

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 589 885**

51 Int. Cl.:

F02N 11/00 (2006.01)
F02N 11/04 (2006.01)
F01D 15/10 (2006.01)
F02C 7/268 (2006.01)
H02P 9/08 (2006.01)
F02C 6/20 (2006.01)
F02C 7/262 (2006.01)
F02N 11/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **13.02.2014** E 14155112 (7)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.04.2016** EP 2767705

54 Título: **Sistema para reiniciar en vuelo un motor turbohélice de múltiples árboles**

30 Prioridad:

13.02.2013 IT TO20130117

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

16.11.2016

73 Titular/es:

**LEONARDO S.P.A. (100.0%)
Piazza Monte Grappa 4
Roma, IT**

72 Inventor/es:

**ANASTASIO, VINCENZO y
CUOMO, FABRIZIO**

74 Agente/Representante:

PONS ARIÑO, Ángel

ES 2 589 885 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema para reiniciar en vuelo un motor turbohélice de múltiples árboles

5 La presente invención se refiere a un sistema para reiniciar en vuelo un motor turbohélice aeronáutico de múltiples árboles.

10 Los motores turbohélice de múltiples árboles de uso aeronáutico están provistos de un compresor que aspira aire procedente de una toma de aire y acciona, a través de un primer árbol, una primera etapa de una turbina que se pone en rotación por los gases de escape procedentes de una pluralidad de quemadores. La turbina está provista de una segunda etapa que acciona la hélice por medio de un segundo árbol, que normalmente está montado coaxialmente dentro del primer árbol.

15 El arranque de estos motores turbohélice de múltiples árboles se realiza por medio de un estárter eléctrico, en el que un motor eléctrico está conectado al primer árbol para poner el compresor y la primera etapa de la turbina en rotación. La patente US-4.799.354 ilustra un ejemplo del sistema de arranque del tipo anteriormente mencionado. La solicitud de patente FR 2952130 divulga un sistema de arranque para el motor de un turbo-ventilador.

20 La energía necesaria para esta operación de arranque se toma de una pluralidad de baterías presentes a bordo de la aeronave o instaladas en una unidad externa situada en la pista cerca de la aeronave.

Las operaciones de arranque del motor turbohélice son fáciles en la pista, pero pueden volverse extremadamente críticas en vuelo, dado que la energía disponible a bordo puede estar limitada en muchas condiciones operativas.

25 Además, en tales condiciones, la energía rotacional que deriva de una hélice accionada por el movimiento de avance de la aeronave (conocido como autorrotación) no puede transferirse al compresor y usarse para hacerlo girar porque la estructura indicada anteriormente no prevé ninguna conexión directa entre hélice y compresor.

30 Por lo tanto, la rotación del compresor con el motor turbohélice apagado y por efectos dinámicos solo es posible usando aire procedente de la toma de aire; esta acción puede usarse para aumentar la probabilidad de reiniciar el motor turbohélice por medio del estárter eléctrico. Lamentablemente, la acción dinámica del aire aspirado a través de la toma de aire solo es efectiva durante un intervalo limitado de altitudes/velocidades de la aeronave.

35 Por lo tanto se percibe la necesidad de proporcionar un motor turbohélice aeronáutico en el que las operaciones de arranque en vuelo se hayan mejorado con respecto a las disponibles en la técnica conocida.

40 El objeto anterior se logra mediante la presente invención en la medida en que se refiere a un motor turbohélice aeronáutico de múltiples árboles que comprende una carcasa que aloja un compresor que aspira aire procedente de una toma de aire y acciona, a través de un primer árbol, una primera etapa de una turbina puesta en rotación por los gases de escape procedentes de una pluralidad de quemadores; estando provista la turbina de una segunda etapa que acciona una hélice por medio de un segundo árbol; estando dicho motor turbohélice caracterizado por que comprende un sistema de arranque que comprende: una máquina eléctrica asíncrona reversible conectada por medio de una transmisión al primer árbol; una máquina eléctrica síncrona conectada por medio de una transmisión al segundo árbol; una red eléctrica reconfigurable que, en una fase de arranque dinámico del motor turbohélice tras el corte del mismo durante el vuelo está diseñada para permitir la transferencia de energía producida por la máquina eléctrica síncrona, que funciona como un generador con el impulso de la hélice accionada por efectos dinámicos, a la máquina eléctrica asíncrona, que opera como un motor y gira a una velocidad inferior a la de la máquina asíncrona; el par generado por la máquina asíncrona se añade al par que se origina en el compresor, sobre el que incide el flujo de aire procedente de la toma de aire; la composición de estos pares permite al primer árbol ponerse en rotación a suficiente velocidad como para lograr arrancar el motor turbohélice.

50 De este modo, la capacidad de reiniciar autónomamente motores turbohélice en autorrotación mejora mediante el acoplamiento electromagnético del árbol de la hélice (que obtiene energía debido al movimiento de avance de la aeronave) con el compresor que, en caso de autorrotación, está insuficientemente energizado por el flujo de aire que entra por la toma de aire del motor turbohélice. La capacidad de reinicio en vuelo por tanto se vuelve independiente de otras fuentes de energía a bordo de la aeronave. Con el motor en marcha, la arquitectura también permite tener un sistema de generación de electricidad muy versátil y fiable, porque está basado en máquinas de rotación con tecnologías bien establecidas. Cada motor individual puede abastecer de energía a la red eléctrica de a bordo con ambos generadores.

60 La invención se describe a continuación con referencia a los dibujos adjuntos, que representan una realización preferente no limitativa, en los que:

- 65
- la Figura 1 muestra esquemáticamente un motor turbohélice aeronáutico de múltiples árboles fabricado de acuerdo con los principios de la presente invención;
 - la Figura 2 muestra un diagrama del cableado para el control de las operaciones de arranque del motor

turbohélice de múltiples árboles de la Figura 1; y

- las Figuras 3a, 3b, 3c, 3d y 3e muestran distintas fases operativas del motor turbohélice de acuerdo con la presente invención.

5 La Figura 1 muestra un motor turbohélice aeronáutico de múltiples árboles, denotado en conjunto con el número de referencia 1, equipado con un sistema de arranque realizado de acuerdo con la presente invención.

10 La estructura del motor turbohélice de múltiples árboles 1 es de un tipo conocido y por lo tanto solo se describe e ilustra esquemáticamente. En particular, el motor turbohélice 1 comprende una carcasa tubular alargada 3, que aloja un compresor de palas 4 que aspira aire procedente de una toma de aire 5 conectada a una parte frontal de la carcasa tubular alargada 3 y acciona, a través de un primer árbol 7 externo, una primera etapa 8p de una turbina 8, que se pone en rotación por los gases de escape procedentes de una pluralidad de quemadores 10.

