

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 727 703**

51 Int. Cl.:

F02C 7/04	(2006.01)
F02K 7/16	(2006.01)
F01D 5/14	(2006.01)
F02C 7/042	(2006.01)
F02C 7/057	(2006.01)
F02K 1/30	(2006.01)
F02K 7/10	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **22.10.2009 PCT/GB2009/051421**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **29.04.2010 WO10046704**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.10.2009 E 09815454 (5)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.04.2019 EP 2350445**

54 Título: **Método y sistema para alterar la geometría de admisión de aire de un propulsor**

30 Prioridad:

23.10.2008 GB 0819473
23.10.2008 EP 08253441

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
18.10.2019

73 Titular/es:

MBDA UK LIMITED (100.0%)
Six Hills Way Stevenage
Hertfordshire SG1 2DA, GB

72 Inventor/es:

RICHARDS, CLIFFORD, JOHN

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 727 703 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

Método y sistema para alterar la geometría de admisión de aire de un propulsor

Campo de la invención

5 Esta invención está relacionada con el control de la forma efectiva de las superficies de compresión de una admisión de un propulsor supersónico en el campo de los vehículos de vuelo que aspiran aire. La invención se refiere en particular a un vehículo de vuelo que tiene un propulsor que aspira aire con una admisión de aire de geometría variable. La invención se refiere en especial, aunque no de manera exclusiva, a una admisión de aire de un propulsor que aspira aire para un vehículo de vuelo supersónico.

Antecedentes

10 Múltiples vehículos de vuelo, por ejemplo, una aeronave, obtienen la propulsión de avance a partir de propulsores que aspiran aire, es decir, de propulsores a chorro. En el sistema de grupo de potencia de dicha aeronave, el aire entra a través de una admisión de aire orientada hacia delante y se mezcla con el combustible, se provoca la combustión de la mezcla y se expulsan los gases de escape resultantes, lo que proporciona un empuje de avance.
15 Existe constancia de que la optimización de la forma geométrica de la admisión de aire de acuerdo con la condición de vuelo y la demanda del propulsor proporciona beneficios de rendimiento. Esos beneficios son particularmente significativos cuando los vehículos de vuelo viajan más rápido que la velocidad del sonido en el aire, es decir, en el régimen de vuelo supersónico.

Con el fin de lograr la optimización de su forma geométrica, la entrada de una admisión de aire supersónica puede estar equipada con superficies inclinadas en la dirección del flujo local, que se utilizan para generar un sistema de ondas de choque. La configuración de esas características determina la eficiencia del rendimiento y la viabilidad de la admisión. Para una admisión axilsimétrica estas superficies de "compresión" adoptan habitualmente la forma de unos cuerpos centrados similares a un cono, mientras que para admisiones rectangulares estas adoptan la forma de una cuña o una serie de cuñas. La actuación de la superficies puede proporcionar beneficios de rendimiento y operativos; no obstante, se produce un aumento significativo de la complejidad, masa y coste, especialmente para configuraciones de admisión axilsimétricas.
20
25

Una admisión de aire de un vehículo de vuelo comprende habitualmente una pluralidad de superficies de compresión, que incluyen habitualmente una superficie que tiene un borde de ataque y una carena que tiene un labio retrasado con respecto al borde de ataque del núcleo.

30 En el borde de ataque de una admisión de aire de un vehículo de vuelo supersónico se forma habitualmente una onda de choque oblicua, y se extiende hacia el labio de la carena en la admisión, aunque dependiendo de las condiciones, el choque se puede extender hacia delante (aguas arriba) del labio de la carena, o hacia atrás (aguas abajo) de este. Por ejemplo, aumentar el número de Mach del vehículo provocará en general que la onda de choque se incline hacia la parte posterior, hacia la parte trasera del vehículo, mientras que reducir el número de Mach del vehículo tendrá el efecto opuesto. Es deseable minimizar la pérdida total de presión a través del sistema de choques, aunque si la onda de choque se extiende atrasada con respecto al labio de la carena, en el interior de la admisión, se puede producir una pérdida de choque elevada en el labio de la carena. Por otra parte, si la onda de choque está ubicada adelantada con respecto al labio de la carena, el aire subsónico detrás de la onda de choque se extiende alrededor del exterior de la admisión de aire y se considera como una forma de resistencia aerodinámica. Por lo tanto, es deseable en general optimizar la posición de la onda de choque con relación al labio de la carena. Habitualmente puede ser deseable mantener la onda de choque en el labio de la carena.
35
40

Cuando están presentes varios choques y se intersecan, se puede formar una lámina de vórtices en la frontera en su intersección, que puede provocar una inestabilidad conocida como "buzz" (oscilaciones de presión de alta frecuencia). El buzz es una interacción cíclica del sistema de choques y del flujo dentro de la admisión, que provoca inestabilidades en el funcionamiento del propulsor.

45 En un vehículo de vuelo supersónico conocido, algunas partes de una admisión de aire se mueven de manera mecánica para modificar la forma geométrica de la admisión. Las partes que se mueven incluyen en particular aquellas partes que forma las superficies de compresión del flujo internas o externas y los perfiles de la garganta.

50 En un ejemplo de un sistema de la técnica anterior (figura 1), un sistema de grupo de potencia 5, que incluye un propulsor que aspira aire 7, tiene una admisión de aire 10 que define una abertura de la admisión de aire 20 y que tiene un borde de ataque inferior 30. A velocidades supersónicas, el borde de ataque 30 ralentiza el aire que se aproxima, lo que provoca una onda de choque del borde de ataque 40.

Para reducir los efectos de la onda de choque del borde de ataque, la abertura de la admisión de aire 20 tiene una superficie inferior que comprende justo detrás de su borde de ataque una superficie de compresión fija 15, y detrás de esta una aleta 50. La aleta 50 puede pivotar y está fijada adyacente a la superficie de compresión fija 15, y

también está fijada a la superficie por medio de un cilindro con pistón 60. La aleta 50 proporciona una superficie de compresión móvil 55, que se mueve por la acción del pistón 60 sobre la aleta 50.

5 El pistón 60, y por tanto la aleta 50, se mueve desde una posición retraída, en la que la aleta 50 se encuentra dentro de un rebaje 65 en la superficie de compresión fija 15, hasta una posición extendida, en la que la aleta 50 se extiende una distancia sustancial a través de la abertura de la admisión de aire 20. Cuando la aleta 50 está en la posición extendida, se forma una segunda onda de choque inducida por la aleta 70 desde cerca de donde pivota la aleta 50. La presencia de la segunda onda de choque puede producir beneficios en el rendimiento del grupo de potencia.

10 Cuando acelera el vehículo de vuelo, aumenta el ángulo de la aleta 50 para contrarrestar el movimiento de la onda de choque y devolverla al labio de la carena 130. De manera similar, cuando se estrangula el flujo másico del propulsor, se reduce correspondientemente el ángulo de la aleta 50. Se logra una mayor eficiencia con una geometría variable.

15 Ese planteamiento de proporcionar una admisión de aire de geometría variable añade peso y complejidad estructural al vehículo de vuelo, que para múltiples aplicaciones puede reducir de manera drástica el beneficio neto de la geometría variable. Otro ejemplo de un diseño complejo de la técnica anterior es un núcleo central cónico que se traslada o expande (en lugar de la aleta 50) dispuesto de modo que haga variable la geometría de una admisión axilimétrica. Asimismo, la patente GB 749767A muestra una admisión de aire en la que se altera la forma geométrica efectiva del borde de ataque mediante la descarga de un fluido en el borde de ataque.

