

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 525 349**

51 Int. Cl.:

F02K 1/76 (2006.01)

B64D 29/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.11.2008 E 08878087 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.09.2014 EP 2242922**

54 Título: **Sistema de mando de cubierta de inversor de empuje para góndola de turborreactor**

30 Prioridad:

13.02.2008 FR 0800773

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

22.12.2014

73 Titular/es:

**AIRCELLE (100.0%)
Route du Pont 8
76700 Gonfreville l'Orcher, FR**

72 Inventor/es:

**PEREIRA, DAVID;
LAMARRE, JEAN;
VANCON, PHILIPPE y
SANCHEZ, MANUEL**

74 Agente/Representante:

CURELL AGUILÁ, Mireia

ES 2 525 349 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 de mando de cubierta de inversor de empuje para góndola de turboreactor.

5 La presente invención se refiere a una góndola de turboreactor que comprende una sección delantera de entrada de aire, una sección media destinada a rodear una soplante del turboreactor y una sección trasera equipada con por lo menos un sistema de inversión de empuje que comprende, por una parte, medios de desviación de por lo menos una parte del flujo de aire del turboreactor y por otra por lo menos una cubierta móvil capaz de pasar, accionando por lo menos un medio de accionamiento electromecánico, alternativamente de una posición de cierre, en la que ésta garantiza la continuidad aerodinámica de la góndola y en la que los medios de desviación no están activados, a una posición de abertura, en la que ésta abre un paso en la góndola y en la que los medios de desviación están activados.

15 Un avión es activado por varios turboreactores alojados cada uno en una góndola que alberga asimismo un conjunto de dispositivos de accionamiento anexos vinculados a su funcionamiento y que garantizan diversas funciones cuando el turboreactor está en funcionamiento o parado. Esos dispositivos de accionamiento anexos comprenden, en particular, un sistema electro- o hidromecánico de accionamiento de un inversor de empuje y un sistema electro- o hidromecánico de accionamiento de cubiertas destinados a permitir operaciones de mantenimiento en el turboreactor.

20 El papel de un inversor de empuje es, durante el aterrizaje de un avión, mejorar la capacidad de frenado de éste redirigiendo hacia adelante por lo menos una parte del empuje generado por el turboreactor. En esta fase, el inversor permite reenviar hacia la parte delantera de la góndola todos los flujos de gas o parte de ellos que son eyectados por el turboreactor, generando así un empuje contrario que se suma al frenado de las ruedas del avión. Para ello, un inversor de empuje comprende, por una parte y de otra de la góndola, una cubierta móvil desplazable entre, de una parte una posición desplegada que abre en la góndola un paso destinado al flujo desviado durante una etapa de frenado y, de otra, una posición de repliegue que cierra ese paso durante el funcionamiento normal del turboreactor o cuando el avión está parado.

30 Actualmente, esos sistemas de accionamiento son implementados principalmente por cilindros hidráulicos o neumáticos. Esos cilindros necesitan una red de transporte de un fluido bajo presión obtenido ya sea conectando de forma secundaria aire sobre el turboreactor ya sea recogiéndolo en el circuito hidráulico del avión. Ahora bien, unos sistemas tales necesitan espacio y requieren un mantenimiento importante porque el menor escape en la red hidráulica o neumática puede tener consecuencias de dañar tanto el inversor como otras partes de la góndola. Además, los cilindros hidráulicos o neumáticos desarrollan siempre la potencia máxima disponible, lo que implica un desgaste prematuro de los equipos.

40 Para remediar los inconvenientes vinculados a los sistemas neumáticos e hidráulicos, los constructores y equipadores de góndolas han buscado cómo sustituirlos y usar lo más posible sistemas de accionamiento eléctricos de modo que se aligera la góndola y se simplifica su funcionamiento, en particular, en cuanto a los ciclos de mantenimiento necesarios y la gestión de fluidos hidráulicos o neumáticos. Ya existen determinadas cubiertas de góndolas destinadas al mantenimiento del turboreactor que son accionadas por cilindros eléctricos, y la EP 0843089 describe un inversor de empuje accionado eléctricamente.