15 La turbina 8 está provista de una segunda etapa 8s que acciona la hélice 12 por medio de un segundo árbol 13 montado coaxialmente dentro del primer árbol 7. En particular, un primer extremo posterior del segundo árbol 13 interior soporta las palas de la segunda etapa 8s, mientras que un primer extremo frontal del segundo árbol 13 interior está conectado a una entrada de un engranaje de reducción 15 que tiene una salida conectada a la hélice 12.

20 El motor turbohélice de múltiples árboles también podría estar equipado con un número diferente de árboles con respecto al mostrado, por ejemplo, tres o cuatro árboles.

25 El primer árbol 7 exterior está conectado por medio de una transmisión 19 (mostrada esquemáticamente) a una máquina eléctrica 20 reversible, (es decir, capaz de operar tanto como un generador como un motor) que se implementa, de acuerdo con la presente invención, por medio de una máquina eléctrica asíncrona.

30 Como ya se sabe, una máquina eléctrica asíncrona es una máquina eléctrica de corriente alterna en la que la velocidad de rotación del rotor es inferior a la velocidad de rotación del campo magnético generado por las bobinas del estátor.

35 La rotación del campo magnético del estátor tiene lugar a una velocidad n_s estrictamente vinculada a la frecuencia del suministro eléctrico f , conocida como velocidad de sincronismo. La velocidad de rotación del rotor n_r es siempre menor que la velocidad de sincronismo. Esta diferencia tiene como resultado un campo magnético que actúa sobre el rotor que rota a una velocidad relativa de $n_s - n_r$, originando así fuerzas electromotrices y por lo tanto corrientes inducidas.

El vínculo entre la velocidad de sincronismo, la frecuencia del suministro eléctrico f y el número de pares de polos p está expresado mediante la relación (1):

$$n_s = 60 \frac{f}{p}$$

40 donde n_s se expresa en rpm (revoluciones por minuto) y f se expresa en Hercios.

45 Siempre de acuerdo con la presente invención, el segundo árbol 13 interior está conectado por medio de una transmisión (por ejemplo, se podría usar el engranaje de reducción 15) a un generador eléctrico 22 que se implementa, de acuerdo con la presente invención, por medio de una máquina eléctrica síncrona.

50 Como ya se sabe, una máquina eléctrica síncrona es una máquina eléctrica de corriente alterna en la que la frecuencia eléctrica f_v de la tensión generada está estrictamente vinculada a la velocidad de rotación del rotor, de acuerdo con la relación:

$$f = \frac{n_s p}{60}$$

55 donde n_s se expresa en rpm (revoluciones por minuto) y p es el número de pares de polos para cada fase del estátor.

La máquina eléctrica síncrona 22 y la máquina eléctrica asíncrona 20 están conectadas, siempre de acuerdo con la presente invención, mediante una red eléctrica reconfigurable 25 (mostrada en detalle en la Figura 2) que, en una fase de arranque dinámico del motor turbohélice 1 tras el corte del mismo durante el vuelo, permite la transferencia de tensión alterna producida por la máquina eléctrica síncrona 22, que funciona como un generador con el impulso

de la hélice accionada por los efectos dinámicos, a la máquina eléctrica asíncrona 20, que funciona como un motor y rota a una velocidad inferior a la de la máquina asíncrona (de acuerdo con lo establecido en la siguiente descripción).

- 5 El par generado por la máquina asíncrona 20 (funcionando como un generador) se añade al par que se origina en el compresor de palas, sobre el que incide el flujo de aire procedente de la toma de aire 5. La composición de estos pares permite al primer árbol 7 ponerse en rotación a suficiente velocidad como para lograr arrancar el motor turbohélice.
- 10 Convenientemente, durante la fase anteriormente descrita de arranque dinámico, al menos uno de los pares de polos de la máquina eléctrica asíncrona 20 está desconectado para aumentar su velocidad de rotación, como se expresa en la relación (1) indicada anteriormente.

La Figura 2 muestra la red eléctrica reconfigurable 25 en conjunto.

- 15 Esta red eléctrica reconfigurable 25 comprende una primera línea de suministro eléctrico 30 que discurre entre la máquina eléctrica síncrona 22 y un nodo de referencia (POR) 31; un primer conmutador 32, cuya conmutación se controla mediante una unidad de control electrónica 34, se coloca a lo largo de la primera línea de suministro eléctrico 30.

- 20 La red eléctrica reconfigurable 25 comprende una segunda línea de suministro eléctrico 36 que discurre entre el nodo de referencia 31 y la máquina eléctrica asíncrona 20; un segundo conmutador 38, cuya conmutación también se controla mediante la unidad de control electrónica 34, se coloca a lo largo de la segunda línea de suministro eléctrico 36.

- 25 El nodo de referencia 31 puede conectarse a la línea de suministro eléctrico 39 a bordo de una aeronave (no mostrada) a través de un disyuntor 40.

- 30 Una tercera línea de suministro eléctrico 42 discurre entre la máquina eléctrica asíncrona 20 y un inversor 43, que está alimentado por una pluralidad de baterías 44 que pueden alojarse en la aeronave o estar fuera de la aeronave; un tercer conmutador 46, cuya conmutación también se controla mediante la unidad de control electrónica 34, se coloca a lo largo de la tercera línea de suministro eléctrico 42.

- 35 Las operaciones de la unidad de control electrónico 34 a efectos de implementar las distintas fases de arranque y hacer funcionar el turbocargador se describen a continuación.

Fase de arranque estático (Figura 3a).

- 40 La unidad de control electrónica 34 asume el control de la secuencia de arranque cerrando el conmutador 46 y un conmutador 33 que permite conectar las baterías 44 al inversor 43. Los conmutadores 32 y 38 están abiertos.

- 45 La tensión continua suministrada por las baterías 44 se transforma mediante el inversor 43 en tensión alterna, controlada en amplitud y frecuencia, que se suministra a la máquina eléctrica asíncrona 20, que funciona como un motor, generando un par que acciona el primer árbol 7 en rotación a una velocidad suficiente como para permitir el arranque del motor turbohélice de múltiples árboles 1. Estas operaciones se realizan con la aeronave posada sobre la pista.

También se puede suministrar energía al inversor 43 mediante otras fuentes de CA o CC exteriores a la aeronave.

50 Fase de generación dual (Figura 3b).

La unidad de control electrónica 34 controla el cierre del primer y segundo conmutadores 32 y 38, y la apertura del tercer conmutador 46. El inversor 43 está por tanto desconectado de la línea de suministro eléctrico configurable 25.

