



①9



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

①1 Número de publicación: **2 359 161**

⑤1 Int. Cl.:

F02K 3/02 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

F02K 1/00 (2006.01)

①2

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

⑨6 Número de solicitud europea: **06794894 .3**

⑨6 Fecha de presentación : **25.10.2006**

⑨7 Número de publicación de la solicitud: **1941148**

⑨7 Fecha de publicación de la solicitud: **09.07.2008**

⑤4

Título: **Turborreactor de doble flujo para avión STOL (de despegue y aterrizaje cortos).**

③0

Prioridad: **26.10.2005 GB 0521844**

⑦3

Titular/es: **AVCEN LIMITED**
5th Floor, 243 Knightsbridge
London SW7 1DN, GB

④5

Fecha de publicación de la mención BOPI:
19.05.2011

⑦2

Inventor/es: **Dacre, Mike**

④5

Fecha de la publicación del folleto de la patente:
19.05.2011

⑦4

Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 359 161 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

Turborreactor de doble flujo para avión stol (de despegue y aterrizaje cortos)

La presente invención se refiere a un avión que incluye un motor mejorado.

5 Los turborreactores de doble flujo con derivación de chorro son sistemas de propulsión bien conocidos para aviones.

10 Un turborreactor de doble flujo con derivación de chorro incluye un turborreactor de doble flujo que tiene una entrada para aire, un compresor para comprimir el aire de entrada, una sección de combustión, en la que el combustible se quema para provocar la expansión del aire comprimido, y una turbina que se hace girar mediante el
 15 que comprime el aire entrante. Adicionalmente, la rotación de la turbina se usa para accionar un ventilador de entrada que dirige el aire al interior del motor. Una porción del aire de entrada se hace pasar al compresor, para la compresión en el turborreactor de doble flujo. Otra porción del aire se canaliza alrededor del turborreactor de doble flujo como aire "de derivación". Este aire fluye a través del canal de derivación a una alta velocidad. Se proporcionan mezcladoras en una parte corriente abajo del motor, para mezclar el aire de derivación frío, a alta
 20 velocidad, con el chorro de gas calentado que escapa del turborreactor de doble flujo. Juntos, el aire de derivación de alta velocidad y el gas de escape calentado mezclados se eyectan desde el motor para proporcionar empuje.

25 El chorro generalmente horizontal del gas de escape desde el motor proporciona empuje hacia delante para propulsar un avión en el que está montado el motor. Cuando el avión está en el suelo, y se acelera para alcanzar una cierta velocidad, el avión es capaz de despegar. Sin embargo, especialmente para aviones grandes, es necesario proporcionar una pista larga para posibilitar que el empuje del motor a reacción acelere el avión a la velocidad requerida para posibilitar que el avión despegue. Esto significa que el avión sólo es capaz de despegar y, por lo tanto, sólo es capaz de aterrizar en localizaciones donde hay una pista suficientemente larga. Esto significa que el avión, a menudo, no es capaz de aterrizar cerca del destino final de los pasajeros.

30 Se conocen aviones de despegue y aterrizaje vertical y corto (V/STOL). Se sabe cómo montar un turborreactor de doble flujo en un avión, de manera que todo flujo de salida del motor o del reactor puede hacerse girar, de manera que el chorro del gas de escape del motor salga a chorro en una dirección generalmente vertical, en lugar de en una dirección horizontal. Es el chorro vertical produce el empuje ascendente, que permite que el avión despegue sin requerir una alta velocidad. Un ejemplo del uso de dicho sistema se encuentra en el avión de despegue vertical "Harrier" bien conocido. Sin embargo, aunque este chorro vertical puede permitir que el avión despegue verticalmente, éste usa una cantidad significativa de energía y, por lo tanto, no es una manera eficaz para el despegue de un avión.

35 El documento US 3.893.638 sobre el que está caracterizada la reivindicación independiente, desvela un avión STOL (de despegue y aterrizaje cortos) que dirige una porción del flujo de aire de derivación hacia el suelo, dirigiéndolo a través de un conducto en un ala, y entre los alerones superiores e inferior proporcionados en un borde corriente abajo del ala. Se conocen otras disposiciones de STOL y V/STOL a partir de los documentos US 3.863.867, US 4.358.074 y US 3.149.805.

El uso de aire de derivación creado por un turborreactor de doble flujo de derivación para accionar un rotor se conoce a partir del documento US 3.381.474.

40 El documento US 4.205.813 cita el efecto Coanda para dirigir el empuje horizontal creado por un motor a reacción hacia el suelo, cuando fluye sobre una superficie aerodinámica.

El documento US 2003/033798 desvela un sistema de vectorización de empuje para su uso en controlar la dirección, altitud, cabeceo, alabeo, guiñada y rotación de un avión VTOL.

45 Las disposiciones de separador y mezcladora para su uso en motores de derivación se conocen a partir de los documentos US 2002/073690, US 4.077.206 y US 4.481.698. El documento US 4.731.991 desvela una disposición de inversor de empuje.

50 Otro problema con los turborreactores de doble flujo de derivación existentes es que el motor genera una cantidad considerable de ruido. Una fuente de ruido es el procedimiento de combustión en el motor, y las vibraciones asociadas con el procedimiento de combustión. El ruido del reactor se genera adicionalmente cuando el gas caliente que escapa del extremo de cola del motor entra en contacto con el aire ambiente frío y, de esta manera, induce una expansión rápida de este aire ambiente. Es deseable reducir la cantidad de ruido emitido por un motor para reducir la cantidad de alteración provocada por el tráfico aéreo, en particular en áreas densamente pobladas.

De acuerdo con la presente invención se proporciona un avión que comprende un par de alas, un par de superficies aerodinámicas y un par de turborreactores de doble flujo de derivación. Cada uno de los motores está montado en una de las alas. Cada motor comprende un módulo que comprende una carcasa generalmente alargada, extendiéndose una porción central a lo largo de la longitud del módulo para dejar escapar el gas de escape caliente desde el motor, y una porción periférica que rodea la porción central para el aire de derivación desde el motor. La carcasa incluye, al menos, una salida provista desde la porción periférica del módulo, a través de la carcasa, para posibilitar que una porción del aire de derivación se separe del resto del aire de derivación y se dirija fuera del módulo, a un ángulo respecto al eje del módulo. Las superficies aerodinámicas del par de superficies aerodinámicas están dispuestas sobre el cuerpo del avión, en una posición inferior que la posición de un ala respectiva del par de alas. Los motores y módulos están dispuestos de manera que al menos parte de la porción separada del aire de derivación, que se dirigen fuera del módulo, escapa fuera del módulo a través de la salida, al aire circundante, y acelera un flujo de aire experimentado por el avión debido a movimiento hacia delante del avión, de manera que la porción separada del aire de derivación que se dirige fuera del módulo a través de las salidas, fluye sobre al menos parte una superficie superior de la superficie aerodinámica asociada, cuando el avión viaja a una velocidad predeterminada.

El resto del aire de derivación se escapa en la dirección horizontal, y está disponible para crear empuje horizontal.

El módulo puede proporcionarse como un módulo separado, que puede añadirse al extremo de escape de un motor, o puede formarse junto con el motor. El aire de derivación que se dirige a través de la salida proporciona un elemento de empuje. Proporcionando la salida a un ángulo respecto al eje del módulo, en concreto a un ángulo respecto a la dirección del gas de escape desde la parte trasera del motor, este aire redirigido generará empuje en una dirección diferente de la del gas de escape normal desde el motor. Durante el funcionamiento normal del motor, en el que el gas de escape principal escapa generalmente de forma horizontal desde la parte trasera del motor, la porción del aire de derivación puede dirigirse generalmente de forma vertical para producir una fuerza de empuje vertical. Ésta puede usarse en el despegue para aumentar la fuerza ascensional y, por lo tanto, disminuir la velocidad a la que el avión necesita desplazarse para el despegue. Esto significa, a su vez, que el avión puede despegar desde una pista más corta de lo que sería posible de otra manera, lo que a su vez hace que el avión pueda utilizarse en más localizaciones, a menudo más cercanas al destino pretendido. Durante el aterrizaje el avión puede desacelerarse por debajo de la velocidad de pérdida normal del avión, que es la velocidad horizontal requerida para crear una fuerza ascensional suficiente para mantener el avión suspendido en el aire cuando la porción del aire de derivación no se redirige, mientras que aún permanece suspendido en el aire puesto que se crea una fuerza ascensional adicional por el flujo de aire de derivación dirigido hacia abajo. De esta manera, el avión puede hacerse volar a una velocidad reducida justo antes de tocar el suelo. De esta manera, pueden reducirse las fuerzas de frenado requeridas para detener el avión en una distancia deseada, y/o puede reducirse la distancia dentro de la cual el avión puede detenerse.

Se prefiere que la porción del aire de derivación que pasa a través de la salida durante el despegue sea igual a o menor del 25 %, igual a o menor del 20 %, igual a o menor del 15 %, en el intervalo del 1 % al 15 %, igual a o menor del 10 % o igual a o menor del 5 % del volumen total de aire de derivación que sale del motor.

Se prefiere que la salida para la porción de aire de derivación pueda controlarse de forma selectiva.

En un ejemplo preferido de la invención, se proporciona un tabique deflector ajustable dentro de la porción periférica/flujo de aire de derivación del módulo, preferentemente corriente abajo de la salida. El tabique deflector puede comprender numerosos pétalos o láminas solapantes que puede moverse al interior de la porción periférica, para impedir un flujo de aire en la porción periférica. El ajuste del tabique deflector, que puede conseguirse mediante un pistón controlado eléctrica o neumáticamente, es capaz de controlar el flujo de aire a través de la porción periférica. Esto puede ayudar a controlar el empuje generado por los chorro de aire desde la salida y desde la parte trasera del módulo.

Se prefiere que la salida pueda abrirse y cerrarse selectivamente para permitir o impedir que la porción de aire de derivación escape a un ángulo respecto al empuje principal o para variar la cantidad de aire de derivación que se permite que escape a través de la abertura. Cuando la salida está cerrada, nada del aire de derivación escapará a un ángulo respecto a la dirección principal del empuje y, por lo tanto, todo el empuje disponible se usa para impulsar el avión hacia delante. Se prefiere adicionalmente que la distancia sobre la que extiende el tabique deflector en la trayectoria de flujo del aire de derivación se controle adicionalmente de forma selectiva. El control del estado de abertura de la abertura y del estado de despliegue del tabique deflector permite variar la cantidad de aire de derivación que se permite que escape a través de la abertura. Eso permite controlar el aire de derivación para dar un grado variado de empuje a un ángulo respecto al empuje principal desde el escape. Subir el tabique deflector aumenta la presión en la parte de la porción periférica, corriente arriba del tabique deflector. El aumento de presión fuerza a una porción del aire de derivación a fluir fuera de la abertura. El aumento en la presión provocado por el tabique deflector no se extiende corriente arriba de la abertura.

Se prefiere también que la orientación relativa del aire a través de la salida pueda controlarse selectivamente. Esto permite controlar la dirección del empuje adicional. Esto puede conseguirse proporcionando toberas, cuya orientación puede controlarse. Por ejemplo, durante el despegue, la tobera puede orientarse de manera que la porción de aire se eyecta generalmente de forma vertical hacia abajo, para aumentar la fuerza ascensional. Se prefiere que el ángulo respecto al eje del módulo mencionado anteriormente sea entre 45 grados y 90 grados. La dirección de la parte del flujo de aire frío que escapa por debajo del módulo tiene, de esta manera, un ángulo entre 0 grados y 45 grados respecto a la dirección vertical y está dirigido hacia atrás.

Se apreciará que puede proporcionarse más de una salida desde el módulo. En este caso, las salidas pueden controlarse independientemente o en común.

Se prefiere que el módulo incluya un separador entre las porciones central y periférica para separar el aire de derivación y el gas de escape caliente. Una ventaja de mantener separados el aire de derivación relativamente frío y el gas de escape relativamente caliente desde las turbinas, y usar una porción del aire de derivación frío solo para producir el empuje direccional, significa que el nivel de ruido global del motor puede mantenerse bajo. Esto significa que el módulo es capaz de producir un componente de empuje direccional a un nivel de ruido mucho menor que en el caso de meramente redirigir todo el flujo de salida del motor o del reactor, de manera que todo el empuje tiene un componente vertical.

Adicionalmente, cuando el empuje direccional se dirige verticalmente, simplemente dirigiendo el aire frío hacia abajo, en lugar del gas de escape caliente desde el motor, hay menos riesgo de quemadura o de dañar de otra manera el suelo o cualquier componente del avión por debajo del motor.

En un ejemplo preferido, el separador está en forma de una red abierta de malla de fibra de ferrita porosa. La red abierta de malla de fibra de ferrita porosa permite que una pequeña porción del gas de escape caliente permee al interior de la red de fibra abierta, a medida que el aire de derivación frío enfría la red.

El uso de un separador de malla entre las porciones central y periférica posibilitará una reducción en el ruido, aunque puede conseguirse mediante una reducción en la energía cinética desde el motor.

Esta forma de separador puede reemplazar las mezcladoras usadas normalmente en motores de turbina. Como el separador preferido puede fabricarse para que sea más ligero que dichas mezcladoras, el peso total del motor puede reducirse. Como alternativa, el separador puede usarse como una etapa corriente arriba de una mezcladora.

El material de fibra de ferrita que forma la malla, preferentemente, consiste en fibras de ferrita de acero inoxidable. La malla se forma preferentemente por sinterización. Las fibras de ferrita preferentemente tienen una longitud media entre 300 y 600 μm , más preferentemente entre 300 y 500 μm y aún más preferentemente entre 300 y 400 μm . La proporción de longitud a diámetro de las fibras preferentemente es entre 6 y 12, más preferentemente entre 6 y 9 y aún más preferentemente entre 6 y 7. Las fibras que tienen una longitud de menos de 300 μm y una proporción de longitud a diámetro de menos de 6 pueden usarse para generar mallas de fibra porosa con una mayor densidad.

Se prefiere que se proporcione un medio para restringir el flujo de fluido a través de la pared del separador. Este medio está adaptado, preferentemente, para permitir que más fluido pase a través de una parte corriente abajo del separador que a través de una parte del separador más corriente arriba que la parte corriente abajo. El medio puede tomar la forma de un manguito que incluye orificios para permitir que una cantidad de aire pase a través del separador.

El manguito puede proporcionarse alrededor del separador, dentro del separador o embebido en el separador. En la porción corriente arriba del módulo, el manguito puede tener pequeños orificios para permitir que una pequeña cantidad de gas caliente permee a través del separador. Permitiendo que solo una pequeña cantidad de gas caliente pase a través del separador se asegura que, en módulos que tienen una salida como se ha descrito anteriormente, la porción de aire de derivación que puede dirigirse fuera de la porción periférica no se calienta excesivamente por el gas caliente. Aguas abajo, las aberturas en el manguito pueden ser de mayor tamaño. El manguito puede ser un material laminar que comprende orificios o un material de malla.

Como alternativa o además del manguito analizado anteriormente, otra manera de ajustar la cantidad de gas que puede pasar a través del separador es proporcionar el separador con una porosidad apropiada para restringir el flujo de fluido a un grado deseado. La porosidad de la malla de fibra porosa en una parte corriente abajo del separador puede elegirse para que sea preferentemente mayor que la porosidad de la malla de fibra porosa, en una parte corriente arriba de la parte corriente abajo. La porosidad de la malla de fibra porosa puede aumentar a lo largo de la longitud del separador en una dirección hacia corriente abajo. Este aumento puede ser un aumento gradual o un aumento escalonado.

El separador está formado, preferentemente, de una pluralidad de porciones dispuestas adyacentes entre sí a lo largo de una longitud del separador. Las propiedades de una de las porciones difieren de las propiedades de otra

- de las porciones. La porosidad de una porción dispuesta en una parte corriente abajo del separador es preferentemente mayor que la porosidad de una porción dispuesta corriente arriba de la porción dispuesta en la parte corriente abajo del separador. Más preferentemente, la porosidad de cada una de las porciones es mayor que la porosidad de una porción adyacente dispuesta adicionalmente corriente arriba. Proporcionar el separador en forma de una pluralidad de porciones permite que, cuando parte del separador se desgasta o se daña, solo es necesario retirar y sustituir una corta longitud del separador. Esto puede ahorrar costes de material y también reduce la cantidad de trabajo implicado para acceder y sustituir la parte del separador cuando se compara con la sustitución de todo el separador.
- El separador, o una o más de las porciones, es preferentemente un anillo que está formado de una pluralidad de segmentos, en el que cada uno de dichos segmentos se extiende alrededor de sólo una fracción de la circunferencia del anillo. Un separador segmentado en dichos segmentos y porciones permite una retirada fácil de un segmento o porción, por ejemplo cuando dicho segmento se daña y haya que sustituirlo.
- Se desvela también un separador anular para separar el flujo de aire de derivación mediante un turborreactor de doble flujo de derivación a partir del flujo de gas caliente del motor. La circunferencia del separador está segmentada en numerosos segmentos a lo largo de al menos parte de la longitud del separador.
- Los segmentos o secciones dispuestas en la parte corriente arriba del separador experimentarán igualmente una mayor temperatura entre los segmentos o secciones dispuestas adicionalmente corriente abajo. Los huecos entre los segmentos y secciones pueden disponerse para que sean mayores en una sección corriente arriba que en una sección corriente abajo, para tener en cuenta las diferencias en la expansión térmica de estas secciones.
- Preferentemente, se proporcionan medios para soportar la red de malla porosa de forma adicional. Estos medios pueden tomar la forma de soportes y/o un manguito dispuesto dentro o fuera de la malla de fibra o embebido en la malla de fibra. Este manguito puede ser el mismo manguito usado para imponer una restricción de flujo de gas en la malla porosa.
- El avión incluye, al menos, dos turborreactores de doble flujo de derivación y módulos. Se prefiere que éstos estén dispuestos simétricamente sobre el avión. Por ejemplo, cuando se proporcionaron dos motores, se prefiere que se proporcione un motor a cada lado del avión. Se prefiere que las salidas del módulo estén controladas de manera que la porción del aire de derivación que fluye a un ángulo desde cada uno de los motores sea la misma. Esto es importante puesto que, de otra manera, hay riesgo de que el componente de empuje direccional pueda hacer dar vueltas o girar el avión. En particular, se prefiere que se proporcionen sensores para detectar la extensión en la que están abiertas las salidas y/o la dirección del flujo de aire a través de las salidas y/o la velocidad del aire que pasa a través de las salidas, para asegurar que son iguales. En el caso de que ocurriera el fallo de un solo motor, o el empuje total o empuje vertical se reduzcan fuera del límite diferencial del 5 % entre los motores, entonces el componente de empuje vertical se retirará del motor que aún funciona o se reducirá en consecuencia.
- Un motor puede montarse por encima o por debajo de las alas. En el caso de motores sobre las alas en los que el módulo está dispuesto para dirigir una porción del aire de derivación a un ángulo respecto al chorro de escape principal, la conducción puede proporcionarse a través del ala del avión, para dirigir la porción del aire de derivación a través del ala para proporcionar el empuje. En este caso, pueden proporcionarse toberas al final del conducto para controlar la dirección del empuje. Con los motores montados bajo el ala o sobre el ala, el flujo de aire de derivación dirigido verticalmente puede purgarse a la atmósfera a través de una o más toberas.
- Una parte del aire de derivación redirigido puede separarse del flujo o del aire de derivación redirigido, por ejemplo a través de una junta en T en el conducto de paso por el ala, y hacerse pasar sobre la superficie superior del ala de avión. El flujo de fluido creado de esta manera, por ejemplo, puede compensar pequeñas irregularidades en el flujo de aire a lo largo de una parte corriente abajo de la superficie inferior del ala, tal como las irregularidades que pueden estar provocadas por la succión a través del hueco entre el borde trasero del ala y el borde delantero de un alerón fijado al ala.
- Se ha reconocido que el flujo de aire dirigido no sólo es útil para crear un empuje vertical sino que también puede dirigirse sobre una superficie superior de una superficie aerodinámica del avión, para crear una fuerza ascensional adicional. Los motores y módulos están dispuestos de manera que al menos parte de la porción del aire de derivación desviado, dirigida fuera de los módulos, fluye sobre al menos parte de una superficie superior de la superficie aerodinámica asociada, al menos cuando el avión viaja a una velocidad determinada. La velocidad determinada es preferentemente la velocidad de pérdida normal del avión, o una velocidad adecuada para el despegue y/o aterrizaje del avión. La porción del aire de derivación puede dirigirse, de esta manera, sobre la superficie aerodinámica en los momentos cuando la fuerza ascensional generada por la porción del aire de derivación es más útil, en concreto durante el despegue o aterrizaje y/o cuando el avión, en circunstancias normales y sin el uso del flujo de aire dirigido, no es capaz de quedar o permanecer suspendido en el aire, en concreto cuando el avión se mueve a una velocidad que es menor que la velocidad de pérdida normal del avión. El término

velocidad de pérdida normal se refiere en el presente documento a la velocidad mínima que el avión tendría que tener para generar suficiente fuerza ascensional para quedar o permanecer suspendido en el aire, sin hacer pasar aire adicional sobre una superficie aerodinámica. Se apreciará que este aspecto de la presente invención, por supuesto, no sólo es útil cuando el avión se mueve a una velocidad cerca de su velocidad de pérdida normal, sino que la ventaja de aumentar la fuerza ascensional puede obtenerse sobre un amplio intervalo de velocidades del avión, tanto por encima como por debajo de la velocidad de pérdida. Redirigiendo el flujo de aire sobre el ala, la velocidad del avión puede reducirse a mayores altitudes de seguridad, y el avión puede volar sin dirección determinada durante periodos prolongados.