20 Tal como es ampliamente conocido, un flujo supersónico solo puede cambiar de dirección en una onda de choque. Una onda de choque que se interseca con una superficie puede producir un cambio de presión muy elevado en la capa límite, lo que hace que se desprenda del resto del flujo. Se utilizan diversas disposiciones para evitar esto; por ejemplo, se puede utilizar un elemento de desvío en forma de un labio del borde de ataque para desprenderla del resto del flujo y desviarla de la admisión del propulsor. Se puede utilizar un sangrado (en forma de una abertura a través de la cual se hace soplar aire de manera tangencial a lo largo de la superficie de la admisión) para potenciar de nuevo la capa límite. En disposiciones conocidas de la técnica anterior, en particular utilizadas en estatorreactores adecuados para propulsión supersónica, el combustible se inyecta en el propulsor para optimizar la combustión. El ángulo de la inyección de combustible se puede controlar para optimizar la distribución de la capa límite dentro del propulsor lo que a su vez mejora el rendimiento.

30 Sería ventajoso proporcionar una admisión de aire de geometría variable para un vehículo de vuelo que aspira aire en la que se eliminen una o más de las desventajas mencionadas anteriormente o al menos se reduzcan.

Exposición de la invención

35 Un primer aspecto de la invención proporciona un método de control de la ubicación de las ondas de choque generadas en un borde de ataque de una admisión del propulsor de un propulsor en un grupo de potencia de un vehículo supersónico, comprendiendo la admisión una superficie de compresión que proporciona el borde de ataque y una carena que tiene un labio de la carena aguas abajo con respecto al borde de ataque, de modo que la onda de choque se extienda en una orientación óptima con relación al labio de la carena y altere de ese modo la forma efectiva de la admisión de aire, caracterizado por que el método comprende inyectar aire en un flujo de aire capturado por la admisión de aire, siendo inyectado el aire a través de la superficie de compresión o adyacente a esta, aguas abajo del borde de ataque y aguas arriba del labio de la carena, y siendo inyectado el aire en una dirección ni paralela ni sustancialmente paralela al flujo de aire, y sometido a una presión suficiente para que el aire inyectado penetre en el flujo de aire capturado, por medio de lo cual se forman una región de flujo desprendido y una capa de esfuerzos cortantes en el flujo de aire capturado para controlar la forma efectiva de las superficies de compresión de una admisión del propulsor supersónico, donde la dirección y/o presión de la inyección se controlan dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que la onda de choque se extienda con una orientación óptima con relación al labio de la carena para optimizar la geometría del sistema de choques asociado.

45 Por tanto, la presencia de la capa de esfuerzos cortantes altera la forma efectiva de la admisión de aire.

El fluido inyectado puede ser aire, o estar compuesto sustancialmente por aire, lo que excluye cualesquiera cantidades de, por ejemplo, combustible o vapor del combustible.

La presencia de la capa de esfuerzos cortantes puede inducir una onda de choque adicional.

50 Si el aire se inyectara paralelo al flujo de aire capturado, en general no se formaría una capa de esfuerzos cortantes; por tanto, el aire se puede inyectar formando un ángulo de más de 0.1 grados, más de 0.5 grados, más de 1 grado, más de 5 grados, más de 10 grados, más de 20 grados o más de 30 grados con respecto al flujo de aire.

El método puede comprender además evitar el *buzz* mediante la inyección de aire en el flujo de aire formando un ángulo elevado (que se define en la presente como más de 60 grados).

El método puede comprender además reaccionar al fallo del propulsor mediante la inyección de aire en el flujo de aire formando un ángulo elevado (que se define en la presente como más de 60 grados con relación a la dirección del flujo de aire).

Un segundo aspecto de la invención proporciona una estructura del vehículo de vuelo supersónico que comprende:

- 5 un propulsor que tiene una admisión del propulsor que comprende
- una superficie de compresión que proporciona un borde de ataque y una carena que tiene un labio de la carena aguas abajo del borde de ataque, de modo que durante el vuelo supersónico el borde de ataque genere ondas de choque;
- 10 caracterizado por que la estructura del vehículo comprende además una salida ubicada en la admisión del propulsor, a través de la superficie de compresión o adyacente a esta, aguas abajo del borde de ataque y aguas arriba del labio de la carena durante la utilización, y que está conectada a una fuente de aire presurizado de modo que se pueda inyectar el aire a través de la salida en una dirección ni paralela ni sustancialmente paralela al flujo de aire capturado por la admisión, y sometido a una presión suficiente para que el aire inyectado penetre en el flujo de aire capturado, por medio de lo cual se forman una región de flujo desprendido y una capa de esfuerzos cortantes en el flujo de aire capturado para controlar la forma efectiva de las superficies de compresión de la admisión del propulsor, controlando de ese modo las ondas de choque generadas en el borde de ataque; y
- 15 un elemento de control para controlar la dirección y/o presión de la inyección dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que las ondas de choque se extiendan con una orientación óptima con relación al labio de la carena para optimizar la geometría del sistema de choques asociado en la admisión del propulsor.
- 20

La estructura del vehículo de vuelo supersónico puede ser de una aeronave. La estructura del vehículo de vuelo supersónico puede ser un ala para una aeronave. El vehículo de vuelo supersónico puede ser un misil.

El propulsor puede ser un estatorreactor.

- 25 La salida puede comprender una pluralidad de aberturas, que se pueden disponer de modo que proporcionen una pluralidad de chorros independientes de fluido inyectado, o uno o más chorros combinados. La inyección del fluido desde una pluralidad de aberturas ofrece mayor control sobre la forma de la capa de esfuerzos cortantes que se forma, es decir, ofrece mayor control sobre la geometría efectiva de las superficies de compresión de la admisión de aire.

- 30 La admisión de aire puede tener una sección transversal sustancialmente rectangular. En ese caso, la salida puede ser alargada o puede comprender una pluralidad de aberturas que forman una línea, de modo que el fluido inyectado inicialmente forme una superficie sustancialmente plana.

- La admisión de aire puede ser una admisión de aire axilsimétrica. En ese caso, la salida puede ser un anillo, o puede comprender una pluralidad de aberturas que forman un anillo, de modo que el fluido inyectado forme inicialmente una superficie axilsimétrica.
- 35

La salida se puede disponer de modo que inyecte el fluido en el flujo de aire formando un ángulo que varía en respuesta a los cambios en las condiciones operativas (por ejemplo, del propulsor). Por ejemplo, la salida se puede disponer de modo que varíe el ángulo de inyección con relación a la dirección del flujo de aire en respuesta a los cambios en la velocidad del vehículo.

- 40 En una realización ejemplar, la salida comprende un cilindro que puede rotar con relación a una superficie de la estructura del vehículo, comprendiendo el cilindro rotativo una abertura, desde la cual se inyecta el fluido, conectada a la fuente de fluido. El cilindro y la abertura se disponen de modo que la rotación del cilindro cambie la posición de la abertura y, por tanto, la dirección en la que se inyecta el fluido. El eje de rotación del cilindro está alineado de modo el cambio en la dirección en la que se inyecta el fluido proporcione un cambio en el ángulo de inyección con relación a la dirección del flujo de aire. En este ejemplo, el eje de rotación del cilindro es sustancialmente perpendicular a la dirección del flujo de aire y sustancialmente paralelo a una fuente lineal de la onda de choque.
- 45

- En otra realización ejemplar, la salida comprende una aleta que pivota, con la rotación permitida, con relación a una superficie de la estructura del vehículo, estando adyacente la aleta a una abertura desde la cual se inyecta el fluido, conectada a la fuente de fluido. La aleta y la abertura se disponen de modo que la rotación de la aleta cambie la dirección en la que se inyecta el fluido desde la abertura. El eje de rotación de la aleta está alineado de modo que el cambio en la dirección en la que el fluido se inyecta proporcione un cambio en el ángulo de inyección con relación a la dirección del flujo de aire. En este ejemplo, el eje de rotación de la aleta es sustancialmente perpendicular a la dirección del flujo de aire y sustancialmente paralelo a una fuente línea de la onda de choque.
- 50

5 La fuente de fluido puede ser cualquier fuente que suministre el fluido a una presión suficiente como para inyectarlo en el flujo de aire. En una realización ejemplar, la fuente de fluido es un depósito de fluido a una presión más elevada que la presión del aire que fluye pasada la salida; por ejemplo, el fluido puede estar a una presión más elevada que la presión atmosférica estándar. En otra realización ejemplar, la fuente de fluido es un sangrado a presión elevada procedente de un compresor en un grupo de potencia de la estructura del vehículo. En otra realización ejemplar, la fuente de fluido es un sangrado procedente de un difusor de admisión de la admisión de aire. En cada uno de estos ejemplos, el fluido se inyectará en el flujo de aire como resultado de la diferencia de presiones.

