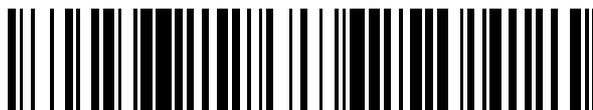


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 770 414**

51 Int. Cl.:

| | |
|-------------------|-----------|
| F02C 3/04 | (2006.01) |
| F02C 7/143 | (2006.01) |
| F02C 7/228 | (2006.01) |
| F02C 7/04 | (2006.01) |
| F02K 7/18 | (2006.01) |
| F02K 9/78 | (2006.01) |
| F02C 7/08 | (2006.01) |

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **10.10.2014 PCT/GB2014/000408**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **16.04.2015 WO15052472**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.10.2014 E 14784339 (5)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.11.2019 EP 3055544**

54 Título: **Motor de turborreactor y turbohélice combinado**

30 Prioridad:

11.10.2013 GB 201318111
05.06.2014 US 201414296624

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
01.07.2020

73 Titular/es:

REACTION ENGINES LIMITED (100.0%)
Hill House, 1 Little New Street
London EC4A 3TR, GB

72 Inventor/es:

BOND, ALAN y
VARVILL, RICHARD

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 770 414 T3

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

DESCRIPCIÓN

Motor de turboreactor y turbohélice combinado

5 Referencia cruzada respecto a solicitudes relacionadas

La presente solicitud reivindica prioridad frente a la solicitud de patente n.º GB 1318111.0 presentada en el Reino Unido el 11 de octubre de 2013 y reclama la prioridad y el beneficio de una fecha de presentación anterior de la solicitud de patente de los Estados Unidos número 14/296.624, que se presentó el 5 de junio de 2014.

10 Campo

La presente divulgación se refiere a un motor, como un motor del tipo que puede usarse en aplicaciones aeroespaciales. La divulgación también se refiere a un método para operar dicho motor, así como una aeronave, un artefacto volador o vehículo aeroespacial que incluya dicho motor.

15 Antecedentes

20 Se ha intentado producir un vehículo de una sola etapa hasta la órbita (SSTO, por sus siglas en inglés). Para ser comercialmente viable, un vehículo de este tipo requiere, por lo general, una fracción de carga útil elevada para poder adaptarse a los diferentes requisitos operativos. De manera adicional, dicho vehículo sería fácilmente maniobrable en tierra y tendría un breve ciclo de mantenimiento.

25 Teóricamente, es posible crear un SSTO con propulsión a cohete de alto rendimiento. Sin embargo, el uso de un cohete desde el despegue requeriría una carga útil elevada de oxidante, por ejemplo, de oxígeno líquido, hecho que añadiría más masa al vehículo. Una opción es mejorar el motor cohete con una unidad de propulsión alternativa y, después, completar el ascenso a órbita solo con la propulsión a cohete.

30 El documento GB-A-2240815 describe un motor de propulsión aeroespacial híbrido o de modo dual. En este motor, en un primer modo de operación, el motor emplea combustible de hidrógeno líquido para preenfriar el aire de admisión de un turbocompresor para suministrarlo a alta presión, como oxidante, hacia un conjunto de cámara de combustión/tobera de tipo cohete. Con números de Mach elevados, por ejemplo, Mach 5 en exceso, el motor cambia a un segundo modo de operación que funciona como un motor cohete convencional de alto rendimiento que utiliza oxígeno líquido transportado en el vehículo para oxidar el combustible de hidrógeno líquido.

35 Un motor híbrido de este tipo puede servir para prolongar el rendimiento del motor cohete al añadirle la capacidad de respiración de aire. Los motores cohetes se consideran los motores más apropiados para conseguir la velocidad necesaria para alcanzar la órbita, por ejemplo, con una velocidad de escape de vacío efectiva (V_{ef}) de aproximadamente 4500 m/s.

40 Para que se pueda emplear un sistema habitual de combustión y tobera en ambos modos de propulsión (es decir, en modo cohete y de respiración de aire), por lo general, el aire de entrada debe comprimirse a una presión elevada, de forma similar, aunque no necesariamente idéntica a la operación a cohete (aproximadamente 150 bar). Para poder hacer esto, primero se enfría el aire de entrada para mantener la temperatura de entrega dentro de los límites prácticos (por debajo de 800 K) y para minimizar el trabajo del compresor requerido por el turbocompresor.

45 Sin embargo, dicho motor puede demandar mucha cantidad de combustible. La presente divulgación busca resolver los problemas, al menos hasta cierto punto, y/o abordar al menos en cierta medida las dificultades asociadas con la técnica anterior.

50 El documento US 1 888 749 describe un conocido motor de reacción de combustión. El documento US 3 387 457 describe un motor de turboreactor y turbohélice combinado. El documento US 5 159 809 describe un motor de propulsión combinado adaptable para una aeronave o avión espacial.

55 Sumario

De acuerdo con un primer aspecto de la divulgación, se proporciona un motor según la reivindicación 1, que comprende:

60 una cámara de combustión a cohete, para la combustión de combustible y oxidante;

una cámara de combustión de respiración de aire, para la combustión de combustible y oxidante;

un compresor para presurizar el aire que se suministrará a dicha cámara de combustión de respiración de aire;

65 un primer sistema de suministro de combustible, para suministrar combustible a dicha primera cámara de

combustión a cohete;

un segundo sistema de suministro de combustible, para suministrar combustible a dicha cámara de combustión de respiración de aire;

5

un sistema de suministro de oxidante, para suministrar oxidante a dicha cámara de combustión a cohete;

en donde la cámara de combustión de respiración de aire y la cámara de combustión a cohete están configuradas para operar independientemente.

10

Por lo tanto, dicho motor puede operar utilizando aire comprimido como oxidante y combustible para su combustión en las cámaras de combustión de respiración de aire. Cuando se incorpora en una aeronave, permite realizar el despegue usando el aire. Esto puede reducir las necesidades de combustible en comparación con un motor que tenga solo una cámara de combustión a cohete.

15

La cámara de combustión de respiración de aire y la cámara de combustión a cohete pueden funcionar de manera independiente, es decir, cada tipo de cámara de combustión puede quemar oxidante y combustible sin depender la una de la otra.

20

El motor puede configurarse como un motor de propulsión, por ejemplo, para aplicaciones aeronáuticas o aeroespaciales.

El motor puede funcionar usando aire hasta una velocidad predeterminada, por ejemplo, aproximadamente Mach 5, cuando el compresor puede cumplir con los requisitos de oxidante del motor de respiración de aire. Por encima de una velocidad predeterminada, por ejemplo, por encima de Mach 5, el motor puede pasar del modo de respiración de aire a un modo a cohete completo, donde se usa un oxidante a bordo. Durante la transición desde el modo de respiración de aire hasta el modo a cohete completo, el motor puede configurarse de modo que ambos modos estén operativos, por ejemplo, cuando el modo de respiración de aire está apagado y el modo a cohete está encendido.

25

30

El primer y segundo sistemas de suministro de combustible pueden comprender una o más bombas. El primer y segundo sistemas de suministro de combustible pueden combinarse con interruptores o válvulas para dirigir el combustible hacia una cámara de combustión predeterminada. El combustible puede proporcionarse desde un depósito a bordo y en forma criogénica.

35

El motor comprende, además:

un primer mecanismo intercambiador de calor, que tiene una entrada y una salida dispuestas para suministrar aire de enfriamiento a dicho compresor usando un medio de transferencia de calor antes de que el compresor realice la compresión;

40

un circuito del medio de transferencia de calor para dicho medio de transferencia de calor;

un segundo mecanismo intercambiador de calor, configurado para enfriar dicho medio de transferencia de calor con el combustible suministrado por dicho sistema de suministro de combustible.

45

El primer mecanismo intercambiador de calor puede configurarse como un intercambiador de calor que comprende una pluralidad de fases de intercambio de calor. Esto puede permitir controlar el grado de enfriamiento del intercambiador de calor para ayudar a controlar la formación de escarcha. El motor puede estar provisto de una toma de aire con un dispositivo de desaceleración para reducir la velocidad del aire, por ejemplo, cuando el motor se incorpora en una aeronave.

50

El medio o fluido de transferencia de calor también puede servir útilmente como fluido de trabajo, es decir, es capaz de expandirse y comprimirse. Este fluido puede usarse en un circuito de alimentación del motor, por ejemplo, para accionar turbinas.

55

El segundo mecanismo de intercambiador de calor puede configurarse como uno de más intercambiadores de calor. El segundo mecanismo de intercambiador de calor puede estar formado como uno o más intercambiadores de calor de contraflujo. Por lo tanto, el combustible puede aprovecharse de forma útil como medio de enfriamiento para enfriar el medio de transferencia de calor antes de que el combustible pase a las cámaras de combustión.

60

El primer intercambiador de calor puede configurarse como un intercambiador de calor de contraflujo.

Opcionalmente, el motor comprende además una turbina para accionar dicho compresor, estando configurada la turbina para ser accionada usando una parte del medio de transferencia de calor desde la salida del primer mecanismo intercambiador de calor.

