

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 671 395**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

F02C 7/26 (2006.01)

F02C 7/268 (2006.01)

F02C 7/275 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **29.10.2014 PCT/FR2014/052748**

87 Fecha y número de publicación internacional: **07.05.2015 WO15063414**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.10.2014 E 14825386 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.05.2018 EP 3063067**

54 Título: **Procedimiento y sistema de generación de potencia auxiliar en una aeronave**

30 Prioridad:

31.10.2013 FR 1360732

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

06.06.2018

73 Titular/es:

**SAFRAN POWER UNITS (100.0%)
Chemin du Pont de Rupe
31200 Toulouse, FR**

72 Inventor/es:

RIDEAU, JEAN-FRANÇOIS

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 671 395 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

Procedimiento y sistema de generación de potencia auxiliar en una aeronave

Campo de la invención

La invención se refiere a un procedimiento y a un sistema de generación de potencia auxiliar en una aeronave.

5 Presentación de la técnica anterior

Algunas aeronaves, como los aviones comerciales o regionales, están equipadas con motores principales que sirven para la propulsión y con una unidad auxiliar de potencia (en inglés APU, "Auxiliary Power Unit") que comprende una turbina de gas y destinada a suministrar energía no propulsora en tierra y en vuelo cuando el o los motores principales no están en condiciones de hacerlo.

10 Algunas certificaciones de aeronaves, como la certificación ETOPS ("Extended-range Twin-engine Operation Performance Standards") requieren una capacidad de arranque en frío de la unidad auxiliar de potencia a altitud muy elevada (entre 39 000 y 41 000 ft dependiendo del tipo de avión comercial).

La tendencia viene siendo la de elevar esta barrera, con exigencias de re arranque de la unidad auxiliar de potencia 6 a 43000 ft, e incluso 45000 ft.

15 Ahora bien, a estas altitudes, es escasa la densidad del aire ambiental, baja la temperatura exterior y escasa y difícil de dosificar la cantidad de combustible necesario para el arranque.

Entonces, el arranque de la unidad auxiliar de potencia se hace difícil y requiere fases de ajuste largas y costosas.

Adicionalmente, es difícil mantener una ventana de encendido durante un tiempo suficiente para arrancar la turbina de gas de la unidad auxiliar de potencia.

20 Finalmente, cuanto más elevada sea la altitud de la aeronave, más estrecha será y, por tanto, difícil de detectar y mantener, la ventana de encendido.

Presentación de la invención

25 La invención propone un procedimiento de generación de potencia auxiliar en una aeronave, que comprende los pasos consistentes en arrancar una unidad auxiliar de potencia de la aeronave suministrando un aire comprimido a la unidad auxiliar de potencia a partir de un compresor volumétrico, y en transferir una energía no propulsora desde la unidad auxiliar de potencia hacia la aeronave.

La invención se completa ventajosamente con las siguientes características, tomadas solas o en una cualquiera de sus combinaciones posibles técnicamente:

- 30
- arrancar la unidad auxiliar comprende alimentar la unidad auxiliar de potencia con aire proveniente únicamente del compresor volumétrico;
 - en una fase transitoria, alimentar la unidad auxiliar de potencia con aire proveniente del compresor volumétrico y aire ambiente;
 - en una etapa ulterior, alimentar la unidad auxiliar de potencia únicamente con aire ambiente.

35 La invención se refiere además a un sistema de generación de potencia auxiliar en una aeronave, que comprende una unidad auxiliar de potencia de aeronave que, comprendiendo una entrada de aire, está configurada para suministrar energía no propulsora a la aeronave como complemento o en lugar de unos motores principales de la aeronave, y un compresor volumétrico conectado a la entrada de aire de la unidad auxiliar de potencia, estando el compresor volumétrico configurado para suministrar un aire comprimido a la entrada de la unidad auxiliar de potencia, para el arranque de dicha unidad.