10 La estructura del vehículo puede comprender un elemento de desvío dispuesto de modo que desvíe la capa límite del flujo de aire incidente. La estructura del vehículo se puede disponer de modo que el fluido inyectado desde la salida energice de nuevo la capa límite; en ese caso, puede ser que la admisión de aire no necesite un elemento de desvío.

15 Por tanto, la invención propone la utilización de chorros o láminas de fluido que forman capas de esfuerzos cortantes cuando se introducen en el flujo de admisión. Esas superficies virtuales sustituyen total o parcialmente la función de las superficies de compresión sólidas convencionales en la generación de ondas de choque. El flujo del chorro se inyecta en ubicaciones longitudinales apropiadas a lo largo de una cuña o alrededor de las superficies de revolución para admisiones axilimétricas. Este proceso fomenta un desprendimiento del flujo local de la superficie, lo que provoca la formación de un sistema de choques auxiliar. Para un número de Mach dado, la geometría del sistema de choques se puede hacer variable controlando la trayectoria de la lámina de chorros, por medio de cambios de su presión o ángulo inicial. Por tanto, el posicionamiento del choque se puede lograr en función del número de Mach y la condición operativa del propulsor, sin la complicación de proporcionar y accionar superficies móviles grandes.

20 Para demandas del propulsor y maniobras extremas, cuando de manera no deseable se hace probable la aparición del sistema de choques conocido como "buzz", la lámina de chorros se puede utilizar para degradar la estructura de choques a una configuración de choque único, que no está sujeta al fenómeno.

25 Por tanto, una admisión de aire puede estar equipada con medios para la introducción o inyección de fluido en la corriente libre o flujo capturado de la admisión, de tal manera que cree regiones predeterminadas de desprendimiento del flujo y capas de esfuerzos cortantes que actúan posteriormente como límites formados de manera aerodinámica para el flujo de admisión principal. Estos límites se pueden disponer así de modo que sustituyan y funcionen de manera efectiva como cualquiera de las superficies y los perfiles de admisión, internos y externos, sólidos, fijos y móviles que forman de manera convencional los límites del flujo, y así determinan o influyen las características internas y el rendimiento de la admisión.

35 El tamaño, la configuración, el flujo másico, la velocidad o la trayectoria de la lámina de chorros puede variar de modo que los perfiles de la capa de esfuerzos cortantes resultante generen sistemas de choques de entrada que se adecúan a una condición operativa de la admisión dada. El perfil de la capa de esfuerzos cortantes se determina en general mediante la trayectoria inicial de la lámina de chorros y, para unas condiciones de corriente libre dadas y anchura de ranura, por la presión total de los chorros. El ángulo de los chorros puede ser fijo o variable, aunque por simplicidad puede ser preferible un valor fijo, siempre que se disponga de un rango de trayectoria suficiente solo mediante la regulación de la presión de los chorros. El rendimiento deseado de la admisión se puede lograr mediante la variación de los parámetros que controlan el perfil de los chorros en función de los parámetros relevantes de la aeronave y el propulsor. Por tanto, la introducción o inyección del fluido en el flujo de corriente libre o capturado de la admisión se puede controlar, ajustar o gobernar en términos de al menos uno de los siguientes parámetros: extensión, ubicación, configuración, dirección, presión y cantidad de flujo durante la operación de admisión, en la totalidad, o sobre cualquier parte, de la envolvente operativa de la admisión. El parámetro controlado, ajustado o gobernado puede ser variable, durante la operación de admisión, de acuerdo con cualquier otro parámetro que pueda afectar o influenciar las características internas o el rendimiento de la admisión, tanto en la totalidad como sobre cualquier parte de la envolvente operativa de la admisión.

45 El fluido introducido o inyectado se puede utilizar para proporcionar, en su totalidad o en parte, los medios de control y gestión de la capa límite para la admisión, aprovechando de arrastre del flujo y energización del flujo de dicha introducción o inyección de fluido.

50 El chorro se puede formar utilizando un suministro adecuado de fluido a presión elevada. Un ejemplo de una fuente sería una extracción de fluido desde el compresor de un grupo de potencia tal como un turborreactor. Como alternativa, se puede instalar un depósito de gas en la estructura del vehículo, dimensionado de manera adecuada para la duración del vuelo. Ese planteamiento sería más apropiado para vehículo de tipo estatorreactor.

55 El flujo de gas y la trayectoria del chorro se pueden controlar, por ejemplo, en función del número de Mach, las condiciones de maniobra, la condición operativa del grupo de potencia, la altitud y la temperatura ambiente.

El chorro se puede utilizar para energizar de nuevo la capa límite superficial, lo que sustituye al requisito convencional para el control de la capa límite mediante sangrado superficial. Para ciertas aplicaciones, este atributo

de la lámina de chorros podría ser lo suficientemente poderoso como para permitir una reducción útil del tamaño del elemento de desvío de la capa límite, o posiblemente su eliminación.

Obviamente, se apreciará que las características descritas en relación con un aspecto de la presente invención se pueden incorporar en otros aspectos de la presente invención. Por ejemplo, el método de la invención puede incorporar cualquiera de las características descritas haciendo referencia al sistema de la invención y viceversa.

Descripción breve de los dibujos

Ahora se describirán realizaciones ejemplares de la invención únicamente a modo de ejemplo y haciendo referencia a los dibujos anexos, de los cuales:

la figura 1 es una sección transversal a través de una admisión de aire supersónica convencional de geometría variable;

la figura 2 es una sección transversal a través de una admisión de aire supersónica de geometría variable de una estructura de un vehículo, de acuerdo con una realización ejemplar de la presente invención;

las figuras 3 (a) – (d) muestran cuatro realizaciones ejemplares de la invención que tienen geometrías de admisión de aire y disposiciones de salida de fluido diferentes;

las figuras 4 (a) – (b) muestran dos realizaciones ejemplares de la invención que tienen medios diferentes para variar el ángulo del fluido en una admisión de aire;

las figuras 5 (a) – (e) muestran cinco modos operativos de una realización ejemplar de la presente invención;

la figura 6 es una sección transversal a través de una admisión de aire supersónica de geometría variable de la estructura del vehículo, de acuerdo con una realización ejemplar de la presente invención, con un chorro de fluido (a) desactivado y (b) activado;

las figuras 7 (a) – (c) muestran tres disposiciones alternativas para suministrar fluido a la salida de fluido de realizaciones ejemplares de la presente invención.

Por conveniencia y economía, se utilizan los mismos números de referencia en las distintas figuras para etiquetar elementos idénticos o similares de los propulsores mostrados.

Descripción detallada

En realizaciones ejemplares de la invención, una admisión de aire para un vehículo de vuelo supersónico que aspira aire está equipada con un medio para introducir o inyectar aire con el fin de crear unas regiones predeterminadas de flujo desprendido y una capa de esfuerzos cortantes de fluido auxiliar. La capa de esfuerzos cortantes forma un límite aerodinámico para el flujo capturado con un perfil determinado y optimizado mediante la inyección apropiada de aire, de modo que la onda de choque se extienda con una orientación óptima con relación a un labio de la carena de la admisión, lo que altera de ese modo la forma efectiva de una admisión de aire. De esta forma, se mejora el funcionamiento y rendimiento del vehículo aéreo. El límite aerodinámico generado así sustituye a las superficies sólidas móviles de manera mecánica utilizadas para variar la geometría de las admisiones de la técnica anterior. La utilización de un flujo de aire introducido o inyectado proporciona las ventajas de una geometría variable, aunque con un peso reducido y una complejidad mecánica reducida.

