

República Federativa do Brasil
Ministério do Desenvolvimento, Indústria
e do Comércio Exterior
Instituto Nacional da Propriedade Industrial.

(21) **PI 0608875-9 A2**

(22) Data de Depósito: 17/02/2006
(43) Data da Publicação: 31/07/2012
(RPI 2169)



(51) *Int.Cl.:*
H02J 4/00
B64D 41/00

(54) Título: DISPOSITIVO PARA ALIMENTAR POTÊNCIA ELÉTRICA A, E ACIONAR, EQUIPAMENTOS DE UM MOTOR DE AVIÃO DE TURBINA A GÁS

(30) Prioridade Unionista: 17/02/2005 FR 0501642

(73) Titular(es): HISPANO SUIZA

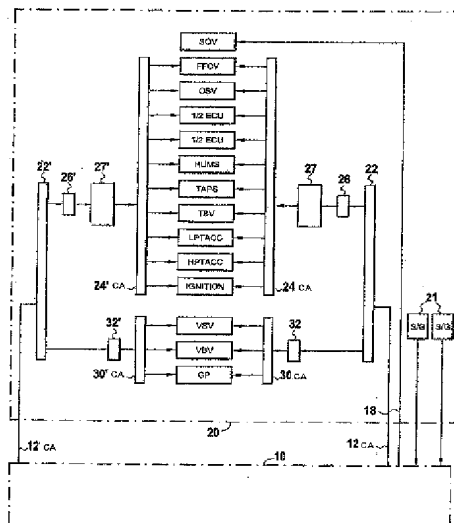
(72) Inventor(es): GILLES DUBOIS, MAURICE VERNOCHE, RÉGIS MEURET

(74) Procurador(es): Momsen, Leonardos & CIA.

(86) Pedido Internacional: PCT EP2006060075 de 17/02/2006

(87) Publicação Internacional: WO 2006/087379 de 24/08/2006

(57) Resumo: DISPOSITIVO PARA ALIMENTAR POTÊNCIA ELÉTRICA A, E ACIONAR, EQUIPAMENTOS DE UM MOTOR DE AVIÃO DE TURBINA A GÁS. Dispositivo para alimentar potência elétrica a e acionar equipamentos de um motor de avião de turbina a gás compreende um circuito de alimentação de potência elétrica dedicado ao motor e distinto de uma rede elétrica a bordo do avião e circuitos para excitação, de comando ou de monitoramento de peças de equipamento elétrico do motor, o circuito de alimentação de energia elétrica do motor compreendendo pelo menos três barramentos de alimentação elétrica que compreendem um primeiro barramento de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento de primeiras peças de equipamentos elétricos do motor, um segundo barramento de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento de outras peças de equipamentos elétricos do motor requerendo uma potência elétrica mais elevada comparada com as primeiras peças de equipamento, um terceiro barramento tendo uma conexão para receber potência de uma fonte de energia elétrica tal como uma rede de distribuição elétrica do avião ou um gerador elétrico dedicado ao motor e acionado por esse último e o terceiro barramento sendo conectado ao primeiro e ao segundo barramentos para alimentá-los com potência elétrica.



“DISPOSITIVO PARA ALIMENTAR POTÊNCIA ELÉTRICA A, E ACIONAR, EQUIPAMENTOS DE UM MOTOR DE AVIÃO DE TURBINA A GÁS”

Plano de fundo da invenção

5 A invenção se refere à alimentação elétrica de equipamentos de motores de aviões de turbina a gás.

Um esquema tradicional de produção de energia elétrica a partir de um motor de avião de turbina a gás é mostrado na figura 1.

Um gerador tal como um gerador de acionamento integrado
10 (ou IDG, para Integrated Drive Generator), acionado pelo motor, fornece energia elétrica a um barramento de corrente alternada (barramento CA) que faz parte do circuito de distribuição elétrica do avião. Esse circuito compreende habitualmente por outro lado um barramento de corrente contínua (barramento CC) alimentado a partir do barramento CA por
15 intermédio de um transformador retificador TRU (para Transformer Rectifier Unit). Sistemas especiais de produção e distribuição de energia elétrica para redes elétricas de aviões são descritos nos documentos US 5 764 502, US 5 233 286, US 2004/119454 e EP 0 838 396, notadamente.

Quando um certo regime de motor é atingido, um módulo de
20 regulação eletrônica de plena autoridade (ou ECU, para Eletronic Control Unit) associado ao motor é alimentado por um gerador tal como um alternador de ímãs permanentes (ou PMA, para Permanent Magnet Alternator) que é montado em uma caixa de equipamentos acoplada mecanicamente a uma árvore da turbina do motor. O ECU é também ligado
25 ao barramento CC, como ilustrado, ou, em variante, ao barramento CA do circuito elétrico do avião para ser alimentado enquanto um regime de motor suficiente não foi atingido para assegurar o fornecimento da energia elétrica exigida pelo PMA ou em caso de defeito desse último.

Um esquema análogo àquela da figura 1 existe ao nível de

cada motor do avião que permite dispor de várias fontes de energia elétrica.

O ECU utiliza a energia elétrica recebida para permitir o funcionamento de seus componentes e excitar diferentes órgãos do motor tais como sondas ou sensores, eletro-torneiras ou válvulas de comando automático que requerem uma potência elétrica limitada. O ECU compreende habitualmente duas partes idênticas (1/2 ECU), ou vias, redundantes.

Objeto e resumo da invenção

A invenção se refere mais precisamente aos circuitos elétricos de motores de turbina a gás, não aos circuitos elétricos de aviões, e tem como objetivo fornecer uma nova arquitetura da distribuição de energia elétrica em um motor de avião de turbina a gás, que convém especialmente quando é desejado que um número crescente de equipamentos do motor utilizem energia elétrica para seu funcionamento no lugar da energia hidráulica.

Esse objetivo é atingido graças a um dispositivo para alimentar potencia elétrica a e acionar equipamentos de um motor turbina a gás de aeronave que compreende um circuito de alimentação de energia elétrica dedicado ao motor e distinto de uma rede elétrica a bordo do avião e circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento de peças de equipamento elétrico do motor, o circuito de alimentação de energia elétrica do motor compreendendo um primeiro barramento (24) de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento de primeiras peças de equipamentos elétricos do motor, um segundo barramento (30) de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou monitoramento de outras peças de equipamentos elétricos do motor requerendo uma potência elétrica mais elevada comparada com as primeiras peças de equipamento, e um terceiro barramento tendo uma conexão para receber potência de uma fonte de energia elétrica, tal como uma rede de distribuição elétrica a bordo do avião e conectado ao primeiro e ao segundo barramento para alimentá-los com

potência elétrica.

A potência elétrica necessária pode ser retirada na rede de distribuição elétrica do avião. A presença de um gerador específico para alimentar o motor não é mais então exigida. O consumo elétrico dos aviões sendo crescente, uma potência elétrica cada vez mais elevada deve ser fornecida à rede elétrica do avião. A potência elétrica exigida para o motor sendo então relativamente pequena em relação àquela da rede de bordo do avião, ela pode ser retirada nessa rede sem inconveniente maior.

No entanto permanece possível utilizar uma fonte especial, tal como um gerador dedicado ao motor e acionado por esse último, para fornecer a potência elétrica necessária em toda autonomia do motor.

Quando a fonte de energia elétrica é uma fonte de tensão alternada, tal como aquela de uma rede elétrica de bordo do avião (por exemplo 115 ou 230 Vac/400 Hz ou de frequência variável), ou um gerador dedicado ao motor, diferentes modos de realização do dispositivo de alimentação elétrica do motor podem ser considerados:

- um primeiro modo de realização no qual o primeiro barramento é um barramento de distribuição de tensão alternada ligado ao terceiro barramento por um transformador e, vantajosamente, um disjuntor, enquanto que o segundo barramento é um barramento de distribuição de tensão alternada que pode ser ligado ao terceiro barramento simplesmente por um disjuntor, a tensão no segundo barramento sendo a mesma que aquela disponível no terceiro barramento;

- um segundo modo de realização no qual o primeiro barramento é um barramento de distribuição de tensão contínua ligado ao terceiro barramento por um conversor de tensão ou transformador-retificador e, vantajosamente, um disjuntor, enquanto que o segundo barramento é um barramento de distribuição de tensão alternada que pode ser ligado ao terceiro barramento simplesmente por um disjuntor, como no primeiro modo de

realização;

- um terceiro modo de realização no qual o primeiro barramento é um barramento de distribuição de tensão contínua como no segundo modo de realização, enquanto que o segundo barramento é um barramento de distribuição de tensão contínua ligado ao terceiro barramento por um conversor de tensão ou transformador-retificador e, vantajosamente, um disjuntor; e

- um quarto modo de realização no qual o primeiro barramento é um barramento de distribuição de tensão alternada como no primeiro modo de realização e o segundo barramento é um barramento de distribuição de tensão contínua como no terceiro modo de realização.