45 Los sistemas de accionamiento eléctricos permiten una gestión óptima de la energía en función de la potencia realmente necesaria para el funcionamiento de esos sistemas y a la vez ocupan menos espacio en la góndola y no requieren un circuito de circulación de fluido a presión. Permiten asimismo incorporar sistemas de mando y de pilotaje electrónicos como los descritos, por ejemplo, en las solicitudes francesas 04.07096, 07.07098 y la solicitud europea EP-A-0 843 089.

50 La gestión electrónica del accionamiento del sistema de inversión de empuje tiene un gran número de limitaciones.

En primer lugar, la función de inversión de empuje está gobernada por exigencias de certificación muy estrictas con el fin de garantizar la seguridad del sistema. Este procedimiento de certificación es muy costoso.

55 Luego, las funciones de control y vigilancia están generalmente incluidas en un controlador para avión (al que se conoce con el nombre FADEC o EEC) que tiene su propio proceso de certificación. Así pues, los parámetros de vigilancia y los valores umbral susceptibles de desencadenar determinadas acciones son accesibles con dificultad y difícilmente parametrizables sin que el controlador para avión tenga que volver a pasar por un nuevo ciclo de certificación, muy costoso en sí cuando las modificaciones aportadas están restringidas solamente a una fracción de las funciones gestionadas por el calculador de avión.

60 Así pues, la presente invención quiere remediar los inconvenientes que se han dicho y proponer una góndola de turboreactor que comprende un sistema de mando del dispositivo de inversión de empuje que optimiza esos aspectos.

65

De ese modo, la presente invención se refiere a una aeronave que comprende por lo menos dos turborreactores, cada uno de ellos alojado en una góndola, comprendiendo cada góndola de turborreactor una sección delantera de entrada de aire, una sección media destinada a rodear una soplante del turborreactor y una sección trasera equipada con por lo menos un sistema de inversión de empuje que comprende, por una parte, unos medios de desviación de por lo menos una parte del flujo de aire del turborreactor, y, de otra, por lo menos una cubierta móvil capaz de pasar, accionando por lo menos un medio de accionamiento electromecánico, alternativamente de una posición de cierre en que ésta garantiza la continuidad aerodinámica de la góndola y en que los medios de desviación no están activados, a una posición de abertura en que la misma abre un paso en la góndola y en que los medios de desviación están activados, comprendiendo la aeronave, por lo menos de una parte una unidad de control de potencia que equipa cada góndola, siendo dicha por lo menos una unidad de control de potencia capaz de transformar una alimentación eléctrica de alta tensión en por lo menos una alimentación eléctrica destinada a los medios de accionamiento electromecánicos, y por lo menos una entrada de pilotaje de dicha unidad de control de potencia, y de otra, por lo menos una unidad de pilotaje de la unidad de control de potencia distinta y separada de esta última, y comprendiendo por lo menos una entrada de mando y por lo menos una salida de pilotaje destinada a estar conectada con la entrada de pilotaje de por lo menos una unidad de control de potencia, estando la unidad de pilotaje compartida por dichas por lo menos dos góndolas y comprendiendo por lo menos una entrada de datos procedente de un calculador de avión, comúnmente denominado FADEC o EEC.

Así, al prever una unidad de control de potencia y una unidad de pilotaje distintas y separadas, cada unidad puede pasar por un proceso de certificación según le convenga en vez del proceso de certificación más exigente del conjunto.

Esto permite asimismo el desarrollo de programas informáticos integrados y de la electrónica de control adecuada para el proceso de certificación que será aplicado. El resultado es un ahorro de tiempo y de coste de desarrollo importantes.

Además, al diferenciar con ello la función de pilotaje de la función de potencia, es posible agrupar las funciones de vigilancia y control en esta unidad de pilotaje en que el o los programas informáticos integrado(s) y/o los equipos electrónicos pueden ser actualizados y cambiados más rápidamente y sin tener que intervenir para otros elementos.

De forma ventajosa, la unidad de pilotaje comprende asimismo por lo menos una salida de mando de por lo menos un medio de bloqueo del sistema de inversión de empuje.

De forma ventajosa también, la unidad de control de potencia comprende por lo menos una resistencia de disipación u otro dispositivo de disipación, por ejemplo un sistema que permite en su caso recuperar la energía disipada. De forma preferente, la resistencia de disipación es externa a una caja de la unidad de control de potencia correspondiente.

Preferentemente, la unidad de control de potencia comprende por lo menos un ondulator de control trapezoidal. En su caso, se podrá utilizar también un mando vectorial.