- 55 El motor turbohélice (cuando está en marcha) pone el generador asíncrono 20 y el generador síncrono 22 en rotación; sin embargo, la velocidad de rotación ω_s del generador síncrono 22 es menor que la velocidad de rotación ω_{as} del generador asíncrono debido a que el compresor 4 de múltiples árboles, junto con su árbol 7, normalmente rota a una velocidad mayor que el árbol 13.

- 60 Se asume que las relaciones de reducción del engranaje de reducción 15 (al generador síncrono) y engranaje de reducción 19 (al generador asíncrono) son iguales.

Debido a esta diferencia de velocidad ($\omega_{as} > \omega_s$), el generador asíncrono 20 funciona a mayor velocidad que el sincronismo establecido por el generador síncrono 22 y el generador asíncrono puede enviar corriente a la línea 38.

65

Durante la fase de generación dual, la tensión presente en el nodo de referencia 31 se mide y se compara con un valor de referencia V_{ref} para generar una señal de error que se usa (con las técnicas de control de bucle cerrado habituales) para accionar la excitación del generador síncrono 22 para volver la tensión del nodo 31 igual, en la medida de lo posible, al valor de referencia. En efecto, la tensión en el punto de ajuste 31 es la suma vectorial de las

5 tensiones generadas por el generador síncrono \vec{V}_s y el generador asíncrono \vec{V}_{as} . A medida que la carga sobre la barra colectora 39 cambia y con el contactor 40 cerrado y controlado por la unidad de control electrónica 34, la GCU, que controla la excitación del generador síncrono 22, ajusta la excitación del generador 22 de manera que $\vec{V}_s + \vec{V}_{as}$ sea igual al valor de la tensión de referencia.

10 De este modo, el generador asíncrono 20 puede gestionar posibles sobrecargas de la línea de suministro eléctrico 39 de a bordo, para el mismo deslizamiento negativo entre alternador y generador asíncrono, actuando únicamente en el ajuste de la excitación del generador síncrono 22. Para esta funcionalidad, se asume que el generador síncrono 22 y el generador asíncrono 20 tienen el mismo número de polos del estátor y que la velocidad de rotación del generador asíncrono es mayor que la del síncrono, como se ha explicado antes.

15 **Fase de generación únicamente con el generador síncrono (Figura 3c).**

La unidad de control electrónica 34 controla el cierre del primer conmutador 32 y la apertura del segundo y tercer conmutadores 38 y 46. La máquina eléctrica asíncrona 20 y el inversor 43 se desconectan por tanto de la línea de suministro eléctrico configurable 25. El motor turbohélice 1 está en marcha.

25 Durante la fase de generación **únicamente** con el generador síncrono 22, la tensión presente en el nodo de referencia 31 se mide y se compara con un valor de referencia para generar una señal de error que se usa (con las técnicas de control de bucle cerrado habituales) para accionar la excitación del generador síncrono para volver la tensión del nodo 31 igual, en la medida de lo posible, al valor de referencia. Con el cierre del contactor 40 mediante la unidad de control electrónica 34, el generador síncrono 22 suministra las cargas conectadas a la barra colectora 39.

30 **Fase de generación únicamente con el generador asíncrono (Figura 3d).**

La unidad de control electrónica 34 controla el cierre del segundo conmutador 38 y la apertura del primer y tercer conmutadores 32 y 46. La máquina eléctrica asíncrona 22 y el inversor 43 están por tanto desconectados de la línea de suministro eléctrico configurable 25. El motor turbohélice 1 está en marcha. Para garantizar la excitación de las

35 fases del estátor de la máquina eléctrica asíncrona 20, se usa una fuente de energía local (batería de condensadores) o se abastece de energía mediante la red de a bordo alimentada por el generador del segundo motor turbohélice (asumiendo una aeronave de doble motor), lo que le permite al generador asíncrono enviar corriente a la línea de suministro eléctrico 36.

40 La Figura 2 muestra esquemáticamente una batería de condensadores C1, C2 y C3 que se puede conectar a respectivas fases de la máquina asíncrona 20 por los conmutadores T1, T2 y T3.

El funcionamiento **únicamente** con el generador asíncrono anteriormente descrito, debería considerarse un modo degradado de operación ya que asume que el generador síncrono 22 no está disponible.

45 **Fase de arranque dinámico o arranque por autorrotación (Figura 3e).**

La unidad de control electrónica 34 controla el cierre del primer y segundo conmutadores 32 y 38, y la apertura del tercer conmutador 46. El inversor 43 se desconecta por tanto de la línea de suministro eléctrico configurable 25 mientras que la máquina eléctrica síncrona 22 y la máquina eléctrica asíncrona 20 están conectadas al nodo de

50 referencia 31.

De este modo, la electricidad generada por la máquina eléctrica síncrona 22 (funcionando como un generador) accionada por la hélice que gira debido a efectos dinámicos se transfiere a través de líneas de energía eléctrica 30 y 36 a la máquina eléctrica asíncrona 20, que funciona como un motor y contribuye a poner el primer árbol 7 en rotación para permitir el arranque del motor turbohélice 1.

55 Como se ha explicado anteriormente, la máquina eléctrica asíncrona 20 rota a una velocidad inferior a la de la máquina síncrona 22, por las razones anteriormente explicadas, y el par generado por la máquina asíncrona 20 se añade al par que se origina en el compresor de palas 4, sobre el que incide el flujo de aire procedente de la toma de aire 5. La composición de estos pares permite al primer árbol 7 ponerse en rotación a suficiente velocidad como para lograr arrancar el motor turbohélice. En caso de que la velocidad de rotación de la máquina asíncrona 20 sea insuficiente para arrancar el motor, se proporciona la posibilidad de desconectar un par de polos en su armadura para aumentar la velocidad de rotación.

65 En otras palabras, en caso de que el motor se corte en vuelo, se puede reiniciar aprovechando la energía acumulada por la hélice y transformada en energía eléctrica por el generador síncrono conectado al mismo.