Será notado que, nos primeiro e segundo modos de realização, o segundo barramento pode ser ligado ao terceiro barramento por um transformador quando a tensão alternada desejada no segundo barramento é diferente daquela disponível no terceiro barramento.

Quando a fonte de energia elétrica é uma fonte de tensão contínua, tal como aquela de uma rede elétrica de bordo do avião (por exemplo 270 Vdc), um quinto modo de realização do dispositivo de alimentação elétrica do motor pode ser considerado no qual o primeiro barramento é um barramento de distribuição de tensão contínua ligado do terceiro barramento por um conversor de tensão e, vantajosamente, um disjuntor, enquanto que o segundo barramento de distribuição de energia elétrica pode ser ligado ao terceiro barramento simplesmente por um disjuntor, a tensão no segundo barramento sendo a mesma que aquela disponível no terceiro barramento. Um conversor de tensão poderá no entanto ser previsto entre o segundo barramento e o terceiro barramento quando a tensão desejada no segundo barramento é diferente daquela disponível no terceiro barramento.

O primeiro barramento de alimentação é utilizado de

preferência para alimentar primeiros equipamentos elétricos que exigem uma potência inferior por exemplo a 100 W. Os primeiros equipamentos elétricos podem compreender um ou vários equipamentos escolhidos entre um módulo de regulação eletrônica do motor, válvulas de regulação da vazão global de combustível fornecido ao motor, um sistema de gestão da saúde e da utilização de órgãos do motor, válvulas de descarga transitória de compressor, válvulas de regulação de vazão de combustível fornecido a injetores de câmara de combustão do motor, válvulas de regulação de vazão de ar para o ajuste de folga no topo de pás de turbina e um dispositivo de ignição da combustão.

Os outros equipamentos elétricos podem compreender um ou vários equipamentos escolhidos entre dispositivos de comando de ângulo de bloqueio para pás com bloqueio variável, válvulas de descarga ajustáveis de compressor, e uma bomba de um circuito de alimentação do motor em combustível.

De acordo com uma particularidade do dispositivo de alimentação elétrica de acordo com a invenção, equipamentos elétricos do motor são associados a circuitos eletrônicos de excitação, de comando ou de monitoramento e pelo menos uma parte dos circuitos eletrônicos são implantados localmente ao nível dos equipamentos correspondentes ou integrados nesses últimos e são alimentados pelos barramentos de alimentação elétrica.

De acordo com uma variante do dispositivo de alimentação elétrica de acordo com a invenção, sistemas de ajuste de folga no topo de pás de turbina compreendem dispositivos de aquecimento elétrico alimentados diretamente pelo terceiro barramento.

Breve descrição dos desenhos

A invenção será melhor compreendida com a leitura da descrição feita abaixo, a título indicativo mas não limitativo, em referência aos desenhos anexos nos quais:

- a figura 1, já descrita, ilustra muito esquematicamente um modo conhecido de geração e de distribuição de energia elétrica para um circuito elétrico de avião e um circuito elétrico de motor de avião;

- as figuras 2 a 6 ilustram muito esquematicamente diferentes modos de realização de um circuito de alimentação elétrica de motor de avião de acordo com a invenção;

- a figura 7 ilustra mais em detalhe uma parte do circuito de alimentação elétrica das figuras 2 a 6; e

- as figuras 8 e 9 ilustram muito esquematicamente duas variantes de realização do circuito de alimentação elétrica da figura 2.

Descrição detalhada de um modo de realização da invenção

Nas figuras 2 a 6, as referências 10 e 20 designam os perímetros respectivos de um avião e de um motor de turbina a gás que equipa esse avião.

Um ou, como ilustrado, dois geradores elétricos 21 são acionados pelo motor 20 para fornecer a energia elétrica exigida para a rede de distribuição elétrica do avião. São utilizadas vantajosamente máquinas elétricas capazes de funcionar como arranque elétrico e depois como gerador acionado pela turbina do motor, máquinas comumente designadas sob a abreviação S/G (“Starter/Generator”). A título de redundância, um ou dois geradores semelhantes acionados por um ou motor do avião fornecem também potência elétrica para a rede de distribuição elétrica do avião, em paralelo com os geradores 21 a fim de ter uma redundância de fontes de alimentação elétrica para o avião. A energia elétrica fornecida é convertida na rede de distribuição elétrica do avião em tensão alternada, tipicamente 115 ou 230 Vac/400 Hz ou frequência variável, ou em tensão contínua, tipicamente 270 Vdc.

A energia elétrica necessária para o funcionamento dos equipamentos elétricos do motor é retirada na rede de distribuição elétrica do

avião por linhas de alimentação 12, 12’.

No modo de realização da figura 2, as linhas de alimentação 12, 12’ liberam uma tensão alternativa.

A linha de alimentação 12 é ligada diretamente a um barramento 22 do circuito de alimentação elétrica do avião. Um primeiro barramento 24CA de distribuição de tensão alternada é ligado ao barramento 22 por intermédio de um disjuntor 26 e de um transformador 27. O transformador 27 transforma a tensão alternada fornecida pela rede de distribuição elétrica do avião via o barramento 22 em uma tensão alternada de amplitude inferior, por exemplo uma tensão de cerca de 115 Vac. Um segundo barramento 30CA de distribuição de tensão alternada é ligado ao barramento 22 por intermédio de um disjuntor 32.

O barramento 24CA é utilizado para fornecer energia elétrica necessária para o funcionamento ou para o acionamento de equipamentos do motor que demandam uma potência relativamente pouco elevada, tipicamente inferior a 100 W. Esses equipamentos podem compreender um ou vários dos equipamentos seguintes:

- um módulo de regulação eletrônica do motor de plena autoridade redundante, ou ECU, representado na figura por dois circuitos idênticos (dos quais um redundante) designados por “1/2 ECU”,

- uma válvula de controle de vazão de carburante FFCV (“Fuel Flow Control Valve”) de um circuito de regulação da vazão geral em carburante fornecido para o motor, tal como, por exemplo, uma válvula de comando direto comandada eletricamente,

- uma válvula de proteção de sobre-velocidade OSV (“Over Speed Valve”) do circuito de regulação da vazão geral em carburante fornecido para o motor, tal como, por exemplo, uma válvula de comando direto comandada eletricamente,

- um sistema de gestão da saúde e da utilização de órgãos do

motor HUMS (“Health and Usage Management System”) que fornece informações úteis para o diagnóstico de panes e a manutenção de órgãos do motor,

- válvulas de um sistema de regulação de vazão de carburante fornecido para injetores da câmara de combustão do motor, tal como um sistema TAPS (“Twin-Anular Pré-Swirl Combustor”),

- válvulas de descarga transitória de compressor TBV (“Transient Bleed Valves”), quer dizer válvulas comandadas por ocasião de fases especiais de voo, notadamente na decolagem,

- válvulas de regulação de vazão de ar para sistemas de regulação de folga no topo de pás de rotor para turbina de baixa pressão e turbina de alta pressão LPTCAC (“Low Pressure Turbine Active Clearance Control”) e HPTCAC (“High Pressure Turbine Active Clearance Control”), e

- um dispositivo “IGNITION” de ignição por vela do motor.

O barramento 30CA é utilizado para fornecer energia elétrica necessária para o acionamento de equipamentos do motor que demandam uma potência relativamente elevada. Esses equipamentos podem compreender um ou vários dos equipamentos seguintes:

- dispositivos de comando de ângulo de bloqueio de pás de estator de bloqueio variável VSV (“Variable Stator Vanes”), a saber pás de estágios retificadores de compressor,

- válvulas de descarga ajustáveis de compressor VBV (“Variable Bledd Vanes”), quer dizer as válvulas suscetíveis de serem comandadas durante toda a duração de voo, e

- uma bomba elétrica de um circuito de alimentação geral do motor em carburante, notadamente uma bomba volumétrica de engrenagens GP (“Gear Pump”).