Preferentemente también, la unidad de control de potencia comprende un rectificador de corriente alterna a corriente continua. Es evidente que en caso de que el avión disponga de una red eléctrica de corriente continua, es posible utilizar esa corriente continua.

De forma ventajosa, la unidad de control de potencia comprende un circuito de frenado que incluye un interruptor integrado. El papel de ese interruptor es simplificar la ley que rige la abertura del inversor de empuje.

De forma ventajosa, la unidad de control de potencia comprende por lo menos una entrada de un dato de control, procedente de por lo menos un captador de posición y/o un captador de velocidad y/o de frenado, por ejemplo.

Preferentemente, la unidad de control de potencia comprende por lo menos un dispositivo de alisamiento pasivo o activo de rechazo de corriente de armónicos.

De forma ventajosa, la góndola comprende un disyuntor ubicado entre la fuente de potencia eléctrica y la unidad de control de potencia.

De forma ventajosa, la unidad de control de potencia comprende por lo menos una entrada de datos procedente de un calculador de avión, denominado comúnmente FADEC o EEC.

Preferentemente, la unidad de control de potencia está ubicada en una zona de la góndola conocida como fría. Preferentemente también, la unidad de pilotaje está situada en compartimiento electrónico, siendo los costes de certificación mucho más pequeños para implantar un dispositivo en ese lugar.

De forma ventajosa, la unidad de pilotaje se alimenta con baja tensión. Así, solamente la unidad de control que manda los motores de los accionadores electromecánicos y necesita disponer de una fuerte potencia eléctrica

dispone de esa potencia. Al requerir los elementos electrónicos de la unidad de pilotaje solo una potencia eléctrica pequeña, no se malgasta la energía disponible desde el avión.

5 De forma ventajosa también, la unidad de control de potencia y/o la unidad de pilotaje comprende por lo menos una salida de datos en dirección a un calculador de avión, conocido habitualmente como FADEC o EEC.

10 Esto hace que determinados programas informáticos y componentes de tratamiento de datos se alojen dentro de la unidad de pilotaje. De ese modo, el controlador para avión recibe un dato tratado previamente, permitiendo así un ahorro de sus propios recursos de cálculo.

15 Por otra parte, esto permite usar, en la góndola, captadores llamados activos es decir que tratan directamente los datos medidos. La lógica de tratamiento de esas medidas - y en particular los valores umbral a los que una orden debe desencadenarse- puede ser entonces más fácilmente controlada y adaptada al turborreactor concernido.

20 Por ese motivo, la unidad de pilotaje comprende, de forma ventajosa, por lo menos una entrada de datos procedentes de por lo menos un captador, que es del tipo captador de posición o de estado.

25 Como la unidad de pilotaje tiene una función mutua entre por lo menos dos góndolas, el número de cajas se reduce automáticamente. Además, la unidad de pilotaje se sitúa así en una zona externa de la góndola o en un compartimiento electrónico, lo que permite una mejor disipación térmica de los componentes eléctricos y electrónicos.

30 La implementación de la invención se comprenderá mejor con la descripción detallada que se expone a continuación respecto de los dibujos adjuntos.

35 La figura 1 es una representación esquemática simplificada de un sistema, según la invención que equipa dos góndolas de turborreactor.

40 La figura 2 es una representación esquemática de un primer modo de realización de un sistema de mando que equipa una góndola según la invención.

45 La figura 1 representa, de forma esquemática, un conjunto de propulsión de una aeronave que comprende dos turborreactores 3a, 3b alojados cada uno de ellos en una góndola 1a, 1b.

50 Cada turborreactor 3a, 3b está asociado a un controlador para avión 2a, 2b, denominado comúnmente FADEC o EEC.

55 Cada góndola 1a, 1b comprende asimismo un dispositivo de inversión de empuje que implica cada uno una puerta derecha 4a, 4b y una puerta izquierda 5a, 5b capaces cada una de ser accionadas respectivamente por al menos un accionador electromagnético 6a, 6b, 7a, 7b.

60 Según la invención, la alimentación eléctrica y el mando de cada accionador electromagnético 6a, 6b, 7a, 7b lo efectúa una unidad de control de potencia 8a, 8b que equipa cada góndola 1a, 1b.

