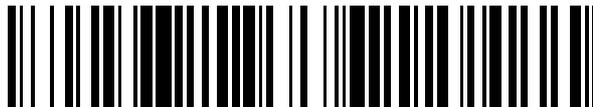


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 370 756**

51 Int. Cl.:

B64C 3/58 (2006.01)

B64C 9/00 (2006.01)

B64C 21/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08843602 .7**

96 Fecha de presentación: **19.09.2008**

97 Número de publicación de la solicitud: **2214958**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **11.08.2010**

54 Título: **MÉTODO Y APARATO PARA MEJORAR LA ELEVACIÓN A MOTOR EN UN AVIÓN.**

30 Prioridad:
29.10.2007 US 927290

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
22.12.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
22.12.2011

73 Titular/es:
**THE BOEING COMPANY
100 NORTH RIVERSIDE PLAZA
CHICAGO, CA CALIFORNIA 60606-2016, US**

72 Inventor/es:
**SHMILOVICH, Arvin;
YADLIN, Yoram;
GREGG, Robert, D., III y
CLARK, Roger, W.**

74 Agente: **de Elzaburu Márquez, Alberto**

ES 2 370 756 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

Método y aparato para mejorar la elevación a motor en un avión.

5 CAMPO TÉCNICO

Las realizaciones descritas en la presente memoria se refieren en general a producir elevación en un avión, y más en concreto se refieren a métodos y aparatos para incrementar la elevación a motor producida a lo largo de una superficie de un avión.

10 ANTECEDENTES

15 Científicos e ingenieros siguen buscando mejoras en todas las áreas de las características de los aviones. Recientes campañas militares, por ejemplo, han demostrado una necesidad incrementada de una característica mejorada de despegue y aterrizaje cortos (STOL, short takeoff and landing) para permitir al avión funcionar en entornos en los que pueden no estar disponibles los aeropuertos modernos y otras instalaciones de aterrizaje. En concreto, es deseable crear un avión que pueda despegar y aterrizar incluso en pistas cortas.

20 Una forma de mejorar la característica STOL es incrementar la cantidad de elevación producida a lo largo de las superficies del plano sustentador del avión. Incrementando la capacidad elevadora de cada ala, por ejemplo, el avión puede pasar al aire a una velocidad aerodinámica menor, reduciendo de ese modo la longitud de la pista necesaria para el despegue. Se han ensayado diversos diseños de avión para maximizar la cantidad de elevación producida a lo largo de la superficie del plano sustentador, a través de la explotación del bien conocido efecto Coanda. En muchos de estos diseños, el aire en movimiento sobre el ala puede "curvarse hacia abajo" en dirección al suelo utilizando los alerones y un chorro soplado sobre una superficie curva para incrementar la cantidad de elevación producida. Aviones que han explotado con éxito el efecto Coanda con propósitos STOL incluyen el Boeing YC-14 y el C-17 Globemaster 111, así como varios tipos de vehículos aéreos no pilotados (UAVs, unmanned aerial vehicles) y similares. Sin embargo, sigue existiendo el deseo de diseños de avión con una característica STOL mejor aún.

30 La patente de EE. UU. 3 018 983 da a conocer un ala de avión con un motor a reacción montado en ésta con su tobera del chorro dispuesta sobre la superficie superior del ala, y medios para desviar hacia abajo la corriente del chorro de manera que incide sobre la superficie y se dispersa lateralmente a través de la misma abarcando su extensión, estando el medio de desviación montado entre dos soportes extremos.

35 La solicitud de patente de Gran Bretaña GB 2 318 558 A da a conocer un ala, y un ventilador entubado que distribuye el flujo sobre un borde delantero del ala, teniendo el ala extensiones del borde de ataque y aletas anteriores para controlar el flujo sobre el ala, y los alerones.

40 BREVE SUMARIO

En un primer aspecto de la invención se da a conocer un plano aerodinámico para un avión según se define en la reivindicación 1 de las reivindicaciones adjuntas. En un segundo aspecto se da a conocer un método como el definido en la reivindicación 9.