65

- Aunque, en esta memoria descriptiva, se ha hecho referencia a turbinas y compresores, puede emplearse cualquier maquinaria adecuada que pueda ser accionada por los fluidos de trabajo o que pueda comprimir el fluido de trabajo. Por lo tanto, debe entenderse que las referencias a las turbinas incluyen cualquier máquina que pueda ser accionada por un fluido, por ejemplo, un gas, y las referencias a los compresores deben entenderse como cualquier máquina que pueda comprimir un fluido.
- 5
- Opcionalmente, el motor comprende, además, un tercer mecanismo intercambiador de calor, configurado para calentar dicho medio de transferencia de calor antes suministrarlo a dicha turbina.
- 10
- Opcionalmente, el motor comprende un primer pre-quemador, configurado para quemar parcialmente al menos una parte del combustible antes de suministrarlo hacia dicha cámara de combustión de respiración de aire. El primer pre-quemador puede recibir combustible desde el segundo sistema de suministro de combustible.
- 15
- Opcionalmente, un escape de dicho pre-quemador está conectado a dicho tercer mecanismo intercambiador de calor para calentar dicho medio de transferencia de calor. Por lo tanto, el pre-quemador se puede usar para aumentar la entalpía del medio de transferencia de calor. Por lo tanto, el medio de transferencia de calor puede emplearse útilmente como fluido de trabajo para accionar dispositivos, tales como la turbomaquinaria del motor.
- 20
- Opcionalmente, el primer pre-quemador está configurado para combustionar parcialmente el aire de dicho compresor con combustible de dicho segundo sistema de suministro de combustible. Los productos de combustión del pre-quemador pueden suministrarse después a la cámara de combustión de respiración de aire. El segundo sistema de suministro de combustible puede proporcionar combustible adicional a la cámara de combustión de respiración de aire. Por lo tanto, la energía del combustible se puede utilizar para accionar el ciclo del motor.
- 25
- Opcionalmente, el segundo mecanismo intercambiador de calor comprende una o más etapas de regeneración.
- El medio de transferencia de calor puede comprender un gas a alta presión, que está preferiblemente por encima de la temperatura de condensación en todas las ubicaciones del ciclo.
- 30
- Las etapas del regenerador pueden usarse para reducir la temperatura/entalpía del medio de transferencia de calor antes de suministrarlo al primer mecanismo intercambiador de calor.
- Opcionalmente, las etapas del regenerador comprenden una serie de sucesivos intercambiadores de calor y bombas. Las etapas del regenerador pueden configurarse para transferir calor desde el medio de transferencia de calor al combustible desde el segundo sistema de suministro de combustible.
- 35
- Opcionalmente, el motor comprende una o más válvulas de derivación en el circuito del medio de transferencia de calor para derivar el medio de transferencia de calor en torno a una o más etapas del primer mecanismo intercambiador de calor.
- 40
- Las válvulas de derivación permiten optimizar la enfriamiento del aire para alcanzar la temperatura deseada ante el compresor.
- 45
- Opcionalmente, se proporciona un segundo pre-quemador para la combustión parcial del combustible antes de que el sistema de suministro de oxidante suministre oxidante al motor de combustión a cohete.
- Opcionalmente, un escape del segundo pre-quemador se usa para accionar una o más turbinas para accionar el primer sistema de suministro de combustible y/o el sistema de suministro de oxidante.
- 50
- Opcionalmente, el motor comprende, además, uno o más quemadores de derivación para quemar una parte de combustible suministrado desde el segundo sistema de suministro de combustible. El motor puede recibir un exceso de combustible y los quemadores de derivación pueden operar en modo de respiración de aire.
- 55
- Opcionalmente, se proporciona una pluralidad de cámaras de combustión de respiración de aire y se disponen alrededor de dicha cámara de combustión a cohete.
- Opcionalmente, la cámara de combustión a cohete y la cámara de combustión de respiración de aire comparten una tobera en común.
- 60
- Esto puede reducir los requisitos del componente, dirigiendo el escape de ambos tipos de cámara de combustión hacia una sola tobera. El uso de una sola tobera en común, tanto para la cámara de combustión a cohete como para la cámara de combustión de respiración de aire, puede servir para reducir la fricción de la base de un vehículo que comprende dicho motor, eliminando la necesidad de utilizar una tobera separada en cada una de las cámaras de combustión a cohete y de respiración de aire. Esto se debe a que las toberas pueden presentar elevadas proporciones de área, lo que puede causar un alto grado de fricción.
- 65

El motor puede estar provisto de una pluralidad de cámaras a cohete y cámaras de combustión de respiración de aire.

5 Opcionalmente, el combustible del segundo sistema de suministro de combustible se usa para accionar una o más turbinas acopladas a bombas para accionar el medio de transferencia de calor alrededor del circuito del medio de transferencia de calor. La temperatura/entalpía del combustible del segundo sistema de suministro de combustible puede aumentar como resultado de la transferencia de calor desde el medio de transferencia de calor. Este aumento de la temperatura/entalpía permite que el combustible se use para impulsar las turbinas para impulsar las bombas o los recirculadores del circuito de transferencia de calor.

10 Opcionalmente, el medio de transferencia de calor está dispuesto o configurado en o como un circuito de flujo cerrado. El fluido de transferencia de calor puede estar contenido en un circuito de flujo cerrado. Se pueden proporcionar medios para recargar el medio de transferencia de calor en el circuito o descargar el medio de transferencia de calor según sea necesario.

15 Opcionalmente, el motor comprende helio como medio de transferencia de calor o fluido de trabajo. Se puede usar neón o cualquier otro medio de transferencia de calor o fluido de trabajo adecuado. Se prefieren los gases monoatómicos que pueden minimizar favorablemente la proporción de presión total del ciclo. Esto permite que los tamaños de los conductos del motor puedan reducirse con el uso de gases moleculares más grandes, aunque el número de etapas requeridas en turbomaquinaria para el fluido de trabajo puede ser relativamente alto. Los gases moleculares más grandes pueden permitir una turbomaquinaria más simple, por ejemplo, turbinas, compresores, etc. con menos etapas, pero el tamaño del conducto y su masa pueden aumentar.

Preferiblemente, el medio de transferencia de calor es gaseoso durante el ciclo de trabajo y enfriamiento.

25 El uso de un medio gaseoso como medio de transferencia de calor o garantizar que el medio de transferencia de calor siga siendo gaseoso en los intercambiadores de calor sirve para reducir cualquier aumento de la entropía en los intercambiadores de calor. Esto se debe a que, con corrientes gaseosas, la diferencia de temperatura entre las corrientes en un intercambiador de calor puede permanecer sustancialmente constante. Un medio de transferencia de calor gaseoso o fluido de trabajo puede permitir un mecanismo regenerador más simple con un número reducido de etapas en comparación con un motor en el que pueda licuarse el fluido de trabajo.

Opcionalmente, en donde el primer y el segundo sistemas de suministro de combustible están configurados para suministrar hidrógeno como dicho combustible.

35 Opcionalmente, el motor de combustión de respiración de aire está configurado para combustionar el aire comprimido de dicho compresor con combustible.

Opcionalmente, el motor está configurado para la combustión parcial del combustible con dicho aire comprimido antes de suministrarlo hacia dicha cámara de combustión de respiración de aire.

40 La cámara de combustión de respiración de aire puede estar configurada para operar a una presión más baja que la cámara de combustión a cohete.

45 Opcionalmente, el motor está adaptado para arrancar en un modo de respiración de aire en el que produce el empuje en operación continua a una velocidad cero del aire.

Según un segundo aspecto de la divulgación, se proporciona un método para operar un motor según la reivindicación 11, comprendiendo el motor:

- 50 una cámara de combustión a cohete, para la combustión de combustible y oxidante;
- una cámara de combustión de respiración de aire, para la combustión de combustible y oxidante;
- 55 un compresor para presurizar el aire que se suministrará a dicha cámara de combustión de respiración de aire;
- un primer sistema de suministro de combustible, para suministrar combustible a dicha primera cámara de combustión a cohete;
- 60 un segundo sistema de suministro de combustible, para suministrar combustible a dicha cámara de combustión de respiración de aire;
- un sistema de suministro de oxidante, para suministrar oxidante a dicha cámara de combustión a cohete;
- 65 en donde la cámara de combustión de respiración de aire y la cámara de combustión a cohete están configuradas para operar independientemente;

en donde la cámara de combustión de respiración de aire se recibe combustible y oxidante en un primer modo de operación; y en donde, en un segundo modo de operación, la cámara de combustión a cohete recibe combustible y oxidante.

5 La operación independiente de la cámara de combustión de respiración de aire y la cámara de combustión a cohete permite que el motor opere en los dos modos de operación, y cada tipo de cámara de combustión puede optimizarse para operar con el oxidante y el combustible suministrados. El motor puede operar como un motor de propulsión para proporcionar el empuje desde la cámara de combustión a cohete y/o la cámara de combustión de respiración de aire.

10 Opcionalmente, el motor comprende, además:

un primer mecanismo intercambiador de calor, que tiene una entrada y una salida dispuestas para suministrar aire de enfriamiento a dicho compresor usando un medio de transferencia de calor antes de que el compresor realice la compresión;

15 un circuito del medio de transferencia de calor para dicho medio de transferencia de calor;

20 un segundo mecanismo intercambiador de calor, configurado para enfriar dicho medio de transferencia de calor con el combustible suministrado por dicho sistema de suministro de combustible; en donde, en el primer modo de operación, el aire se enfría en el primer mecanismo intercambiador de calor gracias a dicho medio de transferencia de calor.

25 Durante la operación, por ejemplo, en una aeronave, el aire suministrado al motor puede estar a una temperatura relativamente alta debido a la desaceleración. El primer mecanismo de transferencia de calor se puede usar para enfriar el aire usando el medio de transferencia de calor. El combustible suministrado por el segundo sistema de suministro de combustible puede estar en forma criogénica, al menos en la fuente a bordo, y puede usarse para enfriar el medio de transferencia de calor.

30 Opcionalmente, en el primer modo de operación, el medio de transferencia de calor se deriva alrededor de una o más etapas del primer mecanismo intercambiador de calor.

35 Opcionalmente, en el primer modo de operación, la temperatura del aire que se suministrará al compresor se mantiene por encima del punto de congelación del agua, haciendo que el medio de transferencia de calor derive selectivamente dicha una o más etapas del primer mecanismo intercambiador de calor. Al controlar la temperatura del aire de esta manera, no son necesarios sistemas adicionales de control de formación de escarcha o se minimiza su uso. Esto permite una operación simple del motor.

40 Opcionalmente, el combustible del segundo sistema de suministro de combustible se combustiona parcialmente con el aire de dicho compresor antes de suministrarlo a dicha cámara de combustión de respiración de aire.

Opcionalmente, el motor comprende además una turbina para accionar dicho compresor, la turbina que se acciona usando una parte de medio de transferencia de calor suministrada desde la salida del primer mecanismo intercambiador de calor.

45 Opcionalmente, el motor comprende además un tercer mecanismo intercambiador de calor, en donde, en el modo de operación de respiración de aire, el medio de transferencia de calor se calienta en dicho tercer mecanismo intercambiador de calor antes de suministrarlo a dicha turbina.

50 Opcionalmente, el motor comprende un primer pre-quemador, en el que al menos una parte del combustible se combustiona parcialmente antes de suministrarlo a dicha cámara de combustión de respiración de aire.

Opcionalmente, el escape de dicho pre-quemador se suministra hacia dicho tercer mecanismo intercambiador de calor y se usa para calentar dicho medio de transferencia de calor.

55 Opcionalmente, el primer pre-quemador combustiona parcialmente el aire procedente de dicho compresor con combustible de dicho segundo sistema de suministro de combustible. Por lo tanto, el primer pre-quemador puede usarse para controlar la temperatura del ciclo superior del medio de transferencia de calor. Opcionalmente, la temperatura del ciclo superior se mantiene a un nivel constante independientemente de la velocidad del motor. El calor generado por el primer pre-quemador puede aprovecharse para accionar el segundo sistema de suministro de combustible y el circuito del medio de transferencia de calor.

