

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 626 703**

51 Int. Cl.:

B64C 25/50 (2006.01)

G05D 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **06.10.2011** **PCT/US2011/055146**

87 Fecha y número de publicación internacional: **12.04.2012** **WO12048139**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.10.2011** **E 11831619 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.05.2017** **EP 2625578**

54 Título: **Sistema de dirección por rueda delantera para control de ganancia variable**

30 Prioridad:

08.10.2010 US 900825

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
25.07.2017

73 Titular/es:

**HONDA PATENTS & TECHNOLOGIES NORTH
AMERICA, LLC (100.0%)
700 Van Ness Avenue
Torrance, CA 90501, US**

72 Inventor/es:

OYAMA, HIROKI

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 626 703 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema de dirección por rueda delantera para control de ganancia variable

5 Antecedentes

Cuando una aeronave está en tierra, es conveniente que se le proporcione un gran ángulo de dirección para facilitar el estacionamiento de la aeronave. En condiciones de alta velocidad, tales como las del despegue, el ángulo de dirección de la rueda delantera debe restringirse a una pequeña cantidad de ángulo.

Los jets corporativos utilizan un sistema de dirección de rueda delantera que es un sistema de dirección por cable. La aeronave que utiliza un sistema de dirección por cable puede ajustar el ángulo de dirección de rueda delantera con desplazamiento del pedal del timón. Un sistema de dirección por cable conocido tiene modos simplificados de dirección de dos etapas cada una con diferente ángulo de dirección para el mismo desplazamiento del pedal.

El documento US-A1-2008/188998, que define el preámbulo de la reivindicación 1, divulga un método, aparato y software para controlar el cabeceo de una aeronave que se desplaza sobre el suelo donde se detecta viraje y comandos de dirección compensatorios generados para mantener automáticamente un cabeceo de referencia.

Es un objeto de la presente invención proporcionar un método para determinar un ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero de una aeronave y una unidad de control de dirección correspondiente con el que se emplea una relación sin detención entre la velocidad de la aeronave y el ángulo de dirección máximo. Este objeto se consigue mediante las reivindicaciones 1 y 10. Realizaciones preferidas se definen en las reivindicaciones dependientes 2 a 9.

Sumario

Un método para determinar un ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero de una aeronave incluye recibir datos de entrada de pedal de timón en una unidad de control de dirección que recibe los datos de velocidad de la aeronave en la unidad de control de dirección, calculando una ganancia normal, calculando una ganancia de estacionamiento y sumando la ganancia normal y la ganancia de estacionamiento para determinar el ángulo de dirección objetivo. La ganancia normal es una cantidad positiva en todos los intervalos de velocidad de la aeronave y desplazamiento del pedal. La ganancia de estacionamiento es una cantidad positiva en los intervalos de velocidad para estacionar y rodar en pista.

Un método para determinar un ángulo de dirección objetivo para tren de aterrizaje delantero de una aeronave incluye recibir los datos de entrada del pedal de timón en una unidad de control de dirección, recibiendo datos de velocidad de aeronave en la unidad de control de dirección, calculando una ganancia K, calculando una ganancia A, calculando una ganancia C, calculando una ganancia B y determinando un ángulo de dirección objetivo para un tren de aterrizaje delantero. El ángulo de dirección objetivo es la suma de una ganancia normal y una ganancia de estacionamiento. Los datos de entrada del pedal de timón recibidos corresponden a un porcentaje de un recorrido de un pedal de timón en la aeronave. La ganancia K y la ganancia C se basan en los datos de entrada del pedal de timón. La ganancia A y la ganancia B se basan en la velocidad de la aeronave recibida. La ganancia normal es un producto de la ganancia K y la ganancia A y la ganancia de estacionamiento es un producto de la ganancia C y la ganancia B.

Una unidad de control de dirección ("SCU") para un sistema de dirección por rueda delantera para una aeronave incluye un módulo de cálculo de ganancia normal, un módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento y un módulo de cálculo de dirección objetivo. El módulo de cálculo de ganancia normal calcula una ganancia normal, que es una cantidad positiva en todos los intervalos de velocidad de la aeronave y del desplazamiento del pedal. El módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento calcula una ganancia de estacionamiento, que es una cantidad positiva en los intervalos de velocidad para estacionar y rodar en la pista. El módulo de cálculo de dirección objetivo suma la ganancia normal y la ganancia de estacionamiento para determinar un ángulo de dirección objetivo.

Breve descripción de los dibujos

Las figuras 1A y 1B son una descripción esquemática de un sistema hidráulico y uno eléctrico para sistema de dirección de rueda delantera para una aeronave.

La figura 2 describe esquemáticamente un algoritmo de control de ganancia que puede ser usado en un método para determinar un ángulo máximo de dirección para tren de aterrizaje delantero de la aeronave.

Las figuras 3 a 6 describen esquemáticamente la entrada de pedal de timón frente a las características del ángulo de dirección para diferentes velocidades de la aeronave.

La figura 7 describe la relación entre el ángulo máximo de dirección y la velocidad de la aeronave.

Las figuras 8 y 9 describen esquemáticamente mapas para ilustrar las funciones del módulo de control de ganancia.

La figura 10 muestra la relación entre la velocidad de la aeronave, el desplazamiento del pedal y el ángulo de dirección.

Descripción detallada

5 Las descripciones y dibujos del presente documento son meramente ilustrativos y se pueden hacer diversas modificaciones y cambios a las estructuras y a las etapas divulgadas en los dibujos sin apartarse del alcance de las reivindicaciones adjuntas. Diversos componentes identificados divulgados en el presente documento son tan solo
10 términos de la técnica y pueden variar de un fabricante a otro. Los términos no deben considerarse que limiten la presente divulgación. Los dibujos se muestran para fines de ilustrar una o más realizaciones de ejemplo y no tienen como fin limitar las reivindicaciones adjuntas. Todas las referencias a dirección y posición, salvo que se indique de otro modo, hacen referencia a la orientación de los componentes ilustrados en los dibujos y no debe interpretarse que limitan las reivindicaciones adjuntas.

15 Con referencia a las figuras 1A y 1B, un sistema de dirección de rueda delantera ("NWSS") 10 incluye generalmente pedales de timón de piloto, que incluyen un pedal de timón izquierdo 12 y un pedal de timón derecho 14 y pedales de timón de copiloto, que incluyen un pedal de timón izquierdo 16 y un pedal de timón derecho 18. El NWSS 10 también incluye un tren de aterrizaje delantero 22 y el NWSS 10 controla la dirección del tren de aterrizaje delantero de acuerdo con la operación de los pedales de timón. El NWSS 10 ilustrado es un sistema de dirección por cable
20 que se regula eléctricamente y se acciona hidráulicamente. La salida de ángulo de dirección, es decir, la dirección del tren de aterrizaje delantero, es una función de la velocidad de la aeronave y la entrada de los pedales de timón.

El NWSS 10 incluye una unidad de control de dirección 24 ("SCU"), una válvula de control de dirección y un conjunto de piezas de actuador ("SCVA") 26, y transductores de desplazamiento del pedal ("XDCER"), que incluyen un
25 XDCER izquierdo 28 y un XDCER derecho 32. Los pedales de piloto 12, 14, 16 y 18 se enlazan mecánicamente con los XDCER 28, 32 respectivos a través de una articulación 34. La SCU 24 está en comunicación con los pedales de timón 12, 14, 16 y 18 a través de los respectivos XDCER 28, 32. La SCU 24 también está en comunicación con el tren de aterrizaje principal ("MGL") (no mostrado) de la aeronave a través de un sistema de control anti-derrape 36, que puede dar a la SCU 24 la velocidad de rueda del MLG. La SCU 24 también está en comunicación con un
30 sistema electrónico aeronáutico de la aeronave 38. El sistema electrónico aeronáutico de la aeronave 38 puede incluir un sistema de alerta de precaución ("CAS"), que puede mandar mensajes que indican las señales de fallo para el NWSS 10 en la cabina de la aeronave. El sistema electrónico aeronáutico de la aeronave 38 también puede proporcionar una función de reglaje y puede incluir una entrada para recibir datos de velocidad de tierra de la aeronave que indican la velocidad en tierra de la aeronave.

35 La SCU 24 también está en comunicación con el SCVA 26, que controla la dirección de una rueda delantera 40, que es un componente del tren de aterrizaje delantero 22. La SCVA 26 incluye una válvula de cierre de dos posiciones 42, una válvula de control de dirección derecha de dos posiciones 44 y una válvula de control de dirección izquierda de dos posiciones 46. En la realización ilustrada, la válvula de cierre 42 y las válvulas de control 44 y 46 son válvulas operadas con solenoide que se desvían hacia una primera posición de operación. La SCU 24 envía señales a las
40 válvulas respectivas para controlar las posiciones de operación de las válvulas.

Cuando la válvula de cierre 42 está en la primera posición de operación 42a, el líquido desde una fuente de presión, es decir, una bomba hidráulica (no mostrada) y un acumulador 48, se bloquea y no puede pasar a través de la
45 válvula de cierre. Al recibir una señal de la SCU 24, la válvula de cierre 42 se puede mover a una segunda posición 42b. En la segunda posición 42b, el líquido presurizado fluye desde la fuente de presión a través de una válvula reductora 50 y la válvula de cierre 42 hacia la válvula de control de dirección derecha 44 y la válvula de control de dirección izquierda 46, ambas localizadas aguas abajo de válvula de cierre 42. La válvula reductora 50 controla la velocidad de la dirección del tren de aterrizaje delantero 22.