45 La elevación producida por un plano sustentador de un avión se incrementa reduciendo el alejamiento del fluido respecto de la superficie del plano sustentador. El alejamiento del fluido respecto de la superficie se denomina a menudo separación del flujo, el cual es una medida de la ineficiencia del flujo. En una realización, un capó o cubierta del motor se extiende hacia fuera desde la superficie del plano sustentador que tiene un plano de salida configurado para dirigir gases del escape hacia una parte trasera del avión. Una o varias barreras que se extienden hacia fuera desde la superficie y próximas al plano de salida del capó o cubierta del motor están configuradas para guiar los gases de escape a lo largo de, por lo menos, una parte de la superficie del plano sustentador, limitando de ese modo el movimiento de los gases a lo ancho y reduciendo la separación del flujo. Esto tiene como resultado un aumento del efecto Coanda presentado por los gases, incrementando de ese modo la cantidad de elevación producida a lo largo de la superficie del plano sustentador.

55 En otra realización, se da a conocer un avión con un primer y un segundo planos sustentadores que tienen, cada uno, un capó o cubierta que se extiende hacia fuera desde una superficie del plano sustentador. Un primer motor y un segundo motor están asociados con los capós o cubiertas del primer y el segundo plano sustentadores, respectivamente, en donde el primer y el segundo motores están configurados para producir gases de escape que están dirigidos hacia un extremo de popa del avión mediante los capós o cubiertas. Las barreras dispuestas en el primer y/o en el segundo plano sustentador próximas a los capós o cubiertas guían los gases de escape a lo largo de las superficies del primer y el segundo plano sustentador.

65 Otra realización da a conocer un método de incremento de la elevación producida a lo largo de la superficie de un plano sustentador de un avión. Se generan gases de escape y están dirigidos hacia un extremo trasero del avión. A continuación, los gases de escape son guiados a lo largo de la superficie del plano sustentador con una o varias

barreras que se extienden hacia fuera desde la superficie del plano sustentador para limitar, de ese modo, el alejamiento tridimensional de los gases de escape respecto de la superficie.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

5 En lo que sigue se describirán diversas realizaciones junto con las siguientes figuras de dibujos, en las que los mismos números de referencia indican elementos iguales, y

10 la figura 1 es una vista superior de un ejemplo de avión con capacidades de elevación mejoradas;
 las figuras 2 y 3 son vistas en perspectiva de ejemplos de planos sustentadores con capacidades mejoradas de generación de elevación;
 la figura 4 es un gráfico que muestra ejemplos de diferencias en elevación que pueden producirse con un ejemplo de realización; y
 15 la figura 5 es un gráfico que muestra la distribución de carga mejorada resultante de un ejemplo de realización.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

20 La siguiente descripción detallada es solamente de naturaleza ejemplar y no pretende limitar las realizaciones descritas o la aplicación y los usos de las realizaciones descritas. Además, no se pretende limitarse a ninguna teoría expresa o implícita presentada en el campo técnico anterior, en los antecedentes, en el breve compendio o en la siguiente descripción detallada.

25 En términos generales, puede incrementarse la cantidad de elevación producida a lo largo de una superficie de un avión mejorando el flujo de aire sobre la superficie. Especialmente en el caso de aviones STOL diseñados para explotar el efecto Coanda, la elevación puede reducirse debido a efectos tridimensionales de manera que el aire que fluye a través de un plano sustentador se separa de la superficie del avión. Mediante el recurso de limitar los efectos tridimensionales del flujo de aire y fomentar sin embargo el flujo bidimensional a través de la superficie, el efecto Coanda a lo largo de la superficie se incrementa adecuadamente, lo que tiene como resultado una elevación incrementada.
 30

Una forma de reducir el flujo de aire tridimensional a lo largo de una superficie de un avión es disponer una o varias barreras que pueden limitar el flujo de aire a través de un alerón u otra superficie. Dichas barreras pueden ser desplegadas por lo menos durante el despegue, la aproximación y/o el aterrizaje para proporcionar una elevación
 35 aumentada. En diversas realizaciones, las barreras pueden ser plegadas o escondidas de otro modo mientras el avión está en régimen de crucero. Mediante el recurso de reducir los efectos tridimensionales del flujo de aire estando las barreras en uso, puede mejorarse el efecto Coanda producido sobre la superficie de un plano sustentador. El flujo se hace aerodinámico a la superficie, lo que tiene como resultado una elevación incrementada y una característica STOL mejorada para el avión.