REIVINDICACIONES

1. Un motor turbohélice aeronáutico de múltiples árboles que comprende una carcasa (3) que aloja un compresor (4) que aspira aire procedente de una toma de aire (5) y acciona, a través de un primer árbol (7), una primera etapa (8p) de una turbina (8) que se pone en rotación por gases de escape procedentes de una pluralidad de quemadores (10); estando la turbina (8) provista de una etapa secundaria (8s) que acciona una hélice (12) por medio de un segundo árbol (13); estando dicho motor turbohélice **caracterizado por que** incluye un sistema de arranque, que comprende:
- una máquina eléctrica asíncrona reversible (20) conectada por medio de una transmisión (19) al primer árbol (7);
 - una máquina eléctrica síncrona (22) conectada por medio de una transmisión (15) al segundo árbol (13);
 - una red eléctrica reconfigurable (25) que, en una fase de arranque dinámico del motor turbohélice (1) tras el corte del mismo durante el vuelo, está diseñada para permitir la transferencia de energía producida por la máquina eléctrica síncrona (22), que funciona como un generador con el impulso de la hélice accionada por efectos dinámicos, a la máquina eléctrica asíncrona (20), que opera como un motor y gira a una velocidad inferior a la de la máquina asíncrona; el par generado por la máquina asíncrona (20) se añade al par que se origina en el compresor (4), sobre el que incide el flujo de aire procedente de la toma de aire (5); la composición de dichos pares permite al primer árbol (7) ponerse en rotación a suficiente velocidad para lograr arrancar el motor turbohélice.
2. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 1, en el que se proporcionan medios de control que son capaces de desconectar al menos uno de los pares de polos de la máquina eléctrica asíncrona (20) para aumentar su velocidad de rotación durante dicha fase de arranque dinámico.
3. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en el que dicha red eléctrica reconfigurable (25) comprende:
- una primera línea de suministro eléctrico (30) que se extiende entre la máquina eléctrica síncrona (22) y un nodo de referencia (POR; 31); un primer conmutador (32), cuya conmutación se controla mediante una unidad de control electrónica (34), está provisto a lo largo de la primera línea de suministro eléctrico (30);
 - una segunda línea de suministro eléctrico (36) que se extiende entre el nodo de referencia (31) y la máquina eléctrica asíncrona (20); un segundo conmutador (38), cuya conmutación se controla mediante la unidad de control electrónica (34), está provisto a lo largo de la segunda línea de suministro eléctrico (36); y
 - una tercera línea de suministro eléctrico (42) que se extiende entre la máquina eléctrica síncrona (20) y un inversor (43) que puede alimentarse mediante una fuente de tensión CA (44); un tercer conmutador (46), cuya conmutación también se controla mediante la unidad de control electrónica (34), está provisto a lo largo de la tercera línea de suministro eléctrico (42);
- dicho nodo de referencia (31) puede conectarse a una línea de suministro eléctrico (39) a bordo de una aeronave a través de un disyuntor (40).
4. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 3, en el que dicha unidad de control electrónica (34) está configurada para realizar una fase de arranque estático de dicho motor turbohélice, en el que la unidad de control (34) asume el control de la secuencia de arranque cerrando el tercer conmutador (46) de tal manera que la tensión CC suministrada por las baterías (44) se transforma por el inversor (43) en una tensión CA, controlada en amplitud y frecuencia, suministrada a la máquina eléctrica asíncrona (20) que funciona como un motor, generando un par para accionar el primer árbol (7) en rotación a una velocidad tal que permite el arranque del turbohélice (1).
5. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 3, en el que dicha unidad de control electrónica (34) está configurada para realizar una fase de generación dual, en la que la unidad de control electrónica (34) controla el cierre del primer y segundo conmutadores (32 y 38) y la apertura del tercer conmutador (46) para desconectar el inversor (43) de la línea de suministro eléctrico configurable (25); dicho motor turbohélice pone en rotación la máquina eléctrica asíncrona (20) y la máquina eléctrica síncrona (22), que se comportan ambas como generadores; siendo la velocidad de rotación ω_s de la máquina eléctrica síncrona (22) inferior a la velocidad de rotación ω_{as} de la máquina asíncrona (20) de manera que la máquina eléctrica asíncrona (20) puede enviar corriente a la segunda línea de suministro eléctrico (36).
6. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 3, en el que dicha unidad de control electrónica (34) está configurada para realizar una fase de generación únicamente con el generador síncrono, en el que la unidad de control electrónica (34) controla el cierre del primer conmutador (32) y la apertura del segundo y tercer conmutadores (36 y 46) para desconectar la máquina eléctrica asíncrona (20) y el inversor (43) de la línea de suministro eléctrico configurable (25); dicho motor turbohélice pone en rotación la máquina eléctrica síncrona (22), que se comporta como un generador.
7. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 5 o la reivindicación 6, en el que se proporciona un sistema de control de bucle cerrado en el que se realiza una comparación entre la tensión medida en el nodo de referencia

(31) y un valor de referencia para generar una señal de error que se usa para accionar la excitación de la máquina eléctrica síncrona (22) para volver la tensión en el nodo (31) igual, en la medida posible, al valor de referencia.

- 5 8. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 3, en el que dicha unidad de control electrónica (34) está configurada para realizar una fase de generación únicamente con el generador asíncrono, en el que la unidad de control electrónica (34) controla el cierre del segundo conmutador (38) y la apertura del primer y tercer conmutadores (32 y 46) para desconectar la máquina eléctrica síncrona (22) y el inversor (43) de la línea de suministro eléctrico configurable (25);
- 10 estando la máquina eléctrica asíncrona (20) conectada de tal manera que sus fases reciben energía procedente de una fuente local de energía, o de la red a bordo suministrada por el generador de un motor turbohélice adicional en caso de una aeronave de doble motor, para garantizar la excitación de las fases de la máquina eléctrica asíncrona (20); dicho motor turbohélice pone en rotación la máquina eléctrica asíncrona (22), que se comporta como un generador.
- 15 9. El motor turbohélice de acuerdo con la reivindicación 3, en el que dicha unidad de control electrónica (34) está configurada para realizar dicha fase de arranque dinámico, en la que la unidad de control electrónica (34) controla el cierre del primer y segundo conmutadores (32; 38) y la apertura del tercer conmutador (46) para desconectar el inversor (43) de la línea de suministro eléctrico configurable (25) y poner la máquina eléctrica síncrona (22) en comunicación con la máquina eléctrica asíncrona (20) a través del nodo de referencia (31);
- 20 la energía eléctrica generada por la máquina eléctrica síncrona (22), que funciona como un generador accionado por la hélice que gira debido a efectos dinámicos, se transfiere a través de la primera y segunda líneas de suministro eléctrico (30 y 36) a la máquina eléctrica asíncrona (20), que funciona como un motor y contribuye a poner el primer árbol (7) en rotación para permitir el arranque en vuelo del motor turbohélice (1).

