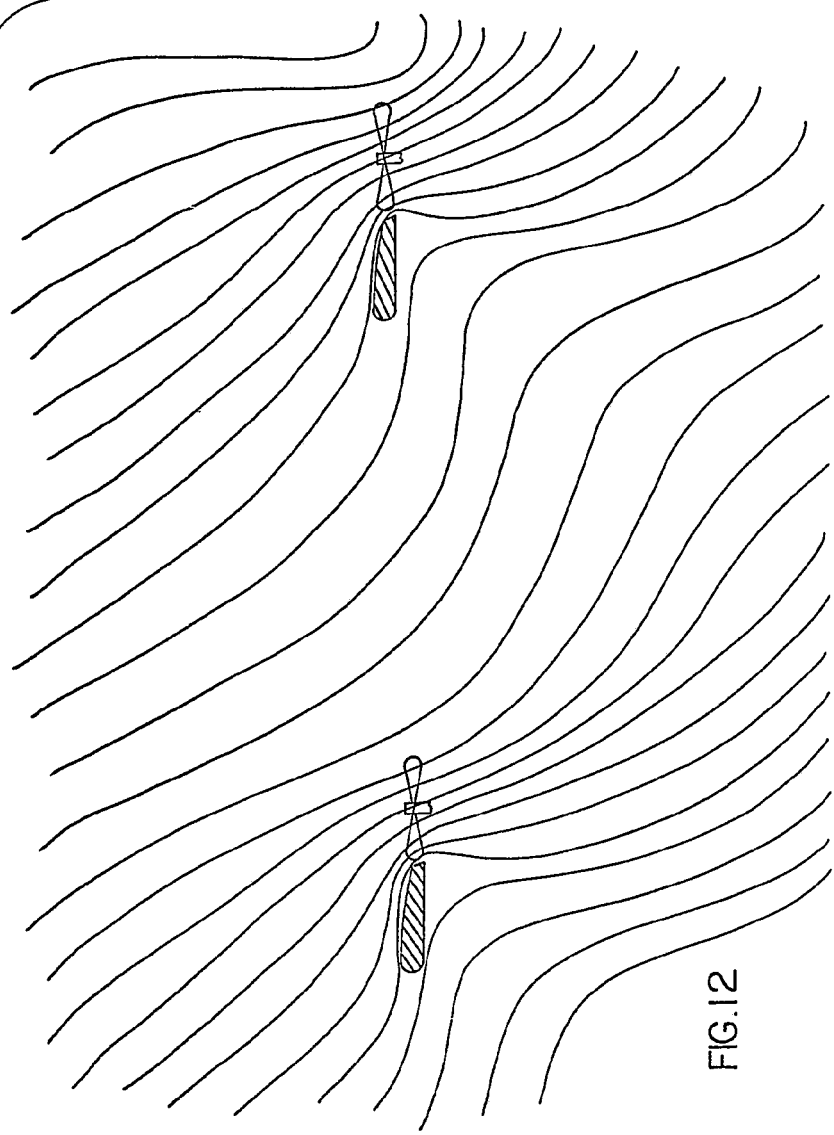


FIG. 12

RECEIVED  
MAR 11 1973  
FEDERAL BUREAU OF INVESTIGATION  
U.S. DEPARTMENT OF JUSTICE

11 APR 1949