40 A continuación haciendo referencia a la figura 1, un ejemplo de avión 100 incluye adecuadamente uno o varios planos sustentadores 101A-B que producen elevación en respuesta al flujo de fluido a través de la superficie del plano sustentador. En diversas realizaciones, el avión 100 explota efectos Coanda producidos a lo largo de los planos sustentadores 101A-B para una característica STOL mejorada. A ese respecto, el avión 100 puede incluir
 45 cualquier número de motores que produzcan gases de escape expulsados a lo largo de las superficies de los planos sustentadores 101A-B hacia el extremo trasero del avión 100. Otra técnica para producir elevación con el escape del motor pasando sobre un alerón u otra superficie de plano sustentador es el denominado diseño de soplado de extradós (USB, upper surface blowing) utilizado en el YC-14, entre otros. En dichas realizaciones, los gases del motor emanan desde capós o cubiertas 102A-D de motores, que se extienden hacia fuera desde las superficies de
 50 los planos sustentadores 101A-B. En dichas realizaciones, los gases de escape están dirigidos a lo largo de la superficie de un alerón 104A-B u otra superficie de control asociada con el plano sustentador 101A-B de manera apropiada. En diversas realizaciones, los alerones 104A-B son extendidos durante los despegues y/o los aterrizajes que requieren la característica STOL, y el escape del motor procedente de los capós o cubiertas 102A-D fluye adecuadamente a través de las superficies de los alerones 104A-B para proporcionar una elevación incrementada
 55 en respuesta a los efectos Coanda que se producen cuando los gases de escape fluyen a lo largo de la superficie curva del plano sustentador formado por el ala 101 y/o el alerón 104 del avión 100.

60 Alternativamente, el escape del motor puede ser aplicado a los alerones 104 y/o a otras superficies diferentes a los capós o cubiertas 102A-D. Podría utilizarse una tobera y/u otra estructura acoplada al motor, por ejemplo, para dirigir gases de escape de cualquier manera deseada. En la patente de EE. UU. número 6 926 229 se describe un ejemplo de un diseño de avión que explota los efectos USB para incrementar la elevación producida a través de una estructura de ala o alerón, si bien podrían aplicarse de forma equivalente muchos otros diseños en otras realizaciones. A ese respecto, el avión 100 es cualquier tipo de vehículo pilotado o no pilotado capaz de producir elevación en la dirección del escape del motor, a través de la superficie de cualquier ala, alerón, superficie de control
 65 y/u otro plano sustentador 101A-B. Por lo tanto, el avión 100 puede estar diseñado de acuerdo con principios USB

convencionales, y/o puede incorporar otros diseños y técnicas de generación de elevación en un amplio conjunto de realizaciones equivalentes.

5 Tal como se ha indicado anteriormente, los efectos Coanda del escape del motor fluyendo a través de la superficie de los planos sustentadores 101A-B pueden incrementar significativamente la cantidad de elevación aplicada al avión 100, en particular cuando los alerones 104A-B están desplegados. A su vez, los efectos Coanda se incrementan cuando la estela del escape fluye a través de la superficie del plano sustentador de manera predominantemente bidimensional; es decir, cuando el flujo de escape se "pega" a la superficie del plano sustentador en lugar de separarse de la superficie de una manera más tridimensional.

10 Este movimiento bidimensional puede reforzarse disponiendo un "límite" lateral para el flujo de escape, en forma de una o varias "barreras" mecánicas 106, 108. Estas barreras 106, 108 son cualesquiera estructuras mecánicas capaces de limitar el flujo de aire que se "dispersa" a través de la superficie del plano sustentador 101A-B y/o del alerón 104A-B que, de lo contrario, tendría como resultado vórtices u otros efectos tridimensionales que podrían reducir los efectos Coanda producidos por el flujo de escape. Las barreras 106, 108 podrían formarse de metal, compuestos de carbono y/o cualquier otro material apropiado, y pueden recibir la forma que se desee y ser colocadas sobre la superficie de los planos sustentadores 101A-B en cualquier posición. Los modelos de barrera utilizados en diversas realizaciones pueden presentar formas muy variables; las barreras pueden sobresalir de la superficie de 101A-B en cualquier forma o ángulo, por ejemplo, para crear cualquier perfil deseado. Las barreras 15 20 106, 108 pueden diseñarse para presentar bordes predominantemente suaves, en sierra u ondulados, o para presentar formas regulares o irregulares u otras características. Además, las barreras 106, 108 pueden fabricarse de cualquier longitud, grosor y/o densidad uniformes o no uniformes.

