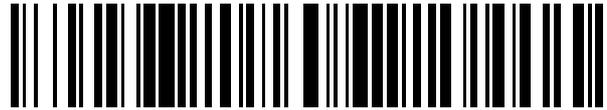


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 571 878**

51 Int. Cl.:

**B64D 41/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.11.2012** **E 12806565 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.04.2016** **EP 2782832**

54 Título: **Procedimiento y sistema de regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor de aeronave**

30 Prioridad:

**25.11.2011 FR 1160785**

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

**27.05.2016**

73 Titular/es:

**TURBOMECA (100.0%)**  
**B.P. 2**  
**64510 Bordes, FR**

72 Inventor/es:

**PRESSE, JEAN-MICHEL**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 571 878 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 regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor de aeronave

**Campo técnico**

5 La invención se refiere a un procedimiento y a un sistema de regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor de aeronave.

La invención es de aplicación en la motorización de las aeronaves, es decir, esencialmente tanto en la motorización de aviones (reactores, turborreactores, turbohélices) como en la motorización de helicópteros (turboeje).

10 Un motor de aeronave incluye convencionalmente, y de manera simplificada, un conjunto de compresor - cámara de combustión - turbina determinante de un generador de gas. Tras su combustión, los gases calientes comprimidos se expansionan en la turbina que arrastra mecánicamente al compresor por intermedio de un árbol de alta presión (abreviado, HP) para determinar el cuerpo HP. Estos gases proporcionan entonces la generación de propulsión así como, en condiciones de funcionamiento nominal AEO (iniciales de "All Engines Operating" en terminología anglosajona, a saber, "todos los motores operativos") las generaciones no propulsivas, a saber, eléctrica y/o neumática.

15 Correspondiéndose la energía así proporcionada a lo largo del tiempo con un nivel de transmisión de potencia instantánea. En el caso de un avión, la energía de propulsión es generada en forma de empuje, ya sea directamente (en los reactores), o bien indirectamente, por intermedio de un cuerpo de baja presión BP (en los turborreactores de soplante o los propulsores turbohélice). En el caso de un helicóptero, la energía de propulsión es transmitida a la superficie sustentadora giratoria por mediación de un sistema de transmisión de potencia (generalmente conocido con la denominación BTP).

20

En régimen de fallo de un motor (abreviado, OEI, iniciales de "One Engine Inoperative" en terminología anglosajona, a saber, "un motor inoperativo"), el o los motor(es) que permanece(n) operativo(s) se encarga(n) del mantenimiento de la propulsión y de las generaciones no propulsivas de la aeronave. En el caso de aeronave "totalmente eléctrica" o principalmente eléctrica, la generación neumática es alimentada eléctricamente a partir de la generación eléctrica por intermedio de oportunos convertidores.

25

**Estado de la técnica**

De una manera general, en caso de pérdida de un motor de propulsión, es decir, en régimen OEI, el o los motor(es) que permanece(n) operativo(s) compensa(n) al menos parcialmente esta pérdida para mantener a la vez la propulsión de la aeronave y las generaciones no propulsivas. Sin embargo, aunque los motores estén sobredimensionados para proporcionar un exceso de potencia en determinadas condiciones, por ejemplo, en régimen OEI, se pone de manifiesto que esta potencia resulta insuficiente para encargarse a la vez de la propulsión, el restablecimiento de las condiciones de vuelo aceptables en todas las fases de vuelo, así como todas las extracciones no propulsivas necesarias para los dispositivos consumidores (acondicionamiento de aire de la cabina, tren de aterrizaje, etc.). En particular, la magnitud de las extracciones puede limitar las capacidades de aceleración durante las fases transitorias.

30

35

Una solución está en dar auxilio al menos parcial a la motorización que permanece operativa o "superviviente" mediante la APU de la aeronave. Las APU (iniciales de "Auxiliary Power Unit" en terminología anglosajona, a saber, "unidad o grupo de potencia auxiliar") suelen equipar las aeronaves para alimentar en tierra los diferentes equipos consumidores (eléctricos, neumáticos e hidráulicos) y arrancar los motores principales. En el documento US 4.684.081, por ejemplo, está representada una APU.

40

Una APU es un turborreactor "simplificado": consta convencionalmente de un generador de gas y de medios de accionamiento directo de los equipos de la aeronave (compresor de carga, generador eléctrico y/o arrancador-generador eléctrico, etc.), o por intermedio de una caja de engranajes de transferencia de potencia, con una adaptación de las velocidades de giro. Una extracción de aire en la salida del compresor de carga o del compresor de entrada sirve para el arranque neumático de los motores principales.

45

Cuando un motor está averiado, algunas APU se han dotado de una seguridad suficiente para poder ser rearrancadas durante el vuelo con el fin de tratar de rearrancar el motor defectuoso y/o proporcionar parte de la energía eléctrica a los equipos en vuelo.

50 Sin embargo, la utilización de una APU en vuelo precisa de su propio re arranque y de un nuevo descenso de la aeronave por debajo de una altitud determinada para permitirle generar la suficiente potencia neumática. Si la aeronave debe permanecer por encima de esa altitud, debido, por ejemplo, a las condiciones de vuelo, la energía neumática no deja de ser totalmente proporcionada por el (los) motor(es) superviviente(s).

Así, la intervención de la APU genera numerosos inconvenientes: el re arranque de la APU precisa de una carga de trabajo y de supervisión adicional en un momento en el que, por otro lado, el piloto tiene que reservar toda su

disponibilidad; la APU tiene un tiempo de re arranque aproximado de 90 segundos, lo cual hace que su auxilio no es inmediato; plan de vuelo modificado, con un techo más bajo que el máximo permitido en caso de pérdida de un motor principal, para permitir a la APU generar la suficiente potencia neumática; si la aeronave debe permanecer por encima de una cierta altitud, la APU tan solo proporciona energía eléctrica y el (los) motor(es) superviviente(s) no es (son) descargado(s) de las extracciones de energía.

### Explicación de la invención

La invención pretende eliminar estos inconvenientes. Para conseguir esto, el aporte de potencia lo proporciona una generación suplementaria de potencia no propulsiva, que funciona permanentemente y procedente de un grupo de potencia principal (abreviado, GPP) suplementario de clase motor. Se dice que un grupo de potencia es de clase motor cuando la arquitectura y las prestaciones de la potencia generada son aptas para la certificación motor de utilización durante todas las fases de vuelo, de la misma manera que una generación de potencia proporcionada por un motor principal de aeronave. Un GPP incluye un generador de gas, dimensionado de manera intermedia entre una APU corriente y un motor principal de avión.

La generación de potencia suplementaria de tipo GPP se calcula para que pueda asumir en el acto la totalidad o parte de las necesidades energéticas no propulsivas de la aeronave. La utilización de un GPP permanentemente es adaptable, ya sean las necesidades neumáticas y eléctricas, o esencialmente eléctricas, por ejemplo cuando el acondicionamiento del aire en cabina es alimentado eléctricamente. Además, comparado con un equipo APU, la altitud en vuelo de un avión en régimen OEI puede incrementarse hasta el techo máximo permitido para el régimen OEI cuando el avión está equipado con un grupo GPP.

Más exactamente, la presente invención tiene por objeto un procedimiento de regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor de aeronave. La aeronave incluye una unidad de proceso digital de datos central que suministra una función de emergencia apta para activar una señal de emergencia. El procedimiento consiste entonces, con el concurso de un grupo de potencia principal de clase motor llamado GPP que, administrado por una función de control y de supervisión, funciona permanentemente en vuelo asumiendo una parte de la potencia no propulsiva total nominal de la aeronave, en incrementar sus límites de funcionamiento para poder proporcionar de manera prácticamente instantánea, ante la recepción de la señal de emergencia, potencias no propulsivas aumentadas según al menos tres regímenes de emergencia en el momento de dicho fallo de motor como respuesta a consumos suplementarios extraídos del GPP. Cada régimen de emergencia dispone de un espacio máximo de tiempo de intervención transferible de un régimen a otro y con posibilidad de ser repartido en varias secuencias alternadas. Estos regímenes comprenden al menos, clasificados según un orden de nivel de potencia decreciente: un régimen llamado de superemergencia, de asunción de la totalidad o parte de la potencia no propulsiva con un aumento añadido de potencia, un régimen llamado de emergencia máxima, de asunción de la totalidad o parte de la potencia no propulsiva, y un régimen llamado intermedio de emergencia, de asunción de una fracción mínima de potencia no propulsiva correspondiente al resto de potencia disponible de modo continuo hasta el final del vuelo. La función de control y supervisión del grupo GPP cuenta el tiempo transcurrido para cada régimen de emergencia, informa de ello a la unidad de proceso central en conjunción con una emisión de alerta en caso de rebasamiento de los espacios máximos de tiempo de funcionamiento atribuidos a cada régimen de emergencia. Además, la función de emergencia ajusta las extracciones de potencia no propulsiva de la aeronave entre los motores principales y el grupo GPP, bien sea automáticamente, o bien mediante una orden del piloto, en función de esas informaciones de tiempo de régimen transcurrido y de aviso de rebasamiento de límite de utilización de un régimen de emergencia.

