(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 964 474**

(51) Int. Cl.:

F02C 1/00 (2006.01)
F02C 1/10 (2006.01)
F02C 6/18 (2006.01)
F01K 23/10 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.03.2021 E 21163092 (6)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.08.2023 EP 4060173**

(54) Título: **Grupo motopropulsor de aeronave que comprende una disposición de ciclo cerrado recuperativa**

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
08.04.2024

(73) Titular/es:

ITP ENGINES UK LTD (50.0%)
Whittle Estate, Cambridge Rd
Whetstone LE8 6LH, GB y
AVL POWERTRAIN UK LTD (50.0%)

(72) Inventor/es:

BALANDIER, QUENTIN LUC;
AFTANASA, FLORIN GABRIEL y
WANG, XIANG

(74) Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

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

Grupo motopropulsor de aeronave que comprende una disposición de ciclo cerrado recuperativa

Campo técnico de la invención

La presente invención pertenece al campo de grupos motopropulsores de aeronaves. Particularmente, se refiere a una nueva configuración de grupo motopropulsor que proporciona una disposición de ciclo cerrado en combinación con al menos dos motores de turbina de gas de aviación.

La disposición de ciclo cerrado recupera calor a partir de los motores de turbina de gas de aviación y permite suministrar potencia a sistemas que demandan potencia. En realizaciones ventajosas, el ciclo cerrado comprende además una fuente mecánica o de calor adicional para reforzar la potencia extraída.

Esta disposición de ciclo cerrado es la base de una nueva distribución de potencia a lo largo de la aeronave desplazándose altos niveles de potencia desde la posición de motores hasta las posiciones de carenado de panza o fuselaje de la aeronave. Además, los acoplamientos de la disposición de ciclo cerrado con los motores de turbina de gas, sistemas de generación de potencia auxiliares, sistemas de conversión de potencia, sistemas de almacenamiento de combustible y energía y acoplamientos con interfaces de aeronave se combinan para mejorar la eficiencia del grupo motopropulsor. El documento EP3623296 describe un grupo motopropulsor de aeronave según la técnica anterior.

Antecedentes de la invención

Las aeronaves civiles de un único pasillo o de pasillo doble tienen normalmente dos o cuatro motores montados en los soportes de ala. Algunas aeronaves en el intervalo de potencia inferior también usan un tercer motor añadido a la cola de la aeronave.

La mayoría de los motores de aeronaves civiles son motores de turbina de gas o bien de turboventiladores o bien de turbohélices. Producen dos flujos de aire principales: un flujo de aire de derivación frío para la propulsión y un flujo de aire caliente, producido por el núcleo de motor, que genera potencia para accionar el ventilador o la hélice de propulsión. Los motores de turboventilador de alta derivación recientes normalmente alcanzan empujes nominales de despegue de 350 kN-500 kN.

El núcleo del motor desarrolla un ciclo de Brayton termodinámico abierto. Comprende un sistema de admisión de aire, un compresor, una cámara de combustión y una turbina que acciona el ventilador o hélice de propulsión. Se captura aire a través del sistema de admisión. El compresor aumenta su presión. El aire comprimido se mezcla con combustible y esta mezcla se quema en una cámara de combustión. Los gases de combustión calientes se expanden a través de la turbina. Los álabes y discos de la turbina convierten la expansión de gases en potencia mecánica que acciona los árboles principales del motor y, a su vez, el ventilador o hélice de propulsión. Tras el paso a través de la turbina, se desprenden los gases expandidos a la atmósfera a través de una tobera. Los gases expandidos se desprenden a alta temperatura, desperdiciándose calor.

Históricamente se han considerado varias rutas para limitar los desprendimientos de emisiones y mejorar la eficiencia del motor principal (es decir, reducir el consumo de combustible global a una potencia nominal de motor dada).

En primer lugar, se ha considerado el uso de combustibles con bajo contenido en carbono para sustituir al queroseno y limitar las emisiones del núcleo de motor. Tales combustibles requieren generalmente un almacenamiento criogénico y tienen una densidad de energía volumétrica inferior a la del queroseno, impidiendo una fácil aplicación para la propulsión de aeronaves.

Por ejemplo, los combustibles basados en metano, tales como gas natural líquido (LNG) o biometano líquido (LBM), tienen una densidad de energía volumétrica inferior, pero comparable, a la densidad de energía del queroseno. Su uso en una aplicación de aeronave requerirá volúmenes de depósito similares a las configuraciones de aeronaves actuales.

Por otro lado, los combustibles sin carbono tales como amoniaco líquido (NH_3) o hidrógeno líquido (LH_2) tienen una densidad de energía volumétrica significativamente inferior, requiriendo depósitos de combustible mucho más grandes y, por tanto, un cambio significativo en la configuración de aeronaves actual (incluyendo el concepto de las alas). Además, requieren una nueva infraestructura en tierra para el almacenamiento y suministro de combustible, mientras que los combustibles basados en metano pueden almacenarse en la infraestructura actualmente disponible.

En conjunto, el cambio de combustible de queroseno a combustibles de bajo contenido en carbono, especialmente hidrógeno líquido, presenta grandes impactos en la estructura de la aeronave, la infraestructura en tierra y la cadena de suministro de combustible.

En segundo lugar, se han logrado ganancias de eficiencia del motor principal aumentando la razón de presión de

compresor ("CPR"), la temperatura de entrada de turbina ("TET") y las eficiencias de componentes individuales, obtenidas mediante mejoras en la aerodinámica de componentes y la resistencia a altas temperaturas mediante la aplicación de recubrimientos protectores u optimización del enfriamiento de componente local, por ejemplo. Sin embargo, ahora las ganancias de eficiencia mediante CPR, TET o mejoras de eficiencias de componentes son marginales, principalmente debido a limitaciones de materiales a altas temperaturas.

En tercer lugar, además de las mejoras directas proporcionadas mediante ganancias de trayecto de gas primario, se ha implementado una optimización continua de los sistemas secundarios del motor para proporcionar un aumento indirecto de la eficiencia del motor. Tales sistemas secundarios pueden ser:

- sistemas que permiten un rendimiento transitorio,
- sistemas de enfriamiento secundarios, y
- retirada de potencia a partir de árboles de núcleo de motor.

Con respecto a los sistemas para el rendimiento transitorio, el motor de turbina de gas funciona en estado estacionario durante la fase principal del vuelo (es decir, crucero). El rendimiento en este punto de diseño dicta el consumo de combustible global de la aeronave. Las fases transitorias (tales como despegue, ascenso, aproximación, aterrizaje), aunque son más cortas que la fase de crucero, tienen un impacto significativo sobre el consumo de combustible. El rendimiento transitorio requiere complejas modificaciones de diseño del motor para funcionar en un punto no previsto en el diseño. El requisito principal es la protección del compresor frente a pérdida y salto, conduciendo a sistemas de sangrado de compresores grandes y complejos. El rendimiento transitorio también requiere el diseño de componentes para temperaturas pico y velocidades de árbol mayores que durante el crucero. Un pequeño aumento de la velocidad de árbol reduce significativamente la vida útil del componente. También puede exponer el componente a su límite de fluencia o temperatura o a vibración aerodinámica, por ejemplo. Como resultado, el diseño para el rendimiento transitorio conduce a fuertes penalizaciones para el diseño del motor.

Con respecto a sistemas de enfriamiento, se usa aire comprimido a partir del compresor como refrigerante de las secciones calientes de motor. Enfría directamente el combustor y los componentes de turbina expuestos al trayecto de gas caliente. También se usa aire comprimido para enfriar las superficies externas de las carcasas de turbina para minimizar separación de las puntas de álabes de turbina. Este control tiene un gran impacto sobre la eficiencia de turbina tanto para estado estacionario como para funcionamiento transitorio. Sin embargo, este sistema basado en aire requiere grandes colectores, con un gran número de perforaciones, que expulsan aire a las carcasas de una manera en bucle abierto no óptima. Debido a las limitaciones de este sistema, sólo se expulsa aire a una sección de carcasa limitada por encima de la punta de álabes, impidiendo un buen control de la desviación de carcasa global con la temperatura.

Finalmente, con respecto a la retirada de potencia a partir de árboles de núcleo de motor, los árboles del núcleo de motor tienen cajas de engranajes complejas que permiten la retirada de potencia y arranque de motor dirigida a los sistemas tanto de aeronave como de motor. La integración de tales cajas de engranajes complejas dentro del núcleo de motor es altamente difícil. Debido al nivel de complejidad y a las restricciones de espacio, el nivel de potencia extraída es relativamente bajo en comparación con la potencia de árbol de motor total. Normalmente, para un motor civil grande, con un empuje de despegue nominal de 350 kN, la retirada de potencia a través de cajas de engranajes de árbol principal de motor es inferior a 0,8 MW. Además, la transmisión de potencia aguas abajo a partir de la caja de engranajes de árboles se realiza a través de una caja de engranajes auxiliar. La caja de engranajes auxiliar acciona (a través de una serie de engranajes) accesorios que demandan baja potencia tales como: bombas de combustible de motor, bomba de aceite, bomba hidráulica, respiradero centrífugo, motor de arranque, generador eléctrico de baja potencia. La caja de engranajes auxiliar está montada sobre las carcasas externas de motor y produce una penalización significativa para la aerodinámica de góndola de motor. En conjunto, la retirada de potencia a partir del árbol de motor impone restricciones negativas significativas adicionales en el diseño de motor.

Tal como se mencionó, los núcleos de motores de aeronaves actuales ya están altamente optimizados, haciendo que quede poco margen de mejora. No obstante, los motores todavía se ven comprometidos por un calor desperdiciado y sistemas secundarios no óptimos.

El documento US 2019/0249599 A 1 describe una arquitectura a nivel de motor alternativa basada en una solución recuperativa en la que el flujo de derivación de motor se usa como sumidero de calor y la potencia recuperada se devuelve mecánicamente al motor usando trenes de transmisión y cajas de engranajes. Entre otras cosas, esta solución requiere que los componentes adicionales estén ubicados dentro del diámetro de la carcasa de ventilador de motor y, más específicamente, cerca de los árboles de motor para permitir la transmisión de potencia mediante medios mecánicos. Como consecuencia, se producen problemas de integración (incluyendo gestión térmica de la máquina eléctrica y la electrónica) y de limitación de tamaño, alcanzándose potencias nominales muy bajas por el ciclo recuperativo y la máquina eléctrica con respecto a la potencia nominal de motor. Además, el confinamiento de elementos adicionales dentro de la configuración de motor actual conlleva un núcleo más grande que tiene un impacto tanto sobre el flujo de derivación como sobre la masa parásita que cuelga de las alas, aumentando el

momento de flexión y los esfuerzos en la raíz del ala.

Por tanto, existe una necesidad en la industria de un nuevo sistema de generación de potencia con menos emisiones y mejor eficiencia, al tiempo que pueda sustituir (o minimizar) los sistemas secundarios de turbina de gas anteriormente indicados.

Sumario de la invención

La presente invención proporciona una solución para los problemas anteriormente mencionados, proporcionando un grupo motopropulsor para una aeronave según la reivindicación 1 que comprende una disposición de ciclo cerrado.

En reivindicaciones dependientes, se definen realizaciones preferidas de la invención.

En un primer aspecto de la invención, la invención proporciona un grupo motopropulsor para una aeronave que comprende:

al menos dos motores de turbina de gas, y

al menos una disposición de ciclo cerrado para recuperar calor a partir de los al menos dos motores de turbina de gas y suministrar potencia a al menos un sistema que demanda potencia, en el que la disposición de ciclo cerrado comprende:

- un circuito cerrado que canaliza un fluido de trabajo sometido a un ciclo termodinámico;

- al menos un preenfriador configurado para transferir calor desde el fluido de trabajo hasta un sumidero de calor;

- estando el sumidero de calor en comunicación térmica con el preenfriador, siendo el sumidero de calor un depósito de combustible y/o una superficie de célula;

- al menos un elemento de bombeo configurado para mover el fluido de trabajo a través del circuito cerrado;

- al menos dos intercambiadores de calor primarios, estando cada uno configurado para transferir calor desde un motor de turbina de gas respectivo hasta el fluido de trabajo;

- al menos un elemento de expansión configurado para accionar una caja de engranajes y un árbol de salida mediante la expansión del fluido de trabajo; en el que el árbol de salida accionado por el elemento de expansión está conectado a al menos un generador eléctrico configurado para generar potencia eléctrica;

- un sistema de conversión de potencia configurado para recibir la potencia eléctrica generada por el generador eléctrico y para adaptarla y suministrarla al al menos un sistema que demanda potencia;

en el que la disposición de ciclo cerrado está adaptada para estar parcialmente alojada dentro de la estructura de célula de la aeronave, de modo que al menos el elemento de bombeo, el elemento de expansión, el generador eléctrico y el sistema de conversión de potencia están alojados en dicha estructura de célula.

A lo largo de la totalidad de la descripción, un "grupo motopropulsor" debe entenderse como un grupo funcional de elementos en una aeronave, cuya función está relacionada con la generación de potencia. Comprende los motores de turbina de gas, sistemas de generación de potencia auxiliares, sistemas de conversión de potencia, el sistema de combustible asociado y sistemas de almacenamiento de energía de la aeronave.

Además, a lo largo de la totalidad de la descripción, una "disposición de ciclo cerrado" se entenderá como una disposición recuperativa que puede generar potencia a partir de una fuente de calor por medio de un fluido de trabajo que se hace circular, que se somete a un ciclo termodinámico a medida que pasa a través de diferentes etapas. Con los ciclos de turbina de gas, forma un ciclo combinado, mejorando significativamente la eficiencia del grupo motopropulsor de aeronave.

El circuito cerrado comprende bucles principales similares, recuperando cada uno calor a partir de un motor de turbina de gas diferente mediante un intercambiador de calor primario independiente. No obstante, algunos componentes son comunes para los al menos dos circuitos, haciendo que la arquitectura sea más sencilla. Preferiblemente, los componentes altamente fiables son comunes entre los dos circuitos haciendo, por ejemplo, que un elemento de bombeo común se use para los al menos dos intercambiadores de calor primarios.

Dado que el grupo motopropulsor según la invención puede referirse a una aeronave de motor doble o a una aeronave con una configuración de 3 ó 4 motores, la posición de los motores de turbina de gas define un plano central o de simetría (es decir, "sección central") que coincide con el plano central (o "sección central") de la célula.

A lo largo de la totalidad de la descripción, una "estructura de célula" se entenderá como la estructura principal de una aeronave que comprende el fuselaje, carenado de panza, empenaje o cono de cola, y alas. La estructura de célula se proporciona normalmente por fabricantes de células, mientras que los motores de turbina de gas se proporcionan por fabricantes de motores y se integran posteriormente por los fabricantes de células. La interfaz

mecánica convencional entre la estructura de célula y los motores está definida por los soportes, formando los soportes parte de la estructura de célula.

Según la presente invención, la estructura de célula está adaptada para portar parte de la disposición de ciclo cerrado que después se dota de todas las estructuras de soporte necesarias (por ejemplo, ajustes y abrazaderas) para ubicar al menos el/los elemento(s) de bombeo, elemento(s) de expansión, intercambiador de calor intermedio (si lo hay), generador(es) eléctrico(s) y sistema de conversión de potencia dentro de la célula.

Para que la disposición de ciclo cerrado pueda sustituir a sistemas de alimentación de potencia convencionales en motores con un empuje de despegue nominal de 350 kN-500 kN, debe extraer al menos 1 MW a partir de los motores y, por tanto, se necesitan componentes relativamente grandes. Por consiguiente, y ventajosamente, la presente invención define que los componentes grandes están preferiblemente ubicados en la sección central de grupo motopropulsor, coincidiendo con la sección central de célula. En particular, tener los elementos comunes de la disposición de ciclo cerrado cerca de la sección central de célula evita, entre otras cosas, momentos de flexión en las raíces de ala provocados por masa parásita que cuelga de los soportes. Dicho de otro modo, se ha encontrado que 100 kg en la sección central de estructura de célula es mucho más favorable que bajo el soporte de motor de turbina de gas tanto en cuanto a rendimientos aerodinámicos como en cuanto al compromiso estructural.

Además, algunos elementos del ciclo cerrado están ubicados en una porción de una estructura de célula sustancialmente próxima a la posición de carenado de panza o tren de aterrizaje de fuselaje de célula, por ejemplo, cerca de otros sistemas neumáticos / hidráulicos tales como el sistema de control ambiental, se benefician adicionalmente de la idoneidad de espacio en cuanto a volumen, temperatura y aislamiento.

Como resultado, el sistema de conversión de potencia de la presente invención está cerca de las interfaces de sistema que demandan potencia de la aeronave, reduciendo las longitudes de cables.

Algunos conceptos de aeronaves eléctricas híbridas se basan en distribuir la potencia generada por medio de cables de transmisión de potencia de CC a lo largo de largas distancias y a altas tensiones, requeridas para lograr una salida de potencia significativa. Por el contrario, en la presente descripción, el ciclo cerrado permite transportar altos niveles de potencia (por ejemplo, más de 1 MW) a lo largo de distancias relativamente grandes (por ejemplo, a lo largo de 1 m), dentro de las alas, fuselaje y carenado de panza de célula de una manera segura. Después, cables cortos transportan bajas tasas de potencia de manera local usando una arquitectura eléctrica altamente distribuida usando bajos niveles de tensión, tal como se describe a continuación, lo cual hace que la presente arquitectura sea más segura.

Específicamente, la configuración propuesta proporciona una nueva distribución de potencia a lo largo de la aeronave transfiriendo altos niveles de potencia desde los motores de turbina de gas hasta la sección central de célula. Como resultado, los sistemas secundarios de motores anteriormente descritos se vuelven más sencillos y más pequeños, permitiendo un mejor diseño y rendimiento del motor de turbina de gas.

Se presentan tres configuraciones de grupo motopropulsor diferentes, usando cada una la disposición de ciclo cerrado anteriormente descrita:

- Ciclo de potencia cerrado
- Ciclo de potencia cerrado, con refuerzo
- Ciclo de potencia cerrado, con refuerzo y acoplamiento de celda de combustible.

Para cada configuración, la configuración básica de la disposición de ciclo cerrado es similar. También se describe un nivel creciente de acoplamientos (dicho de otro modo, de interacciones) con el sistema de combustible de la aeronave, sistemas de almacenamiento de energía, sistemas de potencia auxiliares, sistemas de conversión de potencia y acoplamientos con interfaces de aeronave. Tales acoplamientos mejoran el rendimiento global del grupo motopropulsor de aeronave acumulando efectos combinados.

Preferiblemente, el fluido de trabajo es dióxido de carbono (CO2), gas natural o está basado en metano (CH4), o u compuesto orgánico con alto peso molecular (por ejemplo, HCF125, R218, HFC134, C_4F_8). Estos fluidos de trabajo pueden funcionar en un estado supercrítico y/o con cambios de fase (gas ↔ líquido) o en una forma líquida. Estos estados permiten gestionar altos niveles de potencia con gripado de turbomaquinaria limitado y gripado de tuberías limitado, facilitando la integración dentro de la célula.

Si el fluido de trabajo experimenta cambios de fase completos (gas ↔ líquido), se produce la condensación del fluido de trabajo usando un condensador posicionado aguas abajo del/de los expansor(es).

En una realización preferida, el fluido de trabajo es dióxido de carbono supercrítico (s-CO2).

En otra realización preferida, el fluido de trabajo está basado en metano.

En otra realización preferida, el fluido de trabajo es un compuesto orgánico con alto peso molecular tal como

HCF125, R218, HFC134, C_4F_8.

Tal como se sabe, la distribución de tuberías dentro de la célula puede encontrarse con problemas de integración y gestión térmica y pueden dotarse de elementos de protección tales como aislamiento de tubería y/o ventilación de aire y/o enfriamiento de combustible cuando se transporta fluido de trabajo caliente. En una realización particular, las tuberías están realizadas de una aleación basada en níquel para evitar los problemas de oxidación y corrosión debidos al fluido de trabajo caliente, junto con un aislamiento cerámico, aplicado en forma de cinta.

Ciclo de potencia cerrado.

La configuración básica de esta disposición es que el fluido de trabajo se bombea mediante un(os) elemento(s) de bombeo que hace(n) circular el fluido de trabajo hacia cada motor de turbina de gas para recuperar calor a partir de una sección de combustor y/o sección de turbina y/o sección de escape respectivos de dicho motor de turbina de gas usando un intercambiador de calor primario.

En una realización específica, en la que el fluido de trabajo es s-CO2, el fluido circula a 45 kg/s, con una presión de aproximadamente 100 bar para un motor con un empuje de despegue nominal de 350 kN-500 kN.

Tal como entenderá el experto, en el caso en el que el fluido de trabajo es un líquido o fluido supercrítico, el elemento de bombeo puede implementarse como una "bomba". En el caso en el que el fluido de trabajo es un gas o fluido supercrítico, el elemento de bombeo puede implementarse como un "compresor". En la presente descripción, los términos "elemento de bombeo" o "elemento de compresor" se refieren al/a los componente(s) que hace(n) circular el fluido de trabajo en la disposición de ciclo cerrado, aumentando la presión del fluido de trabajo. En esta descripción, se favorece el término "elemento de bombeo" ya que el fluido de trabajo está preferiblemente en una forma líquida o supercrítica.

Tras el paso a través del preenfriador, y el elemento de bombeo, el fluido de trabajo frío intercambia calor con uno o varios de los siguientes elementos del núcleo de motor: paredes de combustor, combustor y/o carcasas de turbina, palas de guía de toberas de turbinas, estructuras de turbinas y/o escape.

