



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

(21) **PI 1004093-5 A2**



(22) Data de Depósito: 12/08/2010  
(43) Data da Publicação: 15/05/2012  
(RPI 2158)

(51) *Int.Cl.:*  
B60T 8/17  
F16D 65/14  
B64C 25/44

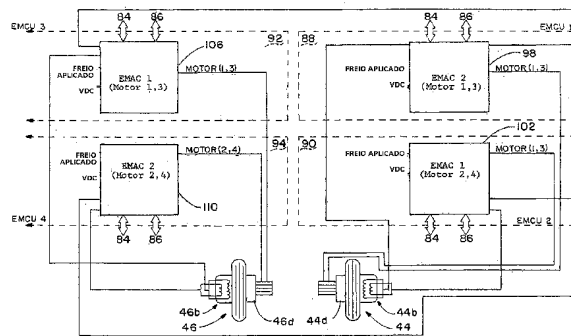
(54) **Título:** SISTEMA DE CONTROLE DE FREIO DE AERONAVE ELÉTRICO

(30) **Prioridade Unionista:** 12/08/2009 US 12/539884

(73) **Titular(es):** Meggitt Aircraft Braking Systems Corporation

(72) **Inventor(es):** James L. Hill, Kurt Burkhalter

(57) **Resumo:** SISTEMA DE CONTROLE DE FREIO DE AERONAVE ELÉTRICO. Um sistema de controle de freio de aeronave elétrica tem uma pluralidade de conjuntos de rodas e freios, cada um tendo uma roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freio e um atuador de freio. Unidades de controle eletromecânico são unicamente associadas com, e conectadas a alguns dos conjuntos de rodas e freios, e cada uma das unidades de controle eletromecânico é fornecida com um sistema de antiderrapagem como uma porção integral das mesmas. Concentradores de dados de freio são fornecidos para receber dados correspondendo aos vários parâmetros operacionais da aeronave, incluindo a posição do pedal de freio, e fornecem sinais operacionais à unidade de controle eletromecânico como uma função dos mesmos. Um controlador para frenagem de emergência e de estacionamento está conectado aos controladores de atuadores eletromecânicos através de um dos concentradores de dados de freio para realizar ação de frenagem de emergência nos conjuntos de freio, tal ação de frenagem de emergência tendo controle de antiderrapagem incidente. O sistema permite uma redundância nos circuitos de controle de freio e operação, o que aumenta a despachabilidade de uma aeronave associada mediante garantia de operação eficaz contínua da aeronave mesmo em decorrência de uma falha em um dos circuitos ou sistemas redundantes. Uma redução em peso também é obtida mediante redução de lances extensos de cabos.



## “SISTEMA DE CONTROLE DE FREIO DE AERONAVE ELÉTRICO”

### CAMPO TÉCNICO

A invenção aqui se refere à técnica de sistemas de frenagem de veículo e, mais particularmente, a um sistema de frenagem de aeronave.

- 5 Especificamente, a invenção se refere aos sistemas de freio elétricos para uso em uma aeronave, em que a porção de antiderrapagem do sistema de frenagem está localizada em e associada aos controladores de atuadores eletromecânicos discretos associados unicamente com os freios da aeronave. A invenção se refere especificamente à utilização de controladores de
- 10 atuadores eletromecânicos que garantem a funcionalidade de antiderrapagem em ambos os modos de operação de frenagem, normal e alternado ou de emergência.

### FUNDAMENTOS DA INVENÇÃO

- 15 O uso de freios elétricos em sistemas de aeronaves está se tornando cada vez mais popular. Em tais sistemas, os motores elétricos são empregados para acionar um pistão através de engrenagens, parafusos e similares, para uma placa de pressão de uma pilha de discos de freio. Tipicamente, vários atuadores são associados com cada conjunto de freio, geralmente sendo distribuído uniformemente em torno dos mesmos. Os
- 20 sistemas de frenagem elétricos da técnica anterior foram desenvolvidos para incorporar tecnologia de antiderrapagem dentro de uma unidade de controle de frenagem centralizada que está localizada em, ou associada unicamente com, a cabine da aeronave. Contudo, esses sistemas podem ter capacidades de antiderrapagem limitadas. O controlador de antiderrapagem está situado
- 25 hierarquicamente acima e separado dos atuadores de freio. Nessa configuração, as capacidades de antiderrapagem geralmente são limitadas apenas ao modo de frenagem normal, e não são aplicáveis a um modo de frenagem alternado ou de emergência associado ao sistema de frenagem. Conseqüentemente, a despachabilidade da aeronave é necessariamente

limitada. Com o sistema de antiderrapagem, da técnica anterior, sendo centralizado para o sistema de frenagem, uma única falha pode resultar em uma interdição de vôo da aeronave até que a falha seja reparada. Há a necessidade na técnica de uma descentralização da função de antiderrapagem a qual, quando combinada com transdutores de velocidade das rodas, de saída dual, permitirá que um sistema de frenagem mantenha a antiderrapagem em todas as rodas no caso de uma única falha, enquanto tolerando falhas adicionais e conduzindo à funcionalidade, segurança, e despachabilidade aperfeiçoadas.

Um sistema de controle de antiderrapagem descentralizado e distribuído tem vantagens adicionais pelo fato de estar localizado em proximidade mais estreita com os atuadores de freio. Desse modo, reduções de peso podem ser obtidas através das reduções no peso dos cabos realizadas por lances de cabo de transdutor de velocidade das rodas, mais curtos, em comparação com o controle centralmente localizado na cabine ou em um compartimento aviônico. Adicionalmente, os sinais para atuadores específicos de comando e controle estão disponíveis no mesmo compartimento com o controlador de antiderrapagem.

#### DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

À luz do mencionado anteriormente, é um primeiro aspecto da invenção fornecer um sistema de freio elétrico descentralizado que proporciona a funcionalidade de antiderrapagem no controlador de atuador de freio.

Outro aspecto da invenção é o fornecimento de um sistema de freio elétrico descentralizado no qual a funcionalidade de antiderrapagem pode ser obtida em ambos os modos de operação de frenagem, normal e alternado ou de emergência.

Ainda um aspecto adicional da invenção é o fornecimento de um sistema de freio elétrico descentralizado que inclui controle de

antiderrapagem associado a cada um dos controladores de atuadores eletromecânicos do sistema de freio, em combinação com transdutores de velocidade de roda de saída dual permitindo que o sistema de frenagem mantenha a funcionalidade de antiderrapagem em todas as rodas no caso de  
5 uma única falha de um atuador.

Ainda outro aspecto da invenção é o fornecimento de um sistema de freio elétrico descentralizado que obtenha uma redução de peso em relação aos sistemas anteriores mediante colocação da funcionalidade do sistema de antiderrapagem nos atuadores eletromecânicos dos freios,  
10 reduzindo significativamente o transdutor de velocidade de roda e outros lances de cabo em comparação com a técnica anterior.

Um aspecto adicional da invenção é o fornecimento de um sistema de freio elétrico descentralizado que tenha operação segura, custo eficaz em implementação, e seja facilmente projetado com os componentes do  
15 estado da técnica.

Os aspectos precedentes e outros aspectos da invenção que se tornarão evidentes à medida que prossegue a descrição detalhada são obtidos por intermédio de um Sistema de controle de freio de aeronave elétrico, compreendendo: vários conjuntos de roda e freio, cada conjunto tendo uma  
20 roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freio, e um atuador de freio; pares de unidades de controle eletromecânico associados unicamente com e conectados com alguns dos conjuntos de roda e freio, as unidades de controle eletromecânico tendo sistemas de antiderrapagem como uma parte das mesmas; e pelo menos dois concentradores de dados de freio recebendo  
25 os dados correspondendo aos diversos parâmetros operacionais da aeronave, incluindo a posição do pedal de freio, e fornecendo sinais operacionais às unidades de controle eletromecânico como uma função dos mesmos.