25 Las barreras 106, 108 pueden desplegarse en cualquier cantidad, y en cualesquiera posición o posiciones sobre el plano sustentador 101. En diversas realizaciones, las barreras 106, 108 se disponen para impedir la dispersión lateral del escape a través de una superficie del plano sustentador; a este respecto, las barreras 106, 108 pueden estar situadas en la superficie sobre la cual se producen los efectos Coanda. Es decir, puesto que las barreras 106, 108 pretenden limitar la dispersión lateral de los flujos de aire a través de una superficie de ala, alerón u otro plano sustentador 101, las barreras pueden ser desplegadas sobre la propia superficie en la que se genera la elevación (por ejemplo, sobre el alerón 104). Además, en diversas realizaciones, las barreras pueden estar alineadas aproximadamente en paralelo a la dirección principal del flujo de escape (por ejemplo, a lo largo del eje largo del avión). Estos aspectos contrastan con las estructuras convencionales de generadores de vórtices que, en general, se afanan en re-excitar las capas límite viscosas de planos sustentadores mediante crear vórtices tridimensionales en el interior de la capa límite que está siendo re-excitada, y que están en general desplazadas en un ángulo que interrumpe el flujo predominante de aire a través de la superficie del plano sustentador. A pesar de estas diferencias, diversas realizaciones de barreras 106, 108 pueden desplazarse de manera que estén, por lo menos, en cierto ángulo con respecto a la dirección del flujo de aire (por ejemplo, para dirigir el flujo de escape hacia fuera respecto de la dirección axial del flujo de escape), o que estén situadas y/o dispuestas de otro modo de cualquier manera que sea apropiada para el diseño concreto del avión y los parámetros característicos deseados.

40 Tal como se muestra en el ejemplo de realización de la figura 1, cada capó o cubierta 102 de motor tiene un conjunto asociado de barreras 106, 108 que guían los gases de escape que fluyen a través de los alerones 104A-B para limitar el flujo de escape en una dirección lateral. Estas barreras 106A-D, 108A-D están implementadas a modo de cualquier clase de afloramiento móvil o estacionario que sobresale hacia fuera desde las superficies de los planos sustentadores 101A-B para limitar el flujo tridimensional. En la realización de la figura 1, cada capó o cubierta 102A-D de motor emite gas del motor que es contenido, por lo menos en parte, por una barrera 106A-D del lado izquierdo y una barrera 108A-D del lado derecho (respectivamente) para limitar la dispersión del gas de escape a través de las superficies de los alerones 104A-B, que se produciría de lo contrario resultando en vórtices u otros efectos tridimensionales que podrían reducir la cantidad de elevación producida. Aunque no se muestra en la figura 1, podrían disponerse asimismo barreras adicionales, y/o las barreras podrían estar situadas de manera diferente si se desea y resulta adecuado.

55 Las figuras 2 y 3 muestran vistas más detalladas de planos sustentadores 101 que incluyen barreras 106 y 108. Tal como se muestra en estas figuras, un capó o cubierta 102 del motor se extiende hacia abajo desde la superficie de un ala u otro plano sustentador 101, o se dispone alguna otra superficie de gases de escape. El gas del escape se dirige hacia el alerón 104 mediante el plano de salida 202 o alguna otra estructura (por ejemplo, una tobera o similar) asociada con el motor y/o el capó o cubierta 102. A continuación, la estela del escape que fluye a través del alerón 104 es contenida mediante barreras 106, 108 (figura 2) o mediante barreras 106 a 109 (figura 3), según se requiera. Puede desplegarse cualquier número de barreras 106 en 109 en un amplio conjunto de realizaciones equivalentes. Análogamente, las barreras 106 a 109 pueden situarse en cualquier posición en el plano sustentador 101 y/o el alerón 104 para proporcionar la característica deseada. Pueden proporcionarse dos barreras 106, 108 en asociación con los lados izquierdo y derecho del capó o cubierta 102 del motor, por ejemplo, tal como se muestra en las figuras 2 y 3, y/o pueden situarse cualesquiera otras barreras en cualquier punto sobre el plano sustentador 101 y/o 104 en el que se desee la limitación del flujo de aire tridimensional. Tal como se indicó anteriormente, las barreras 106 a 109 sirven para limitar el flujo de aire a la superficie del alerón 104, reduciendo de ese modo los vórtices y otros efectos tridimensionales, lo que a su vez tiene como resultado efectos Coanda incrementados y una elevación

incrementada. Pueden definirse asimismo otras realizaciones diferentes a las mostradas en los dibujos. En un avión con uno o varios motores montados en el fuselaje, por ejemplo, podría situarse una sola barrera (o múltiples barreras) cerca de un capó o cubierta del motor o de una tobera en el borde opuesto del fuselaje, para contener el flujo del escape a lo largo de la carrocería del avión. El concepto de contener el flujo de escape para impedir efectos tridimensionales puede aplicarse de cualquier manera, utilizando cualquier tipo de barreras u otras estructuras en cualquier posición de la superficie del avión.

