

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 640 974**

51 Int. Cl.:

B64D 37/02 (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 12168042 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.08.2017** **EP 2524871**

54 Título: **Sistema autónomo de generación de potencia eléctrica para aeronave y método de gestión asociado**

30 Prioridad:

18.05.2011 FR 1101512

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

07.11.2017

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:

SALVA FERRER, Joan

ES 2 640 974 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 para aeronave y método de gestión asociado

- 5 **[0001]** La presente invención se refiere a un sistema autónomo de generación de potencia eléctrica para una aeronave, según el preámbulo de la reivindicación 1.
- [0002]** Tal sistema está destinado a ser utilizado especialmente en una aeronave civil, tal como un avión de transporte de pasajeros y/o de flete, o incluso en cualquier otro objeto volante.
- 10 **[0003]** De manera conocida, el carburante destinado a la propulsión de los motores de una aeronave se contiene en uno o varios depósitos principales distribuidos en la aeronave y conectados entre sí por unos sistemas de transferencia de este carburante. Cada uno de los depósitos principales está conectado además a cada motor de la aeronave para distribuir el combustible presente en el depósito que permite al motor propulsar la aeronave.
- 15 **[0004]** El o los motores están equipados generalmente con sistemas de generación de potencia eléctrica que permiten alimentar eléctricamente los diferentes equipos y sistemas que componen la aeronave.
- [0005]** No obstante, en caso de fallo de generación de potencia eléctrica principal, por ejemplo en caso de fallo total de los motores, es necesario que una cantidad mínima de potencia eléctrica se genere en el aparato, a fin de conservar unas funcionalidades críticas para volver a llevar el aparato al suelo. Estas funcionalidades son por ejemplo el control de los calculadores y la alimentación de los instrumentos necesarios para el pilotaje del aparato hacia el suelo.
- 20 **[0006]** En el caso de un fallo de generación de potencia eléctrica principal, el combustible contenido en los depósitos principales es susceptible de ser cuestionado, especialmente si este combustible ha sido contaminado o no presenta una calidad adecuada para permitir su combustión en los motores.
- [0007]** Como consecuencia, por razones de eliminación de las causas de averías, las aeronaves del estado de la técnica deben disponer de una fuente de potencia eléctrica independiente del combustible presente en el depósito principal para paliar el fallo de este combustible.
- 30 **[0008]** En este marco, las normas actuales sobre las aeronaves civiles imponen que la aeronave disponga de un dispositivo de producción de energía de emergencia con un aerogenerador de emergencia, designado por el término inglés «Run Air Turbine» o «RAT». Tal dispositivo está conectado a una bomba hidráulica y/o a un alternador. Constituye una fuente de energía de emergencia en una aeronave, que es totalmente independiente del carburante llevado por la aeronave.
- 35 **[0009]** El aerogenerador se dimensiona para producir las necesidades de extremo de emergencia de la aeronave.
- [0010]** Este aerogenerador se repliega en funcionamiento normal. Se despliega a partir de la carlinga durante una pérdida total de generación eléctrica principal.
- 45 **[0011]** La fiabilidad de tal sistema auxiliar de emergencia se puede aumentar al máximo, pero sigue siendo dependiente de la fiabilidad mecánica del sistema de despliegue.
- [0012]** El documento US 5,321,945 describe un dispositivo de almacenamiento de combustible ahorcado a un sistema de generación de potencia auxiliar para una aeronave.
- 50 **[0013]** Un objetivo de la invención es obtener un dispositivo de almacenamiento de carburante en la aeronave que aumente la fiabilidad del sistema de emergencia de la aeronave, especialmente durante un evento que necesite generar una potencia eléctrica de emergencia.
- 55 **[0014]** A tal efecto, la invención tiene como objeto un sistema según la reivindicación 1.
- [0015]** El sistema según la invención puede comprender una o varias de las características de las reivindicaciones de 2 a 10. La invención tiene igualmente como objeto un método de gestión del combustible en una aeronave según la reivindicación 11. El método según la invención puede comprender una o varias de las

características de las reivindicaciones de 12 a 14. 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 que:

- 5 - la figura 1 es un esquema sinóptico funcional de una primera aeronave según la invención, provisto de un sistema autónomo de generación de potencia y de acondicionamiento, alimentado por un dispositivo de almacenamiento de combustible según la invención;
- la figura 2 es un esquema sinóptico funcional del dispositivo de almacenamiento de combustible según la invención;
- 10 - la figura 3 es un esquema sinóptico funcional que representa el conjunto autónomo de generación en una primera fase de funcionamiento en el suelo;
- la figura 4 es una vista análoga a la figura 3 durante una segunda fase de funcionamiento en el suelo;
 - 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;
- 15 - la figura 7 es una vista análoga a la figura 6 durante el reinicio de un motor;
- la figura 8 es una vista análoga a la figura 7 durante una extinción de los motores;
 - 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;
- 20 - 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.
- 25 **[0016]** En lo sucesivo, los términos «anterior» y «posterior» se entienden generalmente con respecto al sentido normal de circulación de un fluido.
- [0017]** Una primera aeronave 10 según la invención se ilustra esquemáticamente por la figura 1.
- 30 **[0018]** 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.
- [0019]** 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.
- 35 **[0020]** El recinto 14 consta de una cabina 24 destinada a transportar unos pasajeros y/o unas mercancías, una cabina de vuelo 26, destinada a transportar una tripulación que pilota la aeronave 10 y una bodega 28 destinada a transportar maletas y/o mercancías y/o unos equipos funcionales de la aeronave.
- 40 **[0021]** Los pasajeros, las maletas, las mercancías y/o los equipos funcionales deben ser transportados en efecto en unas condiciones definidas de temperatura, de presión y de higrometría.
- [0022]** El gas presente en el recinto 14 es acondicionado por el sistema autónomo 22 para presentar una temperatura y una presión controlada, independiente de la temperatura y de la presión que imperan en el exterior de la aeronave 10.
- 45 **[0023]** Generalmente, la temperatura del gas presente en el recinto 14 se mantiene en consigna usualmente comprendida 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.
- 50 **[0024]** 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.
- 55 **[0025]** 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.
- [0026]** En este ejemplo, cada motor 16A, 16B es un turbo-reactor que comprende una turbina accionada en rotación por la combustión de un combustible líquido (tal como el queroseno) para generar un empuje.

- [0027]** Cada motor 16A, 16B está equipado con un elemento 30. En el caso de un motor de arranque eléctrico, este elemento es un alerno-arrancador de generación principal que, cuando se alimenta eléctricamente, es apto para accionar en rotación el motor para asegurar 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 16A, 16B está activo.
- [0028]** La red eléctrica 20 está destinada a alimentar eléctricamente los conjuntos funcionales de la aeronave 10.
- [0029]** La red eléctrica 20 alimenta especialmente un calculador, especialmente de control de vuelo, unas bombas, unos instrumentos de navegación y servicios presentes en la cabina de vuelo 26 y en la cabina 24.
- [0030]** 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 (alerno-arrancadores o generadores), por ejemplo cuando los motores 16A, 16B están parados.
- [0031]** El sistema autónomo 22 está destinado además a acondicionar el gas presente en el recinto 14, especialmente suministrando un gas comprimido refrigerado.
- [0032]** 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.
- [0033]** El conjunto 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 en el árbol rotativo 50.
- [0034]** El conjunto rotativo 40 consta además de un alternador principal 58 y ventajosamente, un alternador auxiliar 60, estando los alternadores 58, 60 conectados mecánicamente al árbol rotativo 50 por un órgano de transmisión 61 del movimiento rotativo del árbol.
- [0035]** El órgano de transmisión 61 es por ejemplo un modificador de velocidad de rotación apropiado para accionar cada alternador 58, 60 a una velocidad de rotación distinta de la del árbol 50, tal como un reductor.
- [0036]** Como variante, al menos un alternador 58, 60 se lleva directamente sobre el árbol 50.
- [0037]** Como se verá con detalle más abajo, el conjunto rotativo 40 está destinado a ser accionado 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.
- [0038]** 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 haya transitado por un motor 16A, 16B de propulsión de la aeronave 10.
- [0039]** 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.
- [0040]** 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 el aire exterior a la aeronave 10.
- [0041]** 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.
- [0042]** Como variante, (no representada) la toma 70 es una toma de aire que sobresale con respecto al fuselaje.
- [0043]** 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.

5 **[0044]** 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 asegurar la propulsión de la aeronave.

10 **[0045]** Además, el aire exterior captado al nivel de la toma 70 no se utiliza para generar una fuerza de empuje sobre la aeronave.

[0046] En la figura 1, un primer conducto de desviación 76 de aire exterior se perfora sobre el conducto de conducción de aire 74 más abajo del intercambiador 72 y más arriba del compresor 54, para suministrar el aire exterior extraído por la toma de aire 70 más abajo del compresor 54, sin pasar por este.

15 **[0047]** El primer conducto de derivación 76 está provisto de una válvula 78 de derivación del compresor 54.

[0048] El conducto 76 está destinado a oponerse al fenómeno de bombeo en el compresor 54.

