

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 733 440**

51 Int. Cl.:

B64C 21/04 (2006.01)

B64C 21/06 (2006.01)

B64C 21/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.03.2017 E 17161688 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.05.2019 EP 3219611**

54 Título: **Sistema de flujo de control activo y procedimiento de enfriado y proporción de control de flujo activo**

30 Prioridad:

18.03.2016 US 201615074487

21.04.2016 US 201615134904

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

29.11.2019

73 Titular/es:

PRATT & WHITNEY CANADA CORP. (100.0%)

1000 Marie-Victorin (01BE5)

Longueuil, Québec J4G 1A1, CA

72 Inventor/es:

THOMASSIN, JEAN;

MEISELS, DAVID y

ULLYOTT, RICHARD

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 733 440 T3

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

DESCRIPCIÓN

Sistema de flujo de control activo y procedimiento de enfriado y proporción de control de flujo activo

5 CAMPO TÉCNICO

La aplicación se refiere de manera general al control del flujo activo en una aeronave y más particularmente al control de flujo activo en superficies de aeronaves como las superficies de control de vuelo.

10 ANTECEDENTES DE LA TÉCNICA

Los sistemas de control de la capa límite de la superficie de control de flujo conocidos incluyen flaps de soplado, donde una pequeña cantidad del aire comprimido producido por el motor de la aeronave se purga del compresor y se envía por los canales que se extienden a lo largo de la parte trasera del ala, donde es forzada a través de las ranuras en los flaps de las alas. Dicha inyección de aire de alta energía en la capa límite puede producir un aumento en el ángulo de pérdida de ataque y el coeficiente máximo de elevación mediante el retraso de la separación de la capa límite del ala aerodinámica.

Los conjuntos de los motores de aeronaves por lo general incluyen uno o varios intercambiadores de calor que se usan para enfriar los fluidos de enfriamiento usados. El flujo de aire de enfriamiento que circula a través de dichos intercambiadores de calor normalmente viene del entorno del conjunto del motor y es liberado al entorno nuevamente después de circular a través del o los intercambiadores de calor.

WO 2015/183360 A2 describe un procedimiento de técnica anterior como se establece en el preámbulo de la reivindicación 1.

RESUMEN

En un aspecto, se brinda un procedimiento para proporcionar un control de flujo activo para una aeronave según la reivindicación 1.

En otro aspecto, se proporciona un conjunto como se establece en la reivindicación 8.

DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

A continuación, se hace referencia a las figuras adjuntas en las que:

la fig. 1 es una representación esquemática de un conjunto de motor compuesto según una realización particular;

la fig. 2 es una vista esquemática transversal de un motor Wankel que puede usarse en un conjunto de motor compuesto tal como se muestra en la fig. 1, según una realización particular;

la fig. 3 es una vista esquemática transversal de un conjunto de motor compuesto, tal como se muestra en la fig. 1, usado en combinación con un sistema de control de flujo activo según una realización particular;

la fig. 4 es una vista esquemática transversal de una superficie de control de vuelo según una realización particular, que puede usarse con el sistema de control de flujo activo de la fig. 3;

la fig. 5 es una vista esquemática transversal de un conjunto de motor que puede ser un conjunto de motor compuesto tal como se muestra en la fig. 1, usado en combinación con un sistema de control de flujo activo según otra realización particular; y

la fig. 6 es una vista esquemática transversal de un conjunto de motor que puede ser un conjunto de motor compuesto tal como se muestra en la fig. 1, usado en combinación con un sistema de control de flujo activo según otra realización particular.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Con referencia a la fig. 1, se muestra esquemáticamente un conjunto de motor compuesto 10. El conjunto de motor 10 incluye un núcleo del motor 12 con uno o más motores de combustión interna intermitente. El o los motores de combustión interna del núcleo 12 llevan una carga común. En la realización que se muestra, la carga común incluye un eje de salida 14 que puede estar conectado, por ejemplo, a un propulsor a través de una caja de engranajes de

reducción (no se muestra) y a la que se acopla cada motor de combustión interna. Otras posibles cargas comunes pueden incluir, entre otros, uno o más compresores y/o rotores de ventilador, uno o varios generadores eléctricos, accesorios, uno o varios mástiles de rotor o cualquier otro tipo de carga o combinación de las mismas. Por consiguiente, el conjunto del motor 10 puede usarse, por ejemplo, como un motor de turbosje o una unidad de potencia auxiliar (APU por sus siglas en inglés).

En la realización que se muestra, el conjunto del motor 10 también incluye un turbocompresor 16, que incluye un compresor 18 y una turbina de segunda etapa 20 que se encuentran interconectados de manera impulsada por un eje 22 El compresor 18 y la turbina de segunda etapa 20 pueden ser, cada uno, un dispositivo de una sola etapa o un dispositivo de múltiples etapas con un solo eje o dividirse en múltiples ejes independientes en paralelo o en serie, y cada uno puede ser un dispositivo centrífugo o axial. El compresor 18 del turbocompresor 16 comprime el aire antes de que ingrese al(los) motor(es) del núcleo del motor 12. El compresor 18 y la turbina de segunda etapa 20 pueden incluir, cada uno, uno o más rotores, con palas de flujo radial, axial o mixto.

En la realización que se muestra, el eje 22 del turbocompresor 16 se extiende a lo largo de un eje diferente a aquel del eje de salida 14, por ejemplo, en paralelo al mismo; de manera alternativa, el eje 22 del turbocompresor puede extenderse de manera transversal al eje de salida 14 o puede definirse coaxialmente con el eje de salida 14. El eje del turbocompresor 22 y el eje de salida 14 se acoplan entre sí por impulsión, a través de cualquier tipo adecuado de transmisión o caja de engranajes 26, por ejemplo, un sistema de engranajes planetario, de estrella, compensación o angular.

Cada motor de combustión interna proporciona un flujo de escape en la forma de pulsos de escape. El flujo de escape de cada motor de combustión interna del núcleo 12 se suministra a una turbina compuesta o de primera etapa 24 que se encuentra en comunicación fluida con el mismo. La turbina de primera etapa 24 podría ser una turbina de flujo axial, radial o mixto. En la realización que se muestra, la turbina de primera etapa 24 está interconectada por impulsión con la turbina de segunda etapa 20, montándose en el mismo eje de turbina 22 y, por consiguiente, acoplándose también por impulsión al eje de salida 14 a través de la caja de engranajes 26. En una realización alternativa, las turbinas 24, 20 pueden rotar de manera independiente, con la turbina de primera etapa 24 acoplada por impulsión al eje de salida 14, por ejemplo, a través de la caja de engranajes 26 y la turbina de segunda etapa 26 acoplada por impulsión al compresor 18, por ejemplo, a través del eje de la turbina 22.

La salida de la turbina de primera etapa 24 se encuentra en comunicación fluida con una entrada de la turbina de segunda etapa 20. La energía se extrae del gas de escape que sale de la turbina de primera etapa 24 por medio de la turbina de segunda etapa 20 para impulsar el compresor 18 a través del eje de conexión 22. En una realización particular, la turbina de segunda etapa 20 presenta una relación de reacción más alta que la turbina de primera etapa 24.

Se entiende que la configuración particular para el conjunto del motor 10 que se muestra se proporciona únicamente a modo de ejemplo, y que la configuración puede variar; varias configuraciones posibles incluyen, entre otros, más o menos turbinas, la omisión del compresor y/o el núcleo del motor y la(s) turbina(s) con una rotación independiente entre sí (es decir, no en combinación).