Ventajosamente, los espacios de tiempo de intervención de los regímenes son utilizados en función de la gestión de la pérdida de uno o de varios motores. Un régimen de potencia inferior se puede utilizar en lugar de un régimen disponible de potencia superior durante un espacio de tiempo determinado: el régimen de superemergencia tan solo se alcanza en fase de intento de re arranque de un motor, el régimen de emergencia máxima se alcanza en caso de fallo de uno o de varios motores, por ejemplo en fase de recuperación de rumbo y/o de altitud de la aeronave, a la vez que proporciona simultáneamente la totalidad o parte de la potencia no propulsiva de la aeronave. El régimen de potencia intermedia de emergencia puede no intervenir más que en fase de mantenimiento de una fracción de potencia no propulsiva en caso de fallo definitivo de al menos un motor durante un espacio de tiempo de final de vuelo, descargando al máximo el o los motores que hayan permanecido operativos.

En particular, el régimen de potencia intermedia de emergencia es compatible con navegaciones reguladas según rutas aéreas alejadas de un aeropuerto de apoyo, en particular, en caso de dificultades: se trata de la reglamentación internacional ETOPS (iniciales de "Extended-Range Twin-Engine Operations Performance Standard", es decir, "Estándares de actuaciones en operaciones extendidas con dos motores") o de la futura reglamentación de aplicación en todos los tipos de avión.

Según unas formas particulares de puesta en práctica, en caso de fallo de uno solo de los motores de una aeronave que proporcionan potencia no propulsiva cuando están operativos, un modo de regulación consiste en requerir tan solo el régimen intermedio de emergencia del grupo GPP para compensar la ausencia de contribución del motor defectuoso (M1), mientras que el (o los) motor(es) operativo(s) no es (son) descargado(s) de su contribución a la potencia no propulsiva total.

5 Alternativamente, en otro modo de regulación, pueden ser requeridos sucesiva y alternativamente tres regímenes, con la descarga del (de los) motor(es) operativo(s) de su contribución a la potencia no propulsiva mientras no haya rearrancado el motor defectuoso, a saber: una secuencia alternativa de régimen de emergencia máxima, con una  
 10 asunción al menos parcial de la potencia no propulsiva, seguido de una demanda de potencia correspondiente al régimen de superemergencia en un intento de re arranque del motor defectuoso durante, como máximo, todo el espacio de tiempo disponible dedicado a ese régimen, antes de volver al régimen de emergencia máxima con una  
 15 misma asunción total de la potencia no propulsiva, pudiendo durar este último régimen hasta agotamiento del espacio de tiempo disponible dedicado a este régimen.

10 Seguidamente, en caso de re arranque del motor defectuoso, la función de emergencia ajusta la potencia no propulsiva entre los dos motores y el grupo GPP, que funcionan nuevamente en régimen nominal de potencia no propulsiva restablecido hasta el final del vuelo, proporcionada una parte determinada de esta potencia por el grupo  
 15 GPP y proporcionada la parte complementaria por los dos motores (M1, M2). Alternativamente, en caso de no re arranque del motor defectuoso, la función de emergencia detiene la descarga del motor operativo, restableciendo entonces su contribución a la potencia no propulsiva, bien sea automáticamente en función de los datos de vuelo, o  
 20 bien previa orden del piloto, si estima que las condiciones de vuelo lo permiten, y requiere al grupo GPP en el régimen de potencia intermedia hasta el final del vuelo.

Ventajosamente, el avión dispone así de recursos suplementarios con el grupo GPP para recobrar unas condiciones de vuelo aceptables mediante descarga temporal del motor que permanece operativo.

20 En caso de fallo de dos motores, un modo de regulación realizado mediante la función de emergencia consiste en requerir la secuencia alternativa según lo expuesto anteriormente, que hace intervenir el régimen de emergencia máxima, seguido del régimen de superemergencia en el intento de re arranque de un motor, antes de volver al  
 25 régimen de emergencia máxima. Seguidamente, en caso de re arranque del motor, la función de emergencia reorienta, ya sea previa orden del piloto, si estima que las condiciones de vuelo lo permiten, o bien automáticamente en función de los datos de vuelo, una parte de los dispositivos consumidores hacia el motor re arrancado (M2), que  
 30 proporciona su parte de potencia no propulsiva, y otra parte de los dispositivos consumidores hacia el grupo GPP, que opera en el régimen de emergencia intermedia (RI) hasta el final del vuelo.

Alternativamente, si el motor no re arranca, el régimen de potencia máxima de emergencia es requerido hasta agotamiento de su espacio de tiempo de intervención, y luego se reduce la demanda de potencia no propulsiva mediante la función de emergencia con el fin de pasar a régimen de emergencia intermedia.

30 Como opción, cuando toda la potencia no propulsiva tan solo la proporciona el grupo GPP en régimen de emergencia intermedia, una turbina RAT (iniciales de "Ram Air Turbine", a saber, "turbina de aire dinámica" en terminología anglosajona) puede proporcionar un suplemento de potencia no propulsiva.

35 La invención se refiere asimismo a un sistema de regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor de aeronave. Este sistema incluye un centro de control de vuelo llamado control de avión equipado con una unidad de proceso digital de datos, un módulo de mantenimiento de la aeronave y módulos de control y de supervisión  
 40 llamados FADEC de un grupo GPP y de los motores. El FADEC del grupo GPP está equipado con contadores de tiempo de transcurso de regímenes de emergencia activados por una función de emergencia de la unidad de proceso, que ajusta el suministro de potencias no propulsivas por el grupo GPP y los motores por intermedio de sus  
 45 FADEC. Unos enlaces bidireccionales interconectan el centro de control de avión con los FADEC, y de esos FADEC al grupo GPP y a los motores, con el fin de ser aptos para gestionar la demanda de los dispositivos consumidores en función de dichos tiempos de transcurso y de las informaciones acerca del estado de los motores y del grupo GPP,  
 50 proporcionadas por los FADEC al módulo de mantenimiento y al piloto por intermedio de la unidad de proceso.

45 Ventajosamente, dichos tiempos de transcurso e informaciones acerca de los niveles de potencia alcanzados y el estado de los motores y del grupo GPP, proporcionadas por los FADEC al módulo de mantenimiento por intermedio de la unidad de proceso, permiten un mantenimiento preventivo optimizado y una planificación facilitada de las operaciones de mantenimiento en caso de deterioro del grupo GPP.

### Presentación de las figuras

50 Otros aspectos, características y ventajas de la invención se irán poniendo de manifiesto en la descripción no limitativa que sigue, referente a formas particulares de realización, con referencia a los dibujos que se acompañan, los cuales representan, respectivamente:

en la figura 1, un organigrama de los equipos interactivos de un sistema de regulación según la invención;

en la figura 2, un diagrama de ejemplo de gestión de las potencias no propulsivas en una regulación de emergencia según la invención en el caso de la pérdida de un motor sin intento de re arranque de este motor;

55 en la figura 3, un diagrama de esta gestión en la anterior regulación en el caso de la pérdida de un motor y cuando el motor defectuoso re arranca tras un intento de re arranque;

en la figura 4, un diagrama de la gestión de emergencia mediante la anterior regulación cuando el motor defectuoso no reanuda tras el intento; este diagrama ilustra asimismo la regulación de emergencia de las potencias no propulsivas en el caso de la pérdida de dos motores con reanuda de un motor defectuoso tras un intento; y

5 en la figura 5, un diagrama de regulación en caso de pérdida de dos motores cuando el intento de reanuda no concluye con éxito.