Preferiblemente, este intercambiador de calor primario está dispuesto de tal manera que no incide en el trayecto de gas de núcleo del motor de turbina de gas. Como resultado, las velocidades de gas, especialmente las velocidades de gas en la salida de la tobera, no se ven afectadas por los intercambiadores de calor, evitando una reducción de rendimiento, especialmente durante fases transitorias del ciclo de vuelo.

Preferiblemente, este intercambiador de calor primario recupera calor desperdiciado a partir de las secciones de alta presión de combustor y/o turbina. Dado que estas secciones son las más calientes de la turbina, el nivel de calor recuperado a través del ciclo cerrado es superior.

A diferencia de disposiciones de motor convencionales, en las que se conduce aire comprimido hacia fuera de los compresores de los motores de turbinas de gas para enfriar sus combustores y turbinas respectivos, en la presente invención, el fluido de trabajo frío del ciclo de potencia se aplica a las superficies anteriormente enfriadas con aire del combustor y las turbinas y actúa como refrigerante. Ventajosamente, dado que el refrigerante está ahora en una forma líquida o supercrítica, la transferencia de calor es mucho más eficaz que en la disposición convencional que usa únicamente aire comprimido. Los coeficientes de transferencia de calor se mejoran en al menos un factor de 5.

Además, la temperatura de entrada de refrigerante también es mucho menor que la temperatura del aire comprimido anterior a alta presión y alta temperatura conducido hacia fuera desde las últimas etapas del/de los compresor(es) de turbina de gas. Por ejemplo, en la disposición de motor convencional, el enfriamiento de los componentes de turbina de 1ª etapa se realiza usando aire a partir de la última etapa del compresor de alta presión. Se requiere una alta presión del aire de enfriamiento para evitar la entrada de gas caliente desde el trayecto de gas principal al interior de las cavidades de rotor que no forman parte del trayecto de gas. La temperatura de aire a partir de la última etapa de compresor en un motor reciente es de aproximadamente 700 ºC. En la presente invención, el refrigerante alcanza las secciones calientes de motor a una temperatura mucho menor (<100 ºC), mejorando adicionalmente de manera significativa las transferencias de calor de los componentes de combustor y/o turbina y/o escape con el fluido de enfriamiento.

A su vez, dado que se mejora en gran medida el enfriamiento de componentes, puede alcanzarse una TET significativamente superior, requiriéndose menos o nada de aire de enfriamiento a partir del compresor. Esto mejora adicionalmente la eficiencia del ciclo de Brayton de turbina de gas en sí mismo y la eficiencia resultante del/de los ciclo(s) combinado(s).

En una realización particular, el enfriamiento de las secciones de turbina del motor se basa esencialmente en el enfriamiento proporcionado por el fluido de trabajo de la disposición de ciclo cerrado, reduciéndose el aire de enfriamiento consumido a partir del flujo másico de entrada de compresor. En esta realización, se consume menos del 5 % del flujo másico de entrada de compresor para el enfriamiento de los siguientes componentes estáticos:

- Palas de la 1ª y 2ª etapas de turbina

• Carcasas de la 1ª y 2ª etapas de turbina.

En una realización particular, el circuito cerrado que canaliza la corriente de fluido de trabajo de refrigerante se separa en una pluralidad de ramificaciones secundarias antes de incidir en las diferentes secciones del combustor y/o turbina y/o escape. Ventajosamente, esto garantiza velocidades de flujo óptimas para cada sección que va a enfriarse.

Una vez que el fluido de trabajo caliente sale del intercambiador de calor primario (a una temperatura por encima de 400 ºC), circula hasta al menos un elemento de expansión que está configurado para hacer que el fluido de trabajo se expanda, accionando de ese modo un árbol de salida, preferiblemente a través de una caja de engranajes para adaptarse a las velocidades según se necesite.

En una realización particular, la expansión del fluido de trabajo en el/los elemento(s) de expansión contribuye a más del 50 % de la retirada de potencia total extraída a partir de cada turbina de gas de motor de aviación (es decir, suma de la retirada de potencia obtenida a partir del ciclo cerrado y retirada de potencia a partir de árboles de motor para cada motor). Dicho de otro modo, para cada motor, menos del 50 % de la retirada de potencia de motor total se extrae a partir de los árboles de motor.

Tal como se sabe, el elemento de expansión en ciclos recuperativos puede implementarse como una turbina, o bien una turbina de potencia libre o bien una turbina que puede acoplarse mecánicamente a través de un árbol común al elemento de bombeo y/o al elemento de compresor. Esto forma una “turbobomba” o “turbocompresor”.

En una realización específica, el elemento de bombeo se acciona mediante un motor eléctrico independiente alimentado por el sistema de conversión de potencia y el sistema de almacenamiento de energía asociado descrito a continuación.

Tras la expansión, el fluido de trabajo tiene menos temperatura y presión que antes de entrar en el elemento de expansión y, después, se dirige hacia un sumidero de calor para transferir y eliminar el calor residual anteriormente adquirido a partir del motor de turbina de gas. Esto es posible por medio del al menos un preenfriador que comunica térmicamente el sumidero de calor y el fluido de trabajo. Habiendo eliminado el calor residual, se canaliza el fluido de trabajo hacia el elemento de bombeo para volver a empezar el ciclo termodinámico descrito.

En una realización, la disposición de ciclo cerrado comprende además sensores y válvulas de control en cada ramificación de la disposición de ciclo cerrado para regular el flujo másico del fluido de trabajo y, por tanto, el calor y la potencia extraídos. Los sensores pueden monitorizar, entre otras cosas, la velocidad de flujo, temperatura y presión del fluido de trabajo.

Específicamente, las válvulas pueden regular los flujos másicos de fluido en ramificaciones secundarias respectivas, si se divide el circuito cerrado a lo largo de diferentes secciones de motor.

Además, estos componentes hidráulicos pueden estar configurados para aislar el funcionamiento de la disposición de ciclo cerrado con uno de los motores de turbina de gas, por ejemplo en caso de fallo de componente.

Dado que el ciclo cerrado se basa en fluidos de trabajo líquidos o supercríticos, requiere tuberías y válvulas pequeñas en comparación con un ciclo basado en aire. Esto reduce significativamente el tamaño de la disposición de enfriamiento y hace que sea más fácil de controlar, con un comportamiento dinámico mejorado y tiempos de respuesta más cortos.

La disposición de ciclo cerrado está acoplada al comportamiento de los ciclos de turbina de gas y, por tanto, corresponde de manera estrecha a dicho comportamiento, especialmente durante fases transitorias. El comportamiento del motor de turbina de gas se monitoriza continuamente mediante sensores que miden parámetros de motor tales como temperatura, presión y velocidad de árbol de secciones. Por tanto, con la ayuda de los componentes hidráulicos que permiten regular y hacer coincidir el ciclo abierto de los motores, se forma un ciclo relacionado que mejora el comportamiento dinámico y transitorio del grupo motopropulsor.

Esto proporciona una ventaja significativa en comparación con los sistemas secundarios conocidos en disposiciones de motor convencionales. Específicamente, el control de la separación de las puntas de álabes (TCC) es ahora mucho más eficaz que en las disposiciones conocidas que usan aire comprimido dirigido a la carcasa.

En una realización particular, el control del ciclo de bucle cerrado está vinculado a los objetivos de separación de las puntas de álabes de la turbina. El nivel de separación de las puntas puede estimarse basándose en la velocidad de rotor, temperatura de rotor y temperatura de carcasa, lo cual puede derivarse de parámetros básicos, tales como presiones y temperaturas de secciones de turbina que se monitorizan continuamente mediante sensores. Por ejemplo, durante ensayos de desarrollo de motor, termopares colocados en los componentes proporcionan una correlación entre temperaturas de componentes y los parámetros básicos de motor monitorizados mediante sensores. Esto permite construir modelos termomecánicos basados en ordenador y de rendimiento calibrado, que proporcionan las desviaciones de componentes (especialmente, desplazamientos axial y radial de rotores y desviaciones de carcasas de turbina) en función de los parámetros de secciones de motor, tales como presiones,

temperaturas, velocidades de árbol, monitorizados mediante sensores.

A partir de estos parámetros se permite controlar el funcionamiento en ciclo cerrado, por ejemplo, ajustando otros parámetros tales como presión, temperatura y velocidades de flujo de refrigerante o bien de todo el ciclo cerrado o bien de una ramificación del mismo, usando las válvulas de control anteriormente mencionadas. Como resultado, se controla la disposición de ciclo cerrado para lograr objetivos de enfriamiento y desviaciones de carcasas y, por tanto, objetivos de control de separación de las puntas de las secciones de turbina, especialmente durante fases transitorias del motor.

En una realización particular, al menos una de las ramificaciones secundarias evita el elemento de expansión y reconecta el circuito cerrado aguas arriba del preenfriador. Esta realización resulta beneficiosa si una ramificación secundaria específica mantiene una temperatura inferior a la temperatura de la(s) ramificación/ramificaciones principal(es) antes de alcanzar el expansor. Esto puede optimizar la liberación de potencia a través del/de los expansor(es) ya que la ramificación secundaria con bajo contenido en calor no se usa para la conversión de potencia.

Ciclo de potencia cerrado y sistema de combustible.

En la industria de generación de potencia, hay ejemplos de turbinas de gas industriales, especialmente turbinas de gas derivadas de aviación, que funcionan en tierra y pueden quemar gas natural y mezclas de gas natural e hidrógeno, con bajos niveles de emisiones. Estos motores son sustancialmente similares a motores de turbina de gas de aviación con modificaciones en la cámara de combustor, haciendo por tanto posible el quemado estable de mezclas de gas natural e hidrógeno.

Alimentar las turbinas de gas de grupo motopropulsor de aeronave con combustibles de bajo contenido en carbono, o con al menos una proporción de combustibles de bajo contenido en carbono, reducirá las emisiones del ciclo de turbina de gas en comparación con el ciclo abierto basado en queroseno actual. El principal inconveniente actual es el almacenamiento de tales combustibles alternativos dentro de la célula. Por ejemplo, tal como se mencionó, tales combustibles requieren almacenamiento criogénico para mantener el combustible en una forma líquida y volúmenes de depósito mucho más grandes en el caso de hidrógeno líquido.

En la actualidad, pueden producirse biometano líquido (LBM) y gas natural sintético (SNG) a partir de biomasa y electricidad renovable usando procedimientos de conversión de potencia en gas/potencia en líquido. Dado que el combustible resultante está basado en metano, puede almacenarse usando la infraestructura en tierra existente para gas natural, en un estado líquido o de gas. Por tanto, en cuanto a la densidad de energía para su uso en propulsión de aeronaves y facilidad de almacenamiento usando una infraestructura en tierra existente, los combustibles basados en metano líquido proporcionan ventajas significativas con respecto a hidrógeno líquido. Por otro lado, el hidrógeno líquido es un combustible más limpio que los combustibles basados en metano.

En una realización, el grupo motopropulsor de aeronave está configurado para alojar y distribuir al menos dos sistemas de combustible, basándose cada sistema de combustible en un tipo de combustible diferente:

- sistema de combustible primario basado en un combustible basado en metano líquido o queroseno, por ejemplo, y

- uno o más sistemas de combustible secundarios basados en hidrógeno líquido o un combustible basado en metano líquido, por ejemplo.

Cada tipo de combustible se aloja en diferentes depósitos de combustible y se distribuye mediante un sistema dedicado. Adicionalmente, dos o más sistemas de combustible secundarios diferentes pueden tener sus propios depósitos y sistema de distribución dedicado.

Preferiblemente, la densidad de energía y el contenido en carbono del combustible en el sistema secundario son inferiores a la densidad de energía y el contenido en carbono del combustible el sistema de combustible primario. Los volúmenes de sus depósitos respectivos pueden equilibrarse para evitar grandes cambios en la configuración de aeronave actual.

A modo de ejemplo, pueden considerarse las siguientes configuraciones:

- sistema de combustible primario basado en queroseno que almacena el 80 % de la masa de combustible total y sistema de combustible secundario basado en metano líquido que almacena el 20 % de la masa de combustible total, o

- sistema de combustible primario basado en metano líquido que almacena el 90 % de la masa de combustible total y sistema de combustible secundario basado en hidrógeno líquido que almacena el 10 % de la masa de combustible total.

En una realización particular, el sistema de combustible secundario puede usarse, por ejemplo, durante el despegue y aterrizaje para limitar las emisiones en tierra y/o, en combinación con el otro sistema, para suministrar mezclas de combustible a los inyectores de las cámaras de combustión de motores de turbina de gas.

En una realización particular, el nivel de mezcla (es decir, razón gravimétrica de un tipo de combustible primario frente a un tipo de combustible secundario en un punto de tiempo dado) proporcionado a los inyectores de combustor se regula mediante válvulas en cada sistema de combustible y es función de la altitud de la aeronave, conocida a partir de sensores de datos del aire montados en la aeronave.

En una realización particular, al menos el sistema de combustible secundario está configurado para suministrar un combustible basado en metano líquido y/o hidrógeno líquido o mezclas, a al menos uno de los motores de turbina de gas. Es decir, al menos uno de los motores de turbina de gas está configurado además para quemar un combustible basado en metano líquido y/o hidrógeno líquido y/o mezclas.

En una realización particular, el sistema de combustible secundario contiene un aditivo de combustible en lugar de un combustible directamente usado para combustión. De manera similar a la descripción anterior, pueden definirse velocidades de flujo de masa de aditivos en función de la altitud de la aeronave.

En una realización, al menos un depósito de combustible comprende dos paredes separadas y se evacúa a vacío. Esto permite almacenar el combustible primario o secundario como líquido a temperaturas criogénicas. La presión en el depósito de combustible puede ser de aproximadamente 4 - 10 bar (líquido). Dado que los motores de aeronave quemarán el combustible dentro del plazo de 24 horas, esta solución permite el almacenamiento líquido del combustible a temperaturas criogénicas sin necesidad de complejos sistemas de enfriamiento para evitar la evaporación de combustible.

En una realización particular, el sistema de combustible comprende una bomba de alta presión configurada para presurizar y vaporizar un combustible basado en metano líquido o hidrógeno líquido, preferiblemente al menos a o aproximadamente a 300 bar. Esta bomba de alta presión permite mantener una baja presión en los depósitos de combustible. Esto reduce el peso y los esfuerzos de depósitos de combustible.

En una realización específica, la bomba de combustible de alta presión se acciona mediante un motor eléctrico independiente alimentado por el sistema de conversión de potencia y el sistema de almacenamiento de energía asociado descrito a continuación.

En una realización preferida, el sumidero de calor de la disposición de ciclo cerrado es un depósito de combustible que comprende o bien un combustible primario o bien cualquiera de los secundarios.

En una realización preferida, el sumidero de calor de la disposición de ciclo cerrado es una porción de una superficie fría de célula, posiblemente sujeta a formación de hielo, tal como los bordes de ataque de ala.

Ventajosamente, en la presente invención, la temperatura más baja es preferiblemente uno de los depósitos de combustible, teniendo en cuenta que el combustible líquido almacenado tiene una masa muy grande a baja temperatura, especialmente en el caso de un combustible basado en metano líquido o hidrógeno líquido almacenado a temperaturas criogénicas. Sin perjuicio de lo anterior, un punto de baja temperatura puede ser, además, aire a presión dinámica y/o aire de derivación. Tal como se describe a continuación, puede canalizarse aire a presión dinámica usando una entrada añadida a la estructura de célula.

Adicional o alternativamente a la vaporización de combustible basada en la bomba de alta presión, en una realización particular, el sistema de combustible comprende además una canalización en comunicación térmica con una sección de combustor o sección de turbina o escape de un motor de turbina de gas por medio de al menos un intercambiador de calor de modo que se transfiere calor desde el motor de turbina de gas respectivo hasta un combustible basado en metano líquido o hidrógeno líquido para su calentamiento y, posiblemente, su vaporización.

De manera similar al fluido de trabajo del ciclo cerrado que discurre a través de un intercambiador de calor primario (normalmente impreso sobre el combustor o la carcasa de turbina), el calor a partir del motor se usa para calentar y posiblemente vaporizar el combustible en funcionamiento. Este intercambiador de calor puede estar posicionado adyacente al intercambiador de calor primario de ciclo cerrado o, de lo contrario, pueden estar intercalados.

En una realización específica, tanto el ciclo abierto del motor de turbina de gas como el ciclo cerrado están basados en metano, dicho de otro modo, los motores de turbinas de gas están configurados para quemar (exclusivamente o en mezclas) un combustible basado en metano y este combustible también se usa para calentar la recuperación en el ciclo cerrado, es decir, el fluido de trabajo del ciclo cerrado puede estar basado en metano. Esto crea un fuerte acoplamiento entre el ciclo de turbina de gas, el ciclo cerrado y el sistema de combustible, al tiempo que se aprovecha la infraestructura en tierra disponible.

Ciclo de potencia cerrado con refuerzo

En una realización particular, la disposición de ciclo cerrado comprende además un sistema de refuerzo configurado para añadir potencia al ciclo termodinámico del fluido de trabajo. En una realización particular, el elemento de refuerzo puede añadir potencia al ciclo cerrado o bien mediante calor o bien mediante medios mecánicos, por ejemplo, usando uno o más de los siguientes:

• una etapa de recalentamiento antes del elemento de expansión;

• una etapa de recompresión con enfriamiento entre etapas entre dos compresores;

• una etapa de condensación, ubicada después del expansor cuando el fluido de trabajo está configurado para someterse a cambios de fase completos (gas ↔ líquido).

En el caso en que el refuerzo se logra mediante recompresión, el elemento de bombeo del ciclo cerrado se implementa como dos compresores mecánicamente acoplados al/a los elemento(s) de expansión, que a su vez puede(n) implementarse, por ejemplo, como turbina(s). Alternativamente, el/los elemento(s) de bombeo puede(n) accionarse mediante motor(es) eléctrico(s) independiente(s).

En una realización preferida, el elemento de refuerzo es un calentador configurado para calentar el fluido de trabajo quemando el más limpio de los combustibles almacenados en la aeronave, por ejemplo, hidrógeno líquido y/o un combustible basado en metano líquido.

En una realización preferida, el calentador está posicionado dentro de la estructura de célula y se ventila mediante aire a presión dinámica.

Se considera que el uso de combustibles de bajo contenido en carbono limita las emisiones producidas por el calentador. Dado que los productos de combustión de calentador no golpean los álabes de turbina como en los ciclos de turbina de gas abiertos, alimentar el calentador de esta manera no crea un riesgo, por ejemplo, de fragilidad por hidrógeno de componentes aguas abajo. Debido a las ventajas del ciclo cerrado, con respecto al ciclo abierto (especialmente, su control más fácil y sus impactos reducidos frente a componentes aguas abajo), el tamaño del calentador puede aumentarse con respecto al tamaño del combustor de turbina de gas, desplazando el equilibrio entre ciclos.

En una realización específica, la temperatura máxima del ciclo cerrado termodinámico es de aproximadamente 700 ºC, mientras que la velocidad de flujo másico y la presión todavía son de aproximadamente 45 kg/s y aproximadamente 100 bar, respectivamente, para un motor con un empuje de despegue nominal de 350 kN-500 kN.

Ciclo de potencia cerrado con refuerzo y celda de combustible

En una realización preferida, el grupo motopropulsor comprende además un dispositivo electroquímico tal como una celda de combustible de alta temperatura configurada para convertir energía química de combustible en energía eléctrica para ayudar a la disposición de ciclo cerrado a suministrar energía eléctrica al al menos un sistema de aeronave.

Este dispositivo electroquímico puede estar posicionado en el cono de cola de la estructura de célula de manera similar a la posición convencional de unidades de potencia auxiliar existentes pero, a diferencia de estas últimas, que son un sistema autónomo, el dispositivo electroquímico se alimenta por el sistema de combustible (secundario) al igual que el calentador y posiblemente las turbinas de gas.

En una realización particular, el dispositivo electroquímico está configurado para recibir y usar combustible secundario, siendo dicho combustible hidrógeno líquido, y/o un combustible basado en metano líquido. En una realización preferida, el dispositivo electroquímico es una celda de combustible de alta temperatura, tal como una celda de combustible de óxido sólido, configurada para recibir y usar un combustible basado en metano.

En una realización particular, dicho dispositivo electroquímico está configurado para alimentarse simultáneamente mediante aire sangrado comprimido a alta temperatura recibido a partir del al menos un compresor de motor de turbina de gas.

En esta realización, se sangra aire comprimido a aproximadamente 650 ºC-700 ºC a partir de las últimas etapas del compresor para calentar rápidamente y alimentar la celda de combustible de alta temperatura. Ventajosamente, la celda de combustible de alta temperatura se calienta rápidamente mediante medios externos, resolviendo por tanto el gran retardo normalmente observado cuando no lo hacen por sí mismas. Por tanto, la celda de combustible de alta temperatura, normalmente no usada en aplicaciones móviles, puede aplicarse ventajosamente en este caso.

Por tanto, ventajosamente, en una realización específica la potencia total generada además de la potencia generada por el motor de turbina de gas es de aproximadamente 7±2 MW, es decir, la suma de [de 1,5 a 3,5 MW] a partir de la disposición de ciclo cerrado, [de 2 a 3,5 MW] adicionales por usar el calentador y [de 1,5 a 2 MW] a partir de la celda de combustible de alta temperatura.