20 **[0049]** 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.

25 **[0050]** 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.

30 **[0051]** La cámara 80 presenta una entrada 87 de conducción de aire comprimido procedente del compresor 54 y una salida 88 de gas de combustión sobre la que está conectado el canal de alimentación 82.

[0052] 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.

35 **[0053]** La cámara de combustión 80 no es apta en cambio 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.

40 **[0054]** En particular, los gases de combustión producidos en la cámara de combustión 80 no están destinados ni son aptos para accionar en rotación una turbina de un motor de propulsión 16A, 16B.

45 **[0055]** 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, después de nuevo a través del recalentador 90, antes de llegar a la turbina fría 56.

[0056] El conjunto posterior 46 consta además de un conducto 98 de distribución de gas frío distendido, que conecta una salida de la turbina 56 con el recinto 14, a través del condensador 92.

50 **[0057]** El conjunto posterior 46 consta además de un conducto de derivación 100 de aire comprimido para la alimentación de la cámara de combustión 80.

55 **[0058]** 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.

[0059] 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.

- [0060]** 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.
- 5 **[0061]** 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 a la salida del intercambiador térmico 72.
- 10 **[0062]** El condensador 92 es apropiado para poner en contacto de intercambio térmico el gas frío distendido procedente de la turbina 56 con el gas comprimido procedente del intercambiador térmico posterior 90 para refrigerar y eventualmente condensar parcialmente el gas comprimido.
- 15 **[0063]** 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.
- [0064]** El conducto de derivación 100 de aire comprimido se perfora 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.
- 20 **[0065]** El conducto de derivación directa 102 consta de un tramo anterior común 108 provisto de 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 provisto de una válvula 112A, 112B de control del flujo inyectado.
- 25 **[0066]** El conducto de derivación 104 de gas comprimido se perfora más arriba sobre el conducto de transporte 96 entre el intercambiador térmico anterior 72 y el intercambiador térmico posterior 90. Desemboca más abajo sobre el conducto de distribución 98, más abajo del condensador 92. Está provisto de una válvula de control 114 del flujo de gas comprimido derivado.
- 30 **[0067]** 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 emergencia.
- 35 **[0068]** Este conjunto auxiliar 116 comprende una toma de aire de emergencia 118, un recalentador de emergencia 120 y una válvula de ventilación de emergencia 122 que desemboca en el recinto 14.
- [0069]** La toma de aire de emergencia 118 es independiente y es distinta de la toma de aire 70. El recalentador de emergencia 120 es independiente de la cámara de combustión 80 y de los motores 16A, 16B. El recalentador 120 es ventajosamente un recalentador eléctrico alimentado eléctricamente por la red 20.
- 40 **[0070]** 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.
- 45 **[0071]** 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 en vista de la propulsión del avión.
- 50 **[0072]** Cada depósito principal 130A, 130B está destinado igualmente a alimentar, en modo normal de funcionamiento, la cámara de combustión 80.
- 55 **[0073]** Cuando varios depósitos principales 130A, 130B están presentes, los depósitos 130A, 130B están conectados entre sí para permitir el equilibrado de la cantidad de combustible en los diferentes depósitos 130A, 130B durante las fases de vuelo.

[0074] Cada depósito 130A, 130B está provisto de una entrada 136A, 136B de alimentación en un primer lote de combustible nuevo, estando destinada la entrada 136A, 136B al llenado del depósito 130A, 130B entre dos vuelos.

5 **[0075]** 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.

10 **[0076]** Cuando se utiliza un segundo vehículo de llenado, el segundo lote de combustible se puede filtrar previamente y/o probar para verificar su calidad y su fiabilidad.

[0077] 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.

[0078] El volumen del depósito auxiliar 132 es inferior al 15% del volumen del depósito principal 130A.

20 **[0079]** 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.

[0080] Una válvula 143 de sobrepresión conecta igualmente el depósito auxiliar 132 al depósito principal 130A.

25 **[0081]** 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.

30 **[0082]** 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.

[0083] 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 conectado al primer reactor 16A por un primer conducto de alimentación 144C y al segundo reactor 16B por un segundo conducto de alimentación 144D.

40 **[0084]** Cada uno de los conductos 144C, 144D de alimentación está provisto de medios de bombeo 146 del primer lote de combustible.

[0085] 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 destinada para transportar en la cámara 80 el primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A. Este conducto 148 está provisto de una bomba 150 y de 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.

45 **[0086]** Según la invención, el distribuidor 134 consta además de un segundo conducto de conducción 160 de combustible en la cámara de combustión 80 destinada a transportar el segundo lote de combustible presente en el depósito auxiliar 132.

[0087] 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.

55 **[0088]** El segundo conducto 160 está provisto de una bomba auxiliar de emergencia 162 y de 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.

- 5 **[0089]** Para asegurar la renovación del lote de carburante contenido en el depósito auxiliar 132, un perforado de vaciado 166 está previsto en el segundo conducto de conducción 160, más abajo de la bomba 162. Este perforado de vaciado 166 está dirigido por ejemplo hacia un vaciado externo de la aeronave 10 o hacia un depósito principal 130B.
- 10 **[0090]** 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.
- [0091]** Durante el primer llenado de los depósitos, antes de un vuelo de la aeronave 10, el depósito principal 130A, 130B se llena con un primer lote de combustible por la entrada 136A, 136B.
- 15 **[0092]** El depósito secundario 132 se llena con un segundo lote de combustible procedente de una fuente distinta del primer lote de combustible suministrado en el depósito principal 130A, 130B. Así, dos vehículos de llenado de carburante distintos que contienen respectivamente el primer lote de combustible y el segundo lote de combustible se utilizan generalmente. El segundo lote de combustible puede ser filtrado previamente y/o probado para verificar su integridad y su fiabilidad.
- 20 **[0093]** Durante el vuelo, el primer lote de combustible se utiliza para alimentar los motores 16A, 16B en vista de la propulsión de la aeronave, a través de los conductos de alimentación 144A, 144B.
- [0094]** Una vez que la aeronave 10 ha aterrizado y antes de un vuelo posterior de la aeronave 10, una parte del primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A se transporta 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 el perforado de vaciado 166.
- 25 **[0095]** El primer lote de combustible utilizado 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.
- 30 **[0096]** Después, el depósito principal 130A se llena de nuevo con un nuevo primer lote de combustible.
- [0097]** Este método de llenado garantiza que combustible fiable está siempre presente en el depósito auxiliar 132. Esto garantiza que la cámara de combustión 80 se puede alimentar de combustible fiable en caso de urgencia, como se va a describir más abajo.
- 35 **[0098]** 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.
- 40 **[0099]** Inicialmente, en un modo de arranque de máquina, en referencia a la figura 3, la aeronave 10 está en el suelo. Los motores 16A, 16B están apagados.
- [0100]** Para iniciar el sistema autónomo 22, la red eléctrica de la aeronave 20 que comprende unas baterías está conectada eléctricamente al alternador auxiliar 60 para alimentar este alternador 60 y hacerlo funcionar como un motor. La rotación del alternador auxiliar 60 permite probar su buen funcionamiento antes de cada vuelo, a fin de garantizar que sea funcional en caso de urgencia y especialmente en caso de fallo del alternador principal 58.
- 45 **[0101]** 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 transita por un motor de propulsión de la aeronave. Está desprovisto de combustible.
- 50 **[0102]** 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.
- [0103]** 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.

- 5 **[0104]** 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.
- 10 **[0105]** Este gas de combustión se extrae a continuación a través del canal de alimentación 82 y se conduce hasta la turbina de potencia 52.
- [0106]** Cuando la turbina de potencia 52 dispone de suficiente energía para accionar en rotación de manera autónoma el árbol 50, el alternador auxiliar 60 se desactiva.
- 15 **[0107]** Al hacer 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.
- [0108]** La presión del gas comprimido procedente del compresor 54 es por ejemplo superior a 1,5 bares (en tierra o a reducida altitud, menos de 15.000 pies).
- 20 **[0109]** Una parte del gas comprimido procedente del compresor 54 se conduce entonces hasta el intercambiador térmico anterior 72.
- [0110]** Después, el gas comprimido procedente del intercambiador térmico anterior 72 se introduce en el intercambiador térmico posterior 90 para refrigerarlo. 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 distendido procedente de la turbina fría 56 que circula en el conducto posterior 98.
- 30 **[0111]** El gas comprimido parcialmente condensado penetra entonces en el separador 94 donde la fracción líquida que contiene se elimina.
- [0112]** Después, este gas comprimido se introduce en el intercambiador térmico posterior 90 para recalentarse por intercambio térmico con el gas comprimido procedente del intercambiador 72, antes de ser introducido en la turbina fría 56.
- 35 **[0113]** A continuación, el gas comprimido se distiende de manera dinámica en la turbina fría 56 para producir un gas distendido 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 distendido es al menos superior a la presión establecida.
- 40 **[0114]** El gas refrigerado distendido se pasa a continuación al 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.
- 45 **[0115]** A tal efecto y para garantizar la consigna de temperatura, en presión y en higrometría en la cabina 24 y en la cabina de vuelo 26, el gas refrigerado distendido procedente del condensador 02 se mezcla con el gas comprimido bajo presión derivado por medio del conducto de derivación directa 102. Las válvulas 112A, 112B de flujo son controladas así selectivamente para garantizar una inyección de gas a una temperatura, a una presión y a una higrometría controlada selectivamente en la cabina 24 y en la cabina de vuelo 26. Generalmente, la bodega 28 es alimentada por el gas extraído fuera de la cabina 24 y fuera de la cabina de vuelo 26.
- 50 **[0116]** 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.
- 55 **[0117]** 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.
- [0118]** 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 alerno-arrancadores 30.