### Descripción detallada de formas de realización

10 En todas las figuras 2 a 5, los diagramas muestran la evolución de las potencias no propulsivas P según unos regímenes de gestión que cubren las necesidades de energía eléctrica y neumática de un avión, en función del tiempo "t" de desarrollo de vuelo de un avión bimotor. Se indican igualmente, en el eje del tiempo, diferentes potencias no propulsivas variables, en unas ventanas temporales correspondientes:

- la potencia no propulsiva  $P_M$  proporcionada por la motorización que agrupa, en este caso, dos turborreactores, con la denominación de motores M1 y M2;
- la potencia  $P_G$  proporcionada por el grupo GPP antes presentado; y
- 15 - la potencia no propulsiva total  $P_T$  proporcionada por los motores y el grupo GPP para asumir el conjunto de las necesidades energéticas (eléctrica y neumática).

En particular, se representan las potencias no propulsivas en modo nominal de los motores principales (denominado modo "AEO", iniciales de "All Engines Operative", que significa "todos los motores operativos" en terminología anglosajona): la  $2P_{MA}$  de la motorización determinada a partir de los motores principales M1 y M2 ( $P_{MA}$  para cada uno de estos motores), así como la del grupo de potencia principal GPP señalada con  $P_{GA}$ .

20 El grupo GPP es también susceptible de proporcionar diferentes niveles de potencias suplementarias correspondientes a diferentes regímenes de emergencia, sucesivos o alternados según las necesidades, en el caso de fallo de al menos un motor principal. Los espacios de tiempo máximos de funcionamiento en cada régimen de emergencia son acumulables. El centro de control incluye convencionalmente unos medios de memorización de los datos proporcionados, acoplados a una unidad de proceso digital central de datos, así como medios de transmisión de señales de mando a los motores y al grupo GPP. Esta unidad de proceso central gestiona asimismo los dispositivos consumidores y los proveedores de energía.

30 Por ejemplo, el organigrama de la figura 1 ilustra el curso de una regulación de emergencia "R", a imagen de cada regulación de emergencia R1, R2 o R3 anteriormente descrita, portada por una señal de emergencia "S" y elaborada por una función de emergencia de una unidad de proceso digital central de datos 100. La unidad 100 está integrada, en este ejemplo, en el centro de control llamado control de avión 200. Los datos se refieren a las informaciones procedentes de los módulos de control y de supervisión llamados "FADEC" 300 y 400 (iniciales de "Full Authority Digital Engine Control") de los motores principales M1 y M2. El FADEC de un equipo es un módulo digital que puede controlar automáticamente el mismo en todo su margen de potencia. La señal "S" de regulación de emergencia es transmitida al grupo GPP 700 por intermedio de su FADEC 800. El FADEC 800 habilita al grupo GPP, ante la recepción de la señal de emergencia, para aumentar la potencia proporcionada por el grupo GPP. El piloto 900 puede activar igualmente unos comandos "C" a la unidad de proceso 100, con el fin de modificar el reparto de las extracciones de potencia no propulsiva entre, por una parte, los motores principales M1 y M2 y, por otra, el grupo GPP 700, en función de las condiciones de vuelo.

40 Además, los FADEC 300, 400 y 800 son aptos para proporcionar al piloto 900 y al módulo de mantenimiento de la aeronave 950, por intermedio de la unidad de proceso 100 del control de avión 200, unas informaciones "I" referentes al estado de los motores así como del grupo GPP y de sus capacidades para proporcionar potencia no propulsiva. Unos enlaces "L" bidireccionales interconectan los diferentes equipos citados.

Las potencias suplementarias que pueden ser proporcionadas por el grupo GPP se representan en los diagramas de las figuras 2 a 5, a saber:

- 45 - una potencia de superemergencia  $P_{SU}$  que permite asumir la totalidad o parte de la potencia no propulsiva total  $P_T$ , evitando o minimizando así la descarga de los dispositivos consumidores de la aeronave y, simultáneamente, suficiente para el intento de reanuda de un motor principal defectuoso;
- una potencia de emergencia máxima  $P_{MU}$  que permite asimismo asumir la totalidad o parte de la potencia no propulsiva total  $P_T$ , evitando o minimizando así la descarga de los dispositivos consumidores de la aeronave, pero sin intento de reanuda de motor principal, y
- 50 - una potencia intermedia de emergencia  $P_{IU}$  que permite asumir una fracción de la potencia no propulsiva total y que puede ser proporcionada hasta el final del vuelo, por ejemplo en las condiciones ETOPS.

Los espacios de tiempo de funcionamiento en las diferentes potencias de emergencia están limitados para

mantenerse compatibles con el límite de deterioro aceptable del grupo GPP. Pero estos espacios de tiempo son acumulables. De este modo, si el grupo GPP se ve requerido solamente en el nivel de potencia de emergencia intermedia, el tiempo que podría haber dedicado al suministro de potencia superior se añade al máximo tiempo permitido en régimen de emergencia intermedia.

5 En un ejemplo de realización, la potencia  $P_{SU}$  alcanza el 130 % de la potencia de funcionamiento nominal continuo durante  $x_{max} = 1$  minuto, mientras que la potencia  $P_{MU}$  queda situada en torno al 120 % de la potencia de funcionamiento nominal continuo durante  $y_{max} = 2$  minutos, y la potencia  $P_{IU}$  no sobrepasa el 110 % de la potencia de funcionamiento nominal continuo durante  $z_{max} = 180$  minutos. Estos espacios máximos de tiempo durante los cuales pueden ser requeridos los diferentes regímenes, de manera continua o alternada, están condicionados por el  
10 dimensionamiento de los motores. En un ejemplo de puesta en práctica, los espacios de tiempo se reparten en 35 segundos de potencia  $P_{SU}$ , 2 minutos y 15 segundos de potencia  $P_{MU}$  (los 25 segundos sin utilizar de potencia  $P_{SU}$  permanecen aprovechables adicionalmente para las potencias  $P_{MU}$  y/o  $P_{IU}$ ) y 110 minutos de potencia  $P_{IU}$ .

15 Las intervenciones de estas potencias suplementarias se detallan seguidamente en función de las elecciones de descarga o no del (de los) motor(es) "superviviente(s)" (que permanezcan operativos) según diferentes modos de regulación en funcionamiento OEI. En particular, se efectúa una contabilización del tiempo dedicado a cada régimen mediante unos contadores de tiempo 801 integrados en el FADEC 800 del grupo GPP 700. Esta contabilización permite no dañar el grupo GPP el cual, en su defecto, se vería requerido durante prolongados espacios de tiempo en regímenes de potencias extremas. Además, las potencias proporcionadas por el grupo GPP son adaptadas automáticamente por su FADEC atendiendo a las demandas de energía de los dispositivos consumidores. Esta  
20 adaptación es transparente frente al piloto.

25 En la pérdida de al menos un motor, la unidad de proceso de datos 200 transmite una señal de emergencia "S" al FADEC 800 del grupo GPP 700. Esta señal libera la autorización de utilización inmediata, por parte del GPP, de los regímenes RS, RM y RI respectivamente correspondientes a la entrega de potencia  $P_{SU}$ ,  $P_{MU}$  y  $P_{IU}$ . Los regímenes están indicados en abscisas en el margen temporal dedicado, durante espacios de tiempo determinados en función de los consumos sobre el grupo GPP 700 los cuales, por su parte, dependen del ajuste al repartir la potencia no propulsiva entre el grupo GPP y el (los) motor(es) operativo(s). Este reparto lo impone la unidad de proceso 100 en función de las prioridades definidas por el constructor aeronáutico o según las órdenes del piloto.

Las prioridades definidas por el constructor aeronáutico pueden estar jerarquizadas, por ejemplo, según los siguientes criterios:

- 30 - prioridad absoluta a la seguridad de vuelo: rumbo de vuelo deseado aún no alcanzado o altitud peligrosa de la aeronave, que precisa de una total disponibilidad de la potencia propulsiva del o de los motor(es) que permanece(n) operativo(s), con rebasamiento de los límites de tiempo de utilización de los regímenes de emergencia del GPP si la seguridad de vuelo está comprometida;
- 35 - prioridad relativa a la protección de los equipos: cumplimiento de los límites de tiempo de utilización de los regímenes de emergencia del GPP si el rumbo de vuelo es nuevamente satisfactorio;
- prioridad referente al consumo: optimización del consumo para el final del vuelo que puede llevar a apagar algunos dispositivos consumidores que se estimen no indispensables.

Antes de la emisión de la señal de emergencia "S", todos los motores están operativos y las potencias no propulsivas están en modo nominal AEO, según un régimen de gestión nominal RA, con el siguiente reparto:

- 40 - la potencia  $2P_{MA}$  proporcionada por la motorización principal que agrupa los motores M1 y M2, con  $P_{MA} = 150$  kW;
- la potencia  $P_{GA}$  proporcionada por el grupo GPP, superior a la potencia  $2P_{MA}$  proporcionada por la motorización principal en el ejemplo de realización, por ejemplo  $P_{GA} = 500$  kW;
- 45 - la potencia no propulsiva total  $P_{TA}$  proporcionada por los motores y el grupo GPP para asumir el conjunto de las necesidades energéticas (eléctrica y neumática), por lo que esta potencia verifica:  $P_{TA} = 2P_{MA} + P_{GA}$ .