Tal como se menciona anteriormente en el análisis de la técnica anterior en la presente, las disposiciones conocidas adoptan un sistema de inyección de combustible dentro de, por ejemplo, un estatorreactor para suministrar combustible en una región de combustión del propulsor. Como los desarrollos posteriores de dichos propulsores han evolucionado, se ha descubierto que es deseable controlar la inyección de combustible para alterar la distribución de las capas límite generadas en el interior del propulsor. Es decir, la inyección controlada de combustible en dichos propulsores se puede considerar un paso relativamente pequeño, ya que la inyección de combustible en cualquier caso es necesaria para la función del propulsor. Por otra parte, en las realizaciones de la presente invención descritas en la presente, el aire, que puede ser aire ambiente, se utiliza para controlar la geometría efectiva de la admisión del propulsor. La inyección de aire en la entrada del propulsor controla la generación y distribución de ondas de choque fuera del propulsor. Previamente, tal como se ha descrito con anterioridad, la geometría de la admisión del propulsor estaba controlada por el movimiento de una superficie mecánica, tal como la descrita en relación con la figura 1.

De manera adicional, en algunas realizaciones ejemplares, la inyección de fluido tiene el efecto de energizar de nuevo cualquier capa límite consumida, lo que evita por tanto el requisito convencional de un sistema de sangrado para proporcionar control de la capa límite.

En una realización ejemplar de la invención (figura 2), un sistema de grupo de potencia 5 comprende un propulsor que aspira aire 7 y una admisión de aire 10, que tiene una abertura de admisión de aire 20 definida por el labio de la carena de la admisión 130, una superficie de compresión fija 15 y una superficie interior 135. En este ejemplo, en el borde de ataque de la superficie de compresión fija 15 hay un labio 80, que actúa de modo que desprenda una capa límite superficial 140 del flujo principal aguas arriba 150, de una manera ampliamente conocida en la técnica. La superficie de compresión 15 comprende una tubería de inyección de aire 100, que conduce a una abertura de inyección de aire 110 en la superficie de compresión fija 15.

Durante la utilización, el aire 90 se dirige a presión a lo largo de la tubería 100 hasta la abertura 110, desde la cual se eyecta. El fluido inyectado 90 crea un desprendimiento (en este ejemplo, un desprendimiento adicional) de la capa límite superficie 140 y el flujo aguas arriba 150, lo que crea por tanto una región de flujo desprendido 160. Así, se forma una capa de esfuerzos cortantes 170 entre un punto de desprendimiento del flujo 175 y un punto posterior de unión de nuevo del chorro 180 en una parte aguas abajo de la superficie interior 135.

La capa de esfuerzos cortantes 170 (cuyo tamaño está exagerado en los dibujos para una mayor claridad) proporciona parte de una superficie de compresión para el flujo capturado en el régimen de vuelo supersónico, lo que genera por tanto unas ondas de choque inducidas por el fluido (en este caso las ondas de choque λ 120), así como también forma el perfil de la garganta de admisión 200. La capa de esfuerzos cortantes cambia la forma efectiva de las superficies de compresión de la admisión de un propulsor supersónico, lo que altera de ese modo la geometría de las ondas de choque en la admisión para optimizar el rendimiento del propulsor. Por tanto, la capa de esfuerzos cortantes 170 realiza la función de la aleta 50 en el ejemplo de la técnica anterior de la figura 1.

El chorro de aire 90 (no a escala en la figura 3, donde se muestra como que está contiguo a la capa de esfuerzos cortantes 170 que este inicia) se puede proporcionar en distintas disposiciones en las distintas realizaciones ejemplares. En la figura 3, por ejemplo, se muestran cuatro disposiciones diferentes. En las figuras 3 (a), (b) y (c), se muestran capas de esfuerzos cortantes que generan choques para disposiciones de chorros alternativas de admisiones bidimensionales. En la admisión 10 de la figura 3(a), la capa de esfuerzos cortantes 170 generada por el chorro de aire inyectado desde la abertura 110 generará una segunda onda de choque en la superficie inferior con forma de cuña 15 de la admisión 20. En la admisión 10' de la figura 3(b), el aire se inyecta desde dos aberturas 110, 115, desplazadas en la dirección del flujo de aire en la admisión 20. La segunda abertura 115 está conectada mediante una tubería 215 a la misma fuente (no se muestra) de aire a presión elevada que la abertura 110. La inyección de aire desde una pluralidad de aberturas ofrece un mayor control sobre la forma de la capa de esfuerzos cortantes generada. En la admisión 10'' de la figura 3(c), se reproduce sustancialmente la geometría de la cuña 15 de la admisión 10 de la figura 3(a) al crear una capa de esfuerzos cortantes 170 sobre una superficie plana 210 (en lugar de con forma de cuña). En la figura 3(d), la admisión 10''' comprende una superficie de compresión central 220, desde la cual se inyecta un anillo de aire simétrico en dirección circular 230 en la admisión de aire.

Se proporciona un elemento de control para controlar la dirección y presión de la inyección dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que las ondas de choque se extiendan en una orientación óptima con relación al labio de la carena, para optimizar la geometría del sistema de choques asociado en la admisión del propulsor. Los sistemas de control de vuelo pueden controlar la inyección de aire en la admisión. Esta disposición es especialmente conveniente ya que los sistemas de control de vuelo ya tendrán los datos de entrada relacionados con la velocidad del vehículo y, por lo tanto, pueden controlar fácilmente la inyección de aire en la entrada dependiendo de la velocidad. Como alternativa, se puede configurar una unidad de procesamiento específica para recibir los datos de entrada relacionados con la velocidad del vehículo y controlar en consecuencia la inyección de aire.

En la figura 4, se muestran realizaciones ejemplares en las que se logra un ángulo del chorro variable mediante medios mecánicos. En una admisión bidimensional, el control se logra, por ejemplo, mediante (a) un cilindro rotativo 300, o (b) una aleta simple 310.

En la figura 4(a), la salida de la admisión 10 comprende un cilindro 300 que puede rotar con relación a la cuña 15. El cilindro rotativo 300 comprende una abertura lineal 305 desde la cual se inyecta el aire. El cilindro 300 y la abertura 305 se disponen de modo que la rotación del cilindro 300 cambie la posición de la abertura 305, y por tanto la dirección en la que se inyecta el aire, y en la que se forma la capa de esfuerzos cortantes 170. El eje de rotación del cilindro 300 está alineado de modo que el cambio en la dirección en la que se inyecta el aire proporciona un cambio en el ángulo de la capa de esfuerzos cortantes 170 con relación a la dirección del flujo de aire. El eje de rotación del cilindro 300 es sustancialmente perpendicular a la dirección de flujo de aire, y sustancialmente paralelo al borde delantero de la admisión de aire 10.

En la figura 4(b), la salida 110 comprende una aleta 310 que pivota, con la rotación permitida, con relación a una superficie fija del vehículo, siendo adyacente la aleta 310 a la salida 110 desde la cual se inyecta el aire. La aleta 310 y la salida 110 se disponen de modo que la rotación de la aleta 310 cambie la dirección en la que se inyecta el aire desde la salida 110. El eje de rotación de la aleta 310 está alineado de modo que el cambio en la dirección en la que se inyecta el aire proporcione un cambio en el ángulo de la capa de esfuerzos cortantes 170 con relación de la

dirección del flujo de aire. El eje de rotación de la aleta 310 es sustancialmente perpendicular a la dirección del flujo de aire y sustancialmente paralelo al borde delantero de la admisión de aire.