40 Este sistema se completa ventajosamente con las siguientes características, tomadas solas o en una cualquiera de sus combinaciones posibles técnicamente:

- 45
- el sistema comprende un arrancador generador, configurado para arrastrar el compresor volumétrico y la unidad auxiliar de potencia;
 - el sistema comprende un útil de desacoplamiento configurado para desacoplar el compresor volumétrico de un árbol de la unidad auxiliar de potencia;
 - el sistema comprende una válvula reguladora del gasto entre una salida de aire del compresor y la entrada de aire de la unidad auxiliar de potencia;

- el compresor volumétrico presenta un gasto de aire comprendido entre 0,1 y 0,2 kg.s⁻¹, una velocidad de rotación inferior a 10 000 rpm.min⁻¹, una potencia superior o igual a 15 kW y una relación de compresión comprendida entre 5 y 10 bares.

Asimismo, la invención se refiere a una aeronave que comprende este sistema.

5 La invención ofrece numerosas ventajas.

La invención permite arrancar la unidad auxiliar de potencia de manera eficiente y controlada, incluso a muy elevada altitud. Adicionalmente, el arranque es más rápido y menos costoso que los sistemas de la técnica anterior.

Presentación de las figuras

10 Otras características y ventajas de la invención se desprenderán aún de la descripción que sigue, la cual es puramente ilustrativa y no limitativa y debe leerse con relación a los dibujos que se acompañan, en los cuales:

la figura 1 representa esquemáticamente una cola de avión que comprende un sistema de generación de potencia auxiliar;

la figura 2 representa un ejemplo de compresor volumétrico de tornillo sinfín;

la figura 3 representa un ejemplo de compresor volumétrico de espiral;

15 la figura 4 representa un arrancador generador conectado a un compresor volumétrico por intermedio de una caja de accesorios; y

la figura 5 representa unos pasos de un procedimiento de generación de potencia auxiliar en una aeronave.

Descripción detallada

Sistema de generación de potencia auxiliar

20 La figura 1 representa esquemáticamente un sistema de generación de potencia auxiliar 5 de una aeronave. Este sistema 5 se dispone convencionalmente en correspondencia con la cola posterior 4 de la aeronave.

25 El sistema 5 comprende una unidad auxiliar de potencia 6. La unidad 6 comprende convencionalmente una turbina de gas 23, una entrada de aire 8 y un escape 21. La unidad auxiliar de potencia 6 está configurada para suministrar energía no propulsora a la aeronave como complemento o en lugar de unos motores principales de la aeronave. Por ejemplo, la unidad auxiliar de potencia 6 se puede utilizar para arrancar los motores principales, o para alimentar equipos de a bordo (climatización, presiones neumáticas e hidráulicas, etc.).

En particular, la unidad 6 está destinada a suministrar energía en tierra y en vuelo cuando los motores principales no están en condiciones de hacerlo.

30 De la entrada de aire 8 parte hacia el exterior un canal de entrada 22, con el fin de conectar esta entrada de aire 8 con el aire ambiente.

Una puerta 26, mandada por un cilindro 34, se extiende en la interfaz entre la entrada del canal 22 y el aire ambiente. Esta puerta 26 puede obturar total o parcialmente la entrada del canal 22 y, con ello, dar paso al aire ambiente de manera variable hacia la unidad auxiliar de potencia 6. En su caso, la puerta 26 no obtura la entrada del canal 22 y permite una libre circulación del aire ambiente hacia la entrada de aire 8 de la unidad 6.

35 El sistema de generación de potencia auxiliar 5 comprende además un compresor volumétrico 7.

Este compresor 7 comprende una entrada de aire 12, conectada mediante un conducto 30 con el aire ambiente. El compresor 7 comprende además al menos una salida de aire 13, por la que expulsa el aire comprimido.

La salida de aire 13 del compresor 7 está conectada a la entrada de aire 8 de la unidad auxiliar de potencia 6 por mediación de un canal 25 que termina en un eyector 33.