50 Las figuras 2 a 5, cuya descripción detallada viene a continuación, se refieren a repartos de potencia no propulsiva en gestiones de emergencia según diferentes modos. La descripción subsiguiente también hace referencia a los equipos, al piloto, a las regulaciones, a las señales y a los enlaces según la organización representada en la figura 1, conservando los mismos signos de referencia. Por lo tanto, conviene remitirse a la figura 1 y al texto al que se refiere en esas alusiones.

Con referencia a la figura 2, se representa un diagrama de la gestión de las potencias no propulsivas  $P$  en el momento de la regulación de emergencia según un modo R1. Este modo es activado mediante la emisión de la señal "S", en el instante  $t_0$ , por la unidad de proceso 100 del centro de control 200 en el caso de fallo del motor izquierdo M1 y sin intento de rearranque de este motor.

En el contexto de este modo de regulación R1, es requerido un régimen de emergencia intermedia RI directa y continuamente hasta el final del vuelo, sin utilizar la potencia de superemergencia  $P_{SU}$  ni de emergencia máxima  $P_{MU}$ , que permanecen potencialmente disponibles (en línea de puntos). Así, se requiere al grupo GPP 700 para proporcionar la potencia de emergencia intermedia  $P_{IU}$ , superior a la potencia nominal  $P_{GA}$ , pero inferior a la potencia de emergencia máxima  $P_{MU}$ . En este caso, el motor superviviente M2 no es descargado de su carga no propulsiva, y sigue proporcionando su parte  $P_{MA}$  de potencia no propulsiva.

La potencia intermedia  $P_{IU}$  proporcionada a partir del instante  $t_2$  y la potencia no propulsiva  $P_{MA}$  –proporcionada a partir del instante  $t_1$  únicamente por el motor derecho M2 que permanece operativo– constituyen entonces la potencia no propulsiva total  $P_T$  en esta fase de vuelo entre la recepción de la señal de emergencia “S” por el FADEC del grupo GPP 700 y el final de vuelo. Esta potencia total  $P_T$  es sensiblemente igual a la potencia no propulsiva total  $P_{TA}$  en modo de régimen nominal RA. Así, el nivel de la potencia de emergencia  $P_{IU}$  proporcionada se corresponde con la asunción de la fracción de potencia no propulsiva total que el grupo GPP 700 es capaz de proporcionar de modo continuo hasta el final del vuelo en las condiciones ETOPS. Así, el espacio de tiempo de intervención del grupo GPP 700 en el régimen RI agrupa los espacios de tiempo de intervención posible de los regímenes de superemergencia RS ( $x_{max}$ ) y de emergencia máxima RM ( $y_{max}$ ) en el nivel de potencia intermedia  $P_{IU}$ , así como el ( $z_{max}$ ) dedicado al régimen de emergencia intermedia RI.

La figura 3 ilustra un diagrama de gestión de las potencias no propulsivas P en el momento de una regulación de emergencia según un modo R2. Este modo es activado mediante la emisión de la señal de emergencia “S”, en el instante  $t_0$ , por la unidad de proceso del centro de control 200 en el caso en que, fallando el motor izquierdo M1 al igual que en el caso anterior, se requiere un intento de re arranque de este motor.

Antes de la emisión de la señal de emergencia “S” en el instante de la parada del motor izquierdo M1, las potencias no propulsivas están repartidas en el régimen nominal RA en modo AEO según la misma configuración que en el caso de la figura 2.

En el contexto de este modo de regulación R2, se descarga de su carga no propulsiva el motor derecho M2, que permanece operativo –con una descarga completa a partir del instante  $t_3$ – con el fin de disponer temporalmente de más potencia propulsiva. El centro de control de avión 200 gestiona el mando de esta descarga de manera acorde con el modo de regulación de emergencia R2, por intermedio de la función de emergencia. Esta función la proporciona un procesador programado e integrado en la unidad de proceso del centro de control de avión.

De manera más general, esta función genera las señales de emergencia automáticamente y gestiona el reparto de potencia no propulsiva entre GPP y motor(es) operativo(s), bien sea automáticamente según elecciones prioritarias operadas inicialmente por el constructor aeronáutico e integradas en la función de emergencia –tal como en el ejemplo antes descrito–, o bien previa intervención del piloto.

A la recepción de la señal de emergencia “S” por parte del FADEC del grupo GPP, el motor que permanece operativo M2 es descargado y, entonces, la potencia no propulsiva es proporcionada en compensación por el grupo GPP como sigue. Primero, la función de emergencia pone el FADEC del grupo GPP en estado de alerta con objeto de que incremente los límites de funcionamiento del GPP para que sea apto para experimentar un aumento de carga inminente. A continuación, la unidad de proceso 100 conmuta los medios de transporte de potencia del motor M2 hacia el grupo GPP según las órdenes del piloto o unas leyes automáticas programadas. En el instante  $t_3$ , aumenta bruscamente la carga portada por el grupo GPP. Con objeto de responder a este suplemento de carga, se acelera el generador de gas del grupo GPP. El grupo GPP proporciona entonces más energía no propulsiva que en la fase anterior. Así, el generador de gas del grupo GPP es acelerado hasta alcanzar, en el instante  $t_4$ , el nivel de régimen máximo de emergencia RM de potencia  $P_{MU}$ . Este nivel de potencia es apto para compensar la descarga del motor M2 del suministro de potencia no propulsiva y el fallo del motor M1. En estas condiciones, toda la potencia no propulsiva  $P_T$  la suministra el grupo GPP a partir del instante  $t_3$ , cuyo nivel  $P_G$ , en el presente caso,  $P_{MU}$ , entre los instantes  $t_4$  y  $t_5$ , se mantiene sensiblemente en el nivel nominal  $P_{TA}$  a partir del instante  $t_4$ .

Tras un espacio de tiempo  $y_1$  dado de funcionamiento en este régimen máximo de emergencia RM (espacio de tiempo que puede reducirse o eliminarse de ser necesario), por ejemplo igual a 10 segundos, el piloto ordena a la unidad de proceso del centro de control, en el instante  $t_5$ , un intento de re arranque del motor principal izquierdo M1. El centro de control 200 solicita entonces al FADEC 800 del grupo GPP 700 que pase a modo de arranque del motor M1. El grupo GPP acelera aún más su generador de gas para disponer entonces de la potencia de superemergencia  $P_{SU}$  que comprende la potencia necesaria para el re arranque. Así, el grupo GPP alcanza de manera prácticamente instantánea el régimen de superemergencia RS, en el que este grupo proporciona toda la potencia no propulsiva en el nivel nominal  $P_{TA}$  incrementada en la potencia de re arranque del motor izquierdo M1.

El diagrama de la figura 3 corresponde al caso en el que el motor defectuoso M1 re arranca como consecuencia de dicho intento. Tras haber hecho uso de toda la potencia necesaria para el re arranque durante un espacio de tiempo  $x_1$  de 35 segundos, el grupo GPP 700 vuelve a pasar, en el instante  $t_6$ , a régimen máximo de emergencia RM correspondiente a la potencia  $P_{MU}$ . Este régimen puede durar hasta agotamiento del resto  $y_2$  (igual a la diferencia ( $y - y_1$ )) del espacio máximo de tiempo “y” (2 minutos) dedicado a este régimen, aumentado en el restante de tiempo ( $x - x_1$ ) permitido pero no consumido en el régimen de superemergencia RS (de duración máxima “x” igual a

1 minuto). Por lo tanto, el régimen máximo de emergencia RM puede durar durante  $((y + x) - (y_1 + x_1))$ , esto es, en el ejemplo, 2 minutos y 15 segundos.

5 Pero, cuando se requieren las condiciones en el instante  $t_7$  para que los motores principales M1 y M2 puedan proporcionar nuevamente su parte de potencia no propulsiva  $2P_{MA}$  en modo AEO, la función de emergencia, ya sea automáticamente, o bien a instancias del piloto, ajusta nuevamente el suministro de potencia no propulsiva en los motores principales y el grupo GPP. Este grupo GPP pasa entonces, en ese instante  $t_7$ , a régimen nominal RA de suministro de potencia, y la potencia proporcionada por este grupo vuelve a descender al nivel  $P_{GA}$ .