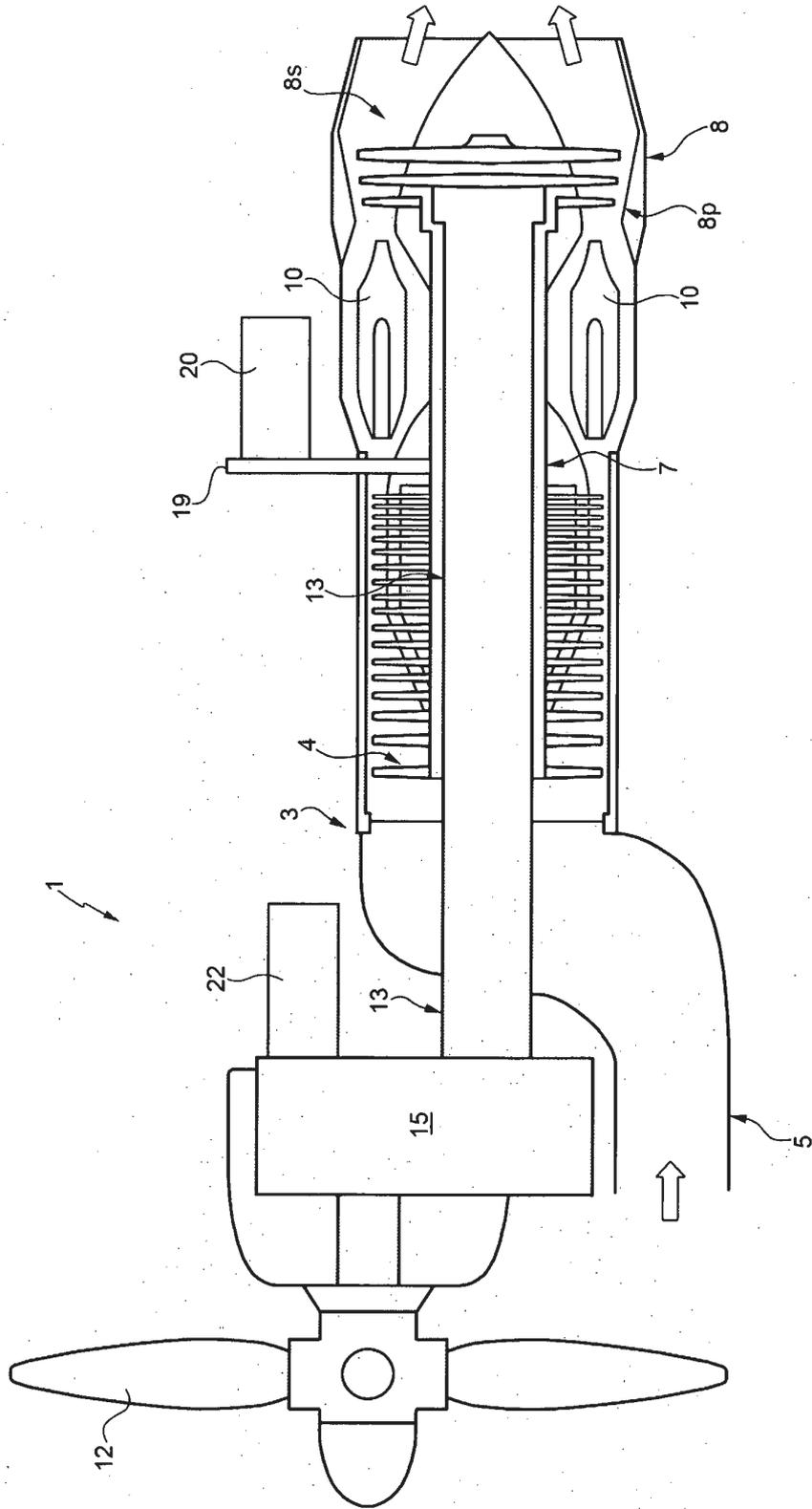


FIG. 1

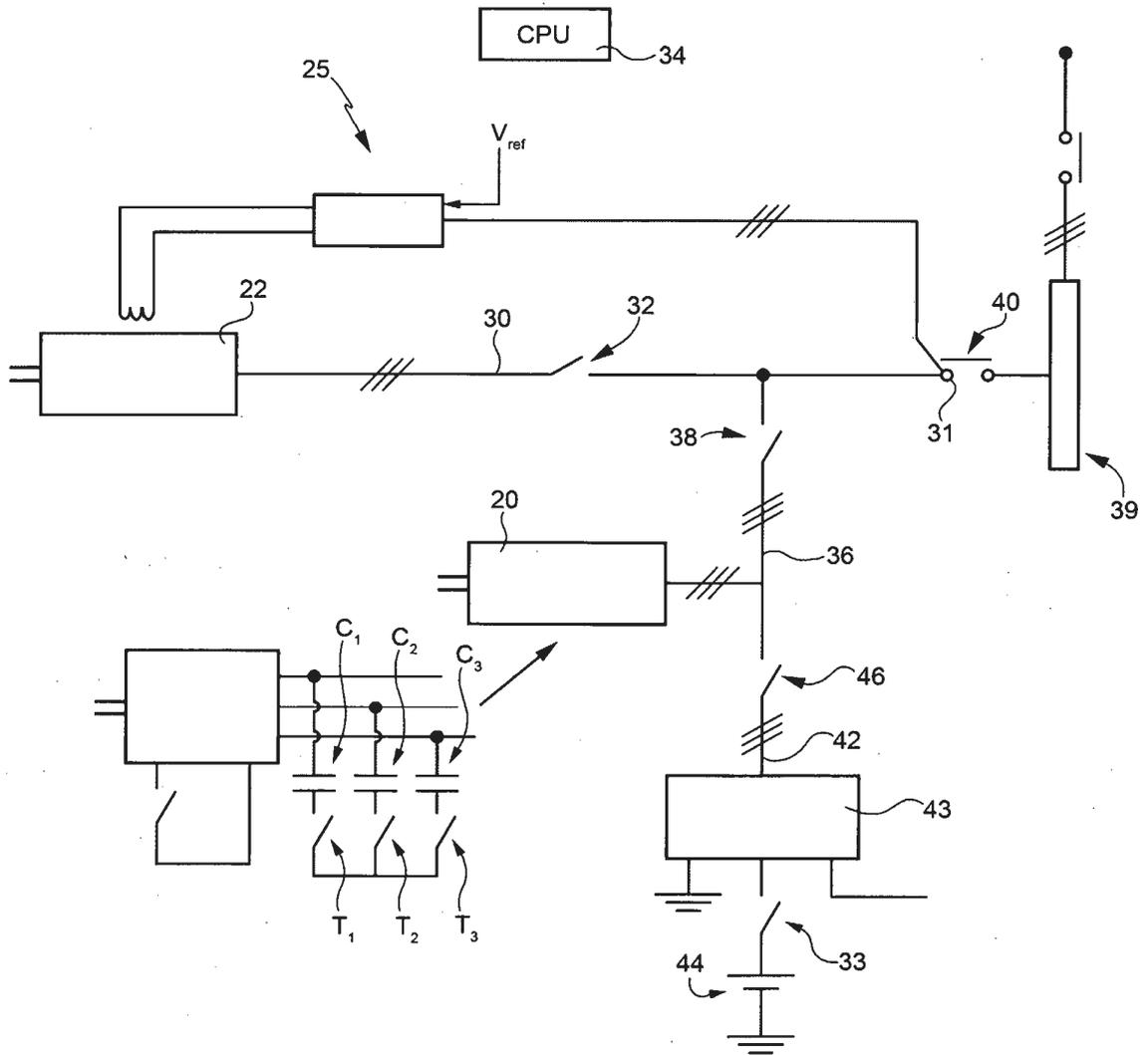


