

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 664 773**

51 Int. Cl.:

**F01D 15/10** (2006.01)

**F02C 3/10** (2006.01)

**F02C 7/26** (2006.01)

**F02C 7/275** (2006.01)

**F02C 7/32** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **12.12.2011 PCT/FR2011/052935**

87 Fecha y número de publicación internacional: **21.06.2012 WO12080633**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.12.2011 E 11813545 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.03.2018 EP 2652269**

54 Título: **Procedimiento de control de la generación eléctrica aplicada a una turbina de gas de una aeronave y dispositivo que utiliza tal procedimiento**

30 Prioridad:

**13.12.2010 FR 1060419**

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

**23.04.2018**

73 Titular/es:

**SAFRAN HELICOPTER ENGINES (100.0%)**

**B.P. 2**

**64510 Bordes, FR**

72 Inventor/es:

**LANGFORD, STEPHEN y**

**HARRIET, PIERRE**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

ES 2 664 773 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 de control de la generación eléctrica aplicada a una turbina de gas de una aeronave y dispositivo que utiliza tal procedimiento

**Campo técnico**

5 El invento se refiere a un procedimiento de control de la generación eléctrica aplicada a una turbina de gas de una aeronave, de una manera más particular en sus fases transitorias de aceleración y de desaceleración. El invento se aplica en particular a un turbo motor de un helicóptero preparado para utilizar tal procedimiento.

El invento se refiere al campo de las turbinas de gas, en particular a los turbomotores o turbopropulsores de aeronaves (helicópteros, aviones, y otras máquinas voladoras).

10 Un motor de una aeronave se compone clásicamente de un conjunto compresor-cámara de combustión-turbina formando un generador de gas. En este generador de gas, el aire fresco se comprime por la rotación del compresor y se transmite a la cámara en donde se mezcla con el carburante y, a continuación, después de la combustión, los gases calientes son evacuados con una energía cinética elevada y conducidos a la turbina que extrae la energía de accionamiento en rotación del compresor a través de un eje de transmisión de alta presión (HP, en forma abreviada) o cuerpo HP. El excedente de energía cinética proporciona la energía de desplazamiento de la aeronave, ya sea directamente en el caso de los aviones a través de una tobera de eyección, ya sea indirectamente en el caso de los helicópteros a través de una nueva expansión en una turbina libre y un eje de transmisión (aguas abajo, travesero o a través de un eje exterior del generador de gas).

**Estado de la técnica**

20 En el caso de un turbomotor de un helicóptero, una gran parte de la energía mecánica proporcionada por este eje de transmisión se suministra al mecanismo de accionamiento del rotor y a los consumidores (bomba hidráulica, aparellajes eléctricos, climatización, freno del rotor, etc.) a través de los piñones de reducción de las velocidades o, de una manera más racional, a través de una cajera de accesorios (a partir de ahora, BA). Una parte no desdeñable de la potencia mecánica puede ser extraída directamente del generador de gas (generación eléctrica, extracciones de aire para el calentamiento de la cabina,...).

25 En la fase de arranque del turbomotor, funciona en modo arrancador una fuente eléctrica reversible- llamada incluso generadora/arrancador, en forma abreviada GD- alimentada por una batería- como un motor de accionamiento en rotación del compresor hasta el funcionamiento autónomo del generador de gas. A continuación, en las fases transitorias- despegue, aterrizaje, estacionario-o intermedias de vuelo estabilizado- crucero, búsqueda a baja altitud- la fuente GD extrae la energía cinética del generador de gas para funcionar en modo generador y alimentar los aparellajes consumidores eléctricos (mandos, climatización, bomba,...) de la red eléctrica de a bordo.

30 Sin embargo, la extracción de energía del generador de gas para alimentar a la red de a bordo está penalizando en términos de margen el bombeo para la línea de funcionamiento, y contribuye fuertemente a limitar las prestaciones de aceleración del generador de gas cuando la extracción mecánica instantánea no es conocida por el sistema de regulación. Con el fin de conservar un margen de bombeo suficiente, el compresor no funciona ya con una tasa de compresión óptima y las prestaciones se degradan, en particular el consumo específico aumenta. Esto es particularmente sensible para los motores controlados con variación de velocidad del generador de gas (dng/dt). Además, las variaciones de velocidad de la turbina libre y del mecanismo de accionamiento del rotor que van a continuación uno del otro pueden arrastrar graves consecuencias.

