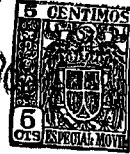


257191



PATENTE DE INVENCION

Your file: 2841-A
=====

Memoria Descriptiva

sobre:

"Perfeccionamientos en dispositivos de control para"
"aviones".

=====

Solicitante: BENDIX AVIATION CORPORATION, entidad norteamericana,
residente en 30 Rockefeller Plaza, NUEVA YORK, 20 (N.Y.)
EE.UU. de A.

=====

Este invento se refiere a limitadores de carga para aviones, para evitar aceleraciones peligrosas del aparato. Los limitadores de carga utilizados hasta ahora funcionaban en respuesta al movimiento real del avión, el cual alcanzaba frecuentemente aceleraciones

5.

257 191



destruictivas antes de que funcionase el dispositivo.

Un objeto de este invento es proporcionar un limitador de carga que funcione con anticipación a una aceleración peligrosa del avión, incluso ántes de que éste llegue a alcanzar realmente tal aceleración.

5.

Otro objeto es proporcionar un limitador de carga que evite la aceleración peligrosa del avión mediante la inactivación de los medios accionadores de la superficie de control, para que sean ineficaces para accionar dicho control.

10.

Otro objeto es proporcionar un limitador de carga que sea elevadamente sensible, de diseño sencillo y que pueda adaptarse fácilmente a los aviones modernos.

15.

El invento consiste en un limitador de carga dotados de una superficie de control, para controlar el avión con respecto a un eje, y comprende medios accionadores para hacer funcionar la superficie de control, medios para proporcionar señales correspondientes al

20.

movimiento de la superficie de control, y medios que funcionan en respuesta a dichas señales para inactivar los medios accionadores a fin de que éstos no puedan ^{hacer} funcionar la superficie de control cuando las señales alcanzan una amplitud predeterminada. El limitador de carga

25.

puede controlarse también mediante señales correspondientes a la velocidad angular de viraje del avión con respecto al eje, y mediante señales correspondientes a la aceleración normal del avión. Además, las señales de la velocidad angular de viraje pueden variar en función

257 191



- de la velocidad del aire. Las señales correspondientes al movimiento de la superficie de control pueden ser señales de un generador adecuado o repetidor, accionablemente conectado a la superficie de control, señales controladores de los medios de accionamiento, señales de un transductor de presión que funcione en respuesta a la presión en un ariete hidráulico, o señales de un giróscopo de velocidad angular de viraje asociado con la superficie de control. Las señales pueden corresponder al grado de desplazamiento o aceleración de la superficie.

- Los anteriores objetos y ventajas de este invento, así como otros, se apreciarán más claramente a continuación, de la consideración de la descripción detallada siguiente en relación con los dibujos adjuntos, en los que se representan, a título de ejemplo, varias formas de construcción de este invento. Debe comprenderse sin embargo, que los dibujos tienen tan solo un fin ilustrativo y no deben considerarse como definidores de los límites de este invento.

- En los dibujos,
la figura 1 es un esquema que representa un limitador de carga construido de acuerdo con este invento,
las figuras 2 a 5 son esquemas que representan ^{otras} formas de construcción de este invento.

Con referencia a la figura 1 de los dibujos, se representa en ella un sistema de control de un avión, comprendiendo un motor eléctrico difásico 1, accionable-

257 191



mente conectado a la superficie de control 3 de un avión para controlar a éste con respecto a un eje. La fase variable 5 del motor 1 entra en acción en respuesta a señales de un piloto automático 7, a través de un amplificador 9. Un generador S de corriente alterna excita la fase fija 11 del motor 1, a través de un contacto 13, normalmente cerrado, y de la armadura 15 de un revelador 17. El motor 1 acciona la superficie de control 3 en respuesta a señales del piloto automático 7, a fin de mantener el avión en una ruta fija o en una posición de inclinación predeterminada.

El nuevo limitador de este invento evita que el avión alcance aceleraciones destructivas debidas al mal funcionamiento del piloto automático, o a otra causa, mediante el accionamiento del revelador 17 para desconectar la fase fija 11 del motor 1, del generador S, como se describe a continuación.