FIG. 2

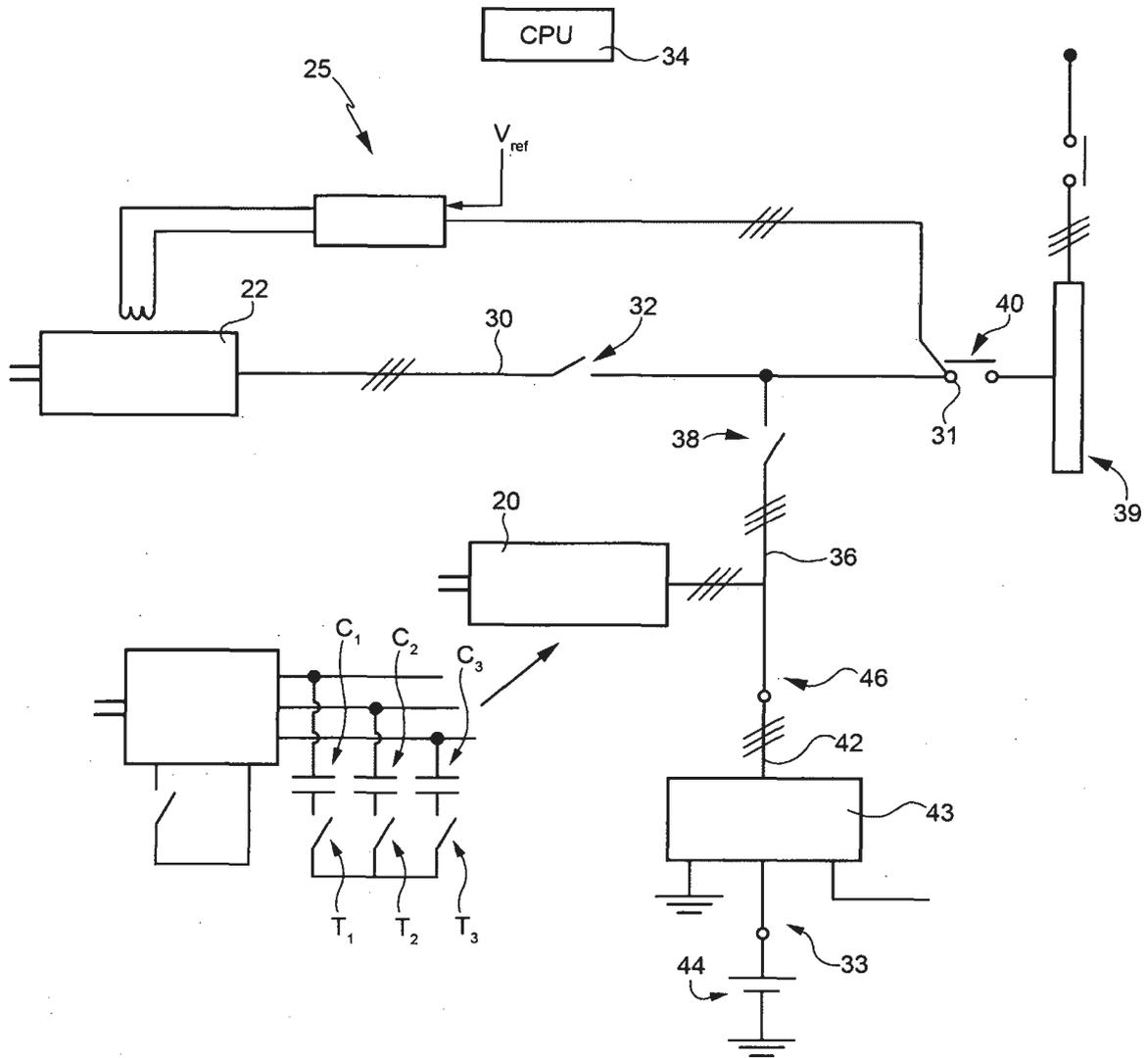


FIG. 3a

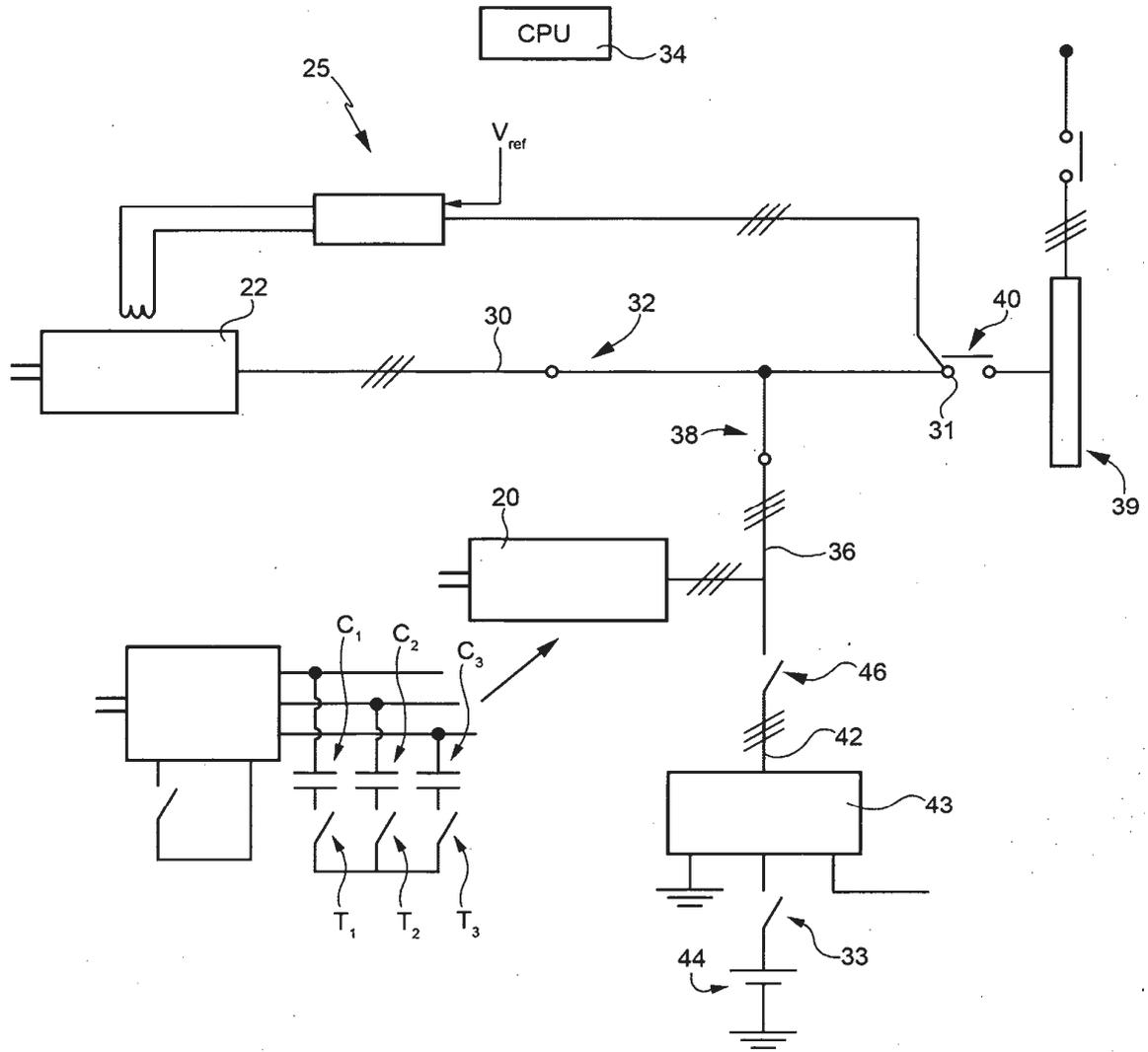