Outros aspectos da invenção que se tornarão aqui evidentes são obtidos por intermédio de um Sistema de controle de freio de aeronave

elétrico, compreendendo: diversos conjuntos de roda e freio, cada conjunto tendo uma roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freio, e um atuador de freio; unidades de controle eletromecânico associadas unicamente com, e conectadas a alguns dos conjuntos de roda e freio, as unidades de controle eletromecânico tendo sistemas de antiderrapagem como uma parte das mesmas; primeiro e segundo concentradores de dados de freio recebendo os dados correspondendo aos vários parâmetros operacionais da aeronave, incluindo a posição do pedal de freio, e fornecendo sinais operacionais às unidades de controle eletromecânico como uma função dos mesmos; e um controlador para frenagem de emergência e de estacionamento conectado aos controladores de atuadores eletromecânicos através de um dos concentradores de dados de freio para realizar a ação de frenagem de emergência nos conjuntos de freio com controle de antiderrapagem.

#### DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

Para um entendimento completo dos vários aspectos e características da invenção, deve-se fazer referência à seguinte descrição detalhada e desenhos anexos, em que:

A Figura 1, compreendendo as Figuras 1A, 1B e 1C, é uma ilustração de diagrama de bloco de um sistema de controle de freio da técnica anterior;

A Figura 2, compreendendo as Figuras 2A, 2B e 2C, é uma ilustração de diagrama de bloco de um sistema de controle de freio da invenção; e

A Figura 3 é um diagrama de bloco do circuito de geração de energia localizado da invenção.

#### MELHOR MODO PARA REALIZAR A INVENÇÃO

Referindo-se agora aos desenhos e mais particularmente à Figura 1, pode ser visto que um sistema de controle de freio feito de acordo com a técnica anterior é designado geralmente pelo número 10. O sistema 10

é aqui apresentado e descrito com relação a uma arquitetura de sistema de freio, particularmente ilustrada, embora aqueles versados na técnica prontamente considerem a sua adaptabilidade a uma ampla gama de arquiteturas. O sistema de controle de freio 10 é mostrado ilustrativamente

5 como um sistema de frenagem por fio, no qual a atividade de frenagem e os sinais de controle pertinentes aos mesmos são todos elétricos, diferentes de hidráulicos. O sistema de controle de freio 10 inclui um par de controladores 12, 14 para fornecer um grau de redundância à prova de falhas. Conforme será considerado por aqueles versados na técnica, e posteriormente evidente

10 aqui, os controladores 12, 14 processam e proporcionam a geração de todos os sinais de controle de freio necessários para a operação do sistema 10. Os controladores 12, 14 proporcionam a geração de sinais de aplicação e liberação dos freios, sinais de frenagem automática, sinais de controle de freio de antiderrapagem, monitoramento de temperatura dos freios e/ou pressão de

15 pneu e atividades de controle associadas, e similares. Os controladores 12, 14 são mantidos tipicamente em um compartimento aviônico, dentro da cabine da aeronave, ou onde o espaço possa acomodá-los.

Um comutador de cabine 16 é fornecido para melhor acesso pelo piloto para selecionar diversos parâmetros operacionais tais como

20 frenagem automática, decolagem rejeitada, e similares. A esse respeito, o comutador de cabine 16 se comunica com ambos os controladores 12, 14, que processam os sinais recebidos a partir do comutador 16. Pedais de freio do piloto esquerdo e direito 18, e similares, pedais de freio do co-piloto esquerdo e direito 20, são fornecidos na cabine para o piloto e co-piloto para gerar

25 sinais de demanda de freio. Como é bem entendido por aqueles versados na técnica, os pedais de freio 18, 20 são conectados tipicamente a um transformador diferencial variável linear, ou similares, de tal modo que a posição do pedal de freio, em correlação com a demanda de frenagem específica, gera um sinal elétrico de saída de amplitude correspondente que é

passado para os controladores 12, 14 para a geração de um sinal de controle de freio.

Cada um dos controladores 12, 14 recebe um número de entradas de controle, como será prontamente considerado e entendido por aqueles versados na técnica. Essas entradas, designadas 22 e 24, incluem geralmente um fornecimento de voltagem, um sinal correspondendo a uma posição de estrangulamento, um sinal de peso sobre rodas (WOW), um sinal de posição de alavanca de engrenagem, e entradas a partir de um comutador de freio de estacionamento/emergência 26, mostrado ilustrativamente no desenho. Como será considerado por aqueles versados na técnica, cada um desses sinais é usado para determinar a sequência, atividade, ou amplitude da operação de frenagem necessária. Também são fornecidas como entradas para cada um dos controladores 12, 14, as entradas 28, 30 a partir dos transdutores de velocidade de roda associados com as rodas da aeronave. Aquelos versados na técnica considerarão que os sinais de transdutor de velocidade de roda 28, 30 proporcionam uma indicação das velocidades instantâneas das várias rodas da aeronave que poderão ser usadas para determinar a velocidade da própria aeronave, taxas de desaceleração, atividade de derrapagem, derrapagens incipientes, e similares. Tais sinais são bem conhecidos por aqueles versados na técnica, importantes para a operação em um modo de frenagem automática, e particularmente para operação da porção de antiderrapagem dos controladores 12, 14.

Também são fornecidos aos controladores 12, 14, sinais de monitoramento de temperatura de freio e/ou pressão de pneus 32, 34. Para muitas operações de frenagem, a temperatura do freio e/ou a pressão dos pneus é de importância específica e o monitoramento das mesmas é controlado pelos controladores 12, 14. Finalmente, cada um dos controladores 12, 14 se comunica com um barramento de dados 36, 38 e com outros aviônicos dentro do sistema.

O sistema de controle de freio 10 é mostrado quando utilizado em associação com uma aeronave tendo quatro rodas freadas compreendendo conjuntos de roda e freio 40-46. Esses incluem um conjunto de roda e freio externo esquerdo 40, um conjunto de roda e freio interno esquerdo 42, um conjunto de roda e freio externo direito 44, e um conjunto de roda e freio interno direito 46. Cada um dos conjuntos de roda e freio 40-46 inclui uma roda 40a-46a, que tem associada a ela um transdutor de velocidade de roda 40b-46b e um conjunto de freio 40c-46c. Conforme aqueles versados na técnica prontamente considerarão, no contexto de um freio elétrico, os conjuntos de freio 40c-46c incluem uma pilha de discos de freio, uma placa de pressão, e uma contra placa, e estruturas similares. Um atuador 40d-46d é associado com cada um dos conjuntos de roda e freio 40-46 e, de uma forma conhecida, inclui tipicamente um motor, um mecanismo de acionamento de parafuso, conjunto de engrenagens, e similares. Os atuadores 40d-46d induzem a placa de pressão em direção, e no sentido contrário a uma contra placa, realizando a aplicação e a liberação da força de frenagem transmitida pelo engate e desengate dos discos de estator e rotor intercalados da pilha de discos de freio. Finalmente, cada um dos conjuntos de roda e freio 40-46 também inclui tipicamente os sensores de monitoramento de temperatura de freio e/ou de pressão dos pneus 40e-46e associados com as pilhas de discos de freio para as finalidades bem conhecidas por aqueles versados na técnica.