50 La válvula de control de dirección derecha 44 opera entre una primera posición de operación 44a y una segunda posición de operación 44b. La primera posición de operación 44a, el líquido presurizado de la fuente de presión se bloquea y no puede pasar a través de la válvula de control de dirección derecha 44. En la segunda posición de operación 44b, el líquido presurizado de la fuente de presión puede pasar a través de la válvula de control de
55 dirección 44 y hacia un cilindro hidráulico 52. Una varilla 54 que se extiende a través del cilindro 52 y un pistón 56 se conecta con la varilla 54 y se coloca dentro del cilindro 52. Cuando está en la segunda posición de operación 44b, el líquido se desplaza desde la fuente de presión hasta la válvula de control de dirección derecha 44 al cilindro hidráulico 52 en el lado derecho del pistón 56 (según la orientación que aparece en la figura 113), que mueve la varilla 54 para girar la rueda delantera 40 hacia la izquierda. Cuando se encuentre en la posición de operación 44a, el líquido puede desplazarse desde el cilindro 52 en el lado derecho del pistón 56 a través de la válvula de control de
60 dirección derecha 44 y una válvula reductora 58 a un lado izquierdo del pistón 56 hacia el cilindro hidráulico 52 a través de una válvula de retención izquierda 60. El actuador (cilindro) 52 también funciona como "amortiguador de oscilaciones". En la primera posición de operación 44a, el actuador 52 es libre de moverse a la dirección derecha a través de la válvula reductora 58. Este movimiento evita que la dirección por rueda delantera experimente vibración
65 por oscilaciones.

La válvula de control de dirección izquierda 46 opera entre una primera posición de operación 46a y una segunda posición de operación 46b. En la primera posición de operación 46a, el líquido presurizado desde la fuente de presión se bloquea y no puede pasar a través de la válvula de control de dirección izquierda 46. En la segunda posición de operación 46b, el líquido presurizado de la fuente de presión puede desplazarse a través de la válvula de control de dirección izquierda 46 y hacia el cilindro hidráulico 52. Cuando está en la segunda posición de operación 46b, el líquido se desplaza desde la fuente de presión hasta la válvula de control de dirección izquierda 46 al cilindro hidráulico 42 en el lado izquierdo del pistón 56, que mueve la varilla 54 para girar la rueda delantera 40 hacia la derecha. Cuando está en la primera posición de operación 46a, el líquido puede desplazarse desde el cilindro 52 en el lado izquierdo del pistón 56 a través de la válvula de control de dirección izquierda 46 y una válvula reductora 62 al lado derecho del pistón 56 al cilindro hidráulico 52 a través de una válvula de retención derecha 64. En la primera posición de operación 46a, el actuador 52 es libre de moverse a la dirección izquierda a través de la válvula reductora 62. Este movimiento evita que la dirección de rueda delantera experimente vibración por oscilaciones.

La varilla 54 se conecta mecánicamente con el tren de aterrizaje delantero 22 para controlar la dirección de la rueda delantera 40. La posición de la varilla 54 se puede monitorizar a través de un sensor de posición de dirección 66, que también está en comunicación con la SCU 24. La dirección de la rueda delantera 40 puede basarse en la posición de la varilla 54. Un sensor de peso 68 también se puede equipar en el tren de aterrizaje delantero 22 para determinar el peso del tren de aterrizaje delantero sobre la rueda ("WOW"). El sensor de peso 68 también está en comunicación con la SCU 24.

La SCU 24 está configurada para determinar un ángulo de dirección para la rueda delantera 40. Con referencia a la figura 2, el ángulo de dirección para la rueda delantera 40 se basa en los cálculos realizados en un módulo de cálculo de ganancia normal 70 y un módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72. Cada módulo de cálculo de ganancia 70, 72 recibe datos de entrada del desplazamiento del pedal en base a un porcentaje de entrada del desplazamiento del pedal para un pedal de timón respectivo, por ejemplo, los pedales de timón 12, 14, 16 y 18.

Con referencia a la figura 1A, el LH-XDCER 28 y el RH-XDCER 32 están conectados eléctricamente a la SCU 24. Con referencia al ejemplo que se muestra en la figura 2, los datos recibidos de los XDCER se pueden procesar a través de convertidores analógicos a digitales 74, 76, respectivamente. Los datos, ahora en formato digital, se pueden monitorizar para fallos y promediarse antes de un procesamiento adicional en cada uno de los módulos de cálculo de ganancia. Los módulos 70, 72 solo pueden recibir uno de los datos de los XDCER 28, 32. En la realización divulgada, los módulos 70, 72 reciben los datos promediados (media aritmética) para garantizar la redundancia de los datos de los XDCER 28, 32. Cada módulo de cálculo de ganancia 70, 72 además recibe los datos de velocidad de la aeronave, los cuales se basan en la velocidad de la rueda MLG y la velocidad en tierra de la aeronave. La velocidad de la rueda MLG es recibida por la SCU 24 del sistema de control anti-derrape 36 (figura 1A). El sistema de control anti-derrape 36 incluye sensores de velocidad de rueda para las ruedas MLG. Los datos de velocidad en tierra de la aeronave son recibidos por la SCU 24 desde el sistema electrónico aeronáutico de la aeronave 38 (figura 1A). Como puede verse en la figura 2, la velocidad de la aeronave, que también se denomina como VELOCIDAD DE REFERENCIA de la figura 2, es la velocidad de rueda MLG o la velocidad en tierra de la aeronave, la que sea más elevada. Si los datos de velocidad son mayores, el ángulo de dirección objetivo es más restrictivo en la realización de ejemplo. Es decir, los módulos 70, 72 reciben los datos de velocidad más altos para prevenir o inhibir que la aeronave gire sin fallos.

El módulo de cálculo de ganancia normal 70 determina una ganancia K basada en los datos de entrada del desplazamiento del pedal. El módulo de cálculo de ganancia normal 40 también determina una ganancia A basada en la velocidad de la aeronave. En este ejemplo, la velocidad de la aeronave se basa en por lo menos una de los datos de velocidad de rueda de MLG y los datos de velocidad en tierra de la aeronave. El módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72 determina una ganancia C basada en los datos de entrada del desplazamiento del pedal. El módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72 también determina una ganancia B basada en la velocidad de la aeronave. El NWSS 10 (figuras 1A y 1B) utiliza un algoritmo de control de ganancia que aparece en la figura 2 para controlar la sensibilidad de la dirección en diferentes velocidades y desplazamiento del pedal. Un módulo de cálculo de dirección objetivo 78 suma la ganancia normal y la ganancia de estacionamiento para determinar el ángulo de dirección objetivo. Un método para determinar un ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero 22 se describe con mayor detalle a continuación.

El método para determinar el ángulo de dirección para el tren de aterrizaje delantero 22 puede incluir recibir los datos de desplazamiento del pedal a través de los XDCER 28, 32 en la unidad de control de dirección 24. Los datos de desplazamiento del pedal corresponden a un porcentaje de un recorrido de entrada del pedal de timón, por ejemplo, los pedales de timón 12, 14, 16 y 18, de la aeronave. Los datos se pueden procesar en convertidores analógicos a digitales 74, 76, respectivamente.

El método para determinar el ángulo de dirección para el tren de aterrizaje delantero 22 además puede incluir recibir los datos de velocidad de la aeronave en la unidad de control de dirección 24 (figura 1A). Como se menciona anteriormente, recibir los datos de velocidad de la aeronave puede incluir recibir la velocidad de la rueda de MLG, que corresponde a una velocidad de rueda de MLG, y una velocidad en tierra de la aeronave. Como se menciona

anteriormente, calcular la ganancia A y calcular la ganancia B se puede basar en cualquiera que sea mayor entre la velocidad de MLG y la velocidad en tierra de la aeronave.

