

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 946 176**

51 Int. Cl.:

F02C 6/14 (2006.01)

F02C 7/32 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.08.2015** **E 15182515 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.04.2023** **EP 2990626**

54 Título: **Funcionamiento de motores de aeronaves en condiciones transitorias**

30 Prioridad:

28.08.2014 US 201414471130

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

13.07.2023

73 Titular/es:

**PRATT & WHITNEY CANADA CORP. (100.0%)
1000 Marie-Victorin (01BE5)
Longueuil, Québec J4G 1A1, CA**

72 Inventor/es:

THOMASSIN, JEAN

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 946 176 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

Funcionamiento de motores de aeronaves en condiciones transitorias

5 Campo técnico

La divulgación se refiere en general a los motores de aeronaves, y más particularmente a la operación de motores de aeronaves durante condiciones transitorias durante las que tienen lugar cambios de una condición de funcionamiento a otra.

10

Antecedentes de la técnica

Los motores que se utilizan en aplicaciones aeronáuticas suelen estar sujetos a condiciones de funcionamiento transitorias en las que se aceleran y desaceleran durante un ciclo de vuelo. Los motores de aeronaves se suelen diseñar para una alta eficiencia durante algunas fases del vuelo (p. ej., crucero) y pueden, en algunas configuraciones, presentar desafíos de operabilidad durante condiciones de funcionamiento transitorias.

15

Por lo tanto, es deseable una mejora.

El documento US 2006/0150633 A1 divulga un motor de turbina de gas que comprende un motor/generador añadido al carrete de generador de gas del motor. Los documentos EP 2 733 312 A2 y EP 1 990 519 A2 divulgan motores de turbina de gas de la técnica anterior adicionales.

20

Compendio

25

En un aspecto, la presente invención proporciona un motor de aeronave tal como se expone en la reivindicación 1.

En otro aspecto, la invención proporciona un método para hacer funcionar un motor de aeronave durante una condición transitoria del motor de aeronave, como se establece en la reivindicación 4.

30

Más detalles de estos y otros aspectos del objeto de esta solicitud serán evidentes a partir de la descripción detallada y los dibujos que se incluyen a continuación.

Descripción de los dibujos

35

Ahora se hace referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

La FIG. 1 muestra una vista en sección transversal axial de un motor de aeronave ejemplar;

La FIG. 2 es una representación esquemática del motor de la FIG. 1 acoplado a un sistema eléctrico de una aeronave;

40

La FIG. 3 es un diagrama de flujo que ilustra un método ejemplar para hacer funcionar un motor de aeronave durante una condición transitoria; y

La FIG. 4 es un diagrama de flujo que ilustra otro método ejemplar para hacer funcionar un motor de aeronave durante una condición transitoria.

45

Descripción detallada

La presente divulgación se refiere a métodos, sistemas y componentes útiles en el funcionamiento de motores de aeronave durante condiciones transitorias. Las condiciones transitorias ejemplares a las que se hace referencia en esta memoria pueden incluir un cambio de una condición de funcionamiento a otra, como el arranque, la aceleración y la desaceleración de un motor de aeronave. Por ejemplo, una condición transitoria puede incluir un aumento o una disminución deseados en la potencia de salida del motor de aeronave. En diversas realizaciones, aspectos de la presente divulgación pueden ser útiles para las condiciones transitorias que ocurren durante el funcionamiento (es decir, durante el vuelo o el rodaje, además del arranque) de un motor de aeronave que puede requerir la aceleración o desaceleración de al menos un carrete del motor de aeronave.

55

Aunque la presente divulgación hace referencia a un motor de turbina de gas turboventilador ejemplar, diversos aspectos de la presente divulgación pueden ser útiles para otros tipos de motores, incluidos los motores de turbina de gas del tipo turboeje y turbohélice. En diversas realizaciones, los métodos, sistemas y componentes divulgados en esta memoria pueden ser útiles en el funcionamiento de motores para diferentes tipos de aeronaves, incluidas aeronaves de ala fija y de ala giratoria, como helicópteros. En algunas realizaciones, los métodos, sistemas y componentes divulgados en esta memoria pueden ser útiles en el manejo de transitorios operativos de motores de aeronaves (por ejemplo, motores de turbina de gas) que tienen una pluralidad de carretes, como uno o más carretes

65

de alta presión y uno o más carretes de baja presión. que se configuran para girar por separado unos de otros (es decir, que no se acoplan rígidamente entre sí).

Los aspectos de diversas realizaciones se describen con referencia a los dibujos.

5 La FIG. 1 ilustra un motor de turbina de gas 10 de un tipo proporcionado preferiblemente para su uso en un aeronave en vuelo subsónico. El motor de aeronave 10 generalmente puede comprender, en comunicación de flujo en serie, un ventilador 12 a través de la que se propulsa aire ambiente, un compresor multifase 14 para presurizar el aire, una cámara de combustión 16 en la que el aire comprimido se mezcla con combustible y se prende para generar una corriente anular de gases de combustión calientes, y una sección de turbina 18 para extraer energía de los gases de combustión. El motor de aeronave 10 puede comprender un carrete de alta presión 20 (denominado en lo sucesivo "carrete HP 20") que comprende una o más fases del compresor 14 y una o más fases de la sección de turbina 18. Por ejemplo, el carrete HP 20 puede comprender una turbina de alta presión 18A y una o más fases del compresor 14 acopladas entre sí para una rotación común a través del eje de alta presión 22 (denominado en lo sucesivo "eje HP 22"). El motor de aeronave 10 también puede comprender un carrete de baja presión 24 (denominado en lo sucesivo "carrete LP 24") que comprende un ventilador 12 (o alguna otra carga) y una turbina de baja presión 18B acoplados para una rotación común a través del eje de baja presión 26 (denominado en lo sucesivo como "eje LP 26").