Un giróscopo 19 de velocidad angular de viraje, se halla conectado accionablemente al rotor 21 de un generador inductivo de señales 23, que tiene su estator 25 conectado a través de un potenciómetro 27, controlado en función de la velocidad del aire por medio del dispositivo 29. Las señales correspondientes a la velocidad angular de viraje del avión con respecto al eje de control, modificado en función de la velocidad del aire, tales como la verdadera velocidad del aire, o número Mach, son proporcionadas por el potenciómetro 27.

Un acelerómetro normal 31 excita el rotor 33



257 191

de un dispositivo 35 de inducción que tiene su estator 37 acoplado inductivamente con el rotor. El dispositivo 35 de inducción proporciona señales correspondientes a la aceleración del avión normal a su velocidad con respecto a las masas de aire.

5.

Un generador adecuado 39 tiene su rotor 41 accionablemente conectado a la superficie de control 3 y está provisto de un arrollamiento 43 que es excitado por el generador S de corriente alterna. La rotación del rotor 41 induce en el arrollamiento 45 un voltaje de señal correspondiente al grado de movimiento de la superficie de control 3.

10.

La señal de velocidad angular de viraje del potenciómetro 27, la señal de aceleración del dispositivo de inducción 39, y la señal derivada del generador 35, se suman algebraicamente y se aplican a un amplificador 47 cuya salida excita el solenoide 49 del relevador 17. Cuando la salida del amplificador 47 alcanza una amplitud predeterminada, suficiente para excitar el relevador 17, la armadura 15 deja de hacer contacto en 13 para desexcitar al motor 1, de la forma anteriormente descrita. Las señales correspondientes al grado de movimiento de la superficie de control se anticipan a la aceleración peligrosa del avión y el motor 1 queda inefectivo para accionar la superficie de control antes de que el aparato alcance la aceleración peligrosa.

15.

20.

25.

En la figura 2, un limitador de carga construido de acuerdo con este invento, se representa con un servomotor hidráulico 51 dotado de un ariete hidráulico

257 191



- 53 conectado accionablemente a la superficie de control 55. Un amplificador 59 amplifica las señales del piloto automático 57, que accionan una servo-válvula 61 que controla el ariete hidráulico 53, para accionar la superficie de control 55 en respuesta a las señales. El servo 51 tiene una válvula de derivación 63, accionada por un solenoide 65, que, cuando está excitado, inactiva el ariete hidráulico 53 para accionar la superficie de control 55. En esta forma de construcción, las señales del amplificador 59 que controla la servo-válvula 61, se aplica a un filtro de paso alto 67 que puede derivar la primera o segunda derivada de la señal, esto es, el grado o la aceleración del servo de la superficie. Las señales filtradas se introducen en un transformador 69, u otro dispositivo apropiado, para sumarla a las señales de aceleración del dispositivo de inducción 71, accionado por el acelerómetro normal 73, y las señales de velocidad angular de viraje del dispositivo de inducción 75, accionado por el giróscopo 77 de velocidad angular de viraje, y se modifican en función de la velocidad del aire por el dispositivo 88. La suma de señales se amplifica en el amplificador 79, y la salida de éste excita el solenoide 65 de la válvula de desviación 63. Cuando la salida del amplificador alcanza una amplitud predeterminada para accionar la válvula de desviación 63 el ariete hidráulico 53 se hace ineffectivo para accionar la superficie de control 55. El limitador de carga responde así a las señales correspondientes al movimiento de la superficie de control y se anticipa a las aceleraciones

257 191



peligrosas del avión, incluso antes de que éste las alcance.