A partir de experimentos que utilizan una aeronave equipada con el sistema de dirección de rueda delantera del sistema de dirección por cable, resultó que la velocidad de la aeronave normalmente era de 0 a 5,14 m/s (0 a 10 nudos), cuando la aeronave estaba estacionada (intervalo de velocidad de estacionamiento). También resultó que la velocidad de la aeronave normalmente era de 5,14 a 15,42 m/s (10 a 30 nudos), cuando la aeronave rodaba en la pista (intervalo de velocidad para rodar en pista). Además, la velocidad de la aeronave normalmente era de 15,42 m/s (30 nudos) o más, cuando la aeronave despegaba (intervalo de velocidad de despegue). Se descubrió que del 0 al 40 % de la entrada total del pedal normalmente se utilizaba cuando la aeronave se encontraba rodando en pista (intervalo de pedal para rodar en pista). Por lo tanto, los módulos de cálculo de ganancia 70, 72 varían la ganancia K, A, C, B de acuerdo con la velocidad de la aeronave. De ese modo, los pilotos de la aeronave pueden obtener un ángulo óptimo de dirección en todas las condiciones. En esta realización, los valores críticos de 5,14 m/s (10 nudos), 15,42 m/s (30 nudos), 51,4 m/s (100 nudos), y 40 % son meramente ejemplos. Estos valores numéricos se deciden en respuesta al peso y al tamaño de la aeronave, la posición del centro de gravedad de la aeronave, los lugares de montaje de los trenes de aterrizaje, la velocidad de despegue, las características mecánicas del sistema de dirección y similares, de manera que la aeronave no gire a cualquier velocidad. Por lo tanto, los valores críticos antes mencionados se deciden para cada tipo de aeronave. Las fórmulas matemáticas de las ganancias K, A, C, y B, que se describen con mayor detalle a continuación, se deciden para materializar el efecto de las gráficas de las figuras 3 a 7. En consecuencia, las fórmulas matemáticas descritas a continuación se pueden cambiar para hacer realidad los efectos de las gráficas de las figuras 3 a 7 en base a diferentes velocidades de estacionamiento, velocidades para rodar en pista, velocidades de despegue y entradas del pedal del piloto.

Haciendo todavía referencia a la figura 2, el ángulo de dirección objetivo se determina a través de un valor de ángulo de dirección normal (ganancia normal) y un valor de ángulo de dirección adicional de estacionamiento (ganancia de estacionamiento). El módulo de cálculo de ganancia normal 70 produce el ángulo de dirección normal y el módulo de ganancia de estacionamiento 72 produce el ángulo de dirección adicional de estacionamiento. El método para determinar el ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero 22 también incluye calcular la ganancia K en base a los datos de desplazamiento del pedal recibidos. La relación entre el desplazamiento del pedal de entrada y la ganancia K se puede definir con la siguiente fórmula:

$$y(x) = 0,1 * x$$

donde "x" es el porcentaje del desplazamiento del pedal en unidades adimensionales, donde $x = 100\%$ se define como $x = 100$, e "y" es la ganancia K en unidades de grados/por ciento. Como se ve en la figura 2, la ganancia K se relaciona linealmente o directamente proporcional con el pedal de entrada, con el recorrido de entrada de un pedal de timón, por ejemplo, pedales de timón 12, 14, 16 y 18, de la aeronave.

El método para determinar el ángulo de dirección normal para el tren de aterrizaje delantero 22 también incluye calcular la ganancia A. La relación entre la velocidad de la aeronave y la ganancia A se puede definir a través de las siguientes fórmulas:

$$\text{si } x \leq 15,42 \text{ (30), entonces } y(x) = 1;$$

$$\text{si } 15,42 \text{ (30)} < x < 51,4 \text{ (100), entonces } y(x) = a * x^3 + b * x^2 + c * x + d;$$

$$\begin{aligned} a &= 0 \\ b &= 7,7246 \text{ E-04 (2,0408 E-04),} \\ c &= -7,9409 \text{ E-02 (-4,0816 E-02), y} \\ d &= 2,0408 \text{ E + 00; y} \end{aligned}$$

$$\text{si } 100 \leq x, \text{ entonces } y(x) = 0$$

donde "x" es la velocidad de la aeronave en metros/segundo (en paréntesis en nudos) e "y" es la ganancia A en unas unidades adimensionales.

La SCU 24 tiene un comando de "ganancia A" en respuesta a una velocidad de aeronave con 100 % del comando de pedal de entrada dentro de los intervalos que aparecen en la figura 2. Como se ve a partir de la fórmula anterior, la ganancia A se relaciona exponencialmente con la velocidad de la aeronave para velocidades de aeronave superiores a 15,42 m/s (30 nudos), lo cual para este ejemplo es la velocidad máxima para rodar en pista. La ganancia A es una constante para las velocidades de aeronave menores a 15,42 m/s (30 nudos), y de manera muy particular la ganancia A se igual a uno para velocidades de aeronave menores a 15,42 m/s (30 nudos). La ganancia A es también una constante para las velocidades de aeronave superiores a 51,4 m/s (100 nudos), y de forma más particular, la ganancia A equivale a 0 para velocidades de aeronaves superiores a 51,4 m/s (100 nudos), lo que para este ejemplo es la velocidad crítica máxima o velocidad máxima en que la aeronave no gira incluso en el ángulo máximo de dirección.

El método para determinar el ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero 22 puede además incluir calcular la ganancia C en base a los datos recibidos del desplazamiento del pedal. La relación entre el desplazamiento del pedal de entrada y la ganancia C se pueden definir a través de las siguientes fórmulas:

5 **si $x \leq 40 \%$, entonces $y(x) = 0$;**
si $40 \% < x < 100\%$, entonces $y(x) = a * x^3 + b * x^2 + c * x + d$;
10 y
si $100 \% < x$, entonces $y(x) = a * 100^3 + b * 100^2 + c * 100 + d$
15 $a = 1,6667 \text{ E-}04$,
 $b = 1,6111 \text{ E-}02$,
 $c = 4,8889 \text{ E-}01$, y
 $d = -4,4444 \text{ E+}00$

donde "x" es el porcentaje del recorrido del pedal en una unidad adimensional, $x = 100 \%$ se define como $x = 100$, "y" es la ganancia C en unidad de grado/porcentaje.

La relación entre el recorrido de entrada (porcentaje) y la ganancia C se describen en la gráfica mostrada en la figura 2. La ganancia C se puede relacionar exponencialmente con el recorrido de entrada del pedal de timón en recorridos de entrada superiores a 40 %. La ganancia C puede ser una constante en recorridos de entrada menores al 40 %. De manera más particular, la ganancia C puede ser igual a 0 en recorridos menores de entrada menores a 40 %.

El método para determinar el ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero 22 puede incluir además calcular la ganancia B en base a la velocidad de la aeronave. La relación entre la velocidad de aeronave y la ganancia B se puede definir mediante las siguientes fórmulas:

30 **si $x \leq 5,14 (10)$, entonces $y(x) = 1$;**
si $5,14 (10) < x < 15,42 (30)$, entonces $y(x) = a * x^3 + b * x^2 + c * x + d$;
35 $a = 0$,
 $b = 8,9218 \text{ E-}03 (2,3571 \text{ E-}03)$,
 $c = -2,8070 \text{ E-}01 (-1,4426 \text{ E-}01)$, y
 $d = 2,2071 \text{ E+}00$; y

si $15,42 (30) \leq x$, entonces $y(x) = 0$

donde "x" es la velocidad de la aeronave en unidades de metros/segundo (nudos), "y" es la ganancia B en unidades adimensionales. En este método de ejemplo, la ganancia B se relaciona exponencialmente con la velocidad de la aeronave para velocidades de aeronave superiores a 5,14 m/s (10 nudos). La ganancia B también se relaciona exponencialmente con la velocidad de la aeronave para velocidades de aeronave menores a 15,42 m/s (30 nudos). La ganancia B puede ser una constante para las velocidades de aeronave menores a 5,14 m/s (10 nudos), lo cual en este ejemplo es la velocidad máxima de estacionamiento. De manera más particular, la ganancia B también es igual a uno para las velocidades de aeronave menores a 5,14 m/s (10 nudos). La ganancia B puede ser constante para las velocidades de aeronave superiores a 15,42 m/s (30 nudos). De manera más particular, la ganancia B puede ser igual a cero para velocidades de aeronave superiores a 15,42 m/s (30 nudos). El ángulo de dirección objetivo para el tren de aterrizaje delantero 22 se determina mediante el ángulo de dirección normal y el ángulo de dirección de estacionamiento adicional. El módulo de cálculo de ganancia normal 70 produce el ángulo de dirección normal y el módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72 produce el ángulo de dirección de estacionamiento adicional. El ángulo de dirección normal es un producto de la ganancia K y la ganancia A como se describe en la figura 2. El módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72 produce cero como ángulo de dirección adicional en velocidades de 15,42 a 51,4 m/s (30 a 100 nudos). En consecuencia, debido a que el ángulo de dirección normal es el producto de la ganancia K (lineal) y la ganancia A (curva) mostrada en la figura 2, esto produce una relación de ángulo de dirección lineal con recorrido de entrada de pedal del 0 al 100 % en velocidades de 15,42 a 51,4 m/s (30 a 100 nudos), que se describen en la figura 5.

Con referencia de nuevo a la figura 2, el ángulo de dirección objetivo es una suma del ángulo de dirección normal y el ángulo de dirección de estacionamiento adicional. El resultado de la suma de los dos productos es una relación de tipo polinomial de tres grados para recorridos de pedal del 40 al 100 % a una velocidad de 0 a 15,42 m/s (0 a 30 nudos), los cuales se muestran en la figura 3 y en la figura 4. Esto permite un ángulo de dirección exponencialmente más grande para recorridos de pedal superiores al 40 %, lo que se puede ver comparando la línea de trazos superior de la figura 4 a la línea de trazos inferior de la figura 4. La línea de trazos superior mostrada en la figura 4 corresponde a la línea mostrada en la figura 3 y la línea de trazos inferior de la figura 4 corresponde a la línea

mostrada en la figura 5. A una velocidad de 0 a 15,42 m/s (0 a 30 nudos), la ganancia A es de 1,0 y el módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72 produce cero para los recorridos de pedal del 0 al 40 %. Por lo tanto, el ángulo de dirección objetivo para recorridos de pedal del 0 % al 40 % sigue siendo una relación lineal en los intervalos de velocidad de estacionamiento y los intervalos de velocidad para rodar en pista, el módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento 72 produce cero para los recorridos de pedal que van del 0 % al 100 %. Por lo tanto, el ángulo de dirección objetivo para recorridos de pedal del 0 % al 100 % también sigue siendo una relación lineal en los intervalos de velocidad de despegue, los cuales se muestran en las figuras 5 y 6.