20 El eje HP 22 y el eje LP 26 pueden montarse coaxialmente entre sí. Por ejemplo, el eje LP 26 puede extenderse a través del eje HP 22, que puede tener una construcción hueca. El carrete HP 20 y el carrete LP 24 pueden configurarse para rotar por separado uno del otro a diferentes velocidades de rotación. Por ejemplo, el carrete HP 20 y el carrete LP 24 pueden no acoplarse mecánicamente (es decir, rígidamente) de manera que la rotación del carrete HP 20 y el carrete LP 24 puede considerarse al menos hasta cierto punto independiente entre sí. Por ejemplo, en algunas realizaciones, el carrete HP 20 y el carrete LP 24 pueden configurarse para rotar en sentidos opuestos.

25 El motor de aeronave 10 también puede comprender una caja de engranajes de accesorios 28 (denominada en lo sucesivo "AGB 28") que puede acoplarse al carrete HP 20 y configurarse para acoplarse adicionalmente a uno o más accesorios (descritos más adelante y mostrado en la FIG. 2). En consecuencia, la AGB 28 puede proporcionar medios para transferir potencia hacia o desde el carrete HP 20.

30 La FIG. 2 es una representación esquemática del motor de aeronave 10 acoplado al sistema eléctrico 30 de una aeronave (no mostrada). El acoplamiento entre el motor de aeronave 10 y el sistema eléctrico 30 puede lograrse a través de la máquina eléctrica 32 y la AGB 28. La máquina eléctrica 32 puede configurarse para funcionar selectivamente como generador o como motor dependiendo de si se inyecta potencia al motor 10 o si se extrae potencia del motor 10. Como se explica a continuación, el sistema eléctrico 30 o parte(s) del mismo puede servir como fuente de potencia separada del motor 10 y que puede usarse para inyectar potencia al motor 10 a través de la máquina eléctrica 32. El sistema eléctrico 30 o parte(s) del mismo puede servir en su lugar o además como una carga de potencia separada del motor 10 y que puede usarse para extraer potencia del motor 10 a través de la máquina eléctrica 32. En algunas realizaciones, la máquina eléctrica 32 puede acoplarse directamente al carrete HP 20 sin el uso de AGB 28. Por ejemplo, la máquina eléctrica 32 puede configurarse para montarse concéntricamente al carrete HP 20 donde un rotor de la máquina eléctrica 32 puede acoplarse para la rotación con el carrete HP 20 y un estator de la máquina eléctrica 32 puede acoplarse a otra estructura del motor 10 que está estacionario en relación con el carrete HP 20.

45 El sistema eléctrico 30 puede comprender una o más unidades de potencia auxiliar 34 (denominadas en lo sucesivo "APU 34"), una o más baterías 36 (denominadas en lo sucesivo "batería 36"), uno o más servicios 38 (es decir, cargas eléctricas) y uno o más accesorios 40 (es decir, cargas eléctricas) relacionados con la aeronave que pueden asociarse con el motor de aeronave 10 o algún otro sistema(s) de la aeronave, y la unidad de potencia 42. La unidad de potencia 42 puede comprender una pluralidad de elementos de control/conmutación de potencia y puede usarse para controlar la transferencia de potencia eléctrica entre diversos componentes conectados a la misma. La unidad de potencia 42 también puede comprender un equipo de acondicionamiento de potencia para adaptarse a los diferentes requisitos de potencia de las múltiples fuentes y cargas que pueden conectarse entre sí a través de la unidad de potencia 42.

55 La APU 34 puede comprender una fuente de potencia mecánica separada del motor de aeronave 10 y que puede funcionar independientemente del mismo, pero que puede estar a bordo de la misma aeronave que el motor de aeronave 10. Por ejemplo, la APU 34 puede comprender uno o más motores de combustión, como un motor de turbina de gas, un generador diésel o un motor de tipo rotativo de combustible pesado como se hace referencia en la solicitud de patente de EE. UU. número de serie 13/273,534. En algunas realizaciones, la APU puede comprender un motor rotativo como se hace referencia en la patente de EE. UU. US 7,775,044 y la solicitud de patente de EE. UU. número de serie 13/554,517, que se incorporan en esta memoria como referencia. La APU 34 puede acoplarse a la unidad de potencia 42 a través de la máquina eléctrica 44. La máquina eléctrica 44 puede configurarse para funcionar como generador o como motor. Por ejemplo, la máquina eléctrica 44 puede funcionar como generador para convertir la potencia mecánica de la APU 34 en potencia eléctrica. Alternativamente, la máquina eléctrica 44 puede funcionar como motor para transmitir potencia mecánica a la APU 34 durante el arranque de la APU 34, por ejemplo.

65

La batería 36 puede comprender una o más celdas electroquímicas en las que la energía química puede almacenarse y convertirse en potencia eléctrica cuando sea necesario. En diversas realizaciones, la batería 36 puede recargarse dirigiendo corriente eléctrica a la batería 36.

- 5 Servicios relacionados con aeronave 38 pueden comprender cualquier carga eléctrica que pueda asociarse con el sistema o sistemas de la aeronave.