El o los inyectores de combustible de cada motor central 12, que en una realización particular son inyectores de combustible de conducto común, se comunican con una fuente 30 de combustible pesado (por ejemplo, diésel, queroseno (combustible de aviación), biocombustible equivalente) y suministran el combustible pesado al motor o motores centrales 12 de tal manera que la cámara de combustión esté estratificada con una rica mezcla de aire y combustible cerca de la fuente de ignición y una mezcla más pobre en otras partes.

Si bien no se muestra en la fig. 1, el aire puede circular a través de un interenfriador entre el compresor 20 y el núcleo del motor 12, y el conjunto del motor 10 también incluye un sistema de enfriado que incluye un intercambiador de calor 28 (véase la fig. 3) para enfriar un fluido de enfriamiento que circula a través del núcleo del motor 12. En una realización particular, el fluido de enfriamiento es un enfriador líquido adecuado, por ejemplo, agua. El flujo de aire a través del intercambiador de calor del conjunto del motor 10 se usa para el control de flujo activo de la aeronave, como se detallará de manera adicional a continuación.

En una realización particular, el núcleo del motor 12 incluye dos motores centrales, siendo cada uno un motor de combustión interna rotatorio que presenta un rotor acoplado de manera sellada en una carcasa respectiva, por ejemplo, un motor rotatorio Wankel. Con referencia a la fig. 2, se muestra una realización ejemplar de un motor Wankel 12'; debe entenderse que la configuración del motor o motores centrales usados en el conjunto del motor 10, por ejemplo, la ubicación de los orificios, el número y la ubicación de las juntas estancas, etc., puede variar con respecto a aquella de la realización que se muestra. Además, debe entenderse que cada motor central puede ser cualquier otro tipo de motor de combustión interna, incluyendo, entre otros, cualquier otro tipo de motor rotativo y motor de

combustión interna (por ejemplo, motor alternativo). Se pueden proporcionar más o menos motores centrales; como ejemplos no limitativos, en otras realizaciones particulares, el núcleo del motor incluye un único motor Wankel, cuatro motores Wankel, o cualquier número adecuado de motores de combustión interna que presenten cualquier otra configuración adecuada (por ejemplo, un motor alternativo).

5

Tal como se muestra en la fig. 2, cada motor Wankel comprende una carcasa 32 que define una cavidad interna con un perfil que define dos lóbulos, que es preferentemente una epitrocoide. Dentro de la cavidad interna se recibe un rotor 34. El rotor define tres partes de vértice (36) separadas circunferencialmente y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las partes de vértice 36 se acoplan de manera sellada con la superficie interior de una pared periférica 38 de la carcasa 32 para formar tres cámaras de trabajo 40 entre el rotor 34 y la carcasa 32.

10

El rotor 34 se acopla a una parte excéntrica 42 del eje de salida 16 para realizar revoluciones orbitales dentro de la cavidad interna. El eje de salida 16 realiza tres rotaciones por cada revolución orbital del rotor 34. El eje geométrico (44) del rotor (34) está desplazado con respecto al eje (46) del alojamiento (32) y en paralelo al mismo. Durante cada revolución orbital, cada cámara 40 varía en volumen y se desplaza alrededor de la cavidad interna para someterse a las cuatro fases de admisión, compresión, expansión y escape.

15

Se proporciona un orificio de admisión 48 a través de la pared periférica 38 para admitir sucesivamente aire comprimido desde el colector de admisión 18 en cada cámara de trabajo 40. También se proporciona un orificio de escape 50 a través de la pared periférica 38 para descargar sucesivamente los gases de escape de cada cámara de trabajo 40. A través de la pared periférica (38) se proporcionan también los pasos (52) para una bujía de motor a reacción, una bujía de encendido u otro elemento de ignición, así como para uno o más inyectores de combustible (no mostrados). Alternativamente, el orificio de admisión (48), el orificio de escape (50) y / o los pasos (52) pueden proporcionarse a través de una pared de extremo o lateral (54) del alojamiento; y / o el elemento de ignición y un inyector de combustible piloto pueden comunicarse con una subcámara piloto (no mostrada) definida en el alojamiento (32) y comunicarse con la cavidad interna para proporcionar una inyección piloto. La subcámara piloto puede definirse, por ejemplo, en una inserción (no mostrada) recibida en la pared periférica 38.

20

25

Para un funcionamiento eficiente, las cámaras de trabajo 40 están selladas, por ejemplo, mediante juntas de vértice accionadas por resorte 56 que se extienden desde el rotor 34 para acoplar la pared periférica 38, juntas estancas de cara o de gas accionadas por resorte 58 y juntas estancas de extremo o esquina 60 que se extienden desde el rotor 34 para acoplar las paredes de extremo 54. El rotor 34 también incluye al menos un anillo de retén de aceite accionado por resorte 62, sesgado contra la pared de extremo 54 alrededor del rodamiento para el rotor 34 en la parte excéntrica del eje 42.

30

35

Cada motor Wankel proporciona un flujo de escape en forma de un pulso de escape relativamente largo; por ejemplo, en una realización particular, cada motor Wankel presenta una explosión por cada 360° de rotación del eje de salida, con el orificio de escape en posición abierta en aproximadamente 270° de esa rotación.

40

45

En una realización particular que puede ser particularmente, aunque no exclusivamente, adecuada para una baja altitud, cada motor Wankel tiene una relación de expansión volumétrica de 5 a 9, y una relación de compresión volumétrica más baja que la relación de expansión volumétrica. La recuperación de energía de la turbina de primera etapa 26 se puede elevar al máximo teniendo las temperaturas de los gases de escape en el límite material y, como tal, es adecuada para dichas relaciones de compresión volumétricas relativamente bajas, lo que puede ayudar a aumentar la densidad de energía del motor Wankel y también puede mejorar la combustión a alta velocidad y de combustible pesado.

En referencia a la fig. 3 y como se mencionó anteriormente, en la realización que se muestra, el flujo de aire a través del intercambiador de calor 28 del conjunto del motor 10 se usa para aplicar un control de flujo activo en una o más superficies de control de vuelo de la aeronave. Debe entenderse que el término "aeronave" incluye aeronaves de ala fija y aeronaves de ala giratoria, y que el término "superficie de control de vuelo" incluye cualquier superficie móvil de la aeronave que permita a un piloto ajustar y controlar la actitud de vuelo de la aeronave, incluyendo, entre otros, alerones, elevadores, timones, elevones (combinando las funciones de los elevadores y los alerones), spoilers, alerones de spoiler, flaps, listones y frenos de aire.

55

Por consiguiente, un sistema de control de flujo en general incluye una o más superficies de control de vuelo 64 (del cual se muestra un ejemplo en la fig. 4) y un sistema de control de la capa límite 66 en comunicación fluida con una región de la capa límite 68 (fig. 4) de la(s) superficie(s) de control de vuelo 64. El sistema de control de la capa límite 66 proporciona un flujo adicional al flujo de la capa límite (sistema de soplado), o bien proporciona la succión para extraer parte del flujo de la capa límite (sistema de succión).