La figura 4 también muestra el modo de funcionamiento de los dos sistemas ejemplares. Durante el vuelo subsónico, el aire se inyecta formando un ángulo pequeño con relación a la dirección del flujo de aire, y el aire inyectado proporciona un control sobre la capa límite que no afecta de manera significativa a la geometría de admisión del propulsor. A velocidades supersónicas, el aire se inyecta formando un ángulo mayor, de modo que se forme la capa de esfuerzos cortantes 170, y actúe como una superficie de compresión con respecto al flujo de aire. En caso de fallo del propulsor a velocidades supersónicas, o si se produce *buzz*, se hacen rotar el cilindro 300 o la aleta 310 de modo que el aire se inyecte formando sustancialmente un ángulo recto con respecto a la dirección del flujo de aire, lo que simplifica el sistema de choques asociado con la admisión 10. La separación de manera deliberada el sistema de choques al inyectar aire formando un ángulo elevado (o incluso en la dirección hacia adelante) produce un sistema de choques estable y evita que se produzca “*buzz*” en circunstancias de flujo másico capturado reducido o en maniobras límite del vehículo.

La figura 5 resume un modo operativo ejemplar de una instalación de chorro único. A velocidad baja o de despegue, el chorro puede ser redundante (figura 5(a)). En vuelo subsónico, el chorro se puede utilizar para energizar la capa límite 140 (figura 5(b)), o controlar la entrada del flujo de aire al crear una capa de desprendimiento 160 y una capa de flujo de esfuerzos cortantes 170. En la figura 5(d) (correspondiente a la figura 2) se muestra un patrón de choques habitual para una velocidad de crucero supersónica.

El fallo del propulsor puede provocar oscilaciones en la parte frontal del propulsor; tal como se ha analizado anteriormente, el “*buzz*” o fenómeno de inestabilidad del sistema de choques para un flujo másico reducido se puede suprimir mediante una gestión adecuada del chorro, tal como se muestra en la figura 5(e). El ángulo del chorro y por tanto el ángulo del borde de ataque de la capa de esfuerzos cortantes 170 se hace grande, con relación al flujo de aire, para transformar el sistema de choques a una configuración 40, 400 de “choques normales” única favorable.

La figura 6 muestra otro ejemplo de patrones de ondas de choque con (a) el chorro desactivado, en la que el borde delantero de la admisión y el labio de la carena del propulsor producen las ondas de choque 40, 500 (respectivamente), y (b) el chorro activado, en el que se producen ondas de choque adicionales 120 en el sistema.

En el ejemplo de la figura 7(a), la tubería de inyección de aire 100 está conectada por medio de la unidad de control 505 y la tubería 510 a un sangrado 520 de aire a presión elevada procedente de un compresor del grupo de potencia 530. En el ejemplo de la figura 7(b), la tubería de inyección de aire 100 está conectada por medio de la unidad de control 505 y la tubería 510 a un depósito 540 de aire a presión elevada. En el ejemplo de la figura 7(c), la tubería de inyección de aire 100 está conectada por medio de la unidad de control 505 y la tubería 510 a un sangrado 550 de aire procedente del difusor de admisión del propulsor.

Aunque la presente invención se ha descrito e ilustrado haciendo referencia a realizaciones particulares, aquellos que son expertos en la técnica apreciarán que la invención se presta en sí misma a múltiples variaciones diferentes que no se ilustran de manera específica en la presente.

Cuando en la descripción anterior se mencionan números enteros o elementos que tienen equivalentes conocidos, obvios o predecibles, entonces dichos equivalente se incorporan a la presente como si se explicaran de manera individual. Se debería hacer referencia a las reivindicaciones para determinar el verdadero alcance de la presente invención, el cual se debería interpretar como que engloba a cualesquiera de dichos equivalentes. El lector apreciará además que los números enteros o características de la invención que se describen como preferentes, ventajosos, convenientes o similares son opcionales y no limitan el alcance de las reivindicaciones independientes. Además, se debe sobreentender que dichos números enteros o características opcionales, aunque de posible beneficio en algunas realizaciones de la invención, pueden omitirse en otras realizaciones.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método de control de la ubicación de las ondas de choque generadas en un borde de ataque (30, 80) de la admisión (10) de un propulsor, de un propulsor (7) en un grupo de potencia de un vehículo supersónico, comprendiendo la admisión una superficie de compresión (15, 210, 220), que proporciona el borde de ataque (30, 80), y una carena que tiene un labio de la carena (130) aguas abajo del borde de ataque, de modo que la onda de choque se extienda en una orientación óptima con relación al labio de la carena (130), lo que altera de ese modo la forma efectiva de la admisión de aire, por medio de lo cual el método comprende inyectar aire en un flujo de aire capturado por la admisión de aire, siendo inyectado el aire a través de la superficie de compresión (15, 210, 220) o adyacente a esta, aguas abajo del borde de ataque (30, 80) y aguas arriba del labio de la carena (130), y siendo inyectado el aire en una dirección ni paralela ni sustancialmente paralela al flujo de aire capturado, y sometido a presión suficiente para que el aire inyectado penetre en el flujo de aire capturado, por medio de lo cual se forman una región de flujo desprendido (160) y una capa de esfuerzos cortantes (170) en el flujo de aire capturado, para controlar la forma efectiva de las superficies de compresión de la admisión (10) de un propulsor supersónico, donde la dirección y/o presión de inyección se controlan dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que la onda de choque (40, 120, 400, 500) se extienda en una orientación óptima con relación al labio de la carena (130) para optimizar la geometría del sistema de choques asociado.
- 10 2. El método de la reivindicación 1, donde la dirección y presión de inyección se controla dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que la onda de choque (40, 120, 400, 500) se extienda sobre el labio de la carena (130).
- 15 3. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende además inyectar aire en el flujo de aire formando más de 60 grados con relación a la dirección del flujo de aire, con el fin de evitar el *buzz* o reaccionar a un fallo del propulsor.
- 20 4. El método de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende además utilizar el aire inyectado para energizar de nuevo la capa límite (140) del flujo de aire.
- 25 5. Una estructura del vehículo de vuelo supersónico que comprende:

un propulsor (7) que tiene una admisión (10) del propulsor que comprende una superficie de compresión (15, 210, 220) que proporciona un borde de ataque (30, 80) y una carena que tiene un labio de la carena (130) aguas abajo del borde de ataque, de modo que durante el vuelo supersónico el borde de ataque (30, 80) genere ondas de choque;

30

caracterizado por que la estructura del vehículo comprende además una salida (110) ubicada en la admisión (10) del propulsor, a través de la superficie de compresión (15, 210, 220) o adyacente a esta, aguas abajo del borde de ataque (30, 80) y aguas arriba del labio de la carena (130) durante la utilización, y que está conectada a una fuente de aire presurizado de modo que se pueda inyectar el aire a través de la salida en una dirección ni paralela ni sustancialmente paralela al flujo de aire capturado por la admisión, y sometido a una presión suficiente para que el aire inyectado penetre en el flujo de aire capturado, por medio de lo cual se forman una región de flujo desprendido (160) y una capa de esfuerzos cortantes (170) en el flujo de aire capturado para controlar la forma efectiva de las superficies de compresión de la admisión (10) del propulsor, controlando de ese modo las ondas de choque (40, 120, 400, 500) generadas en el borde de ataque (30, 80); y

35

un elemento de control para controlar la dirección y/o presión de la inyección dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que las ondas de choque (40, 120, 400, 500) se extiendan con una orientación óptima con relación al labio de la carena (130) para optimizar la geometría del sistema de choques asociado en la admisión (10) del propulsor.

