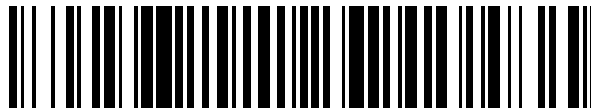


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 429 303**

51 Int. Cl.:

B64C 21/04 (2006.01)

B64C 3/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.09.2008 E 08860968 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.07.2013 EP 2219942**

54 Título: **Sistemas y métodos para el control del flujo de escape de un motor**

30 Prioridad:

29.10.2007 US 927257

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

14.11.2013

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:

**SHMILOVICH, ARVIN;
YADLIN, YORAM;
GREGG, ROBERT D., III y
CLARK, ROGER W.**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 429 303 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

Sistemas y métodos para el control del flujo de escape de un motor

5 **CAMPO TÉCNICO**

Diversas realizaciones descritas en el presente documento versan, en general, acerca del control del escape de un motor en una aeronave y, en particular, versan acerca de procedimientos y aparatos para aumentar la sustentación motorizada producida en una superficie de una aeronave mediante el control del escape del motor.

10 **ANTECEDENTES**

Los científicos y los ingenieros siguen buscando mejoras en todas las áreas de las prestaciones de las aeronaves. Por ejemplo, las campañas militares recientes han demostrado una mayor necesidad de una prestación mejorada de despegue y aterrizaje cortos (STOL) para permitir que las aeronaves operen en entornos en los que puede no haber disponibles aeropuertos sofisticados ni otras instalaciones de aterrizaje. En particular, resulta deseable crear aeronaves que sean capaces de despegar y/o de aterrizar incluso en pistas relativamente cortas.

Una manera de mejorar la prestación de STOL es aumentar la cantidad de sustentación producida en las superficies de los perfiles aerodinámicos de la aeronave. Aumentando la cantidad de sustentación producida por cada ala, por ejemplo, la aeronave puede alzar el vuelo con menor velocidad aerodinámica, reduciendo con ello la cantidad de pista necesaria para el despegue. Diversos diseños de aeronave han intentado maximizar la cantidad de sustentación producida en una superficie de perfil aerodinámico mediante el aprovechamiento del conocidísimo efecto Coandă. En muchos de estos diseños, el aire que se mueve sobre el ala puede ser “doblado hacia abajo” hacia el suelo usando dispositivos hipersustentadores y un chorro que sopla sobre una superficie curvada para aumentar la cantidad de sustentación producida. Aeronaves que han aprovechado con éxito el efecto Coandă con fines de STOL incluyen el Boeing YC-14, así como diversos vehículos aéreos no tripulados (VANT) y similares. No obstante, subsiste el deseo de diseños de aeronave con una prestación de STOL aún mejor.

El documento US4392621 describe un control direccional del factor de empuje del escape del motor en una aeronave de tipo STOL. La dirección del factor de empuje del caudal de escape de un motor en una aeronave de tipo extradós soplado incluye conductos en las alas de la aeronave que tienen válvulas rotativas de control para controlar el flujo de aire a través de los conductos desde una fuente de alta presión hasta la baja presión de la superficie del ala.

BREVE COMPENDIO

35 Según diversas realizaciones ejemplares, la sustentación producida en una superficie de un perfil aerodinámico aumenta durante el despegue, el aterrizaje y/u otras etapas apropiadas del vuelo llevando a través de conductos fluido comprimido desde el motor a la superficie del perfil aerodinámico. Un motor produce gases de escape que se dirigen predominantemente hacia un extremo posterior de la aeronave por el carenado u otra estructura como un penacho de escape. Se extienden uno o más conductos desde el motor a la superficie del perfil aerodinámico para transmitir con ello a la superficie un fluido comprimido procedente del motor para suprimir la separación de flujo sobre la superficie, provocando con ello que el flujo de escape del motor permanezca unido a la superficie en un segmento de mayor envergadura. Tales estructuras y tales técnicas pueden encontrar uso particular en aeronaves diseñadas para aprovechar las técnicas y las estructuras de extradós soplado (USB) para la prestación de despegue y aterrizaje cortos (STOL). Mediante la aplicación juiciosa del fluido de inyección en zonas críticas, generalmente pueden satisfacerse los objetivos de diseño usando únicamente una cantidad de fluido muy pequeña.

Según un aspecto de la invención, se proporciona una aeronave según la reivindicación 1. Según otro aspecto de la invención, se proporciona un procedimiento de aumento de la sustentación producida en una superficie de un perfil aerodinámico de una aeronave según la reivindicación 10.

50 Diversas realizaciones proporcionan una aeronave que comprende un perfil aerodinámico dotado de un carenado que se extiende hacia el exterior desde una superficie del perfil aerodinámico. Un motor está acoplado al perfil aerodinámico y está configurado para producir gases de escape que son dirigidos predominantemente hacia un extremo posterior de la aeronave por el carenado como un penacho de escape. Uno o más conductos se extienden desde el motor a la superficie del perfil aerodinámico para transmitir un fluido comprimido a la superficie del perfil aerodinámico procedente del motor sin pasar por el carenado.