FIG. 3b

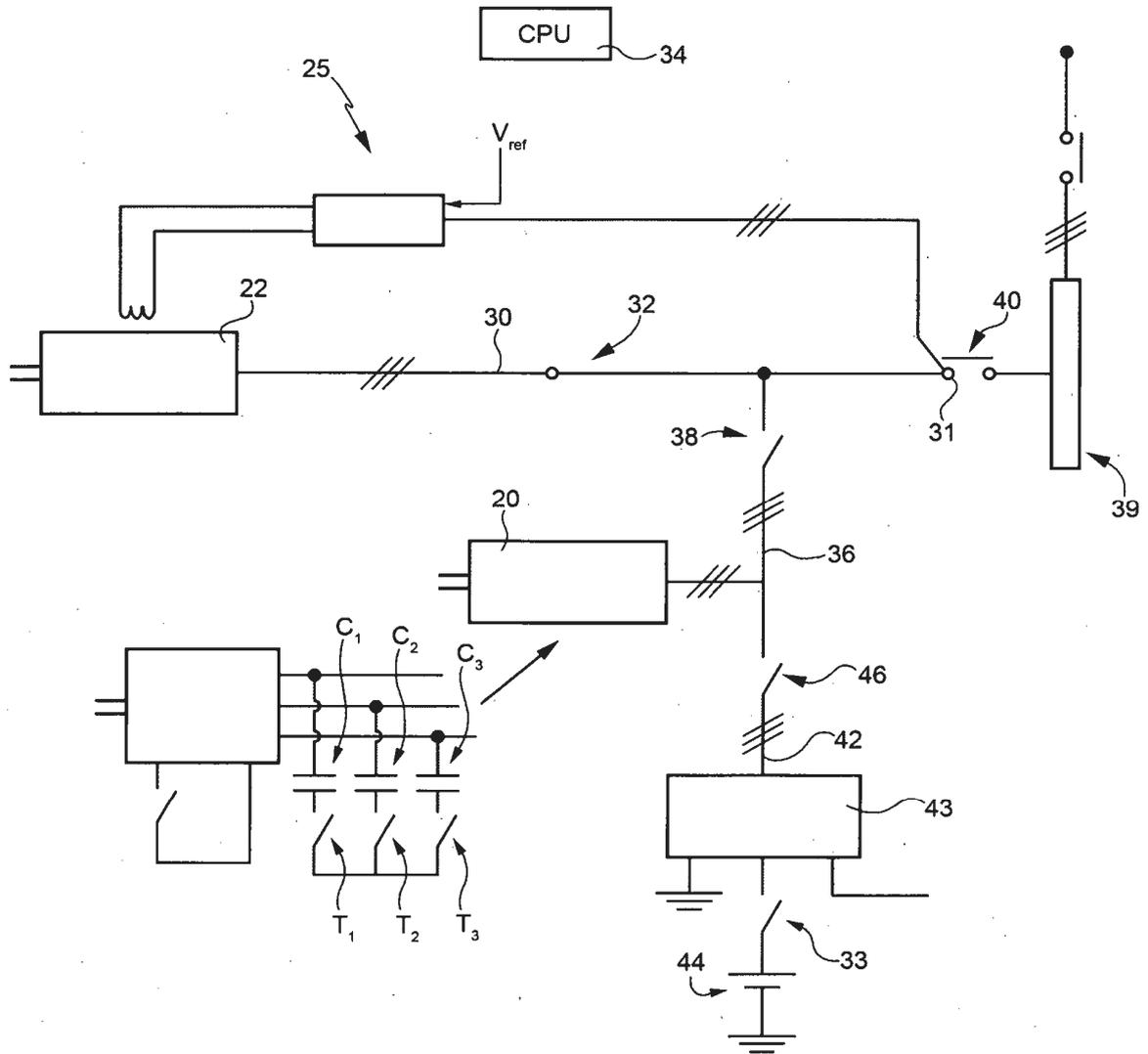


FIG. 3c