40
- 45 6. Una estructura del vehículo según se reivindica en la reivindicación 5, en la que la salida (110) comprende una pluralidad de aberturas, que se pueden disponer de modo que proporcionen una pluralidad de chorros independientes de aire inyectado, o uno o más chorros combinados.
- 50 7. Una estructura del vehículo según se reivindica en la reivindicación 5 o la reivindicación 6 reivindicadas, en la que la admisión de aire es sustancialmente rectangular y la salida (110) es alargada o comprende una pluralidad de aberturas que forman una línea, de modo que el aire inyectado inicialmente forme una superficie sustancialmente plana.
8. Una estructura del vehículo según se reivindica en la reivindicación 5 o la reivindicación 6, en la que la admisión de aire es axilsimétrica y la salida (110) es un anillo, o comprende una pluralidad de aberturas que forman un anillo, de modo que el aire inyectado forme inicialmente una superficie axilsimétrica.

9. Una estructura del vehículo según se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 5 a 8, donde el elemento de control es para controlar la dirección y presión de inyección dependiendo de la velocidad del vehículo, de modo que las ondas de choque se extiendan sobre el labio de la carena (130).
- 5 10. Una estructura del vehículo según se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 5 a 9, en la que la salida (110) comprende un cilindro (300) que puede rotar con relación a una superficie de la estructura del vehículo, comprendiendo el cilindro rotativo (300) una abertura (305), desde la que se inyecta el aire, conectada a la fuente de aire presurizado.
- 10 11. Una estructura del vehículo según se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 5 a 9, en la que la salida (110) comprende una aleta (310) que pivota, con la rotación permitida, con relación a una superficie de la estructura del vehículo, siendo adyacente la aleta (310) a una abertura, desde la cual se inyecta el aire, conectada a la fuente de aire presurizado.
12. Una estructura del vehículo según se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 5 a 11, en la que la fuente de aire es un depósito de aire a una presión más elevada que la presión del aire que fluye pasada la salida (110).
- 15 13. Una estructura del vehículo según se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 5 a 11, en la que la fuente de aire es un sangrado de presión elevada procedente de un compresor en un grupo de potencia del vehículo.
14. Una estructura del vehículo según se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 5 a 11, en la que la fuente de aire es un sangrado procedente de un difusor de admisión de la admisión de aire.

Fig.1.

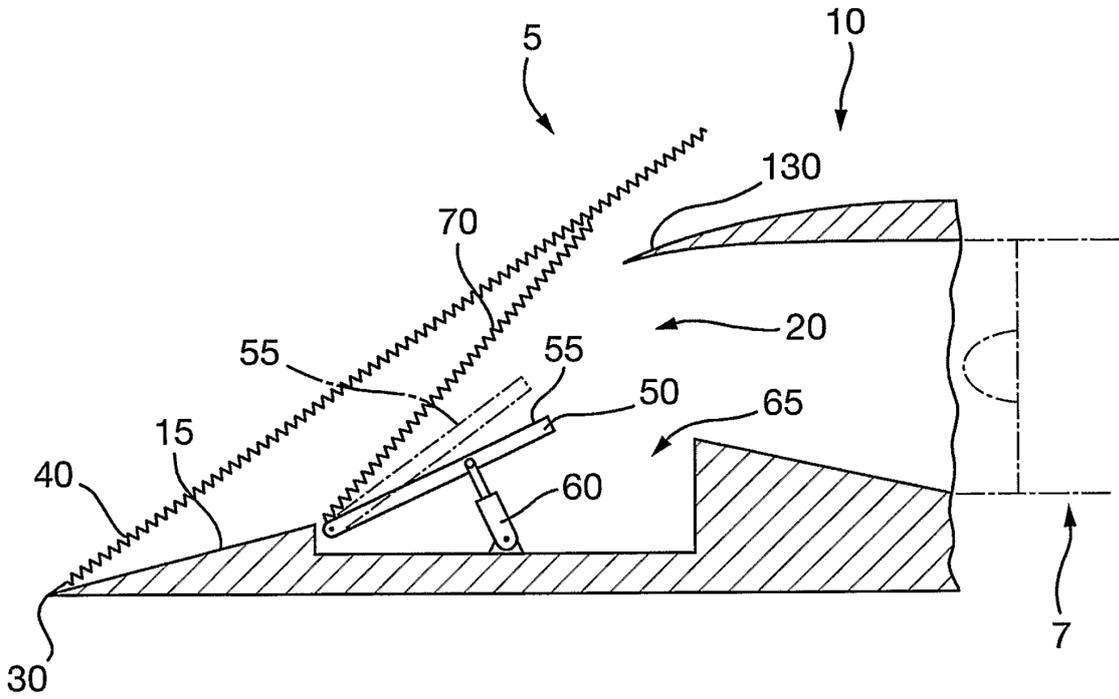


Fig.2.

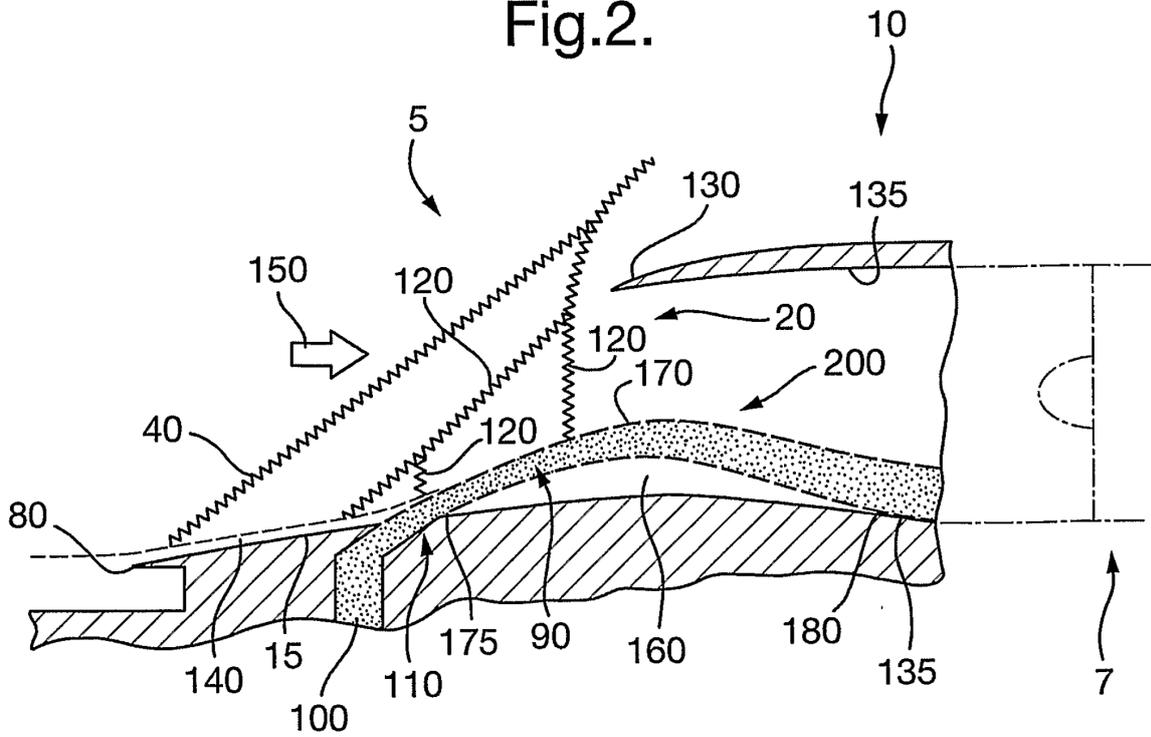


Fig.3(a)