En diversas realizaciones, las barreras 106 a 109 pueden ser extendidas durante los despegues, las aproximaciones a los aterrizajes y/o los aterrizajes cuando se desea una característica STOL mejorada, y en otro caso ser replegadas. La extensión/repliegue de las barreras 106 a 109 puede realizarse de cualquier manera. Las barreras 106 a 109 pueden estar articuladas y ser activadas hidráulicamente, por ejemplo, o ser activadas de otro modo utilizando cualquier clase de dispositivo de accionamiento electromagnético. En algunas realizaciones, las barreras 106 a 109 se extienden en respuesta a órdenes del piloto; alternativamente, las barreras 106 a 109 se extienden automáticamente cuando se extienden los alerón 104 desde el plano sustentador 101. De nuevo, las barreras 106 a 109 pueden diseñarse para ser móviles de cualquier modo, o pueden ser estacionarias cuando resulte apropiado para el diseño y la característica deseados para el avión en cuestión.

Se ha descubierto que las mejoras en la elevación producidas cuando son desplegadas las barreras 106 a 109 son significativas en muchas realizaciones. Por ejemplo, la figura 4 muestra las mejoras en elevación observadas en un ejemplo de implementación. La gráfica 400 es una curva del coeficiente de elevación convencional en la que se representa el coeficiente de elevación adimensional (C_L) con respecto al ángulo de ataque (α) para un plano sustentador. Se muestran tres registros 402, 404, 406, mostrando el registro 402 un ejemplo de funcionamiento con el motor apagado, mostrando el registro 404 un ejemplo de funcionamiento con el motor encendido, y mostrando el registro 406 un ejemplo de funcionamiento con el motor encendido y las barreras 106, 108 desplegadas. Tal como puede verse a partir de la gráfica 400, se genera aproximadamente un 15% más de elevación cuando están desplegadas las barreras 106, 108, en comparación con la elevación producida cuando no están desplegadas las barreras. Esta mejora es relativamente constante para todos los valores de ángulo de ataque del plano sustentador.

Además, se ha observado una distribución de carga mejorada cuando están desplegadas las barreras 106, 108. La figura 5 muestra un ejemplo de gráfica 500 del coeficiente de elevación en sección adimensional representado a través de la extensión física del plano sustentador 101. En el ejemplo de realización utilizado para generar la gráfica 500, las barreras 106 y 108 están situadas en los bordes izquierdo y derecho, respectivamente, del capó o cubierta 102 de un motor que discurre entre las barreras. En este ejemplo, la altura de la barrera 106 es algo menor que la altura de la barrera 108. La gráfica 500 muestra tres registros 502, 504 y 506 en los que el registro 502 muestra la elevación producida con el motor apagado, el registro 504 muestra la elevación producida con el motor encendido pero sin barreras desplegadas, y el registro 506 refleja la elevación producida con el motor encendido y las barreras desplegadas. Comparando los registros 504 y 506 en la gráfica 500, puede verse que el registro 506 es más plano que el registro 504 en el espacio entre las barreras 106 y 108, lo que refleja que la elevación se genera de manera más homogénea a través de la extensión del plano sustentador 101 cuando las barreras están desplegadas. Por lo tanto, se ha mostrado en la práctica que las barreras 106, 108 (así como cualesquiera barreras adicionales 107, 109, etc.) pueden mejorar la distribución de carga a través de la superficie de un plano sustentador 101, así como incrementar la elevación global producida por el propio plano sustentador.

Si bien en la anterior descripción detallada se ha presentado por lo menos un ejemplo de realización, debe apreciarse que existe un amplio número de variaciones. Asimismo, debe apreciarse que el ejemplo de realización o los ejemplos de realización son únicamente ejemplos, y no pretenden limitar en modo alguno el alcance, la aplicabilidad o la configuración de las realizaciones descritas. Por el contrario, la anterior descripción detallada proporcionará a los expertos en la materia una hoja de ruta conveniente para implementar el ejemplo de realización o los ejemplos de realización. Debe entenderse que pueden realizarse diversos cambios en la función y disposición de los elementos sin apartarse del alcance, tal como se define en las reivindicaciones adjuntas y los equivalentes legales de las mismas.