60 Opcionalmente, el segundo mecanismo intercambiador de calor comprende una o más etapas de regeneración y el medio de transferencia de calor pasa a través de dichas una o más etapas para enfriar dicho medio de transferencia de calor.

65 Opcionalmente, las etapas del regenerador comprenden una serie de intercambiadores de calor y bombas sucesivas,

siendo accionadas las bombas por turbinas accionadas con el combustible suministrado desde el segundo sistema de suministro de combustible.

5 Opcionalmente, en dicho segundo modo de operación, el combustible del primer sistema de suministro de combustible combustiona parcialmente en un segundo pre-quemador con oxidante del sistema de suministro de oxidante antes de suministrarlo a la cámara de combustión a cohete.

10 Opcionalmente, un escape del segundo pre-quemador acciona una o más turbinas para accionar el primer sistema de suministro de combustible y/o el sistema de suministro de oxidante.

Opcionalmente, el motor comprende además uno o más quemadores de derivación en los que se quema una parte del combustible suministrado desde el segundo sistema de suministro de combustible.

15 Opcionalmente, los gases de escape de la cámara de combustión a cohete y de la cámara de combustión de respiración de aire se envían a una tobera en común.

Opcionalmente, el combustible del segundo sistema de suministro de combustible acciona una o más turbinas acopladas a las bombas para accionar el medio de transferencia de calor alrededor del circuito del medio de transferencia de calor.

20 Opcionalmente, el helio se utiliza como medio de transferencia de calor. También se puede usar neón o cualquier otro medio de transferencia de calor adecuado.

Opcionalmente, el hidrógeno se suministra desde el primer y segundo sistema de suministro de combustible.

25 Opcionalmente, el oxígeno se suministra desde dicho sistema de suministro de oxidante.

Opcionalmente, la presión de operación de la cámara de combustión de respiración de aire es menor que la presión de operación de la cámara de combustión a cohete. Esto puede reducir los requisitos de combustible de la cámara de combustión de respiración de aire.

30 Opcionalmente, la cámara de combustión que respira aire opera a una presión por debajo de los 20 bar. Opcionalmente, la cámara de combustión de respiración de aire opera a una presión superior a 6 bar.

35 Cuanto mayor es la presión en las cámaras de combustión, más combustible y oxidante se pueden suministrar y, por lo tanto, más compacta será la cámara. Cuantas más etapas haya en el regenerador, menores serán los requisitos de presión y combustible en la cámara de combustión de respiración de aire, pero puede necesitarse una cámara de combustión más grande para proporcionar el empuje necesario.

40 La cámara de combustión a cohete puede configurarse como una cámara de combustión a cohete convencional y puede emplearse cualquier ciclo de combustión a cohete adecuado.

Opcionalmente, la temperatura máxima del medio de transferencia de calor se mantiene sustancialmente constante durante el primer modo de funcionamiento.

45 Opcionalmente, durante la transición desde el primer modo de operación hasta el segundo modo de operación, operan tanto la cámara de combustión de respiración de aire como la cámara de combustión a cohete.

50 Según un tercer aspecto de la presente divulgación, se proporciona un vehículo que comprende un motor según el primer aspecto de la divulgación, con o sin ninguna característica opcional, o un motor operado según el método de acuerdo con el segundo aspecto de la divulgación, con o sin ninguna característica opcional.

55 Según un aspecto preferido de la presente divulgación, se proporciona una aeronave, artefacto volador o vehículo aeroespacial que comprende un motor según el primer aspecto de la divulgación, con o sin ninguna característica opcional, o un motor operado según el método de acuerdo con el segundo aspecto de la divulgación, con o sin ninguna característica opcional.

60 Opcionalmente, la aeronave, artefacto volador o vehículo aeroespacial comprende un fuselaje con superficies de control aerodinámico adaptadas para operar junto con el motor para realizar un despegue horizontal controlado desde la velocidad aerodinámica cero y finalizando en modo de respiración de aire.

Breve descripción de los dibujos

65 La presente divulgación puede llevarse a cabo de varias maneras y las realizaciones de la divulgación se describirán a continuación a modo de ejemplo con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

Las figuras 1A, 1B y 1C muestran unas elevaciones lateral, en planta y trasera, respectivamente, de una aeronave de una sola etapa hasta la órbita (SSTO);

5 la figura 2 muestra una sección transversal parcial a través de una góndola que contiene un módulo híbrido de motor a cohete de respiración de aire de la técnica anterior;

la figura 3 muestra un diagrama de ciclo esquemático de un motor híbrido a cohete de respiración de aire;

10 la figura 4 muestra un esquema de un ejemplo de motor híbrido a cohete de respiración de aire que puede operar en el ciclo que se muestra en la figura 4;

15 la figura 5 muestra un diagrama de ciclo esquemático del motor híbrido a cohete de respiración de aire de las figuras 3 y 4 que opera en modo a cohete completo, por ejemplo, normalmente, a una velocidad superior a Mach 5; y

la figura 6 muestra un diagrama de ciclo esquemático de un motor híbrido a cohete de respiración de aire en un modo de respiración de aire con un número Mach bajo, por ejemplo, normalmente, a una velocidad inferior a Mach 5.

20 Descripción detallada

25 Las figuras 1A, 1B y 1C muestran una aeronave 1 de una sola etapa hasta la órbita (SSTO) con un tren de aterrizaje retráctil 2, 3, 4, que tiene un fuselaje 5 con depósitos de combustible y oxidantes 6, 7 y una región de carga útil 8. Un mecanismo de alerón trasero 9 y un mecanismo de canard 10, con las respectivas superficies de control del timón 11 y de canard 12, están unidos al fuselaje 5. Las alas principales 13 con elevones 14 están unidas a cada lado del fuselaje 5 y cada ala 13 tiene un módulo de motor 15 unido a una punta de ala 16. Como se muestra en las figuras 1C y 2, la parte trasera de cada módulo de motor 15 está provista de cuatro toberas a cohete 17 rodeadas por varios quemadores de derivación 18.

30 La figura 2 muestra un módulo de motor 15 de la técnica anterior. El módulo del motor 15 de la técnica anterior incluye una entrada de aire 19a, un intercambiador de calor 21 que comprende cuatro partes, un turbocompresor 22 y conductos de flujo de ciclo o canales 23. El módulo del motor 15 está contenido dentro de una góndola 20 que puede estar unida al ala de aeronave 13, tal como un ala de aeronave 13 de una aeronave 1 como la mostrada en las figuras 1A, 1B, 1C.

35 En un modo de operación de respiración de aire del módulo del motor 15 dentro de la atmósfera de la Tierra, parte del aire entrante que pasa a través de la entrada de aire 19a pasa a través del intercambiador de calor 21 hasta el turbocompresor 22 y otra parte se deriva a lo largo del conducto de derivación 19b hasta los quemadores de derivación 18.

40 En una realización preferida, el módulo del motor de la técnica anterior se reemplaza por un módulo de motor dispuesto y controlado como se describe a continuación.

45 En la figura 3 se muestra un esquema de un módulo de motor o sistema de propulsión. El módulo del motor comprende una entrada de aire 19. La entrada de aire 19 puede ser axisimétrica, de tal manera que cuando el avión viaja a velocidades supersónicas, la entrada de aire 19 sirve para desacelerar el flujo de aire capturado y convertirlo en subsónico a través de ondas de choque oblicuas y normales. Con altos números Mach, por ejemplo, aproximadamente Mach 5 y más, esta desaceleración puede hacer que la temperatura de entrada de aire aumente normalmente a más de 1250 K.

50 El aire que pasa a través de la toma de aire se divide en dos trayectorias de flujo. Una de estas trayectorias de flujo 24a suministra aire a un quemador de derivación 18 que comprende una tobera. Se suministra más hidrógeno del necesario al ciclo y los quemadores de derivación se pueden usar en combinación con las cámaras de combustión principales para optimizar el uso del combustible y el rendimiento del motor. Otra parte del aire de la toma de aire 19 pasa a través de la trayectoria de flujo 24b hasta un primer mecanismo intercambiador de calor configurado como pre-enfriador, que es necesario para enfriar el aire comprimido de entrada. En la realización, el pre-enfriador comprende una primera etapa 29 del intercambiador de calor y una segunda etapa 30 del intercambiador de calor, aunque se concibe un pre-enfriador con cualquier cantidad de etapas de intercambiador de calor. La primera etapa 29 del intercambiador de calor y la segunda etapa 30 del intercambiador corresponden a partes de temperatura más altas y relativamente más bajas, respectivamente.

65 Después de que pase el aire a través de las etapas 29, 30 del intercambiador de calor, el aire pasa a través del compresor 31 que es accionado por la turbina 32 como se describe con más detalle a continuación. El compresor se selecciona para facilitar una proporción de compresión predeterminada que depende de los requisitos de rendimiento del motor. En la realización, el compresor normalmente puede tener una proporción de compresión de aproximadamente 13:1, de modo que el aire de admisión se comprime a aproximadamente 16 bar. El compresor puede

comprender dos bobinas y puede comprender álabes de titanio.

Normalmente, dicho motor estará provisto de una pluralidad de cámaras de combustión y toberas a cohete asociadas. En el esquema, se muestran cuatro toberas 17a, 17b, 17c. Compartiendo cada tobera hay dos tipos de cámaras de combustión. Un tipo de cámara de combustión se utiliza en un modo de operación de respiración de aire para la combustión del combustible, tal como hidrógeno con aire a presión que proviene del compresor 31. El aire puede usarse para combustión parcialmente una parte del hidrógeno en un pre-quemador 33 antes de ser enviado hacia las cámaras de combustión de respiración de aire. El otro tipo de cámara de combustión se usa en modo a cohete completo, es decir, cuando se utiliza el oxidante a bordo, como el oxígeno líquido, en vez del aire comprimido.

Aunque solo se destacará una tobera y las cámaras de combustión asociadas de los tipos descritos con anterioridad al describir la operación de este motor, debe entenderse que cualquier otra cámara/tobera a cohete proporcionada puede funcionar de manera similar o idéntica y que cada una recibirá una proporción del combustible y el oxidante para operar y proporcionar empuje al vehículo.

Un avión o vehículo habitual puede incluir cuatro conjuntos de cámara/tobera de combustión dispuestos en una góndola. No obstante, se puede proporcionar cualquier número de conjuntos de cámara/tobera para proporcionar el empuje requerido al vehículo.