40 Se sabe ya por el documento de patente FR 2 929 324 recuperar la energía eléctrica mediante el acoplamiento de la fuente GD a la turbina libre, siendo conmutada la fuente GD en modo generador después de la fase de arranque. Esta solución necesita añadir un nuevo equipo, a saber, una báscula de conmutación acondicionada para ello. Este añadido tiene un impacto en términos de costes y de masa, y necesita una modificación en la arquitectura del motor.

45 Por otra parte, el documento de patente FR 2 914 697 propone un sistema de asistencia en las fases transitorias mediante la integración de un motor eléctrico suplementario alimentado por una batería con el fin de proporcionar energía cinética al generador de gas. Esta solución presenta los mismos inconvenientes.

**Exposición del invento**

50 En invento trata de reducir las extracciones mecánicas del generador de gas, en particular, durante las fases transitorias, con el fin de conservar un margen de bombeo suficiente que permita asegurar las prestaciones de aceleración del generador de gas, y esto sin generación de potencia suplementaria, y sin necesidad de detectores o de accionadores suplementarios. Para ello, el invento prevé aumentar el poder de aceleración/desaceleración del generador de gas modulando la consigna de regulación de la tensión de la red eléctrica de a bordo de la aeronave.

De una manera más precisa, el presente invento tiene por objeto un procedimiento de generación eléctrica aplicada a una turbina de gas de una aeronave, y que se consume en la red eléctrica de a bordo, después de la fase de

arranque de la turbina de gas. En este procedimiento, la red de a bordo se regula en tensión mediante una consigna de tensión pilotada por una etapa de determinación del estado de desconexión/conexión de una fuente generadora principal de electricidad de la red de a bordo en función de la demanda de extracción de potencia a suministrar a la propulsión de la aeronave, seguida de una etapa de selección de una consigna de la tensión entre distintos niveles en función de la determinación del estado de desconexión/conexión, y de una etapa de aplicación de la consigna seleccionada con un bucle de regulación de la tensión suministrada a la red de a bordo.

5

Según unos modos de utilización particulares:

- una fuente de electricidad permanece activada en caso de desconexión de la fuente principal para alimentar a la red de a bordo, pudiendo ser esta fuente tampón recargada cuando la fuente principal no está descargada;

10 - el estado de desconexión/conexión puede ser determinado entre tres estados de desconexión, de conexión y estabilizado, en función de la variación de la velocidad del generador de gas y/o de las variaciones de inclinación de las palas del rotor, llamado comúnmente "paso colectivo", en el caso de un helicóptero;

15 - un estado de desconexión puede ser determinado cuando la variación de la velocidad del generador de gas es superior o igual a un límite superior, tomado entre +2 y +5% por unidad de tiempo, y/o cuando la variación del paso colectivo es superior a un límite superior de +10 a +30% de la carrera total del paso colectivo por unidad de tiempo en el caso de un helicóptero;

- un estado de conexión puede ser determinado cuando la variación de la velocidad del generador de gas es inferior o igual a un límite inferior tomado entre -2 y -5% por unidad de tiempo y/o cuando la variación del paso colectivo es inferior a un límite superior de +10 a +30% de la carrera total del paso colectivo por unidad de tiempo;

20 - un estado de estabilización puede ser determinado cuando la variación de la velocidad o del paso colectivo están comprendidos dentro de unas horquillas dentro de unos límites superiores e inferiores;

25 - al menos tres niveles de consigna de la tensión son determinados en una etapa de selección de la consigna, en correspondencia con los tres estados de desconexión/conexión/estabilizado determinados en la etapa precedente: un nivel de la consigna media se selecciona cuando se determina un estado de estabilización en la etapa precedente o cuando el estado de la red de a bordo es defectuoso; un nivel de la consigna bajo se selecciona cuando se determina un estado de desconexión en la etapa precedente y un nivel de la consigna alto se selecciona cuando se determina un estado de conexión en la etapa precedente o cuando se determina un estado estabilizado con el fin de recargar la fuente de electricidad tampón, en particular a continuación de la fase de aceleración durante un estado de desconexión;

30 - cada selección de la consigna de la tensión corresponde a unas fases de vuelo determinadas: la consigna de la tensión media corresponde a las fases intermedias estabilizadas de vuelo; la consigna de la tensión de desconexión, sensiblemente inferior a la consigna de nivel medio, corresponde a las aceleraciones y al despegue de las fases transitorias; y la consigna de la tensión de conexión, sensiblemente superior a la consigna de nivel medio, corresponde a las desaceleraciones y al aterrizaje de las fases transitorias;

35 - la consigna de la tensión de regulación puede ser adaptada según unos datos del estado de funcionamiento de la red de a bordo y/o de carga de la fuente tampón;

- el estado de la red de a bordo se establece para un estado de avería o de fallo de la red, o para un estado de funcionamiento o de sensibilidad de los mandos de los consumidores y de los accesorios.