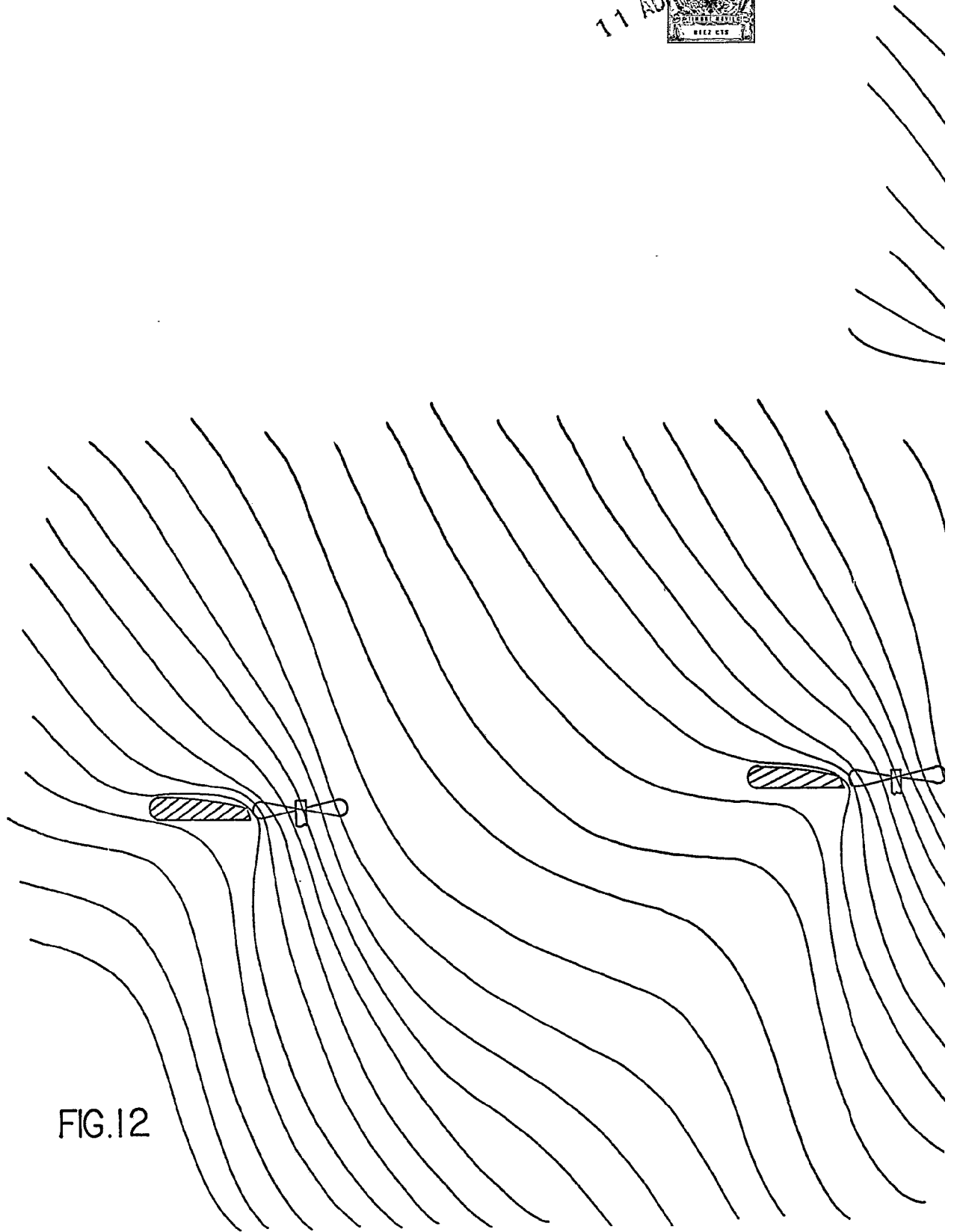


FIG.12

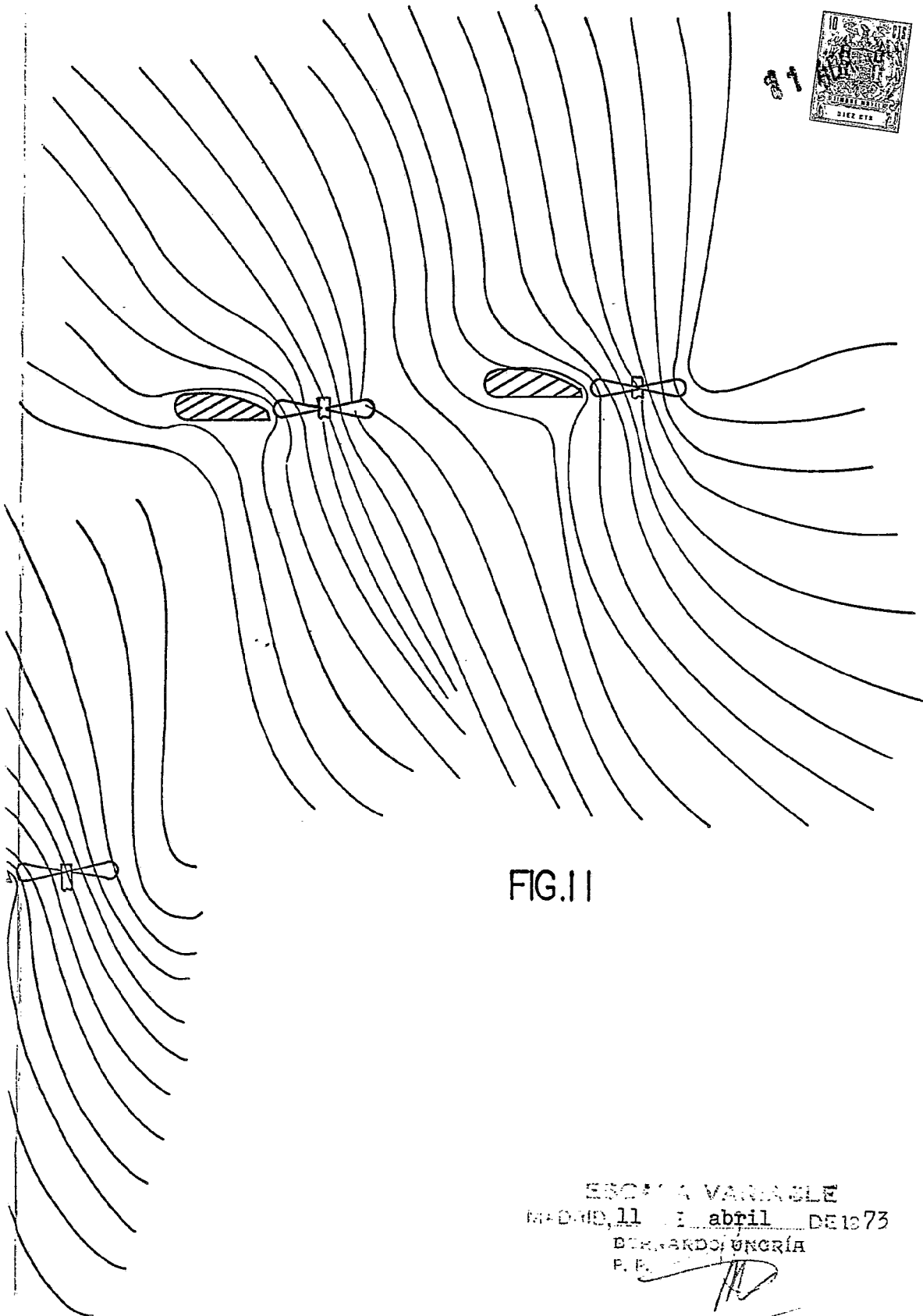


FIG. 11

ESCALA VARIABLE  
MADRID, 11 de abril DE 1973  