- La disposición de la figura 3 es similar a la de la figura 2, salvo en que un transductor 81 de presión,
5. en el servo-hidráulico, proporciona señales anticipadas correspondientes a la presión hidráulica del servo, y éstas señales se aplican a un transformador 83 para sumarlas a las señales de aceleración del dispositivo de inducción 85,^y/a las señales de velocidad angular de viraje del dispositivo de inducción 87. Las señales se
10. amplifican en el amplificador 89 y excitan el solenoide de desviación 91 para accionar la válvula de desviación 93, a fin de dejar ineficaz el servo hidráulico 95 para accionar la superficie de control 97, cuando la suma de
15. señales alcanza una amplitud predeterminada. El movimiento de la superficie de control 97 se determina por la presión en el ariete hidráulico 95, y el transductor de presión 81, proporciona señales que se anticipan a las aceleraciones peligrosas del avión.
20. En la figura 4, un dispositivo de inducción 99, repetidor, tiene su rotor 101 conectado accionablemente a la superficie de control 102. Las señales correspondientes al desplazamiento de la superficie de control desde una posición predeterminada, se inducen en el
25. estator 103 del dispositivo de inducción 99, y se aplican a un filtro de paso alto 105 que proporciona señales, bien de grado o bien de aceleración, dependiendo de la constante de tiempo del filtro. Las señales filtradas se suman algebraicamente a las señales de aceleración

257 191



- normal del dispositivo de inducción 107 y a las señales de velocidad angular de viraje del dispositivo de inducción 109. La suma de señales se amplifica en el amplificador 111 y excita el solenoide 113 de la válvula de des-
5. viación 115, para dejar al dervomotor 117 ineficaz para accionar la superficie de control 102. Las señales filtradas del repetidor se anticipan a las aceleraciones peligrosas del avión, dado que dichas señales corresponden al movimiento de la superficie de control 102, y el
10. servo-motor 117 se hace ineficaz para accionar la superficie de control 102 antes de que el avión alcance aceleraciones peligrosas.

- En la figura 5, un giróscopo de grado 119 se halla asociado con la superficie de control 121,
15. mediante, por ejemplo, el montaje del giróscopo dentro de la superficie de control, de modo que aquél funcione en respuesta al movimiento de ésta. El giróscopo de grado 119 acciona un dispositivo de inducción 123 para proporcionar señales correspondientes al grado de movimiento de la superficie de control. Un giróscopo de gra-
20. do 125 se halla montado en el avión para detectar la velocidad angular de viraje del mismo, con respecto al eje de control, y acciona dispositivos de inducción 127 y 129 para proporcionar señales de velocidad angular
25. de viraje del mismo con respecto al eje de control. Las señales del dispositivo de inducción 127 se combinan con las señales del dispositivo de inducción 123, y las señales combinadas son moduladas por un potenciómetro 131 hasta cualquier grado apropiado, y la señal modulada



257 191

- se combina algebraicamente con la señal de grado del dispositivo de inducción 129. La suma de señales se modula posteriormente como función de la velocidad del aire por un dispositivo de inducción 134 que acciona un potenciómetro 133. La señal modulada del potenciómetro 133 se suma algebraicamente con la señal de aceleración normal del dispositivo de inducción 135 controlado por el acelerómetro normal 137, y la suma de señales se amplifica en el amplificador 139 y excita el solenoide 141 de la válvula de desviación 143.

5. Cuando la señal amplificada alcanza una amplitud suficiente para accionar la válvula de desviación, se hace inefectivo el ariete hidráulico 145 para accionar la superficie de control 121. En esta forma de construcción, el giróscopo de grado 119 detecta el movimiento de la superficie de control 121, y el limitador de carga hace inefectivo al ariete hidráulico 145 para accionar la superficie de control 121, antes de que el avión alcance aceleraciones peligrosas.

10. El limitador de carga aquí descrito y construido de acuerdo con este invento hace al servomotor inefectivo para accionar la superficie de control antes de que el avión alcance aceleraciones peligrosas, al actuar en respuesta a las señales correspondientes al movimiento de la superficie de control, para anticiparse a cualquier aceleración peligrosa del avión. El limitador de carga es muy sensible, de diseño sencillo y fácil de adaptarse a los aviones modernos.

Aunque se han representado y descrito con

257 191



detalle varias formas de construcción de este invento, debe comprenderse que el invento no se limita a las mismas. Pueden realizarse varios cambios en el diseño y en la disposición de las partes sin separarse del espíritu del invento, como comprenderán los técnicos en la materia.

5.

N O T A

Descrita suficientemente la naturaleza del invento así como la manera de realizarlo en la práctica,

10.