40 De este modo, el compresor volumétrico 7 está configurado para suministrar un aire comprimido a la entrada de la unidad auxiliar de potencia 6, para el arranque de dicha unidad 6.

El compresor volumétrico 7 es, por ejemplo pero sin carácter limitativo, un compresor oscilante o un compresor rotativo.

45 Los compresores volumétricos presentan la ventaja de poder suministrar un aire energético (es decir, que presenta especialmente una presión suficiente) ya desde escasas velocidades de las partes móviles del compresor.

De acuerdo con un ejemplo particular, se trata de un compresor rotativo monoje o multije de tornillo sinfín

(figura 2) o de espiral (figura 3).

En el caso de un compresor de tornillo sinfín, es ventajoso escoger un compresor de dos etapas, que presenta una refrigeración por aire. Como se ilustra en la figura 2, la primera etapa 35 y la segunda etapa 36 están unidas por una rueda libre 37.

- 5 Es ventajoso disponer de un compresor 7 que presenta una refrigeración por aire. Sin embargo, se puede asimismo llevar a la práctica una refrigeración por aceite, conectando el compresor 7 al circuito de aceite de la unidad 6.

Se pueden conseguir unas óptimas prestaciones de arranque de la unidad 6 con un compresor volumétrico que presenta las siguientes características:

- un gasto de aire a la salida comprendido entre 0,1 y 0,2 kg.s⁻¹,
- 10 – una velocidad de rotación (del mecanismo de la bomba) inferior a 10 000 rpm.min⁻¹,
- una potencia superior o igual a 15 kW;
- una relación de compresión comprendida entre 5 y 10 bares.

No obstante, estos valores no son limitativos y dependen de las condiciones de vuelo, de la altitud de arranque requerida, de las prestaciones perseguidas, de la unidad 6, de la aeronave, etc.

- 15 Asimismo, el sistema 5 comprende un arrancador generador 15, que por lo general es un órgano de arranque eléctrico, configurado para arrastrar la unidad auxiliar de potencia 6 y el compresor volumétrico 7.

El arrancador generador 15 está conectado a una caja de accesorios 24, que comprende un tren de piñones que permite transmitir la potencia mecánica a diferentes órganos mecánicos, como por ejemplo el módulo de lubricación o el fan de refrigeración. El compresor volumétrico 7 está relacionado mecánicamente con la caja de accesorios 24, lo cual permite arrastrarlo.

20 Como puede verse en la figura 4, un árbol 40 de la unidad 6 y un árbol 41 del compresor 7 son arrastrados por la caja de accesorios 24.

Para arrastrar el compresor volumétrico 7, se necesita la utilización de un arrancador generador, ya que un arrancador convencional no permite proporcionar suficiente potencia. En efecto, un arrancador alimentado por la red de 28 V está limitado a 12 kW. Ahora bien, la potencia mínima de un compresor volumétrico para APU es del orden de 15 kW.

El arrancador generador 15 está controlado eléctricamente por una electrónica de potencia 38 del sistema 5. Esta electrónica de potencia 38 está conectada a la red eléctrica 42 de la aeronave. La electrónica de potencia 38 está controlada a su vez por una unidad de control 32 (ECU, "Electronic Control Unit").

- 30 El sistema 5 comprende además un útil de desacoplamiento 14 configurado para desacoplar mecánicamente el compresor volumétrico 7 del árbol 41 de la unidad 6, más allá de una velocidad de rotación umbral del compresor volumétrico 7.

Dicho de otro modo, una vez que el compresor 7 ha alcanzado una velocidad de rotación predeterminada, deja de suministrar aire comprimido a su salida.

- 35 El útil 14 es, por ejemplo, una rueda libre 37 con posibilidad de desacoplarse de los ejes 40 y 41. El desacoplamiento se realiza automáticamente, tan pronto como se alcanza la velocidad de rotación umbral.