60 En otras realizaciones, un perfil aerodinámico está configurado para proporcionar sustentación a una aeronave dotada de motor. Un carenado del motor se extiende hacia el exterior desde una superficie del perfil aerodinámico, de modo que un plano de salida del carenado está configurado para dirigir un penacho de escape que emana del motor por al menos una porción de la superficie. En el perfil aerodinámico hay formada una pluralidad de conductos y cada conducto está configurado para transmitir a la superficie del perfil aerodinámico un fluido comprimido procedente del motor.

En otras realizaciones adicionales, se proporciona un procedimiento de aumento de la sustentación producida en una superficie de un perfil aerodinámico de una aeronave dotada de motor. Se hace funcionar el motor de la aeronave para con ello producir gases de escape. Se dirige una mayoría de los gases de escape sobre la superficie del perfil aerodinámico. Se activan uno o más conductos que se extienden desde el motor a la superficie del perfil aerodinámico para transmitir con ello a la superficie un fluido comprimido procedente del motor y para suprimir la separación de flujo sobre la superficie mientras el o los conductos permanezcan activados.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

A continuación se describirán diversas realizaciones en conjunto con las figuras de los siguientes dibujos, en las que números homólogos denotan elementos semejantes, y

la FIGURA 1 es una vista en planta de una aeronave ejemplar con prestaciones de sustentación mejoradas producidas a través del control del flujo de escape del motor;

la FIGURA 2 es una vista lateral de un corte en un sistema ejemplar para el control del flujo de escape del motor en una aeronave;

la FIGURA 3 es una vista en perspectiva de un sistema ejemplar para el control del flujo de escape del motor sobre un perfil aerodinámico; y

las FIGURAS 4-7 son vistas descendentes de implementaciones ejemplares de sistemas de flujo de escape del motor.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

La siguiente descripción detallada es de naturaleza meramente ejemplar y no se pretende que limite las realizaciones descritas ni la aplicación y los usos de las realizaciones descritas. Además, no hay intención alguna de que esté limitada por ninguna teoría expresada o implicada presentada en el campo técnico, los antecedentes, el breve compendio precedentes o en la siguiente descripción detallada.

En general, la cantidad de sustentación producida en una superficie de una aeronave puede ser incrementada mejorando el flujo de aire sobre la superficie. Especialmente en el caso de aeronaves de STOL diseñadas para aprovechar el efecto Coandă, la sustentación puede ser reducida por efectos tridimensionales por los que el aire que fluye por un perfil aerodinámico se separa de la superficie de la aeronave. Restringiendo los efectos tridimensionales del flujo de aire y fomentando en su lugar el flujo bidimensional por la superficie, se puede aumentar la sustentación producida por los flujos de aire Coandă sobre la superficie.

Una manera de reducir un flujo tridimensional de aire sobre una superficie de una aeronave es proporcionar un sistema de conductos que dirige caudales de fluido comprimido (por ejemplo, escape del motor u otro aire comprimido) desde el motor a emplazamientos apropiados en la superficie de un perfil aerodinámico. Los caudales llevados a través de conductos suprimen de forma adecuada la separación del flujo de aire y/o fomentan de otra manera el flujo de aire de forma bidimensional en una sección más ancha de la superficie del perfil aerodinámico. Tales conductos pueden ser desplegados al menos durante el despegue y/o el aterrizaje para proporcionar una sustentación aumentada, y pueden ser desconectados durante el vuelo horizontal y/o en otros momentos según sea apropiado. Al reducir los efectos tridimensionales del flujo de aire sobre la superficie del perfil aerodinámico mientras los conductos están activos, puede aumentar el efecto Coandă producido sobre la superficie de un perfil aerodinámico, resultando con ello una mayor sustentación y mayores prestaciones de STOL para la aeronave.

Con referencia ahora a la FIGURA 1, una aeronave ejemplar 100 incluye adecuadamente uno o más perfiles aerodinámicos 101A-B que producen sustentación en respuesta al flujo de fluido por la superficie del perfil aerodinámico. En diversas realizaciones, la aeronave 100 aprovecha los efectos Coandă producidos en los perfiles aerodinámicos 101A-B para una prestación de STOL mejorada. Con ese fin, la aeronave 100 puede incluir cualquier número de motores que produzcan gases de escape expulsados sobre las superficies de los perfiles aerodinámicos 101A-B hacia el extremo trasero de la aeronave 100. El escape del motor puede emanar, por ejemplo, de los carenados 102A-D del motor, que, adecuadamente, se extienden hacia el exterior desde las superficies de los perfiles aerodinámicos 101A-B. Alternativamente, el escape del motor puede ser aplicado a los perfiles aerodinámicos 101A-B desde fuentes distintas que los carenados 102A-D, tales como una tobera u otra estructura unida al motor.