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 se refiere a una solicitud de Patente presentada en Norteamérica con fecha 10

15.

de abril de 1.959, n.º Ser. 805.468, acogiéndose, por lo tanto, a los beneficios que conceden los Convenios Internacionales en vigor, y siendo lo que constituye la esencia del referido invento por lo que se solicita Patente de Invención por 20 años en España: "PERFECCIONAMIENTOS

20.

EN DISPOSITIVOS DE CONTROL PARA AVIONES"; caracterizándose por lo siguiente:

25.

1.ª.- Perfeccionamientos en dispositivos de control para aviones, provistos de una superficie de control accionada por servomotor, caracterizados por comprender medios para producir señales correspondientes al movimiento de la superficie de control, y medios para impedir la acción del servomotor cuando las señales citadas alcanzan una magnitud predeterminada.

2.ª.- Perfeccionamientos, según lo especi-

257 191



cado en la reivindicación 1ª, caracterizados porque las señales citadas corresponden a la velocidad angular del movimiento de la superficie de control.

5. 3ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 1ª, caracterizados porque dichas señales corresponden a la aceleración del movimiento de la superficie de control.

10. 4ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizados porque las señales correspondientes al movimiento de la superficie de control, se hallan asociadas con otras señales correspondientes a parámetros de vuelo seleccionados.

15. 5ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 4ª, caracterizados porque dichos parámetros comprenden la velocidad angular de viraje del avión con respecto a un eje de control en torno al cual actúa dicha superficie de control.

20. 6ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 4ª o 5ª, caracterizados porque dichos parámetros comprenden la velocidad del aire.

25. 7ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 4ª, 5ª, o 6ª, caracterizados porque dichos parámetros comprenden la aceleración del avión normal a su dirección de vuelo.

8ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 2ª, caracterizados porque dichas señales correspondientes a la velocidad angular del movimiento de la superficie de control son producidos por

257 191



medio de un generador adecuado accionado por la superficie.

9ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 2ª o 3ª, caracterizados porque las señales correspondientes a la velocidad angular

5. o a la aceleración del movimiento de la superficie de control, son producidas por medio de un generador de señales accionado por la superficie de control y que produce señales correspondientes al ángulo de desplazamiento seguidas por un dispositivo diferenciador o filtro de paso alto.

10.

10ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en la reivindicación 2ª, caracterizados porque las señales correspondientes a la velocidad angular del movimiento de la superficie de control, son

15. producidas por medio de un giróscopo de velocidad angular de viraje montado en la superficie de control.

11ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizados porque las señales correspondientes al movimiento de la superficie de control son producidas por un dispositivo dinamométrico que mide la fuerza o par motor desarrollado por el servomotor.

20. 12ª.- Perfeccionamientos, según lo especificado en cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizados porque las señales correspondientes al movimiento de la superficie de control se derivan de las señales de control aplicadas al servomotor, por ejemplo desde un piloto automático, y después de

257 191

7 ABR 1960



haber pasado a través de un filtro, un diferenciador u otro dispositivo modificador.

5. 13ª.- Perfeccionamientos en dispositivos de control para aviones; tal y como queda substancialmente descrito en la presente memoria e ilustrado en los adjuntos dibujos que se acompañan.

Esta memoria consta de trece hojas escritas a máquina por una sólo cara.

Madrid, - 7/ABR 1960

10.