40 El invento se refiere igualmente a un sistema de generación eléctrica en un helicóptero, preparado para utilizar el procedimiento citado anteriormente. Tal sistema de generación eléctrica comprende un generador de gas preparado para accionar un mecanismo del rotor de los planos de propulsión y acoplado a un generador/arrancador reversible, preparado para formar una fuente de energía cinética del generador de gas o una fuente de alimentación eléctrica de una red de a bordo. Una unidad de mando numérico integra un módulo de selección de la consigna de generación de la tensión de la red de a bordo. Este módulo está preparado para seleccionar una consigna de la tensión a partir de unos datos proporcionados por unos dispositivos de medida de la velocidad del generador de gas o del generador/arrancador, de la medida de la posición del paso colectivo de los planos de propulsión y de la medida de la tensión de la red de a bordo. La unidad de mando está preparada para aplicar la consigna de la tensión así seleccionada a la red de a bordo a través de un bucle de regulación acoplado a un regulador.

45

### Breve descripción de las figuras

50 Otros aspectos, características y ventajas del invento aparecerán en la descripción no limitativa que sigue, relativa a unos modos de realización particulares, haciendo referencia a los dibujos anexos que representan, respectivamente:

- En la figura 1, una vista esquemática de un turbomotor equipado con unos medios preparados para utilizar el procedimiento según el invento;

- en la figura 2, un ejemplo del perfil de variación en el tiempo de la velocidad de un generador de gas de un turbomotor para diferentes fases del vuelo, con una red de a bordo regulada en tensión según el invento; y

- en la figura 3, un ejemplo de un diagrama funcional de los medios utilizados según las principales etapas del procedimiento del invento.

## 5 Descripción detallada

Con referencia a la vista esquemática de la figura 1, un turbomotor de un helicóptero "T" comprende, según un modo de realización del invento, un generador de gas 1 y una turbina libre 2 que, después de una fase de arranque, es accionada en rotación por un flujo de gas  $F_g$  con fuerte energía cinética proporcionada por el generador de gas 1.

10 La turbina libre 2 está montada sobre un eje 3 de transmisión de la energía cinética con un reductor que permite el interfaz en velocidad con una caja de accesorios BA. Esta BA 4 está preparada para transmitir la potencia al mecanismo de accionamiento 41 del rotor de los planos de propulsión.

15 El generador de gas 1 acciona a su vez un conjunto de elementos mecánicos (bombas de carburante...) y eléctricos (alternadores, arrancadores...pero también- y cada vez más según la tendencia del "todo eléctrico"- los mandos de los equipamientos hidráulicos (bombas...), mecánicos (freno del rotor, etc.) o neumáticos (compresores, climatización...). La generación eléctrica se produce entonces a través de un motor reversible 7 en modo generador GD. Al ser el GD reversible, permite el arranque por el accionamiento del generador de gas, y a continuación la alimentación de energía eléctrica una vez que el generador de gas es autónomo, estando conectada la GD mecánicamente sin rueda libre al eje generador de gas 13 (Véase la descripción a continuación).

20 El generador de gas 1 comprende un compresor 11 y una turbina 12 montados sobre un eje rotativo 13, así como una cámara de combustión 14 formada entre el compresor 11 y la turbina 12. Un flujo de aire (flecha F1) procedente de una entrada de aire 5- formada en un carter 6- y a continuación comprimida a través del compresor 11, es inyectada en la cámara 14 para ser mezclada allí con el carburante con el fin de producir, por combustión, el flujo de gas cinético  $F_g$ . Este flujo F se expande atravesando la turbina 12- para accionar en rotación el compresor 11 a través del eje rotativo 13- y a continuación la turbina libre 2 para accionar en rotación el eje de transmisión 3.

25 La transmisión de la energía mecánica ilustrada en la figura 1 es del tipo de toma de movimiento hacia adelante con reenvío por el eje de transmisión travesero 3 colineal con el eje rotativo 13. Alternativamente, una toma de movimiento hacia adelante con reenvío por el eje exterior o una toma de movimiento hacia atrás pueden ser utilizados sin salirse del marco del invento.