BERNARDO UNGRÍA  
P. E.

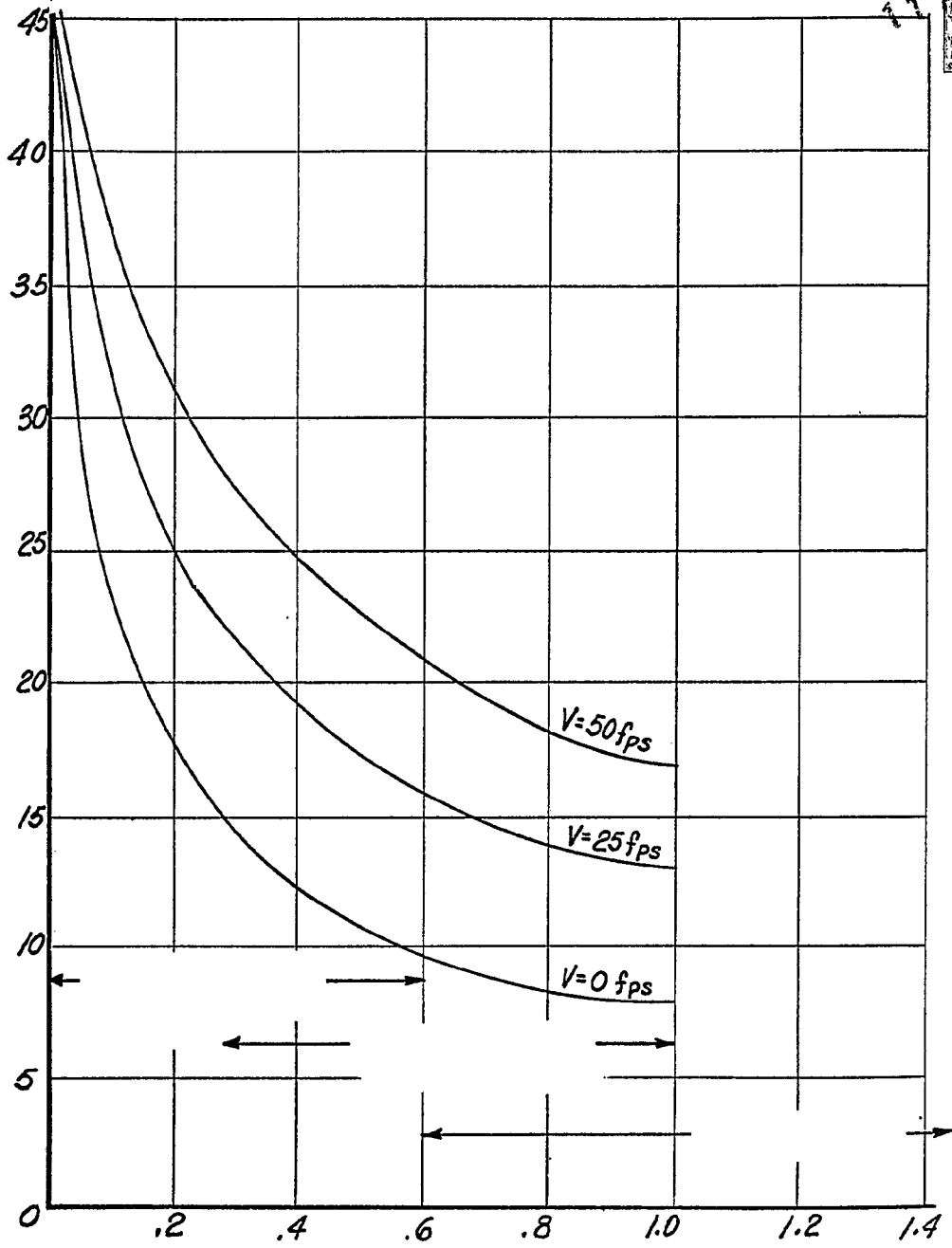


FIG. 13

ESQUEMA VARIANTE  
MADRID, 11 de Abril de 1973  
BERNARDO UNGRIA  
P. P.