10 El diagrama de la figura 4 corresponde al caso de emergencia ilustrado por la figura 3, pero en el que fracasa el intento de re arranque del motor defectuoso M1. Así pues, los signos de referencia de la figura 4 remiten a las partes de la descripción que se refieren a la figura 3. En el caso alternativo de la figura 4, el motor superviviente M2 vuelve a pasar a suministro de potencia no propulsiva nominal  $P_{MA}$  cuando el piloto estima, a partir de un instante  $t_8$ , que las condiciones de vuelo lo permiten. El grupo GPP pasa entonces simultáneamente, en ese instante  $t_8$ , a régimen de emergencia intermedia RI de potencia  $P_{IU}$ , correspondiente al nivel de potencia que es capaz de proporcionar el grupo GPP hasta el final del vuelo.

15 La figura 4 ilustra asimismo un diagrama de gestión de las potencias no propulsivas P en el momento de la regulación de emergencia según un modo R3 correspondiente al fallo simultáneo de los dos motores M1 y M2. Una señal de emergencia "S", elaborada por la función de emergencia y emitida en el instante  $t_0$  por la unidad de proceso del centro de control, es recibida por el FADEC del grupo GPP.

20 En este caso, toda la potencia no propulsiva la proporciona el grupo GPP, al igual que en el caso anterior. A la recepción de la señal de emergencia "S", toda la potencia no propulsiva  $P_T$  consumida es generada por el grupo GPP mediante aceleración de su generador de gas hasta alcanzar el nivel de régimen máximo de emergencia RM de potencia  $P_{MU}$ . El grupo GPP es apto entonces para compensar el fallo de los motores M1 y M2. En estas condiciones, toda la potencia no propulsiva  $P_T$  la proporciona la potencia  $P_G$  del grupo GPP a partir del instante  $t_3$ , a un nivel sensiblemente igual al nivel nominal  $P_{TA}$ .

25 Tras el espacio de tiempo de funcionamiento en este régimen máximo de emergencia RM, que puede reducirse o incluso eliminarse si hay que re arrancar un motor lo antes posible, el piloto ordena al centro de control, en el instante  $t_5$ , un intento de re arranque de un motor, por ejemplo, del motor M2. La unidad de proceso de este centro solicita entonces al FADEC del grupo GPP que pase a modo de arranque del motor M2. Entonces, el grupo GPP acelera más su generador de gas para disponer entonces de la potencia de superemergencia  $P_{SU}$ , que comprende la potencia necesaria para el re arranque y la potencia para proporcionar toda la potencia no propulsiva en el nivel nominal  $P_{TA}$ . Se gestionan entonces dos situaciones, según que el motor M2 re arranque o no.

30

El diagrama de la figura 4 corresponde al caso en el que el motor defectuoso M2 re arranca como consecuencia del intento. Tras haber hecho uso de toda la potencia necesaria para el re arranque, el grupo GPP vuelve a pasar, a partir del instante  $t_6$ , a régimen máximo de emergencia RM correspondiente a la potencia  $P_{MU}$ , en tanto que el motor M2 no proporciona potencia no propulsiva.

35

Cuando las condiciones de vuelo lo permiten, el piloto decide, en el instante  $t_7$ , no descargar más el motor M2. La función de emergencia del centro de control de avión 200 permite entonces al motor M2 proporcionar nuevamente su parte de potencia no propulsiva  $P_{MA}$ . Y el grupo GPP ralentiza su generador de gas simultáneamente en este instante  $t_7$  a régimen intermedio RI de potencia  $P_{IU}$ , de modo que la potencia no propulsiva total  $P_T$  conserva sensiblemente el nivel nominal  $P_{TA}$ .

40

La potencia  $P_{IU}$  asume la fracción de potencia no propulsiva que el grupo GPP es capaz de proporcionar hasta el final del vuelo. Esta potencia  $P_{IU}$  no deja de ser superior a la potencia del nivel nominal  $P_{GA}$ , con el fin de compensar la ausencia de suministro de potencia no propulsiva por parte del motor defectuoso M1.

45 El diagrama de la figura 5 rescata el de la figura 4 pero se corresponde con el caso alternativo en el que el motor defectuoso M2 no re arranca en el intento, permaneciendo en fallo los dos motores. En este caso, al término de la explotación del régimen de superemergencia RS, el grupo GPP, que ha vuelto al régimen RM de potencia máxima  $P_{MU}$  a partir del instante  $t_6$ , permanece en este régimen RM hasta agotamiento del espacio de tiempo asignado a este régimen. A continuación, en el instante  $t_9$ , la función de emergencia reduce el consumo de potencia no propulsiva en el grupo GPP el cual, en ese instante, pasa a régimen RI de potencia intermedia de emergencia  $P_{IU}$ , reduciendo en consecuencia el suministro de potencia no propulsiva.

50

La unidad de proceso asume las informaciones de alcance de límite de los espacios de tiempo  $-x$ , y y  $z-$  de los regímenes RS, RM y RI. Estas informaciones las proporciona el FADEC del grupo GPP y, entonces, la función de emergencia del centro del control de avión 200 reduce el consumo de potencia del grupo GPP en los instantes oportunos  $-$ en el presente caso, en el instante  $t_9-$ , por ejemplo, de manera acorde con las prioridades anteriormente aportadas, alternando de un régimen a otro en esos instantes.

55

Con objeto de aumentar el suministro de potencia no propulsiva, la aeronave está equipada con una turbina de aire

dinámica de tipo RAT. Se trata de una turbina pequeña o “micro-aerogenerador” conectada a una bomba hidráulica o a un generador eléctrico.

5 La invención no queda limitada a los ejemplos descritos y representados. Cabe la posibilidad, por ejemplo, de prever otros escenarios, que combinaran por ejemplo, totalmente o en parte, las regulaciones R1 a R3 antes expuestas. Además, se pueden definir otros regímenes de suplementos de potencia proporcionados por el grupo GPP, por ejemplo, previendo varios niveles de potencia intermedios.

## REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor (M1, M2) de una aeronave que incluye una unidad de proceso digital de datos central (100) que suministra una función de emergencia apta para activar una señal de emergencia (S), caracterizado por que el procedimiento consiste, con el concurso de un grupo de potencia principal de clase motor llamado GPP (700) que, administrado por una función de control y de supervisión, funciona permanentemente en vuelo asumiendo una parte ( $P_{GA}$ ) de la potencia no propulsiva total nominal ( $P_{TA}$ ) de la aeronave, en incrementar sus límites de funcionamiento, ante la recepción de la señal de emergencia (S), para poder proporcionar, de manera prácticamente instantánea, potencias no propulsivas ( $P_{SU}$ ,  $P_{MU}$ ,  $P_{IU}$ ) aumentadas según al menos tres regímenes de emergencia (RS, RM, RI) en el momento de dicho fallo de motor como respuesta a consumos suplementarios extraídos del GPP (700), disponiendo cada régimen de emergencia de un espacio máximo de tiempo de intervención transferible de un régimen a otro y con posibilidad de ser repartido en varias secuencias alternadas, por que estos regímenes comprenden al menos, clasificados según un orden de nivel de potencia decreciente, un régimen llamado de superemergencia (RS), de asunción de la totalidad o parte de la potencia no propulsiva con un aumento añadido de potencia para intentar el re arranque del motor (M1, M2) defectuoso, un régimen llamado de emergencia máxima (RM), de asunción de la totalidad o parte de la potencia no propulsiva, y un régimen llamado intermedio de emergencia (RI), de asunción de una fracción mínima de potencia no propulsiva correspondiente al resto de potencia disponible de modo continuo hasta el final del vuelo, por que la función de control y supervisión del GPP (700) cuenta el tiempo transcurrido para cada régimen de emergencia (RS, RM, RI), informa de ello a la unidad de proceso central (100) en conjunción con una emisión de alerta en caso de rebasamiento de los espacios máximos de tiempo de funcionamiento ( $X_{max}$ ,  $Y_{max}$ ,  $Z_{max}$ ) atribuidos a cada régimen de emergencia (RS, RM, RI), y por que la función de emergencia ajusta las extracciones de potencia no propulsiva de la aeronave entre los motores principales (M1, M2) y el grupo GPP (700), bien sea automáticamente, o bien mediante una orden del piloto, en función de esas informaciones de tiempo de régimen transcurrido y de aviso de rebasamiento de límite de utilización de un régimen de emergencia.
2. Procedimiento de regulación según la reivindicación 1, en el que el régimen de superemergencia (RS) tan solo se alcanza en fase de intento de re arranque de un motor (M1, M2), a la vez que proporciona simultáneamente la totalidad o parte de la potencia no propulsiva de la aeronave, el régimen de emergencia máxima (RM) se alcanza en caso de fallo de uno o de varios motores (M1, M2), a la vez que proporciona simultáneamente la totalidad o parte de la potencia no propulsiva de la aeronave, y el régimen intermedio de emergencia (RI) tan solo interviene en fase de mantenimiento de una fracción de la potencia no propulsiva total ( $P_T$ ) en caso de fallo definitivo de al menos un motor (M1, M2) durante un espacio de tiempo de final de vuelo, descargando al máximo el o los motores que hayan permanecido operativos.
3. Procedimiento de regulación según la reivindicación 1 ó 2, en el que, en caso de fallo de uno solo (M1) de los motores (M1, M2) de una aeronave que proporcionan potencia no propulsiva cuando están operativos, un modo de regulación (R1) consiste en requerir tan solo el régimen intermedio de emergencia (RI) del grupo GPP (700) para compensar la ausencia de contribución del motor defectuoso (M1), mientras que el (los) motor(es) operativo(s) (M2) no es (son) descargado(s) de su contribución a la potencia no propulsiva total ( $P_{TA}$ ).
4. Procedimiento de regulación según una de las reivindicaciones 1 ó 2, en el que, en caso de fallo de uno solo (M1) de los motores (M1, M2) de una aeronave que proporcionan potencia no propulsiva cuando están operativos, un modo de regulación (R2) consiste en requerir tres regímenes (RS, RM, RI) sucesiva y alternativamente, con la descarga del (de los) motor(es) operativo(s) (M2) de su contribución a la potencia no propulsiva mientras no haya re arrancado el motor defectuoso (M1), a saber, una secuencia alternativa de régimen de emergencia máxima (RM) con una asunción al menos parcial de la potencia no propulsiva ( $P_T$ ), seguido de una demanda de potencia correspondiente al régimen de superemergencia (RS) en un intento de re arranque del motor defectuoso (M1) durante, como máximo, todo el espacio de tiempo disponible dedicado a ese régimen, antes de volver al régimen de emergencia máxima (RM) con una misma asunción total de la potencia no propulsiva, pudiendo durar este último régimen hasta agotamiento del espacio de tiempo disponible dedicado a este régimen.
5. Procedimiento de regulación según la anterior reivindicación, en el que, en caso de re arranque del motor defectuoso (M1), la función de emergencia ajusta la potencia no propulsiva entre los dos motores (M1, M2) y el grupo GPP (700) que funcionan nuevamente en el régimen nominal de potencia no propulsiva restablecido hasta el final del vuelo, proporcionada una parte determinada ( $P_{GA}$ ) de esta potencia por el grupo GPP y proporcionada la parte complementaria ( $2P_{TA}$ ) por los dos motores (M1, M2).
6. Procedimiento de regulación según la reivindicación 4, en el que, en caso de no re arranque del motor defectuoso (M1), la función de emergencia detiene la descarga del motor operativo (M2), restableciendo entonces su contribución ( $P_{MA}$ ) a la potencia no propulsiva, bien sea automáticamente en función de los datos de vuelo, o bien previa orden del piloto (900), si estima que las condiciones de vuelo lo permiten, y requiere al grupo GPP en el régimen intermedio de emergencia (RI) hasta el final del vuelo.
7. Procedimiento de regulación según la reivindicación 4, en el que, en caso de fallo de dos motores (M1, M2), un modo de regulación (R3) de la función de emergencia consiste en requerir la secuencia alternativa que hace

intervenir el régimen de emergencia máxima (RM), seguido del régimen de superemergencia (RS) en el intento de re arranque de un motor (M2), antes de volver al régimen de emergencia máxima (RM).

- 5 8. Procedimiento de regulación según la anterior reivindicación, en el que, en caso de re arranque del motor (M2), la función de emergencia reorienta, ya sea previa orden del piloto (900), si estima que las condiciones de vuelo lo permiten, o bien automáticamente en función de los datos de vuelo, una parte de los dispositivos consumidores hacia el motor re arrancado (M2), que proporciona su parte de potencia no propulsiva ( $P_{MA}$ ), y otra parte de los dispositivos consumidores hacia el grupo GPP (700), que opera en el régimen de emergencia intermedia (RI) hasta el final del vuelo.
- 10 9. Procedimiento de regulación según la reivindicación 7, en el que, si el motor (M2) no re arranca como consecuencia del intento, el régimen de emergencia máxima (RM) es requerido hasta agotamiento de su espacio de tiempo de intervención ( $y_{max}$ ), y luego se reduce la demanda de potencia no propulsiva mediante la función de emergencia con el fin de pasar a régimen de emergencia intermedia (RI).
- 15 10. Sistema de regulación de potencia en caso de fallo de al menos un motor de aeronave (M1, M2), que incluye un centro de control de vuelo llamado control de avión (200) equipado con una unidad de proceso digital de datos (100), un módulo de mantenimiento de la aeronave (950) y módulos de control y de supervisión llamados FADEC (800, 300, 400) de un grupo GPP (700) y de los motores (M1, M2), caracterizado por que el FADEC (800) del grupo GPP (700) está equipado con contadores de tiempo de transcurso (801) de regímenes de emergencia (RS, RM, RI) activados por una función de emergencia de la unidad de proceso (100) que ajusta el suministro de potencias no propulsivas ( $P_G$ ,  $P_M$ ) por el grupo GPP (700) y los motores (M1, M2) por intermedio de sus FADEC (800, 300, 400), por que unos enlaces bidireccionales (L) interconectan el centro de control de avión con los FADEC (800, 300, 400), y de esos FADEC al grupo GPP (700) y a los motores (M1, M2), con el fin de ser aptos para gestionar la demanda de los dispositivos consumidores en función de dichos tiempos de transcurso y de las informaciones (I) acerca del estado de los motores (M1, M2) y del grupo GPP (700), proporcionadas por los FADEC (800, 300, 400) al módulo de mantenimiento (950) y al piloto (900) por intermedio de la unidad de proceso (100), en particular mediante la puesta en práctica del procedimiento según una cualquiera de las anteriores reivindicaciones.
- 25