De acuerdo con un ejemplo de realización, el sistema 5 comprende una válvula reguladora 20 del gasto entre la salida de aire 13 del compresor y la entrada de aire 8 de la unidad auxiliar de potencia 6. Esta válvula 20 puede ir dispuesta especialmente dentro del canal 25 que une la salida de aire 13 del compresor y la entrada de aire 8 de la unidad auxiliar de potencia 6.

40 Esta válvula 20 permite regular el suministro con aire del compresor 7 de aquel de la unidad 6. En particular, dado que la velocidad de rotación del compresor 7 condiciona la presión y el gasto a la salida del compresor 7, la válvula 20 permite decorrelar el gasto de la presión a la salida del compresor 7.

Procedimiento de generación de potencia auxiliar en una aeronave

- 45 Un procedimiento de generación de potencia auxiliar en una aeronave se puede llevar a la práctica merced al sistema de generación de potencia auxiliar 5 anteriormente descrito. El pilotaje del procedimiento lo realiza la unidad de control 32. En la figura 5 se proporciona un esquema de tal procedimiento.

En una fase de arranque, es arrancada la unidad auxiliar de potencia 6 (paso E1) recibiendo aire comprimido

ES 2 671 395 T3

suministrado por el compresor volumétrico 7. Dicho de otro modo, la turbina de gas empieza a funcionar merced al aire comprimido suministrado por el compresor 7.

5 Por su parte, el compresor volumétrico 7 es arrancado por intermedio del arrancador generador 15, por mediación de la caja de accesorios 24, y permite suministrar un aire energético a la entrada de la unidad 6, aunque el aire ambiente esté frío y presente una escasa densidad a la altitud a la que se encuentra la aeronave (por ejemplo, altitud superior a 41 000 ft). De este modo, el sistema 5 permite simular una menor altitud de la aeronave y, por tanto, arrancar más fácilmente la unidad 6.

El arrancador generador 15 permite asimismo suministrar energía a la unidad 6 en su arranque, suministrando el mismo energía a un compresor de la unidad auxiliar 6.

10 En esta fase de arranque, la unidad auxiliar 6 por lo general se alimenta mediante aire proveniente únicamente del compresor volumétrico 7. Consecuentemente, la puerta 26, previo mando del cilindro 34, obtura la entrada del canal 22.

15 Al arrancar la unidad 6, ésta no requiere un gasto elevado, y la ventana de encendido, es decir, los parámetros del aire suministrado a la entrada de la unidad 6 (riqueza, temperatura, presión, gasto) deben encontrarse dentro de unos intervalos contenidos.

Después del arranque de la turbina de gas de la unidad 6, la turbina de gas empieza a entrar en un régimen de divergencia. Este régimen se puede calificar como transitorio.

A la par de la divergencia, se necesita cada vez más aire para el funcionamiento de la unidad 6.

20 Consecuentemente, la unidad auxiliar de potencia 6 se alimenta mediante aire proveniente del compresor volumétrico 7 y mediante aire ambiente (paso E2) proveniente del exterior de la aeronave. Se trata, pues, de una alimentación mixta.

A tal efecto, la puerta 26 se va abriendo progresivamente con el fin de obturar tan solo parcialmente la entrada del canal 22.

25 El mando del cilindro 34 está pilotado por la unidad de control 32, que abre la puerta 26 en función de la altitud de la aeronave y de la velocidad de rotación del compresor 7.

Cuando la velocidad de rotación del compresor 7 sobrepasa una velocidad de rotación umbral, la unidad auxiliar de potencia 6 se alimenta únicamente mediante aire ambiente (paso E3).

A tal efecto, el útil de desacoplamiento 14 desacopla mecánicamente el compresor volumétrico 7 del árbol de la unidad 6, lo cual conlleva que el mismo deja de suministrar aire comprimido a la entrada de la unidad 6.