Interpostos entre os controladores 12, 14 e os conjuntos de rodas e freios 40-46 estão os conjuntos de controladores 48-54, cada um incluindo um par de controladores (designados, “a” e “b”). O controlador 40a controla dois dos motores associados ao atuador 40d, enquanto que o controlador 40b controla os outros dois motores associados com o atuador 40d. Similarmente, cada um dos controladores 50a e 50b controla dois dos motores associados com o atuador 42d, enquanto que os controladores 52a e 52b controlam os respectivos pares de motores do atuador 44d, e os

controladores 54a, 54b controlam os respectivos pares de motores associados com o atuador 46d. Aqueles versados na técnica considerarão que os controladores 48-54 compreendem circuitos de acionamento de motor para acionar reversivelmente os motores associados para causar a aplicação e a liberação da força de frenagem por intermédio da extensão e retração resultante dos pistões em associação com uma placa de pressão.

Conforme mostrado na Figura 1, um conjunto de linhas de controle, barramento ou rede 56 é fornecido a partir do controlador 12 para cada um dos controladores 48a,b-54a,b. De forma similar, um conjunto de linhas de controle, barramento ou rede 58 interconecta o controlador 14 com cada um dos controladores 48a,b-54a,b.

Conforme mostrado, o sistema 10 fornece para um alto grau de redundância, com cada um dos controladores 12, 14 sendo capaz de operar e controlar cada um dos conjuntos de controle 48-54, e especificamente cada um dos controladores 48a,b-54a,b. Enquanto em operação normal, cada um dos controladores 12, 14 controla apenas metade dos freios, no caso de uma falha em um controlador 12, 14, o controlador remanescente é capaz de controlar todos os conjuntos de freio. Contudo, no caso de uma falha de qualquer um dos controladores 12, 14 não há redundância remanescente para o controlador sobrevivente. Consequentemente, a despachabilidade da aeronave associada é frustrada, e a aeronave deve ser retirada de serviço até que o controlador defeituoso 12, 14 seja reparado ou substituído. Esse problema é inerente ao fato de que todo o processamento de dados e controle do conjunto de freio 10 é obtido através dos controladores 12, 14 com os conjuntos de controladores 48-54 sendo circuitos responsivos, recebendo os sinais de controle a partir dos controladores 12, 14 e gerando a partir dos mesmos os sinais de controle apropriados para o atuador 40d-46d.

Com referência agora à Figura 2, pode ser obtida uma consideração em relação à estrutura e operação do sistema de freio elétrico

descentralizado da invenção, designado geralmente pelo número 70. No sistema 70, elementos que são comuns ao sistema 10 da Figura 1 são designados pelos mesmos numerais e citações funcionais. O sistema de freio 70 inclui um par duplicado de circuitos, referido aqui como concentradores de dados de freio 72, 74, que servem para realizar as funções básicas do sistema de freio do processamento de sinal de pedal, comunicações de rede/barramento de dados, interpretação de comando de frenagem automática, interpretação de comandos de estacionamento, operação de sistema de monitoramento de temperatura de freio e/ou pressão de pneu, e similares.

5

10 Como será evidente posteriormente aqui, a interpretação do comando de frenagem automática e a operação do sistema de monitoramento de temperatura dos freios podem ser efetivamente realizadas em associação direta com os conjuntos de rodas e freios da aeronave.

Associadas com cada um dos concentradores de dados de freio 72, 74 estão as entradas tal como o comutador de cabine de frenagem automática 16, em conjunto com os sensores e conjuntos de pedais direito e esquerdo de piloto e co-piloto 18, 20. Cada uma dessas unidades 16-20 fornece uma entrada para cada um dos concentradores de dados de freio redundantes 72, 74. Como com o sistema 10, entradas padrão adicionais 76, 78 são fornecidas aos respectivos concentradores de dados de freio 72, 74, incluindo sinais correspondendo aos sinais de estrangulamento, peso sobre rodas (WOW), fora das figuras, também a posição de alavanca de engrenagens, e similares.

15

20

Associado individualmente com o sistema 70 está um controlador de comutador de emergência/estacionamento 80, fornecendo três entradas específicas para o concentrador de dados de freio 74. O controlador 80 pode servir para simplesmente fornecer um sinal de comutador de estacionamento para o concentrador de dados de freio 74 quando a aeronave, por exemplo, for estacionada no terminal. Alternativamente, no caso de outra

25

falha do freio, o controlador 80 pode fornecer um sinal de freio de emergência ao concentrador de dados de freio 74, cujo sinal pode servir para acionar uma frenagem automatizada da aeronave, com ou sem controle do piloto. Finalmente, uma terceira entrada a partir do controlador 80 para o

5 concentrador de dados de freio 74, um transformador diferencial variável rotativo pode ser empregado para fornecer um sinal variável, sob controle do piloto, ao concentrador de dados de freio 74 no caso de outra falha dos freios e a vontade do piloto em assumir controle rudimentar da frenagem da aeronave.

10 Em comunicação com cada um dos concentradores de dados de freio 72, 74 está, por exemplo, um barramento de dados 429 82, em comunicação com os sistemas aviônicos e outros elementos necessários da aeronave. Similarmente em comunicação com os concentradores de dados de freio 72, 74 estão os primeiro e segundo barramentos 84, 86, como se tornará

15 evidente diretamente abaixo.

Continuando com referência à Figura 2, será visto que a aeronave exemplar da invenção inclui, outra vez, conjuntos de roda e freio externos 40, 44 e conjuntos de roda e freio internos 42, 46 cada um deles tendo as mesmas estruturas básicas associadas a eles no sistema 10,

20 compreendendo uma roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freios compreendendo uma pilha de calor, placa de pressão e contra placa, um atuador consistindo em um motor, conjuntos de parafuso e engrenagem e similares, e um sistema de monitoramento de temperatura de freio, conforme desejado.

25 O controle da frenagem da aeronave é obtido principalmente por intermédio de unidades de controle eletromecânico 88, 90, 92, 94, conforme mostrado. As unidades de controle eletromecânico 88, 90 são associadas com os conjuntos de roda e freio externos 40, 44, enquanto que as unidades de controle eletromecânico 92, 94 são associadas com os controles

de roda e freio internos 42, 46. As unidades de controle eletromecânico emparelhadas proporcionam um alto grau de redundância na estrutura de circuito de controle e operação.

5 Cada uma das unidades de controle eletromecânico 88-94 inclui um par de controladores de atuadores eletromecânicos 96-110. Os controladores 96, 98 são associados com a unidade de controle eletromecânico 88, o par 100-102 é associado com a unidade de controle eletromecânico 90, o par 104, 106 é associado com o par 92, e o par 108, 110 é associado com a unidade de controle eletromecânico 94.

10 A operação de antiderrapagem associada com o sistema de freio 70 é realizada através de pares fornecidos de modo redundante de controladores de atuadores eletromecânicos associados com cada um dos vários conjuntos de roda e freio 40-46. Conforme mostrado, as saídas dos transdutores de velocidade de roda 40b-46b são fornecidas a cada um de um  
15 par de controladores de atuadores eletromecânicos associados, um deles associado com cada uma de duas diferentes unidades de controle eletromecânica. Os controladores de atuadores eletromecânicos se comunicam entre si, compartilhando os dados de velocidade de roda, de tal modo que a velocidade em terra da aeronave possa ser determinada, da mesma forma  
20 como pode ser determinada a presença de derrapagem, derrapagens incipientes, taxas de desaceleração, e similares. Com a redundância fornecida, falha de qualquer unidade de controle eletromecânico específica 88-94, ou de um controlador de atuador eletromecânico 96-110 não será fatal para a operação do sistema, mas tal operação pode continuar substancialmente livre.  
25 Além disso, mesmo a falha de um par de unidades de controle eletromecânico, ou de múltiplos controladores de atuadores eletromecânicos não necessariamente impedirá a operação do sistema de freio 70. Por exemplo, a utilização de múltiplos atuadores permite que eles sejam projetados para compensar os atuadores individuais que se tornarem

inoperantes. Na realidade, essa operação pode continuar com a operação de antiderrapagem a qual, na técnica anterior, seria substancialmente perdida, ou de tal modo prejudicada que a despachabilidade da aeronave seria impedida.