El flujo de aire dirigido se usa para atrapar parte del flujo de aire generalmente horizontal que el avión experimenta debido al movimiento horizontal del avión. La porción redirigida del flujo de aire de derivación acelera, por tanto, una parte del flujo horizontal con la que el flujo directo entra en contacto. Esta aceleración puede mejorar, adicionalmente, la fuerza ascensional cuando el flujo de aire acelerado fluye sobre la superficie superior de la superficie aerodinámica.

El módulo está dispuesto preferentemente para que, durante el uso, dirija la porción redirigida del flujo de aire de derivación hacia una parte corriente abajo de la superficie superior de la superficie aerodinámica, más preferentemente hacia un alerón corriente abajo proporcionado sobre la superficie aerodinámica.

El flujo de aire dirigido sólo se activa una vez que el avión ha alcanzado la velocidad predeterminada analizada anteriormente. El avión puede comprender medios dispuestos para provocar que la porción de aire de derivación se dirija fuera del módulo, a un ángulo respecto al eje del módulo, cuando se alcanza la velocidad predeterminada del avión.

De acuerdo con otro aspecto de la presente invención se proporciona un procedimiento de operación de un avión durante el despegue. El procedimiento comprende acelerar el avión a una velocidad predeterminada y empezar a redirigir la porción del aire de derivación una vez que se ha alcanzado la velocidad predeterminada.

Preferentemente, el avión se acelera a la primera velocidad aunque aún está en el suelo, y la redirección de la porción del aire de derivación se inicia también mientras el avión aún está en el suelo. El flujo de fluido dirigido hacia abajo se acciona entonces para proporcionar una fuerza ascensional adicional de ayuda durante el despegue, sin necesidad de aceleración horizontal adicional.

Se prefiere que la abertura del módulo se abra sustancialmente simultáneamente con la subida del tabique deflector del módulo. Para evitar una desaceleración excesiva del avión debida a la reducción de empuje horizontal provocada por la redirección del flujo de aire de derivación, se prefiere que la abertura de la abertura se complete en menos de tres segundos, y que el tabique deflector se suba en el mismo tiempo. El procedimiento puede incluir, adicionalmente, la etapa de aumentar el empuje global producido por el motor del avión para compensar la pérdida en el empuje horizontal provocada por la redirección del aire de derivación.

El flujo de aire dirigido puede interrumpirse después de que el avión quede suspendido en el aire, de manera que todo el flujo de aire de derivación puede usarse de nuevo para generar empuje horizontal. El flujo de aire de derivación redirigido se interrumpe preferentemente después de que el tren de aterrizaje se haya replegado. Realizar la interrupción del flujo de aire dirigido de la misma manera rápida no es tan importante como el establecimiento del flujo de aire, y es aceptable que la abertura se cierre y que el deflector se baje en un marco de tiempo de veinte segundos o mayor.

También es deseable que la dirección en la que escapa el aire de derivación se ajuste, de manera que el aire de derivación se dirija a maximizar la fuerza ascensional. La dirección del flujo de aire dirigido puede ajustarse para conseguir el equilibrio correcto entre el empuje vertical y el arrastre en condiciones de uso, es decir, cuando el aire de derivación frío que escapa interacciona con el flujo de aire horizontal provocado por el movimiento horizontal del avión. Este ajuste podría ser un ajuste que no cambia durante el transcurso de un vuelo y puede realizarlo un técnico antes de un vuelo.

Se desvela también un procedimiento de operación de un avión durante el aterrizaje. El procedimiento comprende aproximarse a una pista a una velocidad de aterrizaje y empezar a redirigir la porción del aire de derivación mientras el avión está suspendido en el aire. La porción redirigida del aire de derivación proporciona un componente de fuerza ascensional que ayuda a mantener el avión suspendido en el aire. Esto puede permitir que la velocidad del avión se reduzca por debajo de la velocidad de pérdida normal que el avión tendría en ausencia del flujo de aire redirigido, mientras el avión aún está suspendido en el aire. La velocidad del avión cuando entra en contacto con el suelo, de esta manera, puede elegirse para que sea menor que la velocidad mínima requerida por el mismo avión en ausencia de flujo de aire redirigido. Esta reducción de velocidad puede reducir la longitud de la pista y/o la cantidad de fuerza de frenado requerida para detener el avión.

El flujo de aire de derivación redirigido se ajusta para producir una cantidad de empuje vertical que es sustancialmente igual a la cantidad de empuje vertical creado por el otro motor. De esta manera, la cantidad de empuje vertical generado por un motor puede ajustarse, por ejemplo, para estar dentro del 5% de la cantidad de empuje vertical generada por el otro motor.

5 Aunque los procedimientos descritos anteriormente puede realizarlos un piloto de forma manual, los inventores han reconocido que es deseable que estos procedimientos puedan realizarse de una manera automática.

Se desvela adicionalmente un producto de programa informático adaptado para realizar uno o más de los procedimientos anteriores cuando se ejecuta. Este producto de programa informático puede tener medios para accionar el tabique deflector en el módulo, medios para abrir y/o cerrar la abertura en el módulo, aunque puede estar conectado también a detectores que detecten la velocidad del avión, de manera que el avión pueda determinar automáticamente cuándo se alcanza la primera velocidad deseada.

10 Preferentemente, sensores adicionales están adaptados para determinar una temperatura ambiente externa, la velocidad del viento local, la altitud de presión y/o la altitud de densidad a la que está localizada la pista. A partir de los datos obtenidos por los sensores el producto de programa informático puede determinar la velocidad aplicable a las condiciones de vuelo particulares en las que la parte del aire de derivación debería redirigirse. Por supuesto, no es esencial que dicha determinación se haga para cada vuelo, y también está prevista una situación en la que la determinación se hace una vez para un avión dado, por ejemplo después de completarse la fabricación del avión, y posiblemente basada en datos obtenidos con sensores no incorporados en el avión.

Breve descripción de los dibujos

20 La presente invención se describirá ahora a modo de ejemplo con referencia a los dibujos adjuntos en los que:

La Figura 1A muestra una vista en perspectiva de un módulo ejemplar para su uso en la presente invención;

La Figura 1B muestra una vista lateral en sección del módulo de la Figura 1A;

La Figura 1C muestra una vista inferior en sección del módulo de las Figuras 1A y 1B;

25 La Figura 1D muestra una vista en sección transversal del módulo a lo largo de la línea 1D-1D mostrado en las Figuras 1B y 1C;

La Figura 1E muestra una vista lateral en sección de un módulo adicional que comprende un manguito alrededor del núcleo caliente;

La Figura 1F muestra una vista frontal del módulo de las Figuras 1A a 1C;

La Figura 1G muestra detalles del tabique deflector;

30 La Figura 2 muestra los resultados de una simulación de la distribución de presión en un módulo que comprende un núcleo caliente poroso;

La Figura 3 muestra una vista en perspectiva de un núcleo caliente/tubo central;

La Figura 4 muestra un diagrama de un avión preferido;

35 La Figura 5A muestra una distribución de velocidad alrededor de las alas del avión mostrado en la Figura 4 en un modo operativo en el que no hay flujo de aire de derivación que escape en la dirección descendente;

La Figura 5B muestra una distribución de presión alrededor de las alas del avión mostrado en la Figura 4 en un modo operativo en el que no hay flujo de aire de derivación que escape en la dirección descendente;

La Figura 6A muestra una distribución de velocidad alrededor de las alas del avión mostrado en la Figura 4 en un modo operativo adicional en el que el flujo de aire de derivación escapa en la dirección descendente;

40 La Figura 6B muestra una distribución de presión alrededor de las alas del avión mostrado en la Figura 4 en un modo operativo adicional en el que el flujo de aire de derivación escapa en la dirección descendente;

La Figura 7 muestra una disposición en la que parte del flujo de aire frío se dirige sobre el ala superior del avión mostrado en la Figura 4; y

La Figura 8 muestra un diagrama de cuerpo libre del avión mostrado en la Figura.

45

Descripción detallada de los ejemplos preferidos

Las Figuras 1A, 1B y 1C muestran un módulo 10 para su uso con un avión de acuerdo con un ejemplo de la presente invención. El avión comprende un turborreactor de doble flujo de derivación, tal como los turborreactores de doble flujo de derivación disponibles en Honda (<http://world.honda.com/AircraftEngines/>), que no se muestra en estas figuras.

Los turborreactores de doble flujo de derivación convencionalmente incluyen un ventilador de entrada que fuerza el aire frío hacia el motor. Aguas abajo del ventilador de entrada, los turborreactores de doble flujo están segmentados en un motor principal central y una región de flujo de derivación anular que rodea el motor principal. El motor principal está encerrado en una cubierta interna. Se proporciona una cubierta externa fuera de la cubierta interna. Las cubiertas interna y externa definen un canal anular de derivación externo, a través del cual una parte del aire frío puede fluir hacia el extremo de cola del motor. Otra parte del aire frío, transportado al interior del motor por el ventilador de entrada, fluye hacia el interior del motor principal y se usa en el procedimiento de combustión del motor principal.

El motor principal incluye un compresor en el extremo corriente arriba del motor, que comprime el aire introducido en el motor por el ventilador de entrada, una sección de combustión en la que el combustible se quema provocando el calentamiento y expansión del aire comprimido, y una turbina que se hace girar mediante el aire comprimido calentado. La rotación de la turbina se usa para accionar el ventilador de entrada y el compresor.

El módulo 10 está dispuesto para acoplarse a un extremo corriente abajo del turborreactor de doble flujo de derivación y comprende una tapa 20 para controlar el flujo tanto del gas caliente que escapa de la parte trasera del motor principal como del aire de derivación frío hacia el interior del módulo 10. La tapa 20 está dispuesta de manera que puede acoplarse a la cubierta interna del motor, de una manera que mantiene la separación entre el gas de escape a alta temperatura, que ha pasado a través del motor principal, y el aire de menor temperatura y alta velocidad que se ha desviado del motor principal. Puede proporcionarse adicionalmente un revestimiento aerodinámico fuera de la parte de cubierta externa 28 para potenciar la aerodinámica del módulo 10.

Una parte de cubierta externa 22 de la tapa 20 está dispuesta de manera que pueda conectarse a la cubierta externa del motor sin restringir el flujo de aire frío desde el motor. Una parte de cubierta interna 24 de la tapa 20 está dimensionada de manera que puede conectarse a la cubierta interna del motor sin restringir el flujo de aire de la región de flujo de derivación del motor o del motor principal. Se proporciona adicionalmente una parte central 26. Esta parte central 26 define el área de flujo eficaz disponible para transportar el gas caliente desde el motor principal. La sección transversal del área de flujo definida por la parte de cubierta externa 22 y por la parte de cubierta interna 24 y la sección transversal del área de flujo definida por la parte de cubierta interna 24 y la parte central 26 se eligen de manera que su proporción sea sustancialmente igual que la proporción de las áreas de flujo de sección transversal correspondientes del motor.

Aguas abajo de la parte de cubierta interna 24 hay un tubo central o núcleo caliente 12 al que está conectada la parte de cubierta interna 24. El tubo central/núcleo caliente 12 separa sustancialmente el gas caliente del flujo de aire frío como se describirá con más detalle a continuación. La parte de cubierta externa 22 se extiende hacia el interior de una parte de cubierta 28 que rodea el tubo central/núcleo caliente 12 y define un canal de derivación de aire frío 14. Se proporciona una tobera 19 para guiar y acelerar tanto el flujo de gas caliente como frío desde el extremo corriente abajo del módulo 10. No se proporciona un separador que separe los flujos de gas caliente y frío en la tobera 19.

El tubo central/núcleo caliente 12 está montado dentro de la parte de cubierta 28 mediante soportes 30 espaciados radial y longitudinalmente, como se indica en las Figuras 1B y 1C y se muestra en detalle en la vista en sección transversal de la Figura 1D. Los soportes 30 comprenden una superficie de sustentación en contacto con el exterior del tubo central/núcleo caliente 12. Además, una parte del soporte 30 se extiende desde el exterior del tubo central/núcleo caliente 12 a través de la pared del tubo central/núcleo caliente 12 y entra en contacto y sostiene una superficie interna del tubo central/núcleo caliente 12.

En la disposición mostrada en la Figura 1E el tubo central/núcleo caliente 12 está contenido dentro de y soportado por una carcasa 45, indicada por la línea discontinua en la Figura 1E, que puede ser una malla o una lámina perforada. La carcasa 45 puede estar hecha de acero inoxidable. Las aberturas en la carcasa 45 pueden tener un mayor tamaño a lo largo de la longitud de la carcasa 45, hacia el extremo corriente abajo del motor.

Como se muestra en las Figuras 1B y 1C, hay una abertura 17 proporcionada en la parte de cubierta 28 del módulo 10, que proporciona comunicación fluida entre el canal de derivación de aire frío 14 y el exterior del módulo 10. La abertura 17 incluye un cierre, tal como por ejemplo un cierre 21 de tipo iris como se muestra en la Figura 1C, que permite que la abertura 17 se abra y cierre selectivamente. Cuando el cierre es tal como un cierre de tipo iris, puede abrirse y cerrarse mediante un accionador rotatorio (no mostrado). La abertura 17 está en comunicación fluida con

un conducto 32. El conducto 32 ilustrado en las Figuras 1A y 1B está en ángulo en una dirección hacia atrás 10 grados respecto a la dirección vertical. Una tobera 23 (mostrada con líneas discontinuas en la Figura 1E) puede proporcionarse adicionalmente para cambiar la dirección del flujo de aire de derivación redirigido. El flujo de aire de derivación, por ejemplo, puede tener una dirección entre 0 grados y 45 grados respecto a la dirección vertical cuando sale del conducto 32 o de la tobera 23 asociada con el conducto 32.

Se proporciona un tabique deflector 18 corriente abajo de la abertura 17. En una disposición, el tabique deflector está situado en una sección rebajada 33 mostrada en las Figuras 1A a C de la parte de cubierta 28, de manera que no presenta ninguna resistencia al flujo del aire de derivación frío en el canal de derivación de aire frío 14 cuando el tabique deflector 18 está bajado. Se proporciona un pistón 16 para subir el tabique deflector 18 hacia el canal de derivación de aire frío, de manera que provoque una obstrucción en el flujo de aire de derivación frío en el canal de aire de derivación 14.

En la realización preferida ilustrada el tabique deflector 18 está formado por cinco pétalos 34 que solapan, como se muestra mejor en las Figuras 1F y 1G. El pistón 16 está dispuesto para entrar en contacto con el pétalo central de estos cinco pétalos 34 y ejercer una presión dirigida hacia arriba sobre este pétalo central 34. Esto eleva el pétalo central así como los pétalos restantes lejos de la parte de cubierta 28, debido al intercalado de los pétalos 34. Como se muestra en las Figuras 1B, 1E y 1F, los pétalos 34 pueden extenderse hasta que sus extremos libres entran sustancialmente en contacto con la superficie externa del núcleo caliente/tubo central 12.

Puede verse a partir de la Figura 1F que el tabique deflector 18/pétalos 34 se extienden sólo alrededor de una parte de la circunferencia del canal de flujo de derivación de aire frío 14. En la realización ilustrada, los tabiques deflectores 18 se extienden alrededor de un cuarto de la circunferencia del canal de derivación de aire frío 14. Extender totalmente los pétalos 34 hasta que entran en contacto con un tubo central/núcleo caliente 12 no puede conducir a una obstrucción completa del canal de aire de derivación de aire frío 14.

Las simulaciones han demostrado que cuando la abertura 17 está abierta mientras el tabique deflector 18 está bajado, la cantidad de aire que fluye a la purga es mínima. Sin embargo, cuando el tabique deflector 18 se sube y el cierre 17 se abre simultáneamente, la velocidad del aire que fluye hacia el conducto 32 es considerable. Los ensayos han confirmado también que el aumento de presión creado corriente arriba del tabique deflector 18 mediante la subida del tabique deflector 18 se extiende hasta el cierre 17 abierto, tras lo cual se disipa en el conducto 32. Esto evita el retroceso al motor de derivación.

La Figura 2 ilustra la distribución de presión en el módulo 10 cuando el tabique deflector 18 está levantado, para estar en contacto con el tubo central/núcleo caliente 12 y cuando el cierre 17 está abierto. Puede verse a partir de esta figura que la presión inmediatamente corriente arriba del tabique deflector 18 ha aumentado en gran medida. Este aumento de presión provoca que el aire de derivación escape a través de la abertura 17. Puede verse adicionalmente que la presión acumulada no se propaga de vuelta al motor, lo que podría provocar una sobrepresión. En lugar de ello, la presión inmediatamente corriente arriba de la abertura 17 es menor que la presión diametralmente opuesta de la abertura 17.

