

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 569 344**

51 Int. Cl.:

B64D 13/06 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.05.2012** **E 12168041 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.02.2016** **EP 2524869**

54 Título: **Sistema autónomo de generación de potencia eléctrica y de acondicionamiento para una aeronave, aeronave y procedimiento asociados**

30 Prioridad:

18.05.2011 FR 1101511

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
10.05.2016

73 Titular/es:

**DASSAULT AVIATION (100.0%)
9 Rond Point des Champs Elysées - Marcel
Dassault
75008 Paris, FR**

72 Inventor/es:

LOISON, RENAUD

74 Agente/Representante:

PONTI SALES, Adelaida

ES 2 569 344 T3

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

DESCRIPCIÓN

Sistema autónomo de generación de potencia eléctrica y de acondicionamiento para una aeronave, aeronave y procedimiento asociados

5

[0001] La presente invención se refiere a un procedimiento de acondicionamiento de una aeronave y una aeronave que consta de un sistema autónomo de generación de potencia y de acondicionamiento, del tipo que comprende:

- 10 - un árbol rotativo;
 - un compresor montado incorporado en el árbol rotativo;
 - una turbina de potencia apta para llevar a rotación el árbol rotativo;
 - una turbina fría de distensión llevada a rotación por el árbol rotativo y alimentada con un gas comprimido procedente del compresor.

15

[0002] Tal sistema está destinado a ser utilizado especialmente en una aeronave civil, tal como un avión de transporte de pasajeros y/o de transporte o incluso en cualquier otro objeto volante.

[0003] En las aeronaves, es necesario disponer de un sistema que realice las funciones de acondicionamiento de temperatura, presión e higrimetría de la aeronave. Tal sistema se designa generalmente por el término «Sistema de control de entorno» o «Environmental Control System» o «ECS».

[0004] Tal sistema consta de un compresor y una turbina fría montados en un mismo árbol. El compresor está generalmente lleno de aire procedente de un sistema de extracción motor o de un turbogenerador de aire. El
 25 aire comprimido, después de la refrigeración y desecación, se descomprime en la turbina fría para producir unas frigorías necesarias para el acondicionamiento de la aeronave.

[0005] Generalmente, la aeronave está equipada también con un turbogenerador de aire (TGA igualmente llamado «APU» o «auxiliary power unit» en inglés) destinado a producir electricidad y aire para las necesidades de la
 30 aeronave. Este turbogenerador comprende una turbina de potencia alimentada por unos gases de combustión producidos en una cámara de combustión independiente del o de los motores del aparato. Un compresor se monta sobre el árbol de la turbina de potencia para permitir la producción de aire presurizado en tierra y para alimentar la cámara de combustión.

[0006] La presencia de estos dos sistemas en una misma aeronave presenta unas desventajas en términos de peso y volumen.

[0007] Para solucionar este problema, US 2010/0170262 describe un sistema autónomo del tipo precitado, en el cual se montan sobre un mismo árbol una turbina de potencia alimentada por una cámara de combustión, un
 40 compresor, una turbina fría de distensión destinada a producir un gas frío para el sistema de control de entorno.

[0008] Para llenar el compresor, se realiza una extracción en una zona de baja presión de un motor de propulsión de la aeronave. Esta extracción suministra aire caliente que sale del motor para alimentar la entrada del compresor. Este aire caliente es generalmente transportado hasta el compresor por paso a través de un
 45 intercambiador de calor para acondicionarlo a la temperatura adecuada.

[0009] Tal sistema reduce el peso y el volumen embarcado, a la vez que se conservan las funcionalidades necesarias para la aeronave. Así, cuando los motores de propulsión se apagan, la cámara de combustión se puede activar para llevar a rotación la turbina de potencia, el compresor y la turbina fría a fin de permitir el
 50 acondicionamiento de la cabina. Además, cuando un alternador es accionado por el árbol que lleva las turbinas y el compresor, la rotación del alternador genera una potencia eléctrica necesaria para las necesidades de la aeronave, en la ausencia de generación eléctrica principal suministrada por los alternadores acoplados a los motores de la aeronave.

[0010] Una vez que los motores se han puesto en marcha, estos alimentan de aire el o los sistemas de acondicionamiento.

[0011] Tal conjunto no es del todo satisfactorio, especialmente en los aviones civiles. En efecto, la totalidad del gas suministrada en la entrada al compresor procede del motor.

[0012] Cuando el motor se apaga o cuando no funciona correctamente, el compresor debe aspirar el aire a través de las palas inmóviles y la estructura del motor, lo que aumenta significativamente la pérdida de carga a superar. El compresor se debe sobredimensionar por tanto, lo que aumenta su volumen, su masa y su consumo.
5 Además, la extracción de aire del motor destinado al compresor del sistema de acondicionamiento influye directamente sobre el ciclo termodinámico del motor, lo que aumenta su consumo.

[0013] Además, las normas existentes sobre los aviones civiles imponen una temperatura máxima de utilización de los gases motores que es obligatoria. Esta temperatura es de 204 °C. Ahora bien, la temperatura de los
10 gases extraídos es mucho más elevada, por ejemplo del orden de 260 °C. Estos gases deben ser refrigerados por tanto por un intercambiador aire-aire antes de ser transportados en la aeronave, lo que comporta un consumo de energía significativo.

[0014] El dimensionamiento del sistema y, especialmente, de las tomas de aire en el motor es complejo de
15 realizar y necesita efectuar unos compromisos entre una utilización termodinámica óptima del motor y del sistema de acondicionamiento.

[0015] US 2 618 470 describe un sistema autónomo de generación de potencia y de acondicionamiento para una aeronave, constando de un árbol rotativo que lleva un compresor, una turbina de potencia para su rotación y
20 una turbina fría de distensión. El sistema consta además de un alternador principal conectado mecánicamente al árbol rotativo.

[0016] Un objetivo de la invención es obtener un procedimiento de acondicionamiento que es apto para producir de manera particularmente segura una potencia eléctrica de reserva que palia un defecto importante de los
25 motores de propulsión.

[0017] Otro objetivo de la invención es obtener una aeronave que consta de un sistema autónomo de generación de potencia y de acondicionamiento que sea compacto y ligero, siendo más económico en combustible consumido.
30

[0018] A tal efecto, la invención tiene como objeto un procedimiento según la reivindicación 1.

[0019] El procedimiento según la invención puede comprender la característica de la reivindicación 2.

35 **[0020]** La invención tiene igualmente como objeto una aeronave según la reivindicación 3.

[0021] La aeronave según la invención puede comprender una o varias de las características de las reivindicaciones de 4 a 13.

40 **[0022]** La invención se comprenderá mejor con la lectura de la descripción que aparece a continuación, dada únicamente a título de ejemplo y realizada en referencia a los dibujos anexos en los cuales:

- la figura 1 es un esquema sinóptico funcional de una primera aeronave según la invención, equipada con un sistema autónomo de generación de potencia y de acondicionamiento, alimentado por un dispositivo de
45 almacenamiento de combustible según la invención;
- la figura 2 es un esquema sinóptico funcional del dispositivo de almacenamiento de combustible según la invención;
- la figura 3 es un esquema sinóptico funcional que representa el conjunto autónomo de generación en una primera fase de funcionamiento en tierra;
- 50 - la figura 4 es una vista análoga a la figura 3 durante una segunda fase de funcionamiento en tierra;
- la figura 5 es una vista análoga a la figura 3 durante el encendido del motor;
- la figura 6 es una vista análoga a la figura 3 durante un vuelo en condiciones normales de la aeronave;
- la figura 7 es una vista análoga a la figura 6 durante el nuevo arranque de un motor;
- la figura 8 es una vista análoga a la figura 7 durante una extinción de los motores;
- 55 - la figura 9 es una vista análoga a la figura 3 durante operaciones de mantenimiento;
- la figura 10 es una vista parcial en perspectiva de la parte trasera de una aeronave según la invención;
- la figura 11 es una vista análoga a la figura 1 de una segunda aeronave según la invención;
- la figura 12 es una vista análoga a la figura 1 de una tercera aeronave según la invención;
- la figura 13 es una vista análoga a la figura 1 de una cuarta aeronave según la invención;

- la figura 14 es una vista de una variante de conjunto de suministro de aire exterior para el sistema autónomo de generación de energía.

5 **[0023]** En lo sucesivo, los términos «anterior» y «posterior» se entienden generalmente con respecto al sentido normal de circulación de un fluido.

[0024] Una primera aeronave 10 según la invención se ilustra esquemáticamente por la figura 1.

10 **[0025]** De manera conocida, esta aeronave 10 consta de un fuselaje 12 que delimita un recinto 14 destinado a estar acondicionado, especialmente en temperatura y en presión.

[0026] La aeronave 10 consta al menos de un motor 16A, 16B, un dispositivo 18 de almacenamiento de combustible, una red eléctrica 20 y un sistema autónomo 22 de generación eléctrica y de acondicionamiento.

15 **[0027]** El recinto 14 consta de una cabina 24 destinada a transportar pasajeros y/o mercancías, una cabina de vuelo 26, destinada a transportar un equipo que pilota la aeronave 10 y una bodega 28 destinada a transportar equipaje y/o mercancías y/o equipamientos funcionales de la aeronave.

20 **[0028]** Los pasajeros, el equipaje, las mercancías y/o los equipamientos funcionales deben ser transportador en efecto en unas condiciones definidas de temperatura, presión e higrometría.

25 **[0029]** El gas presente en el recinto 14 está acondicionado por el sistema autónomo 22 para presentar una temperatura y una presión controlada, independiente de la temperatura y de la presión que impera en el exterior de la aeronave 10.

30 **[0030]** Generalmente, la temperatura del gas presente en el recinto 14 se mantiene en ajuste por lo general entre 15 °C y 60 °C en función de la zona de la aeronave que se va a acondicionar. Del mismo modo, la presión del gas en el recinto 14 se mantiene entre la presión estática atmosférica situada en el exterior de la aeronave y este valor de presión estática más 800 milibares absolutos, según las zonas del avión y su altitud.

[0031] La aeronave 10 consta al menos de un motor 16A, 16B destinado a su propulsión, especialmente para permitir su despegue y su mantenimiento en vuelo.

35 **[0032]** En el ejemplo representado en la figura 1, la aeronave 10 consta de dos motores 16A, 16B, pudiendo estar comprendido el número de motores 16A, 16B más generalmente entre 1 y 4.

[0033] En este ejemplo, cada motor 16A, 16B es un turborreactor que comprende una turbina llevada a rotación por la combustión de un combustible líquido (tal como el queroseno) para generar una fuerza de empuje.

40 **[0034]** Cada motor 16A, 16B está equipado con un elemento 30. En el caso de un motor de arranque eléctrico, este elemento es un alterno-arrancador de generación principal que, cuando está alimentado eléctricamente, es apto para llevar a rotación al motor para garantizar su arranque. En el caso de un motor de arranque con aire, este elemento 30 es un generador. En los dos casos, este elemento se monta rotativo conjuntamente con la turbina para generar una potencia eléctrica transmitida a la red eléctrica 20 cuando el motor
45 16A, 16B está activo.

[0035] La red eléctrica 20 está destinada a alimentar eléctricamente los conjuntos funcionales de la aeronave 10.

50 **[0036]** La red eléctrica 20 alimenta especialmente un calculador, especialmente de control de vuelo, de las bombas, los instrumentos de navegación y servicio presentes en la cabina de vuelo 26 y en la cabina 24.

[0037] Como se ilustra por la figura 1, el sistema autónomo 22 forma un módulo de potencia autónomo, apto para generar una potencia eléctrica, independientemente de los elementos 30 (alterno-arrancadores o generadores),
55 por ejemplo cuando los motores 16A, 16B están parados.

[0038] El sistema autónomo 22 está destinado además a acondicionar el gas presente en el recinto 14, especialmente suministrando un gas comprimido refrigerado.

[0039] Como se ilustra por la figura 1, el sistema autónomo 22 consta de un conjunto rotativo 40, un conjunto anterior 42 de suministro de aire exterior al conjunto rotativo 40, un conjunto de combustión 44 para el accionamiento en rotación del conjunto rotativo 40 y un conjunto posterior 46 de acondicionamiento de gas.