Con referencia de nuevo a la figura 1A, un interruptor de acoplamiento de rueda delantera 80 puede estar provisto del NWSS 10. La activación del interruptor de acoplamiento de la rueda delantera proporciona energía a la SCU 24.

Las figuras 8 y 9 muestran unos mapas M1, M2, respectivamente, para ilustrar las características de los módulos de cálculo de ganancia 70, 72, respectivamente. Con referencia a la figura 8, el módulo de cálculo de ganancia 70 produce la ganancia K cuando la velocidad de la aeronave es de 0 a 15,42 m/s (0 a 30 nudos) (véase el área S1 del mapa M1 en la figura 8). Es decir, en el intervalo de velocidad de estacionamiento o el intervalo de velocidad para rodar en pista, el módulo de cálculo de ganancia 70 produce solo ganancia K, ya que la ganancia A es 1,0 en este intervalo (véase la figura 2). El módulo de cálculo de ganancia 70 produce la ganancia K x ganancia A, cuando la velocidad de la aeronave es de 15,42 m/s (30 nudos) o más (intervalo de velocidad de despegue). Esto se indica en el área S2 del mapa M1 en la figura 8.

Con referencia a la figura 9, el módulo de cálculo de ganancia 72 produce cero cuando la velocidad de la aeronave es de 15,42 m/s (30 nudos) o más (véase el área S5 del mapa M2 de la figura 9). Es decir, en el intervalo de la velocidad de despegue, el módulo de cálculo de ganancia 72 produce cero, ya que la ganancia B es cero en este intervalo. El módulo de cálculo de ganancia 72 también produce cero cuando la entrada de pedal es del 0 al 40 % (intervalo de pedal para rodar en pista), ya que la ganancia C es cero en este intervalo (véase la figura 2). Por otro lado, cuando la entrada de pedal es del 40 % o más, el módulo de cálculo de ganancia 72 produce la ganancia C en el intervalo de velocidad de estacionamiento, ya que la ganancia B es 1,0 en este intervalo (véase el área S3 del mapa M2 en la figura 9). Además, el módulo de cálculo de ganancia 72 produce la ganancia C x ganancia B en el intervalo de ganancia para rodar en pista (véase el área S4 del mapa M2 en la figura 9).

Como se menciona anteriormente, los sistemas de dirección de rueda delantera convencionales emplean modos simplificados de dirección de dos etapas de acuerdo con la velocidad de la aeronave. El sistema de dirección de rueda delantera en cuestión, en contraste, emplea una relación no escalonada entre la velocidad de la aeronave y el ángulo máximo de dirección (véase, por ejemplo, la figura 7).

En el intervalo de velocidad de estacionamiento 0 a 5,14 m/s (0 a 10 nudos) o el intervalo de velocidad para rodar en pista 5,14 a 15,42 m/s (10 a 30 nudos), y el desplazamiento del pedal es del 0 al 40 %, el ángulo de dirección objetivo se incrementa en proporción directa al recorrido de entrada (véase las figuras 3 y 4). Como se menciona anteriormente, del 0 al 40 % de la entrada total del pedal normalmente se usa cuando la aeronave está rodando en pista. De ese modo, los pilotos pueden operar la aeronave para rodar en pista con exactitud debido a que el ángulo de dirección objetivo se incrementa en proporción directa con el recorrido de entrada en esta condición. Además, los módulos de cálculo de ganancia 70, 72 permiten un ángulo de dirección exponencialmente más grande para los recorridos de pedal superiores al 40 % y la velocidad de la aeronave es de 0 a 5,14 m/s (0 a 10 nudos) (véase la figura 3). Esto hace posible igualar las sensaciones de la dirección de los pilotos. Además, los pilotos pueden girar una dirección en un ángulo máximo (60°). Esto hace que la tarea del piloto de estacionar la aeronave sea más sencilla de realizar. Cuando el desplazamiento del pedal es del 40 % o más, el ángulo de dirección objetivo se reduce gradualmente de 5,14 m/s (10 nudos) a 15,42 m/s (30 nudos) (véase la figura 4). Esta transición previene o inhibe que la aeronave gire y mantenga también las sensaciones de dirección de los pilotos.

En condiciones donde la velocidad de la aeronave es de 15,42 m/s (30 nudos) o más, la línea de dirección objetivo es lineal, y el gradiente de la línea se hace más bajo de acuerdo con la velocidad de la aeronave (véase la figura 5). Esta transición puede hacer que la aeronave no gire y sea más fácil de controlar la dirección por parte de los pilotos a una velocidad en tierra elevada, ya que el ángulo de dirección objetivo varía en proporción directa a la entrada del pedal de timón. En general, a los pilotos les gustaría usar el ángulo máximo de dirección cuando estacionan la aeronave (intervalo de estacionamiento). Por otro lado, es preferible que el ángulo de dirección se limite a un ángulo menor a 15,42 m/s (30 nudos) o más (intervalo de velocidad de despegue), ya que los pilotos pueden controlar la dirección de la aeronave con el timón en la condición de despegue también. El presente sistema de dirección puede satisfacer estas dos condiciones.

Cuando la velocidad de la aeronave es mayor a 51,4 m/s (100 nudos), el ángulo de dirección objetivo es cero (véase la figura 6). Este valor de 51,4 m/s (100 nudos) es la velocidad crítica máxima que la aeronave provista del sistema de dirección actual no gire, incluso en el ángulo de dirección máxima. La figura 7 muestra la relación entre la velocidad de la aeronave y el ángulo máximo de dirección. Como se muestra en la figura 7, el ángulo máximo de dirección es constante (60 grados) a la velocidad de 0 a 5,14 m/s (0 a 10 nudos), y el ángulo máximo de dirección se reduce continuamente de 5,14 m/s (10 nudos) a 51,4 m/s (100 nudos). Esta línea se hace mediante el módulo de cálculo de ganancia 70, 72 como se muestra en la figura 2. Esta línea está situada ligeramente dentro de la línea

crítica (no mostrada en la figura 7) para girar la aeronave. Por lo tanto, la aeronave provista del sistema de control de dirección en cuestión no debe girar a cualquier velocidad.

5 En el intervalo de velocidad de estacionamiento (0 a 5,14 m/s (10 nudos) en esta realización), el ángulo máximo de dirección es el ángulo máximo constante para la velocidad crítica máxima (véase la figura 7 - 60 grados en esta realización). El ángulo máximo de dirección disminuye continuamente desde el intervalo de la velocidad para rodar en pista a la velocidad máxima crítica (51,4 m/s (100 nudos) en esta realización). La línea en la figura 7 está situada ligeramente dentro de la línea crítica para girar la aeronave. El presente sistema de dirección de rueda delantera también corrobora el efecto de los diagramas en las figuras 3 y 4. Es decir, en el intervalo de velocidad de 10 estacionamiento (0 a 5,14 m/s (10 nudos) en esta realización) o en el intervalo de velocidad de desplazamiento en la pista (5,14 a 15,42 m/s (10 a 30 nudos en esta realización), el ángulo de dirección es directamente proporcional a la entrada del pedal en el intervalo del pedal de desplazamiento en la pista (0 a 40 % en esta realización) y aumenta exponencialmente de acuerdo con la entrada del pedal en el 40 % o más del intervalo de entrada del pedal. Además, 15 el ángulo de dirección disminuye gradualmente de acuerdo con la velocidad de la aeronave en el 40 % o más del intervalo de entrada del pedal (figura 4). En el intervalo de velocidad de despegue (15,42 m/s (30 nudos) o más en esta realización, la presente invención corrobora la gráfica, que es lineal y su gradiente se hace menor de acuerdo con la velocidad de la aeronave. A la velocidad crítica o más (51,4 m/s (100 nudos) en esta realización), el ángulo de dirección es cero en el presente sistema de dirección (figura 6). La velocidad crítica es la velocidad máxima en que la aeronave no gira incluso en el ángulo máximo de dirección. La figura 10 muestra la relación entre la velocidad de 20 la aeronave, el desplazamiento del pedal y el ángulo de dirección.

Un sistema de dirección de rueda delantera y un método para determinar un ángulo de dirección para tren de aterrizaje delantero se han descrito anteriormente de manera particular. Los expertos en la técnica pueden idear modificaciones y alteraciones después de leer y entender la descripción detallada anterior. Las reivindicaciones 25 adjuntas no se limitan solamente a estas realizaciones que han sido descritas anteriormente.