En una aeronave con dos góndolas, cada una compuesta por cuatro conjuntos de toberas, los conjuntos de tobera se pueden configurar para que se comporten como un solo motor durante el ascenso por respiración de aire y como dos motores a cohete de doble cámara durante el ascenso a cohete. Esto puede servir para aumentar la fiabilidad de la misión y minimizar el volumen de la instalación del motor.

El aire comprimido procedente de la salida del compresor 31 se introduce en un pre-quemador 33 a través de la trayectoria de flujo 24d. El pre-quemador 33 también puede recibir combustible, en la realización, en forma de hidrógeno, a través de la trayectoria de flujo 26a. El hidrógeno puede almacenarse a bordo de la aeronave, normalmente, en forma criogénica, y enviarse, en la realización, a través de una bomba o compresor 40 desde el depósito 64.

Corriente adelante del pre-quemador 33, se proporciona un intercambiador de calor 27 para transferir el calor desde los productos de combustión del pre-quemador hasta un circuito de enfriamiento de helio de bucle cerrado 28.

El circuito de enfriamiento de helio 28, en algunos modos de operación, puede pasar por la primera y segunda etapas 29, 30 del pre-enfriador. El pre-enfriador funciona como un intercambiador de calor de contraflujo. En tal modo, después de la primera etapa 29 del pre-enfriador, es decir, la etapa corriente adelante en el circuito de helio de la segunda etapa, la corriente de helio pasa a lo largo de la trayectoria 28a hasta el intercambiador de calor de combustión 27 del pre-quemador.

Después del intercambiador de calor de combustión 27 del pre-quemador, el circuito de helio se divide en una primera y segunda corrientes de helio 28b y 28c. La segunda corriente de helio 28c pasa a través de la turbina 32, en la realización, con una presión de admisión de aproximadamente 200 bar y una presión de salida de aproximadamente 60 bar. La turbina 32 se utiliza para accionar el compresor 31. La turbina 32 puede ser una turbina contrarrotativa.

Tras salir de la turbina 32, la corriente de helio, en la realización, a unos 600 grados Kelvin (600 K), pasa a un intercambiador de calor y a una etapa de recompresión que, en la realización, comprende tres intercambiadores de calor 34, 35, 36 del regenerador de helio y recirculadores, por ejemplo, compresores o bombas 37, 38, 39.

Los intercambiadores de calor 34, 35, 36 del regenerador pueden comprender miles de láminas de titanio finas unidas por difusión con microcanales conformados en su superficie. Los compresores o recirculadores 27, 38, 39 pueden comprender turbomaquinaria centrífuga.

La corriente de helio procedente de la turbina 32 se divide en una primera, segunda y tercera corrientes de helio de recompresión 28d, 28e, 28f.

La primera corriente de helio de recompresión 28d, en la realización, a aproximadamente 600 K, pasa a través del primer intercambiador de calor 34 del regenerador, donde se enfría a aproximadamente 100 K. Después, el helio se vuelve a comprimir en el compresor 38, en la realización, de aproximadamente 60 a aproximadamente 200 bar, antes de pasar por el segundo intercambiador de calor 35 del regenerador, que sirve para enfriar la segunda corriente de helio de recompresión 28e procedente de la turbina 32, en la realización, de aproximadamente 600 K a aproximadamente 200 K. La primera corriente de helio de recompresión se une a la corriente de helio 28j.

Después del segundo intercambiador de calor 35 del regenerador, la segunda corriente de helio de recompresión 28e se vuelve a comprimir en el tercer compresor 39, en la realización, de aproximadamente 60 bar a 200 bar, antes de pasar a la corriente de helio 28i. Después, la corriente de helio 28i se une a la corriente de helio procedente del intercambiador de calor 27 del pre-quemador, antes de pasar a la primera válvula desviadora 41, que aquí se puede

usar para desviar la corriente de helio de la segunda etapa 30 del pre-enfriador.

La tercera corriente de helio de recompresión 28f pasa al tercer intercambiador de calor 36 del regenerador, donde se enfría con una corriente de hidrógeno de 26 g, en la realización, de aproximadamente 600 a 50 K. La corriente de hidrógeno recibe su contenido de un mecanismo de suministro de combustible, aquí en forma de bomba de hidrógeno líquido 40, que suministra hidrógeno desde un depósito de hidrógeno a bordo 64.

Después del intercambiador de calor 36, la tercera corriente de helio de recompresión pasa a través del primer compresor 37 donde, en la realización, el helio se comprime de aproximadamente 60 a aproximadamente 200 bar. Después, la corriente de helio pasa a través del intercambiador de calor 34, que sirve para enfriar la primera corriente de helio de recompresión 28d como se describió anteriormente, antes de unir la corriente de helio 28j a la primera corriente de helio de recompresión 28d que ha pasado por el intercambiador de calor 35.

La corriente de helio 28j pasa a la primera válvula desviadora 41, que puede usarse para suministrar helio enfriado adicional hasta una etapa predeterminada del pre-enfriador, aquí, antes de la primera etapa 29 del pre-enfriador.

La corriente de helio del intercambiador de calor 27 del pre-quemador se enfría, en la realización, de aproximadamente 900 a aproximadamente 300 K en el intercambiador de calor 43, gracias al hidrógeno que ha pasado a través del tercer intercambiador de calor 36 del regenerador. Antes de llegar al intercambiador de calor 43, el hidrógeno pasa a través de la turbina 44, que se usa para accionar el primer, segundo y tercer compresores 36, 37, 38 de la etapa de recompresión. El hidrógeno también pasa a través de la turbina 45 para accionar la bomba de helio 46 para bombear el helio hacia la segunda válvula desviadora 42.

Después del intercambiador de calor 43, el hidrógeno pasa a través de la turbina 47, que acciona la bomba de hidrógeno 40, que sirve para bombear hidrógeno desde el depósito de hidrógeno a bordo 64.

Tras la turbina 47, el hidrógeno pasa al quemador de derivación 18, así como al pre-quemador 33 y después, durante la operación de respiración de aire, hasta las cámaras de combustión de respiración de aire de las toberas a cohete 17a, 17b, 17c.

En la realización, las cámaras de combustión pueden revestirse con revestimientos que comprenden, por ejemplo, un cobre endurecido por dispersión de alúmina, tal como GLIDCOP AL-20, u otro material conductor térmico adecuado. Dicho material termoconductor se puede emplear en vista de la alta temperatura de pared que se puede alcanzar en las cámaras de combustión durante el modo de operación de respiración de aire. Esto evita que haya tensión térmica en la pared. En este modo de operación, la cámara de combustión puede enfriarse con una película y usando hidrógeno a través de esta película, lo que enfría las cámaras de combustión.

En la realización, las toberas 17a, 17b, 17c, 17d comprenden un faldón tubular enfriado con una extensión final enfriada por radiación, por ejemplo, de SEP-CARBINOX. Esto tiene el fin de permitir que las toberas se conserven tras el calentamiento del flujo de aire externo durante el reingreso a la atmósfera cuando no haya refrigerante disponible para enfriar el motor. En la realización, el faldón tubular re-enfriado está hecho con aleaciones de alta temperatura, como Inconel, que puede comprender una pluralidad de tubos.

En la realización, durante el modo de respiración de aire, el hidrógeno líquido puede configurarse para enfriar el faldón de la tobera haciendo pasar hidrógeno a través de los tubos del faldón. En modo cohete, el hidrógeno puede pasar a través del revestimiento de las cámaras de combustión a cohete 53 separadas y del faldón tubular antes de entrar en un inyector (no mostrado) de la cámara de combustión a cohete.

El pre-enfriador 29, 30 se usa para enfriar el aire de entrada en el modo de respiración de aire. En la realización, el pre-enfriador 29, 30 es un intercambiador de calor de alto rendimiento que utiliza helio gaseoso a alta presión en bucle cerrado como medio de enfriamiento. A continuación, se describe el circuito de helio en modo de respiración de aire con más detalle.

Un intercambiador de calor del pre-enfriador adecuado puede configurarse como un intercambiador de calor de contraflujo con una matriz de canales de enfriamiento o tubos de menos de 1 mm de diámetro con paredes finas de normalmente 20-30 micrómetros. Un gran número, por ejemplo, de 300.000 a 600.000 de dichos tubos, está anidado y dispuesto en espiral involutada en cada intercambiador de calor para proporcionar el rendimiento necesario. Los tubos pueden seguir una trayectoria en espiral desde la entrada hasta la salida, extendiéndose los tubos radial o axialmente. En la realización, el pre-enfriador está configurado para permitir la enfriamiento del aire de admisión desde temperaturas de 1250 K hasta una temperatura de aproximadamente 400 K o menos, dependiendo del modo de operación. En la realización, a todas las velocidades, la temperatura del aire se mantiene por encima del punto de congelación del agua, es decir, 0 grados centígrados.

Como se ha comentado antes, el hidrógeno se suministra desde el depósito 64 gracias a la bomba 40, donde se utiliza para enfriar el circuito de helio a través de los intercambiadores de calor 36 y 43. Se pueden proporcionar bombas de impulsión (no mostradas) para evitar la cavitación de la bomba de combustible 40 y minimizar el fluido residual

atrapado en los conductos de alimentación.

Tras pasar la turbina de hidrógeno 47, el hidrógeno se introduce en el pre-quemador 33 a lo largo de la trayectoria de flujo 26a. El hidrógeno también se puede introducir en los quemadores de derivación 18 a través de las trayectorias de flujo 26b, 26e. Adicionalmente, en el modo de respiración de aire, se puede suministrar hidrógeno a las cámaras de combustión a cohete, a lo largo de las trayectorias de flujo 26c y 26d, donde se combustiona con los productos de combustión del pre-quemador enviados a lo largo de las trayectorias de flujo 25a y 25b. En el modo de respiración de aire, las cámaras de combustión de respiración de aire funcionan a aproximadamente 12 bar. Esta cámara de combustión de respiración de aire está separada de las cámaras de combustión a cohete utilizadas en el modo a cohete completo, que operan a una presión relativamente más alta de aproximadamente 170 bar.

Para el modo a cohete, cada tobera a cohete y mecanismo de cámara de combustión recibe hidrógeno utilizando un sistema de suministro de combustible que, en la realización, comprende un depósito de hidrógeno a bordo 61 y una serie de bombas 48 que alcanzan una presión de aproximadamente 315 bar. En la realización, el hidrógeno se suministra inicialmente para enfriar las cámaras de combustión a cohete 53.