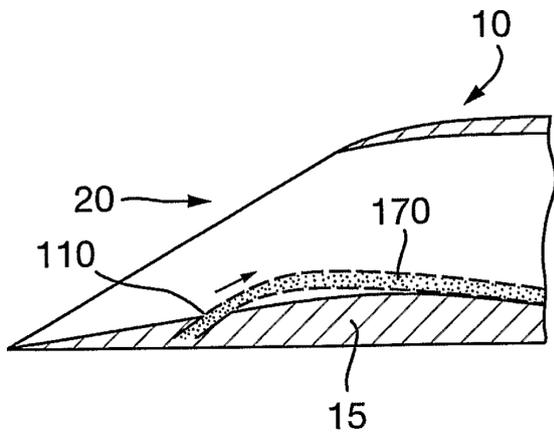


Fig.3(b)

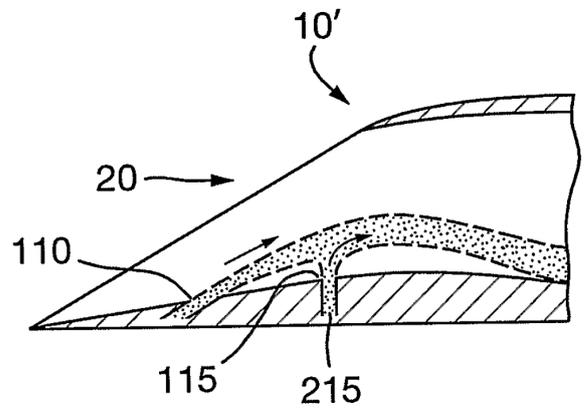


Fig.3(c)

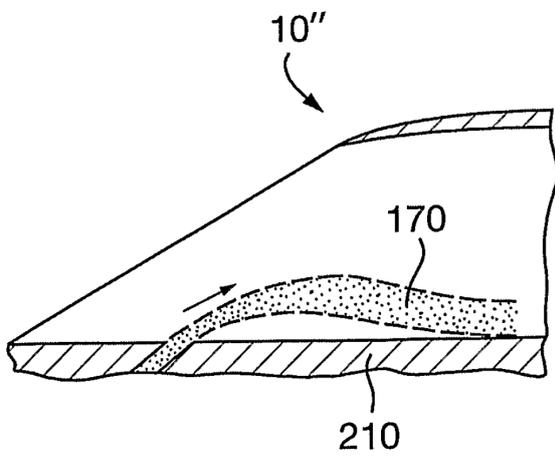


Fig.3(d)

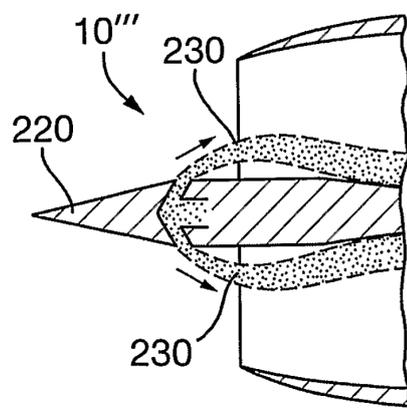


Fig.4(a)

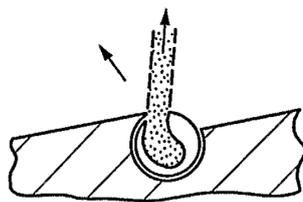
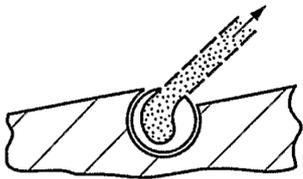
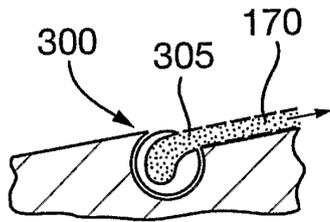
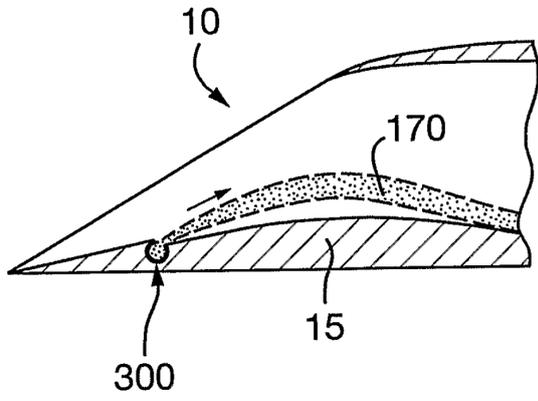
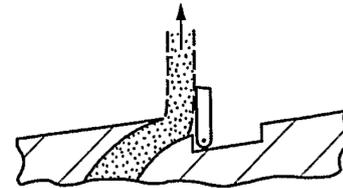
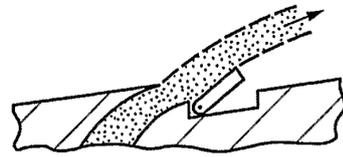
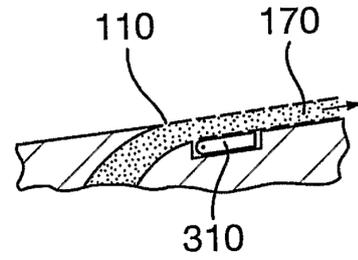
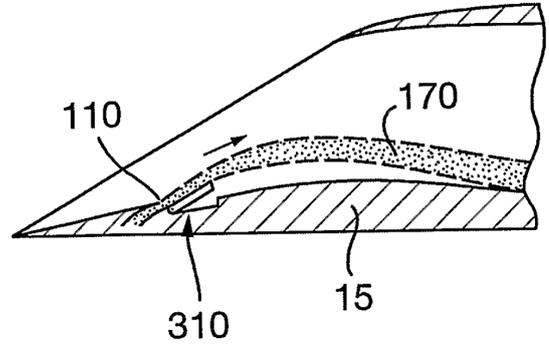


Fig.4(b)



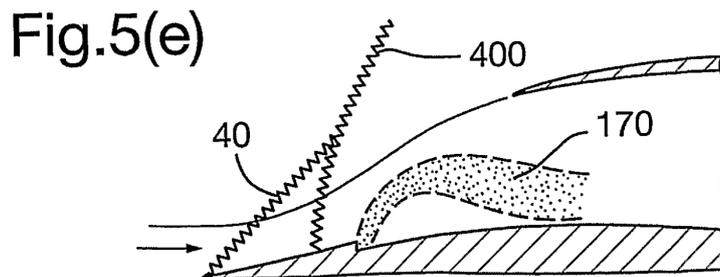
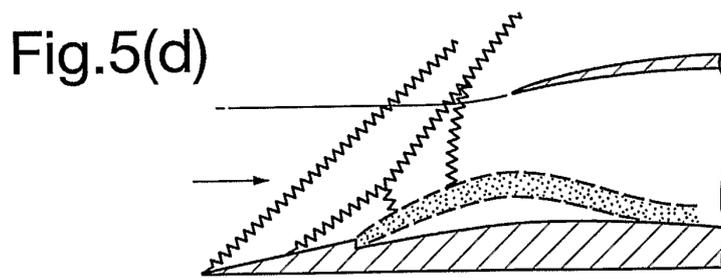
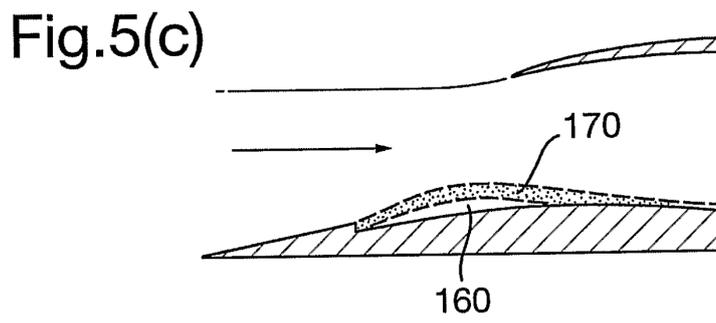
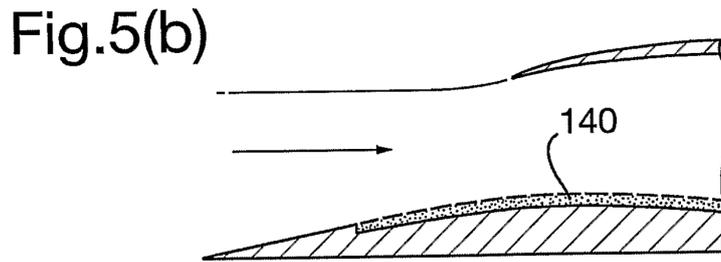
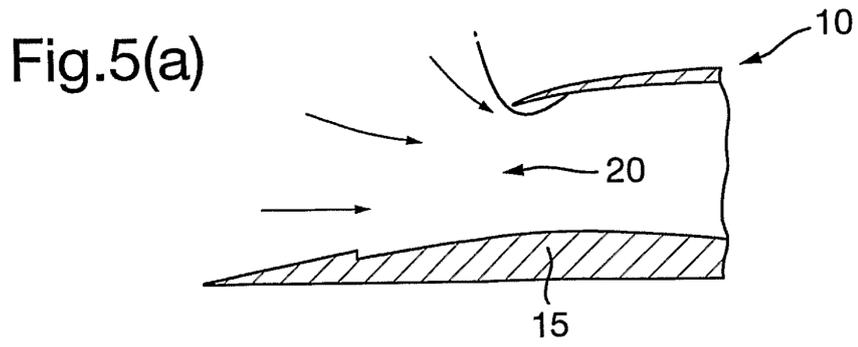