A título de redundância, a linha de alimentação 12’ é ligada diretamente a um barramento 22’ que distribui, de modo simétrico ao

barramento 22, uma tensão elétrica alternada em um barramento 24'CA por intermédio de um disjuntor 26' e de um transformador 27' e que distribui uma tensão elétrica alternada em um barramento 30'CA por intermédio de um disjuntor 32'. Os equipamentos alimentados pelos barramentos 24'CA e 30'CA são os mesmos que aqueles alimentados pelos barramentos 24CA e 30CA.

Naturalmente, as listas de equipamentos dadas acima não são exaustivas.

A figura 3 ilustra um segundo modo de realização do circuito de alimentação elétrica do motor que se distingue do modo de realização da figura 2 pelo fato de que o primeiro barramento é um barramento 24CC de distribuição de tensão contínua ligado ao barramento 22 por intermédio do disjuntor 26 e de um circuito conversor de tensão 28. O conversor 28 transforma a tensão alternada fornecida pelo barramento 22 em uma tensão contínua de amplitude inferior, por exemplo uma tensão de cerca de 28 VCC. É utilizado vantajosamente um conversor tornado seguro 28 que assegura uma proteção em relação a microcortes para manter a alimentação do barramento 24CC em caso de microcortes da tensão alternada recebido. De modo similar, o barramento 22' é ligado a um barramento de tensão contínua 24'CC por intermédio do disjuntor 26' e de um conversor de tensão 28', o barramento 24'CC alimentando os mesmos equipamentos que o barramento 24CC.

A figura 4 ilustra um terceiro modo de realização do circuito de alimentação elétrica do motor que se distingue do modo de realização da figura 3 pelo fato de que o segundo barramento é um barramento 30CC de distribuição de tensão contínua ligado ao barramento 22 por intermédio do disjuntor 32 e de um transformador-retificador ou conversor 33, de preferência tornado seguro em relação a microcortes. O transformador-retificador ou conversor 33 transforma a tensão alternada do barramento 22 em uma tensão contínua (por exemplo uma tensão de 270 Vdc quando o

barramento 22 distribui uma tensão de 115 Vac). De modo similar, o barramento 22' é ligado a um barramento 30'CC de tensão contínua por intermédio do disjuntor 32' e de um transformador-retificador ou conversor 33', o barramento 30'CC alimentando os mesmos equipamentos que o barramento 30CC.

A figura 5 ilustra um terceiro modo de realização do circuito de alimentação elétrica do motor que se distingue do modo de realização da figura 2 pelo fato de que o segundo barramento é um barramento 30CC de distribuição de tensão contínua tal como aquele da figura 4, alimentado a partir do barramento 22 através do disjuntor 32 e do transformador-retificador ou conversor 33, de preferência tornado seguro em relação a microcortes. Do mesmo modo, um barramento 30'CC é alimentado a partir do barramento 22' a através do disjuntor 32' e do transformador-retificador ou conversor 33'.

Será notado que, nos modos de realização das figuras 2 e 3, os barramentos 30CA e 30'CA poderão ser ligados ao barramento 22, 22' por intermédio de transformadores se as tensões desejadas nos barramentos 30CA e 30'CA são diferentes daquela disponível nos barramentos 22 e 22'.

No modo de realização da figura 6, as linhas de alimentação 12, 12' fornecem uma tensão contínua diretamente a barramento 22, 22' de alimentação contínua do circuito de alimentação elétrica do avião. Um primeiro barramento 24CC de distribuição de tensão contínua e ligado ao barramento 22 por intermédio de um disjuntor 26 e de um conversor de tensão 29 que transforma a tensão contínua do barramento 22 (por exemplo uma tensão de 270 Vdc de uma rede de bordo contínua de um avião) em uma tensão contínua reduzida (por exemplo uma tensão de 28 Vdc). Um segundo barramento 30CC de distribuição de tensão contínua é ligado ao barramento 22 por intermédio de um disjuntor 32. De modo similar, um barramento 24'CC de distribuição de tensão contínua é ligado ao barramento 22' por intermédio de um disjuntor 26' e de um conversor de tensão 29' enquanto que

um barramento 30'CC de distribuição de tensão contínua é ligado ao barramento 22' por intermédio de um disjuntor 32'. Os equipamentos alimentados pelos barramentos 24'CC e 30'CC são os mesmos que aqueles alimentados pelos barramentos 24CC e 30CC.

5 Será notado que, no modo de realização da figura 6, os barramentos 30CC e 30'CC poderão ser ligados aos barramentos 22 e 22' por intermédio de conversores se as tensões desejadas nos barramentos 30CC e 30'CC são diferentes daquela disponível nos barramentos 22 e 22'.

10 A escolha do modo de realização entre aqueles descritos acima é efetuada em função da tensão disponível a partir da rede de bordo do avião e da alimentação desejada para comandar o funcionamento dos equipamentos do motor.

15 O funcionamento de certos equipamentos necessita simplesmente de uma alimentação elétrica. Esse é o caso nos exemplos ilustrados dos equipamentos 1/2 ECU e HUMS alimentados em paralelo pelos barramentos 24CA, 24CC ou 24'CA, 24'CC.

20 O funcionamento de um ou vários outros equipamentos necessita simplesmente da alimentação elétrica de um circuito de excitação. No exemplo ilustrado pela figura 7, esse é o caso da vela de ignição do circuito "IGNITION" que é ligado a um circuito de excitação eletrônica TC alimentado em paralelo pelos barramentos 24, 24' (quer dizer 24CA ou 24CC e 24'CA ou 24'CC). O circuito TC pode eventualmente ser duplicado a título de redundância.

25 O funcionamento da bomba elétrica GP necessita de um motor elétrico EM e de um circuito CC de comando eletrônico do motor EM (figura 7). O motor elétrico EM alimentado em paralelo pelos barramentos 30 e 30' (quer dizer 30CA ou 30CC e 30'CA ou 30'CC). Os enrolamentos do motor EM poderão eventualmente ser duplicados a título de redundância, assim como o circuito de comando eletrônico CC associado.

O funcionamento de um ou vários equipamentos restantes é comandado por um acionador eletromecânico que compreende meios de acionamento tais como macaco, motor ou bobina elétrica. Esse é o caso em especial dos equipamentos FFCV, OSV, TAPS, TBV, HPTCAC, LPTCAC, VSV e VBV. Quando a segurança de funcionamento o exige, o acionador eletromecânico é duplicado a título de redundância. Esse pode ser o caso em especial dos equipamentos FFCV, OSV, TBV, VSV e VBV que são mostrados na figura 78 com seus acionadores eletromecânicos redundantes AEM e AEM'. Cada acionador é alimentado em paralelo pelos barramentos 24, 24' ou pelos barramentos 30, 30'. Em outros casos, um único acionador eletromecânico AEM pode ser previsto, por exemplo para os equipamentos HPTCAC e LPTCAC, esse acionador sendo aqui alimentado em paralelo pelos barramentos 24, 24'.

Os equipamentos de posição ajustável podem ser associados por outro lado a circuitos de monitoramento que permitem manter sua posição real detectada por sensor de acordo com uma posição de referência. Esse pode ser o caso por exemplo dos equipamentos FFCV, VSV, VBV, HPTCAC e LPTCAC dos quais os acionadores eletromecânicos AEM e eventualmente AEM' são comandados por circuitos de monitoramento eletrônicos respectivos SC e SC'. Pode ser desse modo também para o equipamento OSV, como no exemplo ilustrado, se uma possibilidade de regulação de vazão de carburante dentro de uma faixa restrita é prevista depois de detecção de uma sobre-velocidade ou sobre-impulsão.

No exemplo ilustrado, os circuitos eletrônicos TC, CC, SC e SC' são implantados localmente na proximidade dos equipamentos associados ou são integrados a esses últimos. Os circuitos TC, CC, SC, SC' são alimentados em paralelo pelos barramentos 24, 24' ou 30, 30' e são ligados aos equipamentos 1/2 ECU por ligações (não representadas) para receber informações de comando ou informações de referência fornecidas por aquele

dos dois equipamentos 1/2 ECU que está ativo. Será notado que um circuito eletrônico de um equipamento alimentado em potência por um barramento alternado poderá receber sua alimentação de um barramento contínuo. A implantação dos circuitos eletrônicos ao nível dos equipamentos permite

5 tornar mais leve os 1/2 ECU.