5 **[0040]** El ejemplo rotativo 40 consta de un árbol rotativo 50 único. Consta además de una turbina de potencia 52, un compresor 54 y una turbina fría 56 montados sobre el árbol rotativo 50.

[0041] El conjunto rotativo 40 consta además de un alternador principal 58 y, ventajosamente, de un alternador auxiliar 60, estando conectados los alternadores 58, 60 mecánicamente al árbol rotativo 50 por un órgano de transmisión 61 del movimiento rotativo del árbol.

[0042] El órgano de transmisión 61 es por ejemplo un modificador de velocidad de rotación apropiado para conducir cada alternador 58, 60 a una velocidad de rotación distinta de la del árbol 50, tal como un reductor.

15 **[0043]** Como variante, al menos un alternador 58, 60 se lleva directamente sobre el árbol 50.

[0044] Como se verá en detalle más abajo, el conjunto rotativo 40 está destinado a ser llevado en rotación alrededor de un eje de árbol A-A' por la turbina de potencia 52. Este accionamiento en rotación provoca la rotación conjunta del compresor 54, de la turbina fría 56, del alternador principal 58 y del alternador auxiliar 60, por medio del órgano de transmisión 61, cuando está presente.

[0045] Según la invención, el conjunto anterior 42 de suministro de aire exterior está destinado a alimentar el compresor 54 de aire exterior a la aeronave 10 que no ha pasado por un motor 16A, 16B de propulsión de la aeronave 10.

25 **[0046]** En este ejemplo, el conjunto de suministro 42 consta de una toma de aire exterior 70, un intercambiador térmico anterior 72 y un conducto anterior 74 de conducción de aire exterior que conecta la toma de aire exterior 70 a una entrada del compresor 54, a través del intercambiador anterior 72.

30 **[0047]** Como se ilustra por la figura 10, la toma de aire exterior 70 está dispuesta por ejemplo en el fuselaje 70A (figura 10) de la aeronave 10 para extraer aire exterior en la aeronave 10.

[0048] Esta toma puede estar situada en particular en la base de la deriva 70B dispuesta en la parte trasera del fuselaje, por ejemplo en una tobera 70C.

35 **[0049]** Como variante (no representada), la toma 70 es una entrada de aire que sobresale con respecto al fuselaje.

[0050] Según la invención, la toma de aire 70 está dispuesta a distancia del o de cada motor 16A, 16B. Está desprovista de medios de inyección de combustible. El aire exterior extraído por la toma 70 no entra en contacto con el combustible destinado a la propulsión de la aeronave 10.

[0051] El dimensionamiento de la toma de aire 70 está adaptado al tamaño del compresor 54 y es independiente de la cantidad de aire presente en el o cada motor 16A, 16B para garantizar la propulsión de la aeronave.

[0052] Además, el aire exterior extraído al nivel de la toma 70 no se utiliza para generar una fuerza de empuje sobre la aeronave.

50 **[0053]** En la figura 1, un primer conducto de derivación 76 de aire exterior se solapa al conducto de conducción de aire 74 más abajo del intercambiador 72 y más arriba del compresor 54, para suministrar aire exterior extraído por la toma de aire 70 más abajo del compresor 54, sin pasar por este.

[0054] El primer conducto de derivación 76 está equipado con una válvula 78 de derivación del compresor 54.

55 **[0055]** El conducto 76 está destinado a oponerse al fenómeno de bombeo en el compresor 54.

[0056] El conjunto de combustión 44 consta de una cámara de combustión 80 destinada a producir un gas de combustión que presenta una entalpía aumentada y un canal 82 de alimentación de la turbina de potencia 52 de gas

de combustión.

- [0057]** La cámara de combustión 80 está destinada a recibir combustible procedente del dispositivo de almacenamiento 18 ya sea a través de una entrada principal 84 o a través de una entrada secundaria 86, como se verá más abajo. La entrada principal 84 y la entrada secundaria 86 están situadas a distancia una de otra, como se verá más abajo.
- [0058]** La cámara 80 presenta una entrada 87 de conducción de aire comprimido procedente del compresor 54 y una salida 88 de gas de combustión en la cual se conecta el canal de alimentación 82.
- [0059]** La cámara 80 es apta para recibir combustible procedente del dispositivo de almacenamiento 18, para efectuar su combustión en presencia de aire comprimido recibido por la entrada de conducción de aire 87 para producir un gas de combustión evacuado por la salida 88 de gas de combustión.
- [0060]** La cámara de combustión 80 es por el contrario no apta para generar un gas de propulsión de la aeronave 10. No forma un motor de la aeronave y es independiente del o de los motores 16A, 16B de la aeronave 10.
- [0061]** En particular, los gases de combustión producidos en la cámara de combustión 80 no están destinados ni son aptos para llevar a rotación una turbina de un motor de propulsión 16A, 16B.
- [0062]** El conjunto posterior 46 de acondicionamiento consta en este ejemplo de un intercambiador térmico posterior 90, un condensador 92, un separador 94 y un conducto 96 de transporte del gas comprimido en el compresor 54 hacia la turbina fría 56. El conducto de transporte 96 pasa sucesivamente a través del intercambiador térmico anterior 72, el intercambiador térmico posterior 90, el condensador 92, el separador 94, a continuación de nuevo a través del recalentador 90, antes de alcanzar la turbina fría 56.
- [0063]** El conjunto posterior 46 consta además de un conducto 98 de distribución de gas frío descomprimido, que conecta una salida de la turbina 56 al recinto 14, a través del condensador 92.
- [0064]** El conjunto posterior 46 consta además de un conducto de derivación 100 de aire comprimido para la alimentación de la cámara de combustión 80.
- [0065]** En la figura 1, el conjunto posterior 46 consta de un conducto 102 de derivación directa de aire comprimido procedente del compresor 54 hacia el recinto 14 y un conducto 104 de derivación de gas comprimido procedente del intercambiador 72, hacia el recinto 14.
- [0066]** El conjunto posterior 46 consta además de un conducto 105 de derivación directa del gas comprimido procedente del compresor 54 hacia la turbina fría 56 y hacia el condensador 92 para descongelar estos elementos.
- [0067]** El intercambiador térmico anterior 72 es apto para poner en contacto de intercambio térmico el gas comprimido procedente del compresor 54 que circula en el conducto de transporte 96 con el aire exterior extraído en la toma de aire 70 para refrigerar el gas comprimido y recalentar el aire exterior.
- [0068]** El intercambiador térmico posterior 90 es apropiado para poner en contacto de intercambio térmico el gas comprimido anterior que circula en el conducto de transporte 96 a la salida del intercambiador térmico anterior 72 con el gas comprimido posterior procedente del separador 94 que circula en el conducto de transporte 96, para recalentar el gas comprimido posterior procedente del separador 94 y para refrigerar el gas comprimido anterior en la salida del intercambiador térmico 72.
- [0069]** El condensador 92 es apropiado para poner en contacto de intercambio térmico el gas frío descomprimido procedente de la turbina 56 con el gas comprimido procedente del intercambiador térmico posterior 90 para refrigerar y eventualmente parcialmente condensar el gas comprimido.
- [0070]** El separador 94 es apropiado para eliminar la fase líquida del gas comprimido parcialmente condensado en el condensador 92 para impedir la entrada de esta fase líquida en la turbina fría 56.
- [0071]** El conducto de derivación 100 de aire comprimido se solapa sobre el conducto de transporte 96 entre la salida del compresor 54 y el intercambiador térmico 72. Desemboca en la cámara de combustión 80 al nivel de la

entrada de alimentación 87 de aire comprimido. Está equipado con una válvula 106 de control del flujo de aire comprimido que se va a enviar hacia la cámara de combustión 80.

[0072] El conducto de derivación directa 102 consta de un tramo anterior común 108 equipado con una válvula de derivación 110 y dos tramos posteriores 110A, 110B destinados a conectar respectivamente la cabina 24 y la cabina de vuelo 26. Cada uno de los tramos 110A, 110B está equipado con una válvula 112A, 112B de control del flujo inyectado.

[0073] El conducto de derivación 104 de gas comprimido se solapa más arriba del conducto de transporte 96 entre el intercambiador térmico anterior 72 y el intercambiador térmico posterior 90. Desemboca más abajo del conducto de distribución 98, más abajo del condensador 92. Está equipado con una válvula de control 114 del flujo de gas comprimido derivado.

[0074] En la figura 1, el sistema autónomo 22 de generación de potencia y de acondicionamiento, consta además de un conjunto auxiliar 116 de acondicionamiento de reserva.

[0075] Este conjunto auxiliar 116 comprende una toma de aire de reserva 118, un recalentador de reserva 120 y una válvula de ventilación de reserva 122 que desemboca en el recinto 14.

[0076] La toma de aire de reserva 118 es independiente y es distinta de la toma de aire 70. El recalentador de reserva 120 es independiente de la cámara de combustión 80 y de los motores 16A, 16B. El recalentador 120 es de manera ventajosa un recalentador eléctrico alimentado eléctricamente por la red 20.

[0077] Como se ilustra por la figura 2, el dispositivo 18 de almacenamiento de combustible consta, según la invención, de al menos un depósito principal 130A, 130B, al menos un depósito auxiliar 132 dispuesto en el depósito principal 130A y un distribuidor selectivo 134 de combustible hacia el o hacia cada motor 16A, 16B y hacia la cámara de combustión 80.

[0078] Como se ilustra por la figura 2, la aeronave 10 comprende generalmente una pluralidad de depósitos principales 130A, 130B dispuestos en las alas o en el fuselaje 12 de la aeronave. Cada depósito principal 130A, 130B es apropiado para contener un primer lote de combustible líquido destinado a alimentar el o los motores 16A, 16B con vistas a la propulsión del avión.

[0079] Cada depósito principal 130A, 130B está destinado igualmente a alimentar, en modo normal de funcionamiento, la cámara de combustión 80.

[0080] Cuando varios depósitos principales 130A, 130B están presentes, los depósitos 130A, 130B están conectados entre ellos para permitir el equilibrado de la cantidad de combustible en los diferentes depósitos 130A, 130B durante las fases de vuelo.

[0081] Cada depósito 130A, 130B está provisto de una entrada 136A, 136B de alimentación de un primer lote de combustible nuevo, estando destinada la entrada 136A, 136B al llenado del depósito 130A, 130B entre dos vuelos.

[0082] Según la invención, el depósito auxiliar 132 está destinado a contener un segundo lote de combustible distinto del primer lote de combustible. El segundo lote de combustible está formado por ejemplo por el primer lote de combustible utilizado durante un vuelo anterior o por un lote de combustible obtenido a partir de otro vehículo de llenado diferente del utilizado para llenar el o cada depósito principal 130A, 130B de combustible.

[0083] Cuando se utiliza un segundo vehículo de llenado, el segundo lote de combustible puede ser previamente filtrado y/o probado para verificar su calidad y su fiabilidad.

[0084] En el modo de realización representado en la figura 2, el depósito auxiliar 132 está dispuesto en el interior del depósito principal 130A. Comparte ventajosamente al menos una pared exterior 138 con el depósito principal 130A. El depósito auxiliar 132 está delimitado por una pared de aislamiento 140 estanca al combustible presente en el volumen interior del depósito 130A que lo contiene.

[0085] El volumen del depósito auxiliar 132 es inferior al 15% del volumen del depósito principal 130A.

[0086] El depósito principal 130A y el depósito auxiliar 132 están conectados uno a otro por una bomba 142 de intercambio de combustible entre el depósito principal 130A y el depósito auxiliar 132.

[0087] Una válvula 143 de sobrepresión conecta igualmente el depósito auxiliar 132 al depósito principal 130A.

[0088] La pared de aislamiento 140 es por ejemplo flexible y deformable para que el depósito auxiliar 132 presente un volumen variable en función de la cantidad de combustible contenida en el depósito auxiliar. Como variante, la pared de aislamiento 140 puede ser una pared rígida, que define un volumen constante.