Volviendo ahora al funcionamiento del módulo 10, durante el uso un chorro de gas de escape caliente desde la turbina/motor principal pasa a lo largo del interior del tubo central/núcleo caliente 12, y escapa a través del extremo corriente abajo del tubo central/núcleo caliente 12. Cuando la abertura 17 está cerrada y los tabiques deflectores 18 están alineados con el interior de la parte de cubierta 28, entonces el aire de derivación frío del motor fluye sin impedimentos a través del anillo de derivación de aire frío 14. En esta configuración, la totalidad del flujo de aire a través del módulo 10 escapa en el extremo corriente abajo del módulo 10 a través de la tobera 19, junto con el gas caliente que fluye a través de la parte central del módulo 10 definida por el tubo central/núcleo caliente 12. En esta configuración, la totalidad del flujo de aire caliente a través del canal de aire de derivación 14 se usa para crear empuje horizontal.

Las Figuras 1B y 2 muestran el módulo 10 en un segundo modo de operación diferente, en el que la abertura 17 está al menos parcial o totalmente abierta. En esta configuración, una parte del aire de derivación frío que pasa a través del canal 14 se desvía para que pase a través de la abertura 17 como flujo de aire 36, como se indica mediante las flechas en la Figura 1B. Este flujo de aire 36 estará a una alta velocidad, puesto que el flujo de aire 36 está ramificado desde el aire de derivación de alta velocidad dirigido al interior del motor por el ventilador. Los modelos informáticos iniciales que evalúan las condiciones en el interior del módulo 10 han demostrado que se dan velocidades de gas de más de 350 m s^{-1} . Debido a la velocidad del flujo de aire ramificado 36, el flujo de aire ramificado 36 es capaz de generar empuje. Como el flujo de aire 36 se dirige a un ángulo respecto al flujo de gas de escape principal, el flujo de aire 36 es capaz de generar un componente de empuje en una dirección diferente a la del empuje principal producido por el motor. Controlando la altura del tabique deflector 18 y la abertura de la salida 17, puede controlarse el flujo de aire a través del canal de aire de derivación 14 y, de esta manera, el flujo de aire a través de la salida 17. En este modo de operación, una parte del flujo de aire frío se usa para generar fuerza ascensional, mientras que el resto del flujo de aire frío se usa para crear empuje horizontal, como puede verse a

partir de la Figura 1B. La totalidad del flujo de gas caliente, por supuesto, se usa para la generación de empuje horizontal.

A continuación se describirá la arquitectura de un tubo central/núcleo caliente 12 preferido, con más detalle. En la Figura 3 se muestra en detalle una disposición de un tubo central/núcleo caliente 12. Como se observa en la Figura 3, el tubo central/núcleo caliente 12 está formado por cuatro secciones anulares 38, 40, 42 y 44 que están dispuestas en serie a lo largo del eje longitudinal del módulo 10. Cada una de las secciones anulares 40, 42 y 44 está formada por tres segmentos 46. Cada segmento 46 se extiende sobre un tercio de la circunferencia total del tubo central/núcleo caliente 12, proporcionándose huecos 48 adyacentes a los segmentos 46. Estos huecos permiten la expansión térmica de los segmentos 46 bajo la influencia de calor. Los huecos 48 proporcionados corriente arriba del tubo central/núcleo caliente 12 son más anchos que los huecos proporcionados adicionalmente corriente abajo. Esto es ventajoso puesto que ocurre un aumento en la cantidad de expansión de los segmentos 46 corriente arriba del tubo central/núcleo caliente 12 que corriente abajo, debido a las mayores temperaturas corriente arriba. La sección corriente arriba 38 está asegurada de forma fija en su sitio. Se proporciona una tapa terminal cargada con resorte (no mostrada) corriente abajo de la sección 44 para restringir el movimiento longitudinal corriente abajo de las secciones 38, 40, 42 y 44. La carga con resorte de esta tapa terminal permite la expansión térmica de las secciones 38, 40, 42 y 44 en la dirección longitudinal.

Los segmentos 46 se mantienen en su sitio mediante los soportes 30 analizados anteriormente con referencia a la Figura 1D. El uso de estos soportes 30 y la presencia de huecos 48 permiten una fácil retirada y sustitución de un segmento 46 en el caso de que el segmento se dañe.

En un módulo 10 típico, el gas caliente que fluye al interior del tubo central/núcleo caliente 12 puede alcanzar temperaturas de 800 Kelvin y velocidad de flujo de más de 350 m s^{-1} . La fibra de ferrita que se ha encontrado que proporciona buen rendimiento en estas condiciones son fibras hechas de acero inoxidable SS 304 y/o SS 434 que tienen una longitud media de fibra de entre 300 y 600 μm y una proporción de longitud de fibra a diámetro entre 6 y 12, y se sinterizan juntas a una presión de 0,001 mbar, a una temperatura de 1100-1250 grados centígrados. Normalmente, se encuentra que es suficiente un tiempo de sinterización de aproximadamente 2-3 horas. Las fibras que tienen una longitud media de entre 300 y 400 μm y una proporción de longitud a diámetro de 6 a 7, por ejemplo, permiten producir una densidad relativa del 25 al 30%. La densidad relativa puede disminuir aumentando la longitud de fibra media y/o aumentando la proporción de longitud a diámetro de las fibras. Un aumento en la densidad relativa puede conseguirse usando fibras más cortas y/o fibras que tienen una menor proporción de longitud a densidad. Para aumentar adicionalmente la densidad relativa es posible comprimir también la red de fibra porosa después de la sinterización. Los materiales mencionados, sin embargo, sólo son materiales ejemplares y, por supuesto, está previsto también el uso de otros materiales adecuados para soportar las condiciones medioambientales encontradas en el módulo 10.

Las porosidades de las secciones anulares 38, 40, 42 y 44 de la realización mostrada en la Figura 3 difieren en que la porosidad de las secciones anulares localizadas corriente abajo es mayor que la porosidad de las secciones anulares localizadas adicionalmente corriente arriba. Una manera de definir la porosidad de las secciones anulares 38, 40, 42 y 44 es expresar su porosidad en términos de densidad relativa. La densidad relativa de un objeto puede calcularse dividiendo la masa de un volumen de un objeto por la masa de un bloque sólido del material que constituye el objeto, con lo que el bloque sólido tiene el mismo volumen que el volumen del objeto. Un centímetro cúbico de SS 304, por ejemplo, puede pesar 8 gramos. La densidad relativa de una sección hecha de SS 304 puede determinarse dividiendo la masa de un centímetro cúbico de la sección por este valor.

En la realización preferida mostrada en la Figura 3, la masa de un centímetro cúbico de la sección 38 es 7,2 gramos y, por lo tanto, puede decirse que esta sección tiene una densidad relativa del 90%. Las masas de un centímetro cúbico de las secciones 40, 42 y 44 son 4,8 gramos, 3,2 gramos y 2,4, respectivamente. Por lo tanto, puede decirse que estas secciones tienen densidades relativas del 60%, 40% y 30%, respectivamente.

La densidad relativa de una sección, por ejemplo, puede ajustarse mediante una elección apropiada de las dimensiones de la fibra. Una densidad relativa del 25-30%, por ejemplo, puede conseguirse sinterizando fibras que tienen una longitud de fibra media entre 300 y 400 μm , y una proporción de longitud de fibra a diámetro de fibra de aproximadamente de 6 o 7. Pueden conseguirse densidades relativas menores eligiendo fibras más largas y/o proporciones más altas entre la longitud de la fibra y el diámetro de la fibra. Pueden conseguirse densidades relativas más altas eligiendo fibras más cortas y proporciones menores entre la longitud de la fibra y el diámetro de la fibra. La densidad relativa del material de fibra sinterizada, por ejemplo, puede aumentar adicionalmente comprimiendo el material de fibra sinterizada para inducir la deformación plástica.

Puede verse a partir de las Figuras 1B y 1C que la sección 38, que es la sección con la menor porosidad, se extiende a través de y adicionalmente corriente abajo de la abertura 17. Sólo una cantidad limitada de aire caliente puede fluir entonces del interior del tubo central/núcleo caliente 12 al anillo de flujo de aire frío 14 en el extremo corriente arriba del tubo central/núcleo caliente 12. La temperatura del aire que puede escapar del conducto 32, de

esta manera, no aumenta significativamente debido al entremezclado del aire de derivación frío con el aire caliente del motor principal. Esto protege los objetos que entran en contacto con el flujo de aire que escapa del conducto 32 del daño térmico. En una disposición alternativa, la sección 38 no está formada por un material fibroso sino que, en lugar de ello, está formada por un material sólido que evita completamente el flujo de gas caliente al interior del anillo de flujo de derivación.

La naturaleza porosa del tubo central/núcleo caliente 12 da lugar a numerosas ventajas. Partes del gas caliente y frío fluyen al interior y exterior del tubo central/núcleo caliente 12, por ejemplo pueden cruzar la pared del tubo central/núcleo caliente 12 con mayor facilidad a medida que progresan adicionalmente hacia abajo, debido al aumento de porosidad del tubo central/núcleo caliente 12. Esto permite el entremezclado de los gases y, de esta manera, una reducción en la disparidad en las temperaturas de los gases caliente y frío. Este efecto, por supuesto, está ayudado adicionalmente por una buena conductividad de temperatura del material que constituye el tubo central/núcleo caliente 12.

Las condiciones de temperatura encontradas en el módulo 10, que es un módulo que comprende un tubo central/núcleo poroso 12, y las condiciones de temperatura encontradas en un módulo de dimensiones equivalentes pero usando un núcleo caliente no poroso suave, se determinaron usando simulación por ordenador. Ambos módulos se evaluaron en el estado operativo en el que el cierre 17 está cerrado y el tabique deflector 18 está bajado. La mayor temperatura se encuentra en los módulos, en la parte central del flujo de aire caliente, que están espaciados del núcleo caliente. La longitud y diámetro de esta parte más caliente del flujo de aire caliente que se extiende corriente abajo/afuera de la tobera 19 se encontró que se reducía considerablemente cuando se usaba el núcleo caliente poroso. La temperatura máxima del aire que escapa de la tobera 19 del módulo 10, usando un tubo central poroso/núcleo caliente 12, se reduce en 30 a 40 Kelvin cuando se compara con la temperatura máxima que escapa de un módulo usando un núcleo caliente no poroso. Esto corresponde a una reducción en la temperatura de hasta el 5%. Al mismo tiempo, la temperatura del flujo de aire de derivación, por supuesto, aumenta debido al calor que se conduce a través de la pared del tubo central/núcleo caliente 12 y debido al intercambio de gas caliente y frío que fluye a través de la pared del tubo central/núcleo caliente 12.

Como se ha analizado en la sección de antecedentes, el contacto repentino del aire caliente que escapa del módulo 10 con el aire frío provoca una rápida expansión del aire frío y, de esta manera, un aumento en el nivel de ruido generado por la combinación del motor y el módulo 10. Como se ha analizado anteriormente, la temperatura del gas caliente que escapa por un módulo 10 usando un tubo central poroso/núcleo caliente 12, por ejemplo el tubo central/núcleo caliente 12 mostrado en la Figura 3, se reduce. Debido a esta reducción en la temperatura máxima la discrepancia en temperatura entre el flujo de gas caliente y el flujo de aire frío se reduce. La expansión del flujo de aire frío cuando entra en contacto con el flujo de aire caliente, de esta manera, es menos rápida. La expansión del aire ambiente frío cuando entra en contacto con el gas de escape también es menos rápida y, de esta manera, la cantidad global de ruido generado por el módulo 10 usando el tubo central poroso/núcleo caliente 12 se reduce. Una reducción adicional en la temperatura máxima del gas de escape que entra en contacto con el aire ambiente puede conseguirse proporcionando una mezcladora, tal como una mezcladora usada habitualmente en los motores de aviones, corriente abajo del tubo central/núcleo caliente 12 para mezclar los flujos de gas caliente y frío.

Se ha encontrado, además, que el uso de un tubo central poroso/núcleo caliente 12 en el módulo 10 proporciona una cantidad ventajosa de atenuación del ruido generado por el motor que, en ausencia del tubo central poroso/núcleo caliente 12, se transmitiría del interior del tubo central/núcleo caliente 12 a su exterior. En unos experimentos, el ruido representativo del ruido del motor que se encontraría en el módulo 10 se introdujo en el extremo corriente arriba del tubo central/núcleo caliente 12. Se descubrió que el tubo central/núcleo caliente 12 atenúa la intensidad del ruido de este ruido en hasta 10 dB. Estos 10 dB en el ruido, por supuesto, corresponden a una reducción del 50% en la cantidad del ruido transmitido al exterior del tubo central/núcleo caliente 12. Se apreciará que esta reducción es significativa.

Una ventaja adicional que surge del uso de un tubo central poroso/núcleo caliente 12 es que, cuando se levanta el tabique deflector 18, el aire frío puede pasar alrededor del tabique deflector 18 de una manera rápida, y fluir al menos parcialmente al interior del tubo central/núcleo caliente 12. Esto no es posible cuando se usa un tubo central no poroso y, en este caso, el aire de derivación frío se desvía por el tabique deflector 18 y fluye alrededor del tubo central/núcleo caliente 12. Un flujo de aire desviado que fluye alrededor del tubo central/núcleo caliente 12 en una dirección se encuentra con un aire desviado adicional que fluye alrededor del tubo central/núcleo caliente 12 en la otra dirección, en una posición corriente abajo y diametralmente opuesta del tabique deflector 18. Las simulaciones por ordenador han demostrado que esto puede conducir a un aire que fluye a una velocidad supersónica diametralmente opuesta del tabique deflector 18. Esto puede dar lugar a problemas de estabilidad, que se evitan mediante el tubo central poroso/núcleo caliente 12 de la realización preferida.

Las velocidades de flujo encontradas en el módulo 10, que es un módulo que comprende un tubo central poroso/núcleo caliente 12, las condiciones de temperatura de un módulo de dimensión equivalente, pero usando un

núcleo caliente no poroso suave, se determinaron usando simulación por ordenador. Ambos módulos se evaluaron de nuevo en el estado operativo en el que el cierre 17 está cerrado y el tabique deflector 18 está bajado. La velocidad de flujo de gas máxima en el anillo 14 del módulo que comprende el tubo central no poroso/núcleo caliente 12 es 336 m s^{-1} y ocurre diametralmente opuesta y un tanto corriente abajo del tabique deflector 18. La velocidad de flujo de gas máxima en el módulo que comprende el núcleo caliente poroso ocurre aproximadamente en la misma localización pero es sólo de 310 m s^{-1} , que es aproximadamente un 8% menor que la velocidad de flujo de aire máxima encontrada en un módulo que usa un núcleo caliente no poroso.

El módulo 10 descrito con relación a las Figuras 1A a 1C tiene una longitud global de 2,8 m. La parte de cubierta externa 28 tiene un diámetro externo de 52 cm. El tubo central/núcleo caliente 12 tiene un diámetro externo de 39 cm, y es de 32 mm de espesor. El espaciado entre la superficie externa del tubo central/núcleo caliente 12 y la superficie interna de la parte de cubierta externa 28 es de aproximadamente 1,2 cm. El núcleo caliente se extiende hacia atrás sobre 1,7 m, medido desde la cara delantera de la tapa 20. Cada una de las secciones anulares 40, 42 y 44 es de aproximadamente 37 cm de longitud. La sección anular 38 tiene una longitud de aproximadamente 14 cm. Cada segmento 46 se extiende sobre 120 grados de la circunferencia total del tubo central/núcleo caliente 12.

En el módulo 10, la abertura 17 está localizada aproximadamente 30 cm corriente abajo de la cara delantera de la tapa 20 y los tabiques deflectores 18 están centrados a aproximadamente 105 cm corriente abajo de la cara delantera de la tapa 20. Se ha descubierto que los pétalos 34, que tienen una longitud de aproximadamente 170 mm, proporcionan una presión satisfactoria acumulada en el anillo de flujo de aire frío 14. El tabique deflector 18 se extiende alrededor de un cuarto de la circunferencia del canal de derivación de aire frío 14. El conducto 38 tiene un diámetro de aproximadamente 19 cm y está a un ángulo en la dirección hacia atrás de 10 grados desde la dirección vertical.

Volviendo ahora a la manera en la que están dispuestos el motor y el módulo 10 en un avión 50, como se muestra en la Figura 4, en un ejemplo preferido, se proporcionan dos motores en el avión 50, estando proporcionado un motor en o bajo cada una de alas del avión, estando dispuestos simétricamente con respecto al eje central del avión 50. Montando los motores simétricamente de esta manera se evita el vaivén o alabeo del avión durante el uso.

En el caso de motores montados sobre el ala, la salida 17 de cada uno de los módulos está conectada a un conducto que pasa a través del ala en la que está montado el motor. De esta manera, cuando la salida 17 está abierta y una porción del aire de derivación se dirige a través de la abertura 17, el chorro de aire de derivación redirigido 36 es capaz de pasar a través de las alas y, generalmente, verticalmente hacia abajo. En este caso, se prefiere que la salida 17 escape a un conducto que termina con una o más toberas, tal como una tobera 23, en el lado inferior del ala a través de la cual se dirige el flujo del aire. Cuando el motor está montado bajo el ala, la salida 17 puede proporcionarse con una o más toberas que están dirigidas generalmente hacia abajo.

Durante el uso, cuando el avión va a despegar, los tabiques deflectores 18 se suben y el iris se abre para abrir la salida 17. De esta manera, el gas caliente que escapa del motor, y una proporción del aire de derivación frío se eyectan desde la parte trasera del motor para proporcionar empuje hacia delante, mientras que una porción del aire de derivación frío se dirige a través de la salida 17 y el conducto 32 en el área inferior de las alas o motores, para proporcionar un elemento de empuje vertical. Este elemento de empuje vertical ayudará al despegue del avión, permitiendo que el avión despegue a una menor velocidad y, por lo tanto, requiera una pista más corta. Cuando el avión está suspendido en el aire, los tabiques deflectores 18 pueden bajarse y la salida 17 cerrarse cerrando el iris. De esta manera, todo el empuje disponible a partir de aire caliente y frío se eyecta desde la parte trasera del módulo y por lo tanto proporciona empuje hacia delante.

La fuerza ascensional total conseguida por un avión depende de numerosos factores. Uno de estos factores es, por supuesto, la velocidad horizontal del avión. Un factor adicional es el diseño de las superficies aerodinámicas del avión. El avión 50 ilustrado en la Figura 4 comprende dos alas principales 52 a las que está ajustado cada uno del motor/módulo 10 y un par de segundas alas o superficies aerodinámicas 54. Estas superficies aerodinámicas 54 están dispuestas por debajo de las alas principales 52 y están situadas ligeramente hacia atrás respecto a los centros de las alas principales 52, como puede verse a partir de las Figuras 5A, 5B, 6A y 6B. Los motores y los módulos 10 están montados encima de las alas principales 52 y el conducto (no mostrado) de los módulos 10 se extiende a través de las alas principales 52, de manera que una parte del flujo de aire de derivación pueda escapar a las áreas por debajo de las alas principales 52.