O sistema 70 fornece um canal de frenagem normal por intermédio do concentrador de dados de freio 72, e um canal de frenagem alternativo por intermédio do concentrador de dados de freio 74 (no caso do concentrador 72 falhar), junto com o modo de frenagem de emergência por intermédio do controlador 80, todos os quais operam com performance de antiderrapagem. Será considerado que o modo de frenagem de emergência seria habilitado apenas quando ambos os concentradores de dados de freio 72, 74 são indicados de um status inaceitável. O controlador 80 compreende preferivelmente uma alavanca de múltiplas posições comandando níveis de declaração progressivamente crescente. Como a função de antiderrapagem é incluída nas unidades de controle eletromecânico 88-94, a frenagem de emergência é fornecida com proteção de antiderrapagem, um recurso não fornecido com os sistemas de freio por frenagem convencional, que tipicamente apresenta o sistema de frenagem de emergência manualmente acionado sem proteção de antiderrapagem.

Conforme mencionado acima, cada uma das unidades de controle eletromecânico 88-94 compartilha sinais de velocidade de roda a fim de facilitar proteção de bloqueio de rodas, e para fornecer meios para determinar a velocidade da aeronave. Será considerado por aqueles versados na técnica que um link de dados de canais transversais poderia ser configurado entre os controladores do atuador compartilhando a mesma roda para fornecer proteção de antiderrapagem adicional no caso de falha de um único canal de transdutor de velocidade de roda.

Tornar-se-á adicionalmente evidente para aqueles versados na técnica que a unidade de controle eletromecânico pode ser usada para realizar outras funções de frenagem em associação direta com os próprios conjuntos

de rodas e freios. As funções de monitoramento de frenagem automática e de temperatura de freio estão entre aquelas que são úteis para tal sistema.

Também é incluída como uma parte da invenção o fornecimento de conversão de energia em cada EMAC. Para obter a  
5 despachabilidade desejada, redundância e segurança, a presente invenção fornece conversão de energia local para acionar os motores do atuador. Cada EMAC é configurado para incluir circuitos de fornecimento de energia para converter o fornecimento de voltagem da aeronave em uma voltagem de acionamento de motor. Tipicamente, a aeronave é fornecida com um  
10 fornecimento CD de 28 volts, enquanto que os motores do atuador são configurados para operar, mais preferivelmente, em 120 VAC. Ao permitir a cada EMAC sua própria conversão de energia, não apenas se consegue a segurança e a redundância mencionadas acima, como também o sistema de freio da invenção é facilmente adaptado para ser montado em aeronaves  
15 existentes. Como cada aeronave tem tipicamente um fornecimento CD de 28 volts, auxiliado por um fornecimento de 28 volts redundante, e cada EMAC é fornecido com redundância na entrada e na conversão de energia, multiplicidades de redundância e segurança são obtidas. Inerentemente, a presente invenção fornece redundância aperfeiçoada devido à versão localizada, em que a arquitetura distribuída fornece conversão de energia  
20 essencialmente em cada roda.

A presente invenção considera o uso de dois fornecimentos de energia em cada EMAC, o fornecedor de energia sendo conectado em série a fim de obter ambas as voltagem e corrente necessárias para operação  
25 desejada. Além disso, mesmo se um dos fornecimentos de energia for perdido ou falhar, a operação ainda pode ser realizada, uma vez que os atuadores de motor podem operar em 60 volts mesmo se forem projetados para operar em 120 volts. Essa conversão fornece melhor operação do que a técnica anterior que operava os motores em 270 volts, mostrando diminuição significativa na

integridade operacional quando fornecido com apenas 135 volts.

Conforme mostrado na Figura 3, o circuito de geração de energia empregado de acordo com a presente invenção é designado geralmente pelo número 120, conforme mantido dentro de um EMAC 122  
5 típico. Conforme mostrado, o circuito de geração de energia 120 é fornecido com entrada de voltagem CD da aeronave redundante em 124, a mesma sendo tipicamente 28 VDC. Essa voltagem da aeronave é aplicada de modo redundante a cada um dos fornecimentos de energia 126, 128 cada uma das mesmas sendo um fornecimento de energia 60 VAC. O fornecimento de  
10 energia 126 é conectado através de um diodo de isolamento 130 ao fornecimento de energia 128. Por sua vez, a saída do fornecimento de energia 128 passa através de um diodo de isolamento 132 para uma saída 134 conectada aos pares de motores do atuador.

De acordo com uma modalidade preferida da invenção, a  
15 voltagem da aeronave fornecida em 124 é uma fonte de 28VDC, e cada um dos fornecimentos de energia 126, 128 é adaptado para fornecer uma saída CD de 60 volts. Conseqüentemente, com a interconexão através dos diodos de isolamento 130, 132, essa conexão em série fornece 120 volts ou CD (VDC) quando ambos os fornecimentos de energia 126, 128 estiverem operativos,  
20 com acionamento de corrente suficiente para os motores do atuador conectados ou, alternativamente, para pelo menos CD de 60V no caso de falha de um dos fornecimentos de energia 126, 128.

Será considerado ainda que o sistema 70 obtém certa economia mediante redução das extensões de cabo e minimizando os percursos de  
25 comunicação, fazendo isso de uma forma eficaz em termos de custo. Embora o sistema contemple um aumento em hardware eletrônico, para obter a redundância necessária, os meios eletrônicos são relativamente não dispendiosos, particularmente à luz dos benefícios a serem obtidos a partir do sistema que se acabou de descrever.

Assim pode ser visto que os aspectos da invenção podem ser obtidos por intermédio da estrutura apresentada acima. Embora de acordo com os estatutos de patente apenas o melhor modo e a modalidade preferida da invenção tenham sido apresentados e descritos em detalhe, a invenção não é limitada a eles ou por eles. Por exemplo, os controladores eletromecânicos e de antiderrapagem distribuídos poderiam ser configurados para acionar atuadores individuais em freios diferentes e emparelhados do mesmo montante de acordo com aeronave utilizando a filosofia de controle de antiderrapagem de “rodas emparelhadas”, ou de outro modo configurados para acomodar diversas arquiteturas de sistema de freio. Conseqüentemente, para uma consideração do verdadeiro escopo e amplitude da invenção deve-se fazer referência às reivindicações seguintes.

## REIVINDICAÇÕES

1. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico, caracterizado pelo fato de compreender:

5 uma pluralidade de conjuntos de rodas e freios, cada conjunto tendo uma roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freio, e um atuador de freio;

10 pares de unidades de controle eletromecânico unicamente associados com e conectados a alguns dos referidos conjuntos de rodas e freios, as referidas unidades de controle eletromecânico tendo sistemas de antiderrapagem como parte das mesmas; e

pelo menos dois concentradores de dados de freio recebendo os dados correspondendo aos vários parâmetros operacionais da aeronave, incluindo a posição do pedal de freio, e fornecendo sinais operacionais para as unidades de controle eletromecânico como uma função das mesmas.

15 2. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o referido transdutor de velocidade de roda fornece sinais às referidas unidades de controle eletromecânico associadas correspondendo a uma velocidade de roda instantânea.

20 3. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que cada referida unidade de controle eletromecânico compreende um controlador de atuador eletromecânico conectado e fornecendo acionamento a um atuador de freio associado.