En una realización preferida, el ciclo abierto del motor de turbina de gas, el ciclo de recuperación cerrado, el ciclo de combustión del calentador y el ciclo de celda de combustible están basados en metano. Dicho de otro modo, los motores de turbinas de gas están configurados para quemar (exclusivamente o en mezclas) un combustible basado en metano y este combustible también se usa para recuperación de calor/extracción de potencia en el ciclo cerrado, combustión en el calentador y funcionamiento de celda de combustible. Esto crea un fuerte acoplamiento entre el ciclo de turbina de gas, el ciclo cerrado, el calentador y el sistema de combustible, al tiempo que se aprovecha la

infraestructura en tierra disponible.

Conversión de potencia

Para que la disposición de ciclo cerrado pueda suministrar potencia a al menos un sistema que demanda potencia, y particularmente, dada la diversidad de equipos y sistemas y sus especificaciones específicas, comprende además un sistema de conversión de potencia configurado para recibir la potencia eléctrica generada por el/los generador(es) eléctrico(s) y para adaptarla a las especificaciones eléctricas específicas de los sistemas que demandan potencia.

Tal como se sabe, cada sistema que demanda potencia comprende al menos una carga eléctrica con especificaciones eléctricas específicas que debe alimentarse.

En una realización preferida, el sistema que demanda potencia (o consumidor o sistema de aeronave) es al menos uno de los siguientes:

- sistemas de protección frente a hielo en las alas (WIPS), preferiblemente que va a alimentarse a 230 VCA o +/- 270 CC,

- motores de accionamiento de la aeronave, preferiblemente que van a alimentarse a 230 VCA,

- sistemas de iluminación, cocina y entretenimiento en cabina, preferiblemente que va a alimentarse a 115 VCA,

- aviónica y electrónica de cabina, preferiblemente que va a alimentarse a 28 VCC,

- sistema de control ambiental (ECS), preferiblemente que va a alimentarse a +/- 270 CC,

- microcontroladores tales como inversores de MCU, preferiblemente que van a alimentarse a +/- 270 CC,

- motores eléctricos (particularmente para accionar el/los elemento(s) de bombeo de la disposición de ciclo cerrado y/o la(s) bomba(s) de combustible de los sistemas de combustible primario y secundario).

La siguiente tabla, tabla 1, define las especificaciones eléctricas específicas típicas de los componentes eléctricos usados en la arquitectura de conversión de potencia.

COMPONENTES	POTENCIA (KVA)	TENSIÓN NOMINAL (V)
Generador	250	230 VCA
Generador	250	±270 VCC
Convertidor de CA/CA	150	230 → 115 VCA
Convertidor de CA/CC	150	230 → 28 VCC
Convertidor de CA/CC	150	230 → ±270 VCC
Convertidor de CC/CC	12 ascendente/15 descendente	±270 → 28 VCC
Celda de combustible CC/CC	120	10~500 VCC → ±270 VCC
Convertidor de CC/CA	100	±270 → 230/115 VCA
Convertidor de CC/CA	50	28 → 230/115 VCA
Batería de LV	12	28 V
Batería de HV	100	270 V

Tabla 1

Los bajos niveles de tensión usados en la tabla 1 son conservativos y son según la norma de aviación MIL-STD-704. Tal como se mencionó anteriormente, el uso de bajos niveles de tensión garantiza la seguridad de la instalación.

Además de los indicados anteriormente, puede configurarse potencia de CC de HV para un nivel superior, por ejemplo, hasta de 1 kVCC o 3,5 kVCC distinto de 270 VCC si se requiere potencia superior. Aumentar el nivel de tensión de CC de HV hasta 1 kVCC o incluso 3,5 kVCC reduce ventajosamente la magnitud de la corriente y, por tanto, el diámetro de cable, reduciendo el peso.

En una realización particular, los dispositivos de potencia anteriores (por ejemplo, módulos de potencia de SiC) pueden estar configurados en conexiones en paralelo o en serie para cumplir diferentes potencias nominales.

A partir de la especificación de componentes indicados en la tabla 1 junto con tensiones de CC de HV de hasta 3,5 kVCC, la invención define una arquitectura de conversión de potencia, con dos tramos principales. El primer tramo tiene como objetivo aplicaciones que demandan baja potencia y se basa en generadores con una tensión nominal a 230 VCA. El segundo tramo tiene como objetivo una aplicación que demanda potencia superior y se basa en generadores con una tensión nominal a [270 V- 3,5 kVCC]. El sistema de conversión de potencia puede ajustarse a escala y puede adaptarse a un intervalo mayor de niveles de potencia total aumentando el número total de generadores.

En una realización particular, el al menos un generador eléctrico está configurado para generar electricidad en un bus de potencia de 230 VCA o en un bus de potencia de CC de al menos +/- 270 VCC hasta 3,5 kVCC.

Entonces, en una realización preferida, el árbol de salida del al menos un elemento de expansión está conectado a seis generadores eléctricos de 250 KVA que generan corriente en un bus de potencia de 230 VCA. En esta configuración, la disposición de ciclo cerrado extrae al menos 1,5 MW a partir de los motores de turbina de gas.

En una realización particular, el sistema de conversión de potencia comprende al menos un convertidor de potencia configurado para convertir la electricidad generada en al menos uno de los siguientes buses de tensión: 115 VCA, 28 VCC o +/-270 VCC. En una realización preferida, el al menos un convertidor de potencia es:

- un convertidor de CA/CA para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 115 VCA y alimentar a cargas trifásicas de 115 VCA de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CA/CC para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CC/CC para convertir los al menos +/- 270 VCC en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CC/CA para convertir los al menos +/- 270 CC en un bus de CA de potencia para alimentar a cargas de CA de los sistemas de aeronave.

Un convertidor de CC/CC bidireccional también puede acondicionar una salida de CA/CC para cargar la batería HV descrita a continuación.

También pueden usarse múltiples convertidores de cada tipo con el fin de garantizar que los diámetros de cable en el arnés de potencia se mantienen a un nivel manejable.

En una realización particular, el grupo motopropulsor de aeronave comprende además unos medios de almacenamiento de energía, siendo los medios de almacenamiento de energía al menos uno de los siguientes: una batería de baja tensión ("LV") o de alta tensión ("HV") o un volante de inercia.

Un dispositivo de almacenamiento de energía similar a una batería o un volante de inercia garantiza que la energía generada se amortigua, ya que las cargas eléctricas se equilibran y la energía adicional que no puede consumirse en ese momento puede almacenarse para su uso posterior.

En una realización particular, los medios de almacenamiento de energía son al menos una batería, y la estructura de célula comprende además un sistema de gestión de batería (BMS) configurado para controlar el funcionamiento de la al menos una batería para que la al menos una batería almacene energía en exceso y/o para suavizar la salida del bus de potencia con cargas transitorias y fluctuaciones de carga.

En una realización preferida, los medios de almacenamiento de energía son principalmente una o más baterías de HV con el fin de almacenar energía y proporcionar potencia de ayuda a las cargas eléctricas, preferiblemente en caso de grandes cargas eléctricas. Particularmente, para grandes conjuntos de baterías de HV, se proporciona un BMS.

En una realización particular, el conjunto de baterías es un diseño modular que usa una combinación de conjuntos secundarios de 400 V. Cada conjunto secundario de baterías consiste en varios módulos configurables y cada módulo consiste en varias celdas. Cada conjunto secundario tiene una tensión nominal de 350 VCC (que puede ajustarse a 270 VCC si se necesita mediante combinación de celdas de batería), tiene una corriente de descarga de 375 A / 1356 A, su contenido de energía es de 70 kWh y pesa 500 kg (incluyendo el acondicionamiento y arnés). Cada conjunto secundario de baterías puede suministrar potencia a 465 kW y recuperar potencia a un máximo de 110 kW.

En una realización particular, un nivel de tensión de bus de CC de conjunto de baterías de HV puede reconfigurarse mediante contactores con el grupo hasta 400 V, 800 V o incluso tensión superior. Su modularidad permite reducir los requisitos de aislamiento de HV hasta un nivel de 400 V, incluso para baterías de alta tensión.

Dado que el conjunto de baterías es reconfigurable, los conjuntos secundarios pueden agruparse en paralelo para salidas de corriente superiores para accionar cargas que requieren una potencia pico superior. Por ejemplo, 2s2p (2 conexiones en serie y 2 conexiones en paralelo) puede proporcionar accionamiento eléctrico puro de 800 VCC a una potencia de 0,93 MW de manera continua durante 10 min sin cargar.

En una realización particular, los medios de almacenamiento de energía comprenden un puerto de carga y/o son remplazables. Ventajosamente, un conjunto de baterías de HV puede cargarse *in situ* mediante el puerto de carga y/o ser remplazable por un conjunto de baterías completamente cargado rápidamente gracias, por ejemplo, a diseños de extracción rápida. Por tanto, el conjunto de baterías extraído puede cargarse y someterse a mantenimiento en una instalación especializada (es decir, para remplazar módulos agotados).

Además, puede realizarse calentamiento y enfriamiento mediante placas de enfriamiento por debajo de los módulos acopladas mediante una almohadilla de conducción térmica basada en silicio. Puede usarse calor a partir del motor de turbina de gas para mantener la temperatura de batería entre 10 – 55 ºC. Por tanto, los medios de almacenamiento de energía comprenden además placas de enfriamiento dispuestas por debajo y, preferiblemente, acopladas mediante la almohadilla de conducción térmica basada en silicio.

Además, en una realización adicional, la batería de HV está configurada para proporcionar un refuerzo de alta potencia adicional durante el despegue y ascenso de la aeronave. Esta alta potencia desprendida por la batería hacia cargas eléctricas reduce la retirada de potencia de motor y, por tanto, protege los motores de turbina de gas durante las fases de vuelo más críticas tales como el despegue y el ascenso. Especialmente, aumenta los márgenes frente al funcionamiento en el dominio de salto de compresor o dominio de vibración de álabes.

Por otro lado, durante las fases de crucero y aterrizaje de la aeronave, la batería de HV está configurada para proporcionar potencia a cargas eléctricas y (re)cargarse con el fin de mantener un estado de carga deseado. Una eventual potencia de carga excesiva puede pasarse a un volante de inercia.

En una realización particular, el grupo motopropulsor de aeronave comprende además al menos un dispositivo de protección para detener la generación de potencia a partir del árbol de salida del elemento de expansión. Dicho dispositivo de protección puede ser un embrague para desacoplar el árbol de salida del al menos un generador eléctrico, y/o, a nivel de electrónica:

- conmutadores o dispositivos de apagado para controlar o detener el suministro de potencia al sistema que demanda potencia, y/o

- conmutadores o dispositivos de apagado que pueden hacerse funcionar por el sistema de gestión de batería para detener la corriente hacia la al menos una batería si está completamente cargada.

Realizaciones adicionales

En una realización particular, se usan ramificaciones secundarias específicas de la disposición de ciclo cerrado, junto con aire comprimido sangrado a partir del/de los motor(es) de turbina de gas y/o aire a presión dinámica para la gestión térmica de los componentes de grupo motopropulsor, especialmente su sistema de conversión de potencia (incluyendo baterías), la celda de combustible y el calentador anteriormente descrito. Mediante regulación de velocidades de flujo proporcionada por válvulas de control informadas por sensores, el equilibrio térmico entre entradas a alta temperatura (sangrado de motor, ramificación de ciclo cerrado aguas abajo del intercambiador de calor primario) y entradas a baja temperatura (aire a presión dinámica, ramificación de ciclo cerrado aguas arriba del intercambiador de calor primario) a un componente específico puede mantenerse a lo largo del perfil de vuelo y según los requisitos de temperatura específicos del componente.

En una realización particular, el grupo motopropulsor comprende además un generador termoeléctrico, preferiblemente un generador termoeléctrico impreso en 3D, dispuesto sobre cualquier carcasa de turbina o combustor.

Ventajosamente, esto permite recuperar energía adicional a partir del calor de turbina para aumentar la eficiencia de todo el grupo motopropulsor.

A continuación en el presente documento se describen construcciones ventajosas de los elementos individuales anteriormente definidos.

En una realización particular, al menos un intercambiador de calor primario está impreso en 3D sobre la carcasa de turbina respectiva, y/o el combustor respectivo, estando el intercambiador de calor primario preferiblemente impreso en 3D con una aleación basada en níquel. En una realización preferida, el al menos un intercambiador de calor primario está impreso en 3D sobre la carcasa de turbina y/o el combustor como serpentines.

Tal como se menciona, preferiblemente, cada uno de los intercambiadores de calor primarios está dispuesto de tal manera que no incide en el trayecto de gas de núcleo del motor de turbina de gas. Dado que la transferencia de calor se realiza en este punto usando la superficie externa de carcasas y canales internos de estructura de motor, no hay ningún rendimiento sobre el impacto del trayecto de flujo primario del motor de turbina de gas.

En una realización preferida, al menos un elemento de expansión es una turbina y al menos un elemento de bombeo es una bomba o compresor, que está mecánicamente acoplado con la turbina a través de un árbol común. Un conjunto de una turbina y una bomba o compresor mecánicamente acoplados entre sí a través de un árbol común forma una “turbobomba” o “turbocompresor”.

En una realización particular, la turbobomba o el turbocompresor se fabrica como un rotor de monobloque usando impresión en 3D de una aleación basada en níquel resistente a alta temperatura. Debido al pequeño tamaño de la turbobomba o el turbocompresor necesarios para usar s-CO2 (según su alta densidad de potencia), y la arquitectura de potencia distribuida que reduce adicionalmente los tamaños de componentes (por ejemplo, 6 generadores

acoplados a los elementos de expansión), la turbobomba o el turbocompresor puede imprimirse en 3D. La impresión en 3D permite adicionalmente la inclusión de canales de enfriamiento internos.

En una realización particular, la turbobomba o el turbocompresor es radial. En aún otra realización, la turbobomba o el turbocompresor comprende cojinetes magnéticos.

En una realización particular, la turbobomba o el turbocompresor está configurado para enfriarse mediante agua, mediante el fluido de trabajo del ciclo cerrado y/o mediante ventilación de aire a presión dinámica.

En un segundo aspecto de la invención, la invención proporciona una estructura de célula de una aeronave que comprende, en la que la estructura de célula comprende orificios de ventilación y un rebaje expuesto que define un gran volumen ventilado, en la que el rebaje está configurado para alojar el calentador, y/o el dispositivo electroquímico, y/o el sistema de conversión de potencia, y en la que el rebaje expuesto está configurado para permitir una exposición directa de los componentes alojados en su interior a aire a presión dinámica.

En un tercer aspecto de la invención, la invención proporciona una aeronave que comprende una estructura de célula y un grupo motopropulsor según cualquiera de las realizaciones de los aspectos de la invención anteriores.

Debe observarse que la estructura de célula está configurada para alojar al menos el elemento de bombeo, el elemento de expansión, el generador eléctrico y el sistema de conversión de potencia del grupo motopropulsor.

Todas las características descritas en esta memoria descriptiva (incluyendo las reivindicaciones, descripción y dibujos) y/o todas las etapas del método descrito pueden combinarse en cualquier combinación, con la excepción de combinaciones de tales características y/o etapas mutuamente excluyentes.

Descripción de los dibujos

Estas y otras características y ventajas de la invención se entenderán claramente a la vista de la descripción detallada de la invención que resulta evidente a partir de una realización preferida de la invención, facilitada únicamente como ejemplo y que no es limitativa de la misma, haciendo referencia a los dibujos.

Figura 1, esta figura muestra una vista esquemática de la célula y el grupo motopropulsor según una realización de la presente invención.

Figura 2, esta figura muestra una vista esquemática de la célula y el grupo motopropulsor según una realización de la presente invención, en la que la disposición de ciclo cerrado comprende además un elemento de refuerzo tal como un calentador.

Figura 3, esta figura muestra una vista esquemática de la célula y el grupo motopropulsor según una realización de la presente invención, en la que la estructura de célula comprende además un dispositivo electroquímico tal como una celda de combustible de alta temperatura.

Figuras 4a-c, estas figuras muestran realizaciones de la arquitectura del sistema de conversión de potencia según la invención.

Figuras 5a-b, estas figuras muestran un enfriamiento de carcasa de turbina esquemático para control de la separación de las puntas que compara el sistema basado en aire conocido usado en motores de aviación actuales (figura 5a) con el nuevo sistema basado en ciclo cerrado (figuras 5b,c).

Figuras 6a-b, estas figuras muestran vistas de una realización esquemática de un intercambiador de calor impreso en 3D sobre una carcasa de motor.

Figura 7, esta figura muestra una realización esquemática de un intercambiador de calor impreso en 3D sobre un depósito de combustible, en la que el depósito de combustible comprende 2 paredes con la cavidad sometida a vacío.

Figura 8, esta figura muestra una realización esquemática de un intercambiador de calor impreso en 3D sobre un borde de ataque de ala.

Figura 9, esta figura muestra la ventilación de los componentes de grupo motopropulsor alojados dentro de la célula.

Descripción detallada de la invención

Figura 1

La presente invención define un grupo motopropulsor para una aeronave que comprende:

al menos dos motores de turbina de gas (20, 20'), y

al menos una disposición de ciclo cerrado para recuperar calor a partir de los al menos dos motores de turbina de

gas (20, 20') y suministrar potencia a al menos un sistema que demanda potencia, en el que la disposición de ciclo cerrado comprende:

- un circuito cerrado (1) que canaliza un fluido de trabajo sometido a un ciclo termodinámico;

- al menos un preenfriador (2.1, 2.2) configurado para transferir calor desde el fluido de trabajo hasta un sumidero de calor;

- estando el sumidero de calor en comunicación térmica con el preenfriador (2.1, 2.2), siendo el sumidero de calor un depósito de combustible y/o una superficie de célula;

- al menos un elemento de bombeo (3) configurado para mover el fluido de trabajo a través del circuito cerrado (1);

- al menos dos intercambiadores de calor primarios (4, 4', 4"), cada uno configurado para transferir calor desde un motor de turbina de gas respectivo (20, 20') hasta el fluido de trabajo;

- al menos un elemento de expansión (5) configurado para accionar una caja de engranajes y un árbol de salida mediante la expansión del fluido de trabajo; en el que el árbol de salida accionado por el elemento de expansión (5) está conectado a al menos un generador eléctrico (6) configurado para generar potencia eléctrica; y

- un sistema de conversión de potencia (8) configurado para recibir la potencia eléctrica generada por el generador eléctrico (6) y adaptarla y suministrarla al al menos un sistema que demanda potencia;

en el que la disposición de ciclo cerrado está adaptada para estar parcialmente alojada dentro de la estructura de célula (10) de la aeronave, de modo que al menos el elemento de bombeo (3), el elemento de expansión (5), el generador eléctrico (6) y el sistema de conversión de potencia están alojados en dicha estructura de célula (10).

Según la presente invención, la estructura de célula (10) aloja algunos de los componentes de la disposición de ciclo cerrado, por ejemplo, el/los elemento(s) de bombeo (3), el/los elemento(s) de expansión (5), el/los generador(es) eléctrico(s) (6) y el sistema de conversión de potencia (8). Particularmente, tal como puede observarse en las figuras 1 a 3, estos componentes están alojados dentro de la estructura de célula (10), tal como el cerramiento de carenado de panza de fuselaje, que proporciona un volumen adecuado para confinar grandes componentes con requisitos de temperatura específicos.

Con fines ilustrativos, la porción izquierda del esquema de potencia de la figura 1 detalla la recuperación de calor a partir de uno de los motores de turbina de gas de aviación que muestra, entre otras cosas, una realización del enrutamiento del circuito de ciclo cerrado (1). La porción derecha de este esquema representa a su vez el acoplamiento de los sistemas de combustible (o bien primario o bien secundario) con el otro motor de turbina de gas de aviación (20'). Tal como se define por la invención, el circuito de ciclo cerrado (1) también se extiende al lado derecho de la figura 1, mientras que el sistema de combustible también interacciona con el motor de turbina de gas de aviación (20) representado en la parte izquierda de la figura 1. Dicho de otro modo, el esquema es simétrico con respecto al plano central de la aeronave.

Con fines ilustrativos, el circuito de ciclo cerrado (1) se representa en líneas continuas, mientras que las líneas de suministro de combustible se representan esquemáticamente en líneas de puntos, y la distribución de aire se representa en líneas de rayas. Las flechas indican la dirección del fluido en funcionamiento, por ejemplo fluido de trabajo del ciclo cerrado, combustible o aire.

Tal como puede observarse en la figura 1, el fluido de trabajo se bombea mediante un elemento de bombeo principal (3) que lo hace circular hacia cada motor de turbina de gas (20, 20'). Después del elemento de bombeo (3), una válvula de división (no mostrada en la figura 1) separa el circuito en dos bucles principales idénticos (o ramificaciones), cada uno acoplado con un motor de turbina de gas de aviación (20, 20'). Con fines de simplificación del esquema, el fluido de trabajo en la parte derecha del esquema alcanza en primer lugar el punto D, interacciona con el motor de turbina de gas (20) tal como se detalla en la parte izquierda del esquema y después alcanza el punto D'.

Haciendo referencia a la parte izquierda, después de bombearse por el elemento de bombeo (3), entonces el fluido de trabajo recupera calor a partir de una sección de combustor y/o sección de turbina y/o escape respectivo de dicho motor de turbina de gas (20') usando un(os) intercambiador(es) de calor (4, 4', 4").