60

En referencia a la fig. 4, se muestra un ejemplo de una superficie de control de vuelo 64, que en esta realización

particular es un flap. El sistema de control de la capa límite 66 incluye una o más boquillas 70 que dirigen el flujo de aire a lo largo de una superficie superior 72 del flap, por ejemplo, de manera tangencial a la superficie superior 72, de modo tal que el flap presente una configuración de "flap de soplado", que puede usarse, por ejemplo, en una aeronave de corto despegue y aterrizaje (STOL por sus siglas en inglés). Cada boquilla 70 puede proporcionarse como un
 5 conducto interno en el ala terminando en una ranura de la superficie superior 72 del flap cerca de su borde posterior. Alternativamente, es posible usar otras configuraciones. Por ejemplo, las boquillas 70 pueden dirigir el flujo de aire a lo largo de la superficie inferior del flap, por ejemplo, con las boquillas ubicadas cerca del borde delantero y dirigidas tangencialmente a lo largo de la dirección hacia adelante. En el caso de una superficie de control vertical, ya sea uno o ambos lados de la superficie de control pueden incluir boquillas, por ejemplo, para realzar el control de bandazo a
 10 velocidades bajas, lo que en realizaciones particulares puede permitir que la superficie de control sea más pequeña y/o presente un arrastre reducido. También pueden proporcionarse boquillas en lados opuestos de una superficie de control horizontal, por ejemplo, para aumentar la capacidad de control.

En una realización particular, los "flaps de soplado" proporcionan una velocidad de pérdida de sustentación
 15 relativamente baja, por ejemplo, reducida mediante un factor de 2 o más con respecto a la misma aeronave sin control de flujo activo. El sistema de control de la capa límite 66 revitaliza la capa límite en ubicaciones adecuadas en el ala y permite que el ala proporcione una bajada a una velocidad muy lenta (por ejemplo, operaciones de STOL).

Nuevamente en referencia a la fig. 3, el sistema de control de la capa límite 66 incluye uno o más conductos y/o
 20 cámaras 74 para dirigir el flujo hacia o desde la(s) superficie(s) de control de vuelo 64. El o los conductos y/o cámaras 74 están en comunicación fluida con un ducto 76, que está en comunicación fluida con pasajes de aire 78 del intercambiador de calor 28 del conjunto del motor 10. En la realización mostrada, el intercambiador de calor 28 está contenido en el ducto 76. El intercambiador de calor 28 incluye pasajes de fluidos 80 en relación de intercambio de calor con los pasajes de aire 78. Los pasajes de fluidos 80 reciben el fluido enfriador (por ejemplo, el enfriador líquido)
 25 que circula fuera del núcleo del motor 12, que es enfriado por el intercambiador de calor 28 para su recirculación hacia el núcleo del motor 12.

Un impulsor de aire forzado, que en la realización mostrada es un ventilador orientable 82 (por ejemplo, un ventilador de impulsión), está en comunicación fluida con el ducto 76 para impulsar el flujo de aire a través del mismo. Debe
 30 entenderse que cualquier otro mecanismo adecuado para forzar un flujo de aire a través del ducto 76 puede usarse de manera alternativa, incluyendo, entre otros, uno o más eyectores. En la realización mostrada, el ventilador 82 es recibido directamente en el ducto 76 y es impulsado por el núcleo del motor 12 del conjunto del motor 10, a través de una transmisión adecuada que incluye un embrague 84 para permitir que el ventilador 82 rote según sea requerido. En una realización particular, el intercambiador de calor 28 se dimensiona para funcionar sin el ventilador 82 a alta
 35 velocidad (con condiciones de alto ariete), y el ventilador 82 se engrana para rotar solo a baja velocidad, cuando las condiciones de ariete no son suficientes para proporcionar el flujo de aire requerido a través del intercambiador de calor 28. Otras configuraciones y/o mecanismos de impulsión también son posibles, incluyendo los mecanismos de impulsión engranados de manera continua (es decir, sin un embrague) para accionar el ventilador 82 incluso en condiciones de alta velocidad (permitiendo potencialmente el uso de un intercambiador de calor más pequeño) y/o
 40 cualquier tipo adecuado de impulsión mecánica, eléctrica o hidráulica.

En la realización mostrada, el ducto 76 presenta una entrada 86 que se comunica con un entorno del conjunto del motor 10 y una salida 88 que se comunice con el sistema de control de la capa límite 66. El sistema de control de la capa límite 66, por consiguiente, se ubica corriente abajo del intercambiador de calor 28, de modo tal que el ventilador
 45 82 impulse el flujo de aire desde el entorno, a través del intercambiador de calor 28, y después hacia el sistema de control de la capa límite 66.

Por consiguiente, el núcleo del motor 12 del conjunto del motor 10 se enfría mediante la circulación del fluido enfriador (por ejemplo, el enfriador líquido) a través del núcleo del motor 12, por ejemplo, a través de los pasajes de enfriamiento
 50 definidos a través de la carcasa 32 de cada motor de combustión interna rotatorio y en comunicación fluida con los pasajes de fluidos 80 del intercambiador de calor 28. El fluido enfriador después se enfría en el intercambiador de calor 28 a través del intercambio de calor con el flujo de aire de enfriamiento en el ducto 76. El flujo de aire de enfriamiento se usa para proporcionar el control de flujo activo a la(s) superficie(s) de control de vuelo 64. En esta realización, el flujo de aire de enfriamiento se usa para proporcionar un control de flujo activo mediante la circulación
 55 de flujo de aire de enfriamiento desde el intercambiador de calor 28 hacia la región de la capa límite 68 de la(s) superficie(s) de control de vuelo 64. De manera alternativa, el flujo de aire de enfriamiento puede usarse para proporcionar un control de flujo activo mediante la circulación de flujo de aire de enfriamiento desde la región de la capa límite 68 de la(s) superficie(s) de control de vuelo hacia el intercambiador de calor 28, como se detallará adicionalmente a continuación.

60 En la realización mostrada, el intercambiador de calor 28 también incluye o actúa como un interenfriador. Por lo tanto, el flujo comprimido del compresor 18 del conjunto del motor se hace circular a través del intercambiador de calor 28

antes de circular hacia el núcleo del motor 12.

En la realización mostrada en la fig. 3, el conjunto del motor 10 es un motor primario, es decir, un motor que proporciona propulsión a la aeronave; la carga 14 incluye un propulsor 14'. Debe entenderse que es posible usar una configuración similar para otros tipos de motores primarios (por ejemplo, un turboeje), así como también motores usados como unidades de potencia auxiliares.

Incluso en referencia a la fig. 3, en la realización mostrada, un conducto de escape 90 presenta una salida 92 que se comunica con el entorno del conjunto del motor 10 y una entrada 94 que se comunica con el ducto 76 corriente abajo del intercambiador de calor 28 y corriente arriba del sistema de control de la capa límite 66. Una válvula 96 bloquea selectivamente la comunicación fluida entre el ducto 76 y el conducto de escape 90. El conducto de escape 90 proporciona una derivación cuando el flujo de aire que circula a través del intercambiador de calor 28 excede los requerimientos del sistema de control de la capa límite 66; el flujo en exceso se desvía a través del conducto de escape 90 a través de un orificio selectivo de la válvula 96. La válvula 96 puede presentar un orificio variable para modular el flujo dirigido a través del conducto de escape 90. En la realización mostrada, la válvula 96 se proporciona en la forma de una puerta pivotante, que puede pivotar entre las posiciones de cerrada y completamente abierta. Otras configuraciones también son posibles.