[0119] A tal efecto, la red eléctrica 20 alimenta eléctricamente cada alterno-arrancador del motor 30 para que funcione en motor y accione en rotación la turbina presente en el motor 16A, 16B.

5 **[0120]** 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.

[0121] Una vez que el o cada motor 16A, 16B se arranca, la aeronave 10 puede despegar.

10

[0122] En una variante de arranque con 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 accionar en 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
15 única función generar corriente cuando los motores están en funcionamiento.

[0123] Un modo de funcionamiento nominal en «cogeneración eléctrica complementaria», durante una fase de vuelo o en una fase en tierra los motores encendidos se representa en la figura 6. En este modo, los elementos
20 30 presentes en los motores 16A, 16B funcionan en generador y alimentan de potencia eléctrica la red eléctrica 20.

20

[0124] 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 asegura 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.

25

[0125] En un modo de reinicio en vuelo representado en la figura 7, donde un motor 16A, 16B se apaga durante el vuelo, el motor 16A, 16B se puede volver a arrancar a partir de la potencia eléctrica suministrada por el sistema autónomo 22 de generación según la invención.

30

[0126] En este caso, el árbol 50 se acciona en 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 alterno-arrancador 30 del motor 16A, 16B que se va a volver a arrancar. El alterno-arrancador 30 funciona entonces en motor.

35

[0127] Como variante, el motor 16A, 16B se vuelve a arrancar con aire con ayuda de gas comprimido procedente del compresor 54, como se describe anteriormente.

40

[0128] 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 alterno-arrancadores (en modo alternador) o los generadores 30 ya no suministran más potencia eléctrica.

45

[0129] Durante este procedimiento de urgencia, el primer lote de combustible presente en el depósito principal 130A, 130B puede estar considerado como una fuente potencial de avería (polución 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.

50

[0130] 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.

55

[0131] La cámara de combustión 80 es alimentada por tanto de combustible por un segundo lote de combustible en buen estado y fiable, puesto que este combustible se ha utiliza sin problema durante un vuelo anterior o se ha probado específicamente en tierra.

[0132] 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.

- [0133]** La rotación del árbol 50, generada por la combustión del segundo lote de combustible en la cámara 80 acciona en 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 garantizan así para permitir a la aeronave 10 aterrizar.
- [0134]** Un reducido flujo de gas, representado por unas flechas discontinuas en la figura 8 puede circular entonces entre el compresor 54, la turbina 56, la cabina 24 y la bodega 28.
- 10 **[0135]** La figura 9 ilustra un modo de mantenimiento de la aeronave 10, realizada en tierra, en el que el alternador principal 58 y/o el alternador auxiliar 60 se accionan en 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.
- 15 **[0136]** 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.
- [0137]** El conducto de transporte 96 consta así de un tramo anterior 214 que conecta el compresor principal 20 54 al compresor auxiliar 212 y un tramo posterior 216 que conecta el compresor auxiliar 212 con el intercambiador térmico anterior 72 y, a continuación, con la turbina fría 56.
- [0138]** El tramo anterior 214 está provisto de una válvula anterior 218 de alimentación del compresor auxiliar 212.
- 25 **[0139]** A diferencia de la primera aeronave 10, el conducto de derivación 100 de aire comprimido se perfora sobre el tramo anterior 214, más arriba de la válvula anterior 218. Un perforado 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.
- 30 **[0140]** El conducto de derivación 102 se perfora sobre el tramo posterior 216, más abajo del compresor auxiliar 212, y más arriba del intercambiador anterior 72.
- [0141]** El sistema autónomo 22 de generación y de acondicionamiento es análogo por otro lado al de la 35 primera aeronave 10.
- [0142]** 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 obtenido a la salida del compresor principal 54, transita primero en el tramo anterior 214, a través de la válvula anterior 218 hasta el 40 compresor auxiliar 212.
- [0143]** 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.
- 45 **[0144]** 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.
- 50 **[0145]** A continuación, el gas comprimido procedente del compresor auxiliar 212 se dirige 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.
- [0146]** En una variante, el gas comprimido procedente del intercambiador anterior 72 se envía directamente 55 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.
- [0147]** Una tercera aeronave 230 según la invención se ilustra esquemáticamente por la figura 12.

- 5 **[0148]** La tercera aeronave 230 difiera de la segunda aeronave 210 en que el conjunto auxiliar de acondicionamiento 116 consta de un intercambiador térmico de emergencia 232 que reemplaza el recalentador 120. El intercambiador 232 es apto para poner en contacto de intercambio térmico una corriente de gas caliente extraída en un motor 16A de propulsión de la aeronave con una corriente de aire exterior extraída a través de la toma de aire de emergencia 118.
- 10 **[0149]** 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 emergencia provisto de una válvula de control 236 del flujo de aire frío de emergencia.
- [0150]** 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 provisto de una válvula 240 de control del flujo de aire caliente de emergencia enviado hacia el recinto 14.
- 15 **[0151]** En caso de fallo del sistema autónomo 22, aire frío se extrae a través de la toma de aire de emergencia 118. Este aire frío se recalienta parcialmente en el intercambiador de emergencia 232, antes de ser transportado al menos parcialmente hacia el recinto 14 a través del conducto 234 y la válvula 236.
- 20 **[0152]** 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.
- [0153]** Una cuarta aeronave 250 según la invención se ilustra por la figura 13.
- 25 **[0154]** A diferencia de la segunda aeronave 210 según la invención, el conjunto rotativo 40 está desprovisto de compresor auxiliar.
- 30 **[0155]** 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.
- [0156]** El motor auxiliar 254 es por ejemplo un motor eléctrico accionado en rotación por medio de una potencia eléctrica suministrada por la red eléctrica 20 de la aeronave 250. Como variante, el motor 254 es alimentado por un gas de combustión procedente de la cámara de combustión 80.
- 35 **[0157]** Como se describe 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.
- 40 **[0158]** En una variante ventajosa, un conducto de derivación 256 del compresor auxiliar 212 está provisto de una válvula de derivación 258 y conecta un punto más arriba del compresor auxiliar 212 a un punto situado más abajo del compresor auxiliar 212.
- 45 **[0159]** 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 accionar en rotación el compresor auxiliar 212 cuando el compresor principal 54 se acciona en rotación por el árbol 50 bajo el efecto de la rotación de la turbina de potencia 52.
- 50 **[0160]** En una variante, el compresor 54 es alimentado 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.
- [0161]** Gracias a la invención que se acaba de describir, es por tanto posible disponer 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.
- 55 **[0162]** Tal disposición reduce significativamente el peso y el volumen en la aeronave, a la vez que garantiza un consumo mínimo de combustible.

[0163] La presencia de un dispositivo 18 de almacenamiento de carburante según la invención provisto de 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.

[0164] Cuando el dispositivo 18 se utiliza en combinación con un alternador auxiliar 60 que no se utiliza en condiciones normales de vuelo, la aeronave dispone de un sistema autónomo 22 que es apto para producir de manera particularmente segura una potencia eléctrica de emergencia que palia un defecto mayor 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 emergencia de tipo eólica de emergencia o «Run Air Turbine». Este sistema 22 presenta una fiabilidad significativamente mejorada con respecto a un sistema RAT que comprende un sistema de aerogenerador.

[0165] En una variante representada en la figura 14, el conjunto anterior 42 de suministro de aire consta de un perforado de alimentación auxiliar 70D de circulación de aire exterior hacia el intercambiador térmico anterior 72. El perforado 70D de alimentación auxiliar se perfora 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, un órgano móvil de accionamiento de aire exterior, tal como una hélice 70E. La hélice 70E es alimentada eléctricamente por la red eléctrica del avión 20.

[0166] 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.

[0167] En esta disposición, un conducto adicional de derivación 70F se puede prever sobre el conducto 74, para rodear el intercambiador térmico 72 y alimentar directamente el compresor 54.

[0168] En unas variantes, el sistema 22 está desprovisto de conducto 76, de conducto 102, de conducto 105 o de perforado de retorno 220. Puede estar desprovisto también de conjunto auxiliar 116.