Se apreciará que diversas características y funciones antes divulgadas y otras o alternativas o variedades de las mismas, pueden combinarse convenientemente en muchos otros sistemas o aplicaciones diferentes. También aquellas diversas alternativas, modificaciones, variaciones o mejoras que actualmente no se prevén ni anticipan en 30 el presente documento pueden realizarse posteriormente por expertos en la técnica que, además, tienen intención de ser abarcadas en las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un método para determinar un ángulo de dirección objetivo para un tren de aterrizaje delantero (22) de una aeronave, comprendiendo el método:

recibir datos de entrada de pedal de timón en una unidad de control de dirección (24); y
recibir datos de velocidad de la aeronave en la unidad de control de dirección (24);

caracterizado por que el método también comprende:

calcular una ganancia normal que es una cantidad positiva en todos los intervalos de velocidad de la aeronave y el recorrido del pedal;
calcular una ganancia de estacionamiento que es una cantidad positiva en los intervalos de velocidad de estacionamiento y para rodar en pista; y
sumar la ganancia normal y la ganancia de estacionamiento para determinar un ángulo de dirección objetivo.

2. El método de la reivindicación 1, donde un ángulo máximo de dirección para el tren de aterrizaje delantero es constante en un valor máximo del intervalo de velocidad de estacionamiento y el ángulo máximo de dirección se reduce continuamente desde una velocidad máxima de estacionamiento a una velocidad máxima crítica.

3. El método de la reivindicación 2, donde el ángulo máximo de dirección es cero a la velocidad máxima crítica.

4. El método de la reivindicación 1, donde el intervalo de velocidad de despegue, el ángulo de dirección objetivo es directamente proporcional a la entrada de pedal de timón.

5. El método de la reivindicación 4, donde el intervalo de velocidad de despegue, un gradiente de una línea, que describe el ángulo de dirección objetivo frente a la entrada de pedal de timón, disminuye conforme aumenta la velocidad de la aeronave.

6. El método de la reivindicación 1, donde los intervalos de la velocidad de estacionamiento y de la velocidad para rodar en pista, el ángulo de dirección objetivo es directamente proporcional a la entrada del pedal de timón en el intervalo de pedal para rodar en pista.

7. El método de la reivindicación 6, donde el ángulo de dirección objetivo aumenta exponencialmente de acuerdo con la entrada de pedal de timón para entradas de pedal superiores al intervalo de pedal para rodar en pista.

8. El método de la reivindicación 7, donde el ángulo de dirección objetivo disminuye gradualmente con la velocidad de la aeronave para entradas de pedal superiores al intervalo de pedal para rodar en pista.

9. El método de la reivindicación 1, donde la ganancia normal se calcula mediante la multiplicación de la ganancia K y la ganancia A, donde la ganancia de estacionamiento se calcula por la multiplicación de la ganancia C y la ganancia B, donde la ganancia K y la ganancia C se calculan de acuerdo con la entrada de pedal de timón, donde la ganancia A y la ganancia B se calculan de acuerdo con la velocidad de la aeronave.

10. Una unidad de control de dirección ("SCU") para un sistema de dirección de rueda delantera para una aeronave, comprendiendo la SCU:

un módulo de cálculo de ganancia normal (70), donde el módulo de cálculo de ganancia normal (70) calcula una ganancia normal, que es una cantidad positiva en todos los intervalos de velocidad de aeronave y desplazamiento del pedal;
un módulo de cálculo de ganancia de estacionamiento (72), donde el módulo del cálculo de ganancia de estacionamiento (72) calcula una ganancia de estacionamiento que es una cantidad positiva en los intervalos de velocidad de estacionamiento y para rodar en pista; y
un módulo de cálculo de dirección objetivo (78) que suma la ganancia normal y la ganancia de estacionamiento para determinar un ángulo de dirección objetivo.