[0089] El distribuidor 134 consta, para cada depósito principal 130A, 130B, de un conducto 144C, 144D de alimentación que conecta el depósito 130A, 130B a cada motor 16A, 16B.

[0090] Así, en el ejemplo representado en la figura 2, el primer depósito principal 130A está conectado al primer motor 16A por un primer conducto de alimentación 144C y está conectado al segundo motor 16B por un segundo conducto de alimentación 144D. Del mismo modo, el segundo depósito principal 130B está unido al primer reactor 16A por un primer conducto de alimentación 144C y al segundo reactor 16B por un segundo conducto de alimentación 144D.

[0091] Cada uno de los conductos 144C, 144D de alimentación está equipado con medios de bombeo 146 del primer lote de combustible.

[0092] Además, para permitir la alimentación de la cámara de combustión 80, el distribuidor 134 consta al menos de un primer conducto 148 de conducción de combustible en la cámara de combustión 80 destinado a transportar en la cámara 80 el primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A. Este conducto 148 está equipado con una bomba 150 y una válvula de control de flujo 152. El primer conducto 148 desemboca en la cámara de combustión 80 a través de la entrada principal 84.

[0093] Según la invención, el distribuidor 134 consta además de un segundo conducto de conducción 160 de combustible en la cámara de combustión 80 destinado a transportar el segundo lote de combustible presente en el depósito auxiliar 132.

[0094] El segundo conducto de conducción 160 alimenta la cámara 80 exclusivamente de combustible del segundo lote presente en el depósito auxiliar 132, sin estar mezclado o contaminado por el primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A.

[0095] El segundo conducto 160 está equipado con una bomba auxiliar de reserva 162 y una válvula de control de flujo 164. El segundo conducto 160 desemboca en la cámara de combustión 80 a través de la entrada secundaria 86, a distancia de la entrada principal 84. Esto garantiza que una obstrucción de la entrada principal 84 no impida la distribución del segundo lote de combustible en la cámara de combustión 80.

[0096] Para garantizar la renovación del lote de carburante contenido en el depósito auxiliar 132, una derivación de vaciado 166 está prevista en el segundo conducto de conducción 160, más abajo de la bomba 162. Esta derivación de vaciado 166 está dirigida por ejemplo hacia un vaciado externo de la aeronave 10 o hacia un depósito principal 130B.

[0097] Para garantizar que el depósito auxiliar 132 del dispositivo de almacenamiento 18 consta siempre de un segundo lote de combustible distinto del primer lote y fiable, el método de llenado del dispositivo 18 es el siguiente.

[0098] Durante el primer llenado de los depósitos, antes de un vuelo de la aeronave 10, el depósito principal 130A, 130B se rellena de un primer lote de combustible por la entrada 136A, 136B.

[0099] El depósito secundario 132 está lleno de un segundo lote de combustible procedente de una fuente distinta del primer lote de combustible suministrado en el depósito principal 130A, 130B. Así, se utilizan generalmente dos vehículos de llenado de carburante distintos que contienen respectivamente el primer lote de combustible y el segundo lote de combustible. El segundo lote de combustible puede ser filtrado previamente y/o probado para verificar su integridad y su fiabilidad.

[0100] Durante el vuelo, el primer lote de combustible se utiliza para alimentar los motores 16A, 16B con vistas a la propulsión de la aeronave, a través de los conductos de alimentación 144A, 144B.

5 **[0101]** Una vez que la aeronave 10 está colocada y antes de un vuelo posterior de la aeronave 10, una parte del primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A se envía hacia el depósito auxiliar 132, a través de la bomba de intercambio de combustible 142, después de la evacuación del segundo lote de combustible presente en el depósito auxiliar 132 por la derivación de vaciado 166.

10 **[0102]** El primer lote de combustible que ha servido para la propulsión de la aeronave 10 durante el vuelo anterior, se considera como fiable y en buen estado. Este combustible forma entonces un segundo lote de combustible para el vuelo posterior, cuya fiabilidad está garantizada.

[0103] Después, el depósito principal 130A se llena de nuevo con un nuevo primer lote de combustible.

15 **[0104]** Este método de llenado garantiza que combustible fiable esté siempre presente en el depósito auxiliar 132. Esto garantiza que la cámara de combustión 80 pueda ser alimentada con combustible fiable en caso de urgencia, como se va a describir más abajo.

20 **[0105]** El funcionamiento del sistema autónomo 22 de generación de potencia y de acondicionamiento según la invención se va a describir ahora, en sus diferentes modos de utilización con la ayuda de las figuras de 3 a 10.

[0106] Inicialmente, en un modo de arranque de la máquina, en referencia a la figura 3, la aeronave 10 está en el suelo. Los motores 16A, 16B se apagan.

25 **[0107]** Para iniciar el sistema autónomo 22, la red eléctrica de la aeronave 20 que comprende unas baterías está conectado eléctricamente al alternador auxiliar 60 para alimentar este alternador 60 y hacerlo funcionar en motor. La rotación del alternador auxiliar 60 permite probar su buen funcionamiento antes de cada vuelo, a fin de garantizar que será funcional en caso de urgencia y especialmente en caso de fallo del alternador principal 58.

30 **[0108]** El accionamiento en rotación del árbol 50 por el alternador auxiliar 60 provoca la rotación del compresor 54 y la aspiración de aire exterior a través de la toma de aire 70 y el conducto de conducción de aire exterior 74. Este aire exterior no pasa por un motor de propulsión de la aeronave. Está desprovisto de combustible.

35 **[0109]** La válvula 106 está abierta entonces para permitir la alimentación de la cámara de combustión 80 por el aire comprimido procedente del compresor 54 a través del conducto de derivación 100.

40 **[0110]** Cuando el flujo de aire que circula hacia la cámara de combustión 80 a través del conducto de derivación 100 es suficiente, combustible procedente del depósito principal 130A, 130B se inyecta en la cámara de combustión 80 a través del conducto de alimentación 148 y la válvula 152.

[0111] La cámara de combustión 80 se enciende entonces para provocar la combustión del combustible, lo que genera un gas de combustión bajo presión. La presión del gas de combustión es por ejemplo superior a 1,5 bares y su temperatura es superior a 600 °C.

45 **[0112]** Este gas de combustión se extrae a continuación a través del canal de alimentación 82 y se lleva hasta la turbina de potencia 52.

[0113] Cuando la turbina de potencia 52 dispone de suficiente energía para llevar a rotación de manera autónoma el árbol 50, el alternador auxiliar 60 se desactiva.

50 **[0114]** Una vez hecho esto, en un modo de funcionamiento nominal del sistema 22 en tierra o motores apagados, representado en la figura 4, un flujo continuo de aire exterior es aspirado por la toma de aire 70 y el conducto de conducción 74. Este aire exterior se inyecta en la entrada del compresor 54 para producir un gas comprimido suministrado en el conducto de transporte 96.

55 **[0115]** La presión del gas comprimido procedente del compresor 54 es por ejemplo superior a 1,5 bares (en tierra o a poca altitud, menos de 15.000 pies).

[0116] Una parte del gas comprimido procedente del compresor 54 se conduce entonces hasta el

intercambiador térmico anterior 72.

- [0117]** Después, el gas comprimido procedente del intercambiador térmico anterior 72 se introduce en el intercambiador térmico posterior 90 para ser refrigerado. El gas comprimido procedente del intercambiador térmico posterior 90 pasa entonces en el condensador 92 para ser parcialmente condensado por intercambio térmico con el gas descomprimido procedente de la turbina fría 56 que circula en el conducto posterior 98.
- [0118]** El gas comprimido parcialmente condensado penetra entonces en el separador 94 donde la fracción líquida que contiene se elimina.
- [0119]** Después, este gas comprimido se introduce en el intercambiador térmico posterior 90 para calentarse por intercambio térmico con el gas comprimido procedente del intercambiador 72, antes de ser introducido en la turbina fría 56.
- [0120]** A continuación, el gas comprimido se descomprime de manera dinámica en la turbina fría 56 para producir un gas descomprimido refrigerado a una temperatura inferior comprendida entre 3 °C y 20 °C. Esta temperatura es inferior a la temperatura del gas comprimido procedente del compresor 54. La presión del gas descomprimido es al menos superior a la presión de ajuste.
- [0121]** El gas refrigerado descomprimido se pasa a continuación en el condensador 92 a través del conducto posterior de distribución 98, antes de ser distribuido en el recinto 14, en particular en la cabina 24, en la cabina de vuelo 26 y en la bodega 28.
- [0122]** A tal efecto, y para garantizar el ajuste de temperatura, presión e higrometría en la cabina 24 y en la cabina de vuelo 26, el gas refrigerado descomprimido procedente del condensador 92 se mezcla con el gas comprimido bajo presión derivado por medio del conducto de derivación directa 102. Las válvulas 112A, 112B de flujo se pilotan así selectivamente para garantizar una inyección de gas a una temperatura, una presión y una higrometría controlada selectivamente en la cabina 24 y en la cabina de vuelo 26. Generalmente, la bodega 28 está alimentada por el gas extraído fuera de la cabina 24 y fuera de la cabina de vuelo 26.
- [0123]** El acondicionamiento del gas presente en el recinto 14 es por tanto posible, incluso cuando los motores 16A, 16B están apagados. El sistema 22 es apto para realizar este acondicionamiento de manera autónoma.
- [0124]** Durante la rotación del árbol 50, el alternador principal 58 funciona en generador y suministra potencia eléctrica a la red eléctrica 20 de la aeronave y especialmente a las baterías presentes en esta red 20.
- [0125]** A continuación, en un modo de arranque eléctrico de los motores 16A, 16B, en referencia a la figura 5, el arranque de los motores 16A, 16B se puede efectuar con la ayuda de los alterno-arrancadores 30.
- [0126]** A tal efecto, la red eléctrica 20 alimenta eléctricamente cada alterno-arrancador del motor 30 para que funcione en motor y lleve a rotación la turbina presente en el motor 16A, 16B.
- [0127]** Un flujo de combustible presente en un depósito principal 130A, 130B se inyecta entonces en el motor 16A, 16B a través de los conductos de conducción 144C, 144D. El o cada motor 16A, 16B se arranca entonces como se representa en la figura 6.
- [0128]** Una vez que el o cada motor 16A, 16B se ha arrancado, la aeronave 10 puede despegar.
- [0129]** En una variante de arranque por aire de los motores 16A, 16B, del gas comprimido procedente del compresor 54, extraído más arriba del intercambiador térmico 72 se deriva hacia el o cada motor 16A, 16B para llevar a rotación las turbinas de estos motores. El motor 16A, 16B se arranca entonces bajo el efecto de esta circulación de aire sin que sea necesario utilizar un alterno-arrancador, el generador 30 en este caso tiene como única función generar corriente cuando los motores están en funcionamiento.
- [0130]** Un modo de funcionamiento nominal en «cogeneración eléctrica complementaria», durante una fase de vuelo o en una fase en tierra de motores encendidos se representa en la figura 6. En este modo, los elementos 30 presentes en los motores 16A, 16B funcionan en generador y alimentan de potencia eléctrica la red eléctrica 20.

[0131] Del mismo modo, la cámara de combustión 80 sigue funcionando de forma continua, de manera autónoma con respecto a los motores 16A, 16B, lo que garantiza el acondicionamiento del recinto 14 como se describe más arriba y lo que produce una alimentación eléctrica complementaria de la red eléctrica 20 de la aeronave 10, especialmente cuando es necesario un aumento de potencia eléctrica.

5

[0132] En un modo de nuevo arranque en vuelo representado en la figura 7, donde un motor 16A, 16B se apaga durante el vuelo, el motor 16A, 16B se puede arrancar de nuevo a partir de la potencia eléctrica suministrada por el sistema autónomo 22 de generación según la invención.

10 **[0133]** En este caso, el árbol 50 se lleva a rotación por la alimentación de la turbina de potencia 52 de gas de combustión procedente de la cámara 80 de combustión. El alternador principal 58 funciona entonces en generador de potencia eléctrica que alimenta la red eléctrica 20. En el caso de motores de arranque eléctrico, esta potencia eléctrica se utiliza para alimentar el alerno-arrancador 30 del motor 16A, 16B que se va a arrancar de nuevo. El alerno-arrancador 30 funciona entonces en motor.