Cualquiera o la totalidad de estos intercambiadores de calor (4, 4', 4") pueden imprimirse en 3D preferiblemente usando una aleación basada en níquel resistente a alta temperatura sobre las superficies externas respectivas de la carcasa de combustor (20.4), la carcasa de turbina (20.3) o la tobera de escape del motor de turbina de gas (20). De manera similar, el intercambiador de calor también puede imprimirse sobre las superficies del combustor, superficies internas de palas de guía de toberas (20.3.2) o estructuras de turbina. En conjunto, la intención es evitar preferiblemente incidir en el intercambiador de calor con el trayecto de gas primario de turbina de gas. Esto evita un impacto en las velocidades de gas y reducción de rendimiento, especialmente durante el funcionamiento transitorio del motor de turbina de gas.

Tras el paso a través de los intercambiadores de calor (4, 4', 4"), se somete el fluido de trabajo a una etapa de expansión, mediante paso a través de uno o varios elementos de expansión sucesivos (es decir, elementos de turbina). Cada uno de estos elementos de expansión (5) acciona preferiblemente una caja de engranajes y un árbol de salida (5.1) que a su vez acciona un generador eléctrico (6) para generar potencia eléctrica.

Finalmente, se enfría el fluido de trabajo y llega de vuelta a la etapa fría inicial del ciclo termodinámico. Para ello, hay un a preenfriador (2.1, 2.2) en comunicación térmica con un sumidero de calor tal como se muestra en la figura 1. Este sumidero de calor puede ser un depósito de combustible primario o secundario (10.1, 10.2) o una superficie de aeronave sujeta a formación de hielo y/o entrada de aire a presión dinámica. En las figuras 7 u 8 puede observarse una realización de un preenfriador (2.1, 2.2) impreso en 3D sobre un depósito de combustible (10.1, 10.2) o superficie interna de borde de ataque de ala (10.4), respectivamente.

En el presente esquema, el punto de temperatura más baja del ciclo termodinámico está definido preferiblemente por un depósito de combustible y/o un elemento de superficie de la estructura estática de célula. Estas estructuras frías tienen grandes masas térmicas frías y, en la presente invención, pasan a ser un elemento del ciclo combinado. Dicho de otro modo, estas estructuras estáticas frías forman parte de la función de generación de potencia.

En una realización específica, la figura 1 también representa un condensador (7) para permitir una etapa de condensación en el ciclo termodinámico de un fluido de trabajo que puede experimentar cambios de fase. En este caso, el condensador (7) está colocado aguas abajo del elemento de expansión (5).

Después del enfriamiento, el fluido de trabajo alcanza el elemento de bombeo anteriormente mencionado. Este elemento de bombeo (3) puede ser un compresor o bomba mecánicamente acoplado a al menos un elemento de expansión (5) tal como turbina(s) a través de un árbol común formando de ese modo un turbocompresor o turbobomba. Alternativa o adicionalmente, tal como se muestra en la figura 1, el elemento de bombeo (3) puede accionarse mediante un motor eléctrico (M) alimentado por el sistema de conversión de potencia (8) y sus elementos de almacenamiento de energía (9), descritos a continuación.

Con respecto al sistema de combustible usado en el esquema, el grupo motopropulsor de la figura 1 depende de al menos dos sistemas de combustible diferentes, basándose cada sistema de combustible en un tipo de combustible diferente:

- un combustible primario tal como queroseno y/o un combustible basado en metano líquido, y

- un combustible secundario tal como hidrógeno líquido y/o un combustible basado en metano líquido.

Cada tipo de combustible está alojado y almacenado en depósitos de combustible separados (10.1, 10.2) y emplea un sistema de distribución dedicado. A lo largo de las figuras 1 a 3, pueden observarse 3 depósitos de combustible (10.1) del sistema de combustible primario y 3 depósitos de combustible (10.2) del sistema de combustible secundario, a continuación "depósitos de combustible primario" (10.1) y "depósitos de combustible secundario" (10.2). Tal como puede observarse, los depósitos de combustible secundario (10.2) son más pequeños que los depósitos de combustible primario (10.1) y, por ejemplo, la masa de combustible almacenada puede ser de entre el 80 % y el 90 % en los depósitos de combustible primario (10.1), y entre el 10 % y el 20 % en los depósitos de combustible secundario (10.2).

Debido a la diferencia de densidad de los diferentes tipos de combustible, los depósitos de combustible de cada sistema (10.1, 10.2) están dispuestos de manera simétrica con respecto a la sección central de célula para evitar cualquier desequilibrio de célula.

Los sistemas de combustible tanto primario como secundario (con combustibles almacenados en los depósitos respectivos (10.1, 10.2)) pueden comprender bomba(s) convencional(es) o bomba(s) de alta presión (10.1.1, 10.2.1) para presurizar y vaporizar combustibles respectivos. Si el combustible requiere almacenamiento criogénico, el combustible puede almacenarse a temperaturas criogénicas a aproximadamente 4 - 10 bar en los depósitos de combustible para reducir los esfuerzos en la pared de depósito y, entonces, una bomba de alta presión (10.1.1, 10.2.1) está configurada para presurizar lo a aproximadamente 300 bar antes de alcanzar la cámara de combustión (20.1).

Alternativa o adicionalmente, tal como se muestra en la figura 1, las bombas de combustible (10.1.1, 10.2.1) pueden accionarse mediante un motor eléctrico (M) alimentado por el sistema de conversión de potencia (8) y sus elementos de almacenamiento de energía (9), descritos a continuación.

Alternativa o adicionalmente a esto último, tal como se muestra en la figura 1 para el sistema de combustible secundario, el sistema de combustible (primario o secundario) también puede canalizar el combustible hacia un intercambiador de calor (10.1.2) con el fin de estar en comunicación térmica con el motor de turbina de gas respectivo (20') para calentamiento y vaporización de combustible antes de inyectarse en el combustor (20.1). En el esquema propuesto, la construcción del intercambiador de calor de combustible (10.1.2) es similar a la construcción del intercambiador de calor primario (4, 4', 4") en el ciclo de recuperación. Este tipo de disposición puede complementar el aumento de presión y temperatura proporcionado por la(s) bomba(s) de combustible colocada(s)

aguas abajo y/o aguas arriba del intercambiador de calor (10.1.2).

Tal como se muestra en la figura 1, ambos sistemas de distribución de combustible alcanzan el combustor (20.1). Esto permite alimentar el combustor mediante combustibles individuales o mezclas de combustibles. La mezcla de combustibles (es decir, razón gravimétrica de tipo de combustible primario frente a tipo de combustible secundario) puede adaptarse en función del perfil de vuelo controlando las velocidades de flujo en cada sistema de combustible.

Además de las interacciones principales entre el ciclo cerrado, el sistema de combustible y la estructura de célula, la figura 1 detalla mecanismos adicionales que mejoran el rendimiento de todo el grupo motopropulsor.

En particular, a modo de ejemplo, aguas arriba del motor de turbina de gas (20), el circuito (1) se divide en 4 ramificaciones secundarias distintas y paralelas: una dirigida a la turbina de alta presión (HP), una dirigida a la turbina de baja presión (LP), una dirigida al escape y una que evita el motor de turbina de gas (20) con fines de seguridad y regulación. Cada una de estas ramificaciones comprende además válvulas de control para regular la velocidad de flujo del fluido de trabajo en cada ramificación. Las válvulas de control se accionan mediante parámetros de motor (velocidades de árbol, presiones de turbina y temperaturas) y parámetros de ciclo cerrado (velocidades de flujo, presiones, temperaturas), monitorizados de manera continua mediante sensores.

Cada una de las ramificaciones secundarias dirigidas a la turbina de HP, la turbina de LP y el escape comprende un intercambiador de calor (4, 4', 4"). Los intercambiadores de calor (4, 4', 4") permiten el intercambio térmico del circuito de ciclo cerrado con el motor de turbina de gas (20). A modo de ejemplo, la ramificación secundaria dirigida al escape evita los elementos de expansión (5) desde el punto B hasta el B'. Esto forma una ramificación autónoma, únicamente con fines de enfriamiento, que no contribuye a la generación de potencia del ciclo cerrado ya que evita los elementos de expansión (5).

De manera similar, un ejemplo de desviación de fluido adicional con otros fines en lugar de generación de potencia del ciclo cerrado puede encontrarse en la ramificación aguas abajo de los intercambiadores de calor primarios (4, 4', 4") dirigidos a través de una válvula de control hasta el borde de ataque (10.4) de ese ala con fines de calentamiento. Esto ayuda o sustituye al sistema de ala contra formación de hielo. Después de eso, este fluido de trabajo desviado evita los elementos de expansión (5) desde el punto B hasta el B'.

Finalmente, el esquema de la figura 1 representa el sistema de conversión de potencia. Con fines ilustrativos, la figura 1 representa 4 elementos de expansión (5), 4 árboles de salida (5.1) y 4 generadores (6) mientras que, en la realización descrita de la figura 1, los árboles de salida (5.1) están preferiblemente conectados a seis generadores eléctricos de 250 KVA (6) que generan corriente en el bus de potencia de 230 VCA, representando por tanto 1,5 MW. Esto significa que puede alcanzarse un alto nivel de potencia (es decir, superior a la retirada de potencia en motores de turbina de gas convencionales con un empuje de despegue nominal de 350-500 kN) usando una arquitectura con niveles de tensión bajos conservativos según la norma MIL-STD- 704.

En la figura 1 puede observarse que el grupo motopropulsor comprende unos medios de almacenamiento de energía (9) que garantizan que se amortigua la energía recuperada, y la energía adicional (la que no puede consumirse en ese momento) se almacena para su uso posterior. Los medios de almacenamiento de energía (9) pueden ser una batería de baja tensión ("LV") y/o de alta tensión ("HV") y/o un volante de inercia dependiendo de la clasificación de potencia.

Tal como se comentará a continuación, preferiblemente, los medios de almacenamiento de energía (9) son una o varias baterías de HV, y el grupo motopropulsor comprende además un sistema de gestión de batería (BMS) configurado para controlar el funcionamiento de la al menos una batería para que la al menos una batería almacene energía en exceso y/o para suavizar la salida del bus de potencia con cargas transitorias y fluctuaciones de carga durante fases de vuelo de transición.

Asimismo, aunque no se representa en estas figuras, el grupo motopropulsor puede comprender además al menos un dispositivo de protección (no mostrado) para detener la generación de potencia desde el árbol de salida del elemento de expansión (5). Dicho dispositivo de protección puede ser o bien mecánico, tal como un embrague para desacoplar el árbol de salida con respecto al al menos un generador eléctrico (6), y/o a nivel de electrónica tal como:

- conmutadores o dispositivos de apagado para controlar o detener el suministro de potencia al sistema que demanda potencia, y/o

- conmutadores o dispositivos de apagado que pueden hacerse funcionar por el sistema de gestión de batería (BMS) para detener la corriente hacia la al menos una batería si está completamente cargada.

Ventajosamente, reduce la salida de energía del árbol de salida si el consumo de energía es inferior a la generación de energía y, posiblemente, la batería está a su máxima capacidad y no puede asumir ninguna carga adicional.

También en relación con la electrónica de potencia, el grupo motopropulsor puede comprender además un generador termoeléctrico (no mostrado), preferiblemente un generador termoeléctrico impreso en 3D, dispuesto sobre cualquier carcasa de turbina o combustor para una recuperación de calor adicional.

Un requisito clave del sistema de conversión de potencia es mantener temperaturas adecuadas a lo largo de las diferentes fases del ciclo de vuelo. Esto se logra principalmente a través de una ventilación de aire a presión dinámica. El punto C en la figura 1 representa la entrada para la admisión de aire a presión dinámica que se dirige, entre otras cosas, al punto C' para el enfriamiento adicional del sistema de conversión de potencia y la electrónica relacionada.

Además, aire sangrado a partir de las etapas de compresor (20.2) y/o una línea de derivación de calentamiento o enfriamiento desde la disposición de ciclo cerrado puede dirigirse al sistema de conversión de potencia (8) y la batería (9) para la regulación térmica del flujo de aire frío obtenido mediante aire a presión dinámica.

Figura 2

La figura 2 representa una vista esquemática del grupo motopropulsor según la figura 1, en la que la disposición de ciclo cerrado comprende además un sistema de refuerzo adicional para añadir potencia al ciclo termodinámico del fluido de trabajo.

En la realización de la figura 2, el sistema de refuerzo añade potencia usando una etapa de recalentamiento antes del elemento de expansión (5). El sistema de refuerzo es un calentador (11) configurado para calentar el fluido de trabajo quemando el tipo de combustible primario o secundario (véase la entrada del punto A') y aire (véase la entrada del punto C').

Tal como puede observarse, el sistema de refuerzo está dispuesto en una ubicación aguas arriba del elemento de expansión (5) y, más preferiblemente, justo antes del elemento de expansión (5).

Gracias al re-calentador, la $T_{máx}$ del ciclo cerrado termodinámico se aumenta hasta aproximadamente 700 °C, mientras que la velocidad de flujo másico y la presión todavía son de aproximadamente 45 kg/s y aproximadamente 100 bar, respectivamente.

Entonces, el/los árbol(es) de salida (5.1) está(n) conectado(s) a veinte generadores eléctricos de 250 KVA (6) que generan corriente en el bus de potencia de 230 VCA, representando por tanto 5 MW.

En la realización de la figura 2, el elemento de calentamiento (11) está posicionado en el cerramiento de carenado de panza de célula.

De manera similar al sistema de conversión de potencia, el elemento de calentamiento (11) requiere ventilación. Este requisito se cumple alimentando aire a presión dinámica (véanse los puntos de entrada C) a las paredes de calentador.

Figura 3

La figura 3 representa una vista esquemática del grupo motopropulsor según la figura 2 que comprende además un dispositivo electroquímico (12) tal como una celda de combustible de alta temperatura de óxido sólido.

Este dispositivo electroquímico (12) está configurado para convertir energía química de combustibles primario o secundario en energía eléctrica para ayudar a la disposición de ciclo cerrado a suministrar energía eléctrica al al menos un sistema que demanda potencia.

Preferiblemente, el dispositivo electroquímico (12) está posicionado en el cono de cola o empenaje de la estructura de célula (10). Los sistemas de combustible de grupo motopropulsor comprenden tuberías de distribución configuradas para alimentar el dispositivo electroquímico (12) al igual que el calentador (11), véanse, por ejemplo, los puntos de entrada A' (suministro de combustible) y C' (suministro de aire).

Además, con el fin de acelerar el calentamiento, el dispositivo electroquímico (12) está configurado para recibir aire sangrado a partir del compresor (20.2) de al menos un motor de turbina de gas (20, 20').

Adicional o alternativamente, el dispositivo electroquímico (12) puede calentarse usando una ramificación autónoma derivada a partir del ciclo cerrado.

Por tanto, ventajosamente, en esta realización la potencia generada en total es de aproximadamente 7±2 MW, es decir, la suma de [1,5 a 3,5 MW] a partir de la disposición de ciclo cerrado, [de 2 a 3,5 MW] adicionales para usar el calentador y [de 1,5 a 2 MW] a partir de la celda de combustible de alta temperatura.

Tal como puede observarse a partir de la figura 3, el dispositivo electroquímico (12) también está conectado al sistema de conversión de potencia (8) y a los medios de almacenamiento de energía (9) para suministrar electricidad a al menos un sistema que demanda potencia.

De manera similar al sistema de conversión de potencia, el dispositivo electroquímico (12) requiere ventilación. Este requisito se cumple mediante alimentación de aire a presión dinámica (véanse los puntos de entrada C) al dispositivo electroquímico.

Figura 4a

La figura 4a representa una realización de una arquitectura de sistema de conversión de potencia según la invención.

Se genera corriente como corriente trifásica de CA a 230 V mediante el/los generador(es) (6). Según las clasificaciones de potencia alcanzadas, para garantizar la generación de potencia completa, se usan varios canales de generador en paralelo. Por ejemplo, para generar 1,5 MW usando generadores de 250 KVA, se usará un número de 6 canales de generador. Asimismo, para generar 5 MW, se usa un número de 20 canales de generador.

Alternativamente, también pueden usarse niveles de tensión superiores (1 kV o superiores) reduciendo de ese modo adicionalmente los requisitos de corriente y el impacto sobre el cableado o número de canales de generador.

Tal como se mencionó, la energía generada se usa para alimentar potencia a diversas cargas eléctricas de los sistemas que demandan potencia (también conocidos como consumidores o sistemas de aeronave) tales como aviónica y electrónica de cabina, control ambiental y WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas), iluminación y entretenimiento, así como motores electrónicos de propulsión. Parte de la energía también se usará para recargar las baterías (9). Las cargas eléctricas están diseñadas para funcionar a diversos niveles de tensión y con corriente o bien de CA o bien de CC, de modo que se necesitan sistemas de conversión de potencia (8) con el fin de adaptar la potencia generada a partir del/de los generador(es) (6) a las normas de la aeronave.

Tal como se expone, el al menos un generador eléctrico (6) está configurado para generar electricidad en el bus de potencia de 230 VCA o en el bus de potencia de CC de al menos +/- 270 VCC.

Entonces, el sistema de conversión de potencia comprende al menos un convertidor de potencia configurado para convertir la electricidad generada en al menos uno de los siguientes buses de tensión: 115 VCA, 28 VCC o +/-270 VCC.

Ejemplos de convertidores de potencia son:

- un convertidor de CA/CA para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 115 VCA y alimentar a cargas trifásicas de 115 VCA de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CA/CC para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CC/CC para convertir los al menos +/- 270 VCC en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CC/CA para convertir los al menos +/- 270 CC en un bus de CA de potencia para alimentar a cargas de CA de los sistemas de aeronave.

Por tanto, si el generador eléctrico (6) genera electricidad en el bus de potencia de 230 VCA (trifásico, desde 320 hasta 800 Hz), la electrónica de potencia puede suministrar potencia directamente a las cargas eléctricas adecuadas a tales especificaciones eléctricas o puede convertirla a otra clase de corriente. Según la figura, a los motores de accionamiento de la aeronave y sistemas de protección frente a hielo en las alas (WIPS) se les puede suministrar directamente 230 VCA sin conversión de potencia.

Si se necesita convertir la corriente generada a 230 VCA, pueden usarse los siguientes convertidores de potencia:

- un convertidor de CA/CA para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 115 VCA y alimentar a cargas trifásicas de 115 VCA de los sistemas de aeronave (por ejemplo, sistemas de iluminación, cocina y entretenimiento en cabina), y/o

- un convertidor de CA/CC para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave (por ejemplo, aviónica y electrónica de cabina).

Tal como puede observarse, el bus de 28 VCC puede estar conectado a una batería de 28 V.

De lo contrario, si el generador eléctrico (6) genera electricidad en el bus de potencia de +/-270 VCC (o superior), la electrónica de potencia puede suministrar potencia directamente a las cargas eléctricas adecuadas a tales especificaciones eléctricas, o puede convertirla a otra clase de corriente.

Si se necesita convertir corriente generada a +/-270 VCC, pueden usarse los siguientes convertidores de potencia:

- un convertidor de CC/CC para convertir los al menos +/- 270 VCC en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave (por ejemplo, microcontroladores tales como inversores de MCU, sistema de control ambiental (ECS) y sistemas de protección frente a hielo en las alas (WIPS)),

- un convertidor de CC/CA para convertir los al menos +/- 270 CC en un bus de CA de potencia para alimentar a

cargas de CA de los sistemas de aeronave.

Tal como puede observarse, el bus de CC de HV puede estar conectado a una(s) batería(s) de HV que, preferiblemente, se controla(n) mediante un BMS (no mostrado). Con respecto a esto, basándose en la arquitectura anteriormente mencionada de la figura 4a, en la figura 4c se muestra que el bus de CC de HV conectado a una(s) batería(s) de HV también puede estar conectado al dispositivo electroquímico (12), más en particular, al sistema de la celda de combustible de alta temperatura (12) configurado para convertir energía química de combustibles primario o secundario en energía eléctrica para ayudar a la disposición de ciclo cerrado a suministrar energía eléctrica al al menos un sistema que demanda potencia.

Según esta realización particular, el sistema de la celda de combustible (12) puede proporcionar potencia de CC o bien a la batería de HV o bien directamente al bus de CC de HV para accionar la carga a través de un convertidor de CC/CC dentro del sistema de la celda de combustible (12). En una realización más particular, el sistema de la celda de combustible (12) se proporciona como sistema de potencia de respaldo, de tal manera que la(s) batería(s) de HV es/son la fuente prioritaria en condiciones de funcionamiento normales, de modo que la potencia de CC puede suavizarse/filtrarse mediante la batería antes de alimentarse a al menos una de las diversas cargas eléctricas de los sistemas que demandan potencia, tales como aviónica y electrónica de cabina, control ambiental y WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas), iluminación y entretenimiento, así como motores eléctricos, usados preferiblemente para accionar las bombas de combustible (10.1.1, 10.2.1) o el elemento de bombeo (3) del ciclo cerrado. El/los motor(es) eléctrico(s) también puede(n) accionar un ventilador y ayudar a la propulsión del a aeronave.

En tal realización particular, en el caso en el que la(s) batería(s) de HV no esté(n) disponible(s), el sistema de la celda de combustible (12) se encargará de proporcionar potencia al bus de CC para accionar/ayudar a las cargas anteriormente mencionadas.

El modo de funcionamiento de tal realización que comprende la(s) batería(s) de HV y el sistema de la celda de combustible (12), es decir, el comportamiento de conmutación entre los mismos, se controla mediante contactores después del convertidor de CC/CC en el sistema de la celda de combustible (12).

El sistema que demanda potencia también puede ser un sistema de motor de turbina de gas tal como ECU.