30 Adicionalmente, la puerta 26 es abierta totalmente, permitiendo al aire ambiente penetrar libremente en el canal 22 hacia la entrada de la unidad 6. Este régimen es un régimen estabilizado en el que la turbina de gas de la unidad 6 está en un régimen estabilizado.

El arrancador generador 15, entonces, funciona en calidad de generador (y ya no en calidad de arrancador).

35 En su caso, la válvula reguladora 20 del gasto se controla con el fin de regular el gasto a la salida del compresor 7 sin modificar la presión a la salida del compresor 7. Por lo tanto, se desacopla el gasto de aire con destino a la unidad 6 de la presión del aire con destino a la unidad 6. El pilotaje comprende, pues, un grado de libertad más que permite decorrelar la presión de aire del gasto de aire emitido por el compresor 7.

El sistema de generación de potencia auxiliar 5 puede ser llevado especialmente a la práctica en una aeronave, como por ejemplo un avión comercial o regional.

40

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de generación de potencia auxiliar en una aeronave, que comprende el paso consistente en:
 - arrancar una unidad auxiliar de potencia (6) de la aeronave suministrando un aire comprimido a la unidad auxiliar de potencia (6) a partir de un compresor volumétrico (7) y
- 5 – transferir una energía no propulsora desde la unidad auxiliar de potencia (6) hacia la aeronave.
2. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que arrancar la unidad auxiliar (6) comprende alimentar la unidad auxiliar de potencia (6) con aire proveniente únicamente del compresor volumétrico (7).
3. Procedimiento según la reivindicación 1, que comprende el paso consistente, en una fase transitoria, en alimentar la unidad auxiliar de potencia (6) con aire proveniente del compresor volumétrico (7) y aire ambiente.
- 10 4. Procedimiento según la reivindicación 1, que comprende el paso ulterior consistente en alimentar la unidad auxiliar de potencia (6) únicamente con aire ambiente.
5. Sistema de generación de potencia auxiliar (5) en una aeronave, que comprende:
 - una unidad auxiliar de potencia (6) que, comprendiendo una entrada de aire (8), está configurada para suministrar energía no propulsora a la aeronave como complemento o en lugar de unos motores principales
- 15 de la aeronave,
caracterizado por que comprende:
 - un compresor volumétrico (7) conectado a la entrada de aire (8) de la unidad auxiliar de potencia (6),
 - estando el compresor volumétrico (7) configurado para suministrar un aire comprimido a la entrada de la unidad auxiliar de potencia (6), para el arranque de dicha unidad (6).
- 20 6. Sistema según la reivindicación 5, que comprende un arrancador generador (15), configurado para arrastrar el compresor volumétrico (7) y la unidad auxiliar de potencia (6).
7. Sistema según una de las reivindicaciones 5 ó 6, en el que el compresor volumétrico (7) comprende un útil de desacoplamiento (14) configurado para desacoplar el compresor volumétrico (7) de un árbol de la unidad auxiliar de potencia (6).
- 25 8. Sistema según una de las reivindicaciones 5 a 7, que comprende una válvula reguladora (20) del gasto entre una salida de aire (13) del compresor y la entrada de aire (8) de la unidad auxiliar de potencia (6).
9. Sistema según una de las reivindicaciones 5 a 8, en el que el compresor volumétrico (7) presenta:
 - un gasto de aire a la salida comprendido entre 0,1 y 0,2 kg.s⁻¹,
 - una velocidad de rotación del mecanismo inferior a 10 000 rpm.min⁻¹,
- 30 – una potencia superior o igual a 15 kW y
- una relación de compresión comprendida entre 5 y 10 bares.
10. Aeronave que comprende un sistema de generación de potencia auxiliar (5) según una de las reivindicaciones 5 a 9.