Después de utilizarlo para enfriar las cámaras de combustión 53, se suministra el hidrógeno hasta un pre-quemador de la cámara de combustión 52, donde combustiona parcialmente con el oxígeno suministrado por un sistema de suministro de oxidante que, en la realización, comprende la bomba de oxígeno líquido 50 y la bomba de recarga 54.

Los productos de combustión del pre-quemador a cohete 52 sirven para accionar las turbinas 49, 51 que accionan las bombas de oxígeno e hidrógeno 48, 50, 54.

Después, los productos de combustión del pre-quemador 52 se queman completamente en la cámara de combustión 53 con oxígeno adicional suministrado por la bomba de oxígeno 50.

En el modo de respiración de aire del motor, no se necesita oxígeno líquido como oxidante para la cámara a cohete. La respiración de aire permite que una aeronave que comprenda un motor de este tipo despegue sin necesidad de utilizar una fuente de oxígeno separada y sin medios de propulsión adicionales, hecho que tiene ventajas significativas con respecto al peso, ya que existe una exigencia menor de transportar un oxidante adicional en la aeronave.

El escape del pre-quemador 33 se usa para precalentar el helio a través del intercambiador de calor 27, en la realización, a aproximadamente 930 K y a una presión de 200 bar, antes de que el helio pase a través de la turbina 32 para accionar el compresor de entrada de aire 31. El pre-quemador 33 está controlado, por ejemplo, se controla la cantidad de hidrógeno combustionado, para mantener una temperatura constante de ciclo superior del helio, en la realización, normalmente a aproximadamente 930 K, que no depende del número Mach de la aeronave mientras está en el modo de respiración de aire.

El pre-quemador 33 quema el hidrógeno del depósito a bordo 64 con aire comprimido introducido a lo largo de la trayectoria de flujo 24d. Los gases de salida del pre-quemador fluyen a lo largo de la trayectoria 25a antes de ser introducidos por la cámara de combustión de respiración de aire 55.

Aunque se puede elegir el pre-quemador 33 según los requisitos de rendimiento del motor, en la realización, el pre-quemador 33 y el intercambiador de calor 27 forman una unidad integral compuesta por una cámara de combustión rica en hidrógeno y un intercambiador de calor de carcasa y tubos con una sola lámina de tubo flotante.

La figura 4 muestra una sección transversal esquemática a través de un motor a cohete, que puede configurarse para operar con el ciclo que se muestra en la figura 3. El aire 24, que ya pasó por el pre-enfriador (no se muestra) como se describió anteriormente, se introduce en el compresor 31, que es accionado por la turbina de helio 32 antes de pasar al pre-quemador 33.

Después, los productos de combustión del pre-quemador 33 se introducen en las cámaras de combustión de respiración de aire 55, que se proporcionan como cámaras que se extienden axialmente. Se pueden proporcionar tres cámaras de este tipo separadas equiangularmente alrededor de cada cámara de combustión a cohete 53. Las cámaras de combustión a cohete 53 pueden estar formadas como cámaras que se extienden axialmente. El hidrógeno se introduce en las cámaras de combustión a cohete 53 a través de la bomba 48 a lo largo de los conductos 56a, 56b.

El escape de las cámaras de combustión 55 se introduce en la tobera a cohete 17a, 17b respectiva.

En el modo cohete completo, el hidrógeno se introduce en las cámaras de combustión a cohete 53, que están separadas de las cámaras de combustión de respiración de aire 55. El oxígeno se suministra en modo cohete completo, a través de la bomba 50 y a lo largo de los conductos 57a, 57b. Las cámaras de combustión a cohete 53 normalmente funcionan a aproximadamente 170 bar y, en combinación con las toberas 17a, 17b, producen aproximadamente 500 kN de empuje bruto.

Por lo tanto, se puede ver que, si bien se utilizan diferentes tipos de cámaras de combustión para los modos de

operación de respiración de aire y a cohete completo, en cada modo, las cámaras de combustión comparten una tobera en común.

5 El motor está conectado a las alas de una aeronave, como la que se muestra en la figura 1A, a través de la barra de empuje 58.

10 La figura 5 muestra un diagrama de ciclo esquemático del motor en modo a cohete completo. En este modo de operación, el circuito de enfriamiento de helio es innecesario y, por lo tanto, no se muestra, ya que la cámara de combustión de cohete 53 opera con oxígeno líquido procedente de la fuente a bordo 60. La cámara de combustión de respiración de aire 55 no se usa en este modo de operación.

15 Tal como se ha descrito anteriormente, en este modo de operación, el hidrógeno, en forma criogénica, se suministra desde la fuente a bordo 61 a través de las bombas 48. El hidrógeno se usa primero para enfriar las cámaras de combustión 53 antes de introducirse por el pre-quemador 52, donde combustiona parcialmente con el oxígeno suministrado por la bomba de recarga 54. El pre-quemador 52 opera con mucho hidrógeno.

20 Los productos de combustión del pre-quemador que, en la realización, están a aproximadamente 1000 K y a una presión de 250 bar, se utilizan para accionar las turbinas 51, 49 que accionan las bombas de hidrógeno 48 y las bombas de oxígeno líquido 54, 50. Se proporcionan válvulas de derivación 62, 63 para derivar las turbinas y regular el caudal de los gases suministrados a las turbinas 49, 51 para accionar las bombas 48, 54, 50. Las válvulas de derivación 62, 63 pueden proporcionar la aceleración del motor.

25 Después, los productos de combustión del pre-quemador se introducen en las cámaras de combustión a cohete 53 con oxígeno suministrado desde la bomba 50. La cámara de combustión a cohete opera a temperaturas en la región de 3500 K y a una presión de aproximadamente 170 bar. Esto proporciona un empuje al vacío de aproximadamente 500 kN.

30 Se pueden proporcionar bombas de impulsión (no mostradas) para evitar la cavitación de las bombas de hidrógeno y oxígeno 61, 60 y minimizar los restos atrapados en los conductos de alimentación.

35 La figura 6 muestra un diagrama de ciclo esquemático del motor en modo de respiración de aire, normalmente hasta velocidades de menos de Mach 5. En este modo, el sistema en modo a cohete completo es innecesario y no se muestra. Como se describió anteriormente con respecto a la figura 3, la cámara de combustión de respiración de aire 55 se usa para combustionar el hidrógeno suministrado desde el depósito a bordo 64 a través de la bomba 40, así como los productos del pre-quemador 33 donde una parte del hidrógeno del depósito a bordo 64 se quema con aire comprimido suministrado desde el compresor 31. Las cámaras de combustión de respiración de aire operan a una presión mucho más baja que las cámaras de combustión a cohete. Normalmente, las cámaras de combustión de respiración de aire 55 operan por debajo de los 20 bar.

40 En relación con la figura 3, se ha descrito anteriormente la enfriamiento de la corriente de helio procedente de la turbina 32 por el circuito de hidrógeno 26 usando los intercambiadores de calor 34, 35, 36 del regenerador de helio y los compresores 37, 38, 39, así como el intercambiador de calor 43. El helio enfriado puede usarse en el modo de respiración de aire para enfriar el aire de admisión suministrado desde la admisión 19 en las etapas 29, 30 del intercambiador de calor del pre-enfriador.

45 El circuito de helio 28 está provisto de dos válvulas de derivación 41, 42 que pueden configurarse para desviar el helio de una o más etapas del pre-enfriador. Aunque en la realización se usa el helio como fluido de transferencia de calor, se puede usar cualquier otro fluido adecuado, como el neón.

50 Tal y como se ha comentado anteriormente, en la realización, el pre-enfriador comprende una primera etapa 29 y una segunda etapa 30. El intercambiador de calor del pre-enfriador puede comprender cualquier número de etapas dependiendo de los requisitos de enfriamiento.

55 Tal y como se ha descrito anteriormente, debido a la desaceleración de la entrada de aire, la temperatura del aire de entrada ante el pre-enfriador puede aumentar a aproximadamente 1250 K o más. En la realización, el helio se envía a las válvulas de derivación 41, 42 a aproximadamente 200 bar, habitualmente a una temperatura de aproximadamente 350 K. Las válvulas de derivación están configuradas para suministrar el helio enfriado al pre-enfriador con el fin de disminuir la temperatura del aire de entrada que aumenta a aproximadamente 1250 K a ciertas velocidades de la aeronave. En la realización, el aire puede enfriarse en el intervalo de 288 K a 380 K, pero para evitar la formación de escarcha en el pre-enfriador, la temperatura del aire se mantiene por encima del punto de congelación del agua, es decir, por encima de los 273 K a presión estándar.

60 Dependiendo de la velocidad del avión, los requisitos de enfriamiento del pre-enfriador varían y las válvulas de derivación 41, 42 se activan según corresponda para alcanzar la temperatura de aire deseada ante el compresor 31.