10 Los accesorios 40 pueden incluir uno o más dispositivos/sistemas que pueden, en motores existentes, ser impulsados por acoplamiento mecánico al AGB 28 a través de las respectivas almohadillas de montaje a la AGB 28. Sin embargo, en diversas realizaciones de la presente divulgación, dichos accesorios 40 pueden acoplarse eléctricamente a la AGB 28 a través de la máquina eléctrica 32 y las respectivas máquinas eléctricas 46. En algunas realizaciones, una o más máquinas eléctricas 46 pueden configurarse para funcionar como motores o generadores. En consecuencia, dado que los accesorios 40 se pueden acoplar eléctricamente al carrito HP 20 a través de la máquina eléctrica 32, es posible que no se requieran almohadillas de montaje separadas para acoplar mecánicamente los accesorios individuales 40 a la AGB 28. En consecuencia, la máquina eléctrica 32 puede tener una capacidad relativamente mayor que los arrancadores eléctricos convencionales y dicha mayor capacidad puede ser beneficiosa durante los arranques en frío del motor de aeronave 10 y también en los reencendidos a gran altitud. Como se explica a continuación, la máquina eléctrica 32 se puede usar para absorber, al menos parcialmente, las condiciones transitorias durante el funcionamiento del motor de aeronave 10, pero también (o en su lugar) se puede usar durante el arranque del motor 10.

15 La unidad de potencia 42 se puede conectar a uno o más ordenadores digitales u otros procesadores de datos, a veces denominados controladores electrónicos de motor 48 (en adelante, "EEC 48") y accesorios relacionados que controlan al menos algunos aspectos del rendimiento del motor 10. A los efectos de la presente divulgación, el EEC 48 puede considerarse parte del motor 10. El EEC 48 puede ser parte de un control de motor digital de autoridad completa, a veces también denominado "FADEC". El EEC 48 puede configurarse para tomar decisiones con respecto al funcionamiento del motor 10 hasta que un piloto desee o se requiera que intervenga. El EEC 48 puede incluir uno o más procesadores de datos, microcontroladores u otros circuitos lógicos programables o adecuadamente programados. El EEC 48 también puede comprender memoria(s) y dispositivo(s) de datos de memoria o registro(s). Dicha(s) memoria(s) puede(n) comprender cualquier medio (por ejemplo, no transitorio) de almacenamiento legible por ordenador (por ejemplo, dispositivos) adecuado para almacenar de forma recuperable instrucciones legibles por máquina ejecutables por uno o más procesadores de EEC 48. Dichas instrucciones legibles por máquina pueden hacer que el EEC 48 realice operaciones asociadas con diversos métodos descritos en esta memoria o parte(s) de los mismos. Por ejemplo, dichas instrucciones legibles por máquina pueden hacer que el EEC 48 genere salidas que pueden servir para ordenar acciones asociadas con los métodos descritos en esta memoria. Dichas instrucciones legibles por máquina pueden incorporarse como un producto de programa de ordenador que tiene un código de programa legible por ordenador ejecutable por uno o más procesadores del EEC 48.

20 El EEC 48 puede recibir diversas entradas 49 relacionadas con parámetros ambientales, parámetros operativos del motor 10 y/o el rendimiento del motor 10 y usar dichas entradas para controlar al menos algunos aspectos (p. ej., flujo de combustible) del motor 10. Se pueden detectar una o más de tales entradas 49. El EEC 48 también puede recibir entradas 49 de otros sistemas de la aeronave. El EEC 48 también puede recibir entradas de usuario de un piloto (por ejemplo, capitán o primer oficial) de la aeronave, por ejemplo, a través del dispositivo de entrada de usuario 50. El dispositivo de entrada de usuario 50 puede comprender cualquier medio o dispositivo adecuado proporcionado a un piloto en la cabina de mando de la aeronave para proporcionar entrada al EEC 48 u otro sistema de aeronave. Por ejemplo, un piloto de la aeronave puede dar instrucciones al EEC 48 a través del dispositivo de entrada de usuario 50 para realizar un cambio de una condición de funcionamiento del motor 10 a otra. Tal condición transitoria podría requerir una aceleración o una desaceleración del motor 10 para aumentar o disminuir respectivamente la salida de potencia (por ejemplo, empuje) del motor 10. En algunas realizaciones, dicha condición transitoria podría requerir una aceleración o desaceleración del carrito HP 20 del motor 10. Según la invención, el dispositivo de entrada de usuario 50 incluye una palanca de aceleración, a veces también denominada "palanca de empuje" o "palanca de potencia" que permite al piloto controlar la potencia de salida del motor de aeronave 10.

25 Algunos motores de turbina de gas multietapa modernos se diseñan para una alta eficiencia y pueden presentar desafíos de operabilidad en algunas configuraciones donde la inercia del carrito HP 20 es alta en relación con la potencia de salida de dichos motores. Como se explica a continuación, el sistema eléctrico 30 de la aeronave puede ayudar al motor 10 durante dicha condición transitoria que requiere una aceleración o desaceleración del carrito HP 20 al absorber al menos parcialmente la condición transitoria. En diversos aspectos de la presente divulgación, mientras que la salida de potencia promedio del motor 10 puede proporcionarse sin la transferencia de potencia del sistema eléctrico 30, las condiciones transitorias pueden ser absorbidas al menos parcialmente por el sistema eléctrico 30. En consecuencia, en algunas realizaciones, el motor 10 puede considerarse un sistema propulsor de aeronave híbrida donde parte de la condición transitoria puede ser gestionada (por ejemplo, absorbida) por el sistema eléctrico 30.