Figuras 4b1 y 4b2

Con respecto a los motores eléctricos anteriormente mencionados, las figuras 4b1 y 4b2 muestran realizaciones particulares respectivas basadas en la arquitectura de sistema de potencia de la figura 4a, pero que muestran sistemas de bomba eléctrica adicionales como parte del grupo motopropulsor.

En particular, dichos sistemas de bomba eléctrica comprenden elementos de bombeo del ciclo cerrado (3) o bombas de combustible (10.1.1, 10.2.1), implementados como bombas eléctricas, accionadas por un motor eléctrico alimentado por el sistema de conversión de potencia.

Dichos motores eléctricos configurados para accionar las bombas eléctricas correspondientes pueden estar conectados o bien al bus de CA o bien al bus de CC, dependiendo del tipo de controlador de motor. Por consiguiente, cada una de las figuras 4b1 y 4b2 muestra una configuración correspondiente.

Por un lado, en la figura 4b1 el motor eléctrico está conectado al bus de CA, y por tanto se alimenta por el sistema de conversión de potencia de tal manera que corriente generada a 230 VCA se convierte por medio de un rectificador, después se suministra a través de un enlace de CC a un inversor que convierte la corriente de nuevo para usarse por el motor eléctrico.

Por otro lado, en la figura 4b2 el motor eléctrico está conectado al bus de CC, y por tanto se alimenta por el sistema de conversión de potencia de tal manera que corriente generada a +/- 270 VCC se convierte por medio de un inversor para usarse por el motor eléctrico.

Figura 4c

Basándose en la arquitectura anteriormente mencionada de la figura 4a, en la figura 4c se muestra que el bus de CC de HV conectado a una(s) batería(s) de HV también puede estar conectado al dispositivo electroquímico (12), más en particular, al sistema de la celda de combustible de alta temperatura (12) configurado para convertir energía química de combustibles primario o secundario en energía eléctrica para ayudar a la disposición de ciclo cerrado a suministrar energía eléctrica al al menos un sistema que demanda potencia.

Según esta realización particular, el sistema de la celda de combustible (12) puede proporcionar potencia de CC o bien a la batería de HV o bien directamente al bus de CC de HV para accionar la carga a través de un convertidor de CC/CC dentro del sistema de la celda de combustible (12). En una realización más particular, el sistema de la celda de combustible (12) se proporciona como sistema de potencia de respaldo, de tal manera que la(s) batería(s) de HV es/son la fuente prioritaria en condiciones de funcionamiento normales, de modo que la potencia de CC puede

suavizarse/filtrarse mediante la batería antes de alimentarse a al menos una de las diversas cargas eléctricas de los sistemas que demandan potencia, tales como aviónica y electrónica de cabina, control ambiental y WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas), iluminación y entretenimiento, así como motores eléctricos.

En tal realización particular, en el caso en que la(s) batería(s) de HV no estén disponibles, el sistema de la celda de combustible (12) se encargará de proporcionar potencia al bus de CC para accionar/ayudar a las cargas anteriormente mencionadas.

El modo de funcionamiento de tal realización que comprende la(s) batería(s) de HV y el sistema de la celda de combustible (12), es decir, el comportamiento de conmutación entre los mismos, se controla mediante contactores después del convertidor de CC/CC en el sistema de la celda de combustible (12).

El sistema que demanda potencia también puede ser un sistema de motor de turbina de gas tal como ECU.

Figura 5a

La figura 5a muestra el sistema de control de separación de las puntas ("TCC") basado en aire conocido usado en motores de aviación actuales, mientras que las figuras 5b y 5c representan realizaciones del nuevo sistema propuesto basado en la disposición de ciclo cerrado descrita anteriormente.

En la figura 5a, una carcasa de combustor (20.4) y una carcasa de turbina (20.3) están separadas por una unión con pernos (indicada con un círculo). La carcasa de turbina (20.3) se enfría para mantener un objetivo de separación de las puntas con respecto a los álabes de turbina (20.3.1). El objetivo de separación de las puntas es un hueco máximo permisible entre la superficie interna de la carcasa (20.3) y la punta de álabe que debe lograrse para cada fase del ciclo de vuelo. Este hueco debe ser lo más pequeño posible, para reducir fugas de gas y pérdida de rendimiento. Por otro lado, debe evitarse el impacto o gran rozamiento entre la punta de álabe y el revestimiento de carcasa (especialmente durante el despegue) para prevenir la degradación de componentes y la creación de un surco significativo en la carcasa (20.3), aumentando adicionalmente el hueco de puntas.

En la disposición basada en aire (40) convencional, el enfriamiento de la carcasa de turbina (20.3) se realiza usando colectores perforados (40.2) que expulsan aire comprimido hacia las carcasas (20.3). Se alimenta aire comprimido mediante el ventilador de motor o compresor (20.2) a una gran estructura de chapa de metal y/o tuberías (40.1), que se requiere para transportar grandes flujos másicos de aire, y después se dirige a los colectores perforados (40.2).

El sistema de aire de enfriamiento es un bucle abierto, es decir, no se hace recircular el aire de enfriamiento, y, por tanto, esto genera pérdidas de eficiencia. El sistema se controla mediante válvulas grandes y pesadas. Debido a las limitaciones del sistema basado en aire, el aire de enfriamiento sólo incide en una pequeña zona de carcasa justo por encima de la punta de álabe. Esto crea una distribución de temperatura axial no uniforme y una desviación longitudinal no uniforme de la carcasa (20.3). Además, este sistema también genera separaciones de las puntas de álabes no uniformes debido a la distribución de temperatura circunferencial no uniforme alrededor de la carcasa (20.3) creada por un trayecto de longitud diferente del aire de enfriamiento desde la entrada hasta incidir en el objetivo y las cargas de flexión de armazón de la carcasa (20.3) no uniformes que se producen durante maniobras de vuelo (dado que las carcasas (20.3, 20.4) están unidas entre sí mediante pernos como un tubo y están montadas en los soportes de célula en una posición a las 12 en punto, la reacción de las carcasas (20. 3, 20.4) a cargas de maniobras inducidas por la célula no es uniforme). Además, este sistema es propenso a generar variaciones de separación de las puntas significativas durante el perfil de vuelo ya que el sistema es difícil de controlar con retardos significativos en el tiempo de respuesta.

Figuras 5b y 5c

Tal como se observa en las figuras 5b y 5c, la invención propone sustituir el sistema de control de separación de las puntas basado en aire anterior por un sistema basado en la circulación del fluido de trabajo de ciclo cerrado en comunicación térmica con las carcasas de motor de turbina de gas (20.3) usando uno o varios intercambiadores de calor. Preferiblemente, hay serpentines del circuito (1) impresos en 3D sobre las superficies externas de la carcasa de turbina (20.3) y posiblemente la superficie externa de la carcasa de combustor (20.4), para formar un intercambiador de calor.

A diferencia del sistema basado en aire, el circuito (1) está cerrado y, por tanto, es más eficiente. El uso de fluido líquido o supercrítico permite una transferencia de calor mucho mayor que en el sistema basado en aire actual (40). También permite el uso de tuberías pequeñas.

Tal como puede observarse en las figuras 5b y 5c en comparación con la figura 5a, el nuevo sistema proporciona una cobertura axial mucho mayor de la superficie de la carcasa (20.3, 20.4), dando como resultado un mejor control de las desviaciones longitudinales de la carcasa (20.3, 20.4).

Los desplazamientos termomecánicos de los rotores y la carcasa (20.3, 20.4) y, por tanto, el valor resultante del hueco de las puntas de álabes, pueden correlacionarse con parámetros de motor (velocidades de árbol, temperaturas de turbina y presión) y parámetros de ciclo cerrado (flujo másico, presión, temperatura) con la ayuda

de un modelo de rendimiento del motor, simulación termomecánica y datos empíricos recopilados durante pruebas de desarrollo. La monitorización de parámetros de motor y ciclo cerrado permite el control de los parámetros de ciclo cerrado mediante válvulas para alcanzar los objetivos de la separación de las puntas para cada fase del ciclo. Esto mejora adicionalmente el rendimiento del sistema de TCC, ya que el nuevo sistema de bucle cerrado es mucho más fácil de controlar y tiene una respuesta dinámica mucho mejor que el sistema anterior.

Finalmente, tal como puede observarse en la realización mostrada en la figura 5c, la función de enfriamiento de carcasa se combina con el enfriamiento de las palas de guía de tobera de turbina (20.3.2). Hay serpentines impresos sobre las superficies internas de las palas (20.3.2) para formar un intercambiador de calor. La transición de un componente a otro (por ejemplo, la transición de la carcasa a la pala (20.3.2) o de la carcasa a la carcasa) se garantiza mediante elemento(s) flexible(s) tal(es) como fuelle(s) de pequeño diámetro, que compensan los desplazamientos térmicos relativos entre estos componentes.

Tal como puede observarse en las figuras 5b y 5c, el circuito de ciclo cerrado no incide sobre el trayecto de gas de turbina. La aerodinámica y las velocidades de gas no se ven afectadas por la nueva construcción evitando reducciones de rendimiento transitorias y del compresor (20.2) (es decir, reducción de los márgenes de salto y pérdida del compresor (20.2)).

Con fines ilustrativos, las figuras 5b y 5c muestran un único circuito continuo (1) que incide de manera sucesiva en una carcasa de turbina (20.3) (palas de turbina (20.3.2) en la figura 5c), y después en una carcasa de combustor (20.4) usando intercambiador(es) de calor (4) preferiblemente impresos en 3D sobre la carcasa de turbina (superficie interna de las palas de turbina (20.3.2) en la figura 5c) y la carcasa de combustor (20.4). No obstante, el experto reconocerá que el circuito (1) puede ser un bucle continuo que incide en etapas de turbina y posiblemente en etapas de combustor en serie (tal como se muestra en las figuras 5b y 5c), o discontinuo, usando ramificaciones secundarias paralelas diferenciadas que inciden en diferentes secciones de motor en paralelo tal como se explicó anteriormente.

Figura 6a

La figura 6a muestra diferentes vistas de una realización de un intercambiador de calor primario (4, 4', 4") impreso sobre un combustor (20.4) o una carcasa de turbina (20.3). Las carcasas del combustor (20.4) o de la turbina (20.3) están forjadas y realizadas de aleaciones basadas en níquel, proporcionando una capacidad de alta temperatura, alta resistencia y una baja probabilidad de tener un defecto de material. El intercambiador de calor primario (4, 4', 4") se imprime en 3D como un serpentín (4.3) para aumentar la longitud de trayecto del fluido de trabajo sobre la carcasa (20.3, 20.4).

Tal como puede observarse, el nuevo sistema proporciona una cobertura mucho más grande de la superficie de la carcasa (20.3, 20.4), dando como resultado un mejor control de las desviaciones de la carcasa (20.3, 20.4).

En una realización, el intercambiador de calor primario (4, 4', 4") está compuesto por un alto número de características (4.1) diferenciadas impresas en 3D que aumentan el área de contacto entre el fluido de trabajo y la carcasa (20.3, 20.4), aumentando, por tanto, el intercambio de calor entre el fluido de trabajo y la carcasa (20.3, 20.4). Finalmente, también hay una cubierta (4.2) impresa en 3D para formar canales que encierran y sellan el fluido de trabajo. En este ejemplo, el fluido de trabajo admite normalmente calor a partir de la carcasa caliente (20.3, 20.4).

De manera similar, tal como se mencionó anteriormente, la construcción del intercambiador de calor mostrado en la figura 6a puede aplicarse para la construcción de un intercambiador de calor (10.1.2) usado para el calentamiento de combustible antes de alcanzar el combustor (20.1) de los motores de turbina de gas (20, 20').

Figura 6b

La figura 6b muestra 4 serpentines impresos, por ejemplo, en una carcasa de turbina (20.3). Cada serpentín se alimenta mediante ramificaciones secundarias paralelas individuales del ciclo cerrado controladas mediante sus propias válvulas y alimentadas mediante diferentes velocidades de flujo del fluido de trabajo de la disposición de ciclo cerrado. Esta disposición específica se usa para compensar temperaturas circunferenciales y carga de armazón no uniformes de una carcasa de turbina (20.3). Esto da como resultado una separación de las puntas más uniforme a lo largo de la dirección circunferencial de la carcasa (20.3), reduciendo fugas de gas y mejorando el rendimiento de la turbina.

Figura 7

La figura 7 muestra un intercambiador de calor impreso sobre un depósito de combustible (10.1, 10.2). El depósito de combustible tiene una construcción de doble pared (10.2.2, 10.2.3) que forma un intersticio (10.2.4) y se somete a vacío permitiendo el almacenamiento de combustible en una forma líquida a temperaturas criogénicas. El intercambiador de calor está impreso sobre la superficie externa de la pared interna de depósito de combustible (10.2.3). De manera similar a la figura 6, este intercambiador de calor está impreso en 3D como un serpentín (2.1.3) usando características impresas en 3D diferenciadas (2.1.1) y una cubierta impresa (2.1.2) para encerrar el fluido de trabajo.

La figura 7 también muestra puntales de soporte (10.2.5) impresos sobre la superficie interna (10.2.3) del depósito de combustible y que actúan como soportes de la segunda superficie (10.2.2) evitando su pandeo en condiciones de vacío.

En el caso descrito en la figura 7, el fluido de trabajo se enfría normalmente mediante la masa térmica del depósito de combustible (10.1, 10.2) y su combustible almacenado.

Figura 8

La figura 8 muestra un intercambiador de calor impreso sobre una superficie interna de borde de ataque de ala (10.4). De manera similar a las figuras 6 y 7, las características diferenciadas impresas en 3D (2.2.1) forman la base del intercambiador de calor. En este caso, el cerramiento está compuesto por una placa (2.2.2) sellada y fijada sobre soportes (2.2.3) (impresos en 3D).

Los intercambiadores de calor mostrados en la figura 7 y 8 pueden usarse como el preenfriador (2.1, 2.2) de la disposición de ciclo cerrado que permite el enfriamiento del fluido de trabajo antes de alcanzar el elemento de bombeo (3) principal de la disposición de ciclo cerrado.

Alternativamente, el intercambiador de calor mostrado en la figura 8 también puede usarse para calentar únicamente una superficie de célula, usando una ramificación secundaria del ciclo cerrado extraída a partir del ciclo principal que evita los expansores.

Figura 9

En la figura 9, se representa una realización esquemática de una estructura de una célula (10) que aloja parcialmente algunos componentes de la disposición de ciclo cerrado en el tren de aterrizaje de fuselaje.

A modo de ejemplo, la figura 9 muestra el sistema de conversión de potencia (8) y los orificios de ventilación (que se observan esquemáticamente en la figura 1 como puntos C'), así como una abertura o rebaje expuesto (10.3) que define un gran volumen ventilado.

De manera similar, el rebaje (10.3) puede alojar otros componentes anteriormente descritos con requisitos de enfriamiento y/o ventilación específicos tales como el calentador (11) o la celda de combustible (12).

Este rebaje define un cerramiento, que puede soportar material de aislamiento adicional (por ejemplo, espuma). El rebaje también puede permitir la exposición directa de la superficie inferior de componentes a aire a presión dinámica. Esto mejora adicionalmente la ventilación de componente y posiblemente reduce el riesgo de concentración de especies químicas perjudiciales en una zona confinada, en el caso de fuga o daño de componentes. El rebaje (10.3) mantiene buenas condiciones aerodinámicas para el fuselaje. En realizaciones adicionales, este rebaje (10.3) puede estar completa o parcialmente cubierto por carenados de panza.

REIVINDICACIONES

1. Un grupo motopropulsor para una aeronave que comprende:

al menos dos motores de turbina de gas (20, 20'), y

al menos una disposición de ciclo cerrado para recuperar calor a partir de los al menos dos motores de turbina de gas (20, 20') y suministrar potencia a al menos un sistema que demanda potencia, en el que la disposición de ciclo cerrado comprende:

- un circuito cerrado (1) que canaliza un fluido de trabajo sometido a un ciclo termodinámico;

- al menos un preenfriador (2.1, 2.2) configurado para transferir calor desde el fluido de trabajo hasta un sumidero de calor;

- estando el sumidero de calor en comunicación térmica con el preenfriador (2.1, 2.2), siendo el sumidero de calor un depósito de combustible y/o una superficie de célula;

- al menos un elemento de bombeo (3) configurado para mover el fluido de trabajo a través del circuito cerrado (1);

- al menos dos intercambiadores de calor primarios (4, 4', 4"), cada uno configurado para transferir calor desde un motor de turbina de gas respectivo (20, 20') hasta el fluido de trabajo;

- al menos un elemento de expansión (5) configurado para accionar una caja de engranajes y un árbol de salida mediante la expansión del fluido de trabajo; en el que el árbol de salida accionado por el elemento de expansión (5) está conectado a al menos un generador eléctrico (6) configurado para generar potencia eléctrica;

- un sistema de conversión de potencia (8) configurado para recibir la potencia eléctrica generada por el generador eléctrico (6) y para adaptarla y suministrarla al al menos un sistema que demanda potencia;

en el que la disposición de ciclo cerrado está adaptada para estar parcialmente alojada dentro de la estructura de célula (10) de la aeronave, de modo que al menos el elemento de bombeo (3), el elemento de expansión (5), el generador eléctrico (6) y el sistema de conversión de potencia están alojados en dicha estructura de célula (10).

2. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 1, en el que los motores de turbina de gas (20, 20') comprenden un sistema de enfriamiento de las secciones de turbina, cuya configuración se basa en el fluido de trabajo de la disposición de ciclo cerrado y consume menos del 5 % del flujo másico de gas de entrada del compresor (20.2) para el enfriamiento de palas de turbina de 1ª etapa y 2ª etapa (20.3.2) y carcasas (20.3), y/o en el que dichos motores de turbina de gas (20, 20') tienen un sistema de retirada de potencia, cuya configuración se basa en la retirada de potencia de ciclo cerrado con menos del 50 % de la retirada de potencia de motor total extraída a partir de los árboles de los motores de turbina de gas (20, 20').

3. Un grupo motopropulsor según las reivindicaciones 1 ó 2, en el que el circuito cerrado (1) se separa, aguas arriba de un motor de turbina de gas (20, 20'), en una pluralidad de ramificaciones secundarias antes de incidir en las diferentes secciones del combustor (20.1) y/o la turbina y/o el escape, y en el que cada una de la pluralidad de ramificaciones secundarias comprende válvulas de control para regular la velocidad de flujo del fluido de trabajo en cada ramificación, controlándose dichas válvulas en función de parámetros de núcleo del motor de turbina de gas (20, 20'), tales como presión y temperatura, en diferentes secciones, proporcionándose la información referente a presión y temperatura por sensores correspondientes de los motores de turbina de gas (20, 20').

4. Un gupo motopropulsor según la reivindicación 3, en el que al menos una de las ramificaciones secundarias del circuito cerrado (1) evita el elemento de expansión (5) y se reconecta con el circuito cerrado (1) aguas arriba del preenfriador (2.1, 2.2).

5. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que el grupo motopropulsor está configurado para distribuir al menos dos sistemas de combustible, un sistema de combustible primario y al menos un sistema de combustible secundario, basándose el sistema de combustible secundario o bien en un tipo de combustible que tiene un contenido en carbono inferior al tipo de combustible del sistema de combustible primario o bien en aditivos, en el que el sumidero de calor en comunicación térmica con el preenfriador (2.1, 2.2) es un depósito de combustible (10.1, 10.2) que comprende combustible primario o secundario, preferiblemente almacenado a temperatura criogénica.

6. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 5, en el que al menos uno de los sistemas de combustible primario o secundario está configurado para suministrar un combustible basado en metano líquido, y/o

hidrógeno licuado, y/o aditivos a al menos uno de los motores de turbina de gas (20, 20'), en el que pueden suministrarse mezclas de combustibles y/o aditivos a al menos uno de los motores de turbina de gas (20, 20') en función de los parámetros de perfil de vuelo, tales como presión y temperatura de aire, proporcionándose la información referente a presión y temperatura de aire por sensores correspondientes de la aeronave.

7. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 5 ó 6, en el que uno de los sistemas de combustible primario o secundario comprende:

- una bomba de alta presión (10.1.1, 10.2.1) configurada para presurizar y vaporizar combustible, preferiblemente al menos a 300 bar, y/o

- una canalización en comunicación térmica con una sección del combustor (20.1) y/o sección de turbina de un motor de turbina de gas (20, 20') por medio de al menos un intercambiador de calor (10.1.2) de modo que se transfiere calor desde el motor de turbina de gas respectivo (20, 20') hasta el combustible para su calentamiento y vaporización.

8. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en el que la disposición de ciclo cerrado comprende además un sistema de refuerzo (11) configurado para añadir potencia al ciclo cerrado termodinámico mediante uno o más de los siguientes:

• un calentador posicionado aguas arriba del elemento de expansión (5);

• compresores o elementos de bombeo (3) adicionales con enfriamiento entre etapas entre dos compresores o elementos de bombeo (3);

• un condensador posicionado aguas abajo del elemento de expansión (5).

9. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 8, en el que el sistema de refuerzo (11) es un calentador configurado para calentar el fluido de trabajo quemando hidrógeno líquido, y/o un combustible basado en metano líquido, y en el que el calentador está alojado en una sección de la estructura de célula (10).

10. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, en el que el grupo motopropulsor comprende además un dispositivo electroquímico (12) tal como una celda de combustible de alta temperatura configurada para convertir energía química de combustible en energía eléctrica para ayudar a la disposición de ciclo cerrado a suministrar energía eléctrica al al menos un sistema que demanda potencia, en el que dicho dispositivo electroquímico (12) está configurado para alimentarse mediante aire comprimido a alta temperatura sangrado a partir del al menos un compresor (20.2) del motor de turbina de gas (20, 20').

11. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 10, en el que el dispositivo electroquímico (12) está configurado para recibir y usar combustible secundario, tal como un combustible basado en metano licuado.

12. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en el que los motores de turbina de gas (20, 20'), el calentador, el dispositivo electroquímico (12) usan el mismo combustible basado en metano, usándose también el combustible basado en metano como fluido de trabajo de la disposición de ciclo cerrado.

13. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, en el que la gestión térmica del sistema de conversión de potencia (8) y/o el dispositivo electroquímico (12) se basan en líneas secundarias derivadas de ciclo cerrado y/o aire sangrado y/o a presión dinámica de los motores de turbina de gas (20, 20').

14. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13, en el que el al menos un generador eléctrico (6) está configurado para generar electricidad en un bus de potencia de 230 VCA y/o en un bus de potencia de CC de al menos +/- 270 VCC.

15. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 14, en el que el sistema de conversión de potencia (8) comprende al menos un convertidor de potencia configurado para convertir la electricidad generada en al menos uno de los siguientes buses de tensión: 115 VCA, +/- 270 VCC o 28 VCC.

16. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 15, en el que al menos un convertidor de potencia es:

- un convertidor de CA/CA para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 115 VCA y alimentar a cargas trifásicas de 115 VCA de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CA/CC para convertir los 230 VCA generados en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CC/CC para convertir los al menos +/- 270 VCC en un bus de potencia de 28 VCC y alimentar a cargas de 28 VCC de los sistemas de aeronave,

- un convertidor de CC/CA para convertir los al menos +/- 270 CC en un bus de potencia de CA para alimentar a cargas de CA de los sistemas de aeronave.

17. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 15 ó 16, en el que el grupo motopropulsor comprende además medios de almacenamiento de energía (9), siendo los medios de almacenamiento de energía (9) al menos uno de los siguientes: una batería de baja tensión o alta tensión o un volante de inercia.

18. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 17, en el que los medios de almacenamiento de energía (9) son al menos una batería, y en el que el grupo motopropulsor comprende además un sistema de gestión de batería (BMS) configurado para controlar el funcionamiento de la al menos una batería para que la al menos una batería almacene energía en exceso y/o para suavizar la salida del bus de potencia con cargas transitorias y fluctuaciones de carga.

19. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 18, en el que el grupo motopropulsor comprende además al menos un dispositivo de protección para detener la generación de potencia a partir del árbol de salida del elemento de expansión (5), en el que dicho dispositivo de protección es al menos uno de los siguientes:

- un embrague para desacoplar el árbol de salida del al menos un generador eléctrico (6), y/o

- conmutadores o dispositivos de apagado configurados para controlar o detener el suministro de potencia al sistema que demanda potencia, y/o

- conmutadores o dispositivos de apagado que pueden hacerse funcionar por el sistema de gestión de batería (BMS) para detener la corriente hacia la al menos una batería si está completamente cargada.

20. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 19, en el que el sistema que demanda potencia es al menos uno de los siguientes:

- motores eléctricos,

- sistemas de protección frente a hielo en las alas (WIPS), preferiblemente que va a alimentarse a 230 VCA o +/- 270 CC,

- motores de accionamiento de la aeronave, preferiblemente que van a alimentarse a 230 VCA,

- sistemas de iluminación, cocina y entretenimiento en cabina, preferiblemente que van a alimentarse a 115 VCA,

- aviónica y electrónica de cabina, preferiblemente que va a alimentarse a 28 VCC,

- sistema de control ambiental (ECS), preferiblemente que va a alimentarse a +/- 270 CC,

- microcontroladores tales como inversores de MCU, preferiblemente que van a alimentarse a +/- 270 CC.

21. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 20, en el que el sistema que demanda potencia es al menos un motor eléctrico, en el que el motor eléctrico está conectado:

- a un bus de CA, alimentándose el motor de tal manera que corriente generada a 230 VCA se convierte por medio de un rectificador, se suministra a través de un enlace de CC a un inversor, en el que la corriente se convierte de nuevo para usarse por el motor eléctrico, o

- a un bus de CC, alimentándose el motor de tal manera que corriente generada a +/-270 VCC se convierte por medio de un inversor para usarse por el motor eléctrico.

22. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 20 ó 21, en el que el motor eléctrico acciona el elemento de bombeo (3) de la disposición de ciclo cerrado y/o la(s) bomba(s) de combustible (10.1.1, 10.2.1) de los sistemas de combustible primario o secundario.

23. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 21, en el que el/los árbol(es) de salida está(n) conectado(s) a seis generadores eléctricos de 250 KVA (6) que generan corriente en el bus de potencia de 230 VCA y/o en el bus de potencia de CC de al menos +/- 270 VCC.

24. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 10 a 23, en el que el dispositivo electroquímico (12) está conectado a al menos una batería de alta tensión mediante un convertidor de CC/CC dentro del dispositivo electroquímico (12) por medio de un bus de CC de HV.

25. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 10 a 24, en el que los motores de turbina de gas (20, 20') comprenden un sistema de control de la separación de las puntas de álabes de turbina basado en el fluido de trabajo de la disposición de ciclo cerrado que incide en al menos una carcasa (20.3) de un motor de turbina de gas (20, 20') y objetivos de separación de las puntas definidos mediante parámetros de sección de turbina tales como presión, temperatura y/o velocidad de árbol, monitorizados mediante sensores.

26. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 25, en el que la disposición de ciclo cerrado está configurada para controlar la separación de las puntas de álabes de turbina incidiendo en al menos una carcasa (20.3) de un motor de turbina de gas (20, 20'), en combinación con el enfriamiento de superficies internas de las palas (20.3.2).

27. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 26, en el que al menos un intercambiador de calor primario de la disposición de ciclo cerrado (4, 4', 4") y/o el intercambiador de calor de sistema de combustible (10.1.2) está impreso en 3D sobre la carcasa de turbina (20.3) respectiva, y/o la carcasa de combustor (20.4) respectiva, y/o la tobera de escape, siendo el intercambiador de calor preferiblemente una disposición impresa en 3D que comprende características impresas en 3D diferenciadas (4.1, 2.1.1), preferiblemente dispuestas como un serpentín (4.3, 2.1.3) y que comprende una cubierta impresa en 3D (4.2, 2.1.2) para el cerramiento del fluido de trabajo.

28. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 27, en el que el al menos un intercambiador de calor primario de la disposición de ciclo cerrado (4, 4', 4") y/o el intercambiador de calor de sistema de combustible (10.1.2) está impreso en 3D sobre una carcasa de turbina (20.3), en el que varios serpentines (4.3, 2.1.3) están impresos en 3D usando características impresas en 3D diferenciadas (4.1, 2.1.1), y en el que los serpentines (4.3, 2.1.3) están dispuestos:

• esencialmente a lo largo de la dirección longitudinal de la carcasa de turbina (20.3), y

• en diferentes sectores angulares de la carcasa (20.3) alimentándose el fluido de trabajo a una velocidad de flujo diferente en cada serpentín (4.3, 2.1.3) individual.

29. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 28, en el que al menos un intercambiador de calor, preferiblemente un preenfriador (2.1, 2.2), está impreso en 3D sobre un depósito de combustible (10.1, 10.2), y/o una estructura de célula tal como un borde de ataque de ala (10.4), preferiblemente usando características impresas en 3D diferenciadas (2.1.1, 2.2.1), estando dichas características impresas en 3D (2.1.1, 2.2.1) preferiblemente dispuestas como un serpentín (2.1.3).

30. Un grupo motopropulsor según la reivindicación 29, en el que al menos un depósito de combustible (10.1, 10.2) comprende dos paredes separadas (10.2.2, 10.2.3) que forman un intersticio (10.2.4) que se evacúa a vacío, en el que dicho al menos depósito de combustible (10.1, 10.2) comprende además puntales impresos en 3D de refuerzo (10.2.5) configurados para evitar el derrumbamiento de las paredes (10.2.2, 10.2.3) del al menos un depósito de combustible (10.1, 10.2).

31. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 30, en el que al menos un elemento de expansión (5) es una turbina y al menos un elemento de bombeo (3) es una bomba o compresor, formando de ese modo la turbina mecánicamente acoplada con la bomba o el compresor a través de un árbol común una turbobomba o turbocompresor; en el que dicha turbobomba o turbocompresor se fabrica mediante impresión en 3D, preferiblemente con una aleación basada en níquel; y en el que la turbobomba o el turbocompresor comprende conductos de enfriamiento impresos para enfriarse mediante agua y/o mediante el fluido de trabajo.

32. Un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 31, en el que el fluido de trabajo de la disposición de ciclo cerrado se hace circular en tuberías realizadas de una aleación basada en níquel con o sin una capa de aislamiento aplicada en forma de cinta cerámica.

33. Una estructura de célula (10) de una aeronave que comprende un grupo motopropulsor según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 32, en la que la estructura de célula (10) comprende orificios de ventilación y un rebaje expuesto (10.3) que define un gran volumen ventilado, en la que el rebaje (10.3) está configurado para alojar el calentador (11), y/o el dispositivo electroquímico (12), y/o el sistema de conversión de potencia (8), y en la que el rebaje expuesto (10.3) está configurado para permitir la exposición directa de los componentes alojados en su interior a aire a presión dinámica.

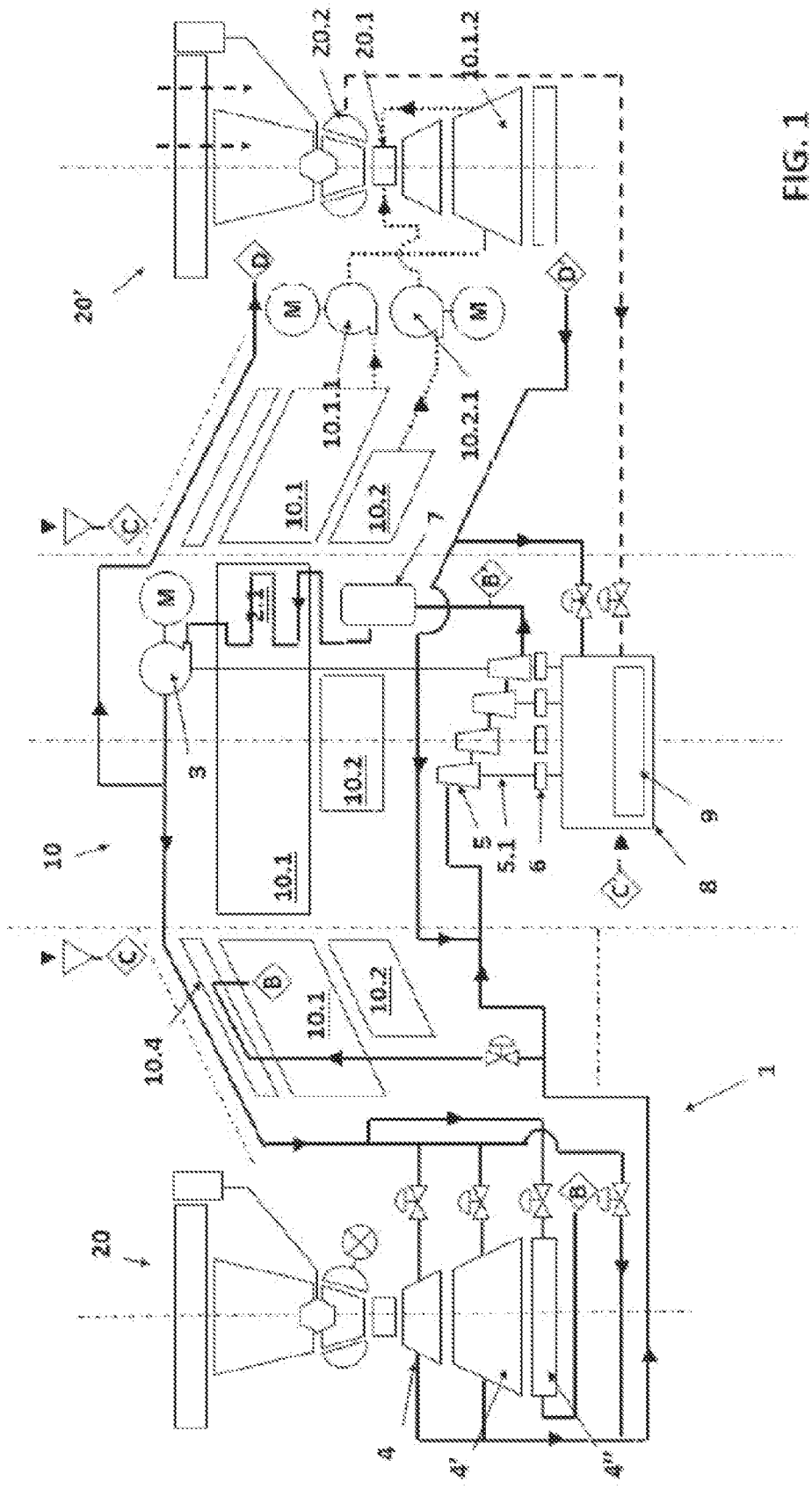

20.2
20.1
10.1.2
20'
D
M
10.1.1
10.2.1
10.1
10.2
C
7
B'
2.1
3
10
5
5.1
6
9
8
C'
10.4
B
1
20
4
4'
4''

FIG. 1

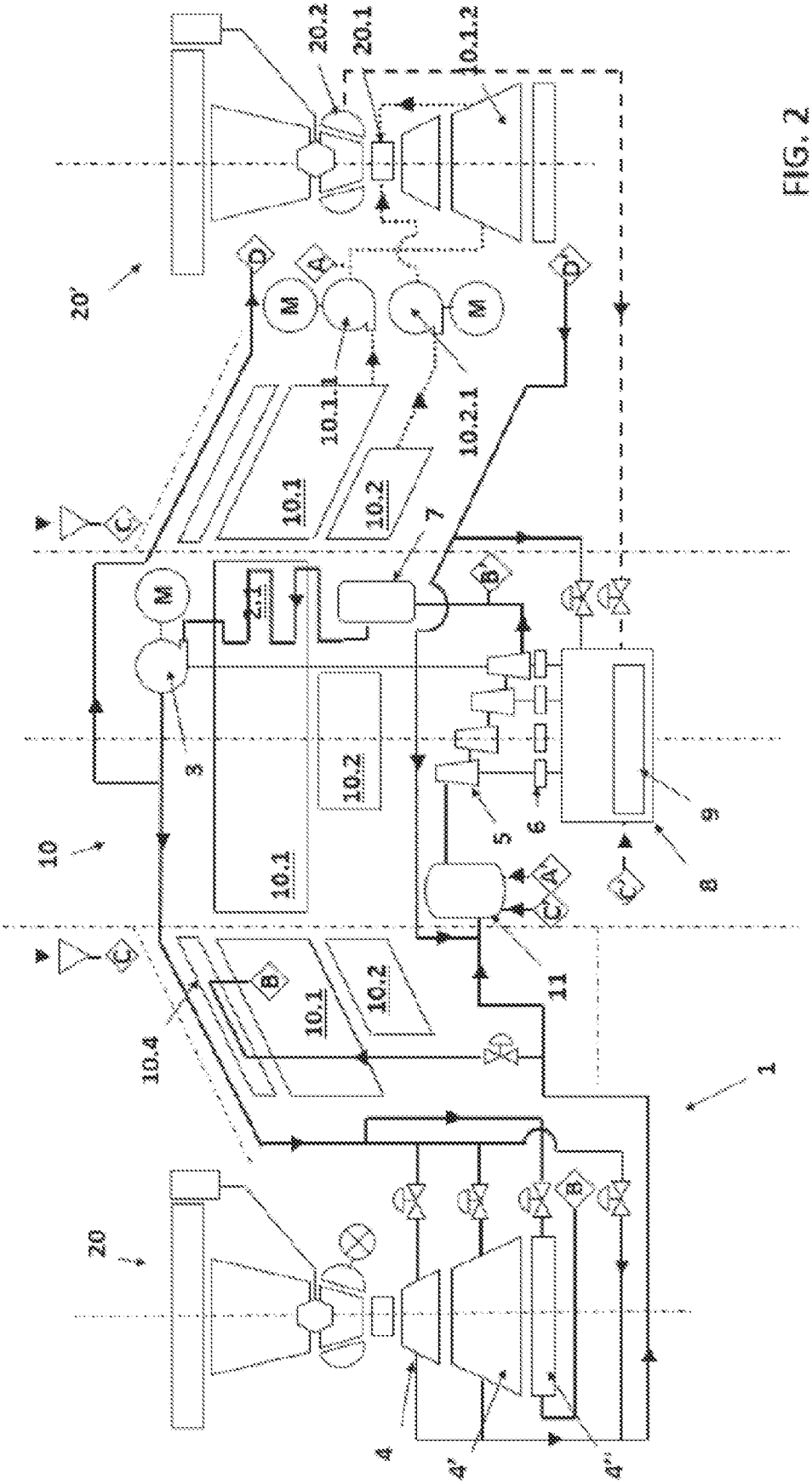

20.2
20.1
10.1.2
20'
M
A
D
10.1.1
10.2.1
10.1
10.2
C
7
B
M
2.1
3
10.2
10.1
10
5
6
9
8
C
A
C
11
B
10.1
10.2
10.4
1
20
B
4
4'
4''

FIG. 2

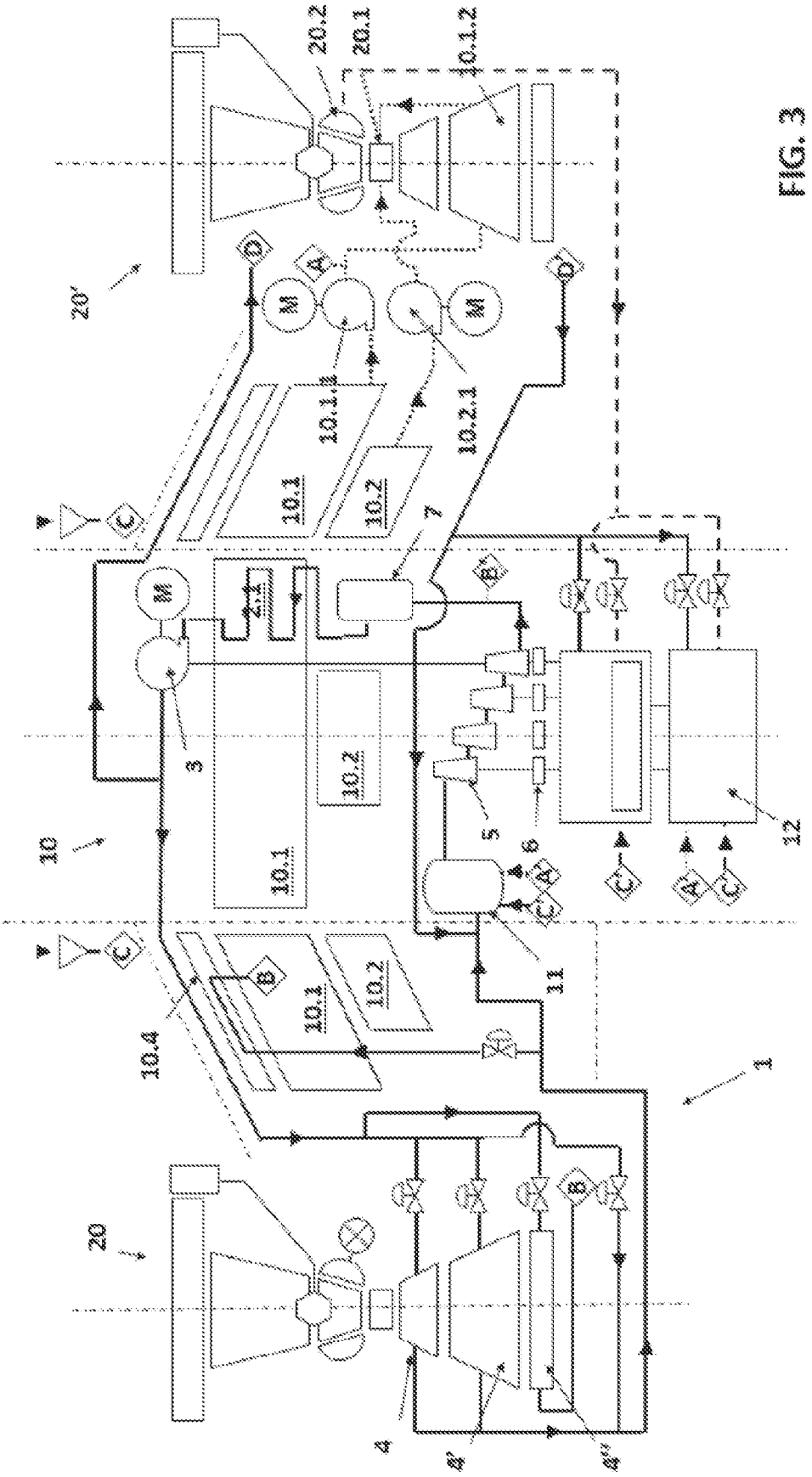

20.2
20.1
10.1.2
20'
D
A
M
D'
10.1.1
10.2.1
10.1
10.2
C
7
B'
M
3
10.2
10.1
5
6
12
10
C'
A'
C'
C
11
B
10.1
10.2
10.4
1
20
4
4'
4''