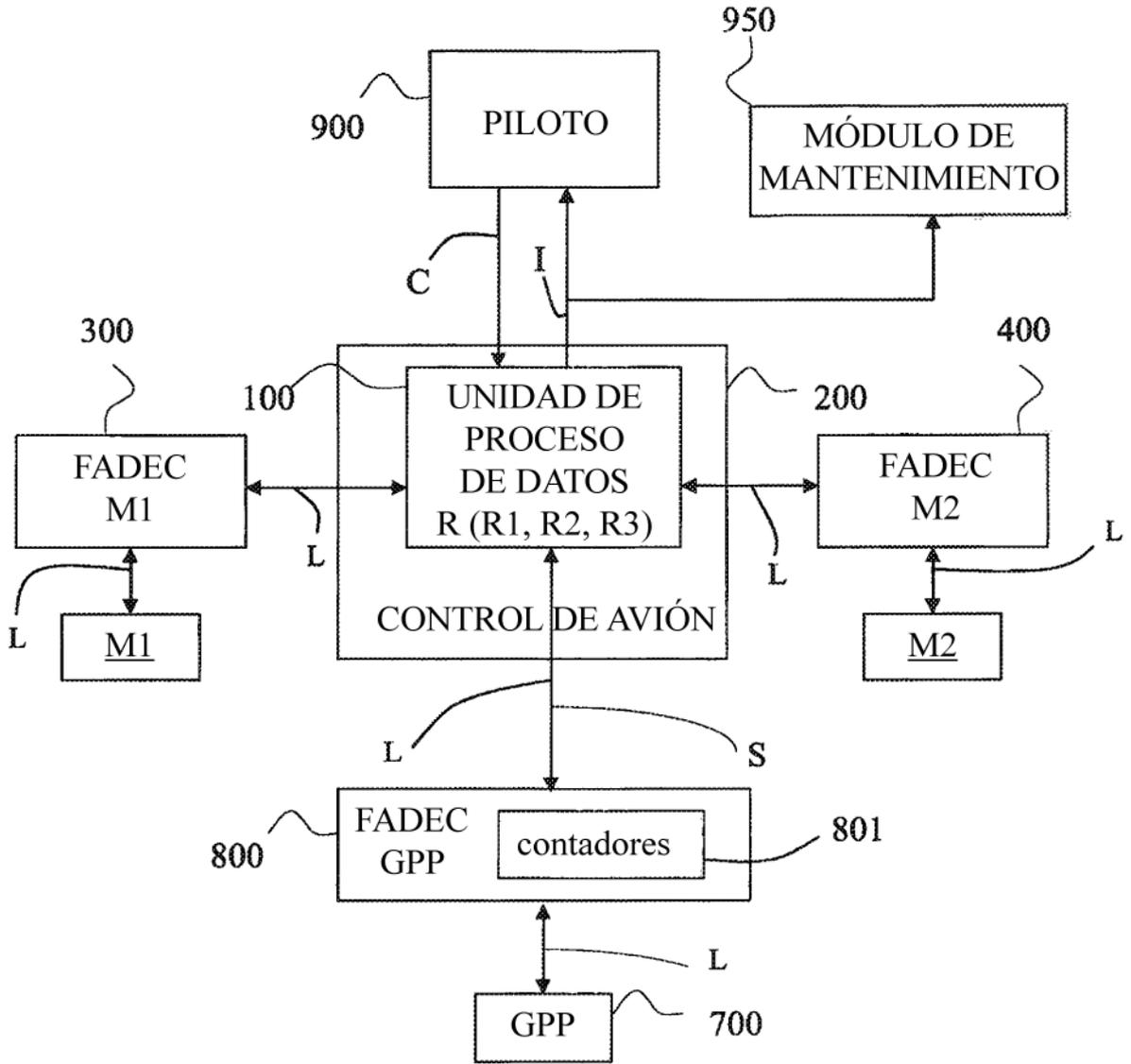


Figura 1

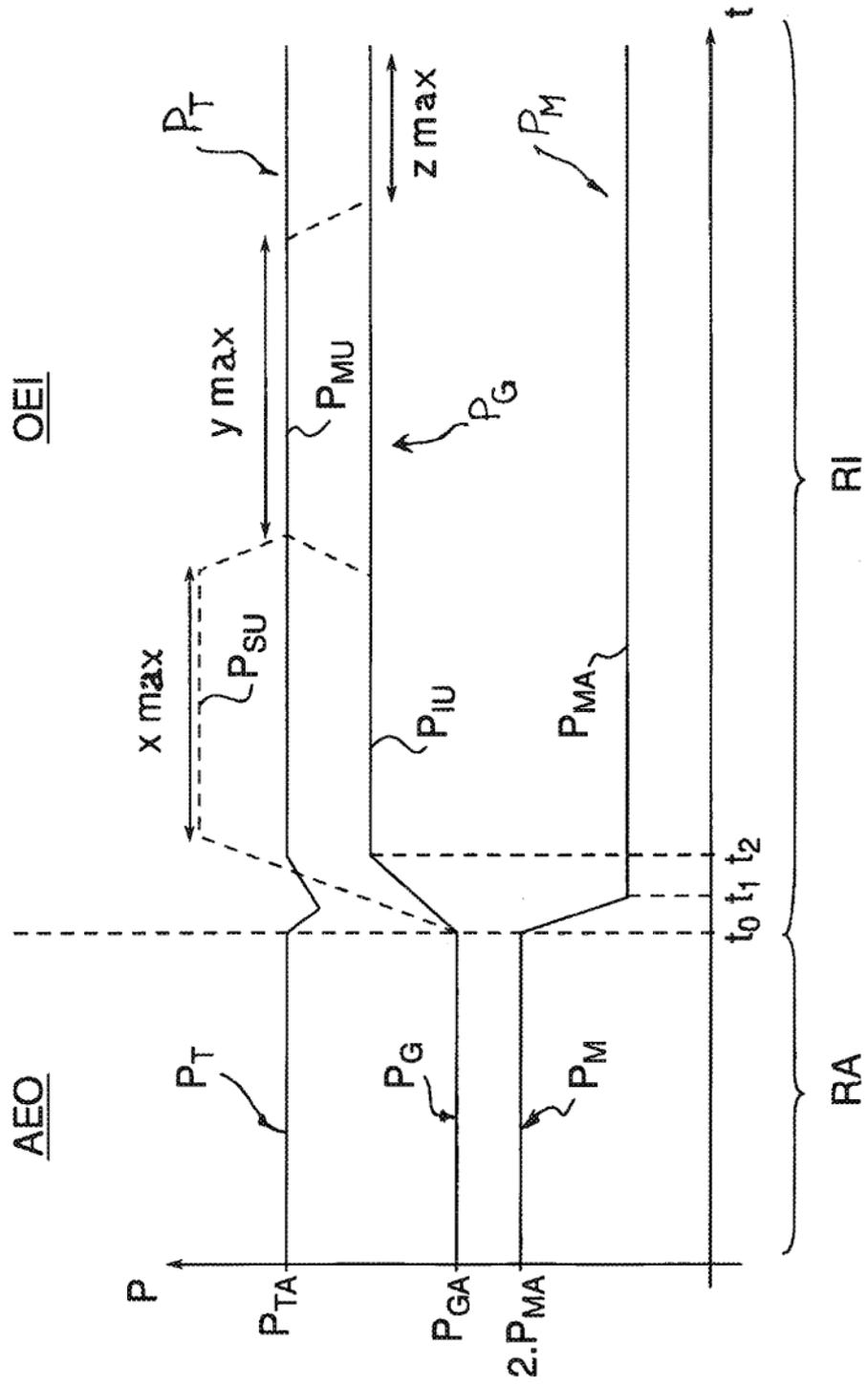


Figura 2

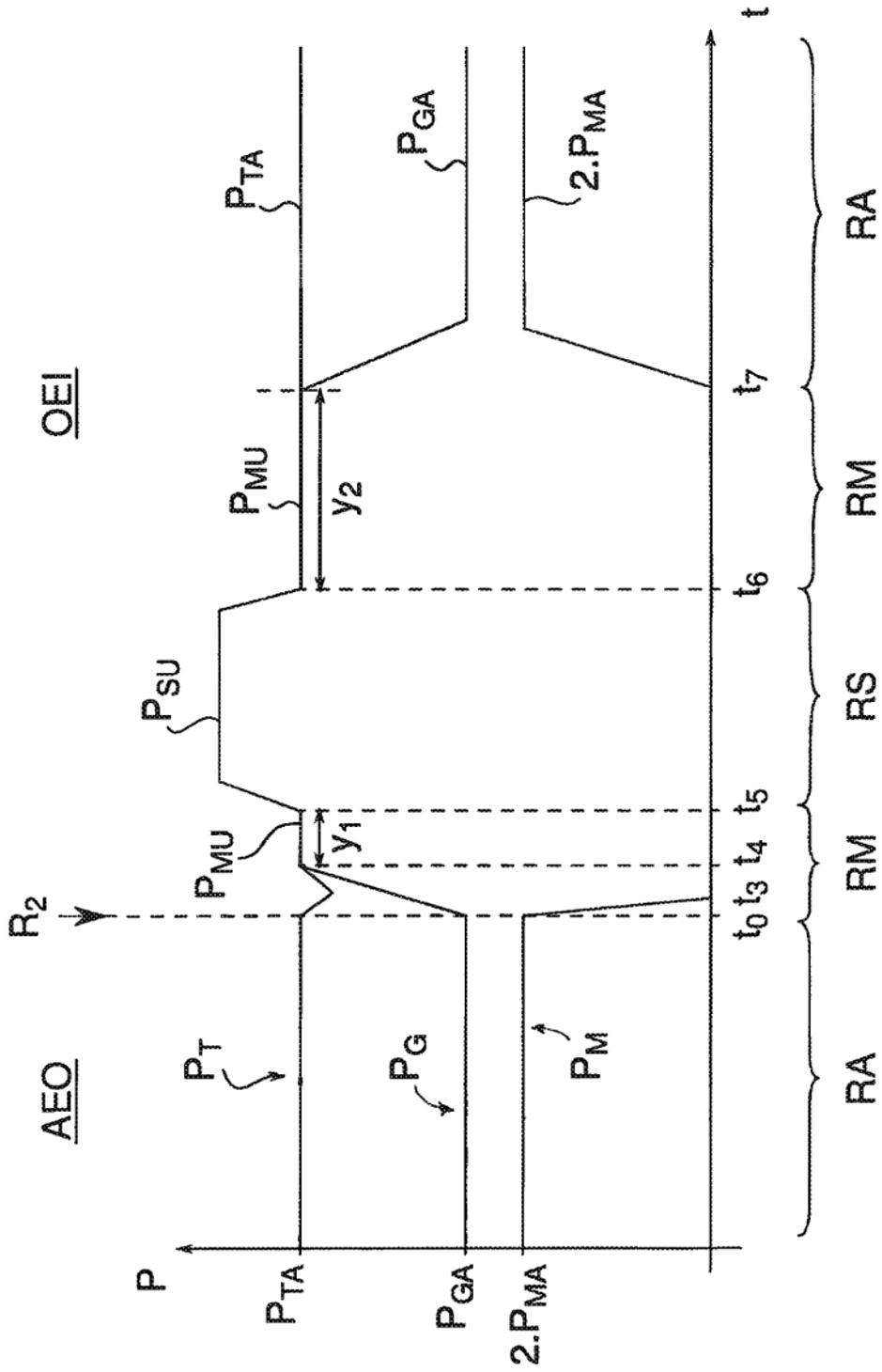