REIVINDICACIONES

1. Un plano sustentador (101) para un avión (100), comprendiendo el plano sustentador (101):

5 una superficie;
un capó o cubierta (102) del motor que se extiende hacia fuera desde la superficie y tiene un plano (202) de salida configurado para dirigir los gases de escape del motor a lo largo de la superficie en una dirección del flujo hacia la parte posterior del avión (100); y
10 una serie de barreras (106) que se extienden hacia fuera desde la superficie, y próximas al plano (202) de salida del capó o cubierta (102) del motor, en donde la serie de barreras (106) está configurada para limitar el movimiento lateral de los gases de escape y guiar de ese modo los gases de escape a lo largo de, por lo menos, una parte de la superficie,
en donde la superficie comprende una superficie del ala y una superficie (104) del alerón, y donde la superficie (104) del alerón está configurada para ser desplazable respecto de la superficie del ala,
15 **caracterizada por que** la serie de barreras (106) están dispuestas sobre la superficie (104) del alerón.

2. El plano sustentador de la reivindicación 1, en el que la serie de barreras está configurada además para limitar el alejamiento tridimensional de los gases de escape respecto de la superficie.

20 3. El plano sustentador de la reivindicación 1, en el que la serie de barreras está configurada además para incrementar el efecto Coanda global producido por los gases de escape moviéndose a lo largo de la superficie.

4. El plano sustentador de la reivindicación 1, en el que la serie de barreras (106) está configurada para ser replegable con respecto a la superficie (104) del alerón.

25 5. El plano sustentador de la reivindicación 1, en el que la serie de barreras (106) está configurada para ser replegable con respecto a la superficie (104).

30 6. El plano sustentador de la reivindicación 1, en el que la serie de barreras (106) están alineadas para ser sustancialmente paralelas a la dirección del flujo de los gases de escape.

35 7. El plano sustentador de la reivindicación 1, en el que el capó o cubierta (102) del motor comprende un borde izquierdo y un borde derecho, y en el que una de la serie de barreras (106) corresponde al borde izquierdo del capó o cubierta (102) del motor y una segunda de la serie de barreras (108) corresponde al borde derecho del capó o cubierta (102) del motor.

40 8. El plano sustentador de la reivindicación 7, en el que la serie de barreras (106) comprende, por lo menos, otra barrera (107) además de las barreras correspondientes a las barreras izquierda y derecha del capó o cubierta (102) del motor.

9. Un método para incrementar la elevación producida a lo largo de una superficie de un plano sustentador de un avión, comprendiendo el método las etapas de:

45 generar gases de escape del motor dirigidos hacia un extremo trasero del avión (100); y
guiar los gases de escape a lo largo de la superficie del plano sustentador (101) con una serie de barreras (106) que se extienden hacia fuera desde la superficie del plano sustentador (101) para limitar de ese modo el alejamiento tridimensional de los gases de escape respecto de la superficie del plano sustentador (101),
en donde la superficie comprende una superficie del ala y una superficie (104) del alerón, y en donde la superficie (104) del alerón está configurada para ser desplazable respecto de la superficie del ala,
50 caracterizado por que la serie de barreras (106) están dispuestas sobre la superficie (104) del alerón.

10. El método de la reivindicación 9, que comprende además la etapa de extender la serie de barreras (106) desde una posición replegada en el interior de la superficie del plano sustentador (101) hasta una posición extendida para facilitar el guiado de los gases de escape durante el despegue y aterrizaje del avión (100).

55 11. El método de la reivindicación 10, que comprende además la etapa de replegar la serie de barreras (106) a la posición replegada en el interior de la superficie del plano sustentador (101) mientras el avión (100) está en régimen de crucero.