FIG. 3

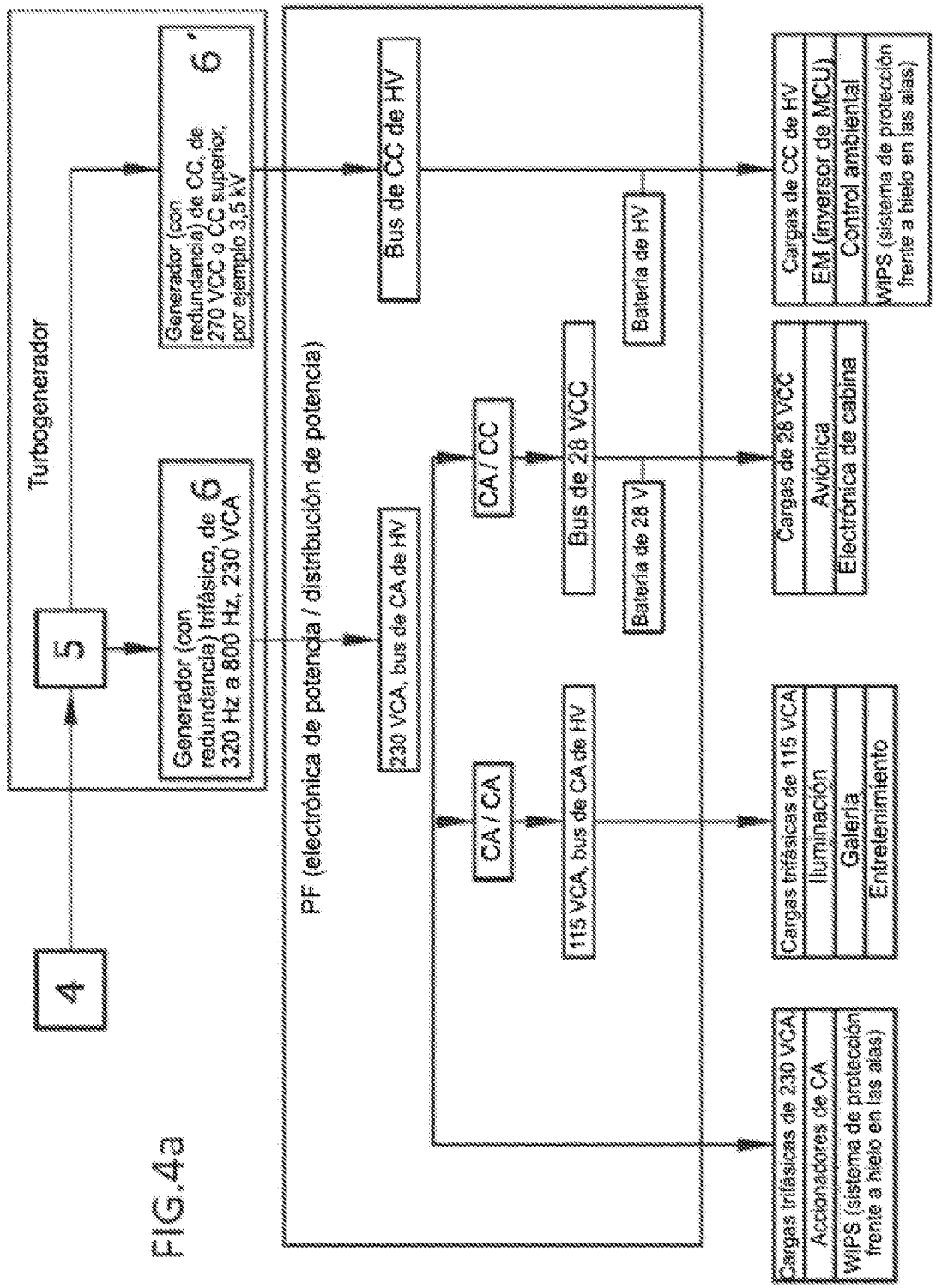

Turbogenerador
4
5
Generador (con redundancia) trifásico, de 320 Hz a 800 Hz, 230 VCA
6
Generador (con redundancia) de CC, de 270 VCC o CC superior, por ejemplo 3,5 kV
6'
PF (electrónica de potencia / distribución de potencia)
230 VCA, bus de CA de HV
115 VCA, bus de CA de HV
CA / CA
CA / CC
Bus de CC de HV
Bus de 28 VCC
Batería de 28 V
Batería de HV
Cargas trifásicas de 230 VCA
Accionadores de CA
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)
Cargas trifásicas de 115 VCA
Iluminación
Galería
Entretenimiento
Cargas de 28 VCC
Aviónica
Electrónica de cabina
Cargas de CC de HV
EM (inversor de MCU)
Control ambiental
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)

FIG.4a

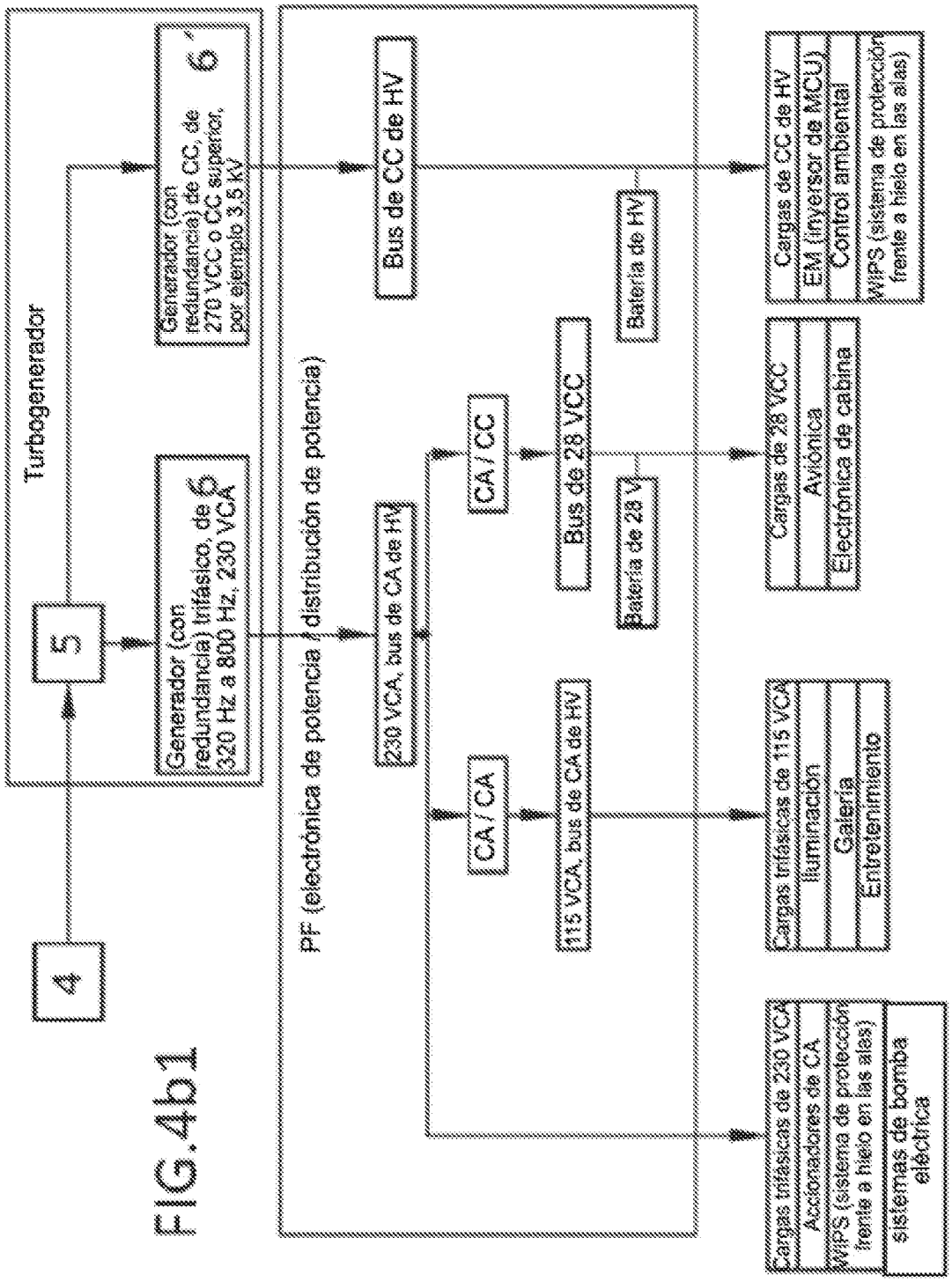

Turbogenerador
4
5
Generador (con redundancia) trifásico, de 320 Hz a 800 Hz, 230 VCA
6
Generador (con redundancia) de CC, de 270 VCC o CC superior, por ejemplo 3,5 kV
6'
PF (electrónica de potencia / distribución de potencia)
230 VCA, bus de CA de HV
CA / CA
115 VCA, bus de CA de HV
CA / CC
Bus de 28 VCC
Batería de 28 V
Batería de HV
Bus de CC de HV
Cargas trifásicas de 230 VCA
Accionadores de CA
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)
sistemas de bomba eléctrica
Cargas trifásicas de 115 VCA
Iluminación
Galería
Entretenimiento
Cargas de 28 VCC
Aviónica
Electrónica de cabina
Cargas de CC de HV
EM (inversor de MCU)
Control ambiental
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)

FIG.4b1

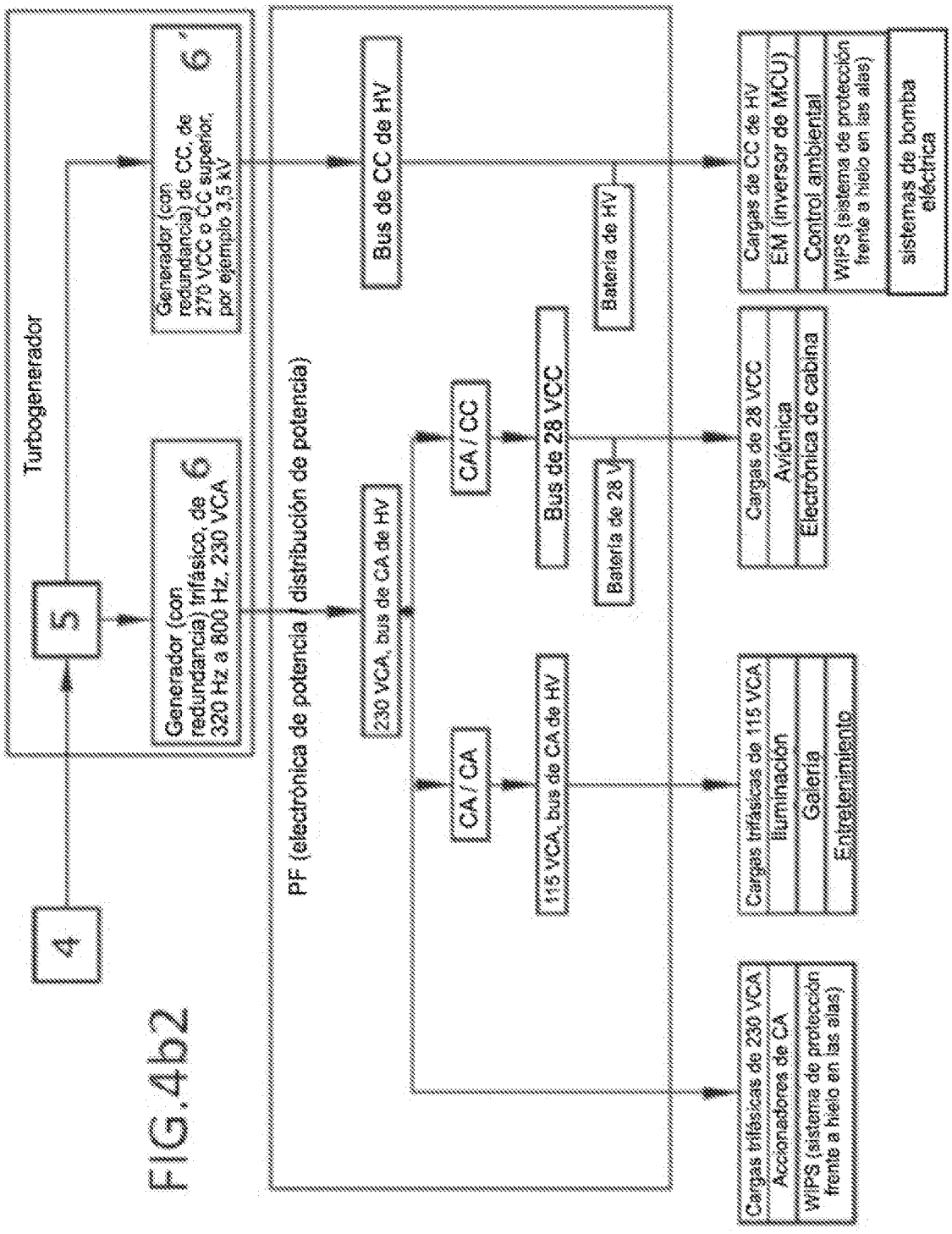

Turbogenerador
4
5
Generador (con redundancia) trifásico, de 320 Hz a 800 Hz, 230 VCA
6
Generador (con redundancia) de CC, de 270 VCC o CC superior, por ejemplo 3,5 kV
6'
PF (electrónica de potencia / distribución de potencia)
230 VCA, bus de CA de HV
CA / CC
Bus de CC de HV
Bus de 28 VCC
Batería de HV
Batería de 28 V
CA / CA
115 VCA, bus de CA de HV
Cargas de CC de HV
EM (inversor de MCU)
Control ambiental
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)
sistemas de bomba eléctrica
Cargas de 28 VCC
Aviónica
Electrónica de cabina
Cargas trifásicas de 115 VCA
Iluminación
Galería
Entretenimiento
Cargas trifásicas de 230 VCA
Accionadores de CA
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)

FIG.4b2

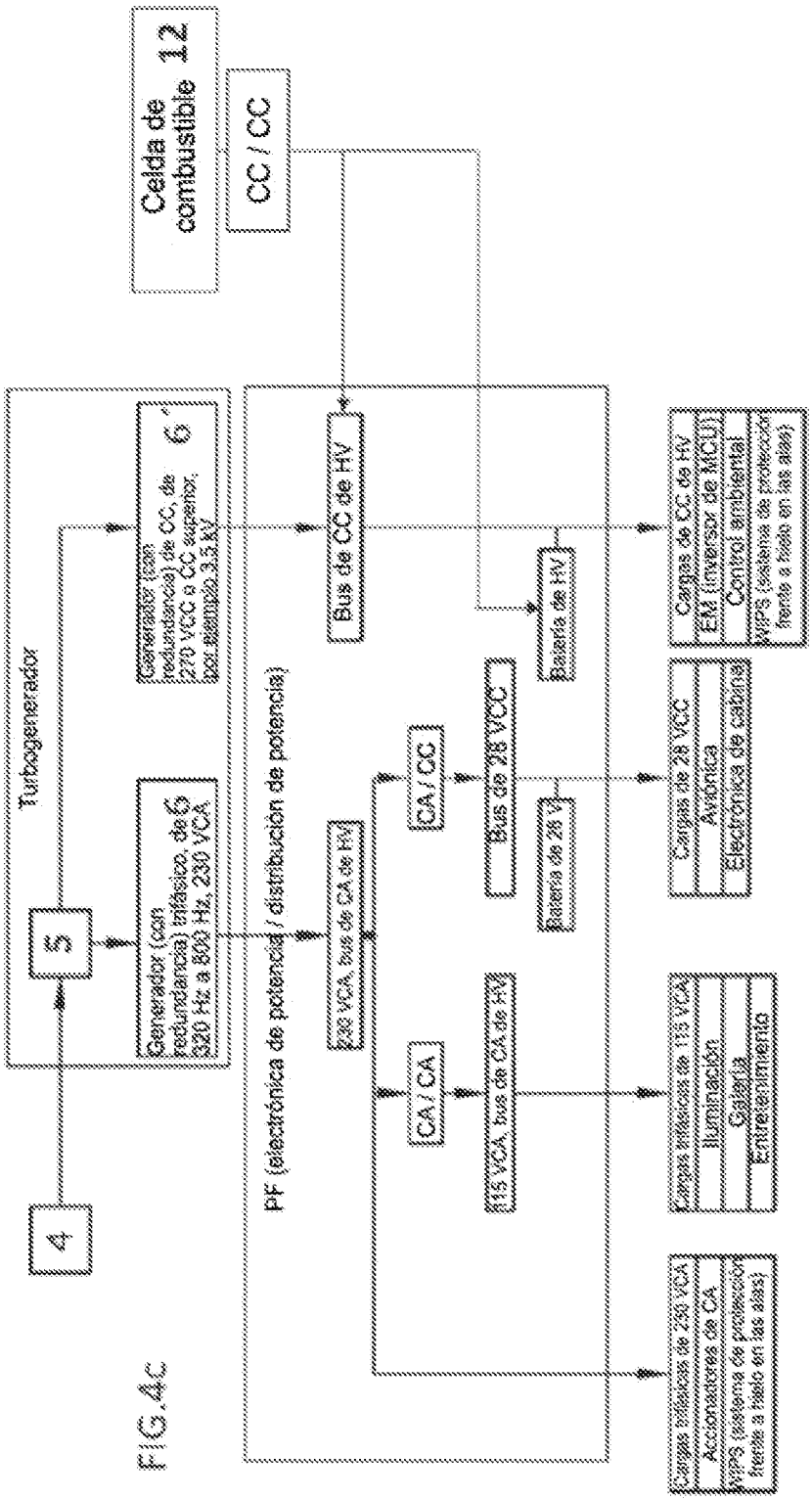

Celda de combustible 12
CC / CC
Turbogenerador
5
4
6'
Generador (con redundancia) de CC, de 270 VCC a CC superior, por ejemplo 3,5 kV
Generador (con redundancia) trifásico, de 6 320 Hz a 800 Hz, 230 VCA
PF (electrónica de potencia / distribución de potencia)
Bus de CC de HV
Batería de HV
Cargas de CC de HV
EM (inversor de MCU)
Control ambiental
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)
230 VCA, bus de CA de HV
CA / CC
Bus de 28 VCC
Batería de 28 V
Cargas de 28 VCC
Avionica
Electrónica de cabina
CA / CA
115 VCA, bus de CA de HV
Cargas trifásicas de 115 VCA
Iluminación
Galería
Entretenimiento
Cargas trifásicas de 230 VCA
Accionadores de CA
WIPS (sistema de protección frente a hielo en las alas)