65 A velocidades subsónicas, la entrada de aire 19 deriva el flujo de aire más allá del pre-enfriador hasta el compresor

31. En la realización, por debajo de una velocidad de aproximadamente Mach 1,9, la primera y segunda válvulas de derivación 41, 42 están configuradas para derivar la primera y segunda etapas 29, 30 del pre-enfriador. Por lo tanto, el helio pasa desde las corrientes 28j y 28i hasta la corriente de derivación 28k para enviar el helio al intercambiador de calor 27 del pre-quemador. Después del intercambiador de calor 27, la corriente de helio se divide entre la turbina 5 32 y el intercambiador de calor de hidrógeno 43.
- En la realización, entre una velocidad de aproximadamente Mach 1,9 y 2,9, la primera válvula de derivación 41, conectado a la corriente de helio 28j, deriva el helio alrededor de la primera etapa 29 del pre-enfriador. La segunda válvula de derivación 42 está configurada para suministrar el helio enfriado desde la corriente 28i hasta la segunda 10 etapa 30 del pre-enfriador. Después de pasar por la segunda etapa 30 del pre-enfriador, el helio fluye a través de la primera etapa 29 del pre-enfriador. Luego, el helio se une a la corriente de derivación 28k antes de fluir hacia el intercambiador de calor 27 del pre-quemador.
- En la realización, por encima de una velocidad de Mach 2,9 y antes del modo a cohete completo por encima de los 15 Mach 5, las válvulas de derivación 41, 42 están configuradas para que el helio enfriado de las corrientes 28i y 28l pase a la primera etapa 29 del pre-enfriador y el helio enfriado de la corriente 28m se envíe desde los intercambiadores de calor 34, 35, 36 de recompresión hasta la entrada de la segunda etapa 29 del pre-enfriador.
- En el modo de operación de respiración de aire, a Mach 5, usando las cámaras de combustión de respiración de aire 20 55 y las toberas asociadas 17, el motor puede producir aproximadamente 295 kN de empuje bruto a una altitud de 26 km.
- La corriente de helio 28i de las etapas de recompresión y la corriente de helio 28l del intercambiador de calor de hidrógeno 43 confluyen en la conexión de flujo 66. En la realización, la entalpía o temperatura de los dos flujos 28i y 25 28l están diseñadas para que no coincidan entre sí. Esto pretende permitir que el ciclo se ajuste para que coincida con todas las características de los componentes.
- El circuito de helio 28 es un circuito de ciclo cerrado, que como se describió anteriormente, transfiere calor al flujo de combustible de hidrógeno criogénico. Por lo tanto, el hidrógeno actúa como un disipador de calor. El pre-quemador 33 30 y el intercambiador de calor 27 del pre-quemador se usan para mantener una temperatura constante de ciclo superior del helio que es independiente de la velocidad del vehículo.
- El pre-quemador 33 de respiración de aire opera con mucho aire. En el modo de respiración de aire, en la realización, las cámaras de combustión de respiración de aire 55 operan a presiones relativamente bajas de aproximadamente 35 12 bar. La proporción de equivalencia, es decir, la proporción real de combustible y aire con respecto a la proporción estequiométrica de combustible y aire del motor en modo de respiración de aire, en la realización, es de aproximadamente 1,2. De esta manera, se optimiza el consumo de hidrógeno en el modo de respiración de aire. Esto puede permitir una mayor carga útil ya que se necesita menos combustible de hidrógeno en el modo de respiración de aire que en un sistema donde el aire se comprime a presiones mucho más altas.
- 40 El motor está configurado para operar con aire para el despegue. El motor puede arrancarse mediante una turbobomba auxiliar (no mostrada) accionada desde el sistema de suministro de propulsor gaseoso interno del vehículo, que sirve para suministrar hidrógeno y oxígeno desde los depósitos a bordo.
- 45 Durante la transición desde los modos de respiración de aire a cohete, el motor a cohete debe acelerarse mientras que el motor de respiración de aire se ralentiza para controlar el nivel de empuje general del vehículo.
- Los componentes de modo a cohete completo y de respiración de aire están separados, aunque usan una tobera en común. Si bien el motor incluye dos tipos de cámara de combustión y, por lo tanto, mayor masa y complejidad que si 50 solo se usara una, la eficiencia del combustible de hidrógeno supera este aumento de masa.
- Aunque se ha descrito un ciclo preferido de motor a cohete, se pueden emplear otros ciclos adecuados para suministrar altas presiones de combustión en las cámaras de combustión.
- 55 Se pueden realizar varias modificaciones en la(s) realización(es) descrita(s) sin desviarse del alcance de la invención, tal como se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un motor que comprende:

- 5 una cámara de combustión a cohete (53), para la combustión de combustible y oxidante;
una cámara de combustión de respiración de aire (55), para la combustión de combustible y oxidante;
- un compresor (31) para presurizar aire y suministrarlo a dicha cámara de combustión de respiración de aire;
10 un primer sistema de suministro de combustible, para suministrar combustible a dicha cámara de combustión a cohete (53);
un segundo sistema de suministro de combustible, para suministrar combustible a dicha cámara de combustión de respiración de aire (55);
un sistema de suministro de oxidante, para suministrar oxidante a dicha cámara de combustión a cohete (53);
15 en donde la cámara de combustión de respiración de aire (55) y la cámara de combustión a cohete (53) están configuradas para operar de forma independiente, pudiendo el motor cambiar desde un modo de respiración de aire a un modo a cohete completo por encima de una velocidad predeterminada; y,

en donde el motor comprende, además:

- 20 un primer mecanismo intercambiador de calor (29, 30) que tiene una entrada y una salida dispuestas para suministrar aire de enfriamiento a dicho compresor (31) usando un medio de transferencia de calor antes de que el compresor (31) realice la compresión;
un circuito de medio de transferencia de calor (28) para dicho medio de transferencia de calor; y
un segundo mecanismo intercambiador de calor (34, 35, 36), configurado para enfriar dicho medio de transferencia
25 de calor con el combustible suministrado por el primer o segundo sistema de suministro de combustible.

2. Un motor según la reivindicación 1, en donde el motor comprende además una turbina (32) para accionar dicho compresor (31), estando configurada la turbina para ser accionada usando una parte del medio de transferencia de calor desde la salida del primer mecanismo intercambiador de calor (29, 30).

30 3. Un motor según la reivindicación 2, en donde el motor comprende, además, un tercer mecanismo intercambiador de calor (27), configurado para calentar dicho medio de transferencia de calor antes de suministrarlo a dicha turbina.

35 4. Un motor según la reivindicación 3, en donde el motor comprende, además, un primer pre-quemador (33), configurado para combustión parcial al menos una parte del combustible antes de enviarlo hacia dicha cámara de combustión de respiración de aire (55), y en donde un escape de dicho pre-quemador (33) está conectado a dicho tercer mecanismo intercambiador de calor (27) para calentar dicho medio de transferencia de calor.

40 5. Un motor según cualquier reivindicación anterior, en donde el segundo mecanismo intercambiador de calor (34, 35, 36) comprende una o más etapas del regenerador y en donde las etapas del regenerador comprenden una serie de intercambiadores de calor (34,35,36) y bombas (37, 38 39) sucesivos.

45 6. Un motor según cualquier reivindicación anterior, en donde el motor comprende una o más válvulas de derivación (41, 42) en el circuito del medio de transferencia de calor (28) para derivar el medio de transferencia de calor alrededor de una o más etapas del primer mecanismo intercambiador de calor (29, 30).

50 7. Un motor según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, además, un segundo pre-quemador (52) para la combustión parcial del combustible antes de suministrarlo a la cámara de combustión a cohete (53), suministrándose el oxidante a través del sistema de suministro de oxidante, y en donde se utiliza un escape del segundo pre-quemador (52) para accionar una o más turbinas (49, 51) y, así, accionar el primer sistema de suministro de combustible y/o el sistema de suministro de oxidante.

55 8. Un motor según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde la cámara de combustión a cohete (53) y la cámara de combustión de respiración de aire (55) comparten una tobera en común (17a, 17b).

9. Un motor según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el circuito del medio de transferencia de calor (28) está configurado como circuito de flujo cerrado.

60 10. Un motor según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el motor comprende helio como medio de transferencia de calor.

11. Un método para operar un motor, que comprende:

- 65 proporcionar una cámara de combustión a cohete (53) para la combustión de combustible y oxidante y una cámara de combustión de respiración de aire (55) para la combustión del combustible y el oxidante, en donde la cámara de combustión de respiración de aire (55) y la cámara de combustión a cohete (53) están configuradas para operar

de forma independiente;

presurizar el aire usando un compresor (31) para suministrarlo a la cámara de combustión de respiración de aire (55);

5 suministrar combustible a la cámara de combustión de respiración de aire (55) usando un segundo sistema de suministro de combustible en un primer modo de operación;

suministrar combustible a la cámara de combustión a cohete (53) usando un primer sistema de suministro de combustible en un segundo modo de operación; y

10 suministrar oxidante a la cámara de combustión a cohete (53) usando un sistema de suministro de oxidante en el segundo modo de operación; en donde, en el segundo modo de operación, el motor opera en modo de cohete completo; y

comprendiendo el método, además:

15 en el primer modo de operación, enfriar el aire que se suministra al compresor (31) usando un medio de transferencia de calor y un primer mecanismo intercambiador de calor (29, 30) que tiene una entrada y una salida; utilizar un circuito de medio de transferencia de calor (28) para dicho medio de transferencia de calor;

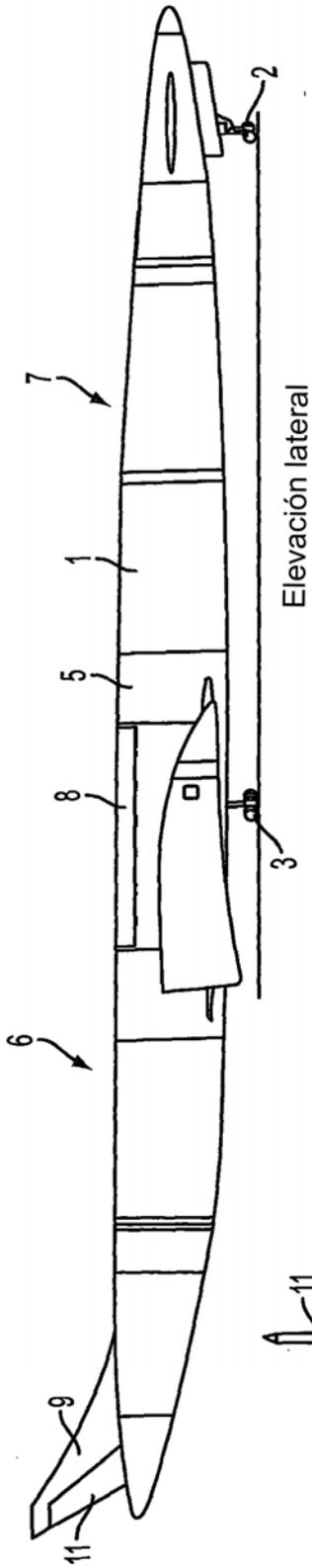
enfriar dicho medio de transferencia de calor con el combustible suministrado por el primer o segundo sistema de suministro de combustible con un segundo mecanismo intercambiador de calor (34, 35, 36).

20 12. Un método para operar un motor según la reivindicación 11, en donde, en el primer modo de operación, el medio de transferencia de calor se deriva alrededor de una o más etapas del primer mecanismo del intercambiador de calor (29, 30); y en donde, en el primer modo de operación, una temperatura del aire que se suministrará al compresor se mantiene por encima del punto de congelación del agua, haciendo que el medio de transferencia de calor derive selectivamente dicha una o más etapas del primer mecanismo intercambiador de calor (29, 30).

25 13. Un método para operar un motor según una cualquiera de las reivindicaciones 11 a 12, en donde la presión operativa de la cámara de combustión de respiración de aire (55) es menor que la presión operativa de la cámara de combustión a cohete (53).