Em variante, entretanto, as funções de um ou vários dos circuitos eletrônicos TC, CC, SC, SC' poderão ser implantados nos equipamentos 1/2 ECU dispondo-se ligações apropriadas entre esses últimos e os equipamentos, motores ou acionadores em questão.

10 É notada também nas figuras 2 a 6 uma linha 18 que liga diretamente a rede de distribuição elétrica do avião a uma válvula de corte de alimentação de carburante SOB ("Shut Off Valve") que permite comandar uma paralisação do motor diretamente a partir do posto de pilotagem do avião ou a partir do sistema de regulação automática do motor.

15 No que precede, foi considerado que as funções LPTCAC e HPTCAC são asseguradas por comando de vazão de ar que vem impactar sobre setores de anéis de turbina para comandar variações dimensionais por ação sobre a temperatura dos setores de anel. Essas mesmas funções podem em variante ser asseguradas, de modo conhecido em si, por sistemas de

20 aquecimento resistivo de relevos de cárter de sustentação de anel. Como mostrado pela figura 8, esses sistemas LPTCAC e HPTCAC podem ser alimentados diretamente em paralelo pelos barramentos 22, 22', com interposição de disjuntores 23, 23' e 25, 25'. Circuitos interruptores (não representados) são associados aos sistemas LPTCAC e HPTCAC e são

25 comandados pelos 1/2 ECU para comandar a alimentação pelos barramentos 22, 22' ou a interrupção dessa alimentação.

Ainda que a figura 8 mostre uma variante do modo de realização do circuito de alimentação da figura 2, essa mesma variante poderá ser aplicada do mesmo modo aos modos de realização das figuras 3 a 6.

Em relação ao estado da técnica anterior usual, uma vantagem da invenção é de dispor de alimentações elétricas comuns a diferentes equipamentos elétricos do motor.

Uma outra vantagem especial do circuito de alimentação elétrica ilustrado é que a energia elétrica necessária aos equipamentos elétricos do motor é retirada na rede de distribuição elétrica do avião. Isso não apresenta inconveniente notável uma vez que a potência disponível na rede de distribuição elétrica do avião é grande para enfrentar as necessidades crescentes em energia elétrica para os equipamentos do avião, a potência necessária para o motor só representando então uma pequena parte dessa potência.

Em variante, como mostrado pela figura 9, é no entanto possível alimentar diretamente o barramento 22 (e o barramento 22') a partir de pelo menos um gerador redundante 34 próprio ao motor e acionado por esse último, disjuntores 35, 35' sendo inseridos nas linhas que ligam o gerador 34 aos barramentos 22 e 22', as linhas 12 e 12' sendo omitidas.

O gerador 34 fornecendo uma tensão alternada ou contínua de acordo com o caso, sua utilização poderá ser considerada não somente com o modo de realização da figura 2 (como mostrado na figura 9), mas também como o modo de realização das figuras 3 a 6.

REIVINDICAÇÕES

1. Dispositivo para alimentar potência elétrica a, e acionar, equipamentos de um motor de avião de turbina a gás, caracterizado pelo fato de que compreende um circuito de alimentação de potência elétrica dedicado ao motor e distinto de uma rede elétrica a bordo do avião e circuitos para excitação, de comando ou de monitoramento de peças de equipamento elétrico do motor, o circuito de alimentação de energia elétrica do motor compreendendo pelo menos três barramentos de alimentação elétrica que compreendem um primeiro barramento de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento de primeiras peças de equipamentos elétricos do motor, um segundo barramento de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento de outras peças de equipamentos elétricos do motor requerendo uma potência elétrica mais elevada comparada com as primeiras peças de equipamento, e um terceiro barramento tendo uma conexão para receber potência de uma fonte de energia elétrica e conectado ao primeiro e ao segundo barramentos para alimentá-los com potência elétrica.

2. Dispositivo de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o terceiro barramento é ligado para receber potência elétrica da rede de distribuição elétrica a bordo do avião.

3. Dispositivo de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o terceiro barramento é ligado para receber potência elétrica de um gerador elétrico dedicado ao circuito de alimentação de potência elétrica do motor e acionado pelo motor.

4. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de que o primeiro barramento é ligado ao terceiro barramento por intermédio de pelo menos um conversor de tensão ou transformador.

5. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de que o segundo barramento é ligado ao terceiro barramento por intermédio de pelo menos um conversor de tensão ou transformador.

5 6. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 5, caracterizado pelo fato de que as primeiras peças de equipamentos elétricos do motor são peças que requerem uma potência elétrica inferior a 100 W.

10 7. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de que as primeiras peças de equipamentos elétricos do motor compreendem pelo menos um equipamento escolhido entre um módulo de regulação eletrônica do motor, válvulas de regulação da vazão global de combustível fornecido ao motor, um sistema de gestão da saúde e da utilização de órgãos do motor, válvulas de descarga transitória de compressor, 15 válvulas de regulação de vazão de combustível fornecido a injetores de câmara de combustão do motor, válvulas de regulação de vazão de ar para o ajuste de folga no topo de pás de turbina e um dispositivo de ignição da combustão.

20 8. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 7, caracterizado pelo fato de que as outras peças de equipamentos elétricos do motor compreendem pelo menos um equipamento escolhido entre: dispositivos de comando de ângulo de bloqueio para pás com bloqueio variável, válvulas de descarga ajustáveis de compressor, e uma bomba de um circuito de alimentação do motor em combustível.

25 9. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 8, caracterizado pelo fato de que pelo menos uma parte dos circuitos de excitação, de comando ou de monitoramento, é implantada localmente ao nível das peças de equipamentos elétricos correspondentes.

10. Dispositivo de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que pelo menos uma parte dos ditos circuitos de excitação, de

comando ou de monitoramento é integrada nas peças de equipamentos correspondentes.

11. Dispositivo de acordo com uma qualquer das reivindicações 1 a 5, caracterizado pelo fato de que sistemas de ajuste de folga no topo de pás de turbina compreendem dispositivos de aquecimento elétrico alimentados diretamente pelo terceiro barramento.