25 4. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que vários dos referidos controladores de atuadores eletromecânicos são conectados a, e compartilham os dados de velocidade de roda, entre si.

5. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo

com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de ainda compreender um controlador para frenagem de emergência e de estacionamento.

5 6. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 5, caracterizado pelo fato de que o referido controlador para frenagem de emergência e de estacionamento está conectado ao referido controlador de atuador eletromecânico através de um dos referidos concentradores de dados de freio para realizar ação de frenagem de emergência nos referidos conjuntos de freio, com controle de antiderrapagem.

10 7. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 6, caracterizado pelo fato de que o referido controlador para frenagem de emergência e de estacionamento compreende um transformador diferencial para fornecer um sinal de saída controlado pelo piloto.

15 8. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 5, caracterizado pelo fato de que as referidas unidades de controle eletromecânico ainda compreendem sistemas de controle de frenagem automática para conjuntos de rodas e freios associados.

20 9. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de que as referidas unidades de controle eletromecânico ainda compreendem sistemas de monitoramento de temperatura de freio, considerados a partir do grupo de temperatura de freio e pressão de pneu, para conjuntos de rodas e freios associados.

25 10. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 5, caracterizado pelo fato de que as referidas unidades de controle eletromecânico estão em proximidade mais estreita com os referidos conjuntos de rodas e freios associados do que os referidos concentradores de dados de freio em relação aos conjuntos de rodas e freios.

11. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico, caracterizado pelo fato de compreender:

uma pluralidade de conjuntos de rodas e freios, cada conjunto tendo uma roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freio, e um atuador de freio;

5 unidades de controle eletromecânico unicamente associadas com, e conectadas a alguns dos referidos conjuntos de rodas e freios, as referidas unidades de controle eletromecânico tendo sistemas de antiderrapagem como uma parte das mesmas;

10 os primeiro e segundo concentradores de dados de freio recebendo os dados correspondendo aos vários parâmetros operacionais da aeronave, incluindo a posição do pedal de freio, e fornecendo sinais operacionais para as referidas unidades de controle eletromecânico como uma função dos mesmos; e

15 um controlador para frenagem de emergência e de estacionamento conectado aos referidos controladores de atuadores eletromecânicos através de um dos referidos concentradores de dados de freio para realizar ação de frenagem de emergência nos referidos conjuntos de freios, com o controle de antiderrapagem.

20 12. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de que o referido controlador para frenagem de emergência e de estacionamento compreende um transformador variável para efetuar um sinal de saída do controlador de piloto.

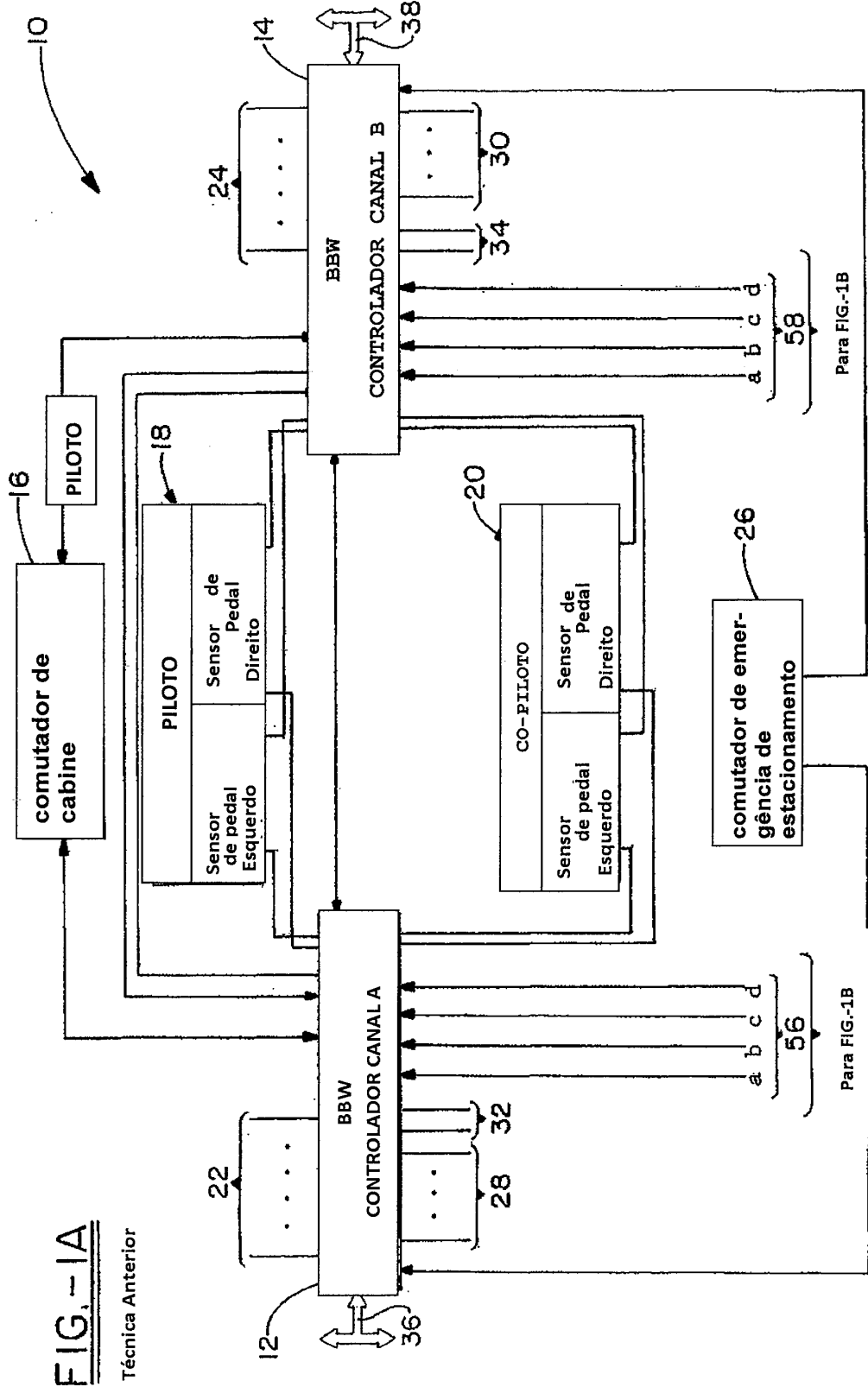
25 13. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de que o referido primeiro concentrador de dados de freio fornece sinais operacionais para as unidades de controle eletromecânico durante operação normal, e o referido segundo concentrador de freio fornece sinais operacionais para as referidas unidades de controle eletromecânico a partir da falha do referido primeiro concentrador de dados de freio e a partir da necessidade do operador do referido

controlador para frenagem de emergência e de estacionamento.

5 14. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de que as referidas unidades de controle eletromecânico contêm circuitos redundantes e proporcionam conexões redundantes com os referidos conjuntos de rodas e freios.

10 15. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de que cada referida unidade de controle eletromecânico compreende um circuito de geração de energia interconectado entre uma fonte de fornecimento de energia da aeronave e um par associado de motores de um atuador de freio.

16. Sistema de controle de freio de aeronave elétrico de acordo com a reivindicação 15, caracterizado pelo fato de que cada referido circuito de geração de energia compreende um par de fornecimentos de energia conectado em série com o par de motores.