FIG.4c

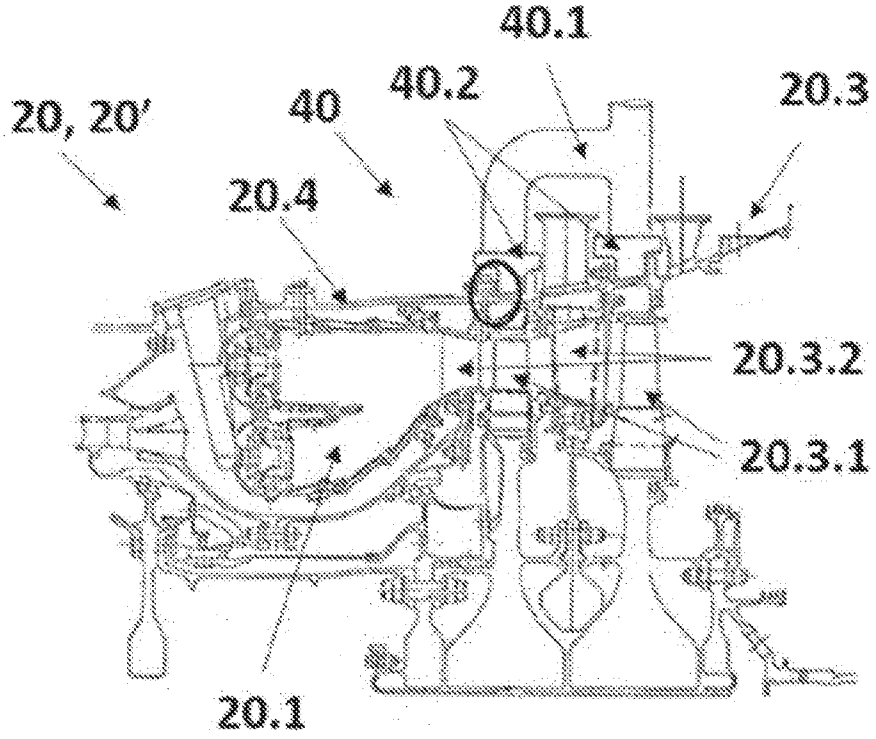


FIG. 5a

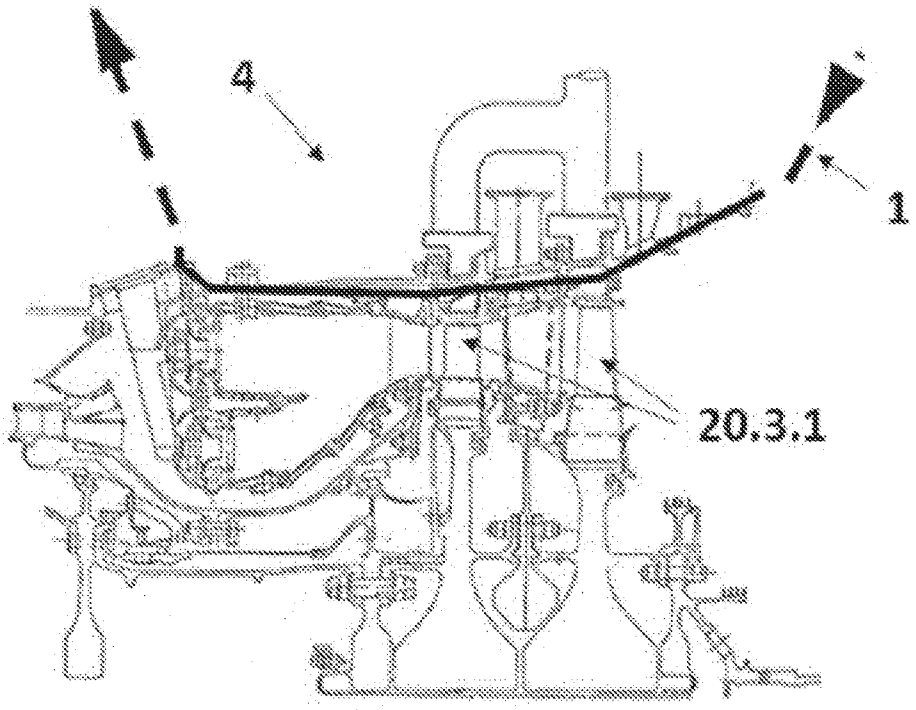
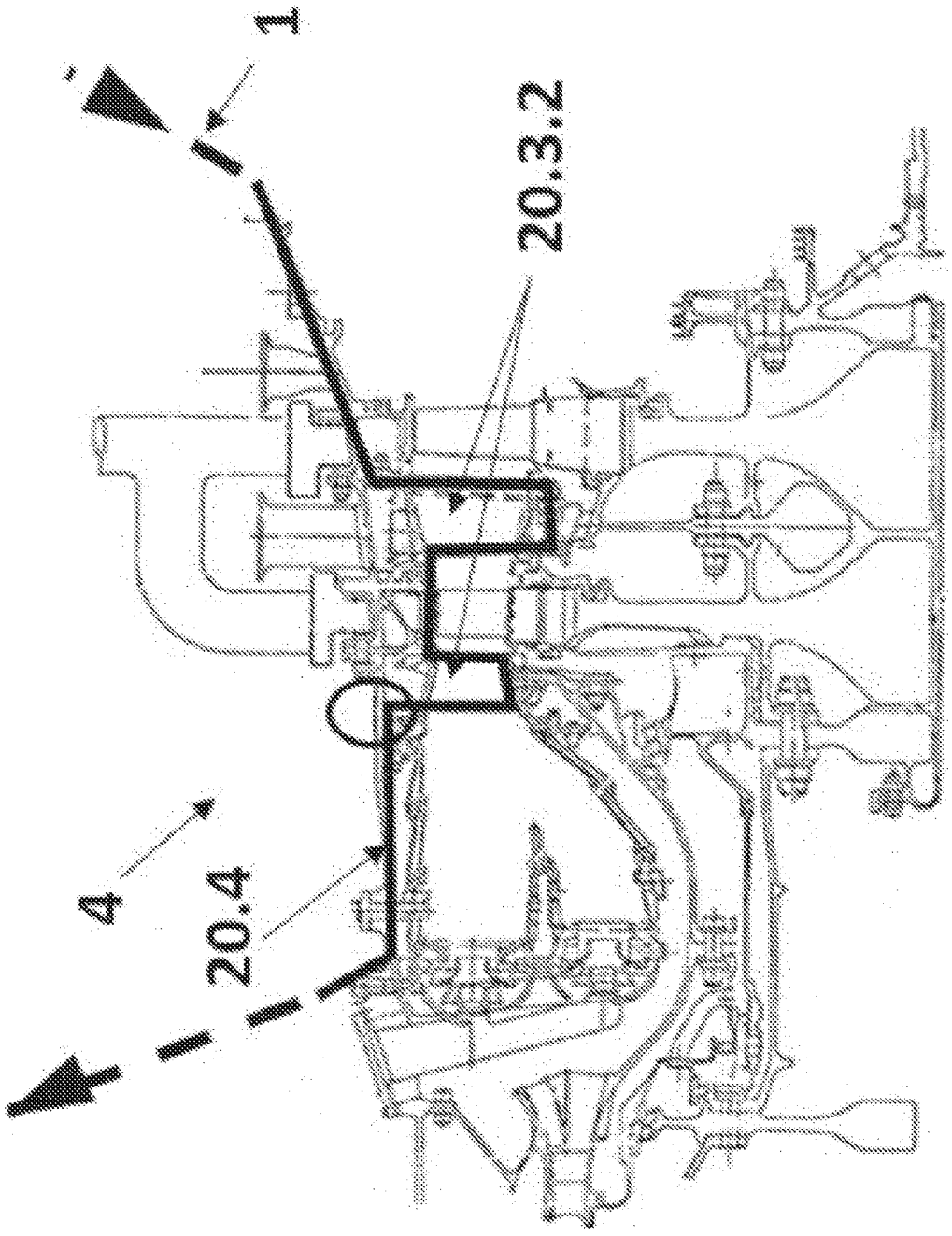


FIG. 5b

FIG. 5c



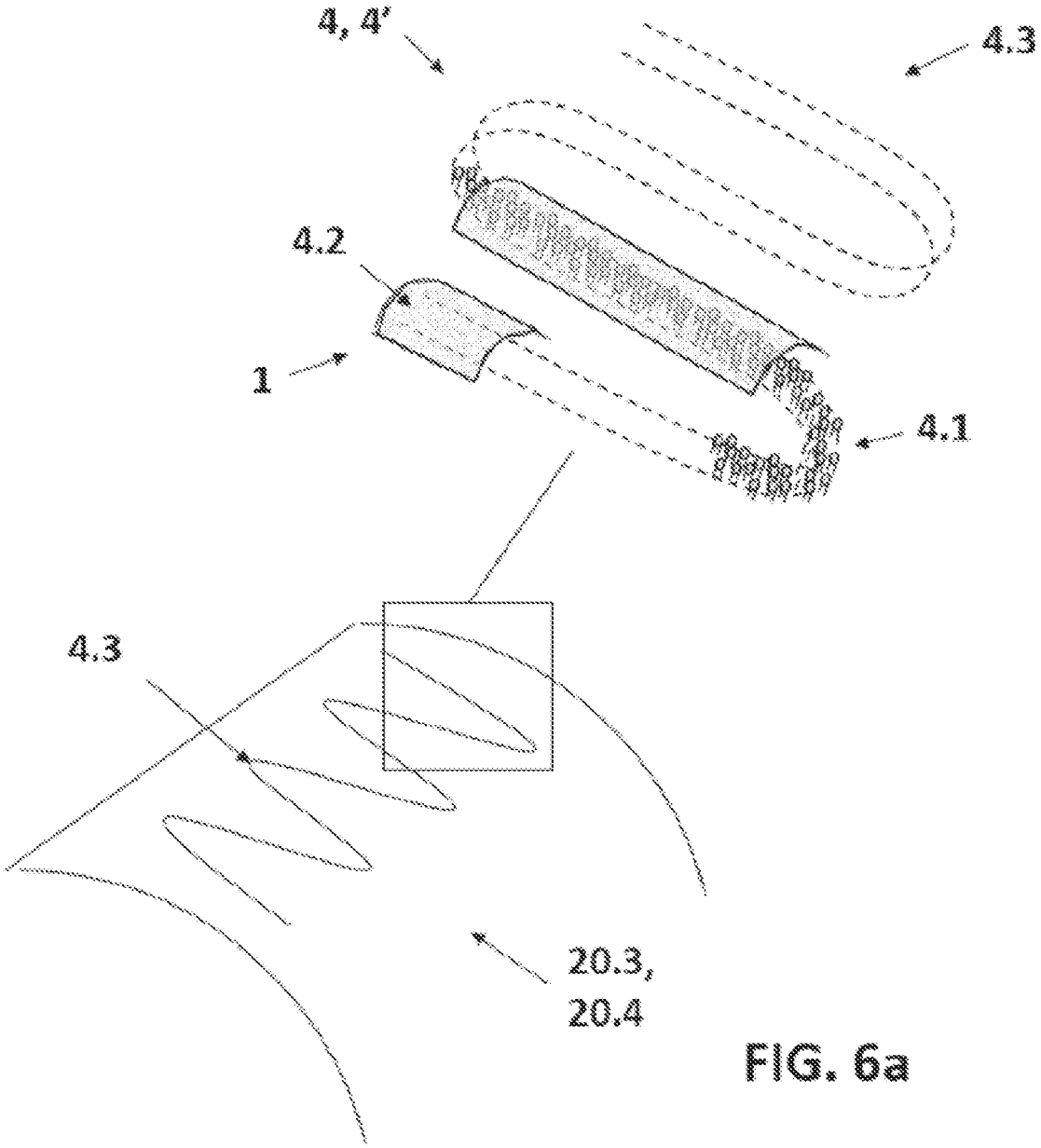


FIG. 6a

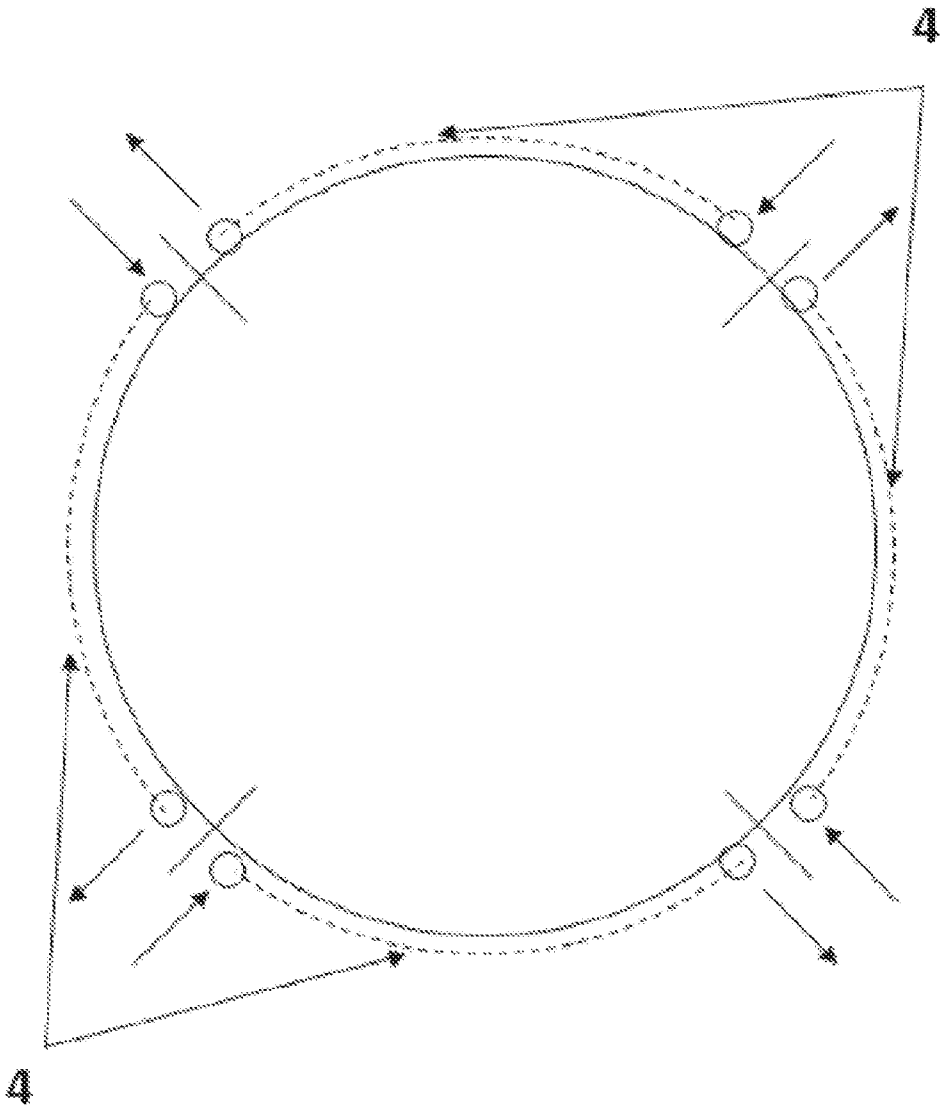


FIG. 6b

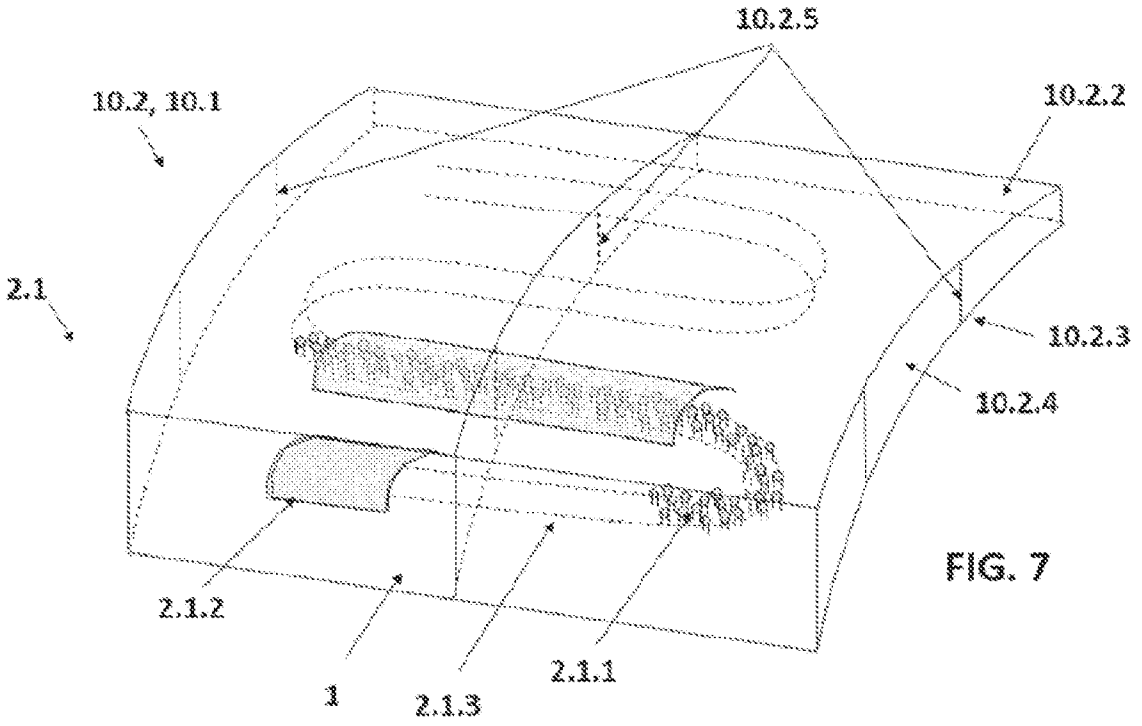

10.2.5
10.2, 10.1
10.2.2
2.1
10.2.3
10.2.4
2.1.2
1
2.1.3
2.1.1

FIG. 7

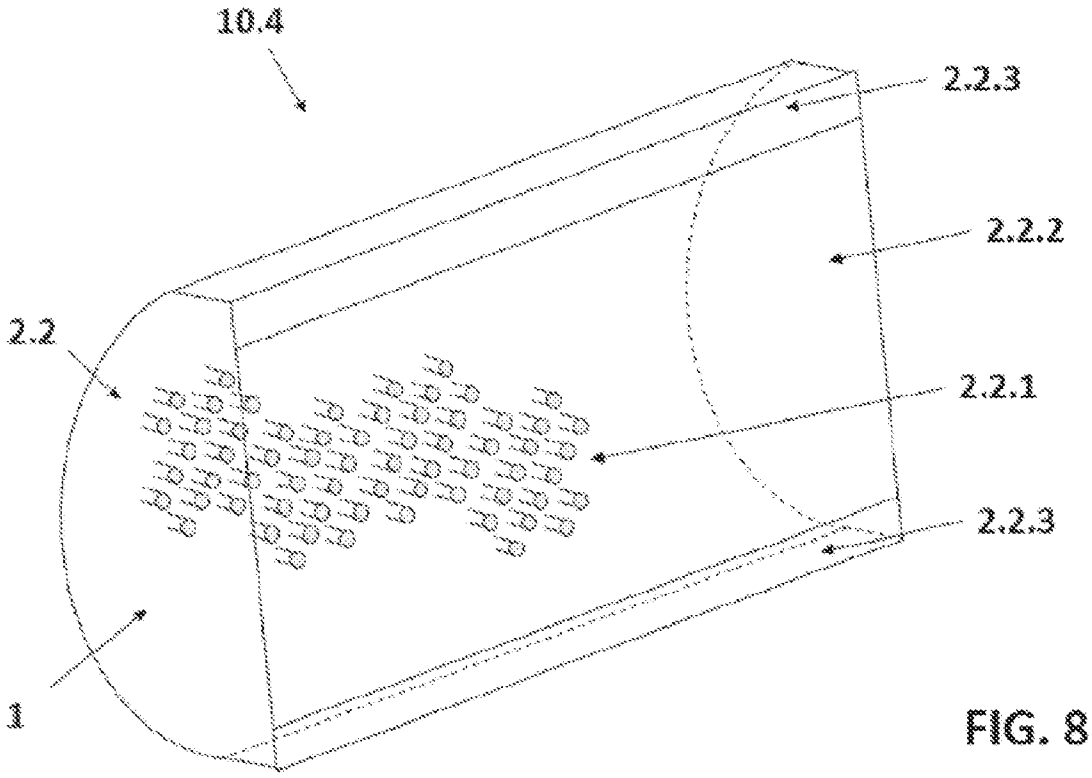

10.4
2.2.3
2.2.2
2.2
2.2.1
2.2.3
1

FIG. 8

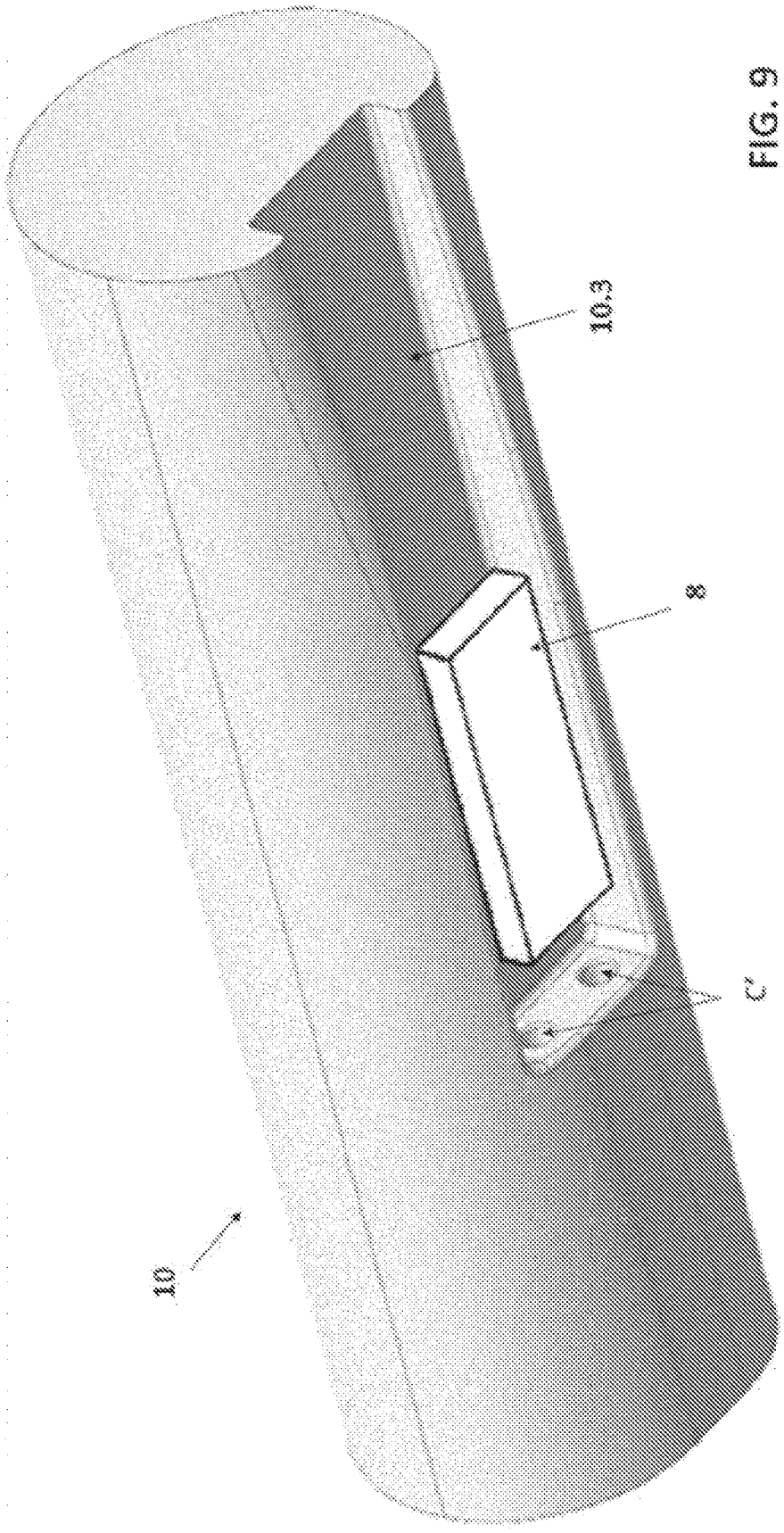


FIG. 9