BENDIX AVIATION CORPORATION

J GOMEZ ACEBO Y MODET

ESCALA VARIABLE

257 191

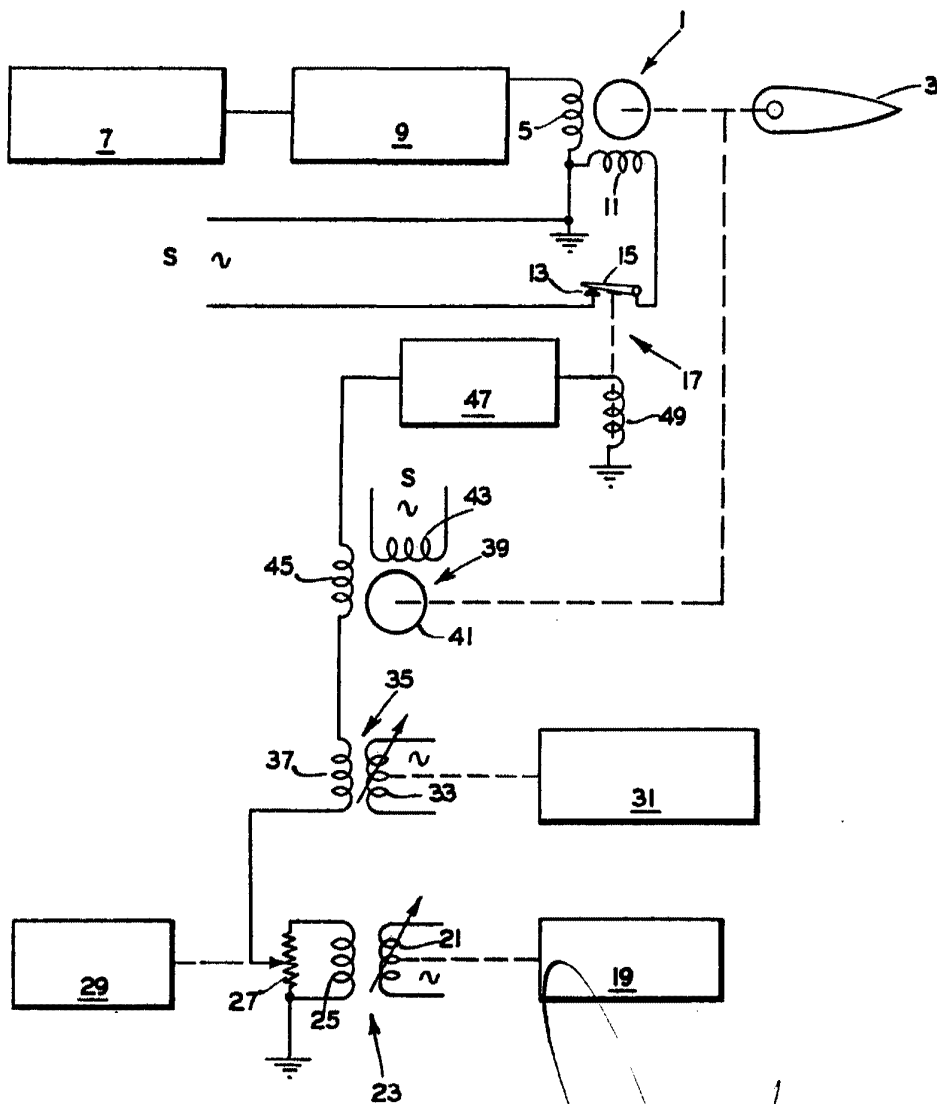
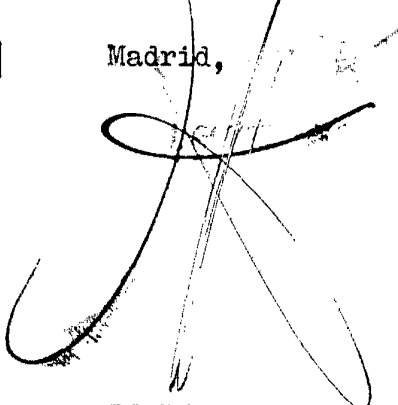