Los gases de escape pueden ser dirigidos sobre una superficie de un dispositivo hipersustentador 104A-B u otra superficie de control asociada con un perfil 101A-B según resulte apropiado. En diversas realizaciones, los dispositivos hipersustentadores 104A-B se extienden durante los despegues y/o los aterrizajes que requieran una prestación de STOL, y el escape del motor de los carenados 102A-D fluye adecuadamente por las superficies de los dispositivos hipersustentadores 104A-B para proporcionar mayor sustentación usando efectos Coandă. En muchas realizaciones, la aeronave 100 está diseñada para aprovechar los principios del "extradós soplado" (USB), en el que el escape del motor se dirige sobre un extradós de un ala, de un dispositivo hipersustentador y/o de otra estructura de perfil aerodinámico para maximizar la sustentación producida. Un ejemplo de un diseño de aeronave que aprovecha los efectos del USB para producir mayor sustentación en una estructura de ala/dispositivo

hipersustentador está descrito en la patente estadounidense nº 6.926.229, aunque podrían aplicarse otros muchos diseños de manera equivalente.

5 En diversas realizaciones, se fomenta el flujo bidimensional de aire por la superficie de los perfiles aerodinámicos 101A-B mediante el uso de conductos que llevan fluido comprimido desde un motor u otra fuente a la superficie del perfil aerodinámico. Inyectando debidamente un flujo de aire sobre la superficie de un perfil aerodinámico 101A-B, se fomenta que el escape del motor se curve sobre la superficie del perfil aerodinámico (en vez de que se despegue de la superficie), incrementando con ello los efectos Coandă y aumentando la sustentación total.

10 Los diversos conductos contenidos dentro de cualquier perfil aerodinámico 101 pueden ser dispuestos de cualquier manera. Los conductos pueden originarse, por ejemplo, dentro de cualquier porción de un motor, tal como el compresor del motor o el ventilador del motor, o en cualquier otra fuente de aire de purga y/o de escape. Puede proporcionarse cualquier número de conductos, y las realizaciones con múltiples conductos pueden disponer y/o agrupar los conductos de cualquier manera deseada para lograr los resultados deseados. En muchas realizaciones, los diversos conductos terminan en una ranura u otra abertura de un perfil aerodinámico 101. En la práctica, las ranuras pueden implementarse simplemente como pequeñas aberturas en el perfil aerodinámico 101 que inyectan fluido comprimido cuando son accionadas. Por ejemplo, las ranuras 110A-D, 112A-D, 114A-D, 116A-D de los perfiles aerodinámicos 101A-B pueden disponerse de cualquier manera y con cualquier tamaño para distribuir el fluido conducido por los conductos. En la aeronave ejemplar 100 mostrada en la FIGURA 1, cada carenado 102 del motor tiene cuatro ranuras 110, 112, 114, 116 que son capaces de dirigir fluido comprimido según se desee, y según se describe más plenamente en lo que sigue. En la realización mostrada en la FIGURA 1, las ranuras 110-116 están dispuestas con respecto a los bordes izquierdo y derecho de los carenados 102 para impartir impulso de una manera que suprima localmente la separación de flujo sobre las superficies de los dispositivos hipersustentadores 104A-B, retrasando con ello los torbellinos de borde de salida que, de lo contrario, pueden formarse. Realizaciones alternativas pueden contener diferentes disposiciones de ranura que omitan o modifiquen cualquiera de las ranuras mostradas en la figura. Alternativamente, podrían organizarse las ranuras de tal modo que, por ejemplo, la separación entre las ranuras sea variable (por ejemplo, aumentando la distancia entre ranuras hacia el borde de salida del dispositivo hipersustentador 104 o del perfil aerodinámico 101), o de modo que se disponga cualquier número de ranuras en cualquier dirección, tal como paralela o con un ángulo con respecto al flujo de escape. Por ejemplo, las ranuras 114A-D y 116A-D de la FIGURA 1 podrían estar diseñadas, alternativamente, para estar inclinadas al menos parcialmente alejándose del penacho de escape (por ejemplo, con un ángulo de 20-40 grados, aproximadamente) para dirigir el flujo de aire de escape por una sección más ancha del dispositivo hipersustentador 104. Alternativamente, tales ranuras podrían estar orientadas para ser aproximadamente paralelas o perpendiculares al flujo de escape. Además, el fluido que emana de las ranuras podría estar orientado de manera diferente (por ejemplo, en cualquier dirección perpendicular al eje primario de la ranura, o con cualquier ángulo). De nuevo, otras realizaciones pueden estar dispuestas de cualquier manera.