65 También según la invención, cada unidad de control de potencia 8a, 8b recibe sus instrucciones de mando de una unidad de pilotaje 9 distinta y comuna a ambas góndolas 1a, 1b.

70 Por otra parte, la unidad de pilotaje 9 recibe asimismo datos procedentes de cada uno de los controladores para avión 2a, 2b.

75 Las figuras 2 y 3 detallan los enlaces entre esos diferentes equipos.

80 Según el sistema representado en la figura 2, cada unidad de control de potencia 8a, 8b comprende una alimentación eléctrica de alta potencia 20a, 20b procedente de una fuente de alimentación eléctrica para avión, estando cada alimentación 20a, 20b equipada con un disyuntor 21a, 21b de seguridad.

85 Cada unidad de control de potencia 8a, 8b comprende asimismo dos salidas de mando 31a, 31b y 32a, 32b que alimentan y controlan respectivamente un motor 33a, 33b y un motor 34a, 34b de cada accionador electromecánico 6a, 6b y 7a, 7b en función de dos entradas de mando 41a, 41b, 42a, 42b que transmiten respectivamente órdenes de despliegue y cierre procedentes de la unidad de pilotaje 9.

90 Cada unidad de control de potencia 8a, 8b comprende asimismo dos entradas de datos 51a, 51b y 52a, 52b que reciben datos procedentes de un captador de posición de los motores 33a, 33b y 34a, 34b y una salida de datos 61a, 61b que envía datos representativos del estado del sistema de inversión de empuje hacia la unidad de pilotaje 9. Además de los datos procedentes de los captadores de posición, las unidades de control de potencia 8a, 8b reciben asimismo datos procedentes de un detector de frenado según una línea 55a, 55b.

Evidentemente, los datos recibidos y reenviados no están limitados a los tipos de datos presentados en el ejemplo sino que pueden ser cualquier tipo de datos necesarios para la electrónica de gestión de la potencia y el proceso lógico.

5 Se apuntará asimismo que cada unidad de control de potencia 8a, 8b comprende una resistencia de disipación eléctrica 10a, 10b.

10 Cada puerta 4a, 4b, 5a, 5b está además bloqueada en posición cerrada mediante por lo menos un cerrojo primario 71a, 71b y un cerrojo terciario 73a, 73b.

15 Cada cerrojo primario 71a, 71b está mandado por una doble línea de mando que comprende una primera línea de mando 74a, 74b pilotada por el controlador para avión correspondiente 2a, 2b y una segunda línea de mando 75a, 75b pilotada por la unidad de pilotaje 9.

Cada cerrojo terciario 73a, 73b está mandado por una línea de mando 76a, 76b pilotada directamente por parámetros para avión tales como la altitud, la presión ejercida en el tren de aterrizaje o también directamente por los controladores para avión 2a, 2b.

20 Cada Cerrojo primario 71a, 71b y terciario 73a, 73b puede asociarse a un captador de posición cuyos datos se transmiten a la unidad de pilotaje 9. Para una mayor claridad del esquema de la figura 2, esas líneas no se han representado.

25 Esas líneas pueden ser de doble sentido y controlar captadores del tipo inductores y pasivos cuya electrónica se concentra en la unidad de pilotaje 9.

Según la invención, las unidades de control de potencia 8a, 8b son por lo tanto pilotadas por la unidad de pilotaje 9.

30 La unidad de pilotaje 9 está alimentada eléctricamente en baja potencia por uno o más *bus* eléctricos 90.

La unidad de pilotaje 9 comprende una subunidad de vigilancia 9' que recibe las medidas procedentes de las salidas de datos 61a y 61b de las unidades de control de potencia 8a, 8b y de diversos captadores así como de los parámetros procedentes de los controladores para avión 2a, 2b según las líneas de datos 91a, 91b.

35 Evidentemente, el número de entradas de datos y la naturaleza de esos datos no están limitados a lo que se describe en este ejemplo, y la unidad de pilotaje 9 puede hacer uso de cualquier dato necesario al buen funcionamiento de sus programas informáticos y componentes electrónicos integrados.

40 La unidad de pilotaje 9 reenvía asimismo datos sobre el estado de bloqueo o de desbloqueo del sistema de inversión de empuje hacia los controladores para avión 2a, 2b según por lo menos una línea de datos de salida 92.