En referencia a la fig. 5, en otra realización, la(s) superficie(s) de control de vuelo 164 incluyen un alerón proporcionado en la cola de la aeronave. El sistema de control de la capa límite 166 es un sistema de succión, que incluye una pluralidad de orificios 170 definidos a través de cualquier superficie del alerón 164 donde la succión ayuda a mantener el control de la capa límite; los orificios 170 están en comunicación fluida con una porción del ducto 76 que se extiende corriente arriba del intercambiador de calor 28. Por ejemplo, los orificios 170 puede definirse mediante la presentación de parte de la superficie de control de vuelo 164 hecha de un material poroso, con los orificios 170 del material poroso en comunicación con una o más cámaras definidas en la superficie de control de vuelo 164 y en comunicación con el ducto 76. Otras configuraciones también son posibles.

En esta realización, el intercambiador de calor 28 se encuentra contenido en el ducto 76, y el ventilador 82 también es impulsado por el conjunto del motor 10, por ejemplo, mediante el núcleo del motor 12. La entrada 86 del ducto 76 se comunica con el sistema de control de la capa límite 166 y la salida 88 del ducto 76 se comunica con el entorno del conjunto del motor 10. El sistema de control de la capa límite 166 por consiguiente se ubica corriente arriba del intercambiador de calor 28, de modo que el ventilador 82 impulse el flujo de aire desde el sistema de control de la capa límite 166, a través del intercambiador de calor 28, y después hacia el entorno del conjunto del motor 10.

Si bien no se muestra, puede proporcionarse un conducto de escape con una salida que se comunique con el entorno del conjunto del motor 10 y una entrada que se comunique con el ducto 76 corriente abajo del sistema de control de la capa límite 166 y corriente arriba del intercambiador de calor 28, y con una válvula que bloquee selectivamente la comunicación fluida entre el ducto 76 y el conducto de escape, para proporcionar una derivación cuando el flujo de aire desde el sistema de control de la capa límite 166 excede los requerimientos del intercambiador de calor 28.

En una realización particular, el sistema de control de la capa límite de tipo succión 166 puede ser más eficiente para reacoplar la capa límite a una carga aerodinámica alta, lo que puede reducir la cantidad de combustible requerido para operar el conjunto del motor 10.

En una realización alternativa, el sistema de control de la capa límite de tipo succión 166 usa un control de flujo activo para mejorar el control de la capa límite y/o reducir el arrastre en una parte, por ejemplo, una parte estática, de la aeronave (aeronave de alas fijas, aeronave de alas giratorias, etc.), por ejemplo, donde mejorar la recuperación de ariete y/o la recuperación de presión baja. Los orificios 170 se definen a través de cualquier superficie de la parte en la que la succión ayuda a reducir y mejorar el control de la capa límite y/o reducir el arrastre (por ejemplo, el arrastre de forma) con los orificios estando en comunicación con el ducto 76 para proporcionar el flujo al intercambiador de calor 28.

Por ejemplo, en una realización particular mostrada en la fig. 6, el sistema de control de la capa límite de tipo succión 166 incluye orificios 170 proporcionados en una región de borde delantero 165 de la cola de la aeronave, que en la realización mostrada se define como la región que se extiende desde, en proximidad de e incluyendo el borde delantero de la cola; la región de borde delantero 165 siendo una región donde la succión puede ayudar a mejorar el control de la capa límite y/o reducir el arrastre. De manera similar a la realización de la fig. 5, los orificios 170 están en comunicación fluida con una porción del ducto 76 que se extiende corriente arriba del intercambiador de calor 28. Por ejemplo, los orificios 170 pueden definirse mediante la presentación de una región de borde delantero 165 hecho de un material poroso, con los orificios 170 del material poroso en comunicación con una o más cámaras definidas en la cola y en comunicación con el ducto 76. Otras configuraciones también son posibles.

De manera alternativa, los orificios pueden proporcionarse en cualquier ubicación donde haya recuperación de presión baja, incluyendo, entre otras, la región de borde delantero de cualquier ala aerodinámica (ala, cola, superficie de control, etc.) y cualquier superficie en un área de recuperación de presión baja alrededor de las alas, el fuselaje, el cono de la cola, los estabilizadores verticales, los estabilizadores horizontales y/o alrededor de otras superficies de control de vuelo. El sistema de control de la capa límite usado con áreas de recuperación de presión baja podría ser un sistema que proporcione un flujo adicional al flujo de capa límite en estas áreas (sistema de soplado) o proporcione succión para extraer parte del flujo de la capa límite (sistema de succión), como se describió anteriormente.

En las realizaciones que se muestran en las fig. 5 a 6, el conjunto del motor 10 es una unidad de potencia auxiliar. Debe entenderse que es posible usar una configuración similar para cualquier tipo de motor primario. En una realización particular, el conjunto del motor 10 es un motor primario y el sistema de control de la capa límite se comunica con una o más superficies de la aeronave donde hay una recuperación de presión baja; las superficies pueden ser superficies de control o de otro tipo (por ejemplo, superficies fijas) como se detalló anteriormente.

Si bien en las realizaciones mostradas el ventilador 82 está ubicado corriente abajo del intercambiador de calor 28, se entiende que alternativamente el ventilador 82 puede estar ubicado corriente arriba del intercambiador de calor 28.

Los sistemas de enfriamiento de los conjuntos de motor, como el conjunto 10 mostrado, normalmente requieren una gran cantidad de aire de enfriamiento forzado para funcionar, y por consiguiente requieren un flujo relativamente alto a temperaturas bajas relativas a través del ducto 76; en una realización particular, dicho flujo es particularmente adecuado para su uso con requerimientos de control de flujo activo de grandes aeronaves. Por ejemplo, los conjuntos de motores con núcleos de motor 12 que incluyen uno o más motores rotatorios pueden presentar un flujo de masa de aire de enfriamiento comparativamente alto, aunque el flujo de masa del motor central es bajo, en comparación con un motor de turbina de gas con una cámara de combustión. En una realización particular, el flujo de enfriamiento alto incluso se proporciona hacia abajo a una velocidad de motor muy baja, lo que permite revitalizar la aerodinámica de la superficie de control de vuelo, por ejemplo, para reducir la velocidad de la pérdida de sustentación.

En una realización particular, el sistema de control activo puede permitir la reducción del tamaño de la(s) superficie(s) de control de vuelo 64, 164 a las que se aplica, mediante el uso de aire de alta presión que se requiere para el enfriamiento del conjunto del motor 20 y que de otro modo sería aire de desperdicio; el sistema también elimina la necesidad de un ventilador dedicado para proporcionar el flujo de aire del sistema de control de la capa límite 66, 166. El sistema de control de la capa límite 66, 166 puede permitir la revitalización de la capa límite de la(s) superficie(s) de control de vuelo 64, 164 y la mejora de su eficacia, por ejemplo, a una carga aerodinámica alta.

En una realización particular, el flujo de aire generado por el compresor 18 del conjunto del motor 10 puede estar muy caliente para ser usado directamente en un sistema de control de la capa límite 66, 166, particularmente para una unidad de potencia auxiliar operada en una eficacia térmica baja y una configuración de alto consumo de combustible, donde el control de la capa límite puede ser más útil o requerido. Por consiguiente, el uso del flujo de aire de enfriamiento desde o hacia el intercambiador de calor 28 en el sistema de control de la capa límite 66, 166 en lugar del flujo de aire generado por el compresor 18 del conjunto del motor 10 puede permitir que se evite la necesidad de un intercambiador de calor adicional y/o puede permitir una reducción del quemado de combustible adicional que resulta del sistema de control activo.