15

[0134] Como variante, el motor 16A, 16B se arranca de nuevo con aire con la ayuda de gas comprimido procedente del compresor 54, como se describe anteriormente.

20 **[0135]** La figura 8 ilustra el funcionamiento del sistema 22 en un modo de pérdida de generación eléctrica principal. Tal modo se produce por ejemplo en caso de extinción total de los motores 16A, 16B, es decir cuando todos los motores 16A, 16B del aparato son inutilizables y/o cuando los alerno-arrancadores (en modo alternador) o los generadores 30 no suministran más potencia eléctrica.

25 **[0136]** Durante este procedimiento de urgencia, el primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A, 130B se puede considerar como una fuente potencial de avería (polución de carburante). En este caso, para garantizar una alimentación eléctrica mínima de las funcionalidades esenciales de la aeronave, se utiliza el segundo lote de combustible presente en el depósito auxiliar 132.

30 **[0137]** A tal efecto, el combustible presente en el depósito auxiliar 132 se transporta a través del segundo conducto de alimentación 160 por medio de la bomba 162 y de la válvula de control de flujo 164 hasta la cámara de combustión 80.

35 **[0138]** La cámara de combustión 80 se alimenta por tanto con combustible por un segundo lote de combustible en buen estado y fiable, puesto que este combustible se ha utilizado sin problema durante un vuelo anterior o se ha probado específicamente en tierra.

[0139] En el caso en que el alternador principal 58 esté averiado, el alternador auxiliar 60, que se ha probado previamente durante el arranque de la aeronave 10, se utiliza para funcionar en generador de potencia eléctrica.

40 **[0140]** La rotación del árbol 50, generada por la combustión del segundo lote de combustible en la cámara 80 lleva a rotación conjunta el alternador auxiliar 60. Esto genera una cantidad mínima de potencia eléctrica suministrada a la red eléctrica 20 de la aeronave 10 por ejemplo comprendida entre 6 kW y 50 kW. Las funciones mínimas de control de vuelo y de instrumentación de la aeronave 10 se aseguran así para permitir a la aeronave 10 aterrizar.

45

[0141] Un reducido flujo de gas, representado por unas flechas en líneas discontinuas en la figura 8 puede circular entonces entre el compresor 54, la turbina 56, la cabina 24 y la bodega 28.

50 **[0142]** La figura 9 ilustra un modo de mantenimiento de la aeronave 10, realizado en tierra, en el cual el alternador principal 58 y/o el alternador auxiliar 60 son llevados a rotación a partir de la combustión de un combustible en la cámara de combustión 80 independiente del o de los motores 16A, 16B. Los alternadores 58, 60 se prueban especialmente en este modo para verificar su buen funcionamiento.

55 **[0143]** Una segunda aeronave 210 según la invención se ilustra por la figura 11. A diferencia de la primera aeronave 10, el conjunto rotativo 40 del sistema autónomo 22 consta, además del compresor principal 54, de un compresor auxiliar 212.

[0144] El conducto de transporte 96 consta así de un tramo anterior 214 que conecta el compresor principal 54 al compresor auxiliar 212 y un tramo posterior 216 que conecta el compresor auxiliar 212 al intercambiador

térmico anterior 72 y, a continuación, a la turbina fría 56.

[0145] El tramo anterior 214 está equipado con una válvula anterior 218 de alimentación del compresor auxiliar 212.

[0146] A diferencia de la primera aeronave 10, el conducto de derivación 100 de aire comprimido está solapado sobre el tramo anterior 214, más arriba de la válvula anterior 218. Una derivación de retorno 220 conecta la válvula 106 de control del conducto de derivación 100 al tramo posterior 216, para realizar una derivación alrededor del compresor posterior 212.

[0147] El conducto de derivación 102 está solapado sobre el tramo posterior 216, más abajo del compresor auxiliar 212 y más arriba del intercambiador anterior 72.

[0148] El sistema autónomo 22 de generación y de acondicionamiento es por otra parte análogo al de la primera aeronave 10.

[0149] El funcionamiento del sistema autónomo 22 de la segunda aeronave 210 difiere del funcionamiento del sistema autónomo 22 de la primera aeronave 10 en que la corriente de gas comprimido obtenida a la salida del compresor principal 54, pasa primero por el tramo anterior 214, a través de la válvula anterior 218 hasta el compresor auxiliar 212.

[0150] Una primera parte de la corriente de gas comprimido a una primera presión en el primer compresor 54 se deriva hacia la cámara de combustión 80 a través del conducto de derivación 100 y la válvula de control 106, más arriba del compresor auxiliar 212.

[0151] Una segunda parte de la corriente de gas comprimido se vuelve a comprimir a continuación en el compresor auxiliar 212 para alcanzar una presión superior a la presión del gas obtenido a la salida del compresor principal 54.

[0152] A continuación, el gas comprimido procedente del compresor auxiliar 212 está dirigido hacia la turbina fría 54 a través del intercambiador principal 72, el intercambiador térmico posterior 90, el condensador 92, el separador 94 y de nuevo el intercambiador térmico posterior 90 como se ha descrito anteriormente.

[0153] En una variante, el gas comprimido procedente del intercambiador anterior 72 se envía directamente en el recinto 14 por medio del conducto de derivación de gas comprimido 104 y de la válvula de control 114, sin pasar por la turbina fría 56.

[0154] Una tercera aeronave 230 según la invención se ilustra esquemáticamente por la figura 12.

[0155] La tercera aeronave 230 difiere de la segunda aeronave 210 en que el conjunto auxiliar de acondicionamiento 116 consta de un intercambiador térmico de reserva 232 que reemplaza el recalentador 120. El intercambiador 232 es apto para poner en contacto de intercambio térmico una corriente de gas caliente extraído en un motor 16A de propulsión de la aeronave con una corriente de aire exterior extraído a través de la toma de aire de reserva 118.

[0156] La corriente de aire exterior recalentada de este modo se conduce hacia el recinto 14 por un conducto 234 de conducción de aire frío de reserva equipado con una válvula de control 236 del flujo de aire frío de reserva.

[0157] Además, el conjunto auxiliar 116 consta de un conducto 238 de conducción de aire caliente procedente de un motor 16A de propulsión de la aeronave que desemboca en el recinto 14. El conducto 238 está equipado con una válvula 240 de control del flujo de aire caliente de reserva enviado hacia el recinto 14.

[0158] En caso de fallo del sistema autónomo 22, aire frío se extrae a través de la toma de aire de reserva 118. Este aire frío se recalienta parcialmente en el intercambiador de reserva 232, antes de ser transportador al menos parcialmente hacia el recinto 14 a través del conducto 234 y la válvula 236.

[0159] Aire caliente se puede suministrar igualmente para equilibrar la temperatura. Este aire caliente se extrae directamente en el motor de propulsión 16A de la aeronave y se transporta hacia el recinto 14 a través del conducto de conducción de aire caliente 238 y la válvula de control 240.

[0160] Una cuarta aeronave 250 según la invención se ilustra por la figura 13.

[0161] A diferencia de la segunda aeronave 210 según la invención, el conjunto rotativo 40 está desprovisto de compresor auxiliar.

[0162] El conjunto de generación 22 consta de un módulo intermedio de compresión 252 que consta de un compresor auxiliar 212 accionado de manera autónoma por un motor 254 independiente mecánicamente de la turbina de potencia 52 y de la rotación del árbol 50.

[0163] El motor auxiliar 254 es por ejemplo un motor eléctrico llevado a rotación por medio de una potencia eléctrica suministrada por la red eléctrica 20 de la aeronave 250. Como variante, el motor 254 se alimenta por un gas de combustión procedente de la cámara de combustión 80.

[0164] Como se ha descrito anteriormente, el conducto de transporte 96 comprende un tramo anterior 214 que se extiende entre la salida del compresor principal 54 y la entrada del compresor auxiliar 212 y un tramo posterior 216 que se extiende entre la salida del compresor auxiliar 212 y la entrada de la turbina fría 56.

[0165] En una variante ventajosa, un conducto de derivación 256 del compresor auxiliar 212 está equipado con una válvula de derivación 258 y conecta un punto más arriba del compresor auxiliar 212 con un punto situado más abajo del compresor auxiliar 212.

[0166] El funcionamiento de la cuarta aeronave 250 difiere del funcionamiento de la segunda aeronave 210 en que una potencia eléctrica se suministra al motor 254 por la red eléctrica 20 para llevar a rotación el compresor auxiliar 212 cuando el compresor principal 54 es llevado a rotación por el árbol 50 bajo el efecto de la rotación de la turbina de potencia 52.

[0167] En una variante, el compresor 54 se alimenta parcialmente por una corriente de gas procedente de un motor de propulsión 16A, 16B, además de la alimentación por el aire exterior procedente del conjunto anterior 42.

[0168] Gracias a la invención que se acaba de describir, es por tanto posible disponer de un sistema autónomo 22 de generación de potencia eléctrica y de acondicionamiento, que presenta una estructura compacta. El sistema autónomo 22 garantiza una independencia total entre el funcionamiento termodinámico del o de los motores de propulsión 16A, 16B de la aeronave, la generación eléctrica necesaria para los servicios de la aeronave y el acondicionamiento del gas presente en el recinto 14 de la aeronave.

[0169] Tal disposición reduce significativamente el peso y el volumen en la aeronave, garantizando un consumo mínimo de combustible.

[0170] La presencia de un dispositivo 18 de almacenamiento de carburante según la invención equipado con un depósito auxiliar que contiene un segundo lote de combustible distinto del primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A, 130B garantiza una ausencia de contaminación y una fuente de energía potencial para la aeronave, especialmente cuando los motores 16A, 16B de la aeronave no son aptos para propulsarla y generar suficiente energía eléctrica.

[0171] Cuando el dispositivo 18 se utiliza en combinación con un alternador auxiliar 60 que no se utiliza en condiciones normales de vuelo, pero que se prueba en cada inicio de vuelo, la aeronave dispone de un sistema autónomo 22 que es apto para producir de manera particularmente segura una potencia eléctrica de reserva que palia un defecto importante del o de los motores 16A, 16B de propulsión como se describe en el modo de pérdida de generación eléctrica principal ilustrado por la figura 8. Tal sistema podría sustituir a un dispositivo clásico de producción de energía de reserva de tipo eólica de reserva o «Ram Air Turbine». Este sistema 22 presenta una fiabilidad significativamente mejorada con respecto a un sistema RAT que comprende un sistema de aerogenerador.

[0172] En una variante representada en la figura 14, el conjunto anterior 42 de suministro de aire consta de una derivación de alimentación auxiliar 70D de circulación de aire exterior hacia el intercambiador térmico anterior 72. La derivación 70D de alimentación auxiliar se solapa más arriba del intercambiador térmico anterior 72 sobre el conducto anterior 74. Atraviesa el intercambiador térmico anterior 72. Consta, más arriba o más abajo del intercambiador térmico anterior 72, de un órgano móvil de accionamiento de aire exterior, tal como una hélice 70E. La hélice 70E está alimentada eléctricamente por la red eléctrica del avión 20.

[0173] Esta disposición suministra una cantidad suficiente de aire exterior en circulación a través del intercambiador 72, especialmente cuando la aeronave 10 está parada o en tierra.

5 **[0174]** En esta disposición, un conducto adicional de derivación 70F puede estar previsto sobre el conducto 74, para rodear el intercambiador térmico 72 y alimentar directamente el compresor 54.

[0175] En unas variantes, el sistema 22 está desprovisto de conducto 76, de conducto 102, de conducto 105 o de derivación de retorno 220. Puede estar desprovisto también de conjunto auxiliar 116.