FIG. 1

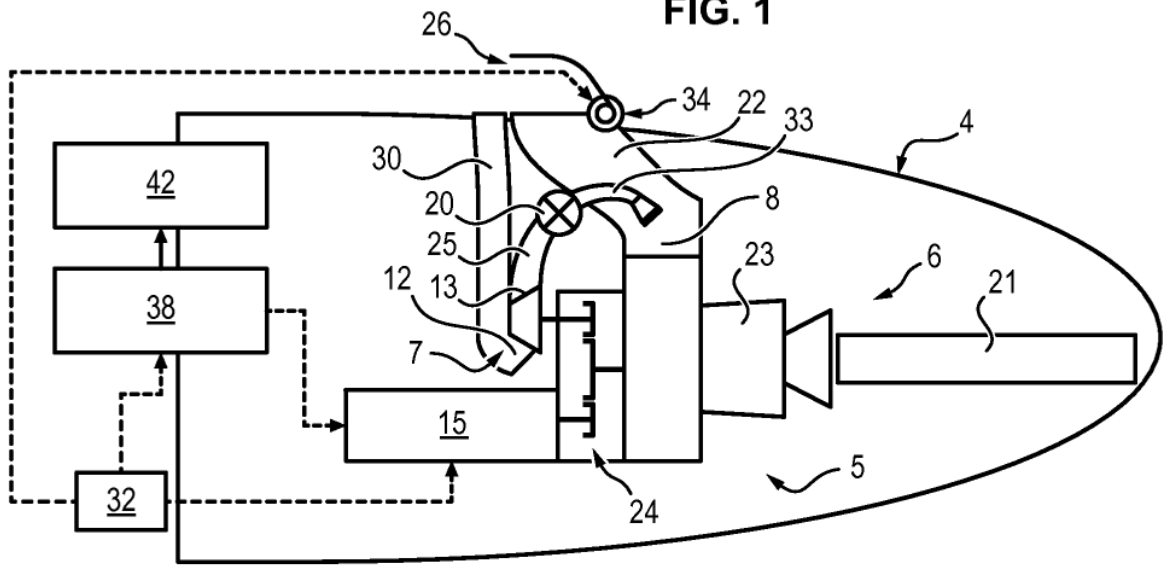


FIG. 2

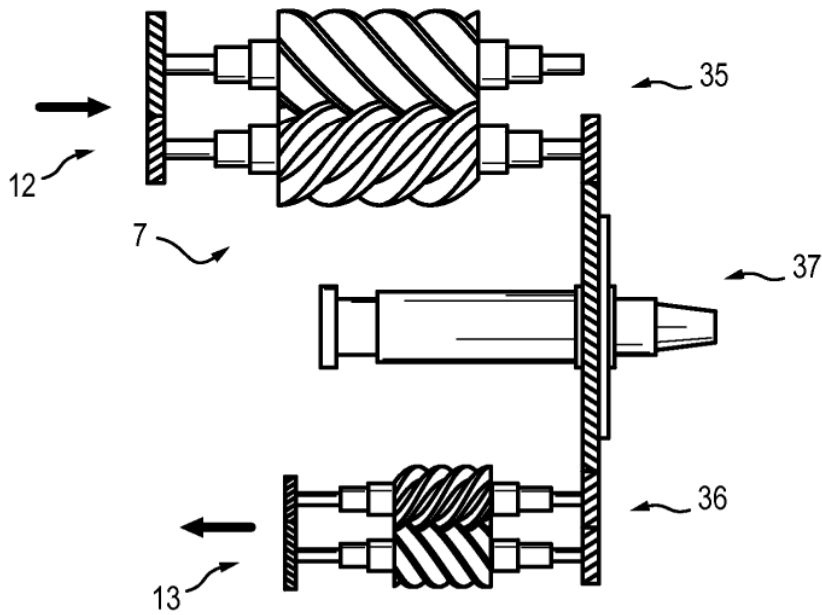