En una realización particular y cuando se usa con un motor primario para una aeronave de ala fija, la inclusión del ventilador 82 puede permitir el uso de un intercambiador de calor de fluido enfriador más pequeño, en comparación con los intercambiadores de calor que se dimensionan para basarse solo en aire de ariete; por ejemplo, el intercambiador de calor 28 puede dimensionarse para condiciones de velocidad constante, en lugar de condiciones de despegue. La presencia del sistema de control activo puede, por consiguiente, permitir una reducción de peso y/o de tamaño del conjunto del motor 10, a través del uso de un intercambiador de calor más pequeño.

En el uso, el control de flujo activo para la aeronave puede, por consiguiente, proporcionarse mediante el enfriamiento de un componente de la aeronave, como el núcleo del motor 12, con un fluido enfriador, como un líquido enfriador, y después haciendo circular el líquido enfriador usado a través del intercambiador de calor 28, donde el enfriador líquido se enfría mediante el flujo de aire de enfriamiento a través del ducto 76. La comunicación fluida se proporciona entre el flujo de aire de enfriamiento y el flujo de la capa límite de superficies de aeronaves como las superficies en una o varias áreas de recuperación de presión baja y/o una o varias superficies de control de vuelo 64, 164; el flujo de aire de enfriamiento, por consiguiente, afecta al flujo de la capa límite de la(s) superficie(s) para proporcionar un control de flujo activo. Dependiendo de la configuración del sistema de control activo 66, 166, la comunicación fluida entre el flujo de aire de enfriamiento y el flujo de la capa límite puede proporcionarse corriente arriba o corriente abajo del intercambiador de calor 28; el flujo de aire de enfriamiento puede, por consiguiente, ser extraído de (por ejemplo, a través de orificios en una superficie de la superficie de control de vuelo 64, 164) o añadido (por ejemplo, mediante la dirección de chorros a lo largo de una superficie de control de vuelo 64, 164) al flujo de la capa límite.

El flujo de aire de enfriamiento normalmente se hace circular mediante la rotación del ventilador 82, aunque bajo condiciones de alta velocidad, la presión de ariete podría ser suficiente para proporcionar la circulación de flujo de aire deseada, particularmente para los sistemas de control de la capa límite 66, 166 del tipo de soplado.

- 5 En las realizaciones mostradas, se hace circular el enfriador líquido a través de una carcasa 32 del motor de combustión interna (por ejemplo, un motor rotatorio) del conjunto del motor 10. Sin embargo, debe entenderse que el intercambiador de calor 28 podría usarse para enfriar otros componentes del conjunto del motor 10 y/o de la aeronave, incluyendo, entre otros, rodamientos superfríos de un motor eléctrico, componentes eléctricos, baterías, etc., en combinación o en reemplazo del núcleo del motor 12 del conjunto del motor 10. Por consiguiente, el sistema de control
- 10 de activo podría usar el flujo de aire de enfriamiento o cualquier otro tipo de intercambiador de calor, incluyendo, entre otros, cualquier tipo de intercambiador de calor usado para enfriar un enfriador líquido.

- Debe entenderse que el flujo de aire generado por el ventilador 82 en el ducto 76 puede usarse adicionalmente para otras finalidades. Por ejemplo, en casos donde el flujo de aire se calienta de manera suficiente en el intercambiador
- 15 de calor 28, parte del flujo de aire puede extraerse del ducto 76 o del sistema de control activo 66, 166 para finalidades anticongelantes.

- La descripción anterior solo tiene la finalidad de servir como ejemplo, y un experto en la materia reconocerá que es posible hacer cambios a las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención como se define en las
- 20 reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento para la proporción de control de flujo activo para una aeronave, siendo que el procedimiento comprende:
- 5 enfriar un componente de la aeronave con un enfriador líquido;
- circular el enfriador líquido usado a través de un intercambiador de calor (28);
- 10 enfriar el enfriador líquido en el intercambiador de calor (28) haciendo circular un flujo de aire de enfriamiento a través del intercambiador de calor (28) en relación de intercambio de calor con el enfriador líquido;
- proporcionar una comunicación fluida entre el flujo de aire de enfriamiento y un flujo de la capa límite de al menos una superficie (64; 164) de la aeronave, siendo que el flujo de aire de enfriamiento afecta al flujo de la capa límite de la al
- 15 menos una superficie (64; 164) para proporcionar control de flujo activo,
- caracterizado porque:
- enfriar el componente de la aeronave con el enfriador líquido incluye hacer circular el enfriador líquido a través de una
- 20 carcasa (32) de un motor de combustión interna intermitente de un conjunto de motor (10) de la aeronave.
2. El procedimiento como se define en la reivindicación 1, en el que la al menos una superficie (64; 164) de la aeronave incluye una superficie de control de vuelo.
- 25 3. El procedimiento como se define en la reivindicación 1 o 2, en el que proporcionar la comunicación fluida entre el flujo de aire de enfriamiento y el flujo de la capa límite incluye extraer el flujo de aire de enfriamiento del flujo de la capa límite, con la comunicación fluida siendo proporcionada corriente arriba del intercambiador de calor (28) y, opcionalmente, en el que el flujo de aire de enfriamiento se extrae del flujo de la capa límite a través de una pluralidad de orificios (170) definidos en la al menos una superficie (164).
- 30 4. El procedimiento como se define en la reivindicación 1 o 2, en el que la proporción de la comunicación fluida entre el flujo de aire de enfriamiento y el flujo de la capa límite incluye añadir el flujo de aire de enfriamiento al flujo de la capa límite, la comunicación fluida siendo proporcionada corriente abajo del intercambiador de calor (28) y, opcionalmente, en el que el flujo de aire de enfriamiento se añade al flujo de la capa límite mediante la dirección de
- 35 una pluralidad de chorros a lo largo de una superficie de la al menos una superficie (64).
5. El procedimiento como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el motor de combustión interna intermitente es un motor de combustión interna rotatorio (12').
- 40 6. El procedimiento como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que además comprende hacer circular el flujo de aire de enfriamiento a través del intercambiador de calor (28) y entre el intercambiador de calor (28) y la superficie (64; 164) usando un ventilador (82) impulsado por el conjunto del motor (10).
- 45 7. El procedimiento como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que además comprende hacer circular un flujo comprimido desde un compresor (18) del conjunto del motor (10) a través del intercambiador de calor (28) antes de hacerlo circular hacia el motor de combustión interna.
8. Un conjunto que comprende:
- 50 un sistema de control de flujo activo para una aeronave, que comprende:
- un sistema de control de la capa límite (66; 166) en comunicación fluida con una región de la capa límite (68) de una superficie (64; 164) de la aeronave, la superficie (64; 164) de la aeronave siendo una superficie de control de vuelo o una superficie en un área de recuperación de presión baja;
- 55 un ducto (76) en comunicación fluida con el sistema de control de la capa límite (66; 166);
- un intercambiador de calor (28) que presenta pasajes de aire (78) en comunicación fluida con el ducto (76) y pasajes de fluidos (80) en relación de intercambio de calor con los pasajes de aire (78), los pasajes de fluidos (80) para recibir
- 60 un enfriador líquido de la aeronave; y
- un impulsor de aire forzado (82) en comunicación fluida con el ducto (76) para impulsar un flujo de aire a través del

mismo y a través del sistema de control de la capa límite (66; 166); y

un núcleo del motor (12) que incluye el al menos un motor de combustión interna intermitente, con cada motor de combustión interna intermitente presentando una carcasa (32) que incluye pasajes de enfriamiento en comunicación
5 fluida con los pasajes de fluidos (80) del intercambiador de calor (28).