40 En la práctica, entonces, la aeronave 100 produce una sustentación mejorada a través del aprovechamiento de los efectos Coandă producidos según sea apropiado en una superficie de perfiles aerodinámicos 101A-B. Se hacen funcionar uno o más motores de la aeronave para producir gases de escape que pueden ser dirigidos sobre una superficie de un perfil aerodinámico para producir o aumentar la sustentación. Aunque la mayor parte del penacho de escape se dirige generalmente con un carenado, una tobera y/u otra estructura, parte del escape o de otro fluido comprimido que emane del motor puede ser llevada a través de conductos a las ranuras 110, 112, 114 y/o 116 según se desee para fomentar el flujo bidimensional sobre la superficie del perfil aerodinámico 101. Los conductos de fluido pueden ser activados manualmente o estar programados de antemano para activarse automáticamente en cualquier porción del vuelo; por ejemplo, los conductos pueden estar activos durante los despegues, los aterrizajes y/u otros momentos en los que se desplieguen los dispositivos hipersustentadores 104 u otras superficies de control. En tales realizaciones, los diversos conductos pueden ser desactivados durante el vuelo horizontal u otros periodos en que no se precise ni se desee una sustentación mejorada. Además, podrían regularse los chorros a través de las aberturas de las ranuras para controlar la inyección de fluido en emplazamientos críticos, dependiendo de las condiciones de vuelo, del reglaje de potencia del motor y/o de la deflexión de los dispositivos hipersustentadores. Por ejemplo, podría administrarse una inyección de fluido en diferentes emplazamientos (es decir, a través de segmentos de las ranuras) y con diferentes intensidades y orientaciones para el despegue, la aproximación para aterrizar y el aterrizaje.

55 La FIGURA 2 muestra un sistema ejemplar 200 de conductos capaz de proporcionar caudales de fluido comprimido procedentes de un conjunto motor 201 de una aeronave a una superficie exterior 203 de un ala 101, de un dispositivo hipersustentador 104 y/o de otro perfil aerodinámico según sea apropiado. Según se ha hecho notar en lo que antecede, se extrae aire comprimido, escape 205 u otro fluido de un compresor, un ventilador u otra porción del motor 101 por uno o más conductos 208 de entrada. Usando una válvula 206 de control, puede permitirse o no que fluya fluido a través de los conductos 210, 212 y/o 214, según sea apropiado. La válvula 206 puede ser cualquier tipo de válvula controlada mecánica y/o eléctricamente capaz de ser abierta, cerrada y/o accionada de otra manera en respuesta a una señal 204 de control proporcionada por cualquier tipo de circuitería (circuitos) 202 de control. En diversas realizaciones, la circuitería (circuitos) de control es un circuito microcontrolador convencional que contiene un soporte físico, un soporte lógico y/o un soporte lógico inalterable adecuados capaces de dirigir el accionamiento

de la válvula 206 para transmitir fluido comprimido sobre la superficie 203 del perfil aerodinámico 101 según resulte apropiado.

Los conductos 208, 210, 212, 214 pueden estar dispuestos de cualquier manera. En la realización ejemplar mostrada en la FIGURA 2, se proporciona fluido procedente de un único conducto 208 a múltiples conductos 210, 212, 214 de salida por medio de una estructura 206 de una sola válvula. En la práctica, el número de conductos de entrada y/o salida puede variar, y pueden estar interconectados de cualquier manera, usando un número cualquiera de válvulas o de otras estructuras de interconexión. Según se ha hecho notar en lo que antecede, puede introducirse fluido en el conducto 208 desde cualquier fuente asociada con el motor 201. Por ejemplo, podría obtenerse aire comprimido de un compresor o ventilador del motor y/o del escape 205, según resulte apropiado. En las realizaciones ejemplares mostradas en la FIGURA 2, se extrae una cantidad relativamente pequeña (por ejemplo, del orden del 1 - 2%, aproximadamente) de escape del motor del conducto de escape del motor y se la dirige dentro del ala o de otro perfil aerodinámico 101 hacia un dispositivo hipersustentador 104. En otras realizaciones ejemplares, podría usarse flujo del ventilador del motor como fuente de fluido para controlar el escape del motor; tales realizaciones pueden proporcionar una ventaja añadida, porque la purga del ventilador puede proporcionar refrigeración de las superficies de los dispositivos hipersustentadores y/o de perfiles aerodinámicos, además de un rendimiento aerodinámico mejorado. En otras realizaciones adicionales, se obtiene aire comprimido de cualquier fuente de aire de purga, tal como una fuente comúnmente usada para proporcionar aire de purga para el deshielo, la presurización de la cabina, el accionamiento neumático y/o cualquier otro fin. Como tales, la válvula 206 y/o los conductos 208, 210, 212, 214 pueden implementarse usando componentes convencionales de "aire de purga" comúnmente usados con otros fines en muchas aeronaves convencionales.