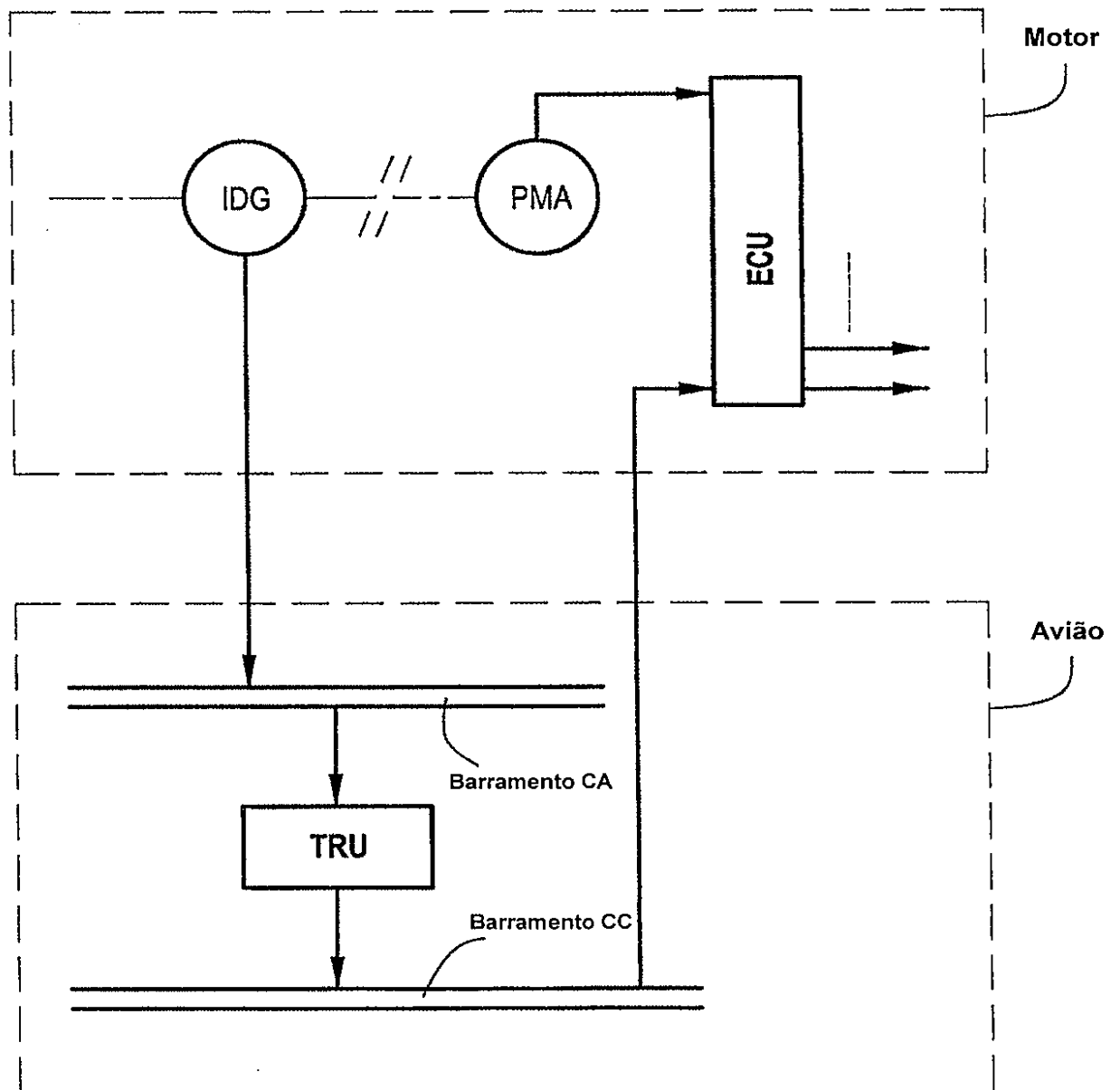


FIG.1

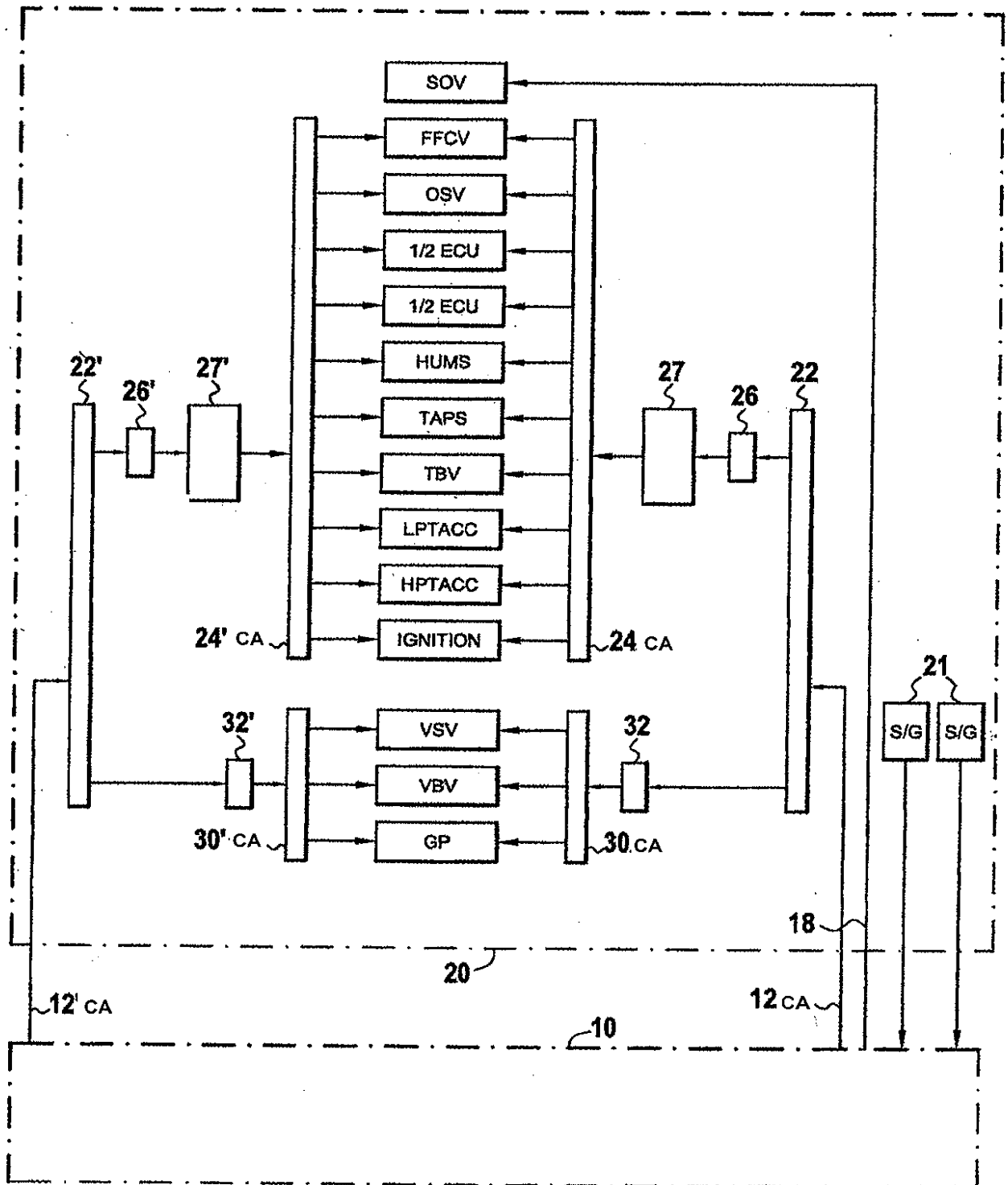
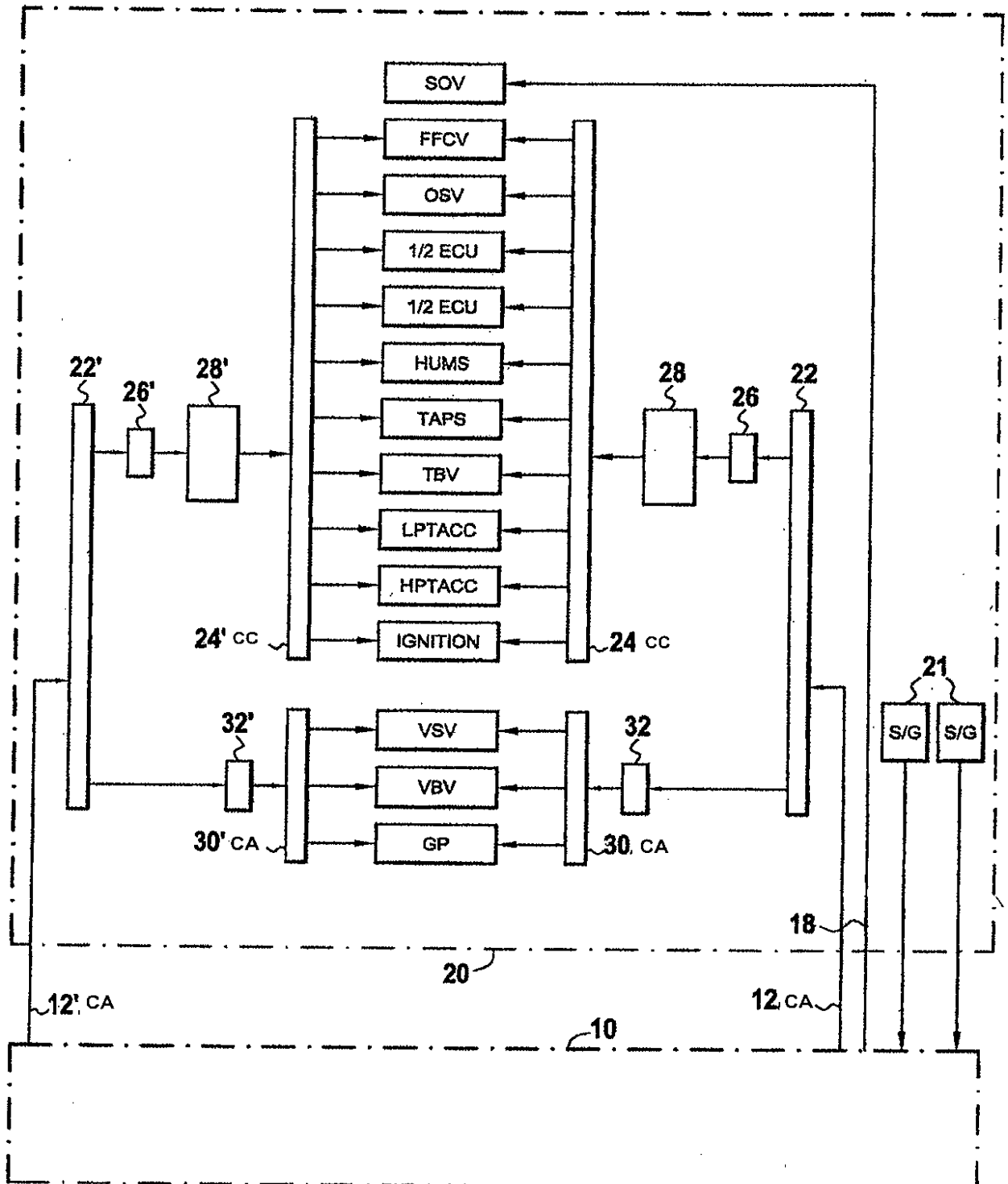