[0169] 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. Sistema autónomo (22) de generación de potencia eléctrica para una aeronave, que comprende:

- 5 - una cámara de combustión (80), independiente del o de cada motor (16A, 16B) de propulsión de la aeronave;
- un dispositivo (18) de almacenamiento de combustible, que comprende:
- al menos un dispositivo principal (130A, 130B), estando destinado el o cada depósito principal (130A, 130B) a contener un primer lote de combustible;
- 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);

constando el dispositivo (18) de un primer conducto (148) de conducción de combustible destinado a transportar en la cámara de combustión (80) independiente del o de cada motor el primer lote de combustible contenido en el depósito principal (130A, 130B), desembocando el primer conducto (148) en dicha cámara de combustión (80) a través de una entrada principal (84);

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

caracterizado porque el conducto de conducción (160) del segundo lote de combustible está configurado para alimentar la cámara de combustión (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, 130B),

desembocando el conducto de conducción (160) del segundo lote de combustible en la cámara de combustión (80) a través de una entrada secundaria (86) situada a distancia de la entrada principal (84).

2. Sistema (22) según la reivindicación 1, **caracterizado porque** el depósito auxiliar (132) está dispuesto en el interior de un depósito principal (130A, 130B).

3. Sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el dispositivo (18) consta de una bomba (142) de transferencia del primer lote de combustible hacia el depósito auxiliar (132).

4. Sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el dispositivo (18) consta de una bomba auxiliar (162) de emergencia, dispuesta sobre el conducto de conducción (160) del segundo lote de combustible hacia la cámara de combustión (80).

5. Sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el depósito principal (130A, 130B) contiene un primer lote de combustible, conteniendo el depósito auxiliar (132) un segundo lote de combustible ventajosamente obtenido a partir del primer lote de combustible presente en el depósito principal (130A, 130B) durante un vuelo anterior de la aeronave (10) o a partir de una fuente de combustible distinta de la fuente del primer lote de combustible.

6. Sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el volumen interior del depósito auxiliar (132) es inferior al 15% del volumen interior del o de cada depósito principal (130A, 130B).

7. Sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** consta de un conducto de conducción del primer lote de combustible, que conecta el depósito principal (130A, 130B) a la cámara de combustión (80).

8. Sistema (22) según la reivindicación 7, **caracterizado porque** consta de:

- una turbina de potencia (52), apropiada para ser accionada en rotación por un gas de combustión procedente de la cámara de combustión (80);

- un árbol (50), accionado en rotación por la turbina de potencia (52);
- al menos un alternador (58, 60) apropiado para ser accionado en rotación por el árbol rotativo (50) para generar una potencia eléctrica durante la rotación del árbol rotativo (50).

5 9. Sistema (22) según la reivindicación 7 u 8, **caracterizado porque** el árbol rotativo (50) está conectado mecánicamente a un alternador principal (58) y a un alternador auxiliar (60).

10. Sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** consta de un compresor (54) y una turbina fría (56) montados sobre el árbol rotativo (50), estando el compresor (54) y la turbina fría (56) conectados a un recinto (14) destinado a estar acondicionado.

11. Método de gestión del combustible de una aeronave que consta de un sistema (22) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende las etapas siguientes:

15 - después de una primera fase de vuelo de la aeronave, transferencia de un lote de combustible contenido en el depósito principal (130A, 130B) hacia el depósito auxiliar (132) para formar un segundo lote de combustible contenido en el depósito auxiliar (132);

- llenado en tierra del depósito principal (130A, 130B) por un nuevo lote de combustible, para formar un primer lote de combustible contenido en el depósito principal (130A, 130B), sin llenar el depósito auxiliar (132) con el nuevo lote de combustible.

25 12. Método según la reivindicación 11, **caracterizado porque** durante una segunda fase de vuelo de la aeronave posterior a la etapa de llenado, el primer lote de combustible se transporta fuera del depósito principal (130A) para alimentar un motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave.

13. Método según la reivindicación 12, **caracterizado porque** durante una fase de vuelo, el segundo lote de combustible se transporta fuera del depósito auxiliar (132) para alimentar una cámara de combustión (80) independiente del o de cada motor de propulsión (16A, 16B) de la aeronave.

30 14. Método según la reivindicación 13, **caracterizado porque** consta de las etapas siguientes.

- combustión del segundo lote de combustible en la cámara de combustión (80) independiente del o de cada motor de propulsión de la aeronave (16A, 16B);

35 - accionamiento en rotación de una turbina de potencia (52) por un gas de combustión procedente de la cámara de combustión (80);

- generación de potencia eléctrica por un alternador (60) acoplado en rotación con la turbina de potencia (52).