30 La FIG. 3 es un diagrama de flujo que ilustra un método ejemplar 300 para hacer funcionar un motor de aeronave 10 durante una condición transitoria. Como se ha descrito anteriormente, el motor de aeronave 10 puede comprender

una turbina de gas que tiene un carrete HP 20 y un carrete LP 24 y la condición transitoria puede, en algunas realizaciones, identificarse durante el funcionamiento del motor 10 y, en consecuencia, puede comprender una condición distinta al arranque del motor 10. Por ejemplo, la condición transitoria puede incluir un cambio en la potencia de salida del motor 10 durante el vuelo o el rodaje de la aeronave en la que se monta el motor 10. El método 300 puede comprender: identificar una condición transitoria del motor de aeronave 10 (véase el bloque 302); y absorber la condición transitoria usando el sistema eléctrico 30 de la aeronave (véase el bloque 304). La condición transitoria puede ser identificada por o a través del EEC 48. Por ejemplo, la condición transitoria puede identificarse en función de una o más entradas recibidas en el EEC 48. En algunas realizaciones, la condición transitoria puede ser iniciada por el usuario e identificarse en función del accionamiento del dispositivo de entrada de usuario 50. Por ejemplo, un piloto de la aeronave puede accionar una palanca de aceleración para solicitar un aumento o una disminución de la potencia de salida del motor 10 y dicha condición transitoria puede requerir un aumento o una disminución de la velocidad rotacional del carrete HP 20 del motor 10. Por consiguiente, la identificación de la condición transitoria comprende la detección y el accionamiento de un dispositivo de entrada de usuario y, en particular, una palanca de aceleración (por ejemplo, el movimiento de la palanca de aceleración) asociada con el motor de aeronave 10. Alternativamente, la identificación de la condición transitoria puede hacerse en función del flujo de combustible al motor 10 y/u otro parámetro dinámico disponible para el EEC 48.

Según la invención, absorber la condición transitoria utilizando el sistema eléctrico 30 comprende inyectar potencia en el motor de aeronave 10 al transferir potencia del sistema eléctrico 30 al carrete HP 20. En otras disposiciones, la absorción de la condición transitoria puede implicar extraer potencia del motor de aeronave 10 al transferir potencia del carrete HP 20 al sistema eléctrico 30. Por ejemplo, inyectar potencia en el motor de aeronave 10 puede comprender transferir potencia desde la APU 34 al carrete HP 20. Por ejemplo, dicha transferencia de potencia puede realizarse a través de la máquina eléctrica 44, la unidad de potencia 42, la máquina eléctrica 32 y el AGB 28 (véase la FIG. 2). En algunas realizaciones, inyectar potencia en el motor de aeronave 10 puede comprender: convertir la potencia mecánica de una fuente de potencia mecánica (por ejemplo, APU 34) separada del motor de aeronave 10 en potencia eléctrica; y usar la potencia eléctrica para impulsar la máquina eléctrica 32 como un motor acoplado al carrete HP 20 del motor de aeronave 10. Alternativamente o además, inyectar potencia en el motor de aeronave 10 puede comprender transferir potencia desde la batería 36 al carrete HP 20 a través de la unidad de potencia 42, la máquina eléctrica 32 y la AGB 28.

extraer potencia del motor 10 puede comprender conectar una o más cargas eléctricas a la máquina eléctrica 32 acoplada al carrete HP 20 y hacer funcionar la máquina eléctrica 32 como generador. Por ejemplo, la unidad de potencia 42 puede conectar la batería 36 a la máquina eléctrica 32 para que la potencia extraída del carrete HP 20 pueda usarse para recargar la batería 36. Alternativamente o además, la unidad de potencia 42 puede desconectar una o más cargas asociadas con los servicios de aeronave 38 de la máquina eléctrica 44 o de la batería 36 y volver a conectar la misma una o más cargas a la máquina eléctrica 32 para que la potencia extraída pueda usarse para alimentar dichas cargas en lugar de ser alimentadas por la APU 34 o la batería 36. En algunas condiciones de funcionamiento, uno o más accesorios 40 podrían conectarse de manera similar a la máquina eléctrica 32 a través de la unidad de potencia 42 para consumir potencia extraída del carrete HP 20.

La inyección de potencia en el motor 10 y/o el consumo de potencia del motor 10 a través de la unidad de potencia 42 pueden ser controlados (por ejemplo, comandados) por el EEC 48 en función de instrucciones (por ejemplo, señales) transferidas entre unidad de potencia 42 y el EEC 48. Bajo el control del EEC 48, la unidad de potencia 42 puede configurarse y funcionar para controlar una cantidad de potencia que se transfiere hacia y/o desde el motor 10 con respecto al tiempo. La cantidad de potencia que se transfiere puede basarse en el tipo y la duración de la condición transitoria y también en el nivel de urgencia para que se alcance la nueva condición de funcionamiento del motor de aeronave 10. Por ejemplo, el nivel de asistencia a proporcionar por el sistema eléctrico 30 para diferentes condiciones transitorias puede ser predeterminado y almacenado como una tabla de consulta disponible para el EEC 48 para que EEC 48 pueda dar instrucciones a la unidad de potencia 42 en consecuencia. La unidad de potencia 42 y/o el EEC 48 pueden usar diversos algoritmos de control, incluidos algoritmos de control de realimentación, para controlar la cantidad de potencia transferida hacia/desde el motor de aeronave 10 durante dicha condición transitoria. Por ejemplo, se puede usar uno o más controles de tipo proporcional (P), derivado (D) e integral (I) dependiendo de la aplicación y los requisitos específicos.

La FIG. 4 es un diagrama de flujo que ilustra otro método ejemplar 400 para hacer funcionar un motor de aeronave durante una condición transitoria. Como se ha descrito anteriormente, el motor de aeronave 10 puede comprender una turbina de gas que tiene un carrete HP 20 y un carrete LP 24 y la condición transitoria puede, en algunas realizaciones, identificarse durante el funcionamiento del motor 10 y, en consecuencia, puede comprender una condición transitoria distinta al arranque del motor 10. El método 400 se puede realizar en combinación con el método 300. Además, algunos elementos del método 400 pueden ser comunes al método 300 y, por lo tanto, no se repetirá la descripción de tales elementos presentada anteriormente que también se aplica al método 400.