9. El conjunto como se define en la reivindicación 8, en el que el sistema de control de la capa límite (166) incluye una pluralidad de orificios (170) definidos a través de la superficie (164) en comunicación fluida con una porción del ducto (76) que se extiende corriente arriba del intercambiador de calor (28).

10

10. El conjunto como se define en la reivindicación 8, en el que el sistema de control de la capa límite (66) incluye una pluralidad de boquillas (70) orientadas a dirigir un flujo sobre la superficie (64), las boquillas (70) en comunicación fluida con una parte del ducto (76) que se extiende corriente abajo del intercambiador de calor (28).

15

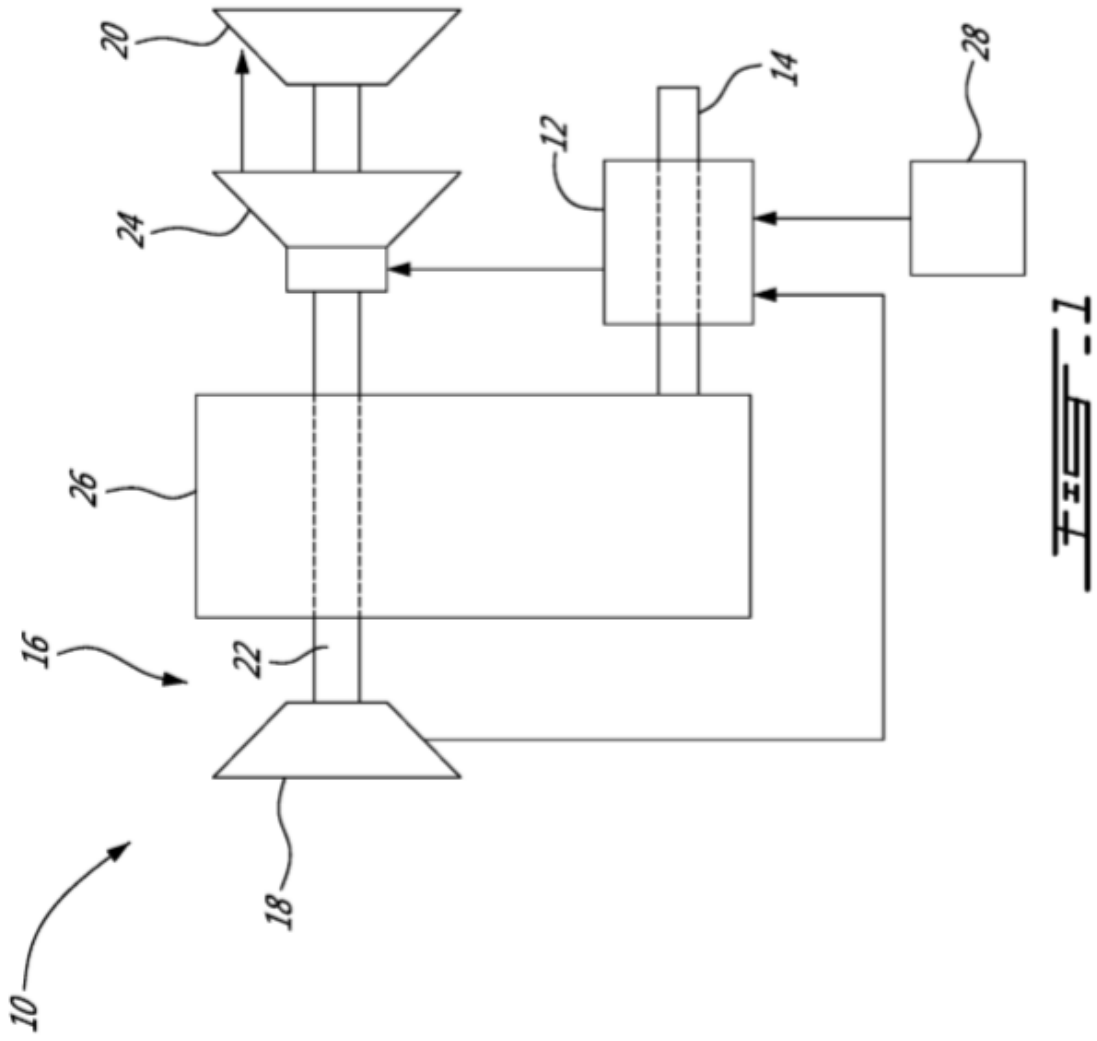
11. El conjunto como se define en cualquiera de las reivindicaciones 8 a 10, que además comprende un conducto de escape (90) en comunicación con el ducto (76) entre el intercambiador de calor (28) y el sistema de control de la capa límite (66; 166) y una válvula (96) que modula la comunicación entre el conducto de escape (90) y el ducto (76).