En una aplicación convencional de STOL, entonces, el escape 205 generado por el motor 201 se aplica fundamentalmente a una superficie 203 de un dispositivo hipersustentador 104 y/o de otro perfil aerodinámico 101 usando una tobera, el carenado 102 y/u otras estructuras según resulte apropiado. Al curvarse el escape sobre la superficie 203 según el efecto Coandă, se produce sustentación. Poniendo la estructura 206 de válvula en una posición o un estado debidos, se aplica a las ranuras 110, 114 y/o 211, a través de los conductos 208, 210, 212 y/o 214, fluido comprimido procedente del motor para evitar que el escape 205 se despegue de la superficie 203, lo que, en tal caso, reduciría la cantidad de sustentación producida. En consecuencia, el accionamiento de la válvula 206 puede dar como resultado la mejora selectiva de la sustentación producida con el perfil aerodinámico 101 a través de efectos Coandă mejorados del escape que fluye por la superficie 203.

La FIGURA 3 muestra una vista en perspectiva de un perfil aerodinámico ejemplar 101 por medio del cual podría fomentarse que el escape que emana del borde de salida (posterior) del carenado 102 siga la zona curvada repentina 302 producida debido a la deflexión descendente del dispositivo hipersustentador 104 y el borde 304 de salida del dispositivo hipersustentador mediante la aplicación de las ranuras 110, 112, 114 y 116. La zona curvada 302 se denomina a veces línea de charnela. En esta realización, las ranuras 110 y 112 están formadas en la zona curvada 302, mientras que las ranuras 114 y 116 están formadas en la zona central del dispositivo hipersustentador según resulte apropiado. Las ranuras 110, 112, 114, 116 pueden estar alineadas o inclinadas de cualquier manera que afecte al penacho de escape que emana del carenado 102. Los chorros de fluido comprimido que atraviesan las ranuras 110, 112, 114, 116 están representados en la FIGURA 3 con los vectores 310, 312, 314, 316, respectivamente. Aunque la FIGURA 3 muestra cada una de las ranuras generalmente alineada para que sea paralela a los bordes del carenado 102 y esté corriente abajo de los mismos, otras realizaciones (como la mostrada en la FIGURA 1) pueden alinear algunas de las ranuras, o todas ellas, de manera diferente.

Pueden mostrarse los beneficios proporcionados a través de la aplicación de fluido comprimido sobre la superficie del perfil aerodinámico con relación a las FIGURAS 4-7. La FIGURA 4, por ejemplo, muestra la vista en planta de un campo de flujo simulado con bolsas de separación 402, 404 de flujo en una realización ejemplar en la que no se proporciona ningún flujo de aire inyectado. Aquí el escape del motor emana de la cubierta 102 del motor y es dirigido hacia la derecha (según está orientada la figura). Comparando las burbujas 402, 404 de separación de flujo con sus homólogas de las FIGURAS 5-7 pueden observarse fácilmente los beneficios del aire inyectado. Por ejemplo, la FIGURA 5 muestra una realización en la que se accionan cuatro ranuras 110, 112, 114, 116 de inyección para fomentar la unión del flujo al dispositivo hipersustentador 104 mediante la aplicación de chorros 310, 312, 314, 316. Como consecuencia de este patrón, las bolsas menores separadas 402, 404 de flujo son apartadas del penacho de escape que se produce a popa del carenado 102. En la realización de la FIGURA 5, las ranuras 110 y 114 están asociadas con el borde izquierdo del carenado 102, y las ranuras 112 y 116 están asociadas con el borde derecho. Además, las ranuras 110 y 112 pueden estar desplazadas en un borde de ataque de un dispositivo hipersustentador 104 u otra estructura, mientras que las ranuras 114 y 116 pueden estar situadas en el borde de salida o, en todo caso, situadas "corriente abajo" de las ranuras 110, 112. En la FIGURA 6 las ranuras 114 y 116 están configuradas para eyectar radialmente hacia fuera del borde del carenado 102 (en comparación con los grupos 110 y 112, respectivamente), aunque otras realizaciones podrían presentar más o menos alineamiento entre ranuras. La FIGURA 7 presenta, asimismo, las ranuras 114, 116 y los vectores resultantes 314, 316 en una configuración alternativa sin ranuras 110 y 112.