FIG. 1

Madrid,



ESCALA VARIABLE

257 191

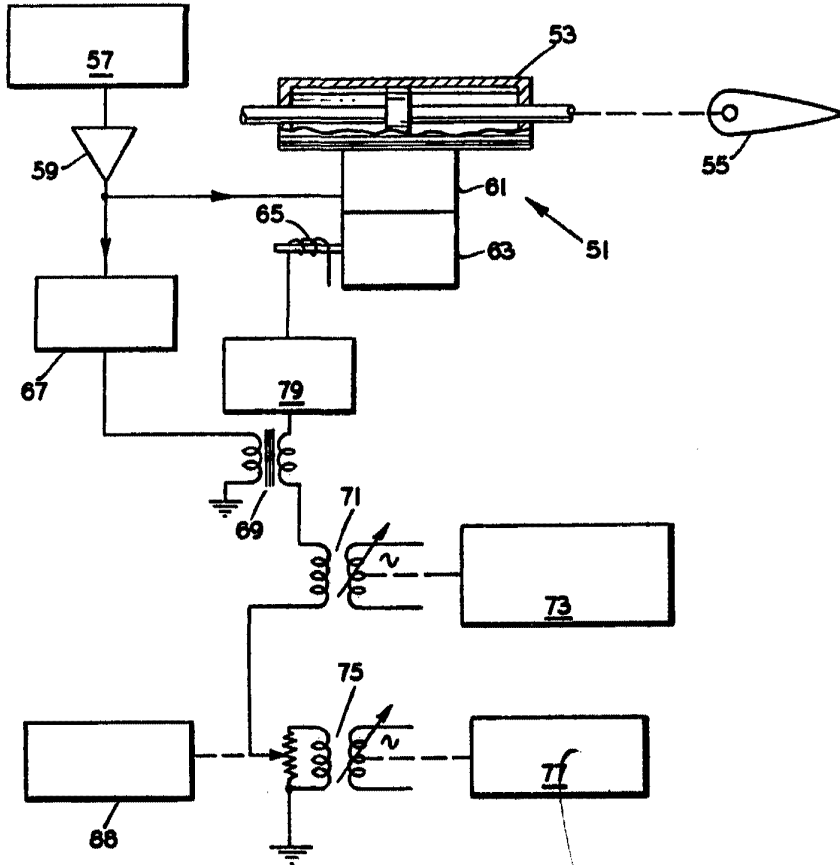
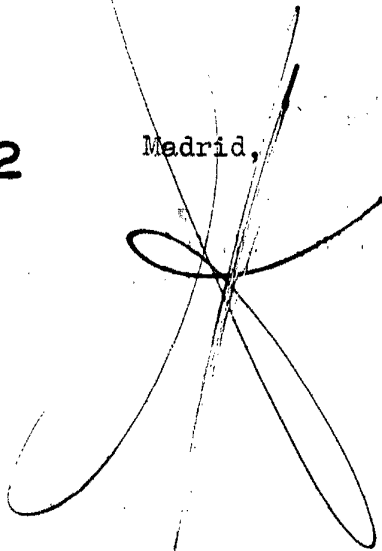