Fig.6(a)

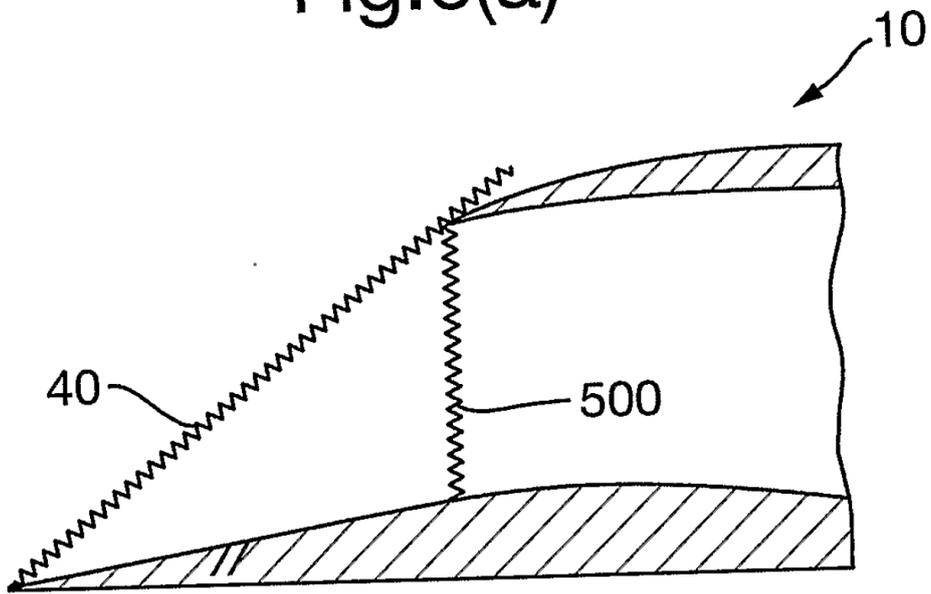


Fig.6(b)

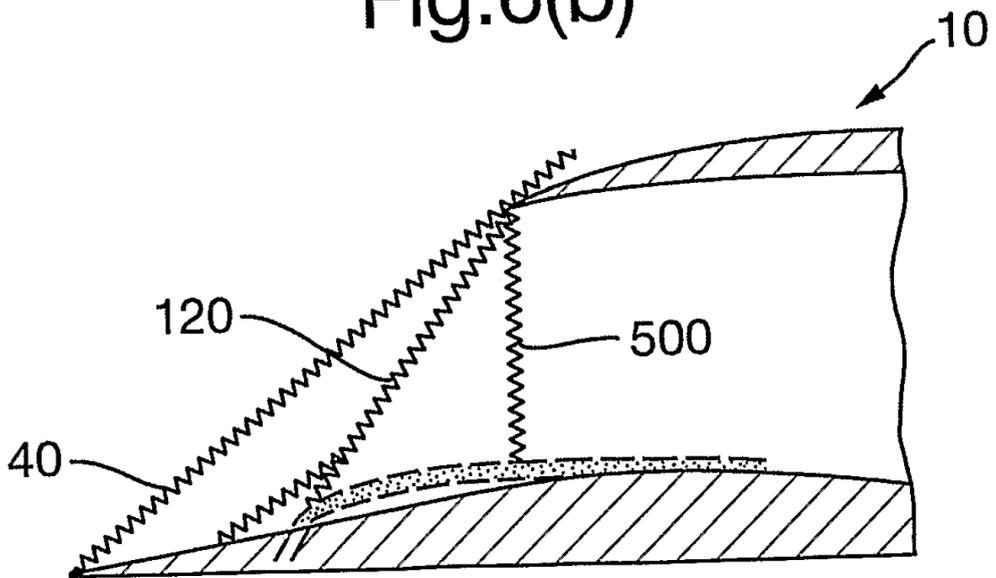


Fig.7(a)

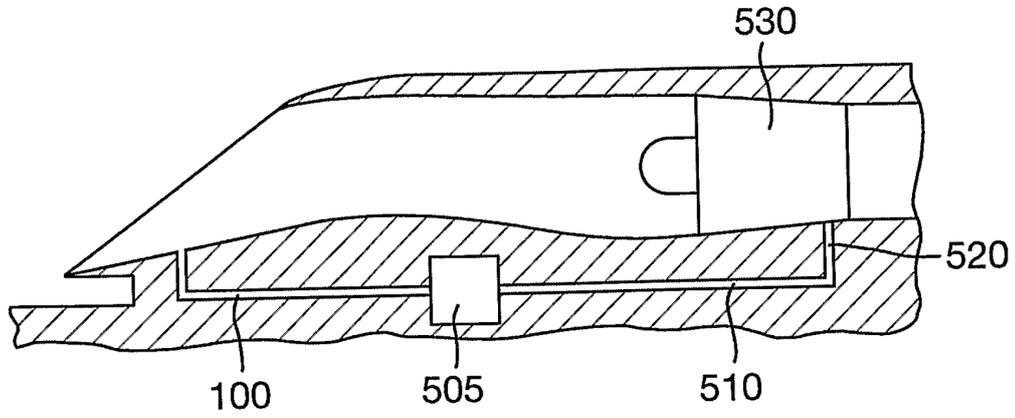


Fig.7(b)

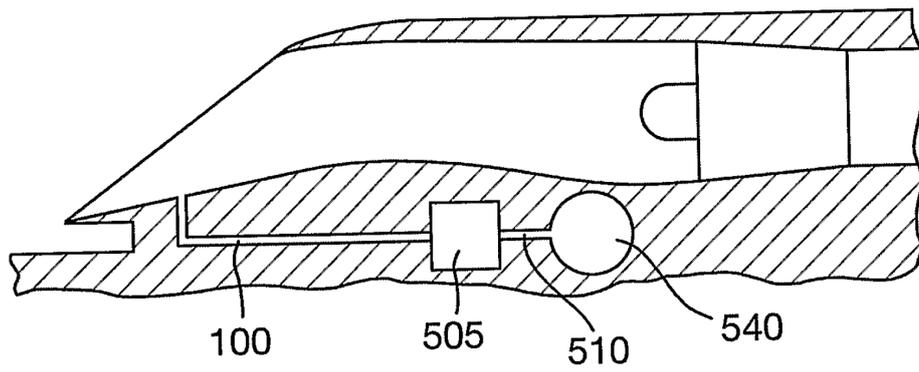


Fig.7(c)