Comparando las posiciones y los tamaños de las bolsas 402 y 404 de separación de flujo de la FIGURA 4 con los de la FIGURA 5, resulta evidente que el flujo de aire inyectado representado por los vectores 310, 312, 314 y 316 mejora la unión del flujo, resultando de ello efectos tridimensionales leves y una aerodinámica mejorada del escape 205 del motor alrededor de la superficie hipersustentadora 203. Además, se permite que el escape del motor se distribuya por una sección más ancha de perfil aerodinámico 101/dispositivo hipersustentador 104, aumentando con ello la sustentación generada por los efectos Coandă. La separación de flujo también puede ser suprimida inclinando parte o la totalidad del flujo de aire inyectado hacia el exterior alejándose del penacho de escape, según ponen de manifiesto los flujos separados 402, 404 de aire mostrados en la FIGURA 6. En la realización de la FIGURA 6, los flujos 314, 316 de aire inyectado son dirigidos hacia el exterior con un ángulo de aproximadamente 30 grados con respecto a la dirección corriente abajo del flujo de aire de escape, reduciendo con ello las burbujas 402, 404 de separación. Según se ha hecho notar en lo que antecede, realizaciones alternativas pueden proporcionar diferentes números, agrupaciones y/o disposiciones de flujos de aire inyectado. La FIGURA 7, por ejemplo, omite las ranuras 110 y 112 mostradas en las otras figuras para reducir el tamaño de las bolsas 402, 404 de separación en comparación con la realización de la FIGURA 4. Podrían crearse muchas otras disposiciones y configuraciones en un amplio conjunto de realizaciones equivalentes. Por ejemplo, podrían extenderse ranuras de borde a borde del carenado 102 en una dirección que sea más o menos paralela a la línea del borde de salida del dispositivo hipersustentador 104. De nuevo, algunos de los flujos de aire inyectado, o todos ellos, pueden ser activados y desactivados manual o automáticamente durante el vuelo para regular el rendimiento de la aeronave según se desee.

Aunque en la descripción detallada precedente se ha presentado al menos una realización ejemplar, debiera apreciarse que existe un gran número de variaciones. También debiera apreciarse que la realización ejemplar o las realizaciones ejemplares son solo ejemplos, y no se pretende que en modo alguno limiten el alcance, la aplicabilidad o la configuración de las realizaciones descritas. Más bien, la descripción detallada precedente proporcionará a los expertos en la técnica una hoja de ruta conveniente para implementar la realización ejemplar o las realizaciones ejemplares. Debiera entenderse que pueden realizarse diversos cambios en la función y la disposición de los elementos sin apartarse del alcance descrito en las reivindicaciones adjuntas y en los equivalentes legales de las mismas.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (100) que comprende:
 - 5 un perfil aerodinámico (101) dotado de un carenado (102) que se extiende hacia el exterior desde una superficie del perfil aerodinámico;
 - un motor acoplado al perfil aerodinámico y configurado para producir gases de escape que son dirigidos predominantemente hacia un extremo posterior de la aeronave por el carenado como un penacho de escape;
 - 10 y
 - un conducto que se extiende desde el motor a la superficie (203) del perfil aerodinámico que está configurado para transmitir a la superficie del perfil aerodinámico un fluido comprimido procedente del motor sin pasar por el carenado;
 - en la que el perfil aerodinámico comprende un dispositivo hipersustentador extensible que tiene una superficie hipersustentadora (104A, 104B) y en la que el conducto se extiende a través del dispositivo hipersustentador hasta la superficie hipersustentadora.
2. La aeronave de la reivindicación 1 que, además, comprende un controlador configurado para permitir de forma conmutable que una parte de los gases de escape pase a través del conducto en un primer estado de funcionamiento de la aeronave.
- 20 3. La aeronave de la reivindicación 2 en la que el controlador está configurado, además, para evitar que dicha parte de los gases de escape pase a través del conducto en un segundo estado de funcionamiento de la aeronave.
4. La aeronave de la reivindicación 1 que, además, comprende un controlador (202) configurado para permitir que dicha parte de los gases de escape pase a través del conducto mientras el dispositivo hipersustentador esté extendido, y para evitar que dicha parte de los gases de escape pase a través del conducto mientras el dispositivo hipersustentador no esté extendido.
- 25 5. La aeronave de la reivindicación 1 en la que el fluido comprimido comprende parte del escape del motor.
- 30 6. La aeronave de la reivindicación 1 en la que el fluido comprimido emana de una porción de compresor del motor.
7. La aeronave de la reivindicación 1 en la que el fluido comprimido emana de una fuente de aire de purga del motor.
- 35 8. La aeronave de la reivindicación 1 en la que el fluido comprimido emana de una porción de ventilador del motor.
- 40 9. La aeronave (100) de la reivindicación 1 en la que el perfil aerodinámico (101) es un ala, en la que la superficie es el extradós del ala y en la que el carenado (102) se extiende hacia el exterior desde el extradós del ala, de modo que la aeronave sea una aeronave de extradós soplado.
- 45 10. Un procedimiento para aumentar la sustentación producida en una superficie (203) de un perfil aerodinámico (101) de una aeronave dotada de motor, comprendiendo el procedimiento las etapas de:
 - hacer funcionar el motor para con ello producir gases de escape;
 - dirigir una mayoría de los gases de escape sobre la superficie del perfil aerodinámico; y
 - 50 activar de forma conmutable un conducto que se extiende desde el motor a la superficie del perfil aerodinámico para transmitir con ello a la superficie un fluido comprimido procedente del motor y para suprimir la separación de flujo sobre la superficie mientras el conducto esté activado;
 - en el que el perfil aerodinámico comprende un dispositivo hipersustentador extensible que tiene una superficie hipersustentadora (104A, 104B) y en el que el conducto se extiende a través del dispositivo hipersustentador hasta la superficie hipersustentadora.
- 55 11. El procedimiento de la reivindicación 10 que, además, comprende la etapa de desactivar subsiguientemente el conducto para suspender la transmisión del fluido comprimido.
- 60 12. El procedimiento de la reivindicación 11 en el que la etapa de activación ocurre mientras está desplegada una estructura hipersustentadora asociada con el perfil aerodinámico y en el que la etapa de desactivación ocurre cuando la estructura hipersustentadora no está desplegada.