En diversas realizaciones, el método 400 puede comprender: identificar la condición transitoria del motor de aeronave 10 durante el funcionamiento del motor de aeronave 10 (véase el bloque 402); condicionado a la condición transitoria que requiere un aumento en la velocidad rotacional del carrete HP 20, inyectar potencia en el motor de aeronave 10 al transferir potencia del sistema eléctrico 30 de la aeronave al carrete HP 20 para al menos ayudar a lograr el aumento

5 requerido en la velocidad rotacional del carrete HP 20 durante la condición transitoria (véase el bloque 404); y condicionado a la condición transitoria que requiere una disminución en la velocidad rotacional del carrete HP 20, extraer potencia del motor de aeronave 10 al transferir potencia del carrete HP 20 al sistema eléctrico 30 para al menos ayudar a lograr la disminución requerida en la velocidad rotacional del carrete HP 20 durante la condición transitoria (véase el bloque 406).

10 Como se ha descrito anteriormente, la inyección de potencia en el motor de aeronave 10 puede comprender la transferencia de potencia desde la APU 34 al carrete HP 20. Por ejemplo, inyectar potencia en el motor de aeronave 30 puede comprender: convertir la potencia mecánica de una fuente de potencia mecánica (por ejemplo, APU 34) separada del motor de aeronave 10 en potencia eléctrica; y usar la potencia eléctrica para impulsar la máquina eléctrica 32 como un motor eléctrico acoplado al carrete HP 20. Tal fuente de potencia mecánica puede comprender un motor de combustión.

15 Durante el funcionamiento normal (p. ej., no transitorio) del motor de aeronave, la máquina eléctrica 32 puede usarse en algunas realizaciones como generador para alimentar diversas cargas del sistema eléctrico 30. En consecuencia, si se va a transferir potencia al motor de aeronave 10 durante una condición transitoria, podría ser necesario desconectar una o más cargas eléctricas de la máquina eléctrica 32 antes de hacer funcionar la máquina eléctrica 32 como motor eléctrico.

20 Como se ha descrito anteriormente, extraer potencia del motor de aeronave 10 puede comprender conectar (por ejemplo, añadir) una carga eléctrica a la máquina eléctrica 32 acoplada al carrete HP 20 y hacer funcionar la máquina eléctrica 32 como generador.

25 El método 300 y/o el método 400 o parte(s) de los mismos pueden llevarse a cabo bajo el control del EEC 48 en función de instrucciones legibles por máquina accesibles o almacenadas dentro del EEC 48. En consecuencia, en función de la detección de la condición transitoria, el EEC 48 puede ordenar la inyección de potencia al motor de aeronave 10 desde el sistema eléctrico 30 o la toma de potencia del motor de aeronave 10 al sistema eléctrico 30 en consecuencia. La identificación de la condición transitoria comprende la detección de un accionamiento de un dispositivo de entrada de usuario, a saber, una palanca de aceleración, asociada con el motor de aeronave 10. Como se ha descrito anteriormente, el EEC 48 puede configurarse para controlar una cantidad de potencia inyectada o extraída del motor de aeronave 10 en función de la condición transitoria identificada.

35 En diversas realizaciones, la inyección o extracción de potencia hacia/desde el carrete HP 20 con una fuente/carga externa al motor 10 puede mejorar la respuesta transitoria del motor 10 al permitir que el motor 10 alcance más rápido su nueva condición de funcionamiento. En algunas realizaciones, la inyección de potencia al carrete HP 20 puede mejorar el margen de sobrecarga del motor 10. Por ejemplo, en algunas configuraciones del motor 10, se estima que alrededor de la velocidad de ralentí, la potencia inyectada correspondiente a aproximadamente el 1,5 % de la potencia nominal del motor principal podría representar una mejora de hasta el 5 % en el margen de sobrecarga de baja potencia. Por lo tanto, en algunos casos, un sistema eléctrico 30 relativamente pequeño podría proporcionar una ventaja significativa en el dimensionamiento y adaptación del motor o motores 10, especialmente en situaciones en las que se monta más de un motor 10 en una aeronave. Diversos aspectos de la presente divulgación también podrían usarse en aeronaves que tienen un solo motor.

45 Durante la desaceleración, el margen de apagado podría mejorarse en algunas situaciones al extraer potencia del carrete HP 20 para reducir la velocidad rotacional del carrete HP 20 y usar la potencia extraída para cargar la batería 36 o suministrar uno o más sistemas (por ejemplo, servicios de aeronave 38) de la aeronave.

50 Diversos aspectos de la presente divulgación también son aplicables a giroaviones donde los motores del giroavión podrían beneficiarse de la gestión de potencia transitoria como se describe en esta memoria durante condiciones transitorias tales como un motor inoperativo (OEI), desacoplamiento de autorrotación y control de rotor durante maniobras rápidas de paso colectivo (CLP). También podrían implementarse otras disposiciones de transferencia de potencia para mejorar la eficiencia mediante la transferencia de calor a un sistema de refrigeración líquida para calentar la cabina de aeronave o funciones de deshielo.