45 De ese modo, cuando el piloto del avión baja o tira de la palanca que manda la abertura o cierre del sistema de inversión de empuje, los controladores para avión 2a, 2b transmiten esa orden a la unidad de pilotaje 9 y a los cerrojos primarios 71a, 71b y terciarios 73a, 73b. Entonces, la unidad de pilotaje 9 gestiona de forma autónoma las secuencias correspondientes y envía las instrucciones a los cerrojos primarios 71a, 71b y terciarios 73a, 73b así como a las unidades de control de potencia 8a, 8b que luego gestionan la potencia otorgada a los motores 33a, 33b y 34a, 34b de cada accionador electromagnético 6a, 6b, 7a, 7b.

50 Es evidente también que la unidad de pilotaje 9 no se limita a una sola subunidad de vigilancia 9' sino que puede comprender subunidades distintas para la gestión de cada góndola 1a, 1b, pudiendo las diferentes líneas de datos y de mando en su caso ser dobladas como medida de seguridad, en caso de fallo de una línea.

55 Aunque la invención ha sido descrita con un ejemplo concreto de realización, es evidente que no queda limitada al mismo y que comprende todos los equivalentes técnicos de los medios descritos así como sus combinaciones si éstas entran en el marco de la invención tal y como se define en el texto de las reivindicaciones. En particular, el enlace con los controladores para avión 2a, 2b puede ser bidireccional es decir permitir a la vez una toma de datos de los controladores para avión y una subida de datos hacia éstos. Por otra parte, se da en el ejemplo, a título indicativo pero no limitativo, la localización de las diversas unidades. De ese modo, las unidades de control de potencia podrían localizarse asimismo fuera de la góndola.

60

REIVINDICACIONES

1. Aeronave, que comprende por lo menos dos turborreactores (3a, 3b) alojados cada uno en una góndola (1a, 1b), comprendiendo cada góndola (1a, 1b) de turborreactor (3a, 3b) una sección delantera de entrada de aire, una
5 sección media destinada a rodear una soplante del turborreactor y una sección trasera equipada con por lo menos un sistema de inversión de empuje que comprende, por una parte, unos medios de desviación de por lo menos una parte de un flujo de aire del turborreactor y por otra, por lo menos una cubierta móvil (4a, 5b, 5a, 5b) apta para pasar, accionada por lo menos por un medio de accionamiento electromecánico (6a, 6b, 7a, 7b), alternativamente de una posición de cierre, en la que ésta garantiza la continuidad aerodinámica de la góndola y en la que los medios de
10 desviación no están activados, a una posición de abertura, en la que ésta abre un paso en la góndola y en la que los medios de desviación están activados; comprendiendo la aeronave, por una parte, por lo menos una unidad de control de potencia (8a, 8b) que equipa cada góndola, siendo dicha por lo menos una unidad de control de potencia apta para transformar una alimentación eléctrica (20a, 20b) de alta tensión en por lo menos una alimentación eléctrica (31a, 31b, 32a, 32b) destinada a los medios de accionamiento electromecánicos, y por lo menos una
15 entrada de pilotaje (41a, 41b, 42a, 42b) de dicha unidad de control de potencia (8a, 8b), y por otra parte, por lo menos una unidad de pilotaje (9) de la unidad de control de potencia (8a, 8b) distinta y separada de esta última, y comprendiendo por lo menos una entrada de mando (91a, 91b) y por lo menos una salida de pilotaje (41a, 41b, 42a, 42b) destinada a estar conectada con la entrada de pilotaje de dicha por lo menos una unidad de control de potencia (8a, 8b), estando la unidad de pilotaje (9) compartida por dichas por lo menos dos góndolas (1a, 1b) y comprendiendo por lo menos una entrada de datos (91a, 91b) procedentes de un calculador de avión (2a, 2b) comúnmente denominado FADEC o EEC.
2. Aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por que la unidad de pilotaje (9) comprende asimismo por lo menos una salida de mando de por lo menos un medio de bloqueo (71a, 71b) del sistema de inversión de empuje.
25
3. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 o 2, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende por lo menos una resistencia de disipación (10a, 10b) preferentemente externa a una caja de la unidad de control de potencia correspondiente.
4. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende por lo menos un ondulator de control trapezoidal.
30
5. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4 caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende un rectificador de corriente alterna a corriente continua.
35
6. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende un circuito de frenado que comprende un interruptor integrado.
7. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende por lo menos una entrada (51a, 51b, 52a, 52b, 55a, 55b) de un dato de información de control procedente de por lo menos un captador de posición y/o un captador de velocidad y/o de frenado, por ejemplo.
40
8. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende por lo menos un dispositivo de alisamiento pasivo o activo de rechazo de corriente de armónicos.
45
9. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, caracterizada por que comprende un disyuntor (21a, 21b) ubicado entre la fuente de potencia eléctrica y la unidad de control de potencia.
10. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) comprende por lo menos una entrada de datos procedente de un calculador de avión (2a, 2b) denominado comúnmente FADEC o EEC.
50
11. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) está ubicada en una zona de la góndola conocida como fría.
55
12. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, caracterizada por que la unidad de pilotaje (9) se alimenta con baja tensión (90).
13. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, caracterizada por que la unidad de control de potencia (8a, 8b) y/o la unidad de pilotaje (9) comprende por lo menos una salida de datos en dirección a un calculador de avión, denominado comúnmente FADEC o EEC.
60
14. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13, caracterizada por que la unidad de pilotaje (9) comprende por lo menos una entrada de datos procedente de por lo menos un captador, del tipo captador de posición o de estado.
65