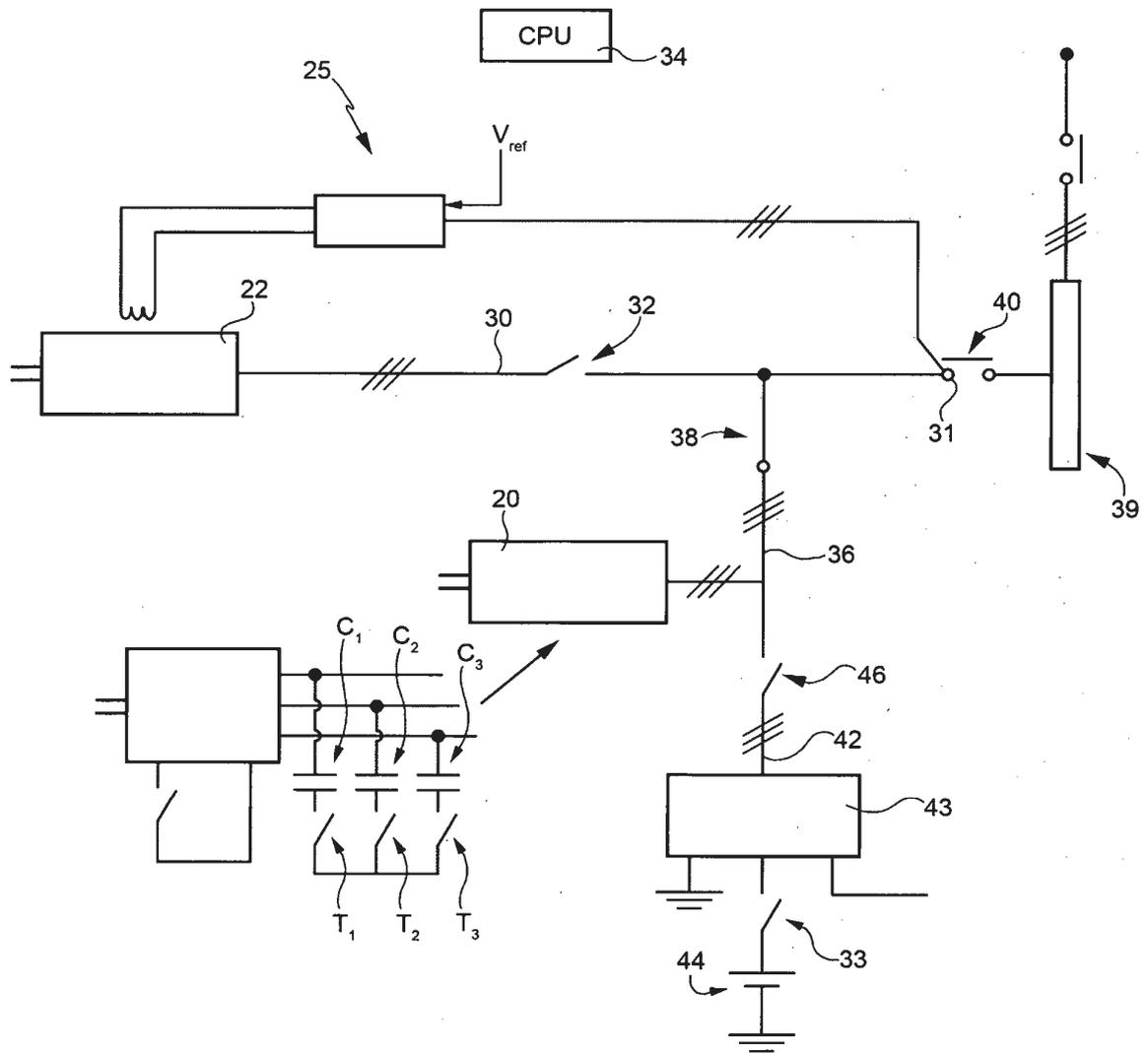


FIG. 3d

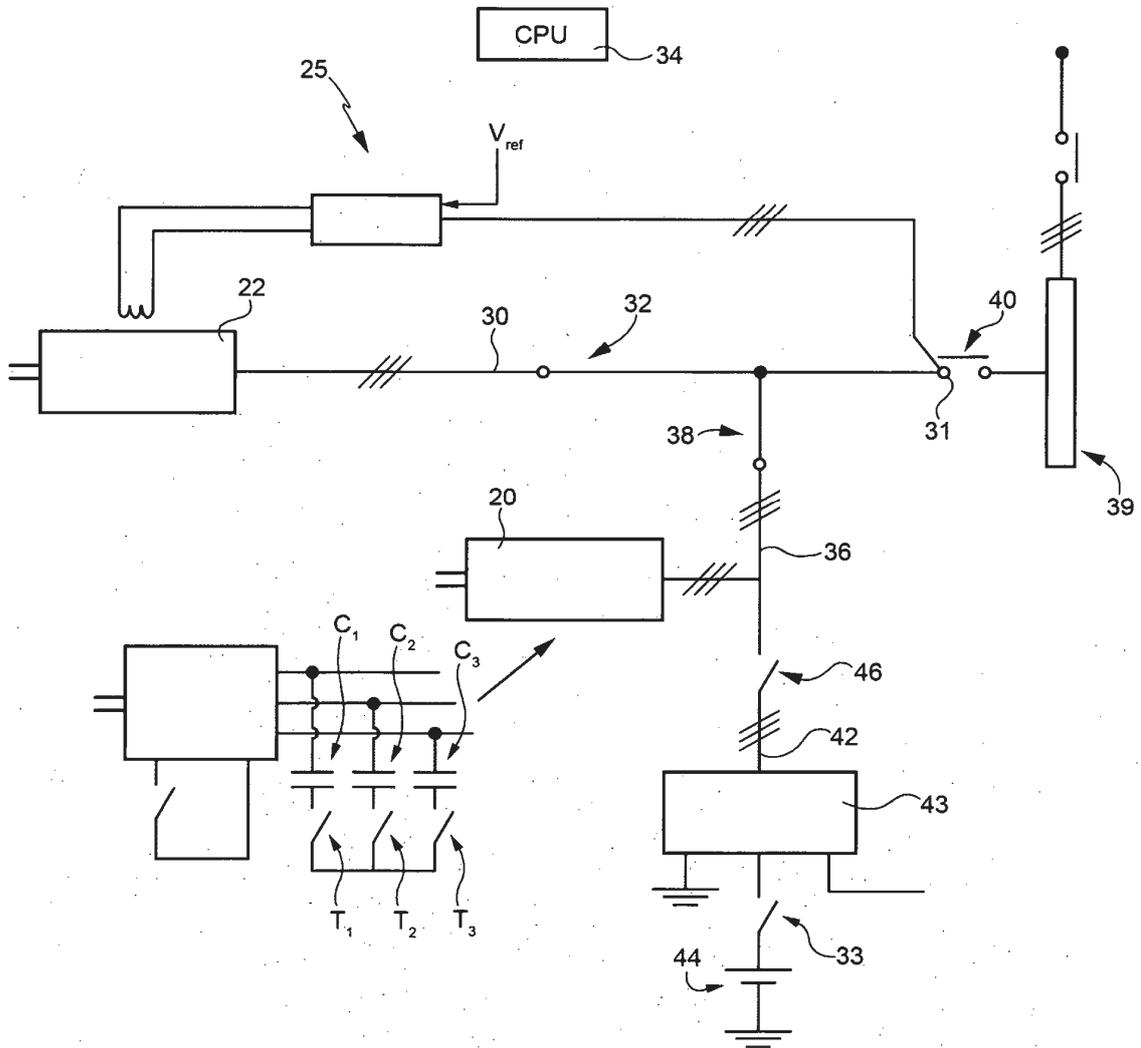


FIG. 3e