55 La descripción anterior pretende ser solo ejemplar, y un experto en las técnicas pertinentes reconocerá que se pueden realizar cambios en las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención descrita. Por ejemplo, los bloques y/o las operaciones en los diagramas de flujo y dibujos descritos en esta memoria son solo para fines de ejemplo. Puede haber muchas variaciones de estos bloques y/u operaciones sin apartarse de las enseñanzas de la presente divulgación. Por ejemplo, los bloques se pueden realizar en un orden diferente, o se pueden añadir, eliminar o modificar bloques. La presente divulgación puede incorporarse en otras formas específicas sin apartarse del objeto de las reivindicaciones. Si bien los métodos, sistemas y motores descritos y mostrados en esta memoria pueden comprender un número específico de elementos/componentes, los métodos, sistemas y motores podrían modificarse para incluir elementos/componentes adicionales o en menor cantidad. La presente divulgación también pretende cubrir y abarcar todos los cambios tecnológicos adecuados. Las modificaciones que caen dentro del alcance de la presente invención serán evidentes para los expertos en la técnica, a la luz de una revisión de esta divulgación, y se pretende que tales modificaciones entren dentro de las reivindicaciones adjuntas. Además, el alcance de las reivindicaciones

no debería ser limitado por las realizaciones preferidas expuestas en los ejemplos divulgados. El alcance de la invención se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un motor de aeronave (10) que comprende:

5 un carrete de alta presión (20);

un carrete de baja presión (24) configurado para la rotación separado del carrete de alta presión (20);

10 un controlador (48) configurado para, durante el funcionamiento del motor de aeronave (10), identificar una condición transitoria del motor de aeronave (10) y ordenar:

15 condicionado a la condición transitoria que requiere un aumento en la velocidad rotacional del carrete de alta presión (20), la inyección de potencia en el motor de aeronave (10) al transferir potencia desde una fuente de potencia separada del motor de aeronave (10) al carrete de alta presión (20) para ayudar al menos a lograr el aumento requerido en la velocidad rotacional del carrete de alta presión (20) durante la condición transitoria, siendo la fuente de potencia parte de un sistema eléctrico (30) de una aeronave; y

20 condicionado a la condición transitoria que requiere una disminución en la velocidad rotacional del carrete de alta presión (20), extraer potencia del motor de aeronave (70) al transferir potencia del carrete de alta presión (20) al sistema eléctrico (30) para ayudar al menos a lograr la disminución requerida en la velocidad rotacional del carrete de alta presión (20) durante la condición transitoria,

caracterizado por que

25 el controlador (48) se configura para identificar la condición transitoria en función del accionamiento de una palanca de aceleración asociada con el motor de aeronave (10).

30 2. El motor de aeronave según se define en la reivindicación 1, en donde la fuente de potencia comprende al menos una batería (36) y una unidad de potencia auxiliar (34).

3. El motor de aeronave según se define en la reivindicación 1 o 2, en donde el controlador (48) se configura para controlar una cantidad de potencia inyectada o extraída del motor (10) en función de la condición transitoria.

35 4. Un método para hacer funcionar un motor de aeronave (10) durante una condición transitoria del motor de aeronave (10), comprendiendo el motor de aeronave (10) una turbina de gas que tiene un carrete de alta presión (20) y un carrete de baja presión (24), comprendiendo el método:

40 identificar una condición transitoria del motor de aeronave (10) durante el funcionamiento del motor de aeronave (10); y

absorber al menos parcialmente la condición transitoria del motor de la aeronave (10) usando un sistema eléctrico (30) de una aeronave al inyectar potencia en el motor de aeronave (10) al transferir potencia desde una fuente de potencia separada del motor de aeronave (10) y parte del sistema eléctrico (30) al carrete de alta presión (20),

45 caracterizado por que

la identificación de la condición transitoria comprende la detección de un accionamiento de un dispositivo de entrada de usuario, a saber, una palanca de aceleración, asociada con el motor de aeronave (10).

50 5. El método según se define en la reivindicación 4, en donde inyectar potencia en el motor de aeronave comprende transferir potencia desde una unidad de potencia auxiliar (34) al carrete de alta presión (20).

55 6. El método según se define en la reivindicación 4 o 5, en donde la fuente de potencia es una fuente de potencia mecánica y en donde inyectar potencia al motor de la aeronave comprende:

convertir potencia mecánica de la fuente de potencia mecánica separada del motor de aeronave (10) en potencia eléctrica; y

60 utilizar la potencia eléctrica para accionar un motor eléctrico acoplado al carrete de alta presión (20) del motor de aeronave (10).

7. El método según se define en la reivindicación 6, en donde la fuente de potencia mecánica comprende una unidad de potencia auxiliar (34).

65 8. El método según se define en cualquiera de las reivindicaciones 4 a 7, que comprende controlar una cantidad de potencia inyectada o extraída del motor (10) en función de la condición transitoria.

9. El método según se define en cualquiera de las reivindicaciones 4 a 8, en donde la condición transitoria comprende una condición distinta de arrancar el motor de aeronave (10).
- 5 10. El método de cualquiera de las reivindicaciones 4 a 9, en donde inyectar potencia en el motor de aeronave (10) comprende transferir potencia desde una batería (36) al carrete de alta presión (20).