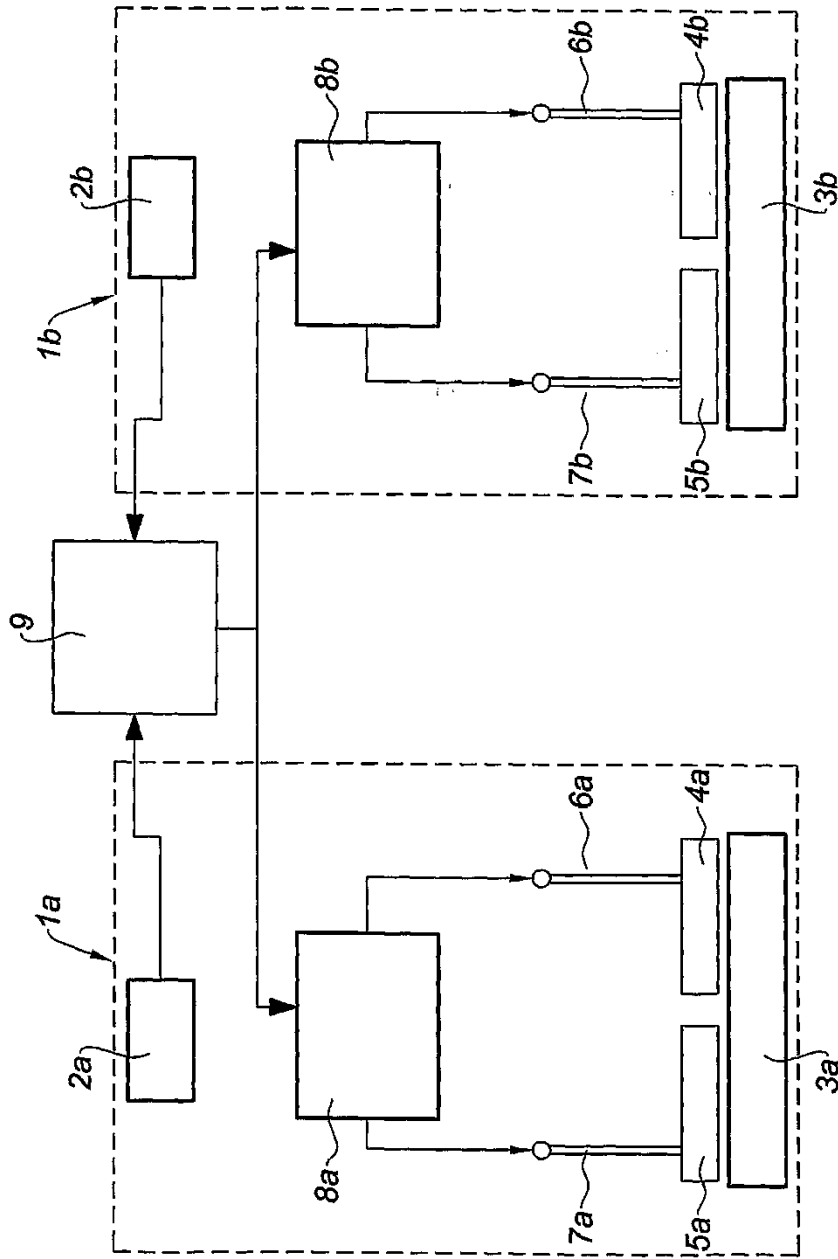


Fig. 1