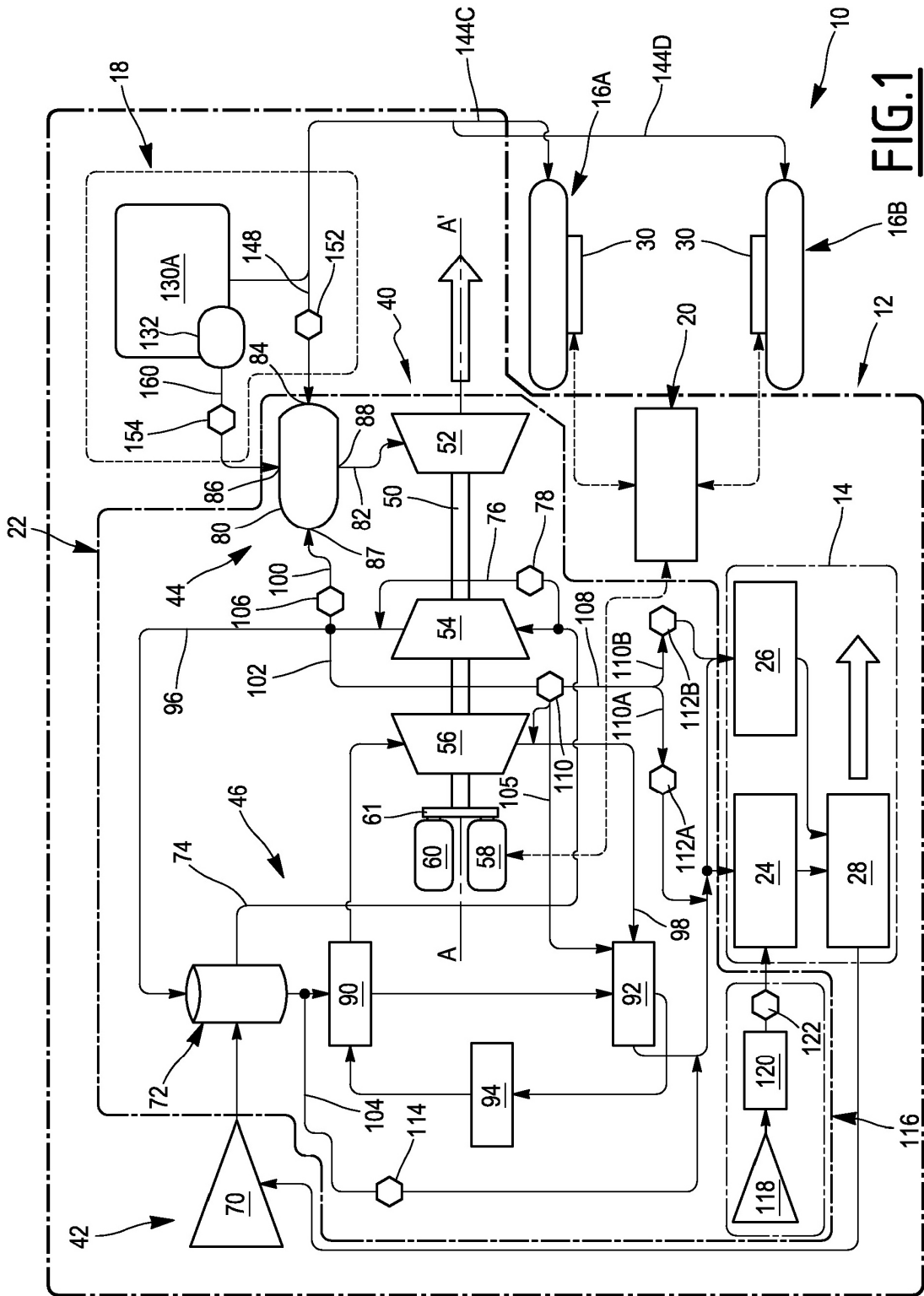


FIG. 1

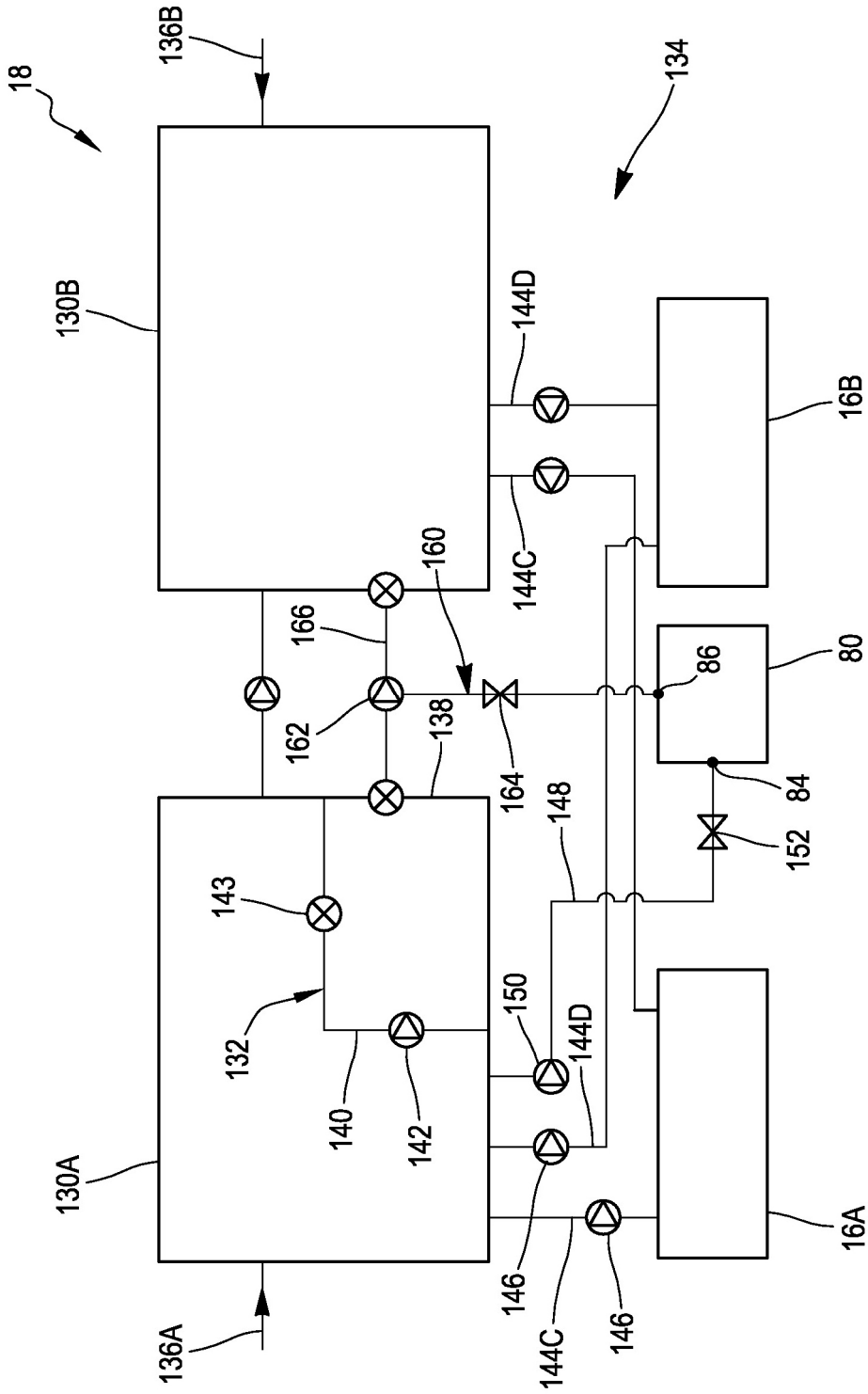


FIG.2

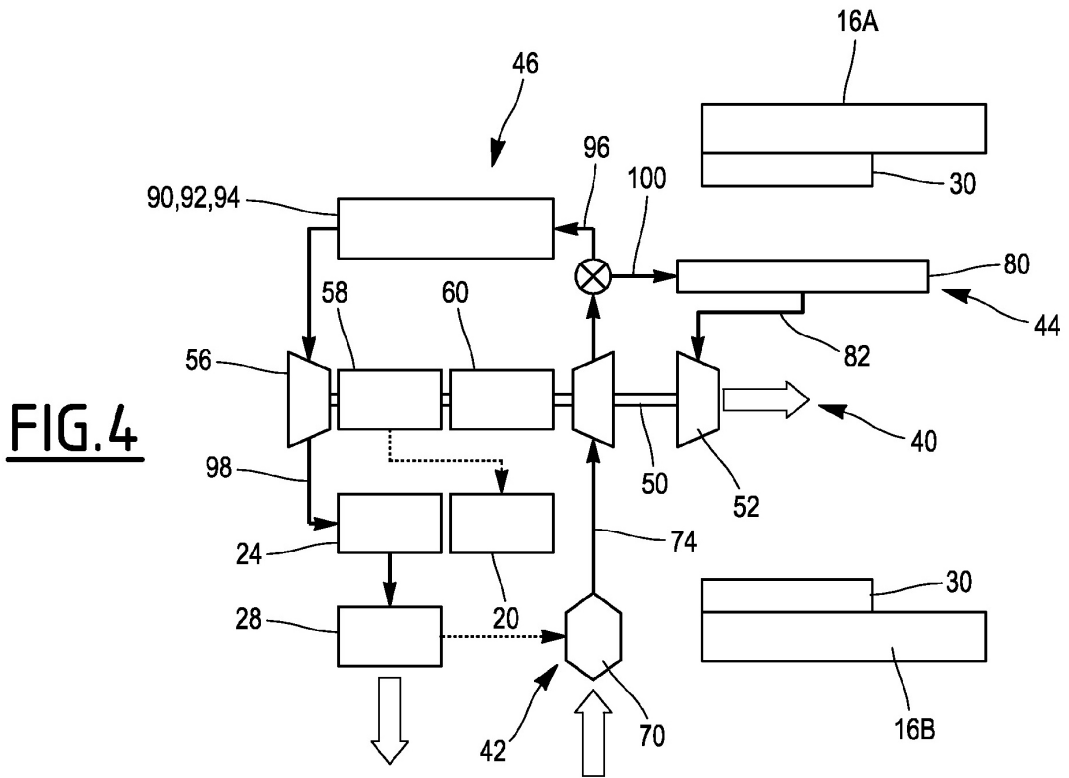
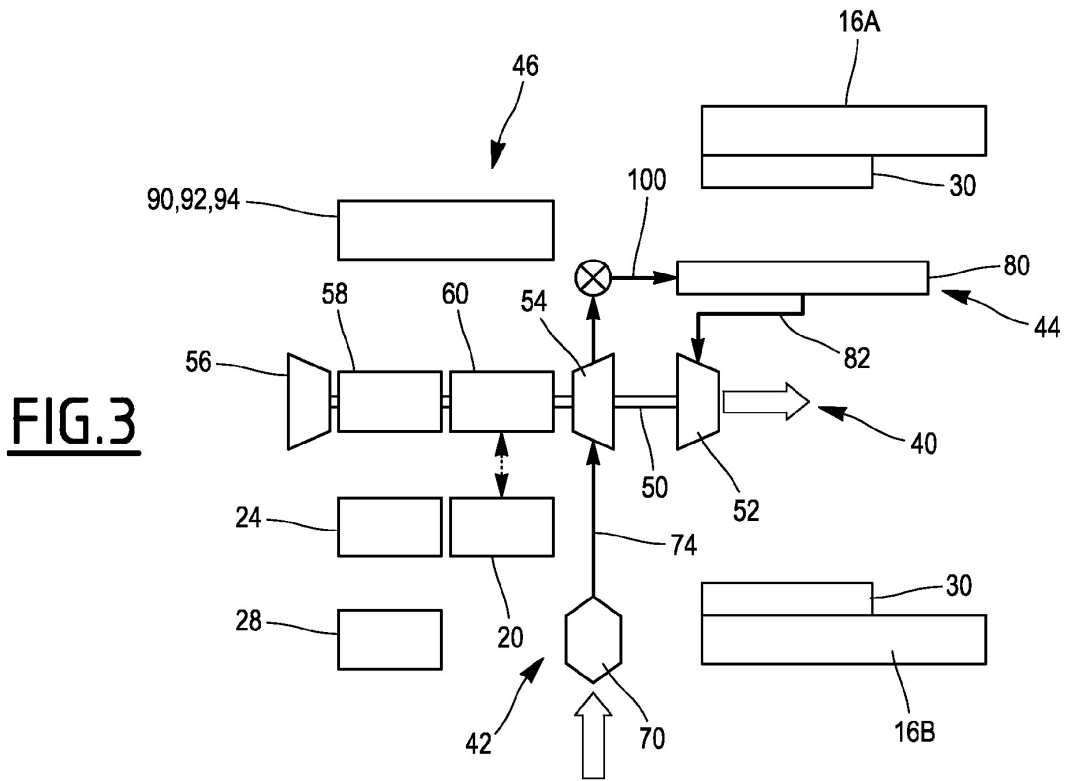