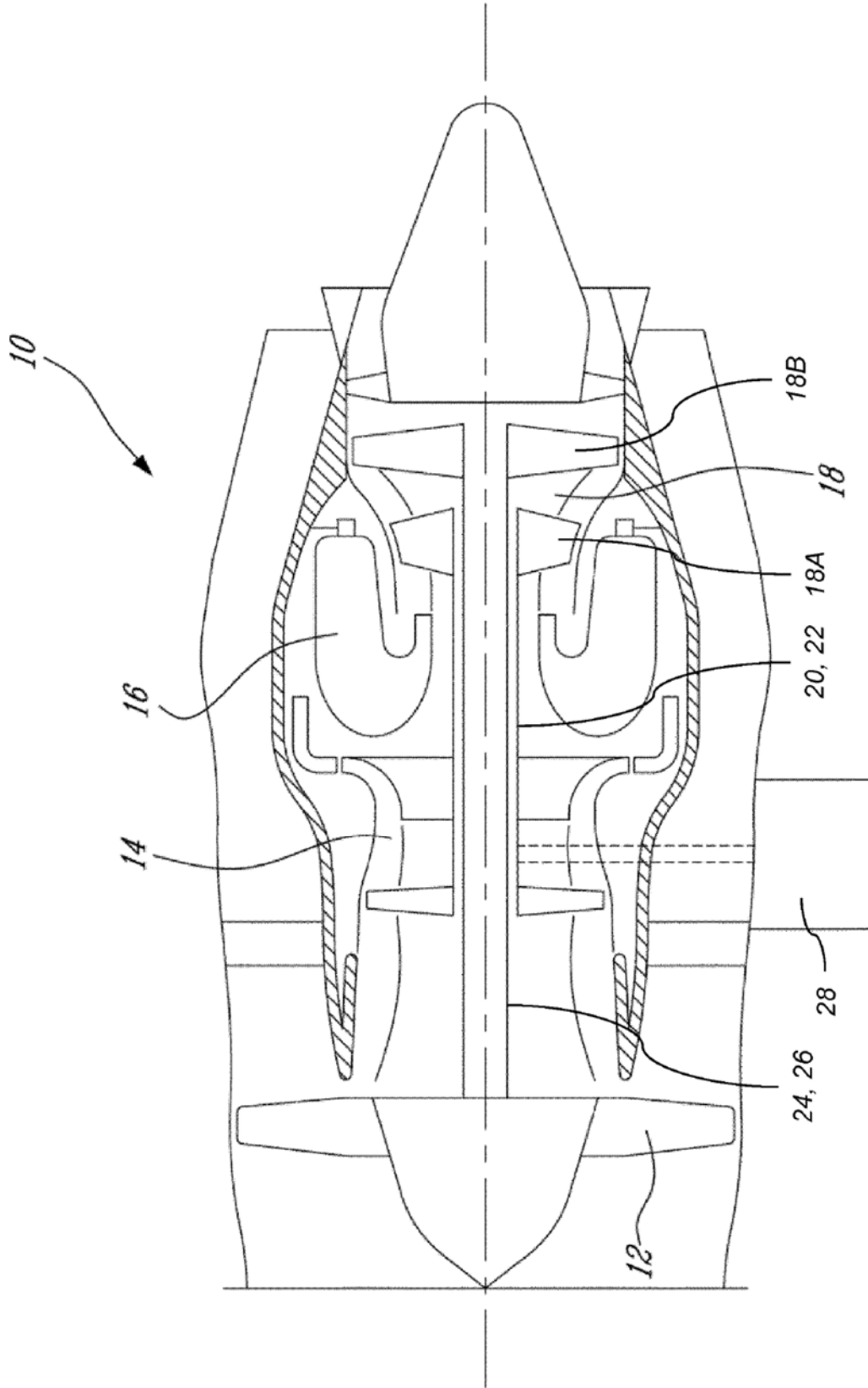
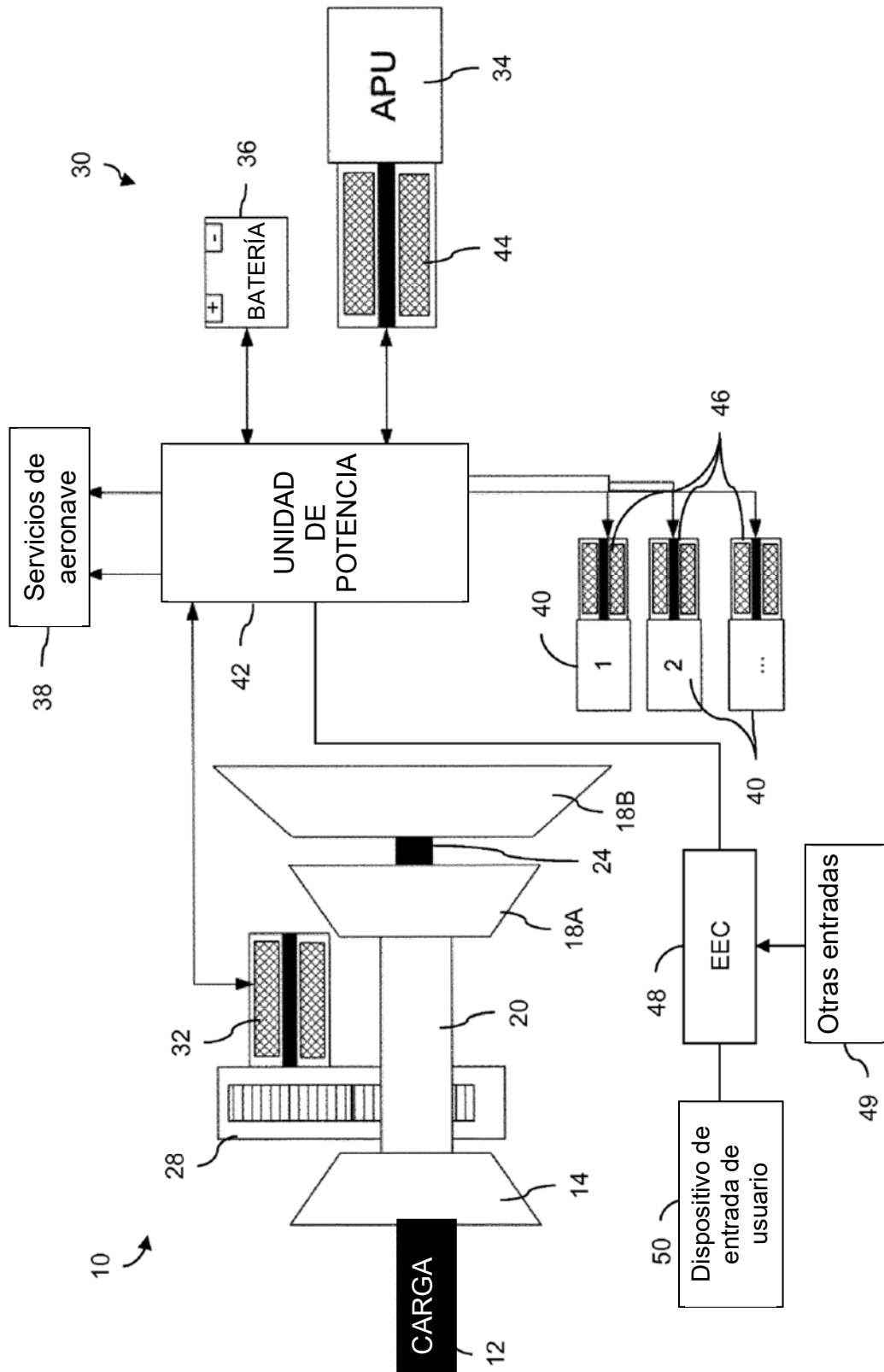