30 El turbo motor "T" comprende igualmente un motor eléctrico reversible 7 preparado para funcionar como generador eléctrico para alimentar los mandos eléctricos 42 de los consumidores y de los accesorios de la red de a bordo 10. Este motor eléctrico reversible constituye una fuente generadora/arrancadora, en términos abreviados GD. De manera equivalente, es posible utilizar igualmente un generador/arrancador del tipo corriente continua con escobillas o del tipo sin escobillas ("brushless, en terminología inglesa) o incluso un arrancador/alternador.

35 El motor 7 está acoplado al eje 13, con el fin de accionar en rotación el generador de gas 1 durante la fase de arranque. Cualquiera que sea la fase de vuelo, la GD permanece conectada al generador de gas y gira a una velocidad proporcional a la del generador de gas.

40 La batería de alimentación de la GD en el arranque o una batería auxiliar 8, por ejemplo, de acumuladores o una batería con bobina de almacenamiento supra-conductora, participa igualmente en la generación eléctrica. Esta batería 8 puede de esta manera suministrar la energía eléctrica en cantidad suficiente con el fin de no hacer caer la tensión de la red de a bordo 10 durante las fases de aceleración mientras que, como se describe a continuación, el motor reversible 7 en modo generador está descargado. La batería 8 es solicitada igualmente en la fase de arranque para arrancar el motor 7 en modo "motor" con el fin de accionar el eje 13 del generador de gas 1.

Una recarga acelerada de la batería 8 se hace a través del motor reversible 7 en modo generador, durante las fases de desaceleración y, de manera apropiada como se explicará más adelante, durante las fases estabilizadas.

45 Con el fin de controlar la generación eléctrica de la red de a bordo 10 en función de las diferentes fases del vuelo, una unidad de mando numérico 9, clásicamente denominada FADEC (iniciales de "Full Authority Digital Engine Controler", en terminología inglesa), integra un módulo de selección 19 de la consigna de la tensión a aplicar en la red de a bordo 10. El módulo 19 recibe unos datos proporcionados por los diferentes dispositivos de medida y calcula sus variaciones en el tiempo en conexión con la unidad 9: medidas y variaciones de la velocidad del generador de gas,  $N_g$  y de la posición del paso colectivo del rotor,  $X_{PC}$ , así como la medida de la tensión efectiva  $U_N$  de la red de a bordo 10 con el fin de asegurarse del seguimiento de la consigna.

50 La unidad de mando 9 emite una consigna de la tensión de regulación de la red de a bordo según las fases de vuelo. Esta consigna se transmite al bucle de regulación 15, quien en consecuencia va a controlar la potencia proporcionada por la GD y de hecho su par extraído del generador de gas.

Un ejemplo de la sucesión de las fases de vuelo de un helicóptero está ilustrado en la figura 2 por el perfil de vuelo 20, tomando la velocidad  $N_G$  del generador de gas en función del tiempo "t".

5 En las fases de aceleración "B", la tasa de extracción de potencia acondicionada al motor reversible en modo generador es fuertemente minimizada e incluso anulada, en función de las necesidades, por parte de la unidad de mando: el motor reversible está entonces desconectado para proporcionar la potencia al rotor de los planos de propulsión. Las necesidades de la red de a bordo están aseguradas entonces por la batería tampón. En las fases estabilizadas "A", "C" o "E", las necesidades eléctricas de la red de a bordo están aseguradas por el motor reversible.

10 La batería puede ser recargada entonces en las fases estabilizadas, en particular durante una duración limitada después de una fase de aceleración. En la fase de desaceleración, "D" o de aterrizaje "F", la tasa de extracción acondicionada para ello del motor reversible en modo generador está maximizada y la batería puede ser recargada igualmente.

15 Con referencia a la figura 3, se describe ahora un diagrama funcional que ilustra las diferentes etapas de activación de la generación eléctrica de la red de a bordo durante la sucesión de fases de vuelo "A" a "F" precedentes. Estas etapas siguen a una fase de arranque 50 en la cual la unidad de mando 9 arranca el motor 7 alimentado por la batería 8. El generador de gas 1 es accionado entonces según una puesta en acción ya conocida, hasta que el generador de gas 1 sea autónomo. Al final de esta fase de arranque, la unidad de mando 9 conmuta el motor reversible 7 al modo generador.

20 En una primera etapa 100 de selección del estado de desconexión/conexión del motor reversible 7 en modo generador, la demanda de extracción de potencia  $P_{PREL}$  a proporcionar al motor de propulsión es evaluada por la unidad de mando 9 en función de las condiciones de vuelo.