FIG.5

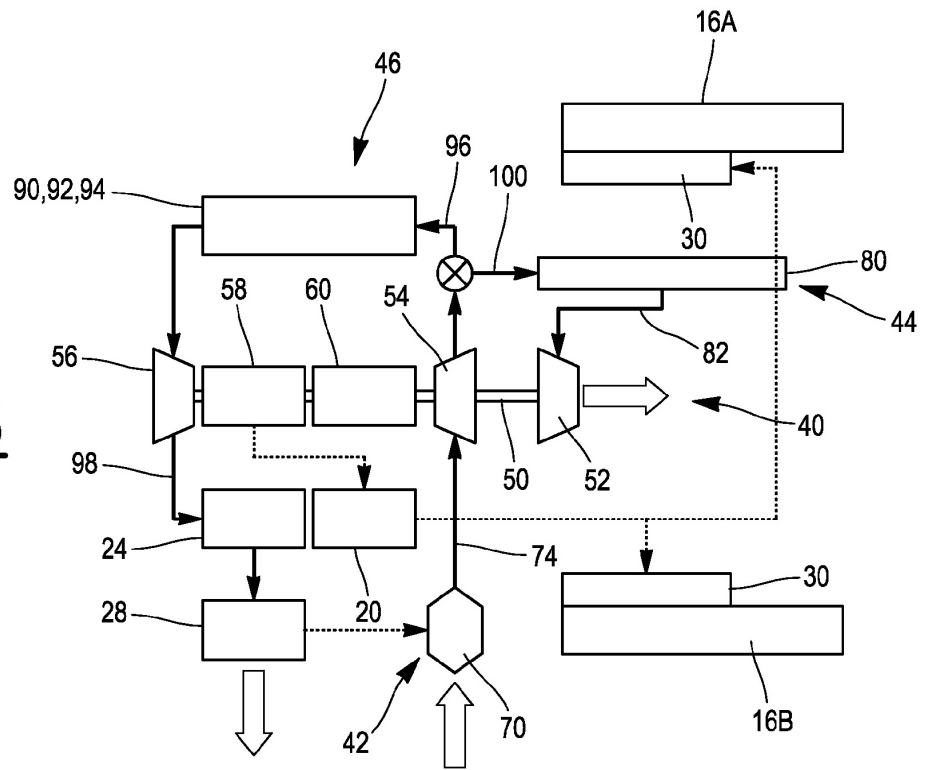
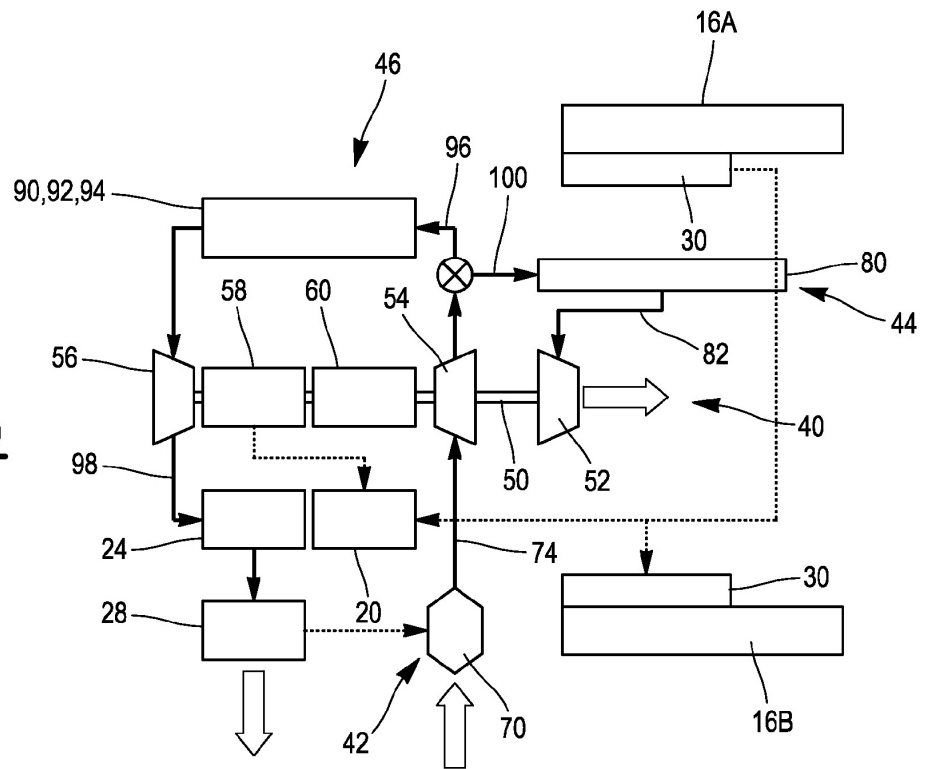


FIG.6



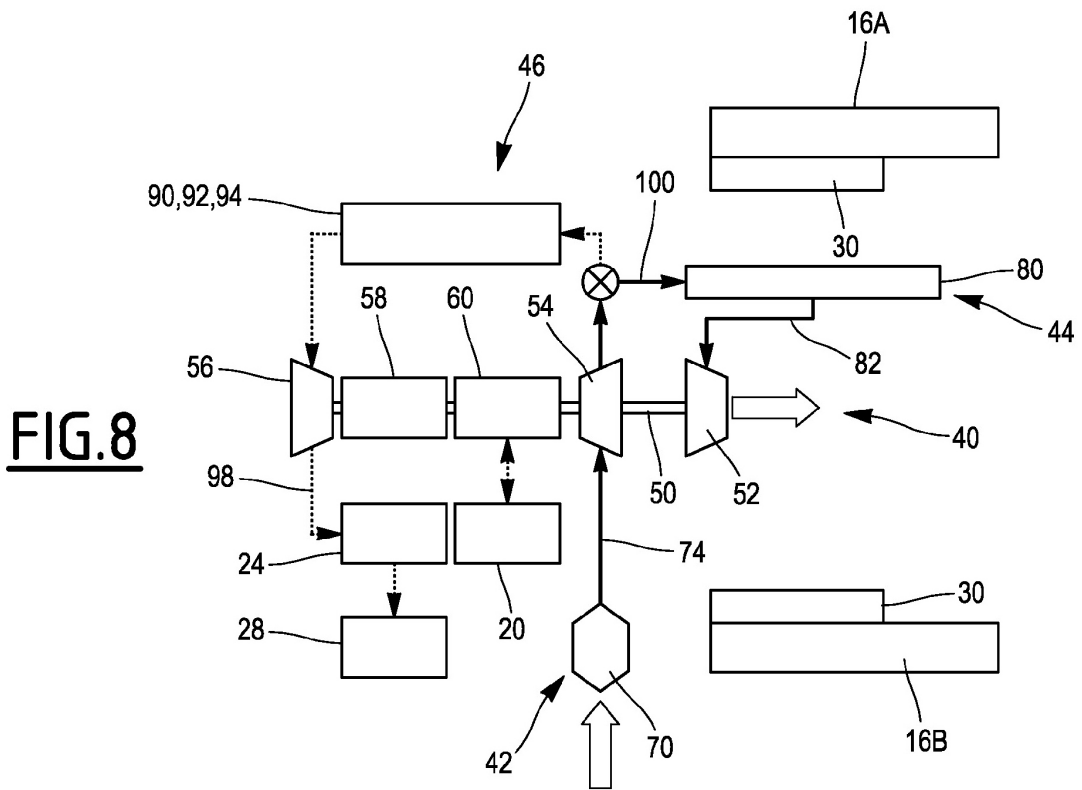
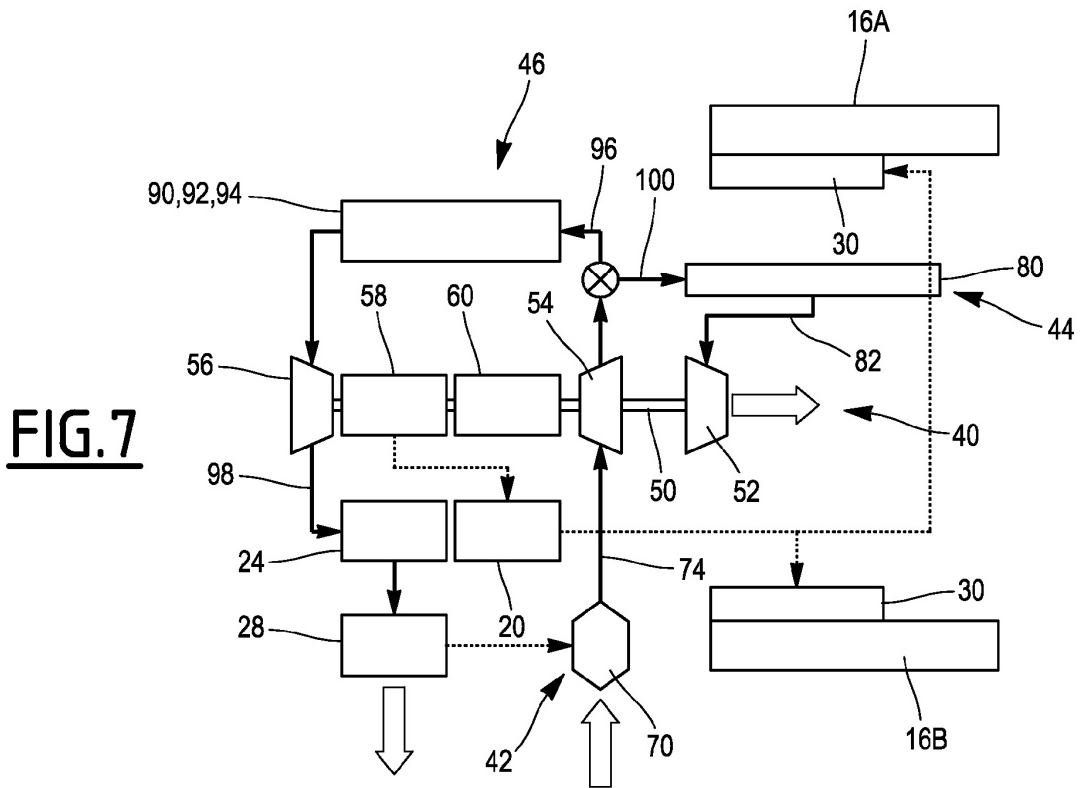