10

[0176] Por «conducto», se entiende generalmente en el sentido de la presente invención, todo elemento hueco apto para transportar un fluido entre dos puntos y no necesariamente un elemento tubular.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de acondicionamiento de una aeronave, que comprende la etapa siguiente:

5 - suministro de un sistema autónomo (22) de generación de potencia y de acondicionamiento, que comprende:

- * un árbol rotativo (50);
- * un compresor (54) montado incorporado al árbol rotativo (50);
- * una turbina de potencia (52) apta para llevar a rotación al árbol rotativo (50);
- 10 * una turbina fría de distensión (56) llevada a rotación por el árbol rotativo (50) y alimentada con un gas comprimido procedente del compresor (54);
- * un conjunto anterior de suministro (42) de aire exterior a la aeronave que no haya pasado por un motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave, estando el conjunto anterior de suministro (42) conectado a una entrada del compresor (54),
- 15 * un alternador principal (58) conectado mecánicamente al árbol rotativo (50) y
- * un alternador secundario (60) distinto del alternador principal (58), estando el alternador secundario (60) conectado mecánicamente al árbol rotativo (50); constando el procedimiento de las etapas siguientes:

- activación de la turbina de potencia (52) para llevar a rotación el árbol rotativo (50);

- accionamiento en rotación conjunta del compresor (54) y de la turbina de distensión (56);

- alimentación del compresor de aire exterior a la aeronave que no haya pasado por un motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave,

constando la etapa de activación de una etapa de puesta en marcha del sistema autónomo (22), en la cual una red eléctrica (20) de la aeronave que comprende unas baterías está conectada eléctricamente al alternador secundario (60) para alimentar este alternador (60) y hacerlo funcionar en motor, después una etapa de desactivación del alternador secundario (60) cuando la turbina de potencia (52) lleve a rotación de manera autónoma al árbol (50) y durante la rotación del árbol (50), funcionando el alternador principal (58) en generador y suministrando potencia eléctrica a la red eléctrica (20) de la aeronave.

2. Procedimiento según la reivindicación 1, **caracterizado porque** el sistema (22) consta de una cámara de combustión (80), comprendiendo el procedimiento las etapas siguientes:

- activación de la cámara de combustión (80) para producir un gas de combustión;
- alimentación de la turbina de potencia (52) con el gas de combustión;
- extracción de al menos una parte del gas comprimido procedente del compresor (52) para alimentar la cámara de combustión (80).

3. Aeronave que consta de:

- un sistema (22) autónomo de generación de potencia y de acondicionamiento, comprendiendo el sistema (22):

- * un árbol rotativo (50);
- * un compresor (54) montado incorporado al árbol rotativo (50);
- * una turbina de potencia (52) apta para llevar a rotación al árbol rotativo (50);
- * una turbina fría de distensión (56) llevada a rotación por el árbol rotativo (50) y alimentada con un gas comprimido procedente del compresor (54);

constando el sistema (22) de:

* un conjunto anterior de suministro (42) de aire exterior a la aeronave que no haya pasado por un motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave, estando el conjunto anterior de suministro (42) conectado a una entrada del compresor (54), y

* un alternador principal (58) conectado mecánicamente al árbol rotativo (50) y

* un alternador secundario (60) distinto del alternador principal (58), estando el alternador secundario (60) conectado mecánicamente al árbol rotativo (50);

constando la aeronave de:

- un dispositivo (18) de almacenamiento de combustible;

5 - una red eléctrica (20) que comprende unas baterías;

- un medio de puesta en marcha del sistema autónomo (22), apropiado para conectar eléctricamente la red eléctrica (20) al alternador secundario (60) para alimentar este alternador (60) y hacerlo funcionar en motor,

10 - un medio de desactivación del alternador secundario (60) cuando la turbina de potencia (52) lleva a rotación de manera autónoma el árbol (50), siendo el alternador principal (58) apropiado para funcionar en generador y para suministrar potencia eléctrica a la red eléctrica (20) de la aeronave durante la rotación del árbol (50).

4. Aeronave según la reivindicación 3, **caracterizada porque** el dispositivo de almacenamiento (18)
15 consta de:

- al menos un depósito principal (130A, 130B), estando destinado el o cada depósito principal (130A, 130B) a contener un primer lote de combustible;

20 - al menos un conducto (144C, 144D) de alimentación de un motor (16A, 16B) de propulsión de la aeronave con el primer lote de combustible contenido en el depósito principal (130A, 130B);

- al menos un depósito auxiliar (132), destinado a contener un segundo lote de combustible distinto del primer lote de combustible, estando conectado el depósito auxiliar (132) al depósito principal (130A, 130B), constando el
25 dispositivo (18) de un conducto (160) de conducción del segundo lote de combustible contenido en el depósito auxiliar (132) hacia una cámara de combustión (80) de la aeronave independiente del o de cada motor (16A, 16B) de la aeronave.

5. Aeronave según una de las reivindicaciones 3 ó 4, **caracterizada porque** el sistema (22) consta de
30 una cámara de combustión (80), independiente del o de cada motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave, comprendiendo el sistema (22) un canal de alimentación (82) de la turbina de potencia (52) de al menos un gas de combustión procedente de la cámara de combustión (80).

6. Aeronave según la reivindicación 5, **caracterizada porque** el sistema (22) consta de un conducto
35 (100) de extracción de un gas comprimido procedente del compresor (54) que desemboca en la cámara de combustión (80).

7. Aeronave según la reivindicación 6, **caracterizada porque** el sistema (22) consta de un compresor
40 auxiliar (212) dispuesto más abajo del compresor (54) y más arriba de la turbina fría (56) para recibir al menos una parte del gas comprimido procedente del compresor (54), estando solapado el conducto de extracción (100) entre el compresor (54) y el compresor auxiliar (212) más arriba del compresor auxiliar (212).

8. Aeronave según la reivindicación 7, **caracterizada porque** el compresor auxiliar (212) es llevado a
45 rotación por el árbol rotativo (50).

9. Aeronave según la reivindicación 8, **caracterizada porque** el compresor auxiliar (212) está dispuesto
a distancia del árbol rotativo (50), constando el sistema (22) de un motor auxiliar (254) de accionamiento en rotación del compresor auxiliar (212), ventajosamente un motor eléctrico llevado a rotación por una potencia eléctrica
50 suministrada por una red eléctrica (20) de la aeronave.

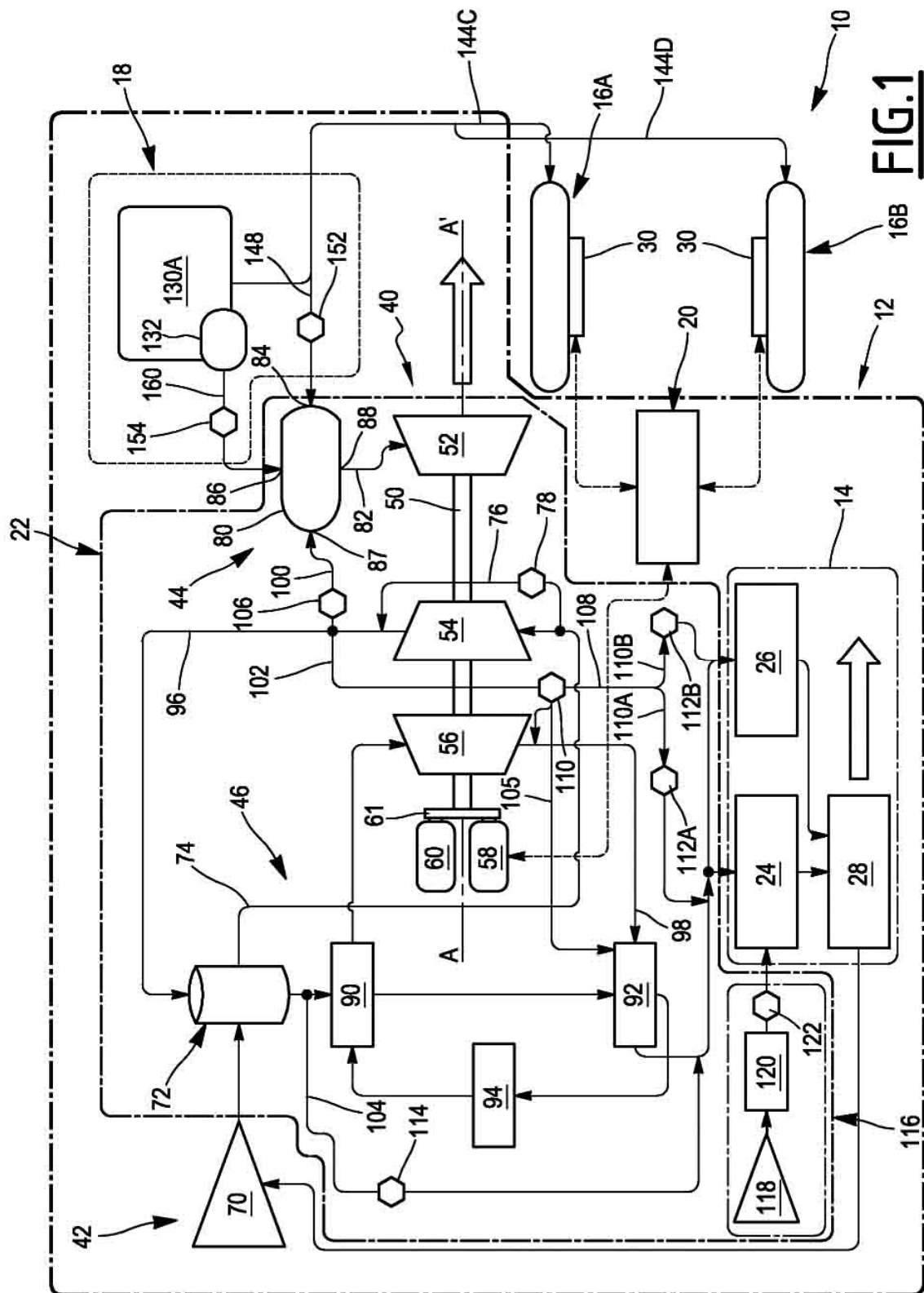
10. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones de 3 a 9, **caracterizada porque** el conjunto de
suministro (42) consta de un intercambiador térmico anterior (72) apropiado para colocar en relación de intercambio térmico el aire exterior a la aeronave que no haya pasado por un motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave con
al menos una parte del gas comprimido procedente del compresor (54).
55

11. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones de 3 a 10, **caracterizada porque** el sistema (22)
consta de un intercambiador térmico posterior (90), un condensador (92) y un separador (96) aptos para recibir al menos una parte del gas comprimido procedente del compresor (54), para producir un gas comprimido destinado a
ser introducido en la turbina fría (56), siendo el condensador (92) apropiado para colocar en relación de intercambio

térmico un gas descomprimido refrigerado procedente de la turbina fría (56) con un gas comprimido procedente del intercambiador térmico posterior (90).

12. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones de 3 a 11, **caracterizada porque** el sistema (22)
5 consta al menos de un conducto (98) de distribución de un gas descomprimido procedente de la turbina fría (56) hacia un recinto (16) de la aeronave destinado a ser acondicionado.

13. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones de 3 a 12, **caracterizada porque** el sistema (22)
consta de un órgano (61) de transmisión del movimiento rotativo del árbol rotativo (50), conectado mecánicamente al
10 árbol rotativo (50) ventajosamente un reductor de velocidad.