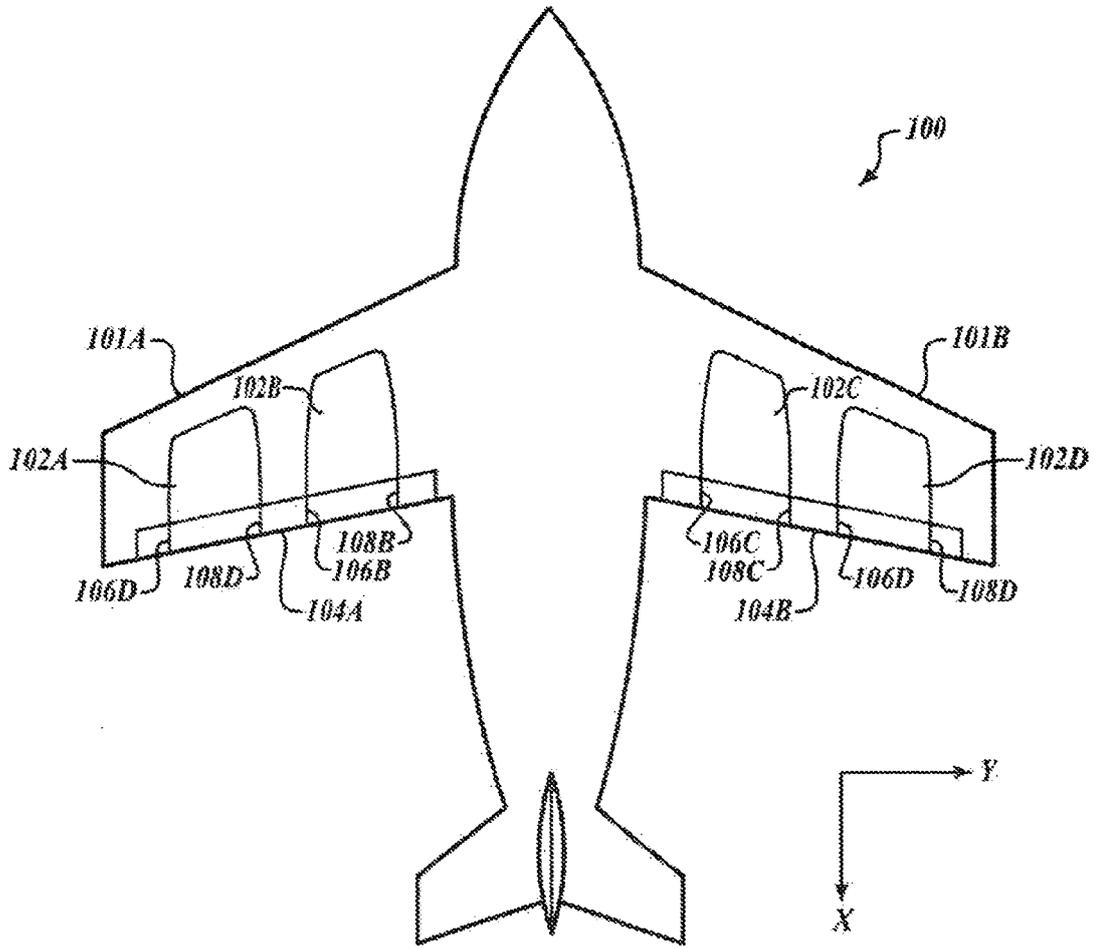


FIG. 1

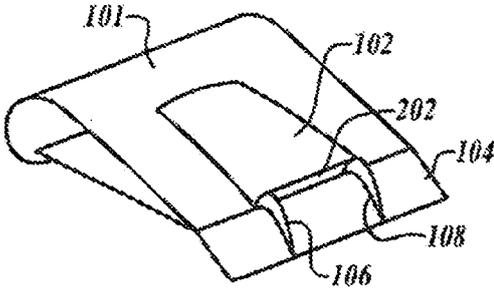


FIG. 2

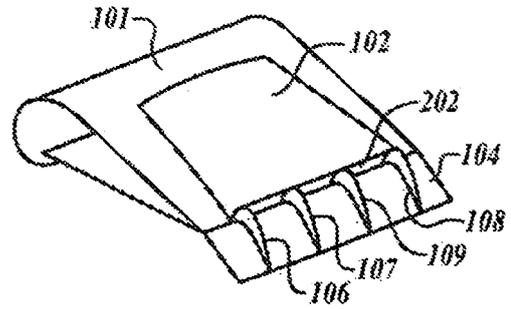