FIG.9

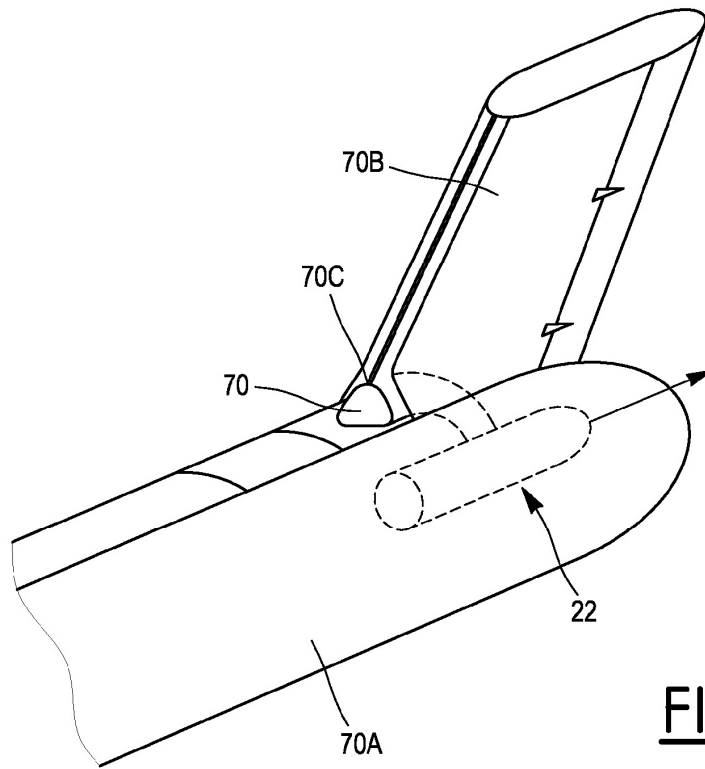
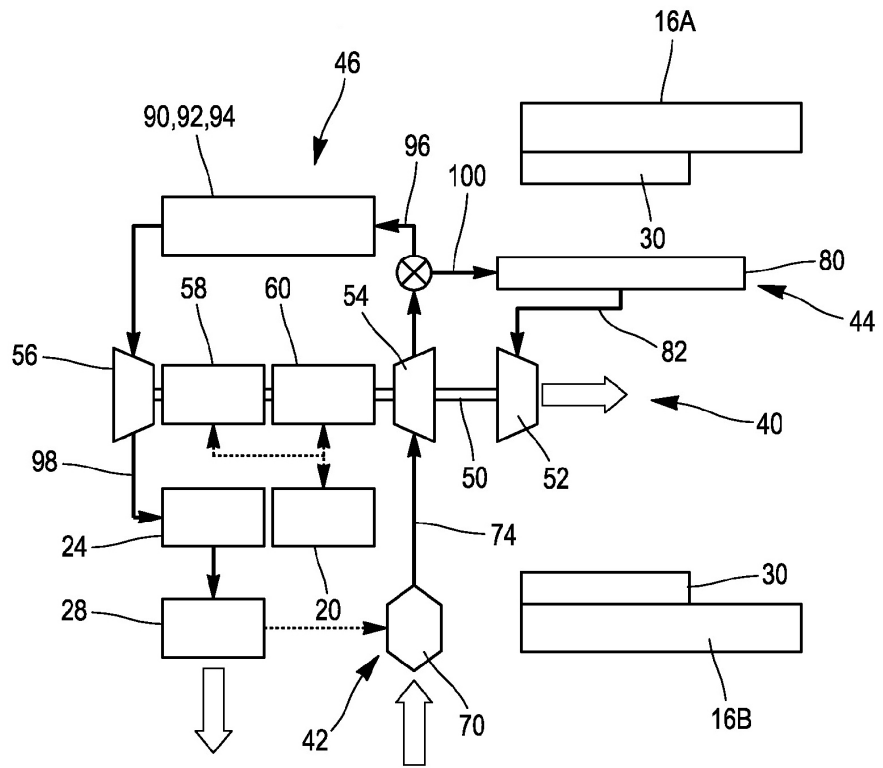