25 De esta manera, según un ejemplo aplicado al turbomotor anterior, la demanda de extracción  $P_{PREL}$  es evaluada por la unidad de mando 9 en función de las variaciones de velocidad  $dN_G/dt$  del generador de gas 1 y del paso colectivo  $dX_{PC}/dt$  a partir de unos detectores 30, por transmisión de los datos al módulo de selección 19. La transmisión puede hacerse por cualquier cableado apropiado o por ondas de radio a través de unas antenas emisoras/receptoras 25 adaptadas (véase la figura 1).

30 La etapa de selección del estado 100 del motor 7 en modo generador se determina entre tres estados: estado de desconexión  $E_{DEL}$  correspondiente a las fases de aceleración, un estado de conexión  $E_{LES}$ , correspondiente a las fases de desaceleración, y un estado estabilizado  $E_{STAB}$ , correspondiente a las fases estabilizadas, en función de los valores de referencia de  $dN_G/dt$  y de  $dX_{PC}/dt$ . En el ejemplo:

- el estado de desconexión  $E_{DEL}$  se determina cuando la variación de velocidad  $dN_G/dt$  es superior o igual al +3% por unidad de tiempo o cuando la variación del paso colectivo  $dX_{PC}/dt$  es superior al +20% de la carrera total XPC por unidad de tiempo;

35 - el estado de conexión  $E_{LES}$  se determina cuando la variación de velocidad  $dN_G/dt$  es inferior o igual al -3% o cuando la variación del paso colectivo  $dX_{PC}/dt$  es inferior al -20% por unidad de tiempo;

- el estado estabilizado  $E_{STAB}$  se determina cuando:

$$-1\% < dN_G/dt < +1\% \text{ y } -10\% < dX_{PC}/dt < +10\%$$

40 A cada uno de estos estados  $E_{DEL}$ ,  $E_{LES}$  y  $E_{STAB}$  le corresponde, en una etapa de selección de la consigna de la tensión 200, un nivel de la consigna de la tensión CT generado por el módulo 19 entre tres niveles de la consigna de la tensión  $U_B$ ,  $U_H$  y  $U_M$  a aplicar en la red de a bordo:

-el nivel de la consigna baja  $U_B$  de +24 voltios en el ejemplo, cuando un estado de desconexión  $E_{DEL}$  se determina en fase de aceleración del generador de gas;

45 - el nivel de la consigna alto  $U_H$  de +30 voltios en el ejemplo, cuando el estado de conexión  $E_{LES}$  se selecciona en fase de desaceleración, o cuando el estado estabilizado  $E_{STAB}$  se determina- con el fin de recargar la batería tampón durante una duración limitada, por ejemplo algunos segundos, según su estado de carga SOC (iniciales de "State Of Charge", en terminología inglesa) seguido por un dispositivo acondicionado para ello - en particular cuando el estado estabilizado sigue a una fase de aceleración;

50 - el nivel de la consigna medio  $U_M$  de +28 voltios en el ejemplo, cuando el estado estabilizado  $E_{STAB}$  se determina en la etapa precedente o cuando se detectan fallos de funcionamiento de la red DON (iniciales de "Defects On Network", en terminología inglesa) por los detectores acondicionados para ello en la red de a bordo- o por la lectura de su tensión de alimentación por el FADEC- y transmitidas en la etapa de selección de la tensión 200: avería en la red, estado de la red de a bordo, mandos eléctricos consumidores sensibles o defectuosos, etc.

El nivel de la tensión CT así seleccionado se aplica, en una etapa de aplicación 300, a la entrada de un bucle de regulación 15 de la tensión aplicada a la red de a bordo 10, estando acoplado el bucle a un regulador 16.

5 La tensión efectiva  $U_N$  de la red de a bordo 10, la introducida en el bucle 15 para ser comparada con la consigna de a tensión CT, se mide y transmite a la unidad de mando 9. En el caso en el que un estado de desconexión  $E_{DEL}$  de la fuente principal 7 se haya determinado, la tensión se suministra por la batería 8: la unidad de mando 9 verifica entonces si esta tensión es suficiente para la red y, en caso de insuficiencia, si es posible un estado de conexión de la fuente principal, al menos durante una corta duración.

10 El invento no está limitado por los ejemplos descritos y representados. Es posible, por ejemplo, definir más de tres niveles de la consigna de la tensión para la red de a bordo diferenciando sub-niveles correspondientes a los diferentes niveles de aceleración del generador de potencia, u otras fases transitorias (vuelo estacionario, búsqueda a baja altitud por encima del mar, etc.). Por otra parte, se pueden utilizar varias fuentes reversibles principales y/o varias fuentes de electricidad secundarias.

## REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de control de la generación eléctrica aplicada a una turbina de gas (T) de una aeronave y que se consume en una red de a bordo (10), caracterizado por que, después de una fase de arranque (50) de la turbina de gas (T), la red de a bordo (10) se regula en tensión por una consigna de tensión (CT) controlada por una etapa de determinación del estado (100) de desconexión/conexión ( $E_{DEL}$ ,  $E_{LES}$  y  $E_{STAB}$ ) de una fuente generadora principal de electricidad (7) de la red de a bordo (10) en función de la demanda de extracción de potencia ( $P_{PREL}$ ) a suministrar a la propulsión (41) de la aeronave, seguida de una etapa de selección (200) de una consigna de la tensión (CT) entre varios niveles ( $U_H$ ,  $U_B$  y  $U_M$ ) en función de la determinación del estado de desconexión/conexión, y de una etapa de aplicación de la consigna seleccionada (300) a un bucle de regulación de la tensión (15) suministrada a la red de a bordo (10).
2. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación 1, en el cual una fuente de electricidad (8) se activa en caso de desconexión ( $E_{DEL}$ ) de la fuente principal (7) para alimentar a la red de a bordo (10), pudiendo ser recargada esta fuente tampón (8) cuando la fuente principal (7) no está descargada ( $E_{LES}$ ,  $E_{STAB}$ ).
3. Procedimiento de generación eléctrica según una de las reivindicaciones 1 ó 2, en el cual el estado de desconexión/conexión se determina (100) entre tres estados de desconexión ( $E_{DEL}$ ), de conexión ( $E_{LES}$ ) y estabilizado ( $E_{STAB}$ ), en función de la variación de velocidad del generador de gas ( $dN_G/dt$ ), y/o de las variaciones del paso colectivo de las palas del rotor ( $dX_{PC}/dt$ ) en el caso de un helicóptero.
4. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación precedente, en el cual el estado de desconexión ( $E_{DEL}$ ) se determina cuando la variación de velocidad del generador de gas ( $dN_G/dt$ ) es superior o igual a un límite superior, tomado entre +2 y +5% por unidad de tiempo, y/o cuando la variación del paso colectivo ( $dX_{PC}/dt$ ) es superior a un límite superior de +10 a 30% de la carrera total por unidad de tiempo, en el caso de un helicóptero.
5. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación 3, en el cual el estado de conexión ( $E_{LES}$ ) se determina cuando la variación de velocidad del generador de gas ( $dN_G/dt$ ) es inferior o igual a un límite inferior, tomado entre -2 y -5%, y/o cuando la variación del paso colectivo ( $dX_{PC}/dt$ ) es inferior a un límite superior de +10 a +30% de la carrera total del paso colectivo por unidad de tiempo.
6. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación 3, en el cual el estado de estabilización ( $E_{STAB}$ ) se determina cuando la variación de la velocidad o del paso colectivo están comprendidos en las horquillas dentro de los límites superiores e inferiores definidas en las reivindicaciones 4 y 5.
7. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación 1, en el cual al menos tres niveles ( $U_H$ ,  $U_B$  y  $U_M$ ) de la consigna de la tensión (CT) son determinados en la etapa de selección de la consigna (200), en correspondencia con los tres estados de desconexión /conexión/estabilizado ( $E_{DEL}$ ,  $E_{LES}$  y  $E_{STAB}$ ) determinados en la etapa precedente (100): un nivel de la consigna media ( $U_M$ ) se selecciona cuando se determina un estado de estabilización ( $E_{STAB}$ ) en la etapa precedente (100) o cuando el estado de la red de a bordo (10) es defectuoso (SOC,  $D_{DON}$ ); un nivel de consigna baja ( $U_B$ ) se selecciona cuando se determina un estado de desconexión ( $E_{DEL}$ ) en la etapa precedente (100), y un nivel de consigna alta ( $U_H$ ) se selecciona cuando se determina un estado de conexión ( $E_{LES}$ ) en la etapa precedente (100) o cuando se determina un estado estabilizado ( $E_{STAB}$ ) con el fin de recargar la fuente de electricidad tampón (8), en particular seguida de una fase de aceleración del generador de gas (1) durante un estado de desconexión ( $E_{DEL}$ ).
8. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación precedente, en el cual la consigna de la tensión (CT) aplicada a la red de a bordo (10) está adaptada según el estado de funcionamiento de la red de a bordo ( $D_{DON}$ ) y/o de carga de la fuente tampón (SOC).
9. Procedimiento de generación eléctrica según la reivindicación precedente, en el cual el estado de la red de a bordo (DON) se establece en función de un estado de avería o de defecto de la red (10), o de un estado de funcionamiento o de sensibilidad de los mandos (42) de los consumidores y de los accesorios.
10. Sistema de generación eléctrica en un helicóptero, preparado para utilizar el procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, comprendiendo un generador/arrancador reversible (7), un generador de gas (1) preparado para accionar un mecanismo (41) de un rotor de unos planos de propulsión y acoplado al generador/arrancador (7) que está preparado para suministrarle la fuente de energía cinética, unos dispositivos de medida de la velocidad ( $N_G$ ) del generador de gas (1) o del generador/arrancador (7), una red de a bordo (10) que está preparada para ser alimentada por el generador/arrancador (7) y una unidad de mando numérico (9), caracterizado por que la unidad de mando (9) integra un módulo de selección de la consigna de la tensión (19) de la red de a bordo (10) y un bucle de regulación (15) acoplado a un regulador (16) estando preparado este módulo para seleccionar una consigna de la tensión (CT) a partir de los datos proporcionados por los dispositivos de medida de la velocidad ( $N_G$ ), de medida de la posición del paso colectivo ( $X_{PC}$ ) de los planos de propulsión y de medida de la tensión ( $U_N$ ) de la red de a bordo (10), y por que la unidad de mando (9) está preparada para aplicar la consigna de la tensión (CT) así seleccionada a la red de a bordo (10) a través del bucle de regulación (15).