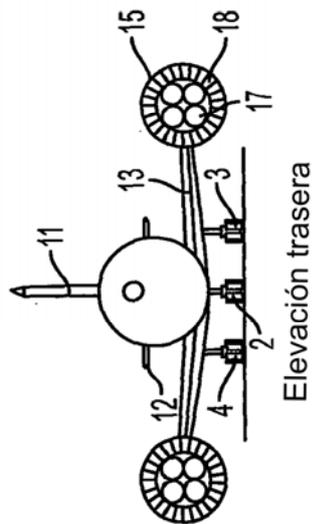
30 14. Un método para operar un motor según una cualquiera de las reivindicaciones 11 a 13, en donde la temperatura máxima del medio de transferencia de calor se mantiene sustancialmente constante durante el primer modo de operación.

35 15. Una aeronave, artefacto volador o vehículo aeroespacial, que comprende un motor como en una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10 o un motor operado según una cualquiera de las reivindicaciones 11-14.



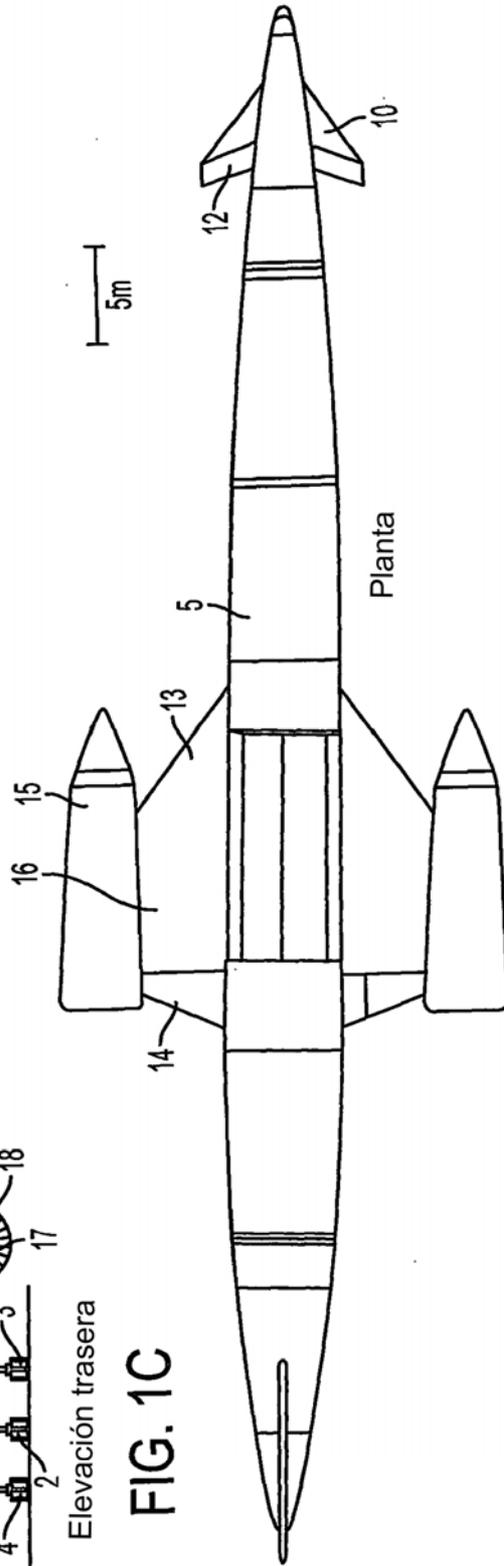
Elevación lateral

FIG. 1A



Elevación trasera

FIG. 1C



Planta

FIG. 1B

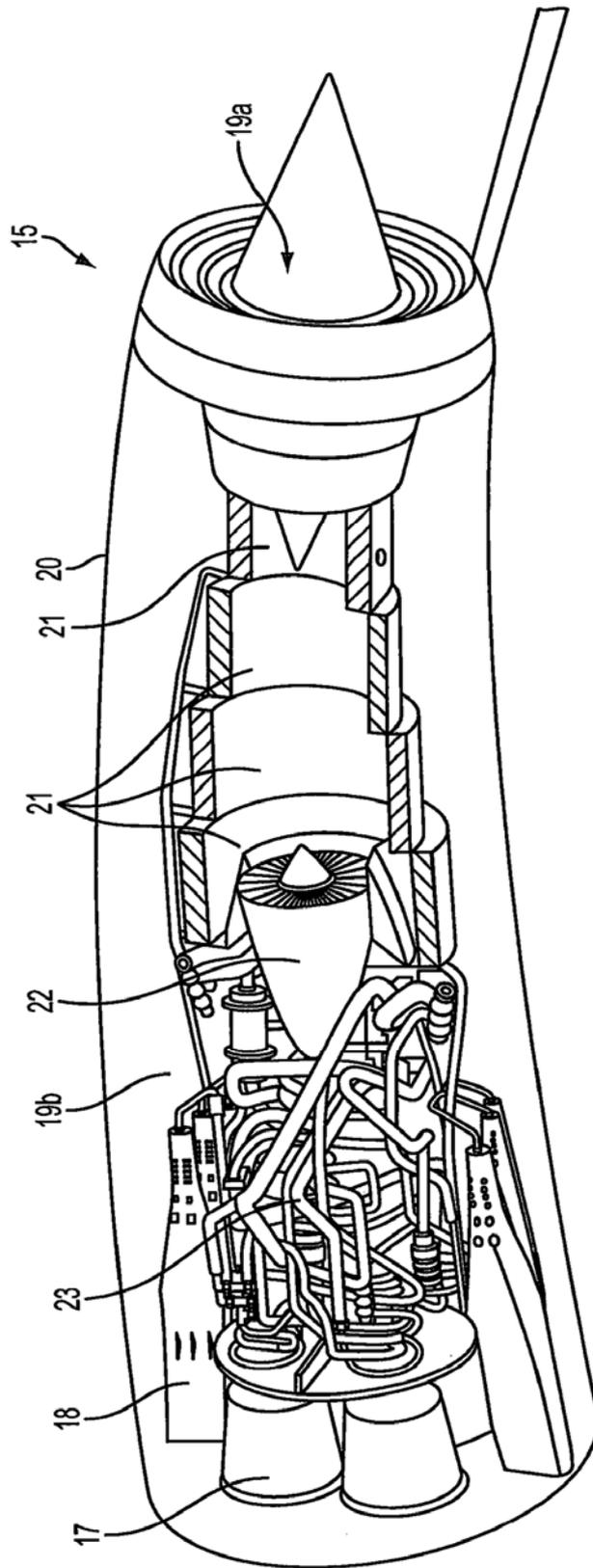


FIG. 2
TÉCNICA ANTERIOR

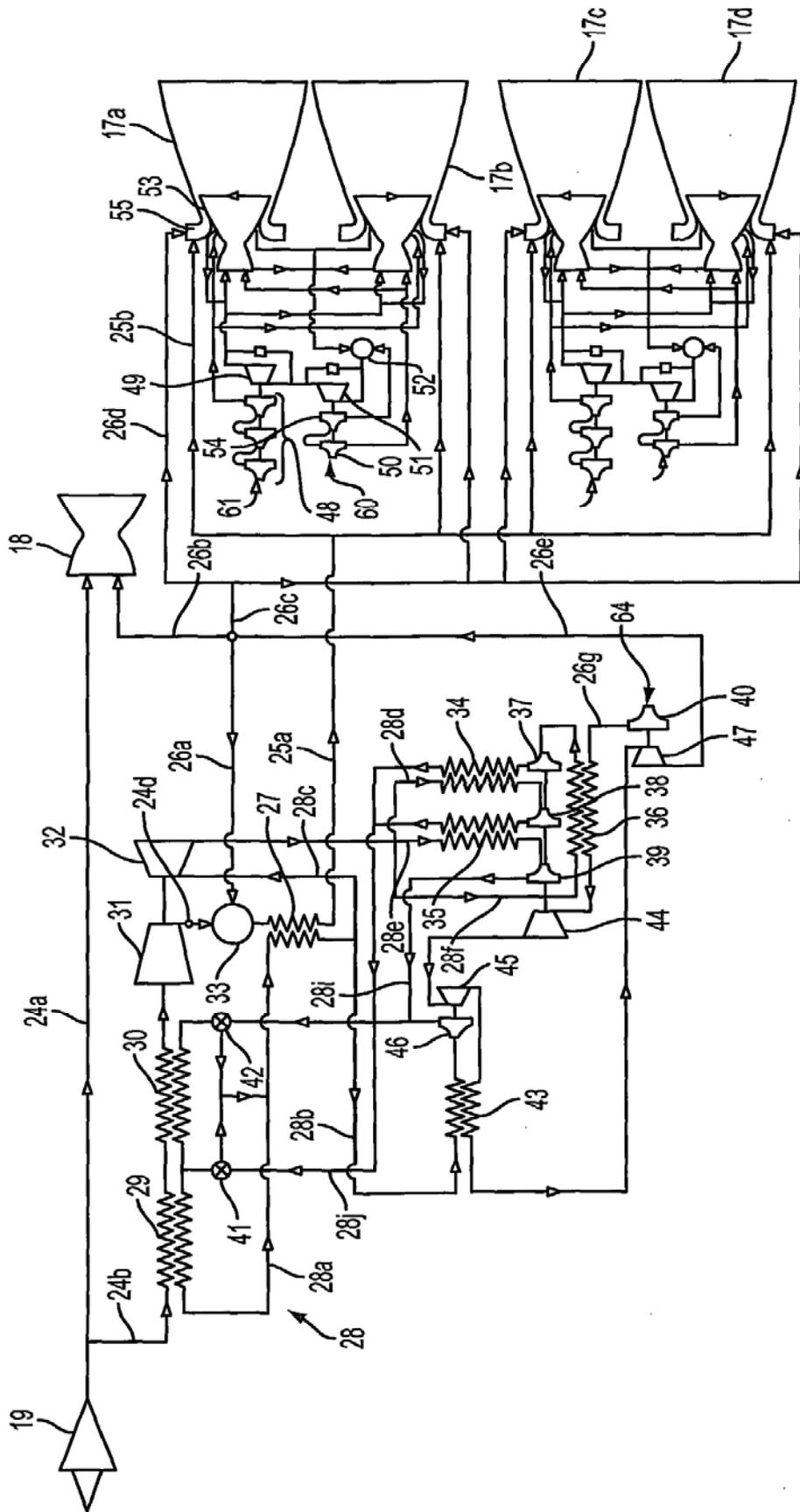


FIG. 3

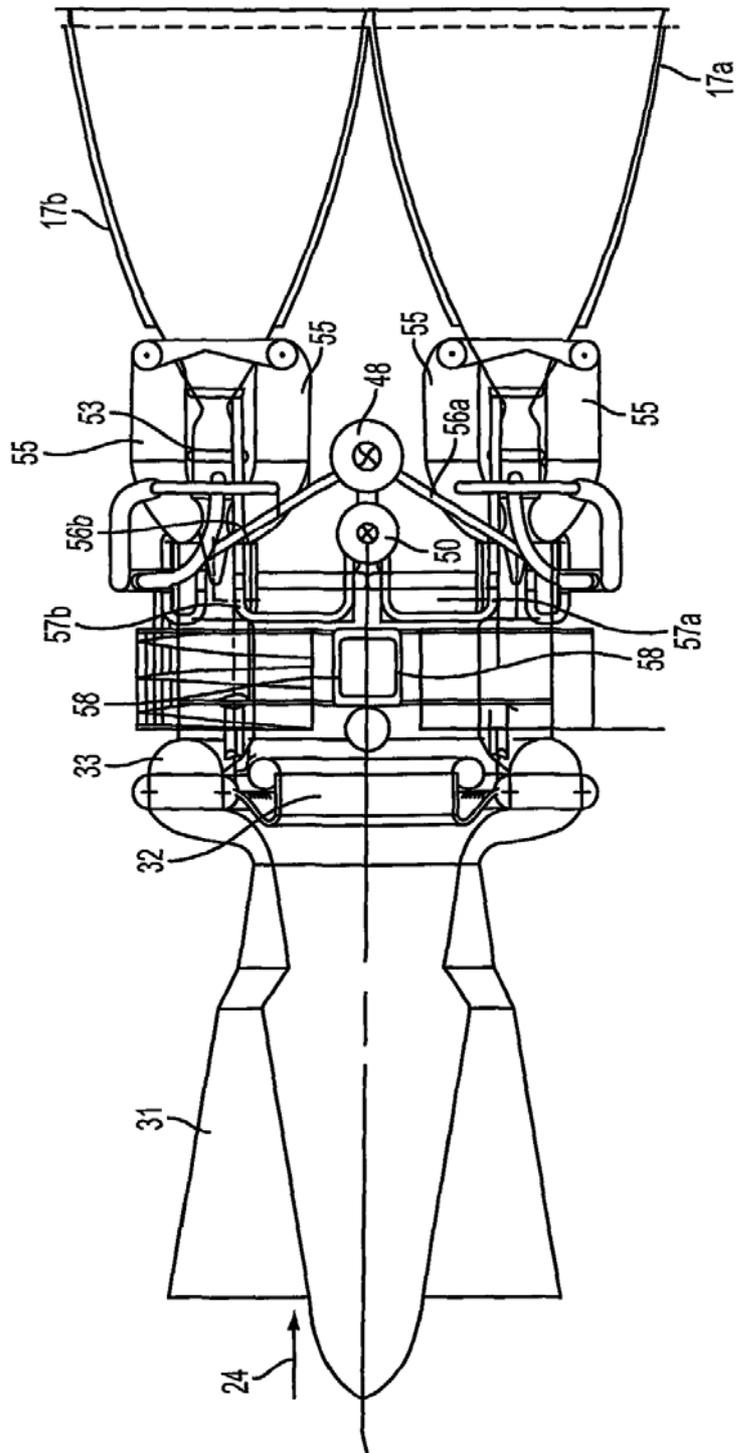


FIG. 4

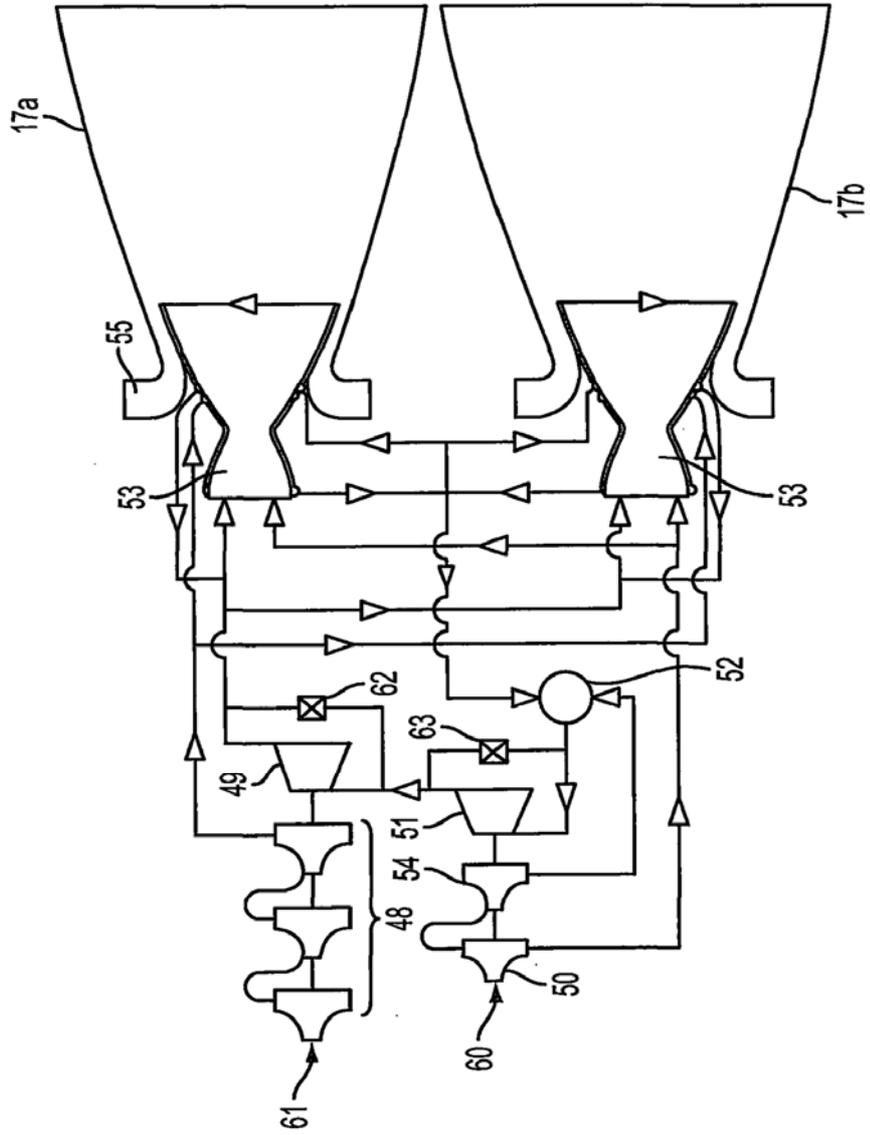


FIG. 5

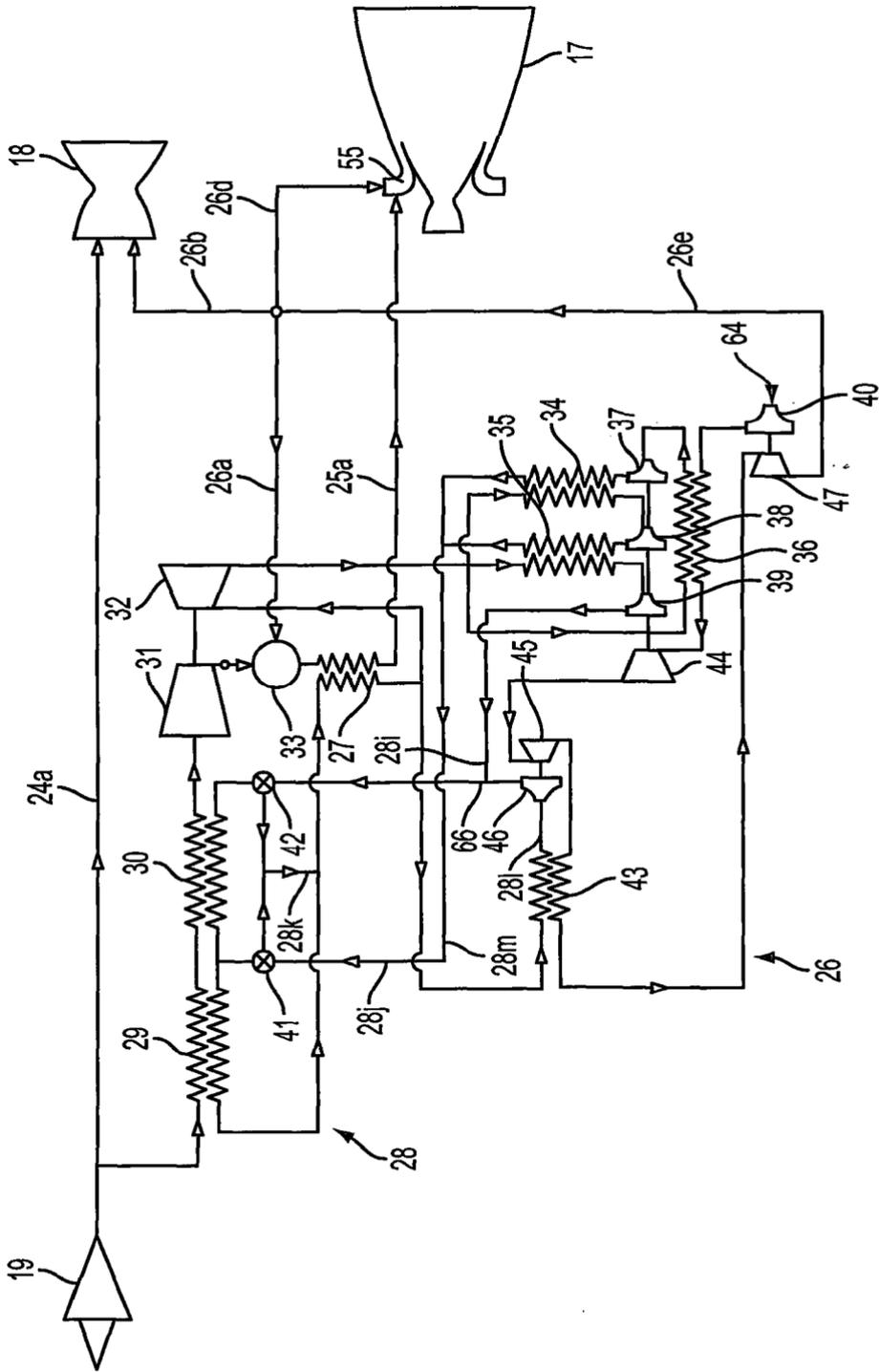


FIG. 6