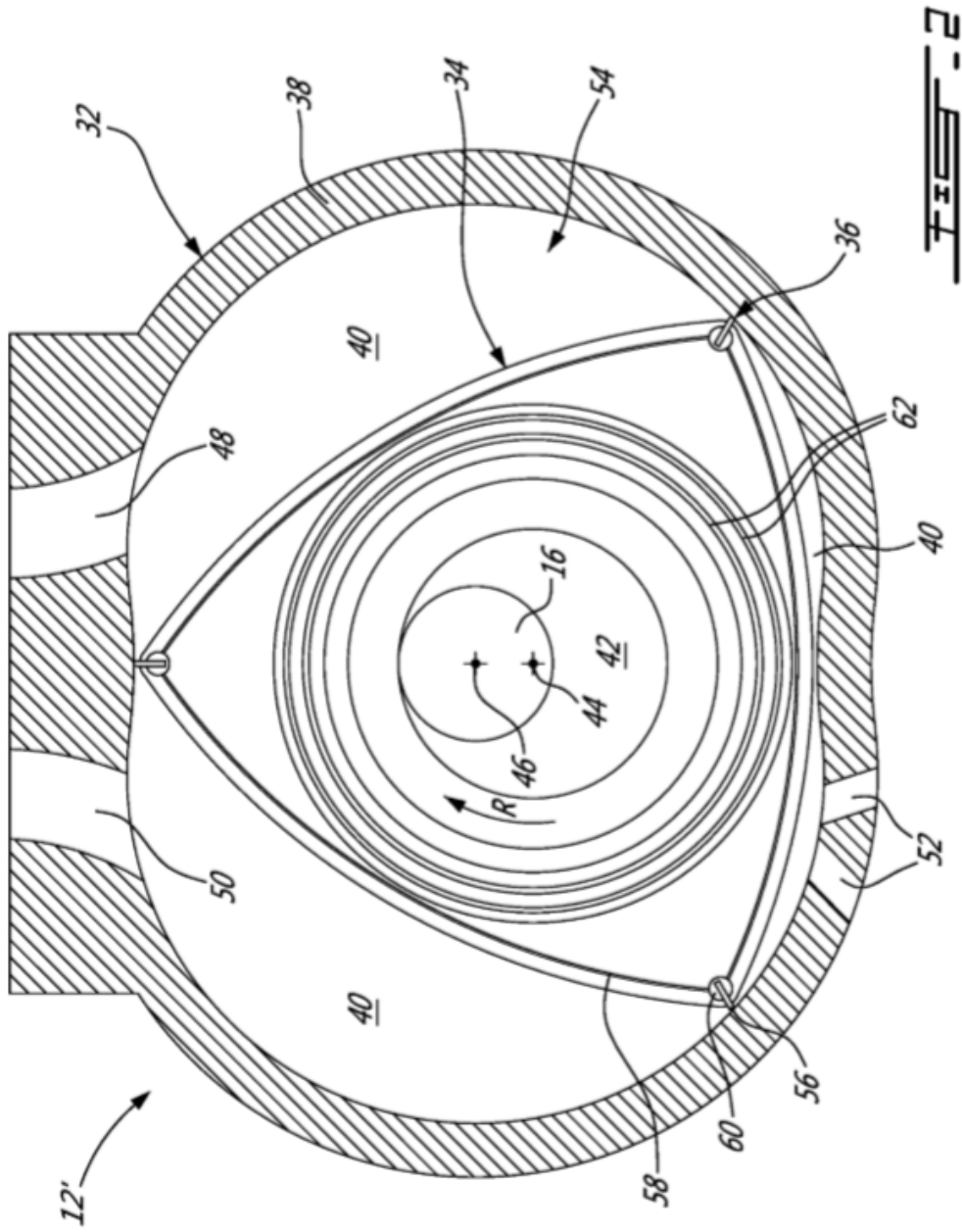
20

12. El conjunto como se define en cualquiera de las reivindicaciones 8 a 11, en el que la superficie (64; 164) es un área de recuperación de presión baja que incluye una región de borde delantero (165) que se extiende desde un borde delantero de un ala aerodinámica.

25

13. El conjunto como se define en cualquiera de las reivindicaciones 8 a 12, en el que el al menos un motor de combustión interna intermitente es un motor de combustión interna rotatorio (12').