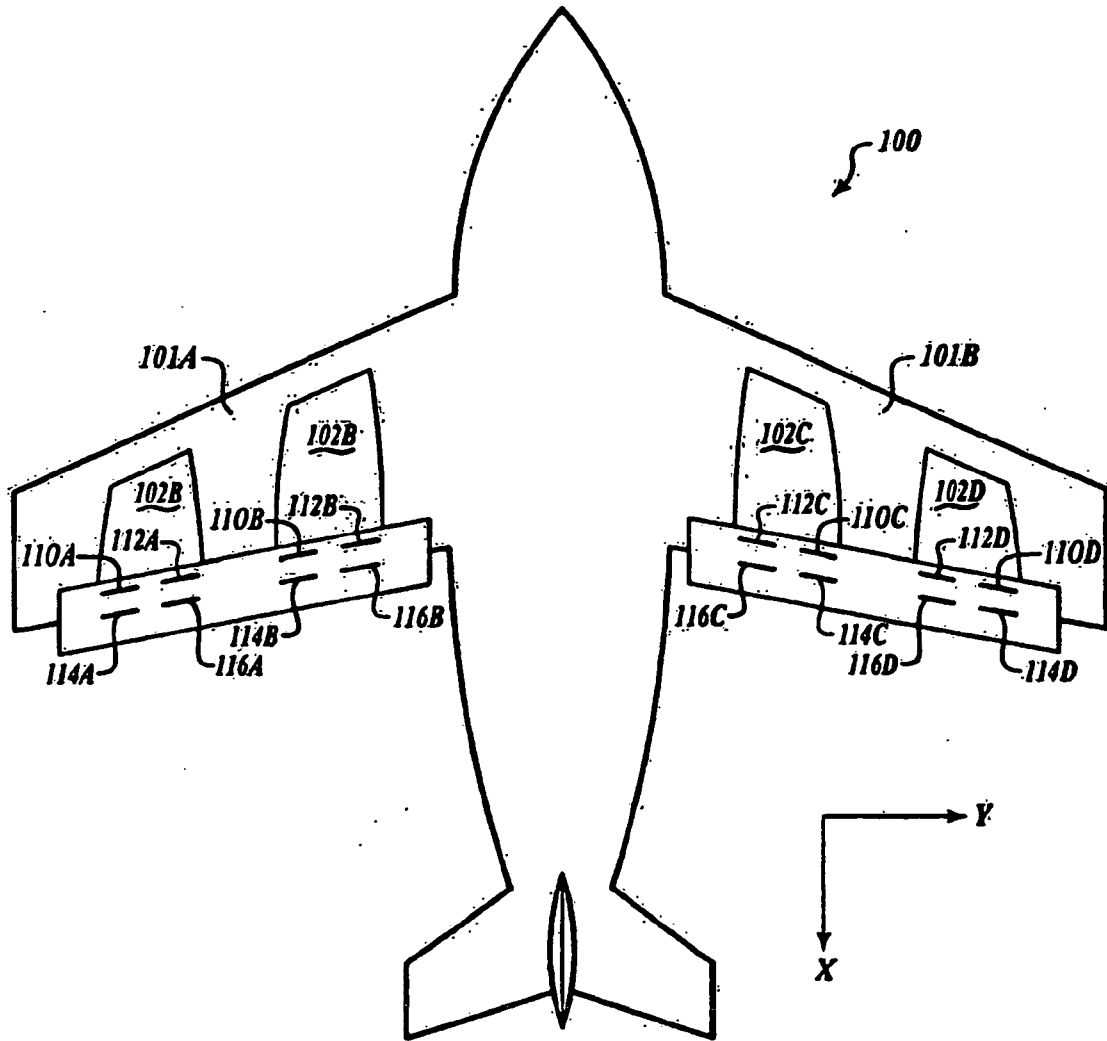


FIG. 1

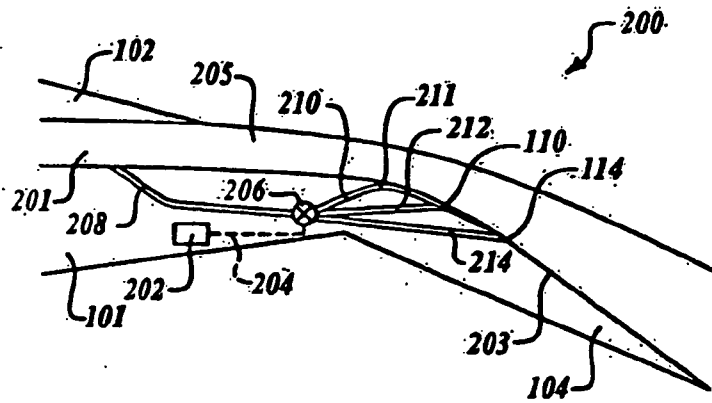


FIG. 2

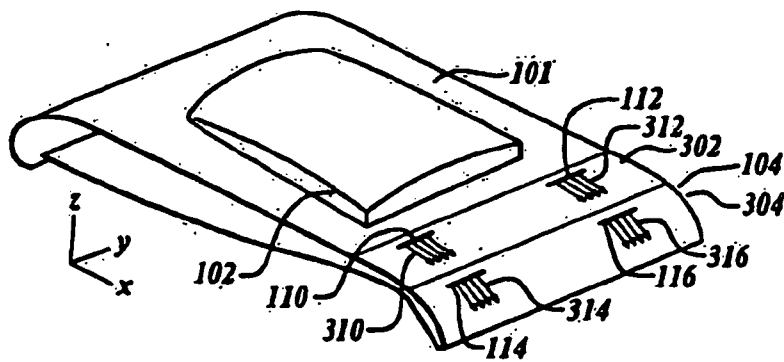


FIG. 3

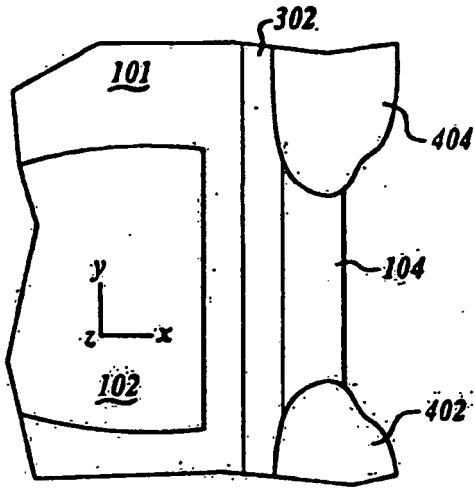