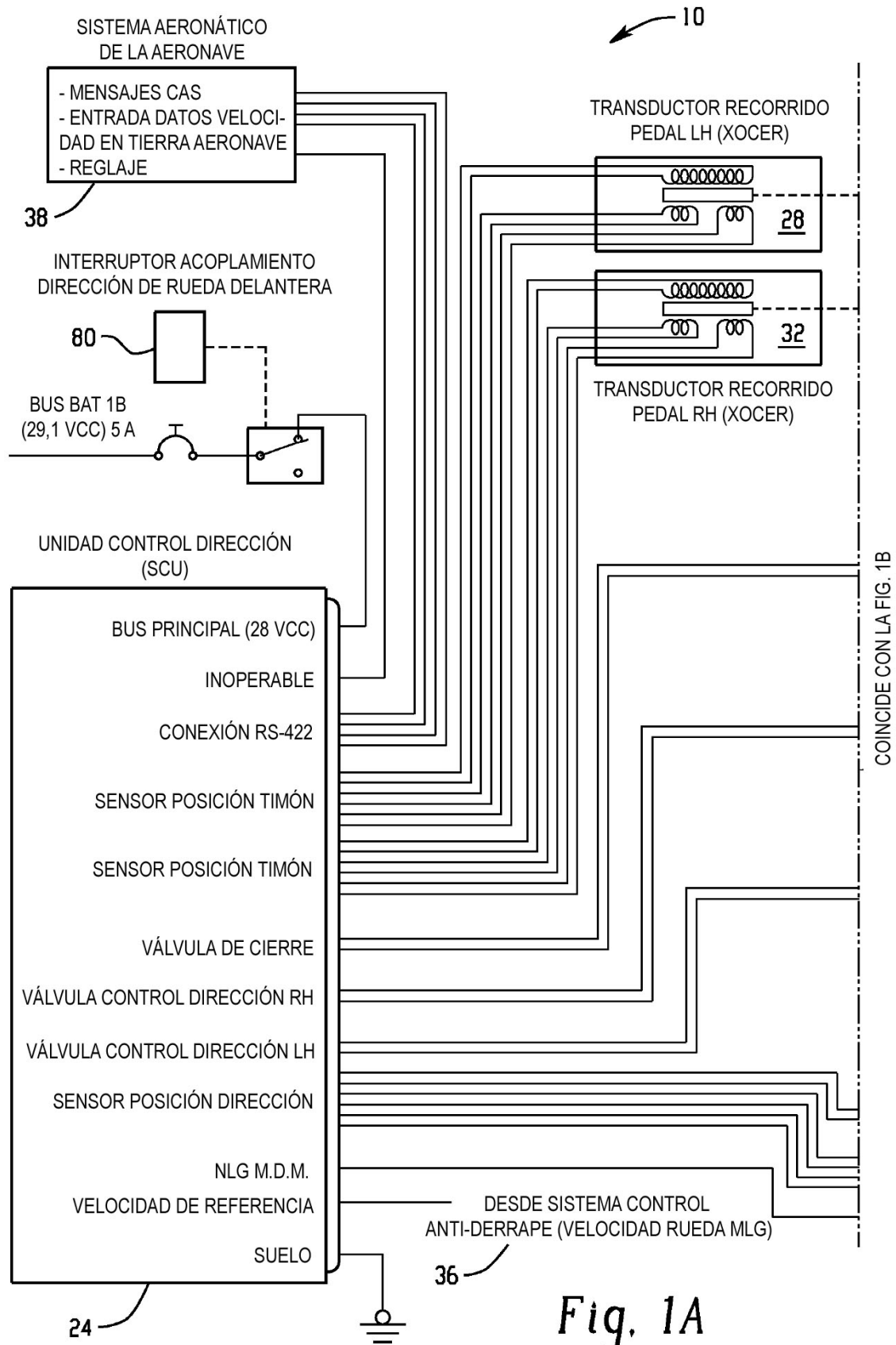


Fig. 1A

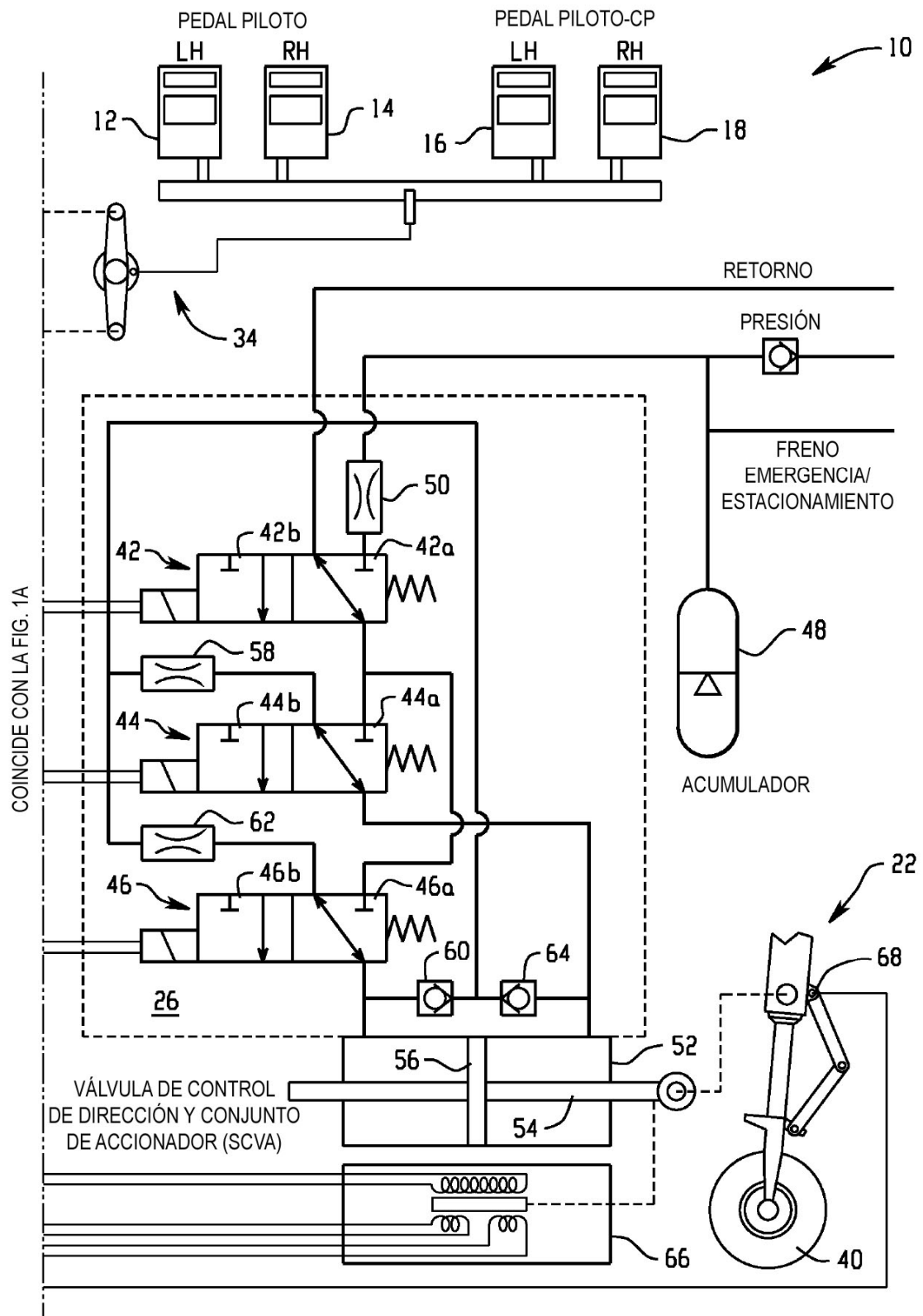


Fig. 1B

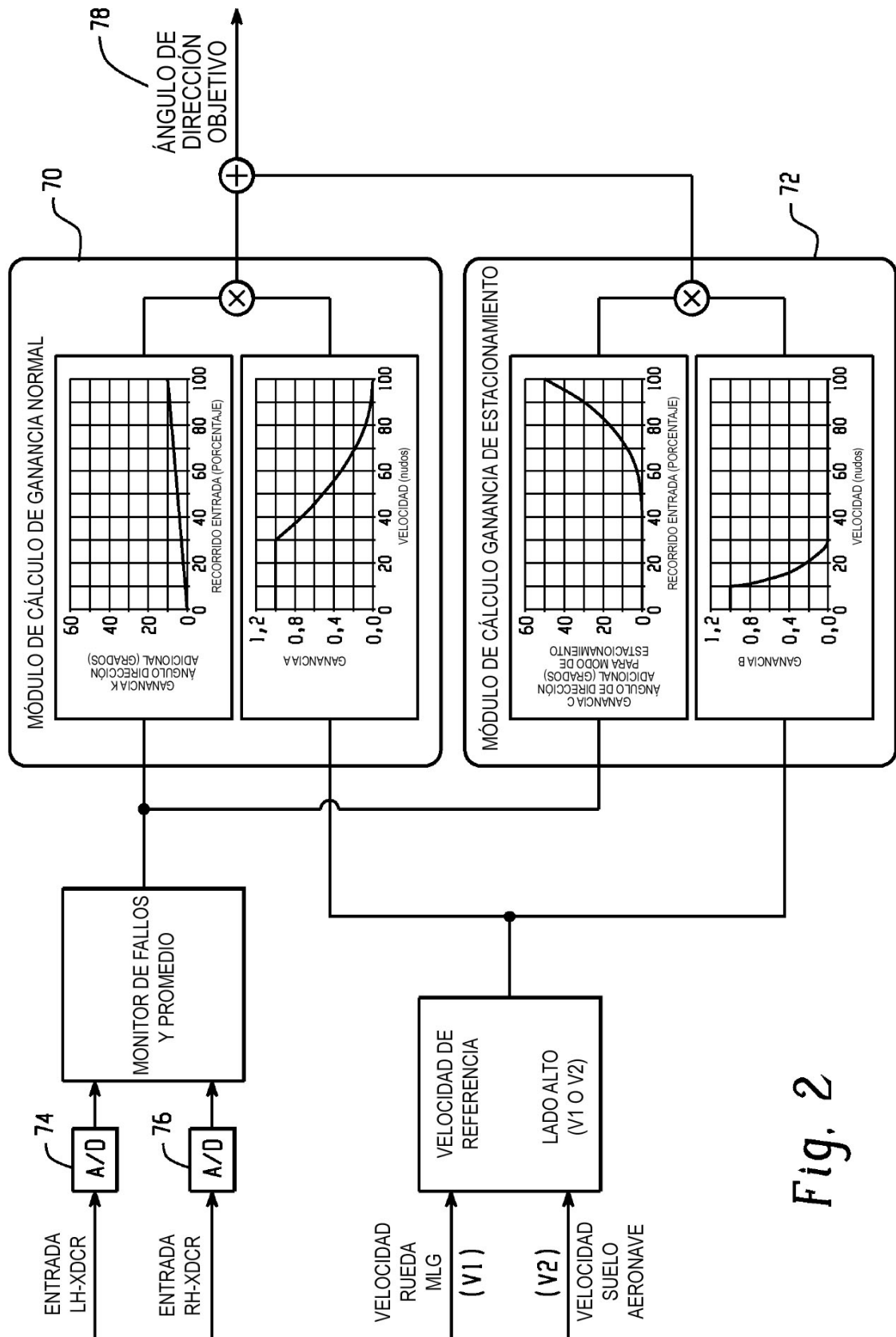


Fig. 2

Fig. 3