FIG. 1



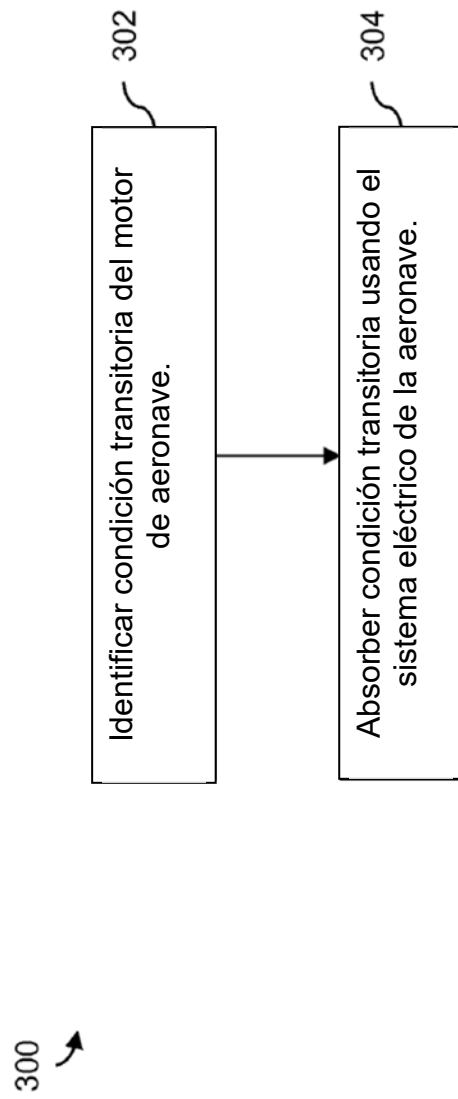


FIG. 3

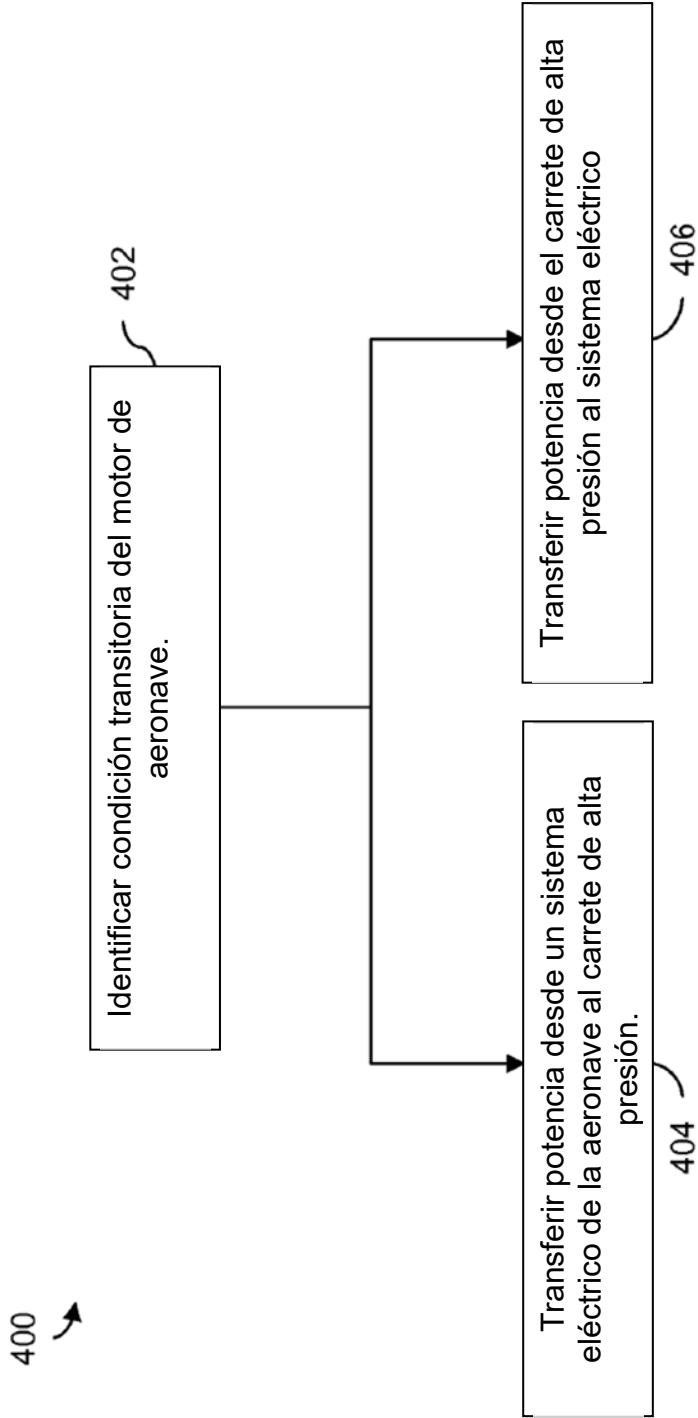


FIG. 4