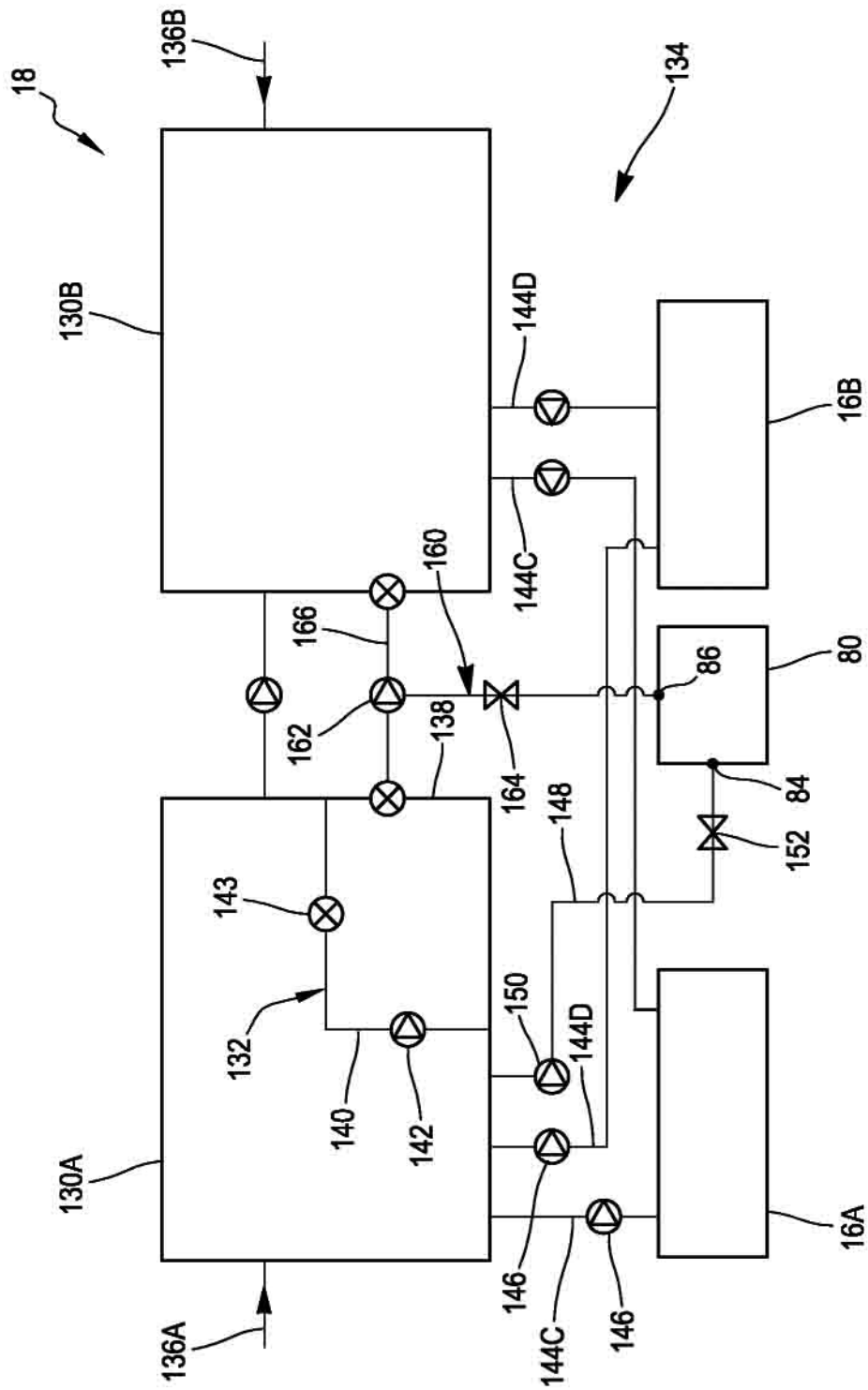


FIG. 2

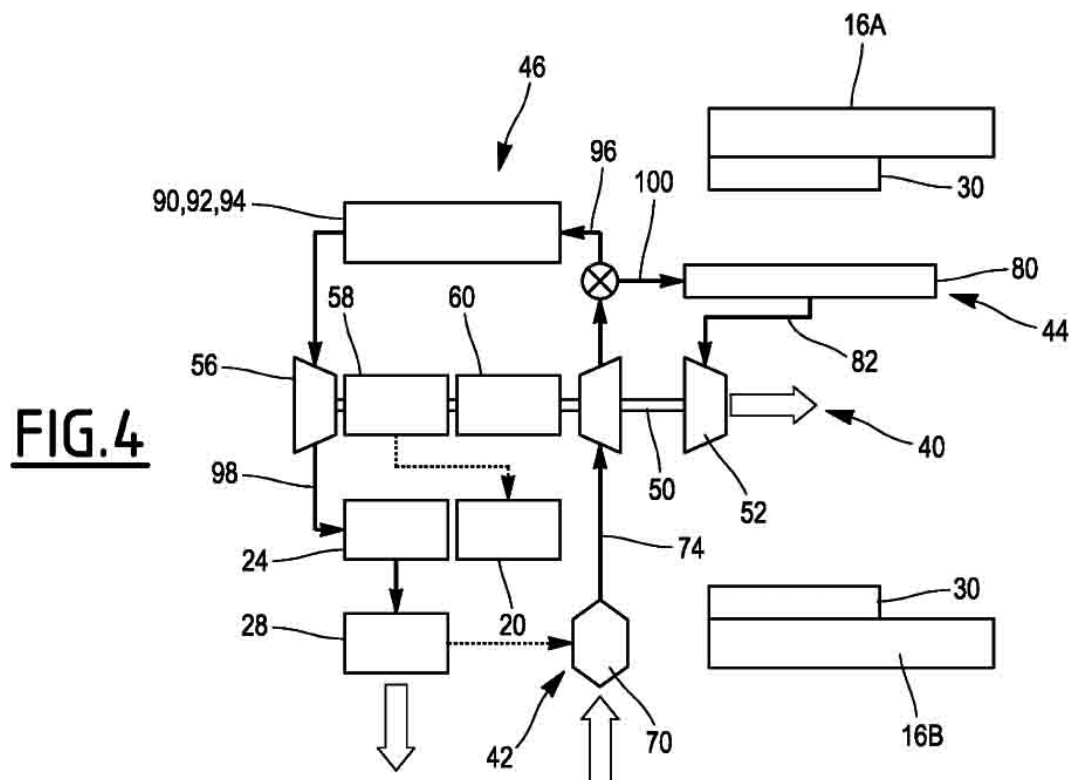
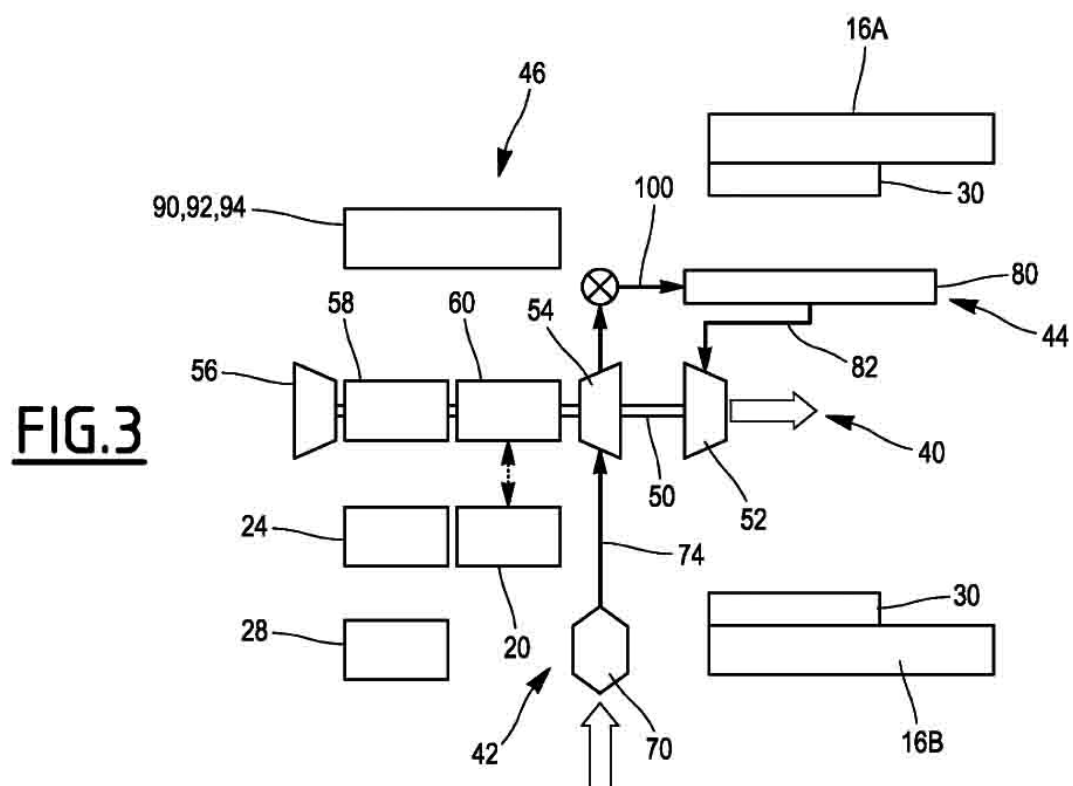


FIG.5

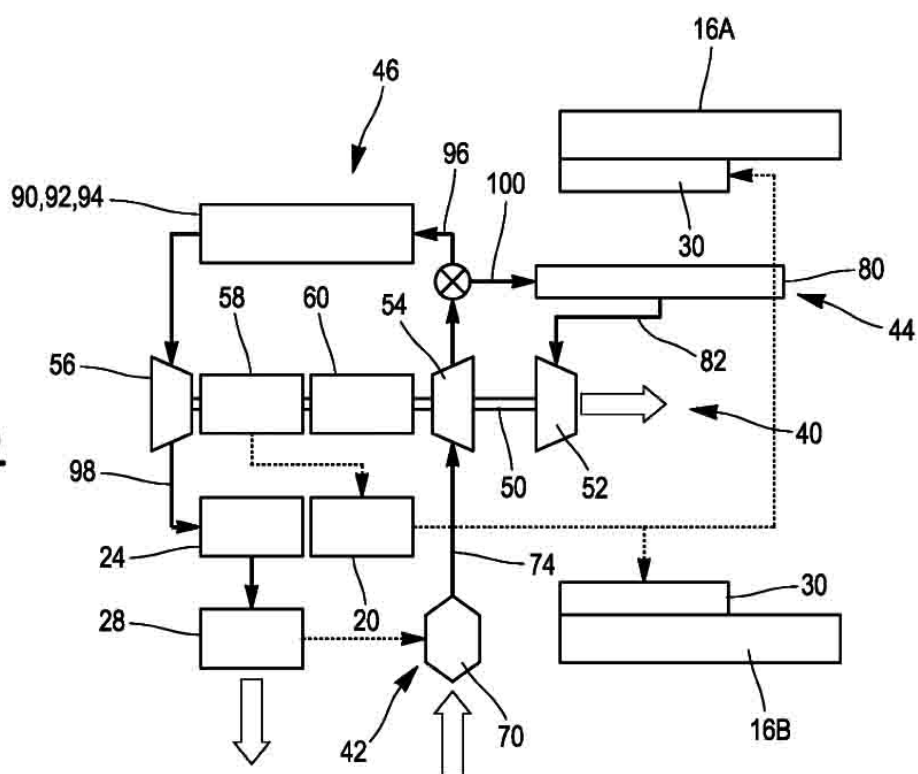
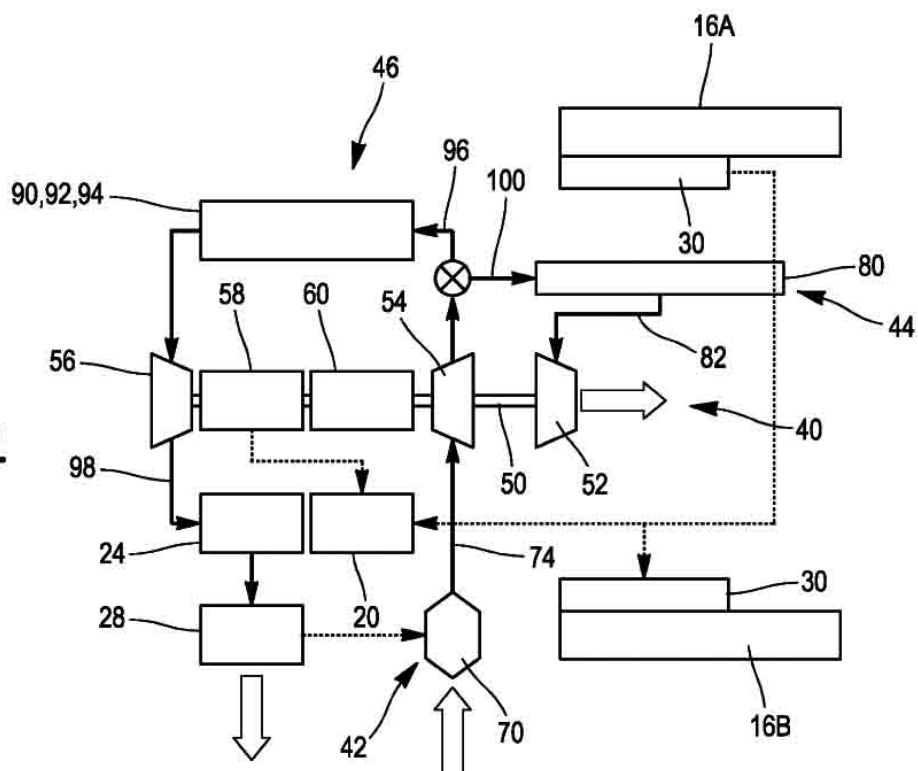