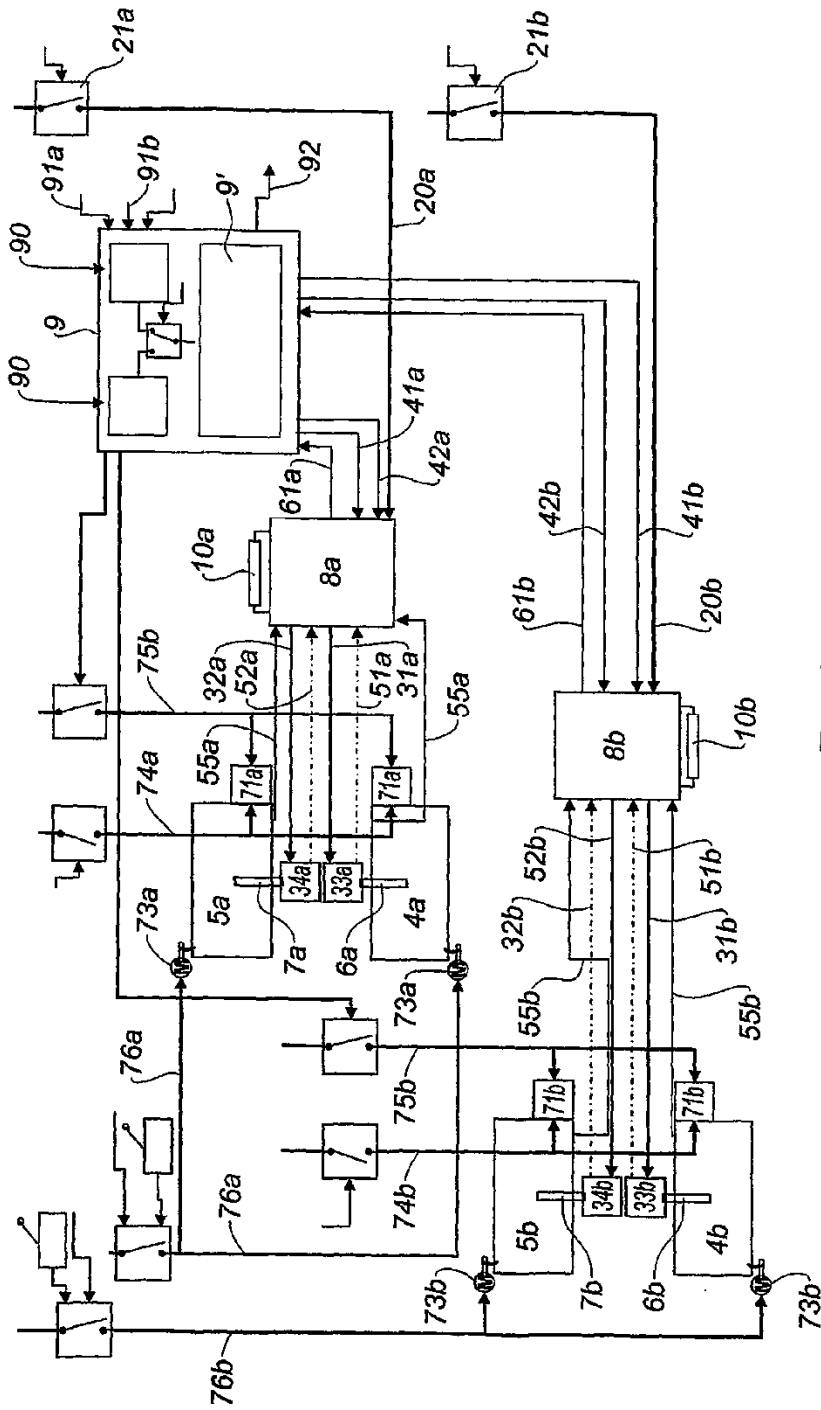


Fig. 2