FIG. 2



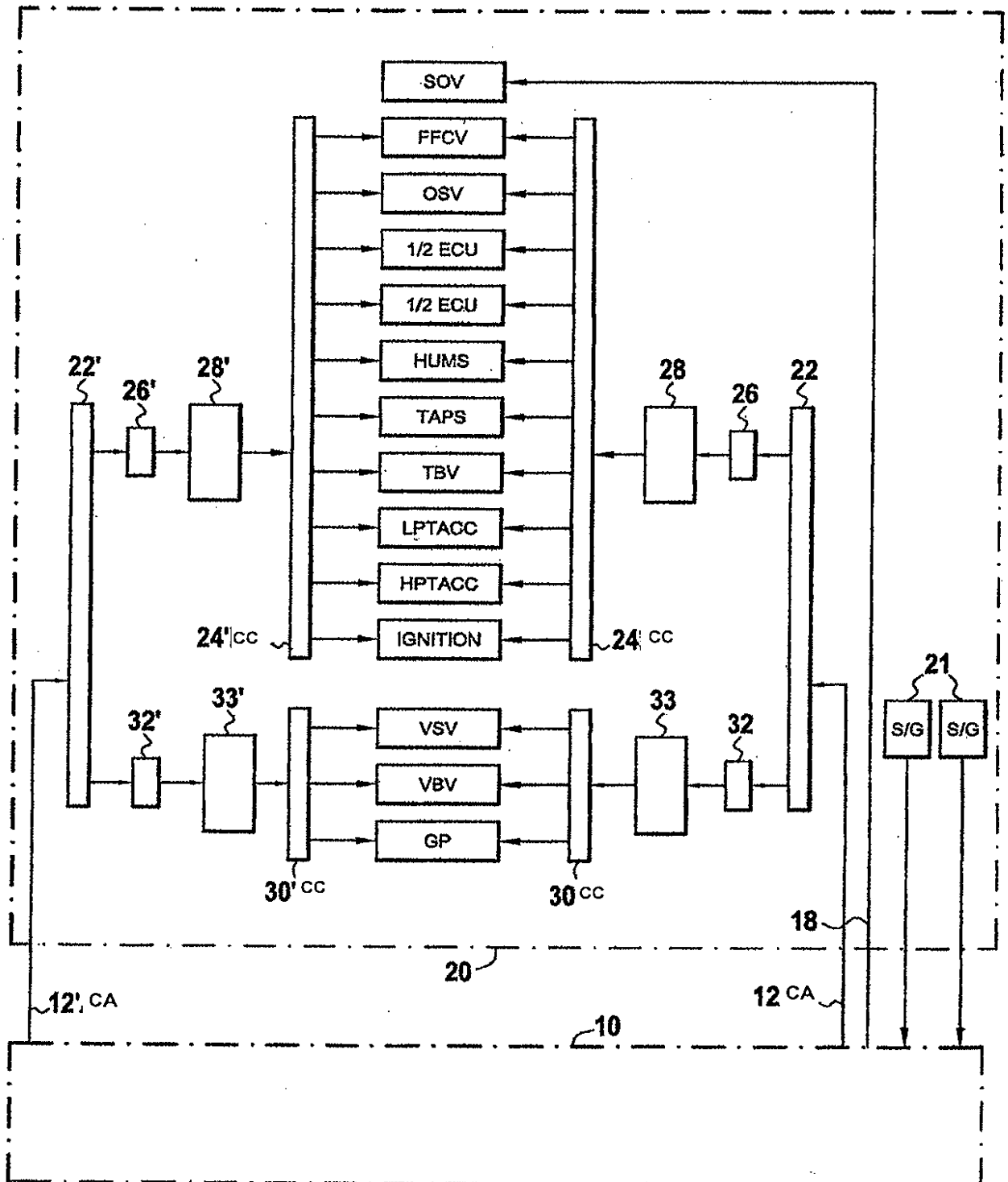


FIG. 4

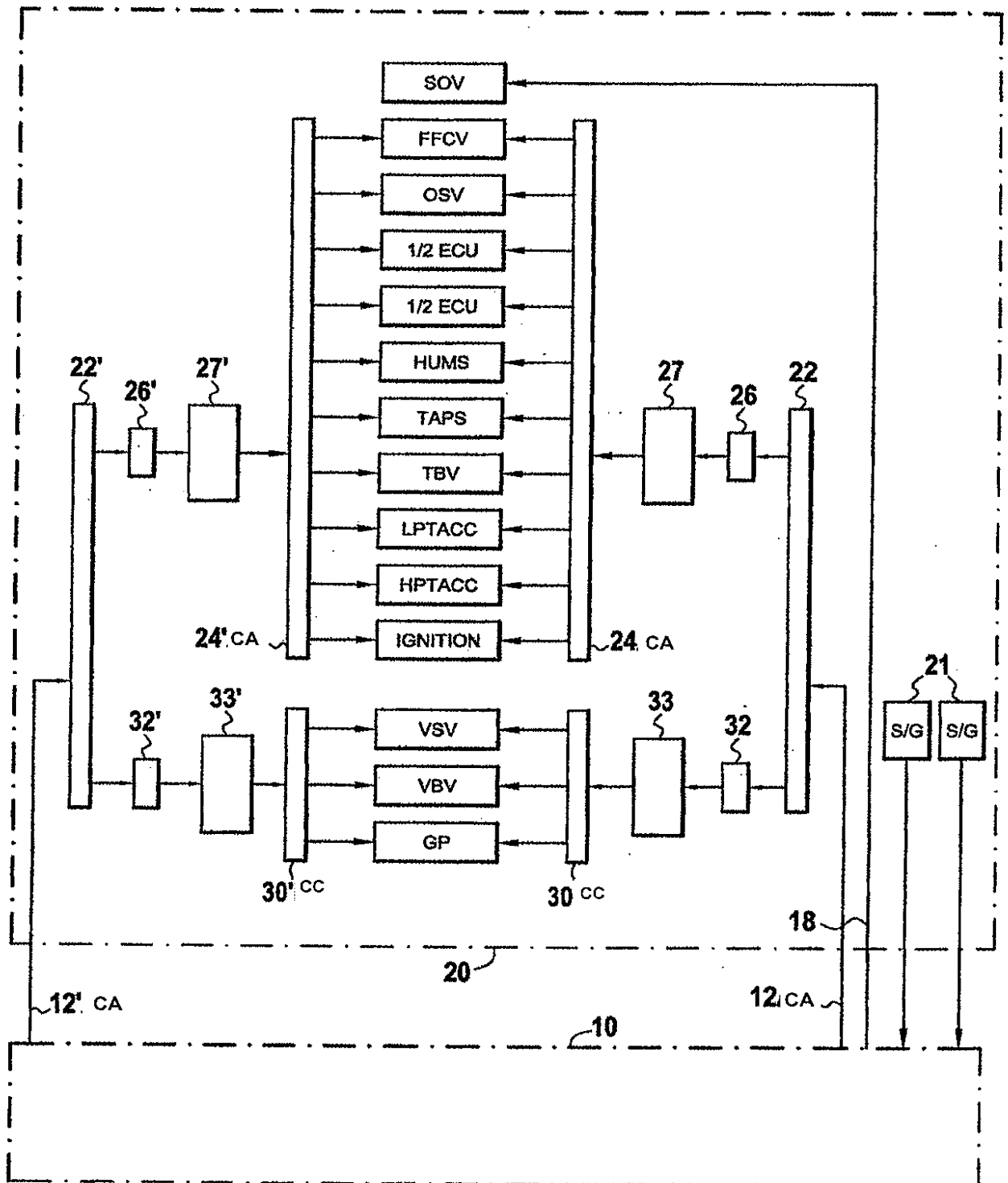