Las Figuras 5A y 5B ilustran el avión 50 en un modo operativo en el que no hay flujo de aire de derivación que escape en la dirección descendente. Los números que rodean la superficie aerodinámica 54 en la Figura 5A son velocidades de flujo en m s^{-1} y pueden conseguirse durante el despegue a 50 nudos. Los números que rodean la superficie aerodinámica 54 en la Figura 5B son valores de presión en Pascales medidos respecto a la presión atmosférica circundante. La superficie aerodinámica 54 ilustrada tiene un coeficiente de fuerza ascensional de 0,48.

Las Figuras 6A y 6B ilustran el avión 50 en un modo operativo en el que el flujo de aire de derivación escapa en la dirección descendente a través del conducto 32 del módulo 10 y a través del ala 52. Los números que rodean la superficie aerodinámica 54 en la Figura 6A, de nuevo, son velocidades de flujo en m s^{-1} . Como puede verse, la velocidad de flujo del aire que escapa del módulo 10 es considerablemente mayor que la velocidad del flujo de aire debida al movimiento horizontal del avión. El chorro de aire que escapa del módulo 10 se dirige hacia la parte corriente abajo de la superficie aerodinámica 54. Puede verse también, a partir de una comparación de las Figuras 5A y 6A, que la velocidad del aire en el centro de la superficie superior de la superficie aerodinámica 54 aumenta de 30 m s^{-1} a 40 m s^{-1} cuando se proporciona el chorro de aire desde el módulo 10. Esto se debe al arrastre o impulsión /aceleración del flujo de aire horizontal sobre una superficie aerodinámica 54 mediante el chorro de aire que escapa del módulo 10.

La Figura 6B muestra la distribución de presión alrededor de la superficie aerodinámica 54. Los números que rodean la superficie aerodinámica 54 en esta figura son de nuevo valores de presión en Pascales, medidos respecto a la presión atmosférica circundante. Como puede verse claramente, la diferencia en las presiones de aire por encima y por debajo de la superficie aerodinámica 54 aumenta notablemente cuando se compara con la distribución de presión de la Figura 5B. Este aumento en la diferencia de presión se manifiesta por un aumento de la fuerza ascensional obtenida a partir de la superficie aerodinámica 54 y el coeficiente de fuerza ascensional conseguido con la superficie aerodinámica es de 1,940 en la configuración mostrada en las Figuras 6A y 6B. Dirigiendo el chorro de aire del módulo 10 de manera que choque con una parte de la superficie aerodinámica inferior 54, preferentemente en una parte corriente abajo de esta superficie aerodinámica 54, incluso más preferentemente hacia el borde corriente abajo del alerón corriente abajo asociado con la superficie aerodinámica 54, se consiguió de esta manera un aumento en el coeficiente de la fuerza ascensional de más del 300%. El chorro de aire proporcionado por el módulo 10, de esta manera, no solo proporciona un elemento de empuje vertical cuando se escapa del conducto 32 bajo el ala 52, sino que también sirve para potenciar la fuerza ascensional obtenida desde la superficie aerodinámica 54.

Las alas 52 mostradas en las Figuras 5A, 5B, 6A y 6B tienen una profundidad horizontal/longitud de cuerda de 3,8 m y una proporción de espesor a cuerda del 15%. El ala 52 tiene una incidencia de 2 grados y el alerón asociado con el ala 52 es un alerón Fowler ranurado de 35 grados, individual. La superficie aerodinámica 54 tiene una profundidad/longitud de cuerda de 3 m y una proporción de espesor a cuerda del 21%. La superficie aerodinámica 54 tiene una incidencia de 2 grados y el alerón asociado con la superficie aerodinámica 54 es un alerón plano de 20 grados. La superficie superior del ala 52 está espaciada verticalmente de la superficie superior de la superficie aerodinámica 54 por 2 m y el borde delantero de la superficie aerodinámica 54 se ajusta a 1,4 m desde el borde delantero del ala 52. El ángulo al que el aire se escapa del conducto 32 es de 25 grados.

En la realización mostrada en la Figura 7, una pequeña parte 58 del flujo de aire que escapa a través del conducto 32 desde el módulo 10 se toma desde el flujo de aire, de manera que no se escapa hacia abajo hacia la superficie aerodinámica 54. En lugar de ello, esta parte del flujo de aire se escapa a través de una abertura 56 en la superficie superior del ala 52, de una manera que aumenta la velocidad del aire por encima del ala 52. Este aumento en la velocidad del aire aumenta la cantidad de fuerza ascensional obtenida desde el ala 52. La parte del flujo de aire puede tomarse desde el conducto 32, proporcionando una junta en T 60 en el conducto 32, que permita la extracción de una pequeña cantidad de flujo de aire. El flujo de aire eyectado nominal 56 puede compensar pequeñas irregularidades en el flujo de aire a lo largo de la parte corriente abajo de la superficie inferior del ala 52, provocadas por la succión a través del hueco entre el borde trasero del ala 52 y el borde delantero del alerón fijado al ala 52.

Volviendo ahora al funcionamiento del avión 50, el avión 50 por ejemplo puede hacerse funcionar durante el despegue acelerando el avión a una velocidad horizontal en la que el flujo horizontal de aire provocado por la rodadura del avión proporciona una cantidad de fuerza ascensional. En esta primera fase de despegue todo el flujo de aire de derivación frío se usa para generar empuje horizontal. Una vez que se consigue una velocidad predeterminada, el tabique deflector 18 del módulo 10 se levanta y la abertura 17 se abre, de manera que parte del flujo de aire de derivación frío escapa a través del conducto 32, creando de esta manera una fuerza ascensional vertical adicional y provocando que el avión pierda contacto con el suelo, en lugar de tener que crear esta fuerza ascensional adicional acelerando adicionalmente sobre la pista y, de esta manera, requiere una pista significativamente más larga. Preferentemente, el tabique deflector 18 se sube mientras la abertura 17 está abierta. Una vez que el avión está suspendido en el aire, el tren de aterrizaje se repliega, provocando una reducción en la resistencia aerodinámica y, de esta manera, una aceleración adicional del avión. Una vez que el avión ha ganado suficiente altura el tabique deflector 18 se baja y la abertura 17 se cierra, de manera que todo el flujo de derivación de aire frío se usa de nuevo para crear empuje horizontal.

Se prefiere que, una vez que se consigue la velocidad predeterminada o la fuerza ascensional predeterminada, el tabique deflector 18 se levante de una manera rápida y la abertura 17 se abra también rápidamente. En la realización preferida, el tabique deflector 18 se levanta cuando la abertura 17 está abierta en menos de tres

segundos. Hacer esto proporcionará un impulso inmediato de empuje vertical antes de que la reducción en el empuje horizontal provocada por la redirección de la porción del aire de derivación frío al conducto 32 reduzca el grado de aceleración horizontal del avión. Este impulso, si se aplica en el momento correcto, provocará que el avión quede suspendido en el aire.

5 El empuje total proporcionado por los motores puede aumentarse automática o manualmente para compensar la disminución en el empuje horizontal provocada por la redirección del aire de derivación. La aceleración horizontal total del avión, por lo tanto, permanece de esta manera sin alterar. Puede darse el caso de que, si el empuje global proporcionado por los motores no aumenta cuando se crea el pulso de empuje vertical, el avión podría desacelerarse debido a la resistencia aerodinámica y a las fuerzas de fricción con el suelo que actúan sobre el avión. El pulso de empuje vertical creado por la redirección del aire de derivación crea un componente de aceleración instantáneo en la dirección vertical, que en el momento en el que se genera este componente de empuje, el peso del avión casi se ha equilibrado o compensado completamente con la fuerza ascensional creada por el movimiento horizontal del avión.

15 Los medios para reducir la resistencia aerodinámica, como se ha descrito anteriormente, pueden implementarse entonces para compensar cualquier reducción en la aceleración horizontal que pueda estar provocada por la redirección de la porción 36 del flujo de aire de derivación frío. Una vez que el avión alcanza una velocidad positiva de inclinación, puede permitirse de nuevo que el flujo de aire de derivación redirigido 36, usado para generar el empuje vertical, escape desde el extremo corriente abajo del módulo 10.

20 La eficacia y funcionamiento de un avión que usa un motor de acuerdo con la descripción anterior se ha determinado computacionalmente, e indica que el uso de menos del 15% del empuje de derivación disponible en un motor posibilitaría que un avión despegara de una pista de menos de 125 m.

25 La longitud exacta de la pista requerida para que un avión que usa el módulo 10 se quede suspendido en el aire, por supuesto, depende de una diversidad de factores, tales como por ejemplo la temperatura ambiente, la velocidad del viento local, la altitud de presión y la altitud de densidad a la que está localizada la pista. A partir de dichos factores, la velocidad a la que el avión puede quedar suspendido en el aire con ayuda del chorro del aire vertical puede determinarse mientras el avión está estacionario en la pista. Por tanto, el piloto puede estar provisto de una estimación de la longitud de la pista requerida para el despegue y del punto correcto en el tiempo en el que iniciar el chorro de aire vertical. Este punto en el tiempo coincide con el punto de decisión más tardío en el que el despegue puede abortarse de forma segura, para detener el avión dentro de la distancia de detención de emergencia prescrita. Como el punto de decisión para el despegue o aborto está localizado considerablemente cerca del extremo de la pista en la que se ha iniciado el procedimiento de despegue, la longitud total de la pista se reduce considerablemente cuando se compara con pistas adecuadas para el despegue y aterrizaje de un avión convencional.

35 El flujo de aire de derivación 36 dirigido hacia abajo puede usarse también para reducir la distancia en la que un avión puede llegar a detenerse durante el aterrizaje, o reducir la fuerza de frenado que es necesario aplicar durante el procedimiento de aterrizaje. Poco antes de que el avión toque el suelo durante el aterrizaje, el iris puede abrirse de nuevo para abrir la salida 17 y el tabique deflector 18 elevarse para provocar que una porción del aire frío fluya a través de la salida 17. Al mismo tiempo, se crea una fuerza ascensional por el flujo de aire redirigido 36. Esto permite que el piloto reduzca la velocidad del avión, y puede ser posible hacer volar el avión a una velocidad que está por debajo de la velocidad de pérdida normal que tiene el propio avión cuando no se redirige el flujo de aire 36. La redirección del flujo de aire 36, por lo tanto, reduce la velocidad de pérdida del avión. Después de que el avión haya hecho contacto con el suelo puede usarse un procedimiento de frenado rutinario para hacer que el avión se detenga. Como el avión ya ha reducido la velocidad al comienzo de este procedimiento de frenado rutinario, el avión puede aterrizar en una distancia más corta que en caso contrario.

45 El avión 50 está dispuesto de manera que, en el caso del fallo de uno de los motores, el motor operativo restante detectará automáticamente la reducción en potencia proporcionada por el motor que está fallando, o que ha fallado, y se evita el funcionamiento del mecanismo que redirige el flujo de aire de derivación.

Se apreciará que aunque el módulo se ha descrito por separado del propio motor, el módulo puede formarse integralmente con el motor.

50 Los factores que afectan a las capacidades de despegue de un avión incluyen la fuerza ascensional, peso, empuje, resistencia aerodinámica y fuerzas de fricción de rodadura que actuarán sobre el avión. La fuerza ascensional y las fuerzas de resistencia aerodinámica dependen del diseño del propio avión, y pueden estimarse usando la teoría de la línea de fuerza ascensional de Prandtl-Lanchester. Usando esta teoría, se ha determinado un ejemplo de los parámetros para un avión de acuerdo con la presente invención como se expone más adelante.

55 La fuerza ascensional y las fuerzas de resistencia aerodinámica son el resultado de las características

aerodinámicas y no aerodinámicas de un avión, resumidas por los coeficientes de fuerza ascensional y resistencia aerodinámica. Los siguientes ejemplos han empleado estimaciones iniciales para estos importantes coeficientes, basadas tanto en una distribución elíptica de la circulación sobre el ala del avión modelado como en datos disponibles sobre resistencia aerodinámica parásita experimentada por las alas y los cuerpos romos. Estas estimaciones se caracterizan por estos resultados preliminares porque un objetivo principal es determinar las capacidades de despegue del avión modelado rápidamente. Debe observarse que el aumento del empuje instalado de los motores, por supuesto, permitirá un aumento en el tamaño y peso del avión. Por lo tanto, el siguiente ejemplo sirve simplemente para describir fórmulas existentes que pueden usarse en este caso. Aunque se generan estas magnitudes precisas, este estudio inicial ha empleado los parámetros mostrados a continuación:

Tabla 1

Densidad	ρ	1,23	kg/m ³
Aceleración de Gravedad	g	9,81	m/s ²
Peso total	W	2,95	ton
Coeficiente de fricción de rodadura	μ	0,02	
Área Superficial del Ala	S	22,98	m ²
Envergadura	b	11,29	m
Eficacia de ala Oswald	e	0,7	
Coeficiente de Fuerza Ascensional	CL	1,0	
Coeficiente de Resistencia Aerodinámica Parásita	CD ₀	0,030	
Comentario sobre el coeficiente de fricción por rodadura			

Para el coeficiente de fricción por rodadura, se ha elegido 0,02 para la peor condición, en concreto hormigón/asfalto helado. El cálculo para una condición normal, es suponiendo un coeficiente de fricción por rodadura de 0,05 como un valor típico (en lugar de 0,02).

La tabla a continuación da coeficientes de fricción por rodadura en el suelo (resistencia) obtenidos a partir de DANIEL P. RAYMER, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", Tercera Edición, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Rexton, VA, 1999.

Tabla 2

Tipos de superficie de la pista	Valores típicos de μ	
	Rodadura (sin frenos, condiciones de despegue)	Con frenos (condiciones de aterrizaje)
Hormigón/asfalto seco	0,03-0,05	0,3-0,5

Tipos de superficie de la pista	Valores típicos de μ	
	Rodadura (sin frenos, condiciones de despegue)	Con frenos (condiciones de aterrizaje)
Hormigón/asfalto húmedo	0,05	0,15-0,3
Hormigón/asfalto helado	0,02	0,06-0,10
Tepe duro	0,05	0,4
Tepe firme	0,04	0,3
Tepe blando	0,07	0,2
Hierba húmeda	0,08	0,2

Sin embargo, EGBERT TORENBECK, en "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Kluwer Academic Publisher, Dordrecht, Países Bajos, 1982, da el siguiente valor típico de μ :

Tabla 2

Superficie	Valores típicos de μ
Pistas duras (hormigón, alquitranado)	0,02
Tepe duro / grava	0,04
Hierba corta / seca	0,05
Hierba larga	0,10
Suelo Blando	0,10 a 0,30

5

Como puede verse, estos valores son ligeramente diferentes de los valores de Raymer. Es mejor usar los valores dados en la Tabla 2 en el cálculo del despegue. Proporcionan resultados que son más realistas.

Comentario sobre el coeficiente de fuerza ascensional máxima

10

Se usa $C_L = 1,0$ en la estimación previa del análisis de despegue para el avión. El C_L máximo que es probable para el avión modelado usando la fórmula empírica para estimar la distancia de despegue basada en THOMAS C. CORKE, "Design of Aircraft", Prentice Hall, Pearson Education Inc., NJ, US, 2003, es:

$$S_{to} = 20,9 \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{1}{C_{L_{máx}}} \right) \left(\frac{W}{T} \right) + 87 \sqrt{\left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{1}{C_{L_{máx}}} \right)} \quad (1)$$

Si el avión tiene que despegar en una distancia de 125 m, la ecuación anterior y el empuje de 26,7 MN da un $C_{L_{máx}} \geq 5,4289$.

15

La experiencia muestra que típicamente $C_{L_{TO}} = 0,175$. $C_{L_{máxTO}}$ es una buena estimación para un avión V/STOL y, por lo tanto, $C_{L_{TO}} = 0,95$ será aceptable para $C_{L_{máx}} = 5,4289$ o, como alternativa, se sugiere el valor de $C_{L_{máx}} = 5,714$

para el valor supuesto de $C_{LTO} = 0,1$.

Comentario sobre la eficacia del Ala Oswald

No es necesario suponer el valor de eficacia de Ala Oswald, y puede calcularse usando el 'Procedimiento de Succión de Borde Delantero'. De lo contrario, el error será muy alto en el cálculo de la resistencia aerodinámica inducida, en general, y en el del coeficiente de resistencia aerodinámica de la fuerza ascensional inducida, en particular.

El factor de eficacia de Oswald depende principalmente de las características del ala. A coeficientes bajos de la fuerza ascensional, con distribuciones elípticas de la fuerza ascensional, ε del ala tiende a la unidad. A un C_L , M y desviación del chorro δ_v altos, la resistencia aerodinámica polar no tiene un comportamiento parabólico, puesto que la separación del flujo afecta en gran medida a las distribuciones de la fuerza ascensional sobre las superficies de elevación.

Con los años, se han desarrollado diversas ecuaciones semi-empíricas para estimar K y la distribución de la fuerza ascensional respecto a la envergadura, tales como aquellas de Eppler (1997), Lam (1993), Raymer (1992), Rokhsaz (1993), Lowson (1990), Roskam (Parte-6 1987), Covert (1985), Nicolai (1984), Butler (1983), Stinton (1983), Torenbeek (1982) y Laitone (1978).

Uno de los procedimientos que pueden predecir ε mejor que otros procedimientos de estimación se denomina 'procedimiento de succión de borde delantero' (por ejemplo Raymer 1992, Roskam Parte-6 1987 y Covert 1985). Se formula brevemente como

$$\varepsilon = \left[\frac{\pi AR}{C_{L\alpha}} (1 - \chi) + \chi \right]^{-1}$$

en la que χ se denomina factor de succión del borde delantero. Para un flujo totalmente fijado o una succión de borde delantero completa $\chi = 1$, y para un flujo totalmente separado o succión de borde delantero cero $\chi = 0$. Este parámetro depende de la combadura, del radio del borde delantero, del ángulo de flecha A y del Re de las superficies aerodinámicas. Aunque el cálculo tridimensional de χ es complicado y necesita técnicas CFD, puede estimarse a partir del DATCOM (compendio de datos de USAF) o por procedimientos semi-empíricos Raymer para el diseño conceptual. Para una superficie de elevación típica, de avión de tipo reactor civil, en condiciones de crucero, χ normalmente es del orden de 0,9 a 0,95 y en condiciones de despegue, χ es del orden de 0,7.

Las desviaciones del chorro cambian la distribución de la fuerza ascensional sobre las superficies aerodinámicas y el M local y, por lo tanto, afectarán a ε y K . Uno de los primeros procedimientos semi-empíricos en investigar la reducción del factor de resistencia aerodinámica inducida por el ala, debido a la vectorización del empuje, fue presentado por Maskell & Spence (1959) y después modificado por Capone (1975). La relación entre δ_v , M local y C_L local debe conocerse para que sea posible evaluar de forma teórica los efectos de la vectorización del empuje sobre K . Por lo tanto, como estos efectos no pueden formularse fácilmente, se estimarán usando los resultados del experimento CFD o el Procedimiento de Red de Vórtice (VLM).