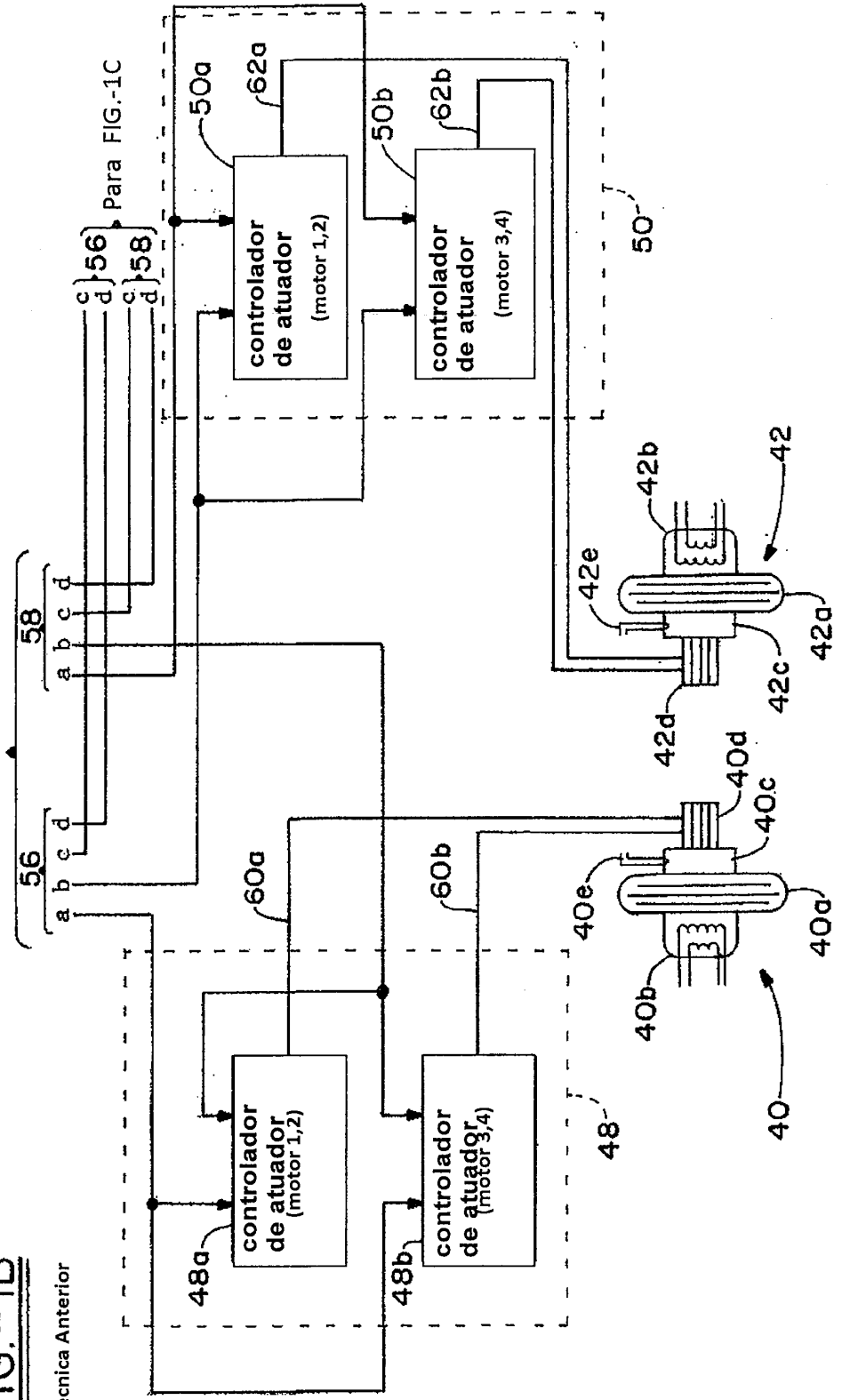
**FIG. - 1A**

Técnica Anterior

**FIG. - 1B**

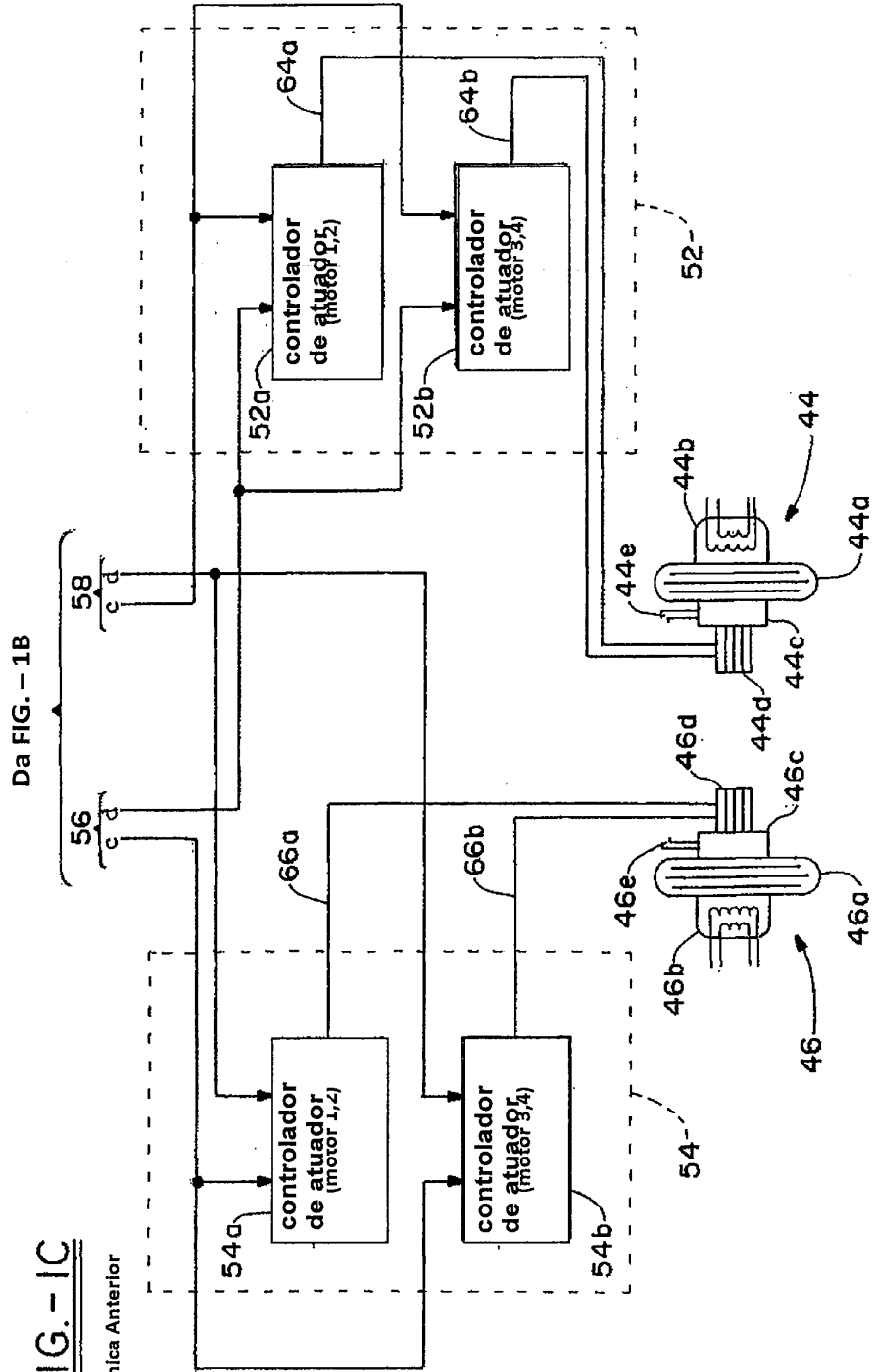
Técnica Anterior

Da FIG. - 1A



**FIG.-1C**

Técnica Anterior



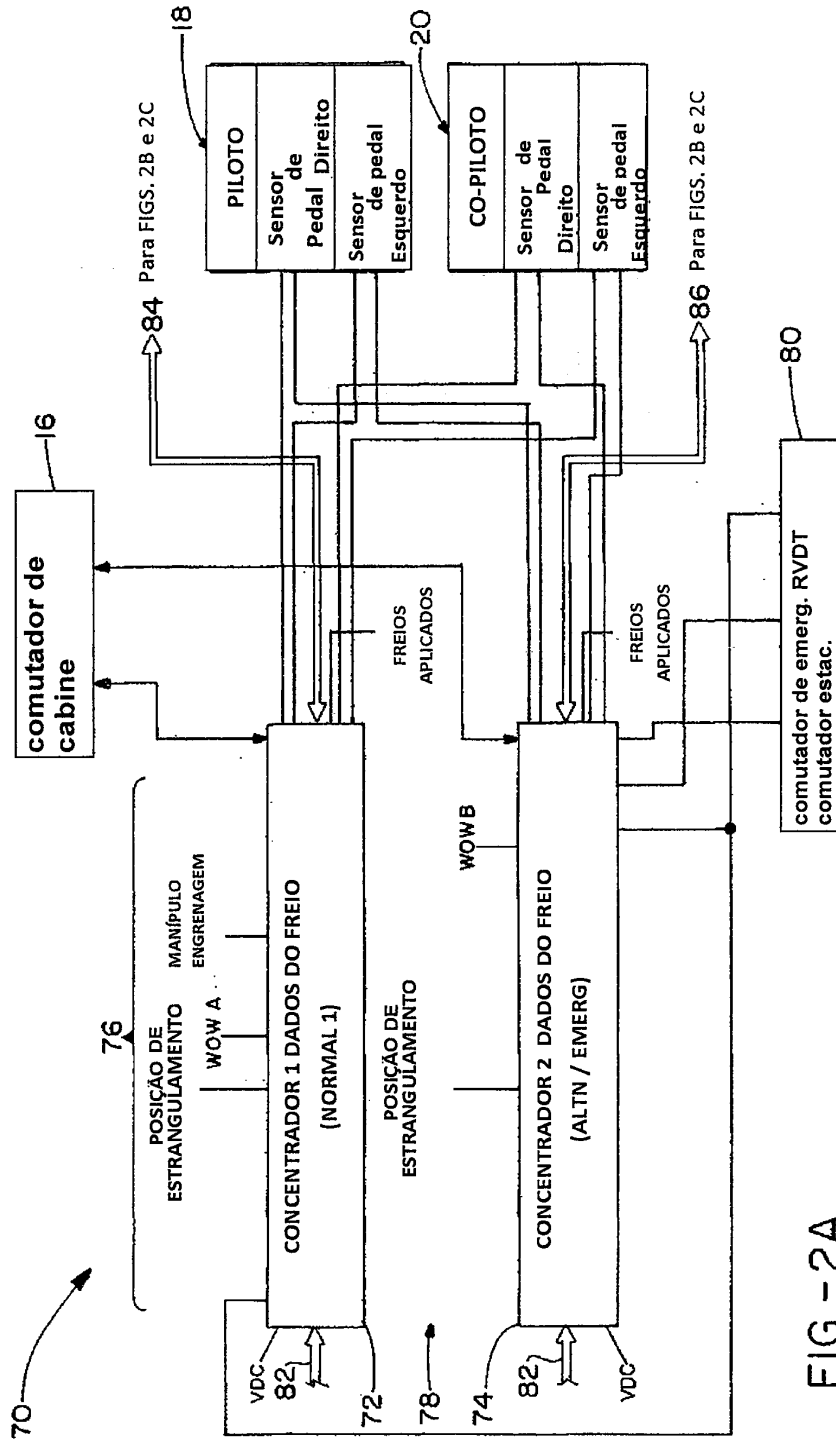


FIG. -2A

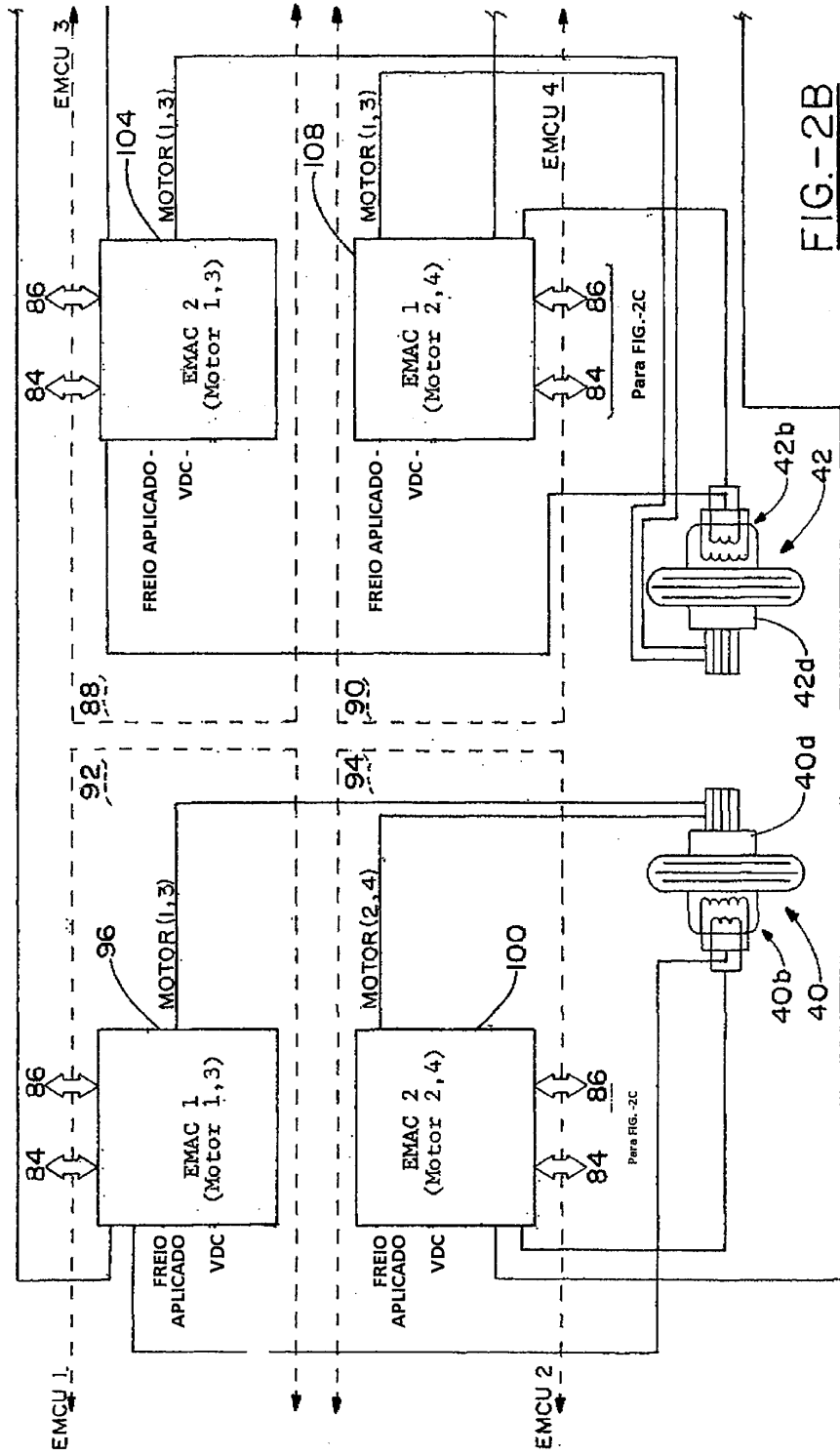


FIG.-2B

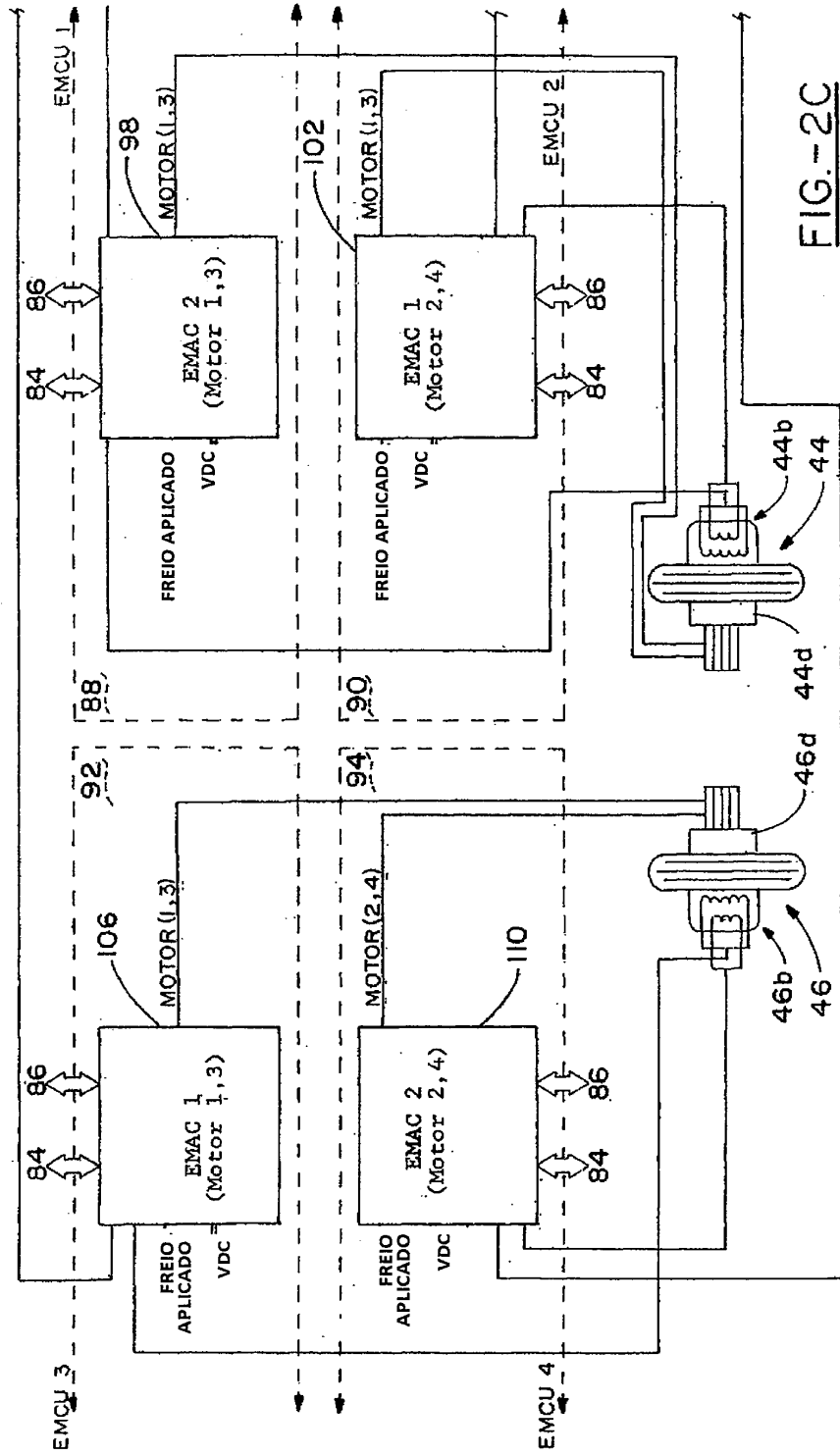


FIG-2C

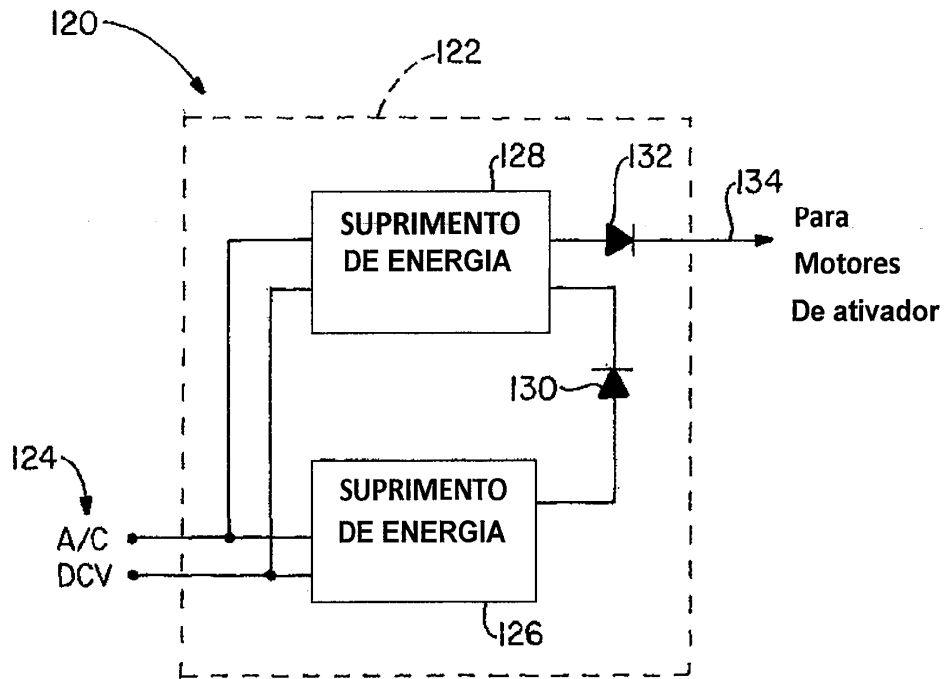


FIG.-3

RESUMO

## “SISTEMA DE CONTROLE DE FREIO DE AERONAVE ELÉTRICO”

Um sistema de controle de freio de aeronave elétrico tem uma pluralidade de conjuntos de rodas e freios, cada um tendo uma roda, transdutor de velocidade de roda, conjunto de freio e um atuador de freio. Unidades de controle eletromecânico são unicamente associadas com, e conectadas a alguns dos conjuntos de rodas e freios, e cada uma das unidades de controle eletromecânico é fornecida com um sistema de antiderrapagem como uma porção integral das mesmas. Concentradores de dados de freio são fornecidos para receber dados correspondendo aos vários parâmetros operacionais da aeronave, incluindo a posição do pedal de freio, e fornecem sinais operacionais à unidade de controle eletromecânico como uma função dos mesmos. Um controlador para frenagem de emergência e de estacionamento está conectado aos controladores de atuadores eletromecânicos através de um dos concentradores de dados de freio para realizar ação de frenagem de emergência nos conjuntos de freio, tal ação de frenagem de emergência tendo controle de antiderrapagem incidente. O sistema permite uma redundância nos circuitos de controle de freio e operação, o que aumenta a despachabilidade de uma aeronave associada mediante garantia de operação eficaz contínua da aeronave mesmo em decorrência de uma falha em um dos circuitos ou sistemas redundantes. Uma redução em peso também é obtida mediante redução de lances extensos de cabos.