FIG.10

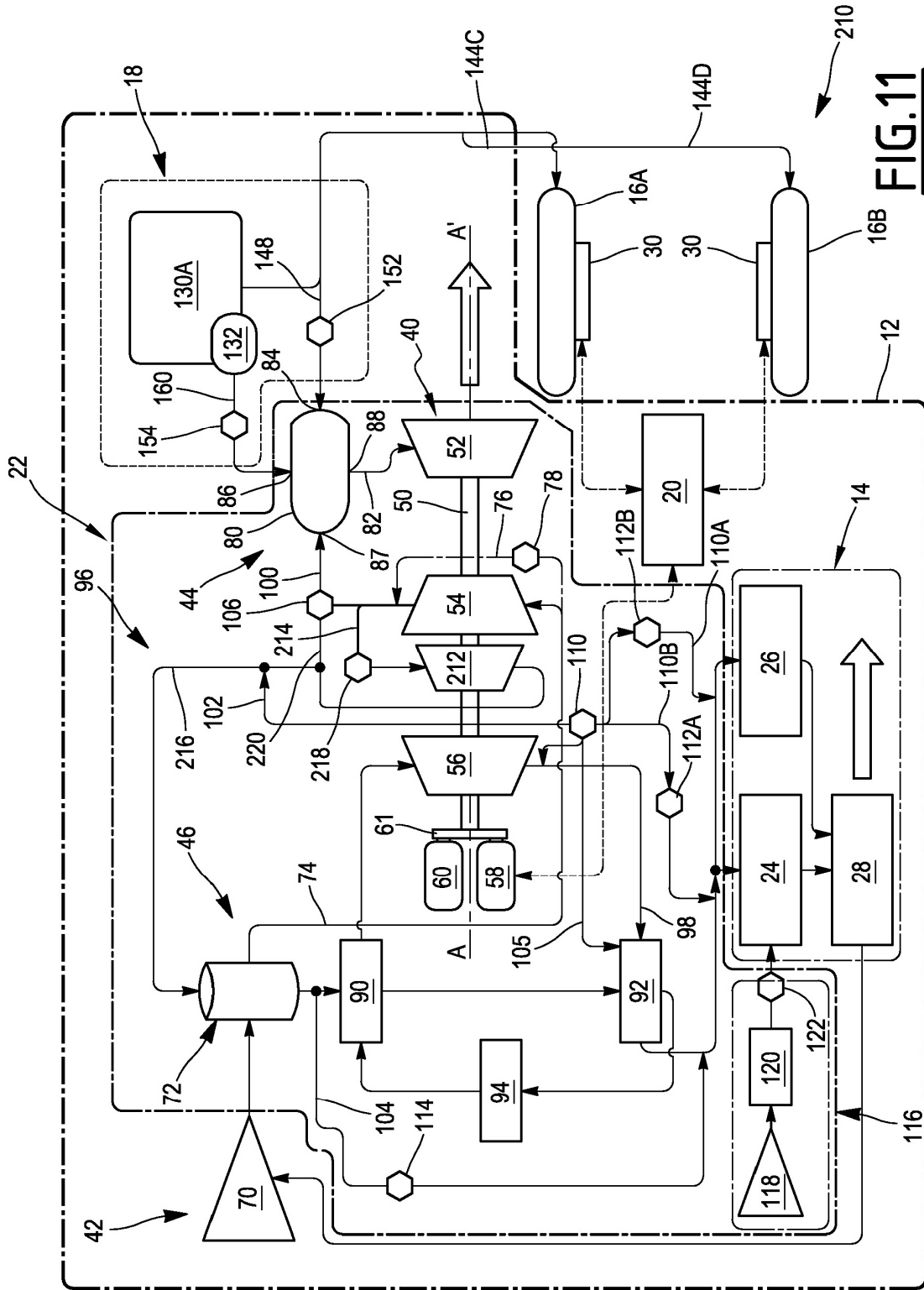


FIG. 11

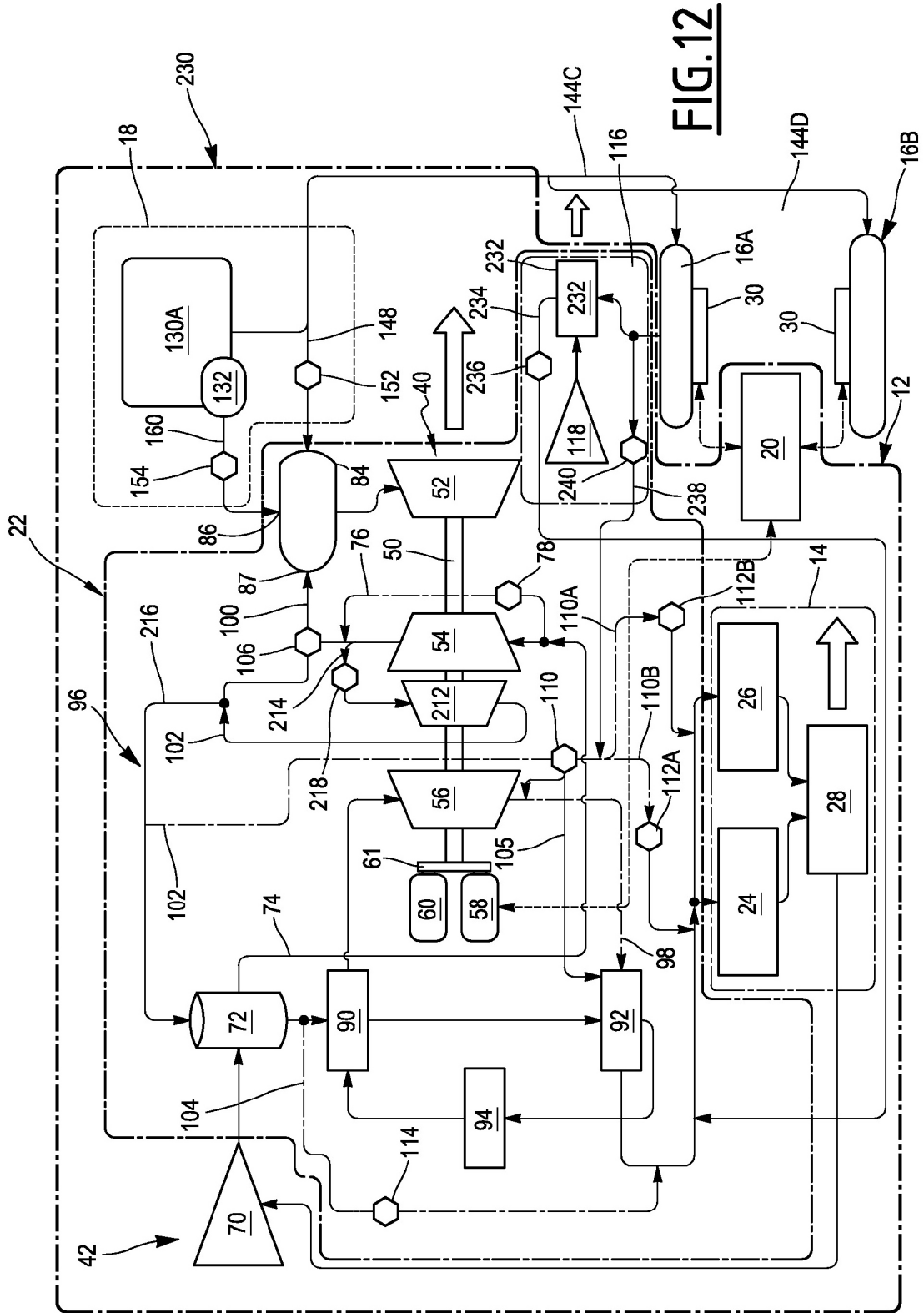
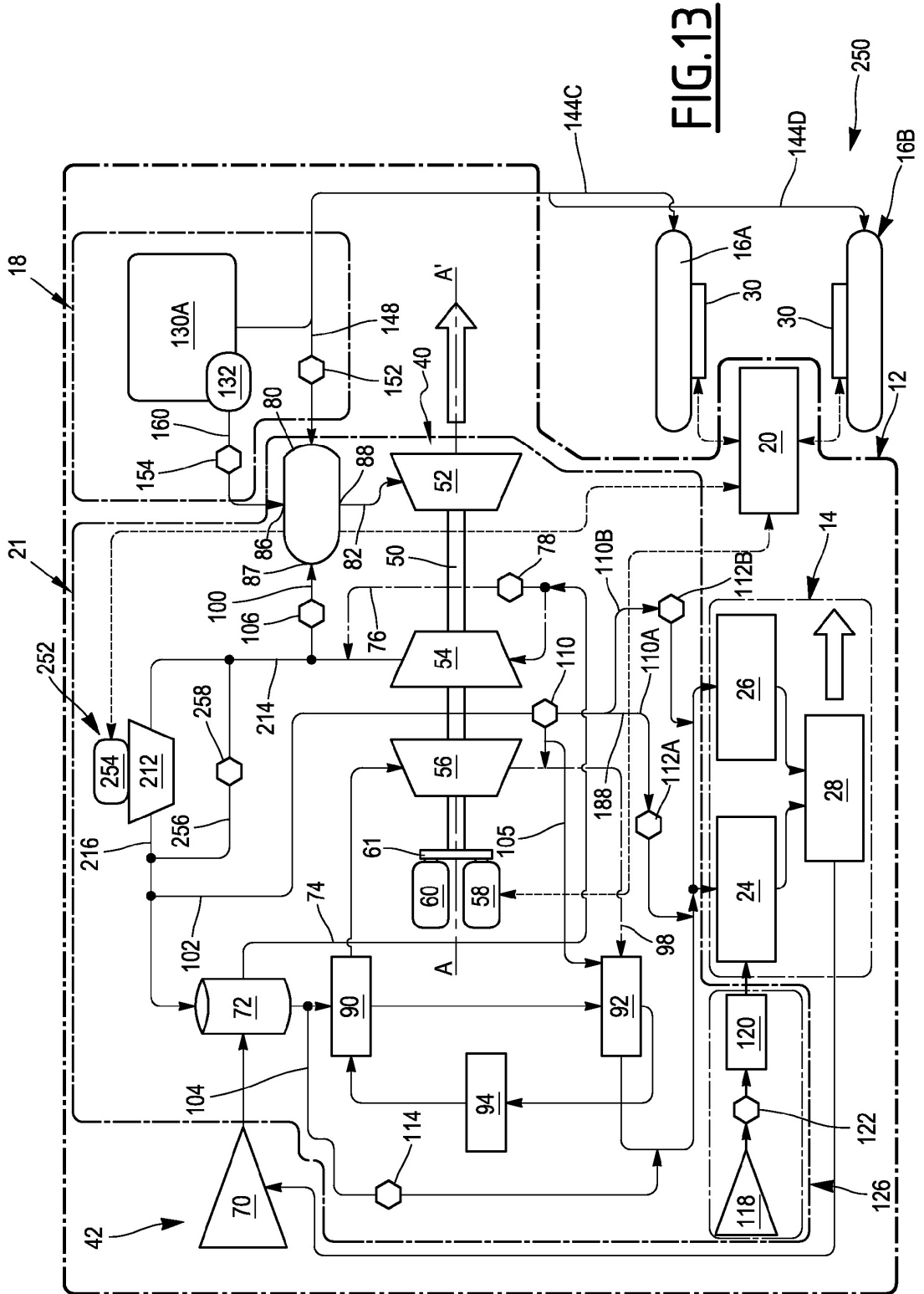


FIG. 12



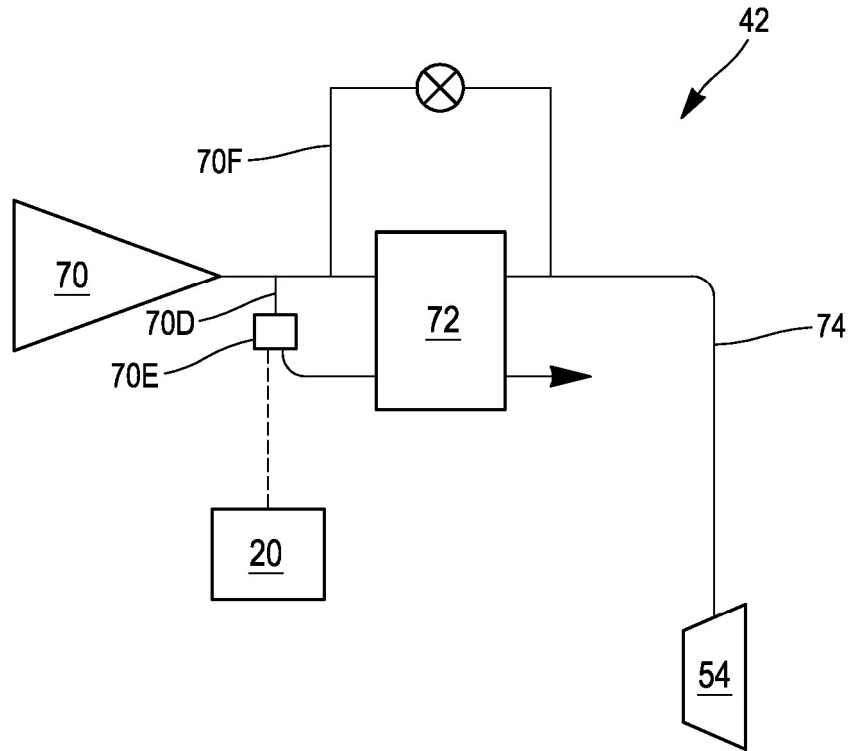


FIG.14