Después de comparar los diferentes valores del factor de eficacia de Oswald de los diversos procedimientos de Cavallo (1966), Raymer (1989) y Roskam (1987) con los valores del avión real, se sugiere ahora la siguiente ecuación basada en los datos estadísticos:

$$\varepsilon = \left[0,0045(AR)^{0,68} - 0,1 \right] \cos \Lambda_{\text{borde-delantero}} + \frac{165}{\left(\frac{\pi AR}{C_{L\alpha}} \right) + 9} - 10,3$$

Los aviones V/STOL recientes están diseñados para que tengan un mayor factor de eficacia Oswald y un menor $C_{D\alpha}$. Para un avión subsónico V/STOL, la pendiente de la curva de fuerza ascensional $C_{L\alpha}$ (en radianes) es (Raymer 1999, versión modificada de la ecuación de Lowry & Polhamus, 1957)

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left[\frac{AR(1 - M^2)}{0,95} \right]^2 \left[1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max}}{1 - M^2} \right]}} \left(\frac{S_{expuesto}}{S_{referencia}} \right) \left[1,07 \left(1 + \frac{d_F}{b_F} \right)^2 \right]$$

Λ_{max} es la envergadura del ala en la localización de máximo espesor. d_F es el diámetro medio del fuselaje. $S_{expuesto}$ es la forma en planta del ala expuesta, que es el área de referencia del ala menos la parte del área del ala cubierta por el fuselaje.

Ecuaciones de Gobierno

La proporción de aspecto del ala y el coeficiente total de empuje se han calculado usando las fórmulas

$$AR = \frac{b^2}{s}, C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (2)$$

Denotando con V la velocidad de avance, la fuerza ascensional y las fuerzas de resistencia aerodinámica se expresan entonces como

$$L = \frac{\rho}{2} V^2 S C_L, D = \frac{\rho}{2} V^2 S C_D \quad (3)$$

Comentario sobre la ecuación para el cálculo de coeficiente de resistencia aerodinámica

La ecuación C_D puede calcularse de otra manera

JOHN D. ANDERSON JR., en "Aircraft Performance and Design", McGraw Hill, Singapur, 1999, da

$$C_D = C_{D_0} + \Delta C_{D_0} + (k_1 + Gk_3) C_L^2 \quad (4)$$

en la que C_D está relacionada con la resistencia aerodinámica polar en vuelo convencional en condiciones de crucero y

$$\Delta C_{D_0} = \frac{K}{s} K_{UC} m^{-0,215} \quad (5)$$

El factor K_{UC} depende de la cantidad de desviación del alerón y sus consecuencias sobre la resistencia aerodinámica en el tren de aterrizaje. Los valores típicos para K_{UC} son

$$K_{UC} = 5,81 \times 10^{-5}$$

para una desviación nula del alerón

$$K_{UC} = 3,16 \times 10^{-5}$$

para una desviación máxima del alerón.

El parámetro G en la ecuación (4) indica el efecto conseguido para el efecto de suelo y puede calcularse a partir de

5

$$G = \frac{C_{Di}(\text{efecto-en-el-suelo})}{C_{Do}(\text{efecto-fuera-del-suelo})} = \frac{(16h/b)^2}{1+(16h/b)^2} \quad (6)$$

en la que h es la altura media del ala por encima del suelo y b es la envergadura.

10

k_1 en la ecuación (4) es la constante de proporcionalidad para un incremento de la resistencia aerodinámica parásita debido a la fuerza ascensional, C_{Di} . Análogamente, k_3 es la constante de proporcionalidad para el incremento de la resistencia aerodinámica inducida debido a la fuerza ascensional.

El Procedimiento de Corke proporciona:

$$C_D = C_{Do} + kC_{L(G)}^2 + \Delta C_{Do(\text{alerón})} + \Delta C_{Do(LG)} \quad (7)$$

15

en la que C_{Do} está relacionado con la resistencia aerodinámica polar en vuelo convencional, en condiciones de crucero. $\Delta C_{Do(\text{alerón})}$ es el aumento en C_{Do} debido a los alerones (en concreto como 'base añadida de resistencia aerodinámica debido a los alerones' por Corke) y los valores típicos se dan a continuación:

Tabla 4

Tipo de Alerón (la envergadura del alerón es el 60% de la envergadura del ala y la cuerda del alerón es el 25% de la cuerda aerodinámica media del ala)	δ_f	$\Delta C_{Do(\text{alerón})}$
Alerón Fowler	30	0,032
Alerón Fowler	50	0,083
Con hendiduras / Plano	30	0,05

20

(cont.)

Tipo de Alerón (la envergadura del alerón es el 60% de la envergadura del ala y la cuerda del alerón es el 25% de la cuerda aerodinámica media del ala)	δ_f	$\Delta C_{Do(alerón)}$
Con hendiduras / Plano	50	0,10
Ranurado	30	0,02
Ranurado	50	0,05

La base añadida de resistencia aerodinámica debido al repliegue del tren de aterrizaje al rodar por el suelo es

$$\Delta C_{Do(LG)} = f_{LG} \frac{A_{LG}}{S} \quad (8)$$

en la que A_{LG} es el área delantera del tren de aterrizaje, mientras que f_{LG} es la función de correlación que está basada en el peso en bruto del avión en el despegue.

$$f_{LG} = 3,23 \sqrt{\frac{W_{TO}}{1000}} \quad (9)$$

$C_{L(G)}$ es el coeficiente de fuerza ascensional debido al efecto del suelo. El efecto del suelo aumenta la UD eficaz del avión en el despegue y también puede disminuir la resistencia aerodinámica inducida por la fuerza ascensional. En este caso, la proporción de aspecto eficaz del ala se hace mayor y puede estimarse a partir de

$$\frac{A}{A_{eff}} = \sqrt{\frac{2H}{b}} \quad (10)$$

De acuerdo con el Procedimiento de Raymer, la resistencia aerodinámica debida a la fuerza ascensional, kC_L^2 puede reducirse debido a los efectos del suelo. Este es el resultado de una reducción en el ángulo de deflexión inducido, y puede visualizarse como un atrapamiento de un 'colchón de aire bajo el ala. El C_{Di} eficaz puede calcularse mediante

$$G = \frac{(C_{Di})_{ef}}{(C_{Di})} = \frac{33(h/b)^{1,5}}{1 + 33(h/b)^{1,5}} \quad (11)$$

en la que ΔC_{Do} en la ecuación (5) sugerida por Anderson puede ser adecuado para la primera estimación de este parámetro (puesto que la ecuación no requiere las dimensiones del tren de aterrizaje y la configuración del alerón).

Probablemente, una combinación de estos tres procedimientos descritos anteriormente puede usarse para calcular el C_D del avión con más precisión, después de algunas modificaciones.

$$C_D = C_{Do} + \Delta C_{Do(alerón)} + \Delta C_{Do(LG)} + GkC_L^2 \quad (12)$$

en la que C_{D0} es el coeficiente de fuerza ascensional nula en condiciones de crucero. $AC_{D0(alerón)}$ se estima usando la Tabla 4, $\Delta C_{D0(LG)}$ a partir de la ecuación (8) y G a partir de la ecuación (11).

Comentarios sobre el Coeficiente de Resistencia Aerodinámica Inducida

El coeficiente de resistencia aerodinámica inducida del avión de referencia se presenta en la siguiente forma, que incluye los efectos del equilibrio aerodinámico y la interferencia del vórtice (Torenbeek 1982, Laitone 1978 y Lutze 1977):

$$C_{2Di} = K_b + C_{Lb}^2 + K_h \frac{S_h}{S} C_{Lh}^2 - 2K_{int} \frac{S_h}{S} C_{Lb} C_{Lh} \quad (1)$$

y esta relación debería modificarse para el avión vectorizado a

$$C_{Di,v} = K_{b,v} + C_{Lb,v}^2 + K_{h,v} \frac{S_h}{S} C_{Lh,v}^2 - 2K_{int,v} \frac{S_h}{S} C_{Lb,v} C_{Lh,v} \quad (2)$$

El subíndice v se refiere al avión V/STOL (vectorizado) comparado con el avión de referencia no vectorizado. Los dos primeros términos, en el lado a mano derecha de las ecuaciones (1) y (2), están simplemente relacionados con el cuerpo y la cola. El último término corrige el coeficiente de resistencia aerodinámica inducida, para tener en cuenta los efectos de interferencia. Para simplificar, el término K_h en la ecuación (1) puede determinarse tratando la cola horizontal como un ala más pequeña (Raymer 1992), aunque es necesario realizar estudios experimentales o computacionales para estimar $K_{h,v}$ en la ecuación (2). Sin embargo, el coeficiente de resistencia de aerodinámica inducida de una cola convencional es mucho menor que el de un ala extendida.

Los términos en las ecuaciones anteriores se consideran ahora por separado. El coeficiente de resistencia aerodinámica inducida del cuerpo (es decir, ala, fuselaje, barquillas) del avión de tipo reactor no sectorizado, está compuesto de tres partes principales;

$$K_b C_{Lb}^2 = K_w C_{Lw}^2 + K_{fus} C_{Lfus}^2 + K_n C_{Ln}^2 \quad (3)$$

Los dos últimos términos en la ecuación anterior se deben al hecho de que el fuselaje y las barquillas pueden generar una pequeña fuerza ascensional cuando están localizados en un AoA. Usando el procedimiento de Roskam (Parte-6, 1987) y suponiendo que la barquilla pueda tratarse como un pequeño fuselaje, la ecuación (3) puede cambiarse a

$$K_b C_{Lb}^2 \approx K_w C_{Lw}^2 + \frac{A_{fus}}{S} \alpha^2 + \frac{A_n}{S} (\alpha + \delta_e)^2 \quad (4)$$

en la que A es aquí el área perpendicular al eje longitudinal. Debido a la omisión de los efectos de interferencia provocados por el flujo de aire alrededor del fuselaje del ala y las regiones de la barquilla del ala, la ecuación (4) no puede ser muy precisa. A pesar de esto, conociendo que K_b está basado principalmente en las características del ala, el error implicado no es tan significativo, y esta ecuación aún puede usarse en la estimación inicial del coeficiente de resistencia aerodinámica inducida por el cuerpo para el avión de referencia (reactor no vectorizado). La ecuación (4) se modifica para el avión vectorizado a la forma

$$K_{b,v} C_{Lb,v}^2 \approx K_{w,v} C_{Lw,v}^2 + \frac{A_{fus}}{S} \alpha_v^2 + \frac{A_n}{S} (\alpha_v + \delta_e + \delta_v)^2 \quad (5)$$

Los factores de interferencia en las ecuaciones (36) y (37) los presentan Goodrich y col. (1989) como

$$K_{int} = \sigma \sqrt{K_w K_h} \quad \text{y} \quad K_{int,v} = \sigma \sqrt{K_{w,v} K_{h,v}} \quad (6)$$

5 en la que σ se llama 'coeficiente de Prandtl'. Puesto que los efectos de vectorización de empuje se han tenido en cuenta ya en los factores de resistencia aerodinámica inducida, se espera que σ sea independiente de las desviaciones del chorro, de manera que permanezca constante entre los dos aviones. La relación de Prandtl para σ se expresa como (Goodrich y col. 1989 y Butler 1983)

$$10 \quad \sigma = \frac{b_h}{b_w} \left[1 - \frac{h_{wh}}{b_w} - 2,16 \sqrt{\frac{h_{wh}}{b_w}} \right] \quad (7)$$

15 en la que b es la envergadura y h_{wh} es el hueco vertical medio entre el ala y la cola. El cambio de los factores de eficacia de Oswald puede estimarse usando el procedimiento de succión de borde delantero y tratando la cola horizontal como un ala pequeña. Esto necesita algún ajuste curvo para obtener relaciones adecuadas para el factor de succión de borde delantero a partir de los gráficos presentados en el DATCOM o en los procedimientos semi-empíricos de Raymer.

Es posible separar el efecto de la fuerza ascensional de la desviación desde la cola en el cálculo de C_{Di} . También es posible simplificar o incluso omitir los términos de interferencia y deducir una ecuación similar a la presentada por Raymer (1992) o Roskman (Parte 6, 1987).

20 Para cálculos reales, este estudio también ha empleado la ecuación de velocidad de avance-empuje-real proporcionada por el fabricante del motor como:

$$T_0 = 100a \left(30 - 2,1997 \left(\frac{v}{100} \right) + 0,1551 \left(\frac{v}{100} \right)^2 \right) \quad (13)$$

25 Esto muestra que el empuje total disminuye ligeramente con el aumento de la velocidad. Para los tres tipos de motores empleados, y considerando un avión que usa dos motores, las magnitudes correspondientes de "a" son, respectivamente: 1) $a = 2 \times 4,75/6$, 2) $a = 2 \times 5/6$, y 3) $a = 2$

Comentario sobre la Ecuación de Empuje del Motor

Es mejor presentar la ecuación de empuje del motor de un avión V/STOL en la forma de

$$30 \quad T_0 = (a_0 - a_1 h + a_2 h^2 - a_3 h^3) + (b_0 - b_1 h - b_2 h^2 + b_3 h^3) \times (c_0 - c_1 M + c_2 M^2 - c_3 M^3)$$

en la que a_0 a a_3 , b_0 a b_3 y c_0 a c_3 son coeficientes constantes positivos y pueden encontrarse usando una técnica de ajuste de curva.

35 El empuje de motor total se divide en dos partes, con una parte que contribuye al momento lineal hacia adelante del avión y una parte que proporciona un empuje ascendente para aumentar la fuerza ascensional aerodinámica.

$$T_f = T_0 - k(V)T_0; \quad T_u = k(V)T_0; \quad L_{tot} = L + T_u \quad (14)$$

en la que $k=k(V)$ denota una expresión de espín cúbico dependiente de la velocidad que representa la abertura estratégica de las toberas de chorro descendente. La expresión de abertura de tobera usada en este estudio permanece uniforme para todas las magnitudes de velocidad, lo que induce una variación uniforme de la fuerza ascensional total, como se detalla en la sección de resultados. La $k_{\max}$ máxima de k es un parámetro que corresponde a un porcentaje del empuje total. Como era de esperar, la cantidad de aumento necesario de empuje ascendente disminuye rápidamente a medida que aumenta el empuje hacia delante máximo disponible. Con respecto a la modalidad de cierre de las toberas, si se cierran demasiado rápidamente, la fuerza ascensional total puede caer por debajo del peso del avión y la velocidad de ascenso empezará a disminuir; si se cierra demasiado lentamente el empuje hacia delante permanece limitado. Una expresión práctica para $k=k(V)$ que evita cualquier extremo puede expresarse como: $k \geq (W-L) / T_0$.

La resistencia a rodadura R ,

$$R = [(W - L_{tot})] \quad (15)$$

Con todas las fuerzas y parámetros especificados, en la Figura 8 se muestra el siguiente diagrama de cuerpo libre para el avión. Este diagrama de cuerpo libre muestra sólo las fuerzas externas que actúan sobre el avión, a un ángulo de ataque cero (α), en el que la fuerza de la resistencia a la fricción es $R : R_{mg}$ (tren principal) + R_{ng} (tren delantero), L denota la fuerza ascensional aerodinámica total del avión menos la fuerza ascensional del ala corta, D la resistencia aerodinámica total del avión menos la resistencia aerodinámica del ala corta, L_{sw} la fuerza ascensional del ala corta, D_{sw} la resistencia aerodinámica del ala corta, ΔL_{sw} el aumento de la fuerza ascensional del ala corta debido al arrastre del chorro, T_j el componente vertical del empuje del motor, T_f el empuje hacia delante del motor, T_v la fuerza de vectorización del empuje debida a la desviación del chorro bajo el ala, T_{vx} el componente horizontal de la fuerza de vectorización del empuje, T_{vy} el componente vertical de la fuerza de vectorización del empuje y CG el centro de Gravedad.

Las ecuaciones de movimiento de avance por rodadura en el suelo en la pista se convierten en

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = [T_f - D - (W - L_{tot})] = [T_0 - D - (W - L)] - [k(V)T_0 - \mu k(V)T_0] \quad (16)$$

$$\frac{ds}{dt} = V$$

Aunque el aumento de empuje ascendente reduce el empuje hacia delante, la fuerza de avance global supera el empuje hacia delante del motor neto debido a un aumento de la fuerza ascensional y reduce proporcionalmente la fricción por rodadura.

Resultados computacionales

Fuerza Ascensional Total frente a Distancia de Rodadura por el Suelo

Los inventores han descubierto que el chorro descendente debería comenzar no al comenzar la rodadura por el suelo, sino en un momento más estratégico, para permitir que la velocidad, y por la tanto la fuerza ascensional aerodinámica, aumente rápidamente, de manera que la necesidad de empuje ascendente absorba sólo un porcentaje del empuje total del motor. En el ejemplo, verbigracia, del 10 al 15% del empuje total del motor dirigido hacia arriba es suficiente para permitir que el avión se eleve. La fuerza ascensional aerodinámica contribuye al grueso de la fuerza ascensional total, contribuyendo el empuje ascendente sólo como una fuerza ascendente adicional suficiente para que el avión despegue en 125 m.

A medida que aumenta el empuje máximo disponible, la velocidad del avión durante la rodadura por el suelo puede alcanzar magnitudes mayores que requieren una menor magnitud de empuje ascendente para la fuerza ascensional en 125 m.

A medida que aumenta el empuje máximo disponible, la velocidad del avión durante la rodadura por el suelo puede alcanzar magnitudes mayores que requieren una menor magnitud de empuje ascendente para la fuerza ascensional en 125 m.

5 Suponiendo que la resistencia a la rodadura y la resistencia aerodinámica se omiten, y no hay empuje ascendente, a partir de la ecuación de energía:

$$s = \frac{1}{2} \frac{mV^2}{T} \quad (17)$$

Si C_L es el coeficiente de fuerza ascensional a un nivel de vuelo a V ,

$$10 \quad V^2 = \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_L} \quad (18)$$

en la que $\sigma = \frac{\rho_{TO}}{\rho_0}$. Por lo tanto,

$$s = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{\left(\frac{T}{W}\right) g \rho_0 \sigma C_L} \quad (19)$$

15

en la que $\left(\frac{W}{S}\right)$ es la carga del ala y $\left(\frac{W}{T}\right)$ es la carga de empuje

De acuerdo con Corke (2003), el parámetro de despegue (TOP) se define como

$$TOP = \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{C_{Lmax}} \left(\frac{W}{T}\right)_{TO} \frac{1}{\sigma} \quad (20)$$

20 Las ecuaciones de gobierno para el avión durante el despegue pueden deducirse como

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T_f - D - \mu(W - L_{tot}) \quad (21)$$

Para aproximar la distancia a rodadura por el suelo

25

$$ds = V dt = \frac{V dV}{dV/dt} = \frac{d(V^2)}{2(dV/dt)} \quad (22)$$

Entonces,

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho}{2(W/S)} (C_D - \mu C_L) V^2 \right] \quad (23)$$

Suponiendo $K_T = \frac{T}{W} - \mu$ y $K_A = \frac{\rho}{2(W/S)} (\mu C_L - C_D)$, puede demostrarse que

$$\frac{dV}{dt} = g[K_T + K_A V^2] \quad (24)$$

$$s_{GTO} = \int_0^{V_R} \frac{d(V^2)}{2g(K_T + K_A V^2)} \quad (25)$$

$$s_{GTO} = \frac{1}{2gK_A} \ln \left(1 + \frac{K_A}{K_T} V_R^2 \right) \quad (26)$$

Como alternativa, la ecuación (25) puede expresarse también como

$$s_{GTO} = \int_0^{V_R} \frac{d(V^2)}{T_f - D - \mu(W - L)} \quad (27)$$

$$gP(C_L)_{\max} \left[\frac{T}{W} - \frac{D}{W} - \mu \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]_{0,7V_{LO}} \quad (28)$$

A partir de la ecuación (28), $s_{GTO} \propto \left(\frac{W}{S} \right)$ y sabiendo que $V^2 = \frac{2}{(C_L)} \left(\frac{W}{S} \right) \propto \left(\frac{W}{S} \right)$.