FIG. 3



FIG. 4

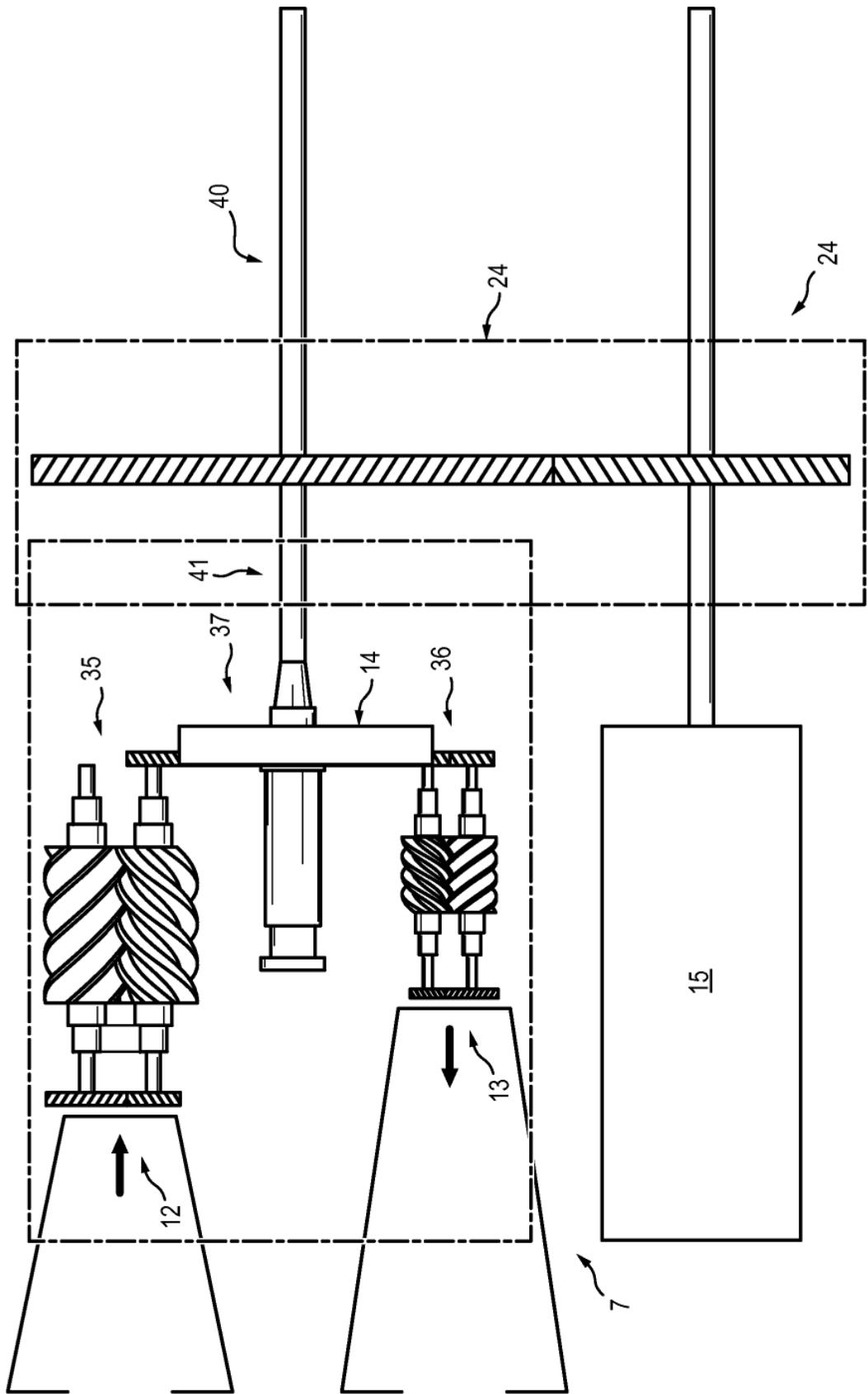


FIG. 5