11. Sistema de generación eléctrica según la reivindicación precedente, en el cual una batería tampón (8) está preparada para sustituir al generador/arrancador (7) para configurar la generación eléctrica de la red de a bordo (10) al menos durante los estados de desconexión ( $E_{DEL}$ ) del generador/arrancador (7).

5 12. Sistema de generación eléctrica según la reivindicación precedente, en el cual un dispositivo está preparado para seguir el estado de carga (SOC) de la batería (8) y unos detectores están preparados para detectar fallos de funcionamiento de la red (DON), en particular de los mandos eléctricos (42).





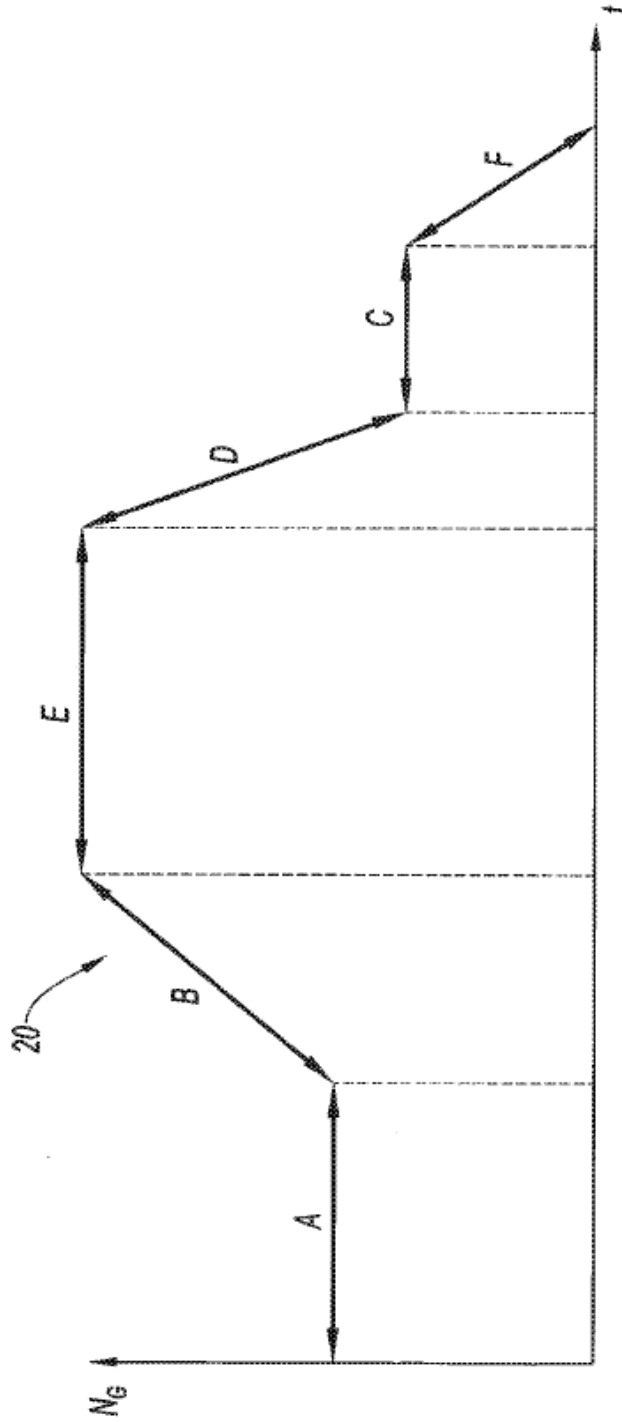


Fig. 2

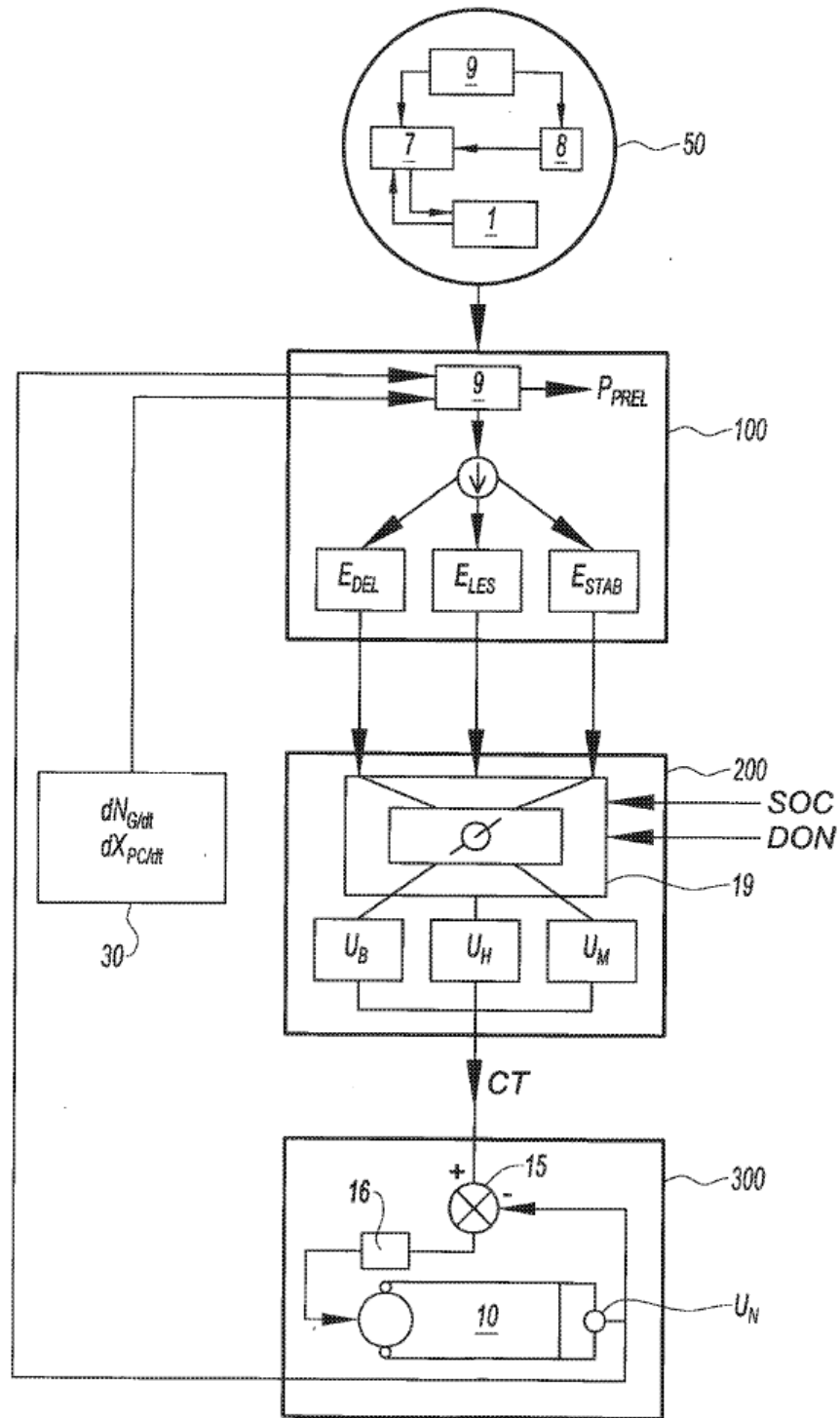


Fig. 3