Por lo tanto, $s_{GTO} \propto L_{tot} \propto V^2$. Esta fórmula demuestra que las tendencias lineales de la fuerza ascensional aerodinámica total frente a la distancia de rodadura por el suelo mostradas en las tablas son aceptables para el diseño conceptual.

Velocidad de Avance frente a Distancia de Rodadura por el Suelo

Usando la vectorización del empuje, se reducirá la velocidad de avance del avión. Cuanto mayor sea el empuje usado, la velocidad de avance en la marca de 125 m se hace más alta y reduce el porcentaje de empuje desviado hacia abajo.

Velocidad de Avance frente a Tiempo de Rodadura por el Suelo

El usar ajustes de empuje mayores reducirá el tiempo para que el avión alcance la marca de 125 m, lo que significa un tiempo de despegue más corto. El tiempo para alcanzar la marca de 125 m es, respectivamente, 6,2 s, 6 s y 5,5 s para ajustes de empuje de 21,13 MN, 22,24 MN y 26,69 MN.

Por supuesto se apreciará que la descripción anterior de la realización preferida se hace a modo de ejemplo únicamente, y que son posibles modificaciones a las disposiciones preferidas dentro del alcance de las

reivindicaciones adjuntas.

5 Por ejemplo, se apreciará que, aunque el tubo central/núcleo caliente 12 se ha descrito anteriormente en el presente documento como que tiene cuatro secciones anulares dispuestas longitudinalmente de forma contigua, otros tubos centrales/núcleos calientes pueden comprender un número diferente de secciones anulares dispuestas longitudinalmente de forma contigua o pueden estar formados únicamente por una sola sección anular.

El segmento anular 40, 42 y 44 de la realización descrita anteriormente se muestra adicionalmente como que comprende tres segmentos. En otras disposiciones, cada uno de un segmento, sin embargo, puede comprender un número diferente de segmentos o hacerse de una sola pieza.

10 El tubo central/núcleo caliente 12 se ha descrito adicionalmente como que tiene segmentos con diferentes porosidades. Se apreciará que no es esencial para la presente invención y se prevén también tubos centrales/núcleos calientes que tengan una porosidad sustancialmente constante, aunque distinta de cero, a lo largo de su longitud.

15 Los materiales de fibra especificados anteriormente en el presente documento se mencionaron adicionalmente a modo de ejemplo únicamente y, por supuesto, se prevé también el uso de otros metales metálicos adecuados para soportar las condiciones medioambientales que predominan en el módulo 10.

REIVINDICACIONES

1. Un avión que comprende un par de alas (52), un par de superficies aerodinámicas (54) y un par de turborreactores de doble flujo de derivación, estando montado cada uno de dichos motores en una de las alas (52),

5 en el que cada motor comprende un módulo (10), que comprende una carcasa (28) generalmente alargada, una parte central (12) que se extiende a lo largo de la longitud del módulo (10) para dejar escapar el gas de escape caliente desde el motor, y una porción periférica (14) que rodea la porción central (12) para el aire de derivación desde el motor; y

10 en el que la carcasa (28) incluye, al menos, una salida (17, 32) proporcionada desde la parte periférica (14) del módulo (10) a través de la carcasa (28), para posibilitar que una porción del aire de derivación se separe del resto del aire de derivación y se dirija fuera del módulo (10) a un ángulo respecto del eje del módulo (10);

CARACTERIZADO PORQUE:

las superficies aerodinámicas del par de superficies aerodinámicas (54) están dispuestas en el cuerpo del avión en una posición más baja que la posición de un ala respectiva (52) del par de alas (52);

15 en el que los motores y módulos (10) están dispuestos de manera que al menos parte de la porción separada del aire de derivación que se dirige fuera del módulo (10) se deja escapar fuera del módulo (10) a través de la salida (17, 32) al aire circundante, y acelera un flujo de aire experimentado por el avión debido a un movimiento hacia delante del avión, de manera que la parte separada del aire de derivación que se dirige fuera del módulo, a través de la salida (17, 32), fluye sobre al menos parte de una superficie superior de la superficie aerodinámica (54) asociada cuando el avión (50) viaja a una velocidad predeterminada.

20 2. Un avión de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende adicionalmente un medio de accionamiento (16) dispuesto para provocar que dicha porción separada del aire de derivación se dirija fuera del módulo (10) a través de la salida (17, 32).

3. Un avión de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en el que un estado de abertura de la salida (17) puede controlarse de forma selectiva.

25 4. Un avión de acuerdo con la reivindicación 1, 2 o 3, en el que se proporciona un tabique deflector ajustable (18) dentro de la parte periférica (14) del módulo (10).

5. Un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, dispuesto de manera que el estado de abertura de la salida (17, 32) y/o un estado de despliegue del tabique deflector ajustable (18) puede controlarse de forma selectiva para variar la cantidad de aire de derivación que se permite que escape a través de la abertura (17, 32).

6. Un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, dispuesto de manera que la orientación relativa del aire a través de la salida (17, 32) se controla selectivamente.

7. Un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que incluye adicionalmente un separador (38, 40, 42, 44) entre las porciones central (12) y periférica (14).

35 8. Un avión de acuerdo con la reivindicación 7, en el que el separador (38, 40, 42, 44) está en forma de una red abierta de malla porosa.

9. Un avión de acuerdo con la reivindicación 7, en el que el separador (38, 40, 42, 44) está en forma de una malla de fibra de ferrita porosa.

40 10. Un avión de acuerdo con la reivindicación 8 o 9, en el que la porosidad de la malla porosa (40, 42, 44) en una parte corriente abajo del separador es mayor que la porosidad de la malla porosa (38, 40, 42) en una parte corriente arriba de la parte corriente abajo.

45 11. Un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que incluye adicionalmente sensores proporcionados para detectar la extensión en la que están abiertas las salidas (17, 32) y/o la dirección del flujo de aire a través de las salidas (17, 32) y/o la velocidad del aire que pasa a través de las salidas (17, 32), para asegurar que estas son sustancialmente iguales.

12. Un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la velocidad predeterminada es la velocidad de pérdida normal del avión (50) o una velocidad adecuada para despegar y/o aterrizar el avión (50).

13. Un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la parte de la superficie superior es una parte corriente abajo de la superficie superior.

14. Un procedimiento de operación de un avión (50) durante el despegue, que comprende:

proporcionar un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores;

5 acelerar el avión (50) hasta o a la velocidad predeterminada;

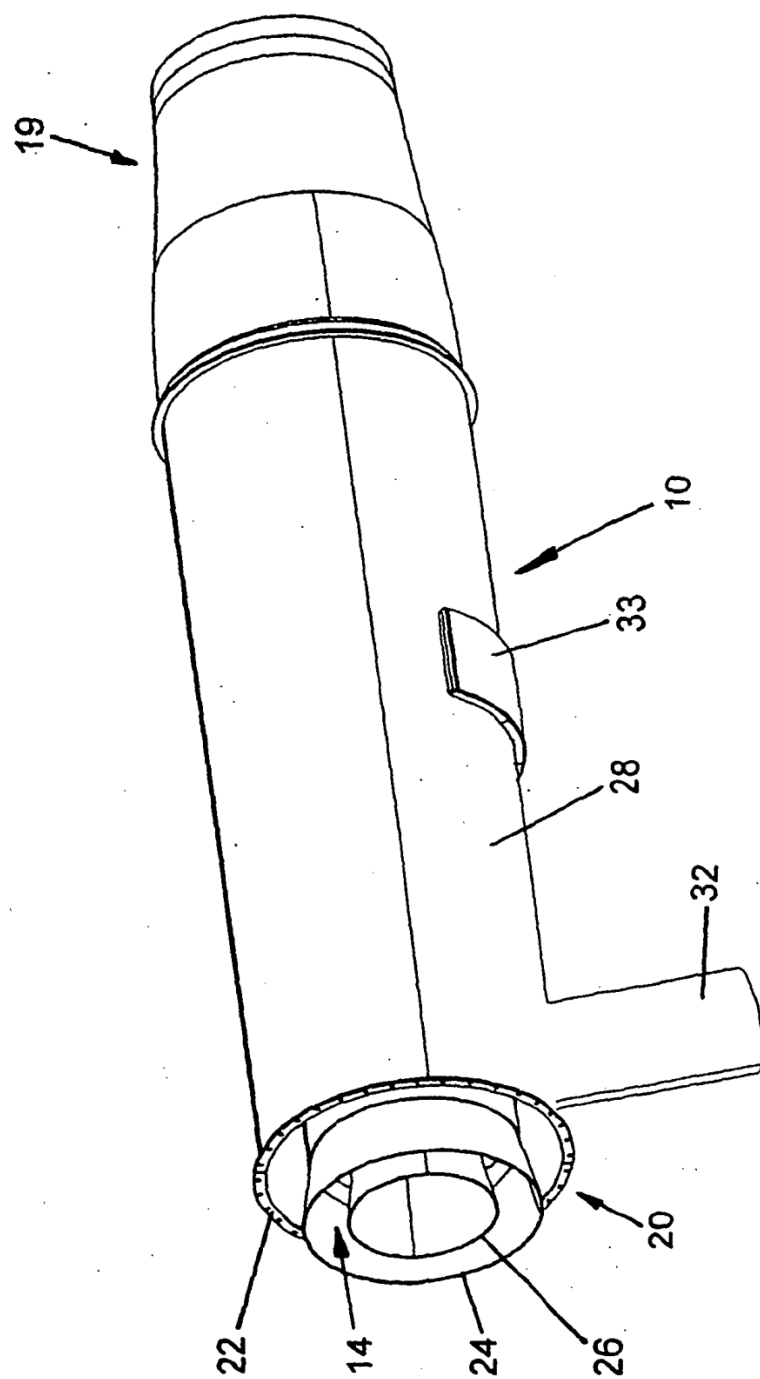
empezar a redirigir dicha porción separada del aire de derivación una vez que se haya alcanzado la velocidad predeterminada.

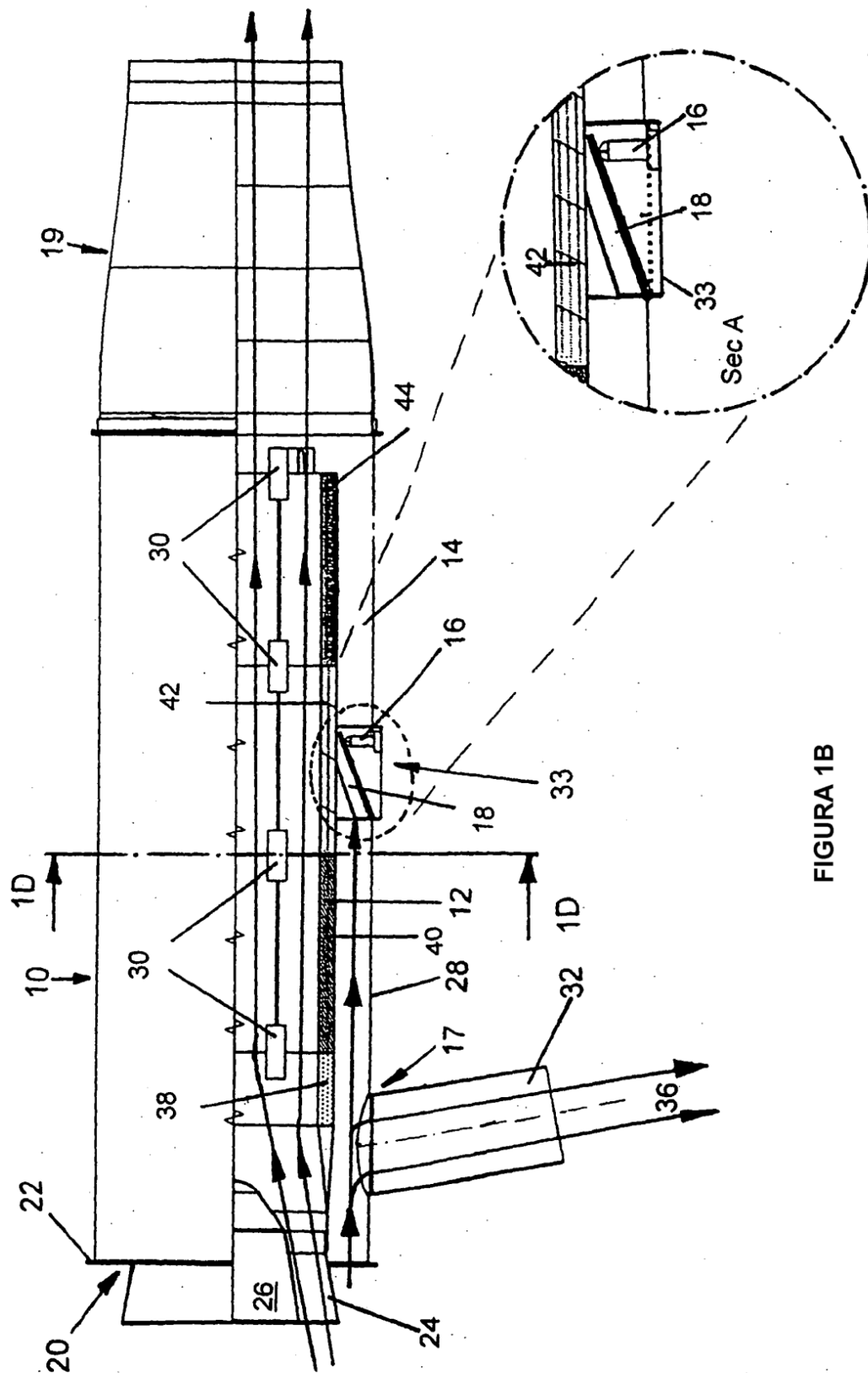
15. Un procedimiento de operación de un avión (50) durante el aterrizaje, que comprende:

proporcionar un avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12;

10 aproximarse a una pista a una velocidad de aterrizaje;

empezar a redirigir dicha porción separada del aire de derivación mientras el avión (50) está suspendido en el aire.