FIG. 4

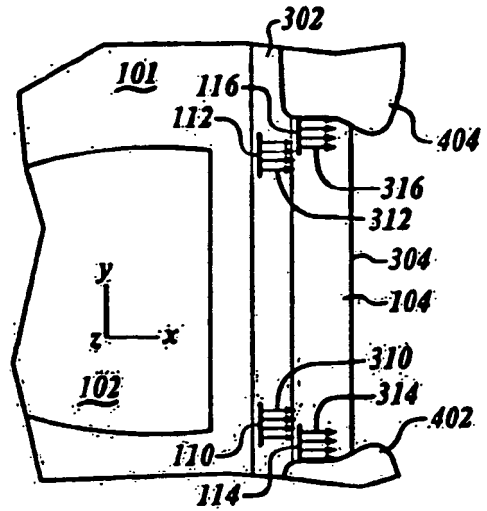


FIG. 5

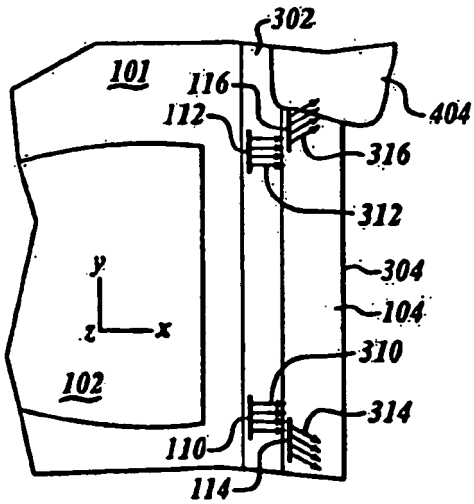


FIG. 6

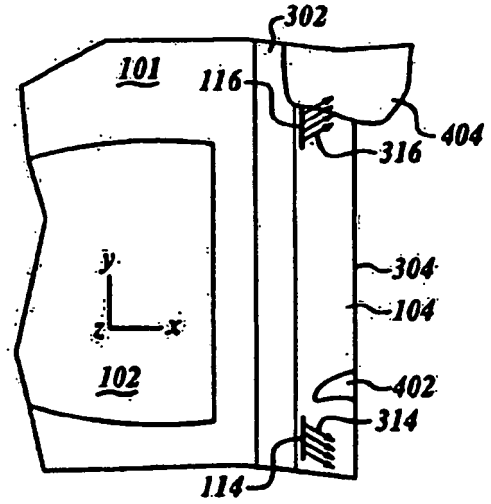


FIG. 7