FIG.6



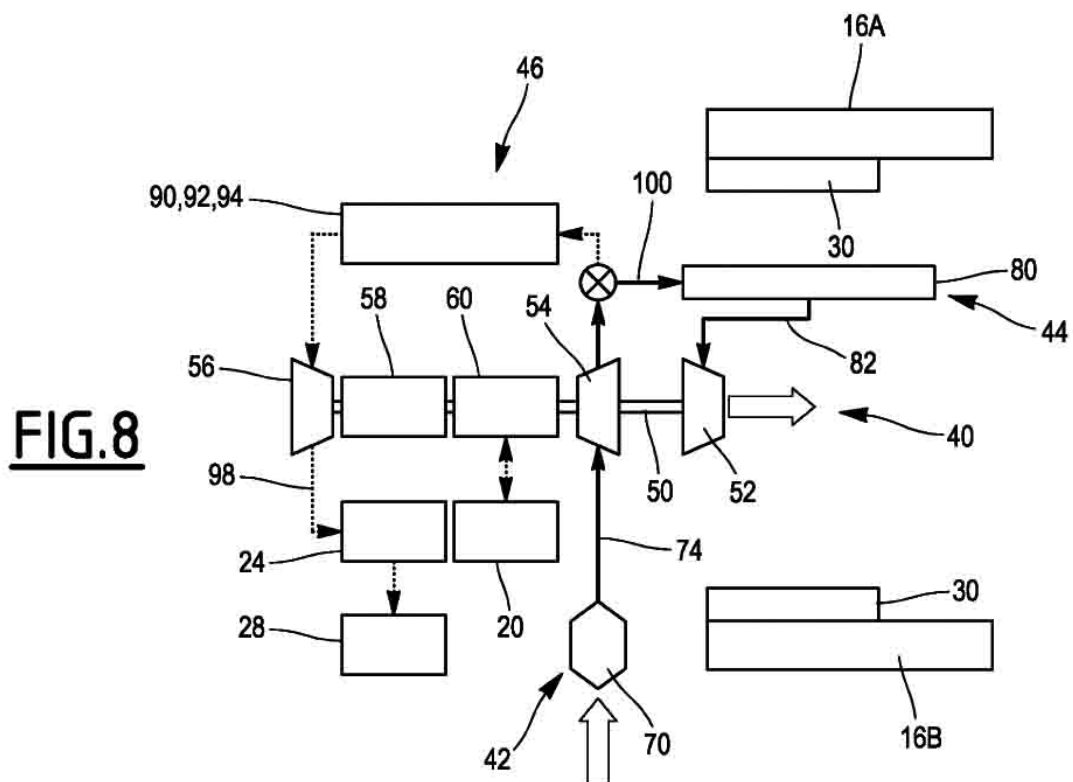
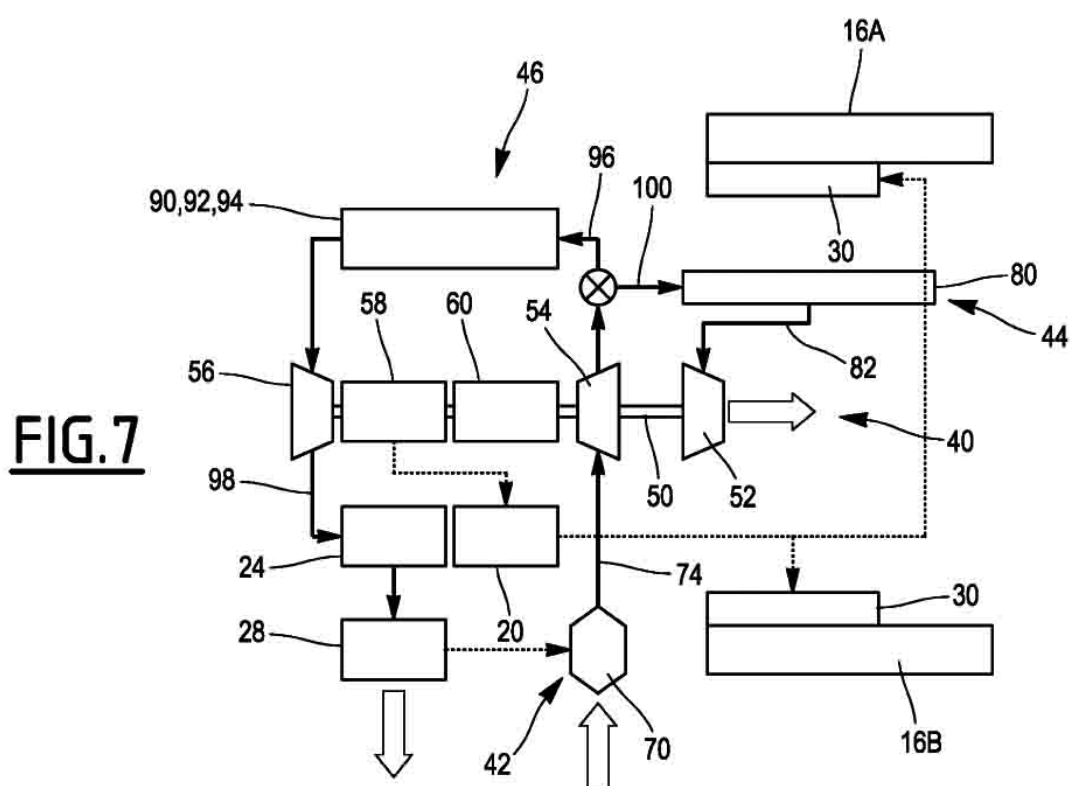