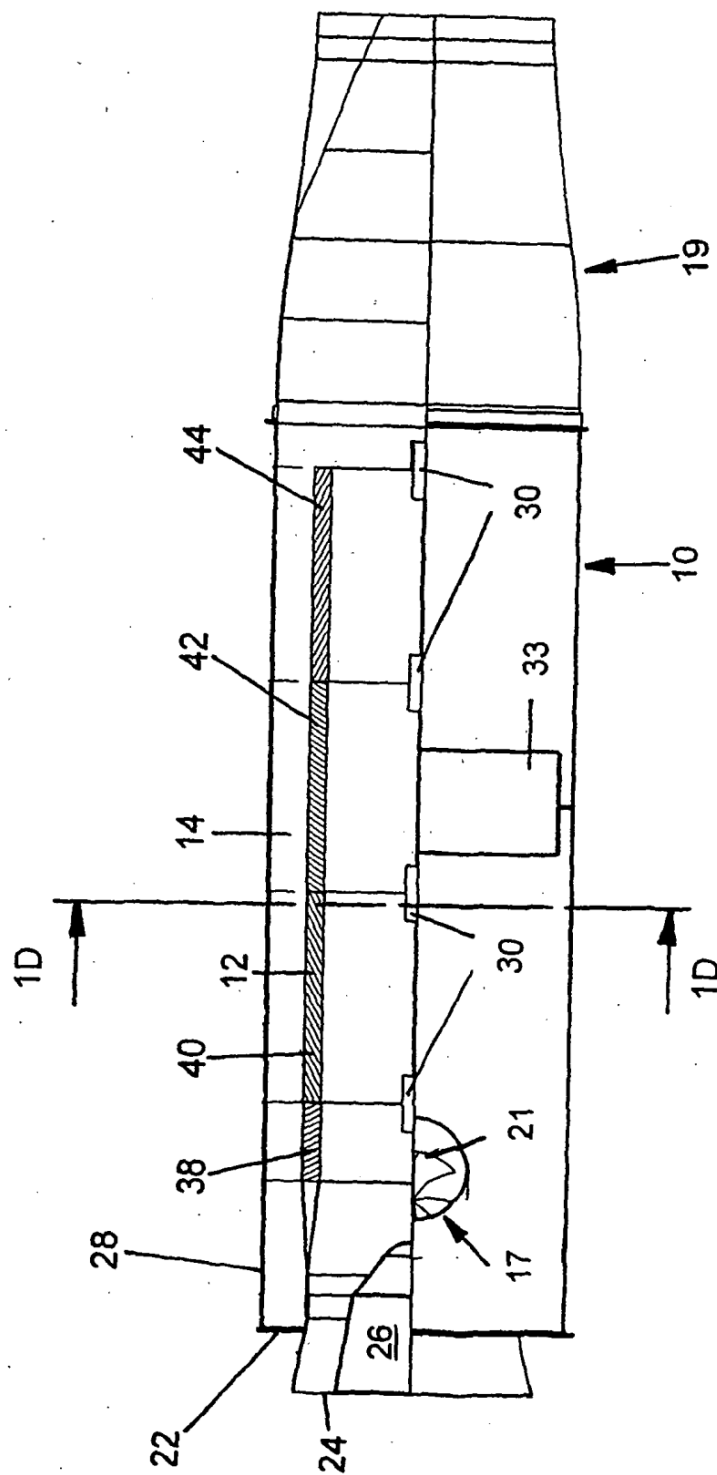


FIGURA 1C

5

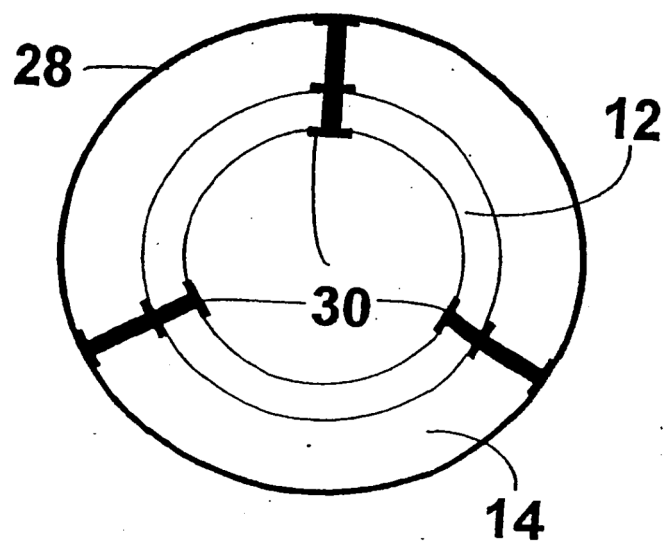
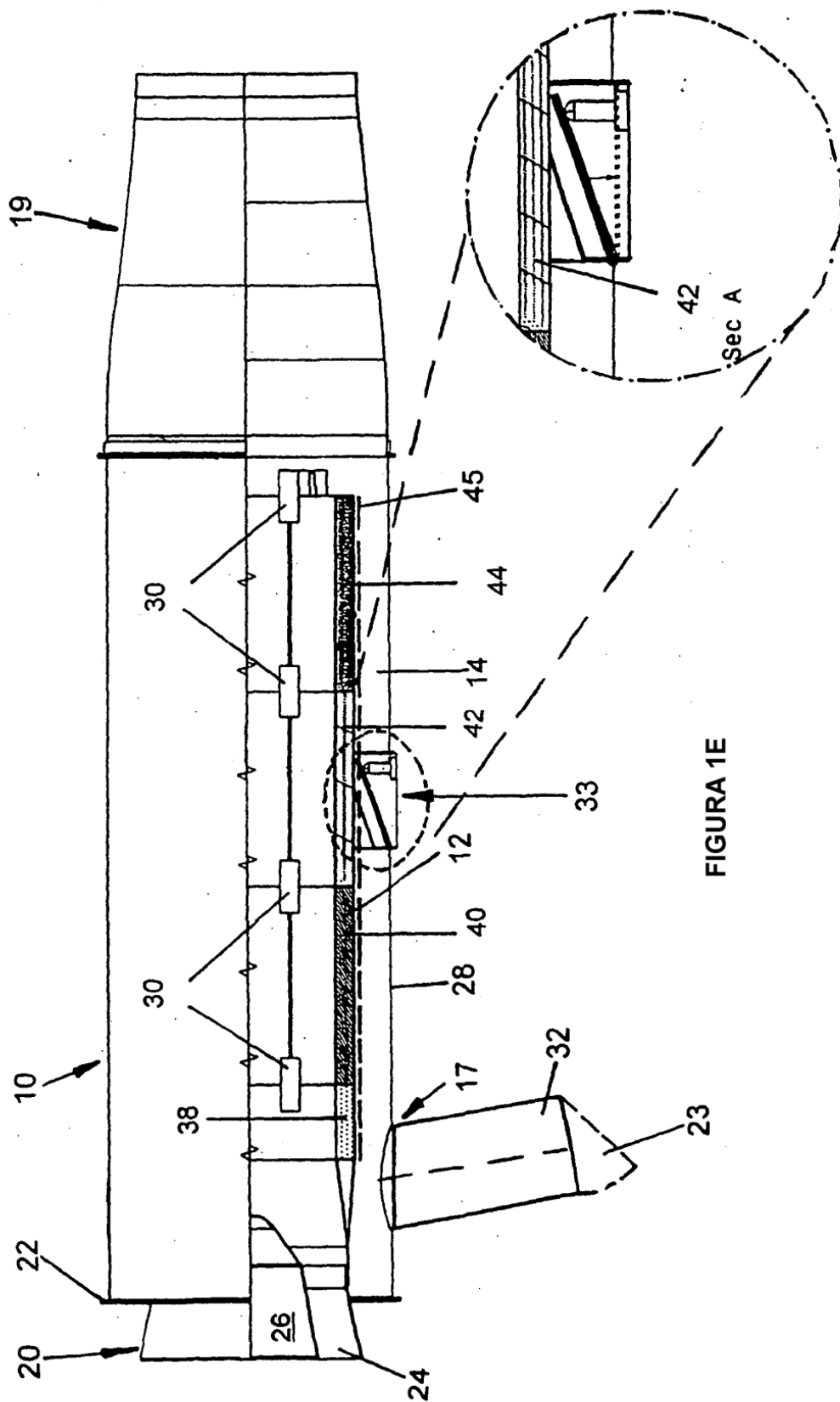
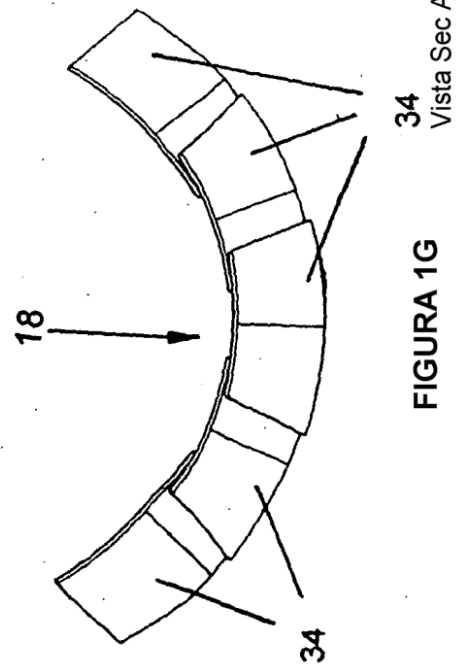
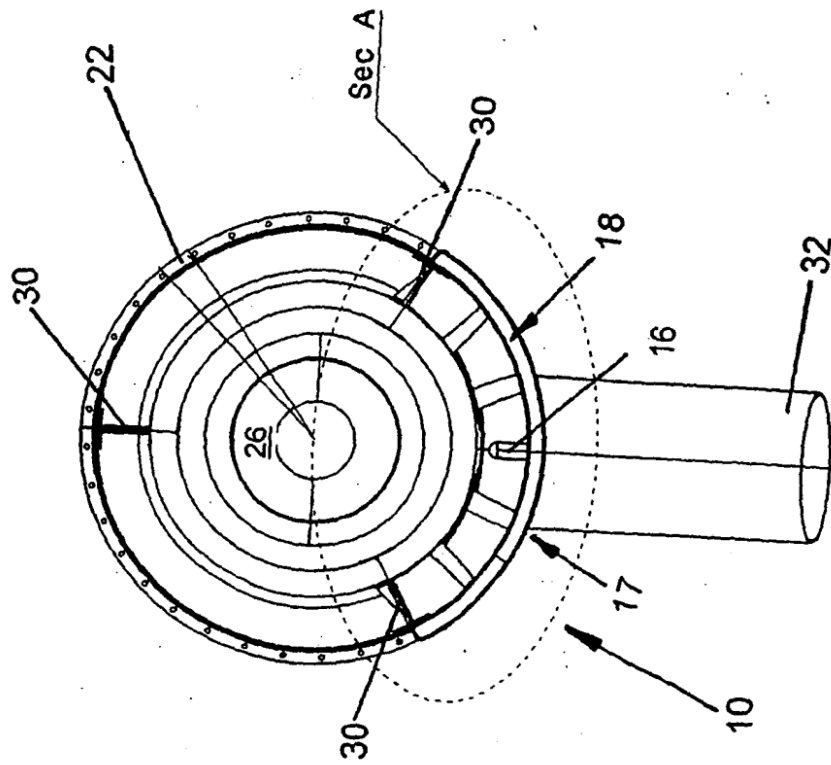


FIGURA 1D





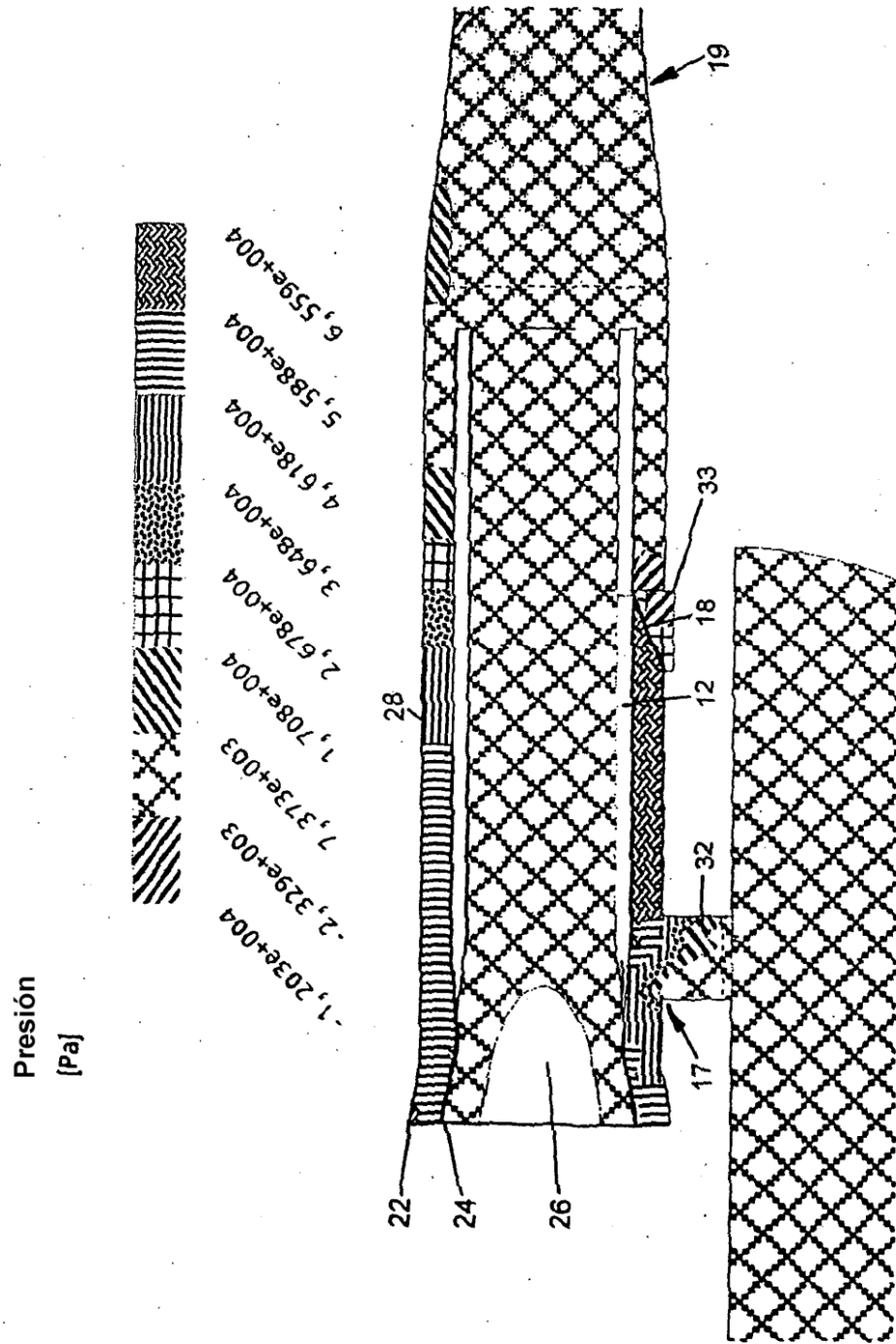


FIGURA 2

5

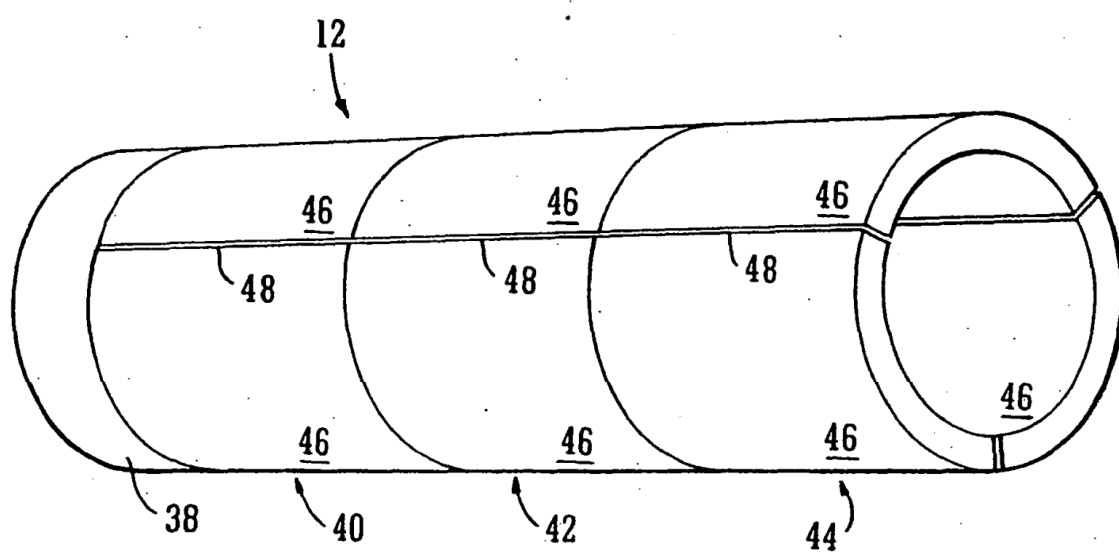
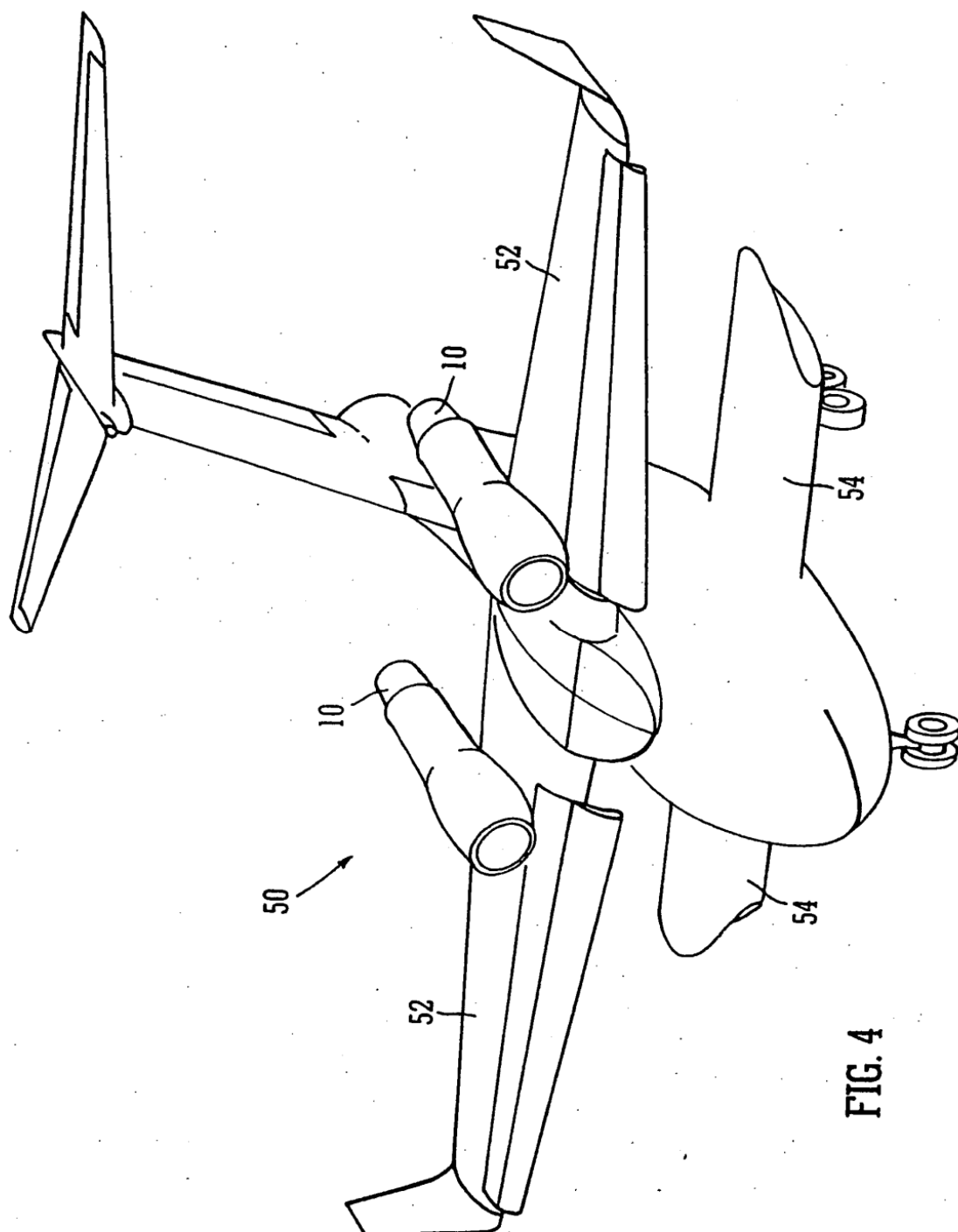