FIG. 3

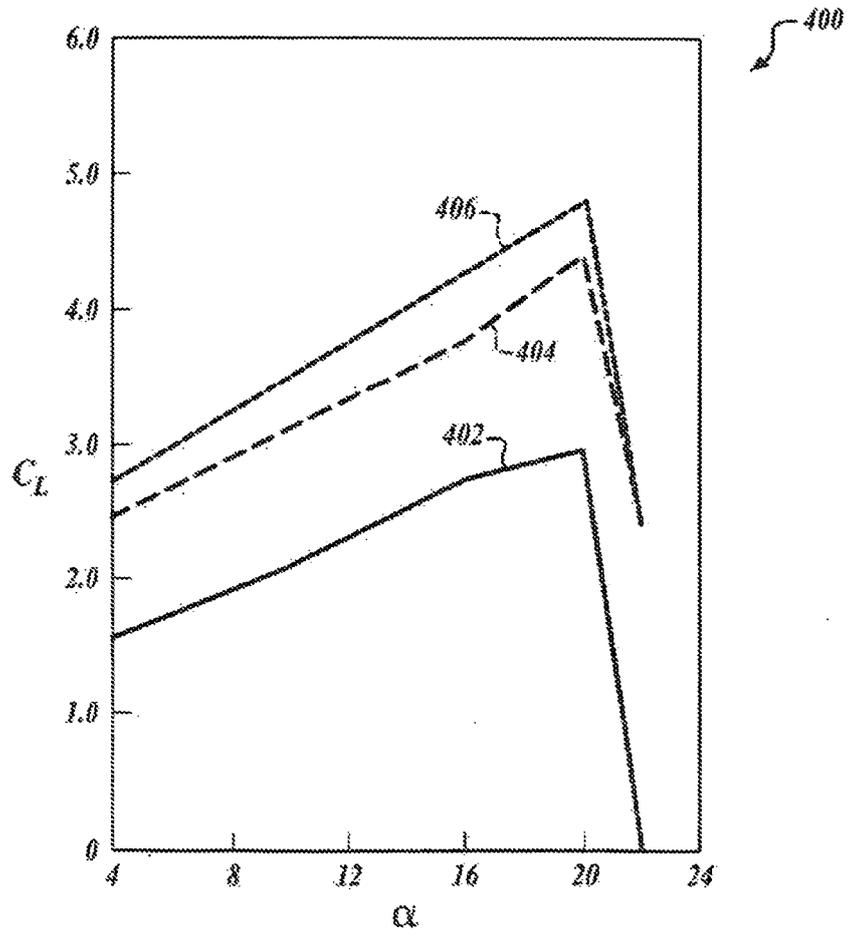


FIG. 4

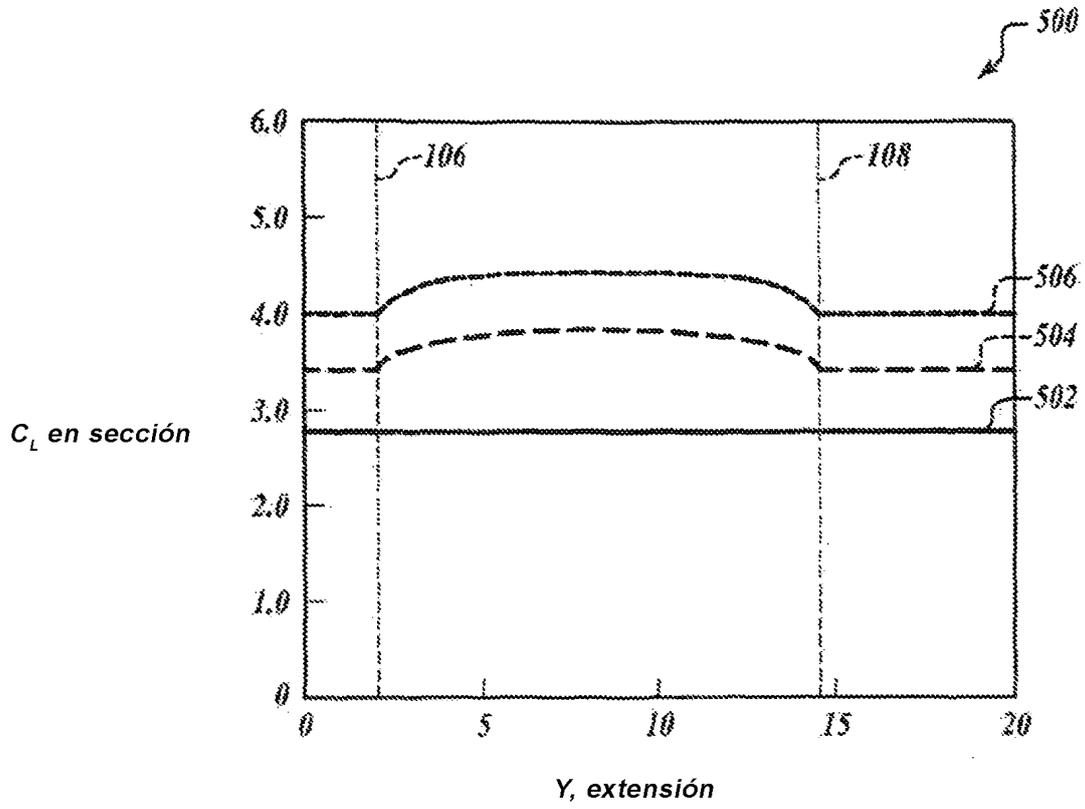


FIG.5