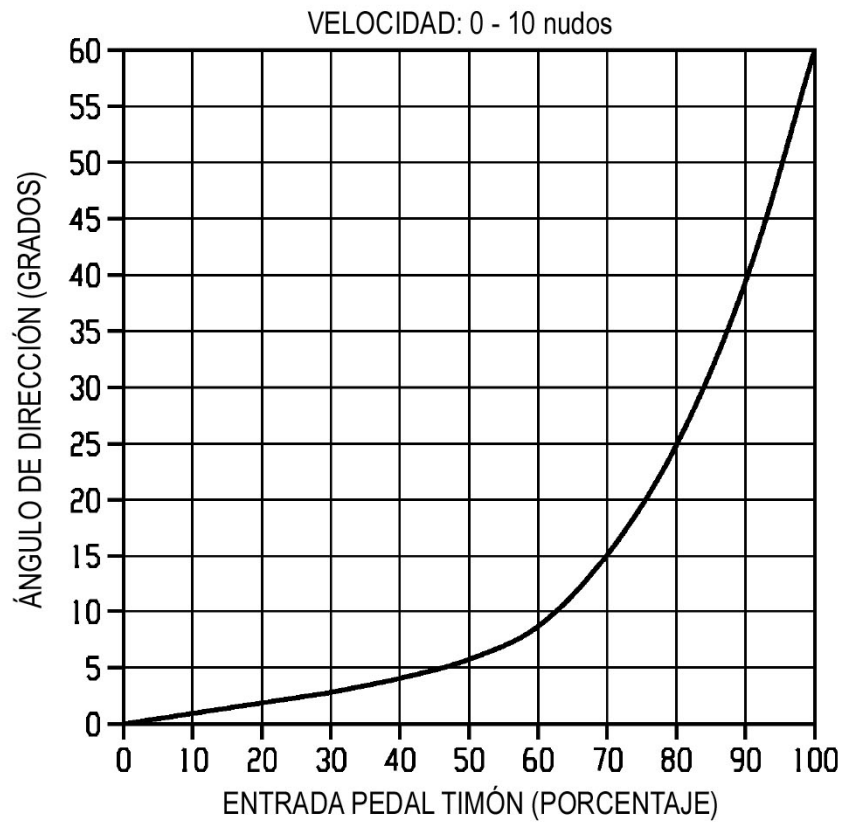


Fig. 4

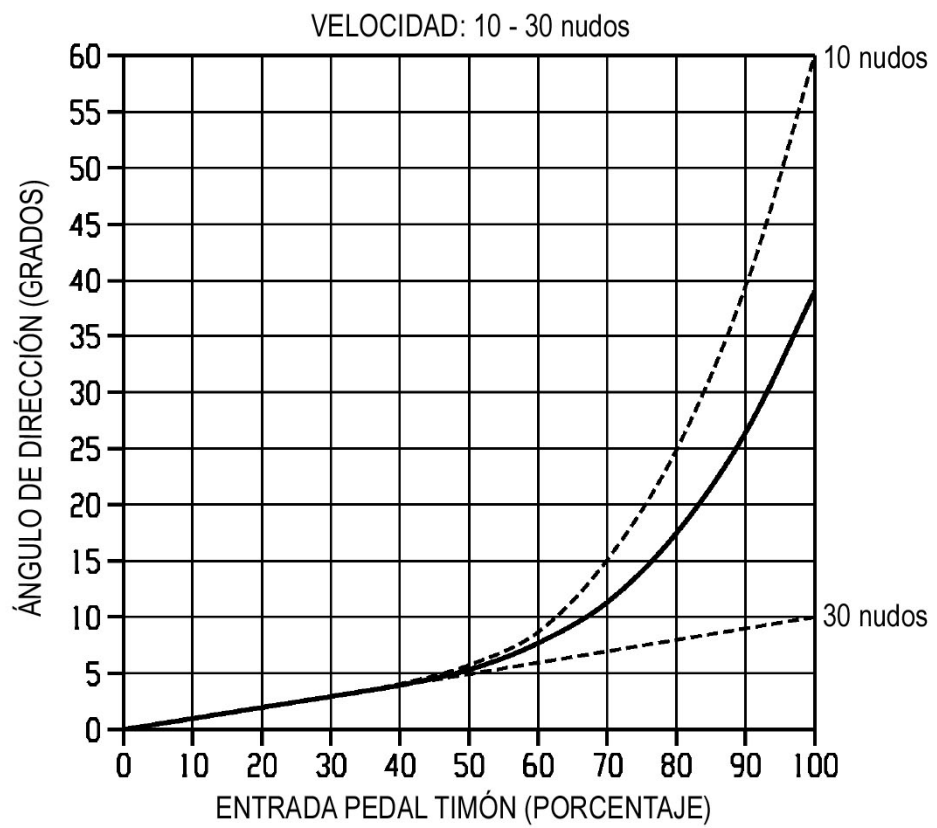


Fig. 5

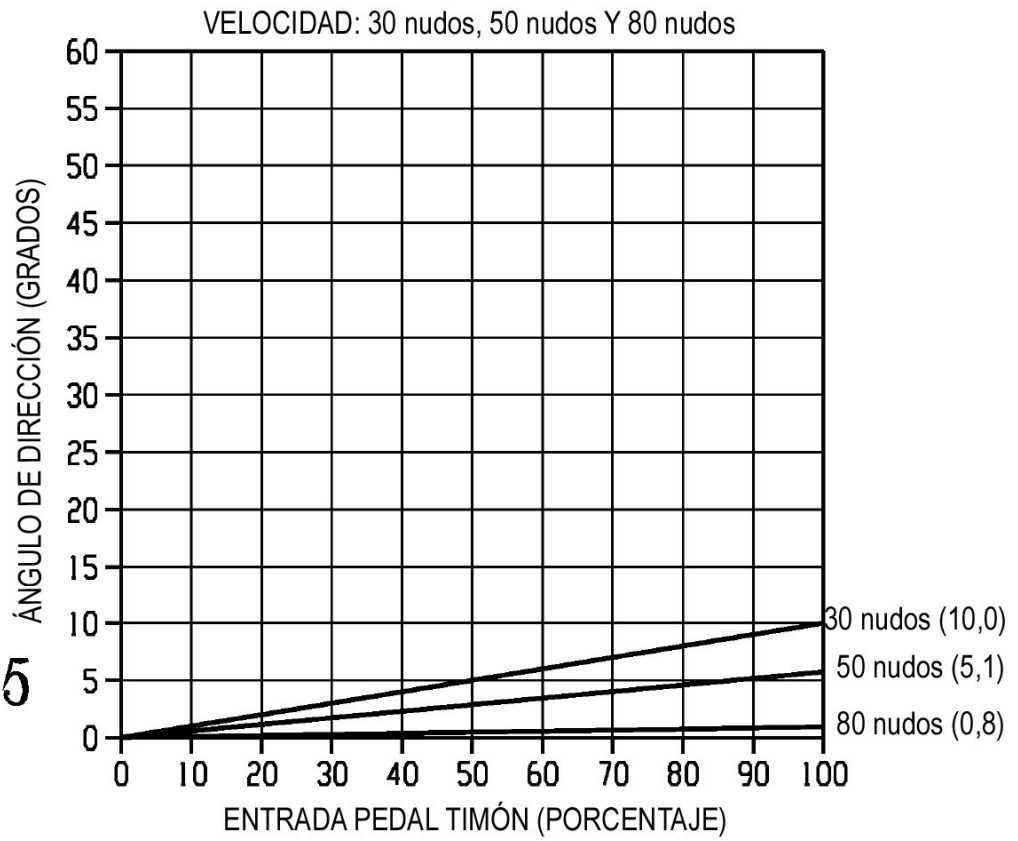
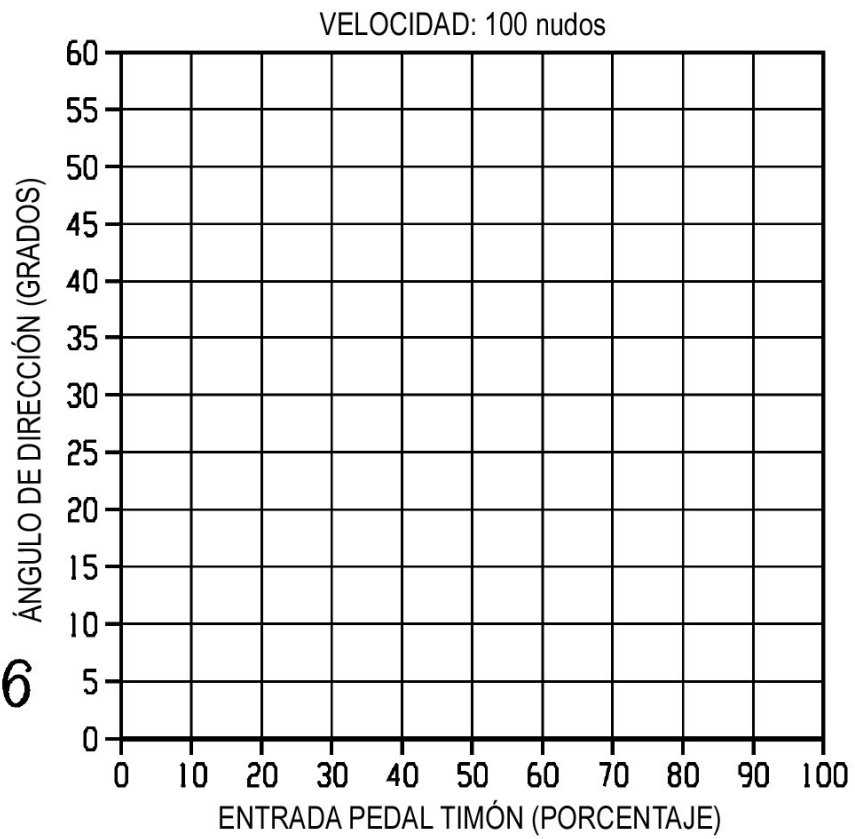