FIG.9

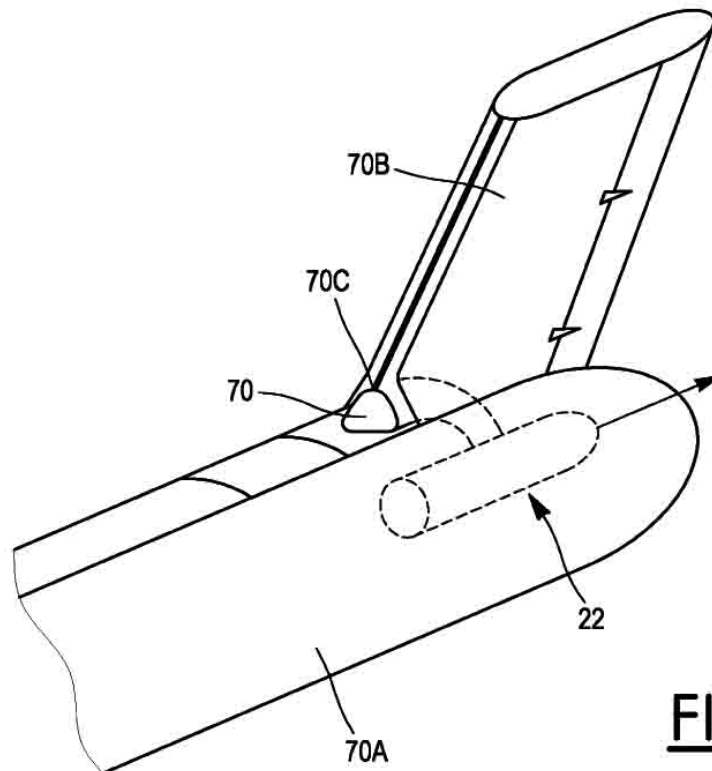
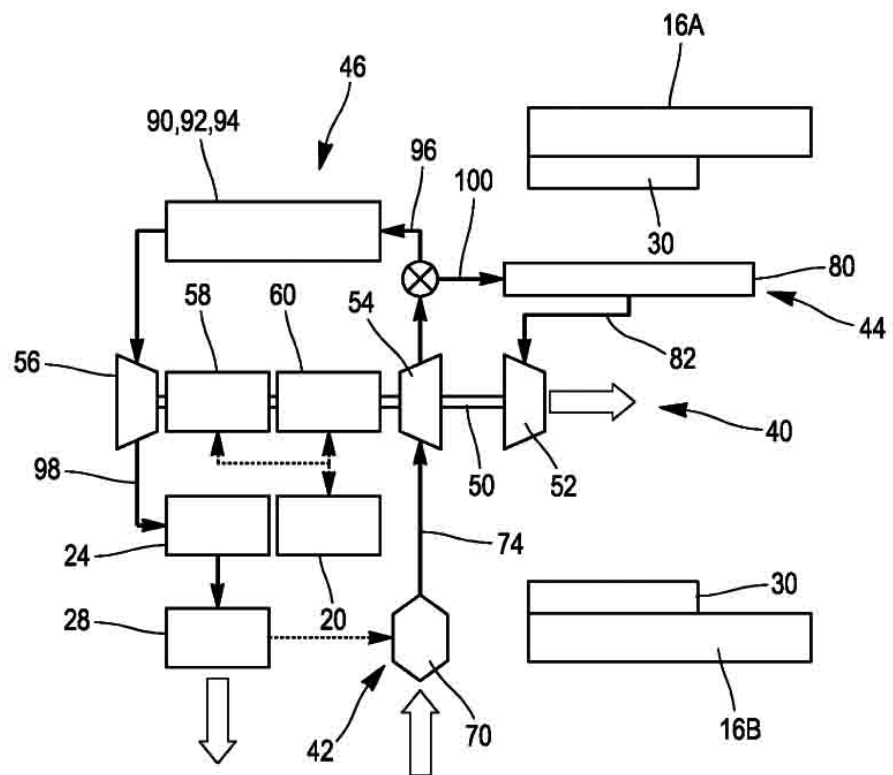
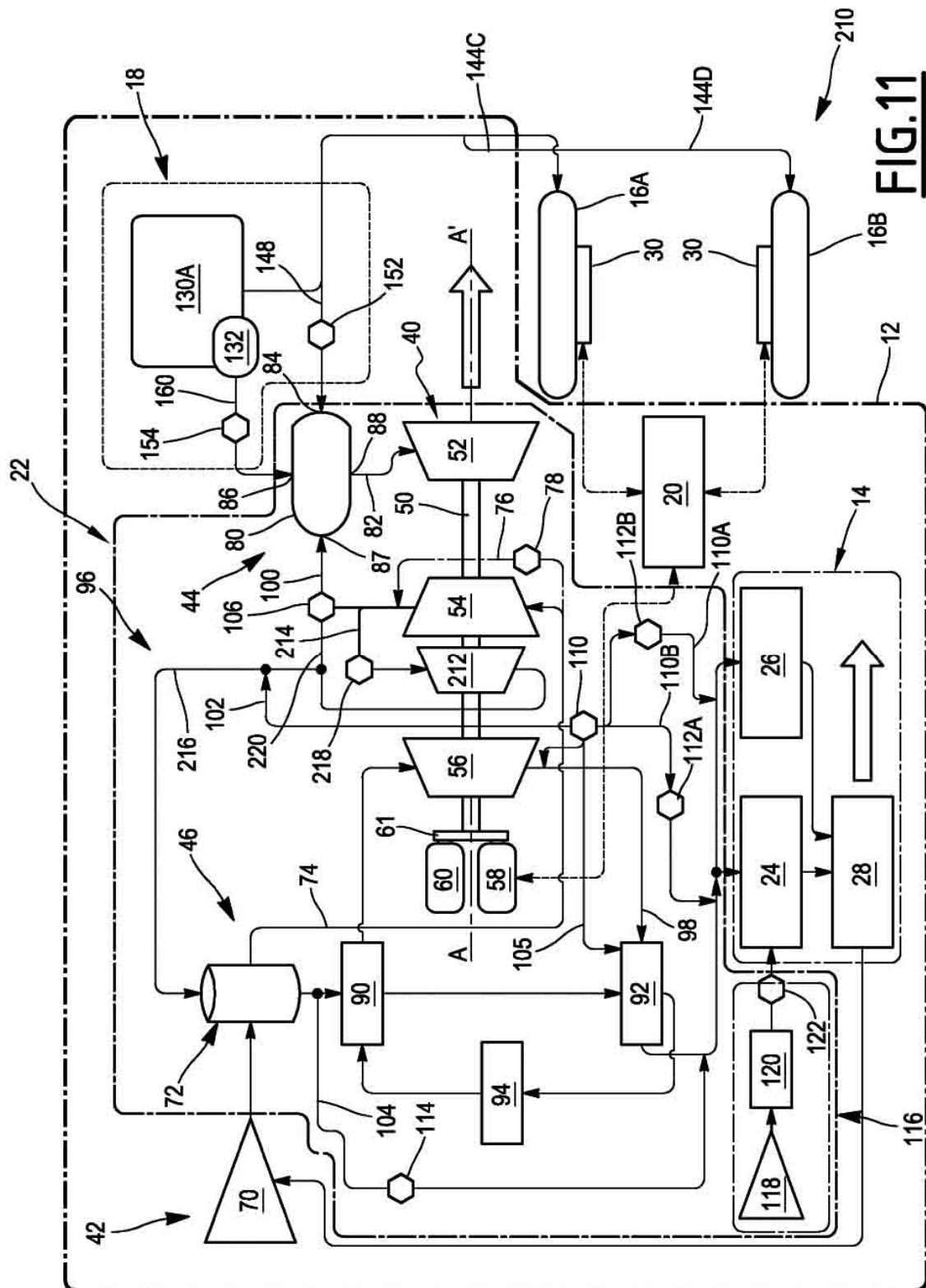
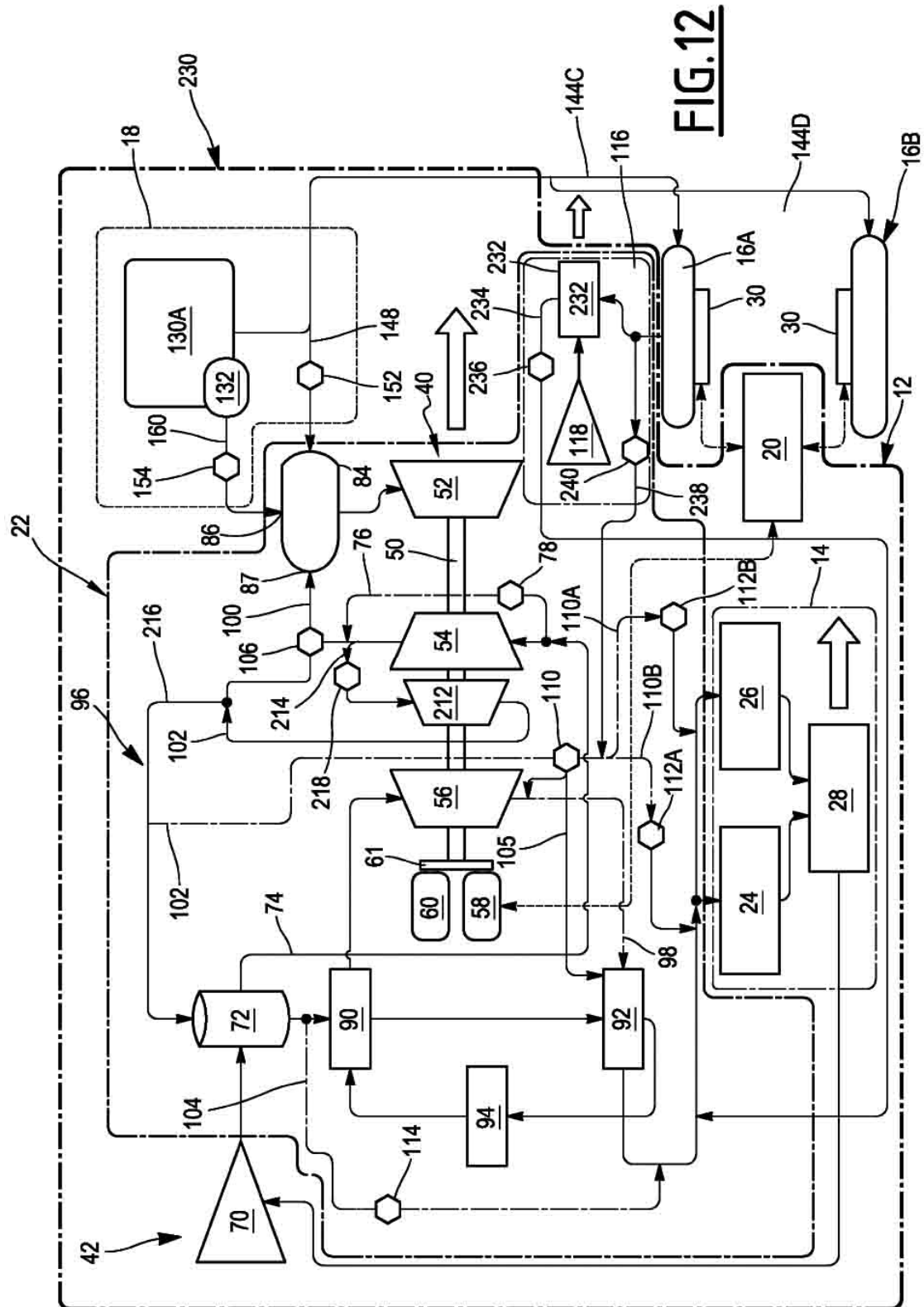
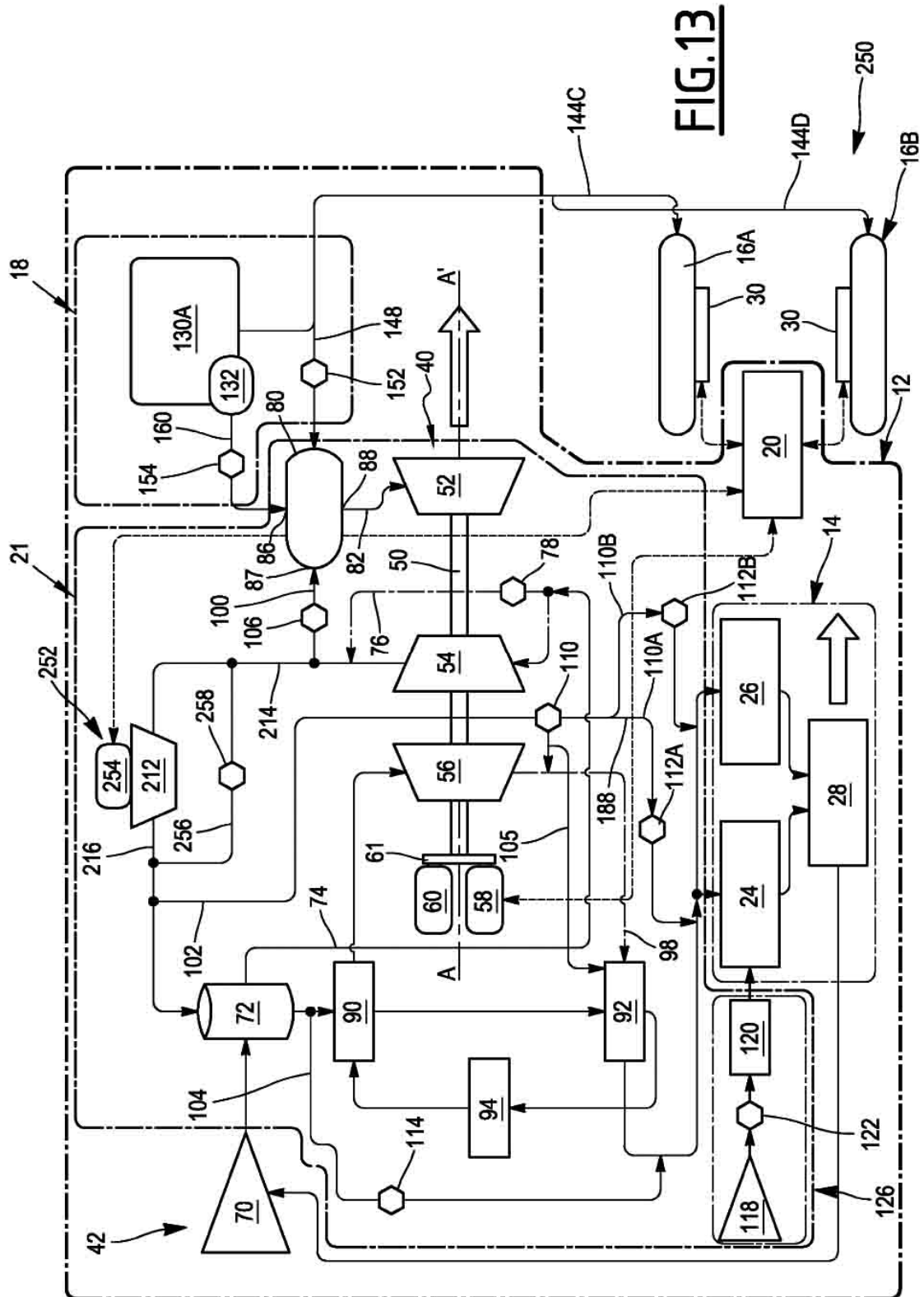


FIG.10







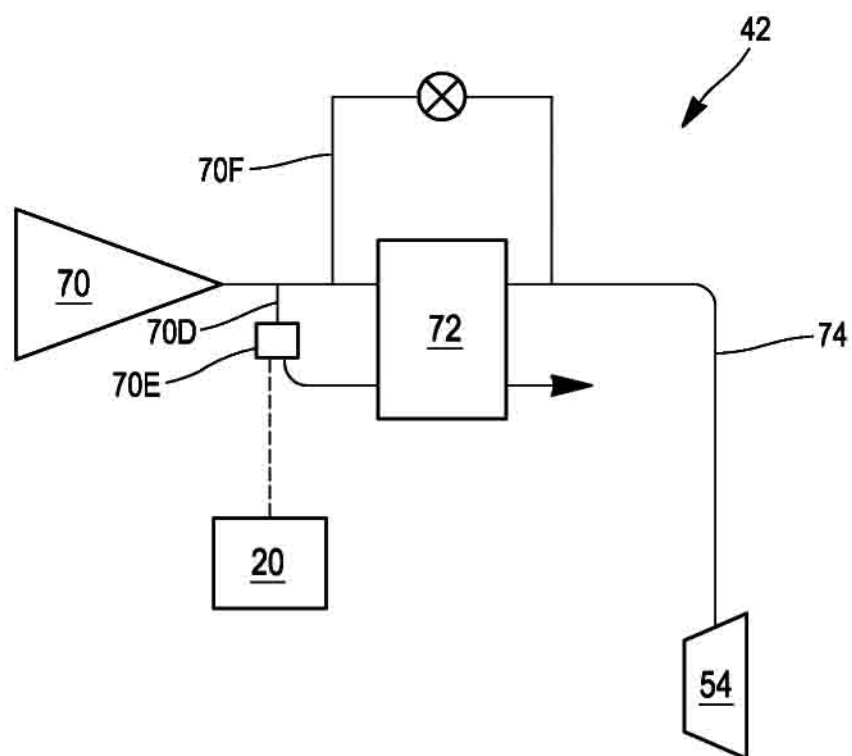


FIG.14