FIG. 2

Madrid,



ESCALA VARIABLE

257 191

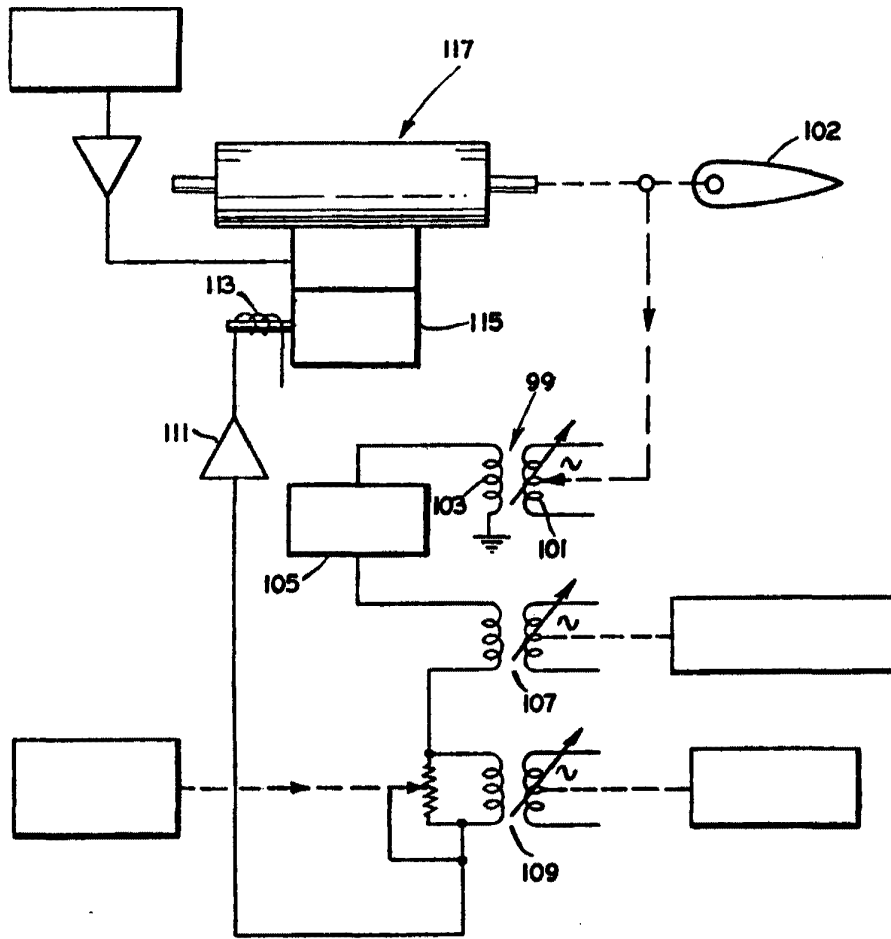


FIG. 4

Madrid,

[Handwritten signature]

ESCALA VARIABLE

257 191

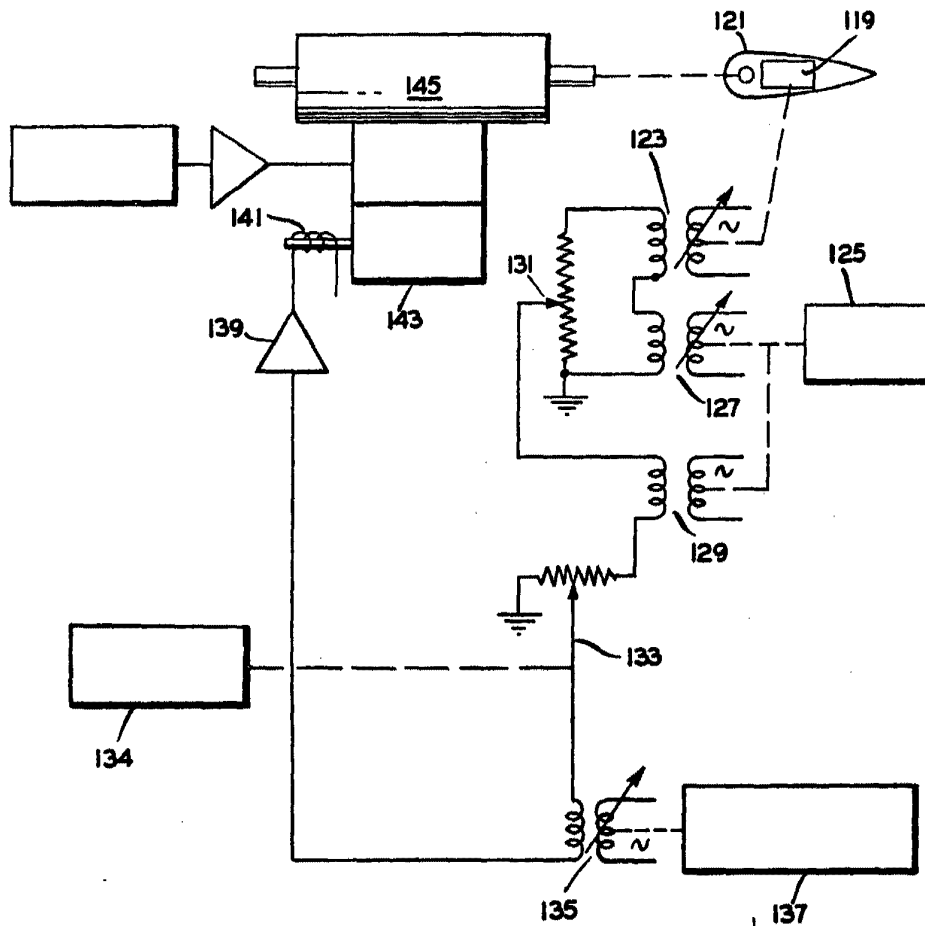


FIG. 5

Madrid,