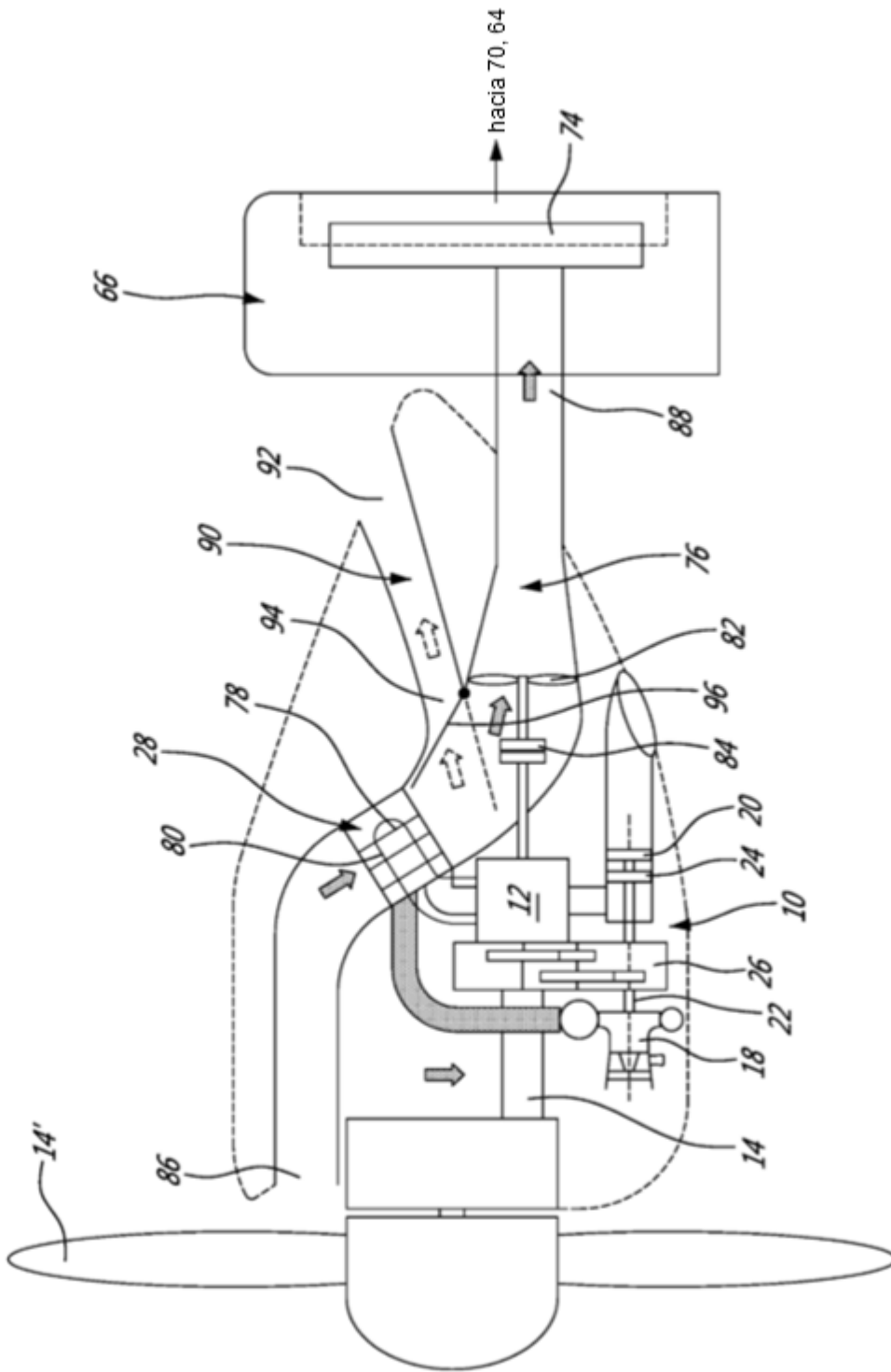


FIG. 3

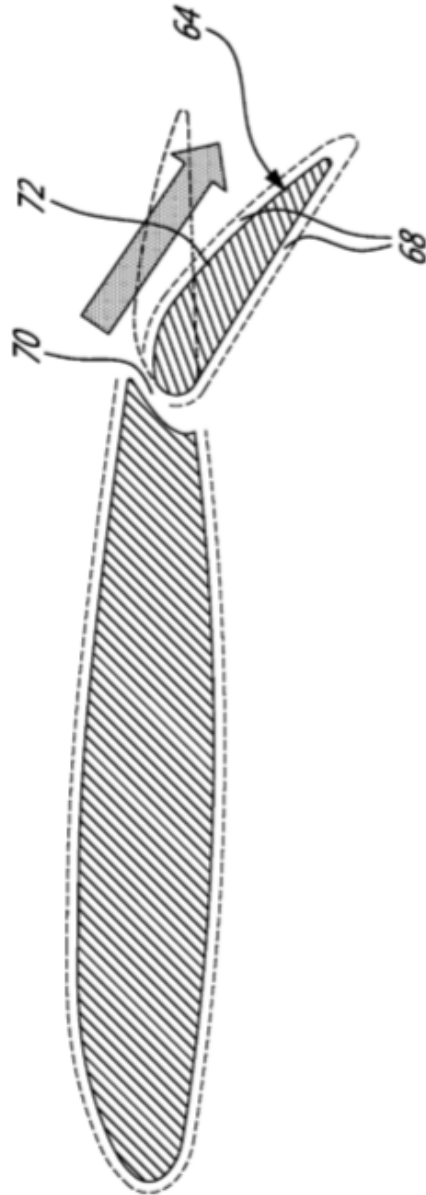


FIG. 4

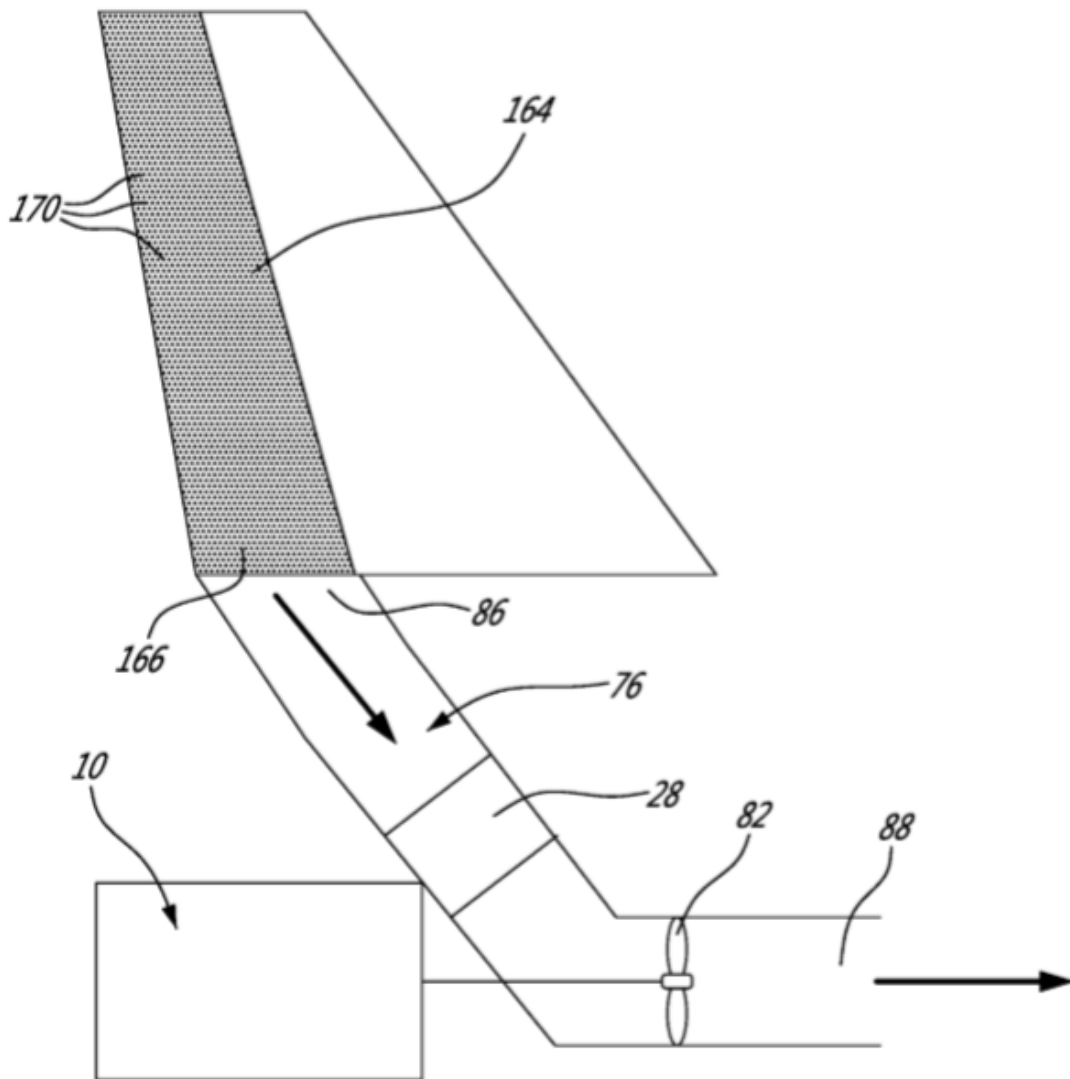


FIG. 5

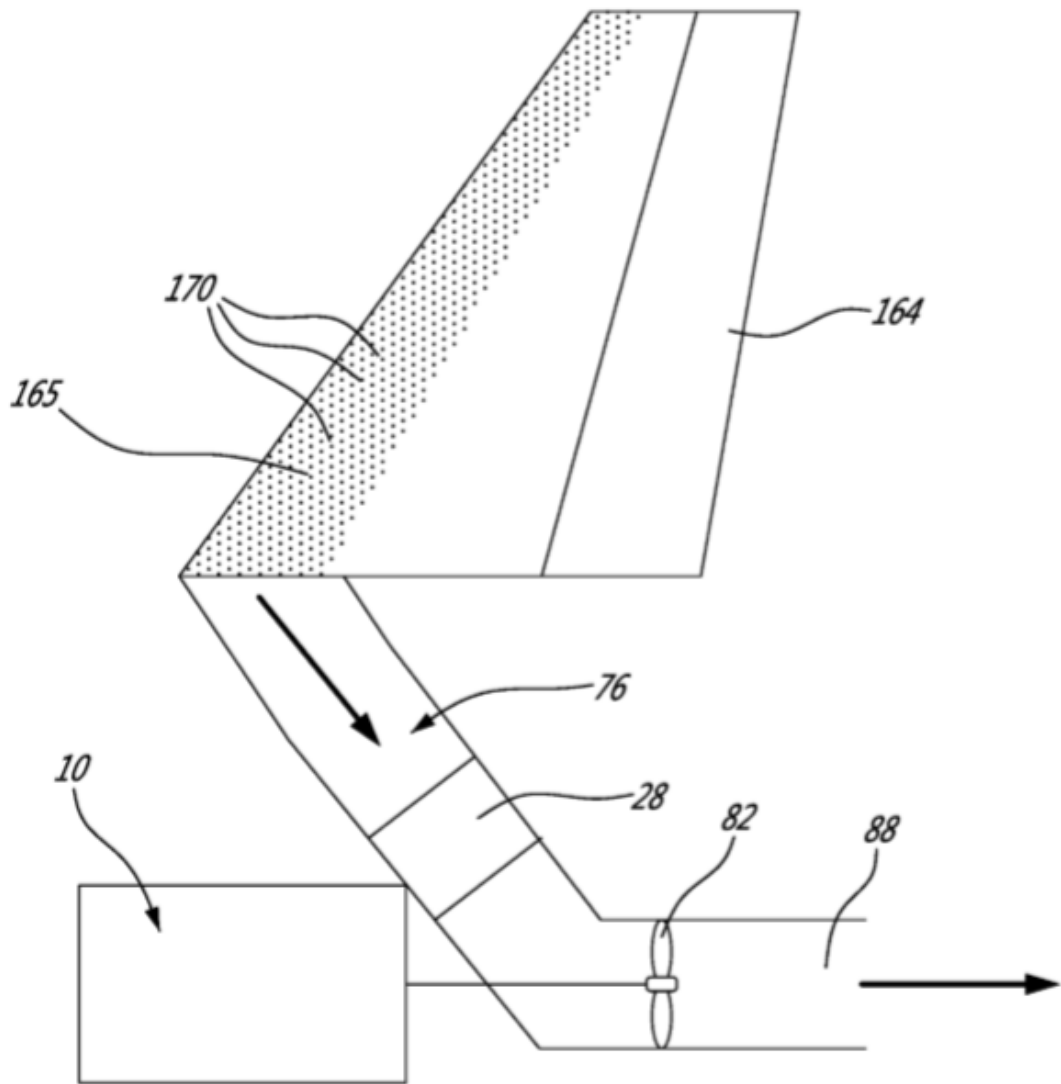


FIG. 6