FIG.5

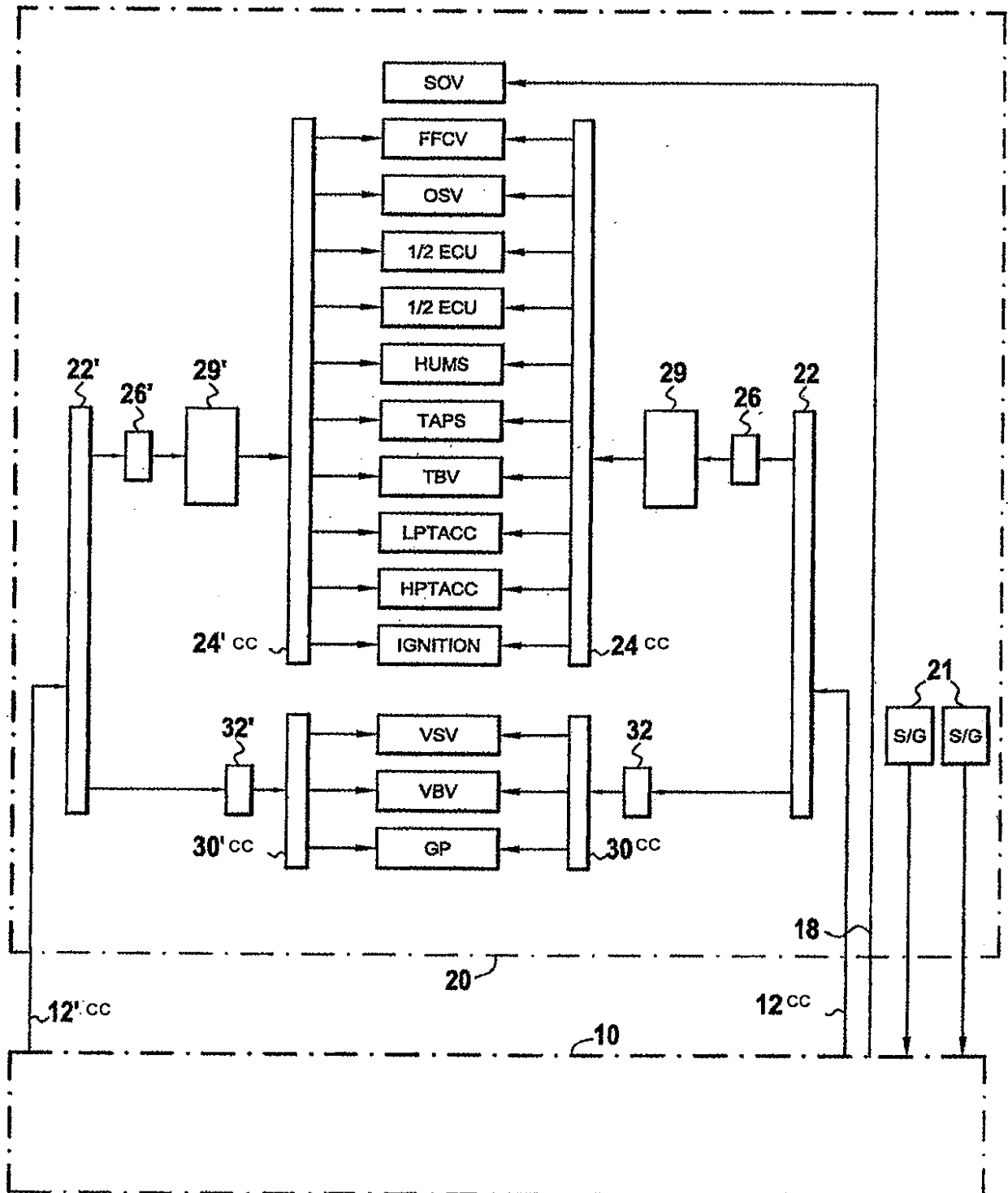
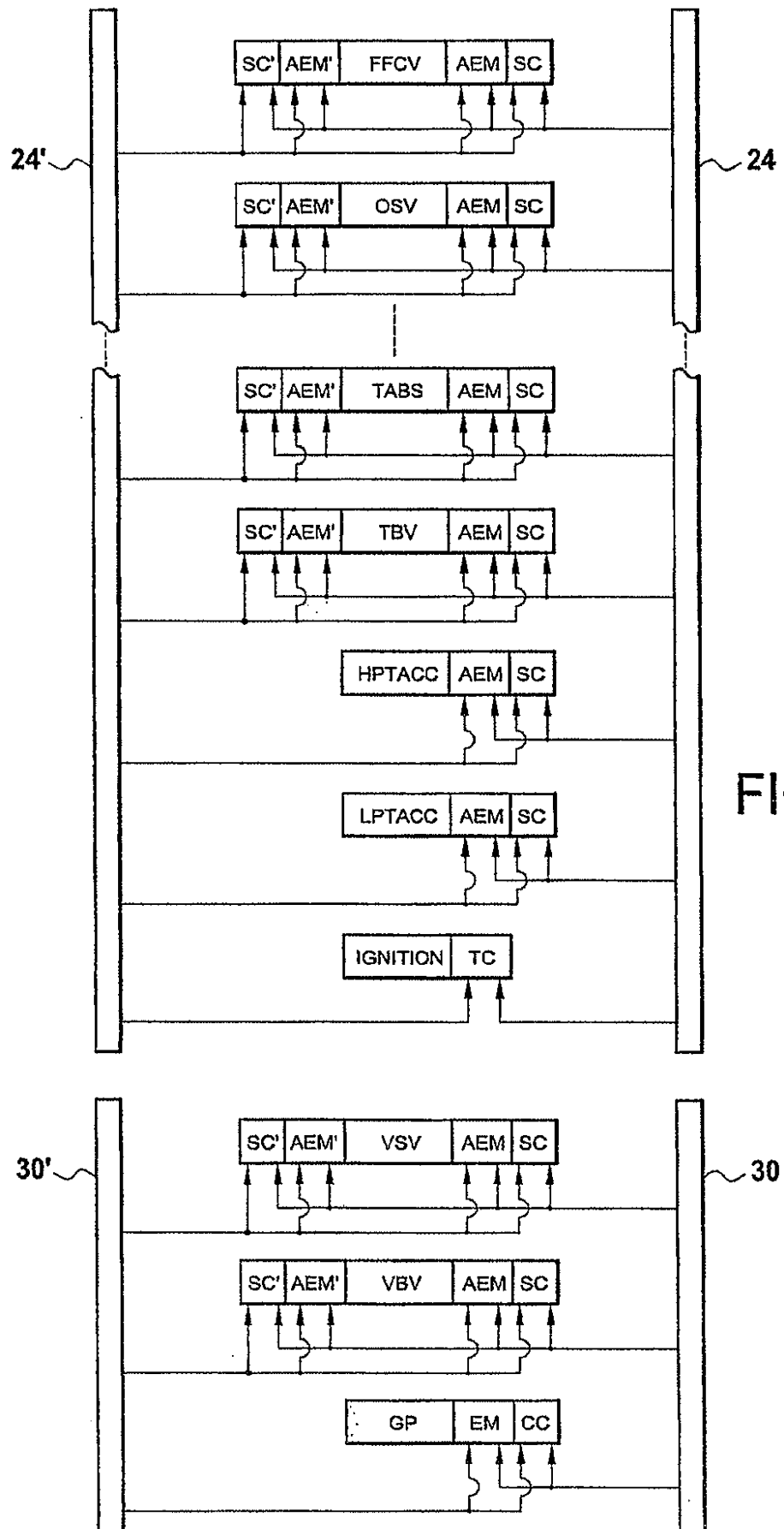