Fig. 6



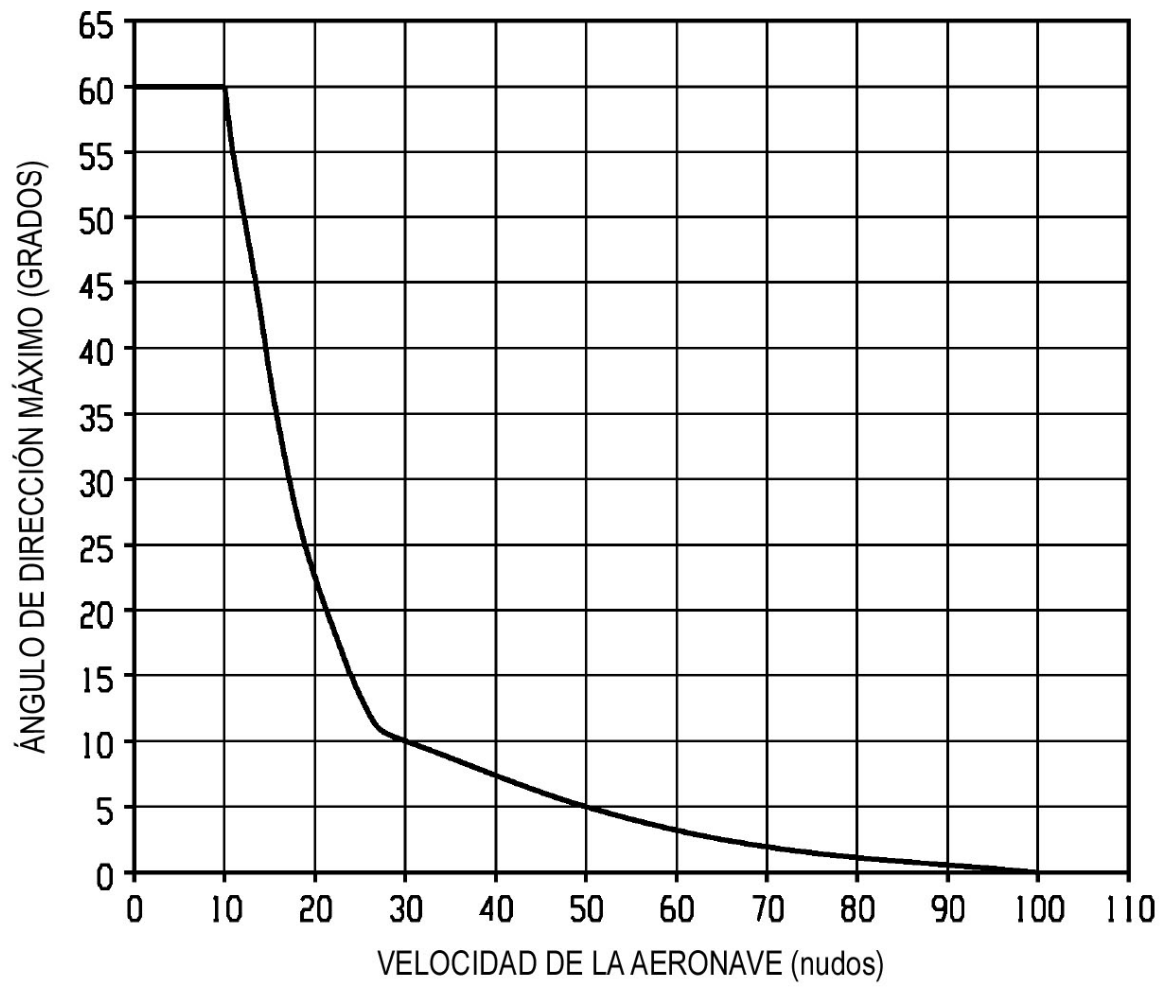


Fig. 7

Fig. 8

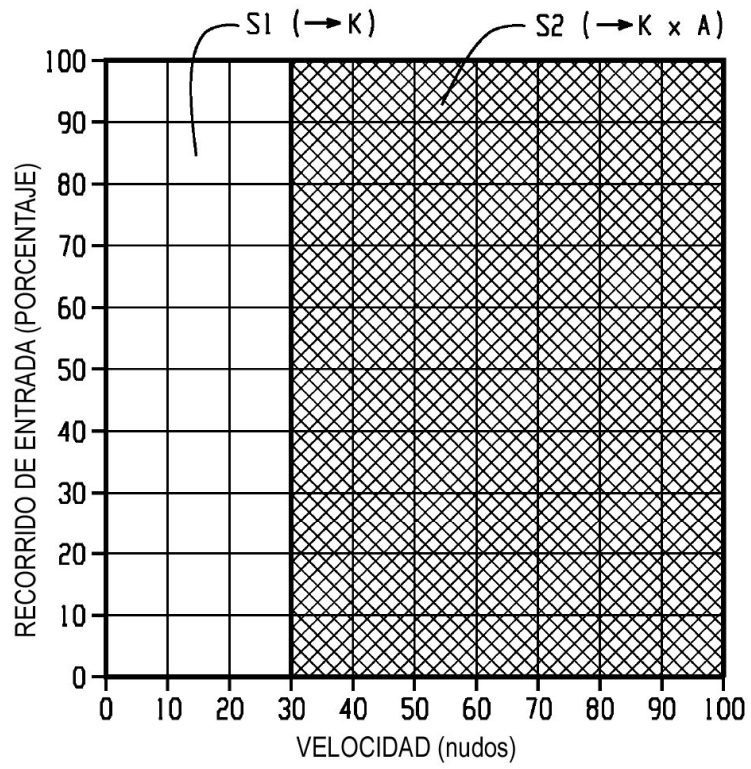
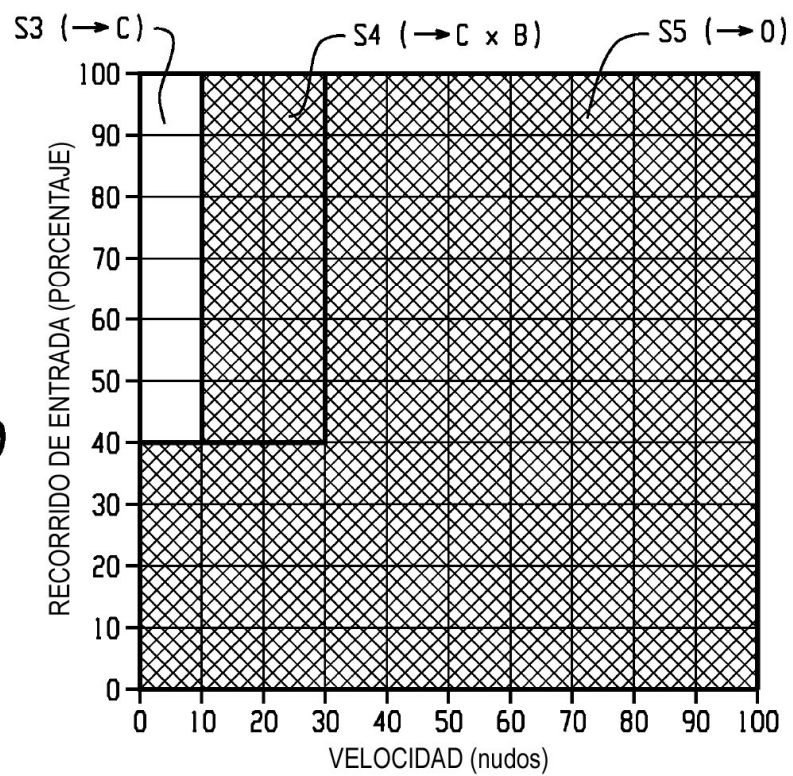


Fig. 9



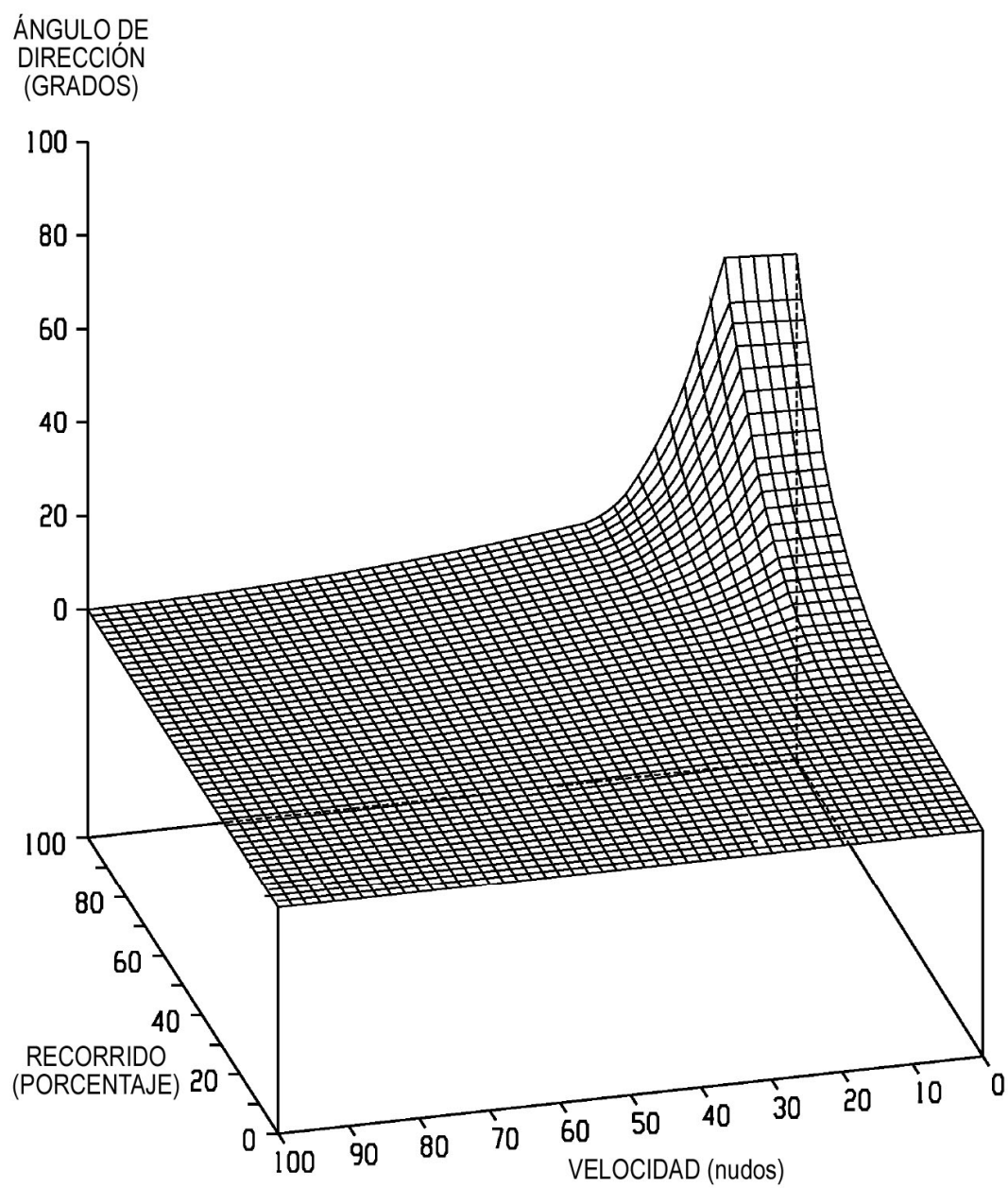


Fig. 10