Figura 3

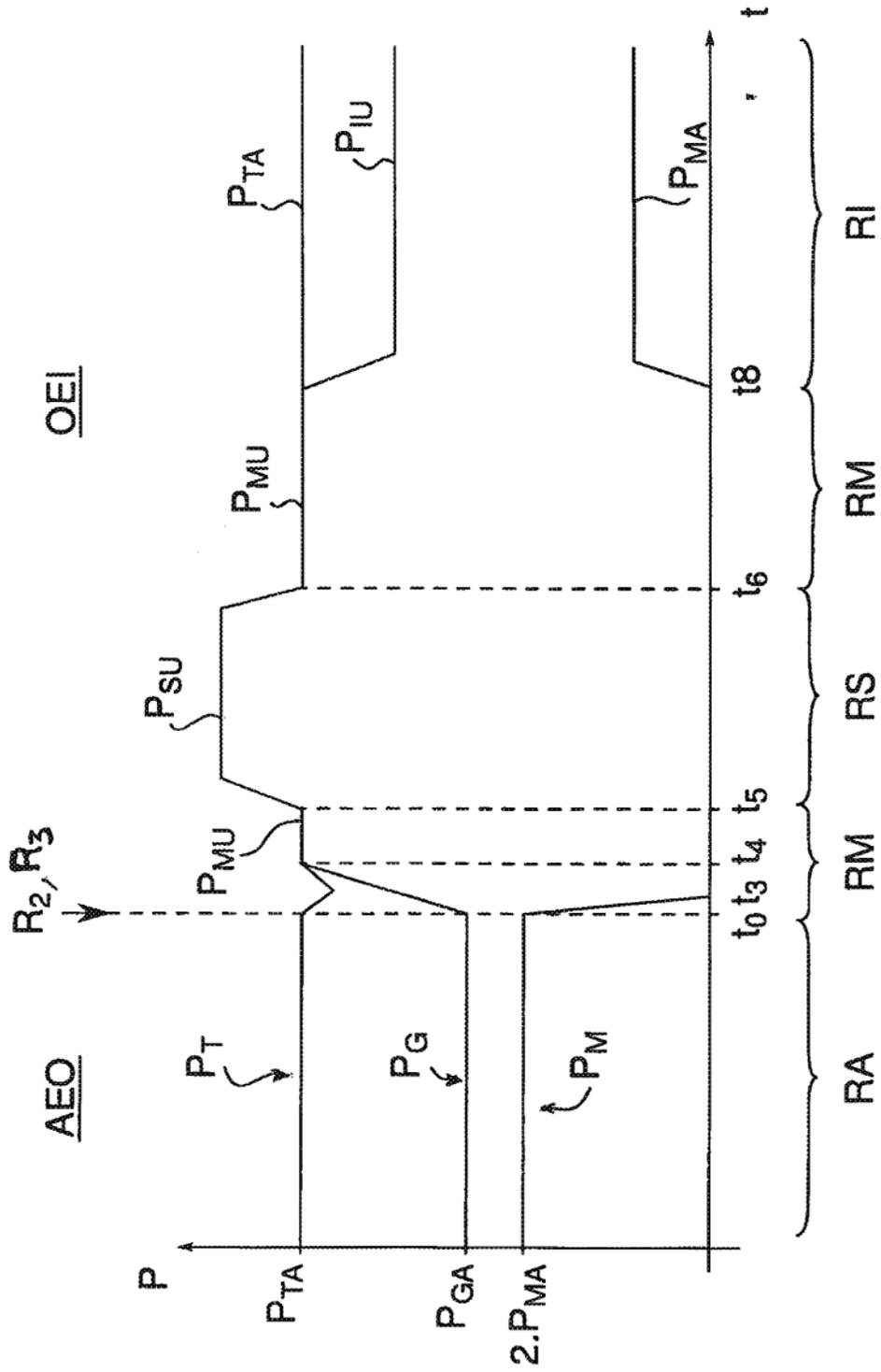


Figura 4

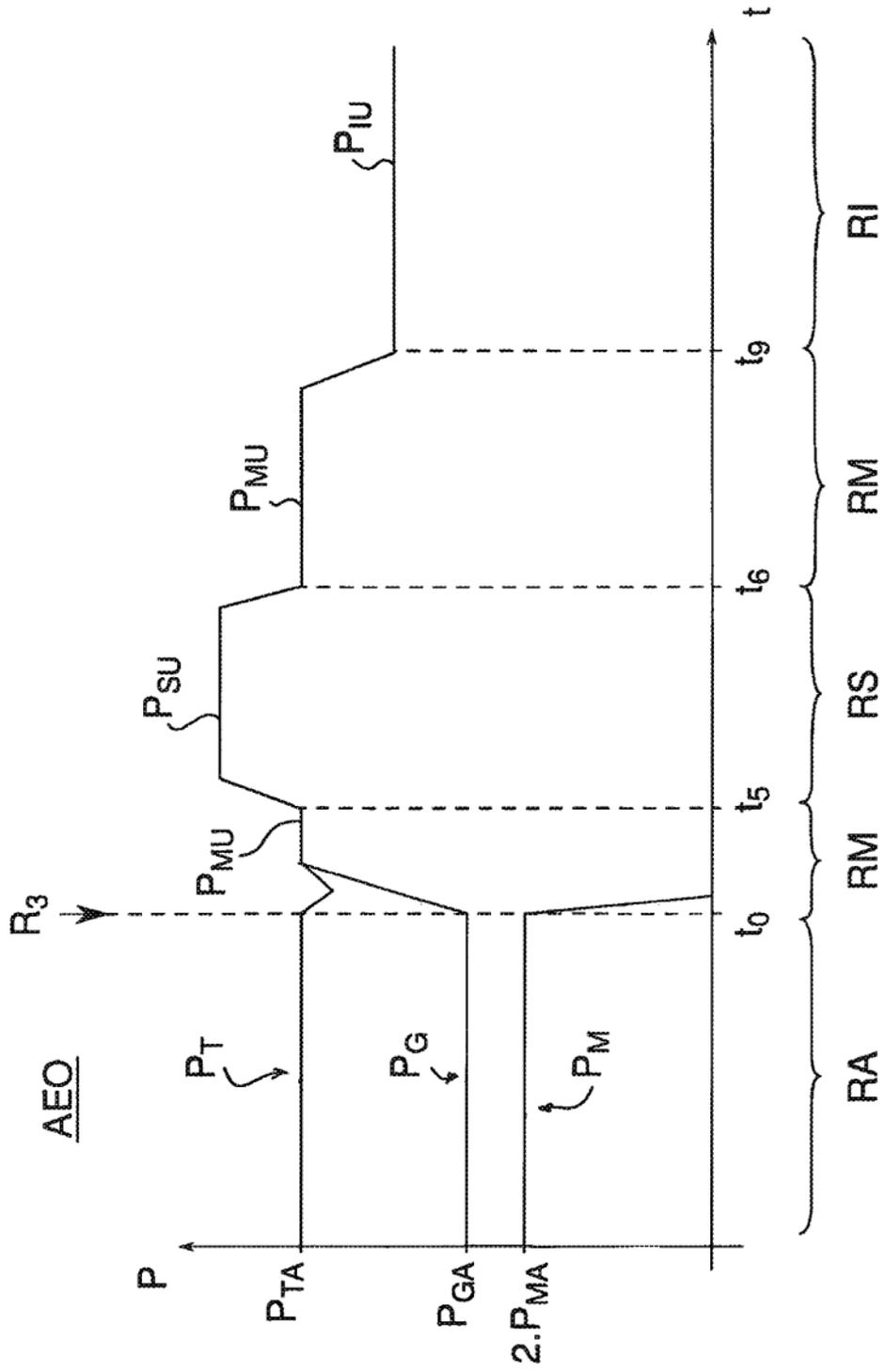


Figura 5