FIG. 3



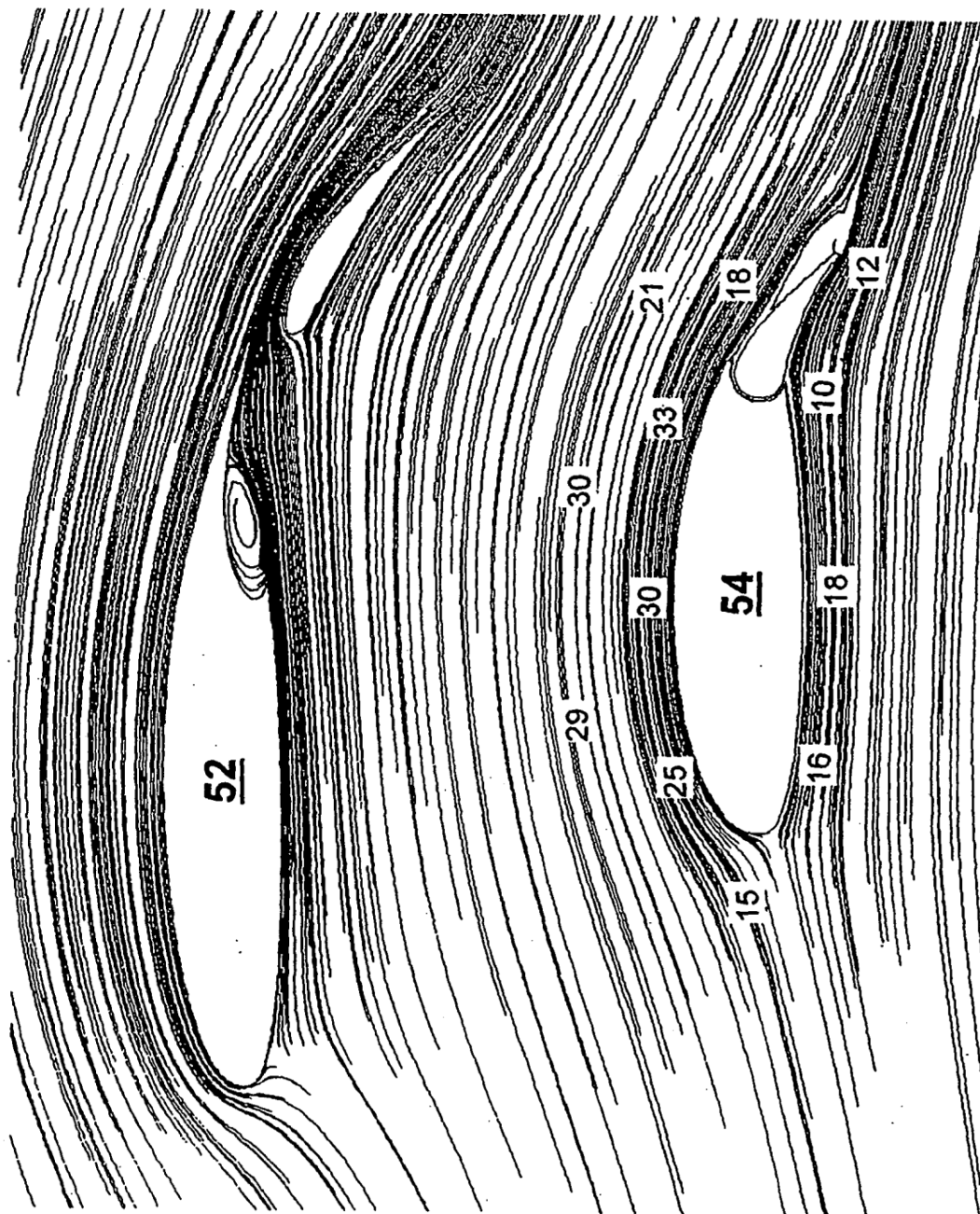


Figure 5A

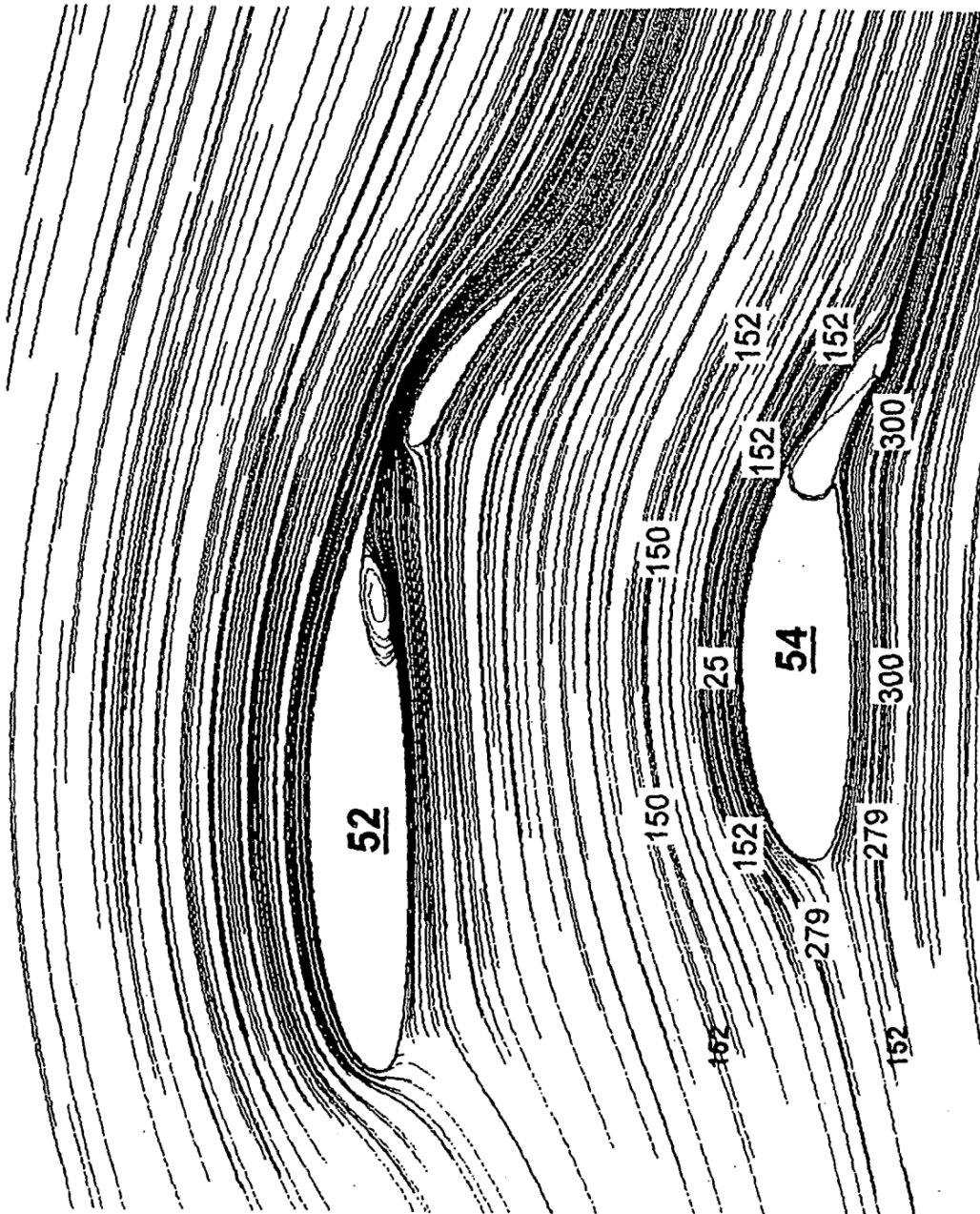


Figura 5B

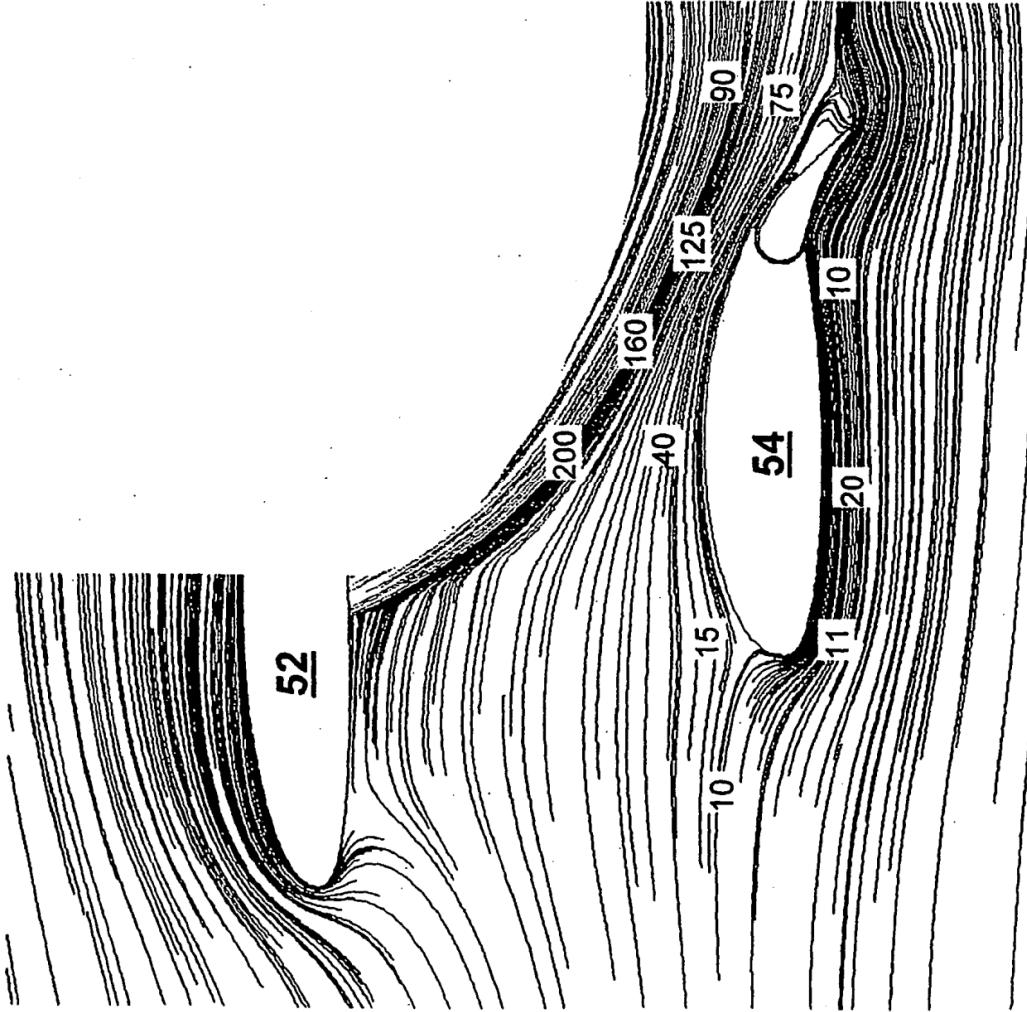


Figura 6A

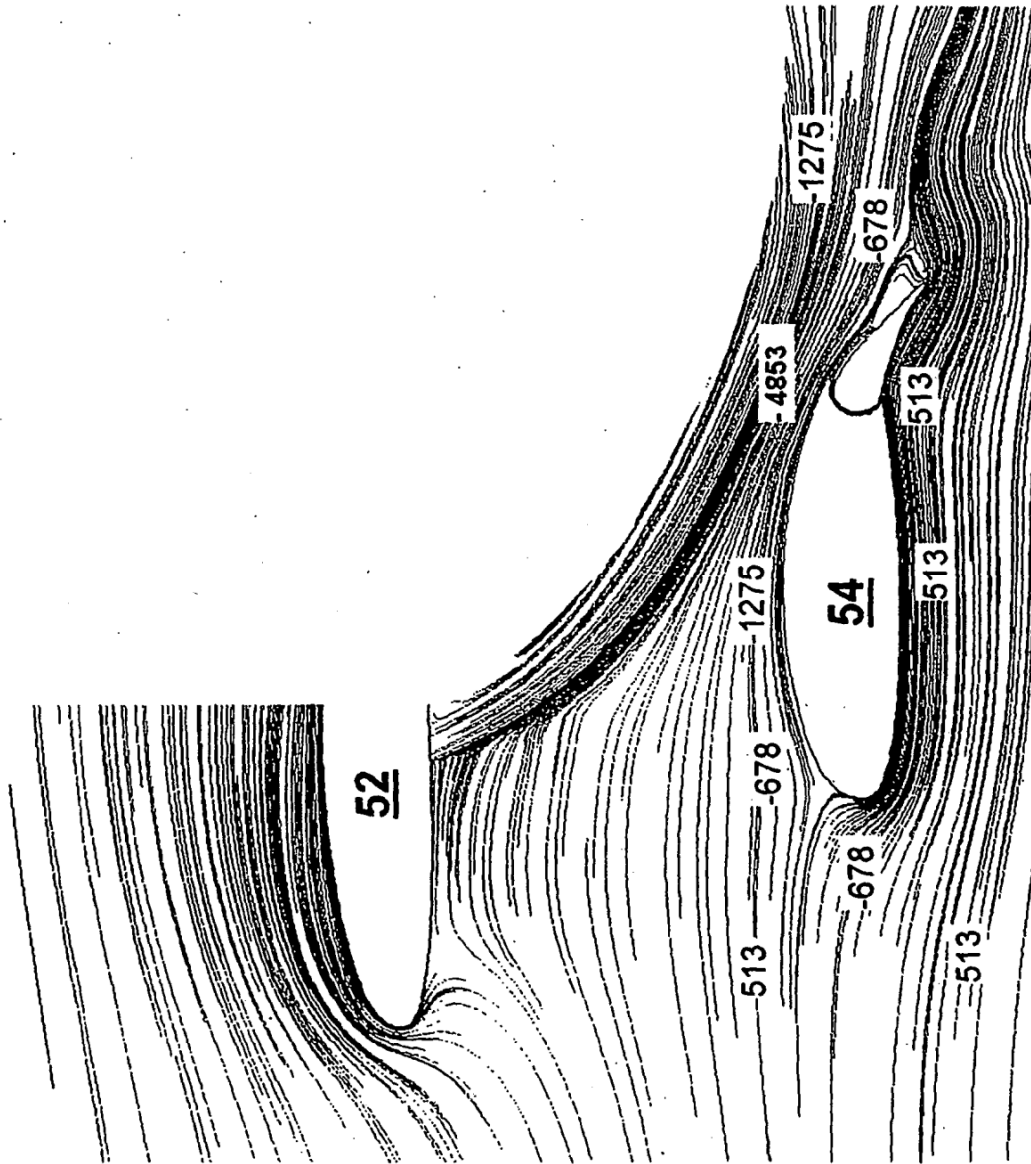
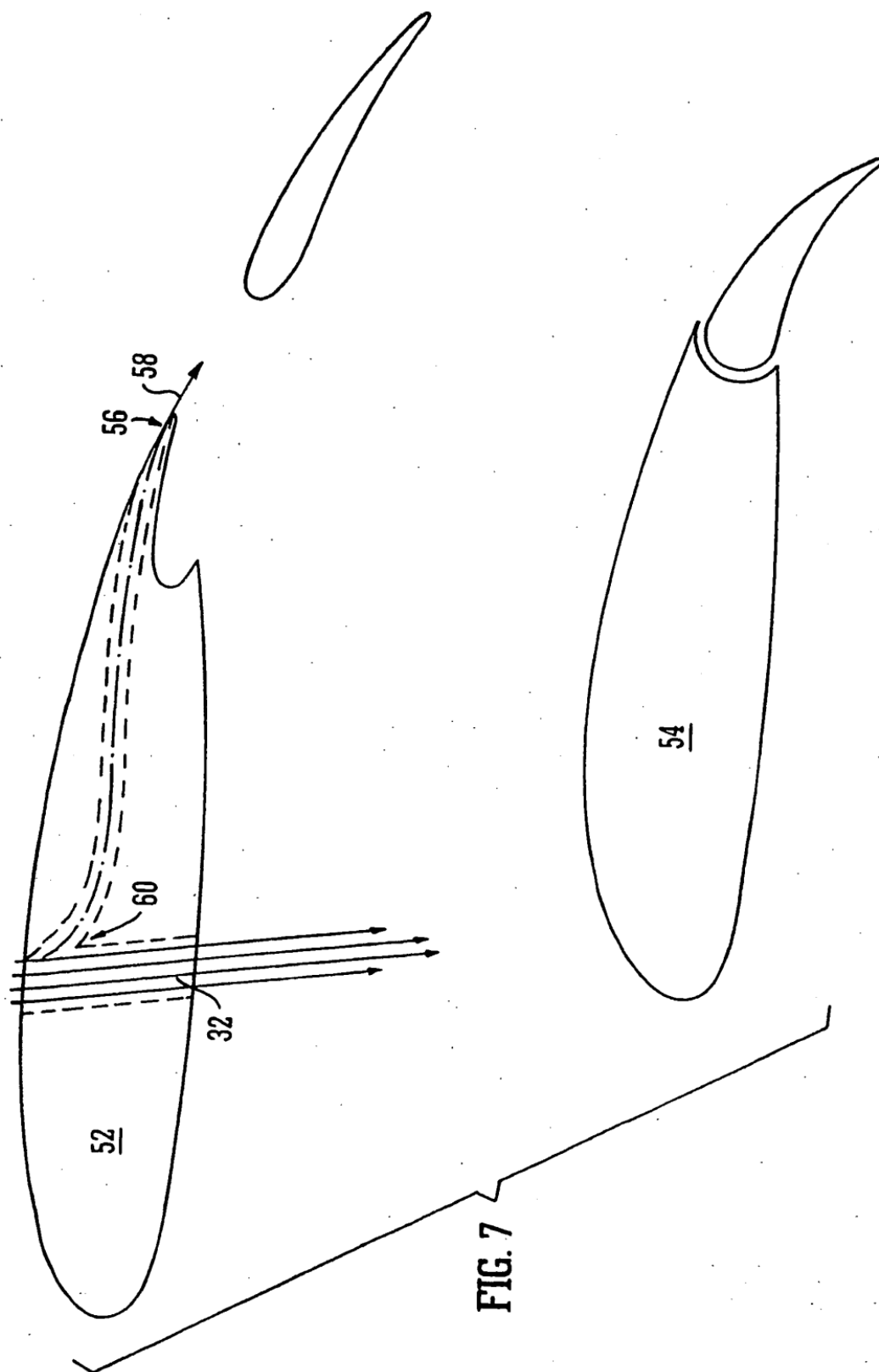


Figura 6B



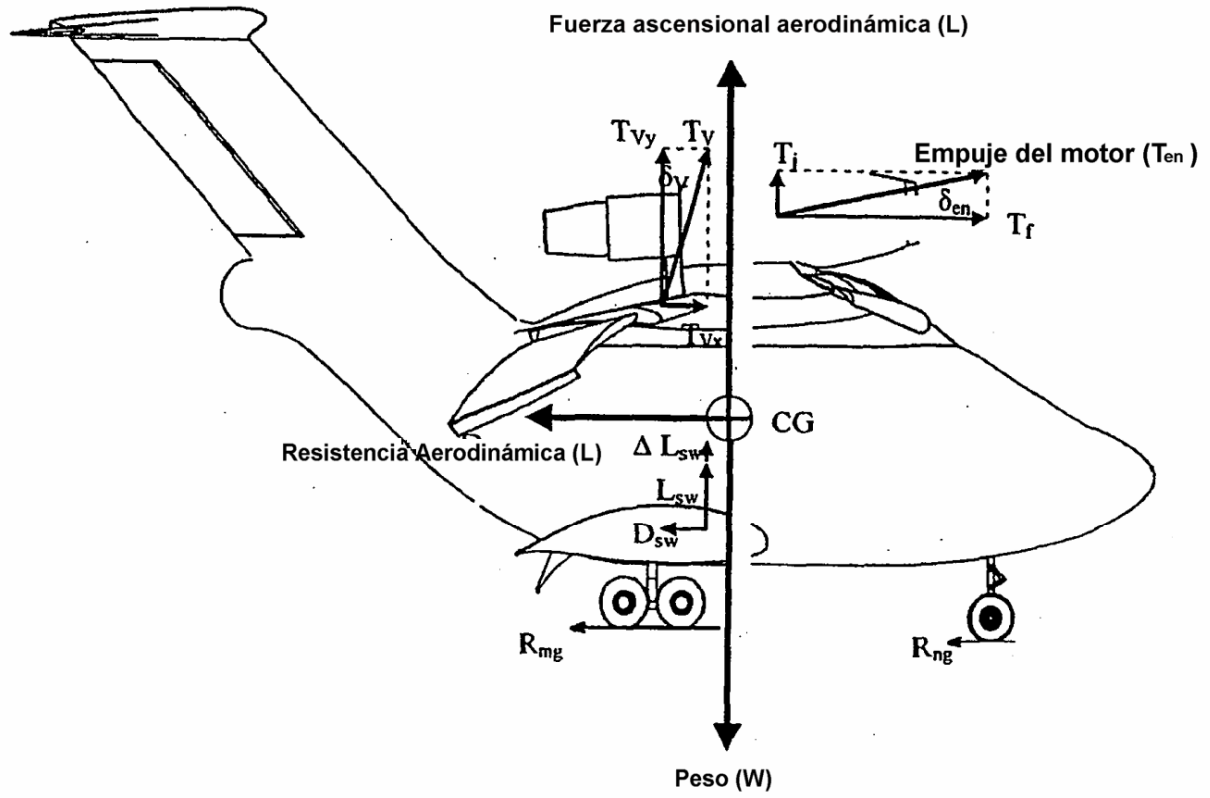


FIGURA 8