FIG. 6



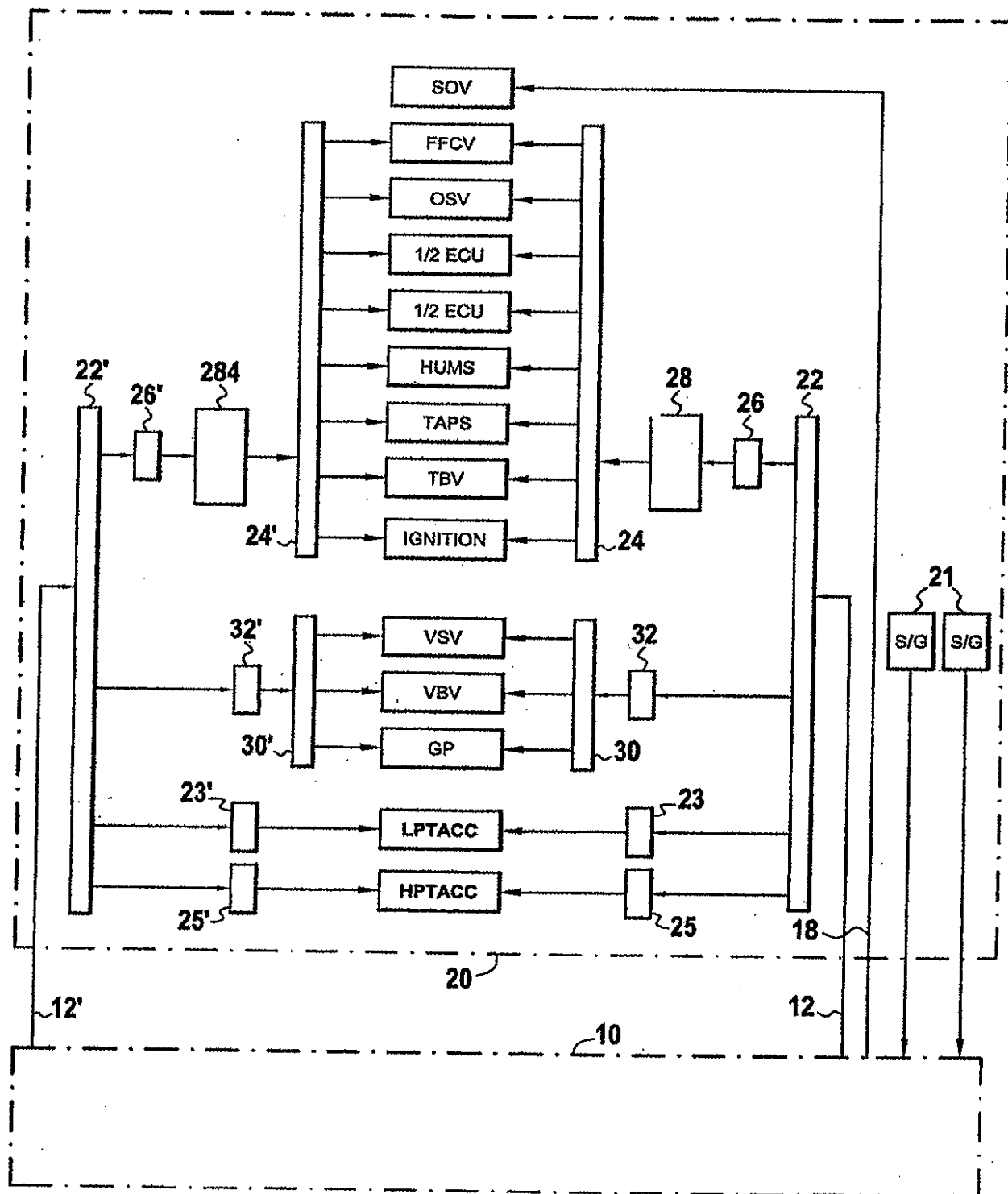


FIG. 8

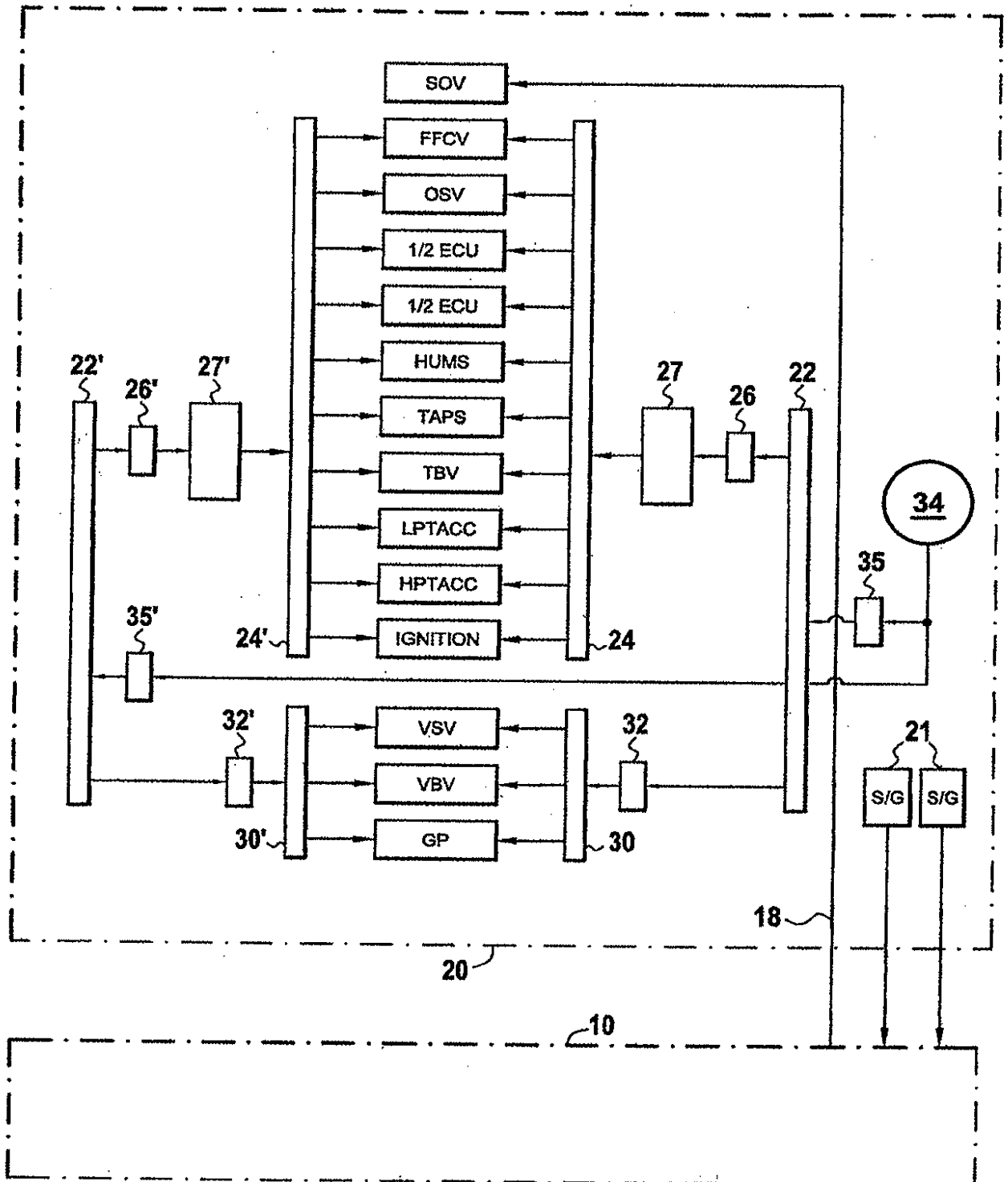


FIG.9

RESUMO

“DISPOSITIVO PARA ALIMENTAR POTÊNCIA ELÉTRICA A, E ACIONAR, EQUIPAMENTOS DE UM MOTOR DE AVIÃO DE TURBINA A GÁS”

5 Dispositivo para alimentar potência elétrica a e acionar
equipamentos de um motor de avião de turbina a gás compreende um circuito
de alimentação de potência elétrica dedicado ao motor e distinto de uma rede
elétrica a bordo do avião e circuitos para excitação, de comando ou de
monitoramento de peças de equipamento elétrico do motor, o circuito de
10 alimentação de energia elétrica do motor compreendendo pelo menos três
barramentos de alimentação elétrica que compreendem um primeiro
barramento de distribuição de uma tensão contínua ou alternada a circuitos de
excitação, de comando ou de monitoramento de primeiras peças de
equipamentos elétricos do motor, um segundo barramento de distribuição de
15 uma tensão contínua ou alternada a circuitos de excitação, de comando ou de
monitoramento de outras peças de equipamentos elétricos do motor
requerendo uma potência elétrica mais elevada comparada com as primeiras
peças de equipamento, e um terceiro barramento tendo uma conexão para
receber potência de uma fonte de energia elétrica tal como uma rede de
20 distribuição elétrica do avião ou um gerador elétrico dedicado ao motor e
acionado por esse último e o terceiro barramento sendo conectado ao primeiro
e ao segundo barramentos para alimentá-los com potência elétrica.