



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

(21) BR 102015032182-1 A2

(22) Data do Depósito: 22/12/2015

(43) Data da Publicação: 28/06/2016



(54) Título: MÉTODO PARA CONTROLAR, AUTOMATICAMENTE, A FASE DE DESCIDA DE UMA AERONAVE

(51) Int. Cl.: B64C 13/18; G05D 1/06

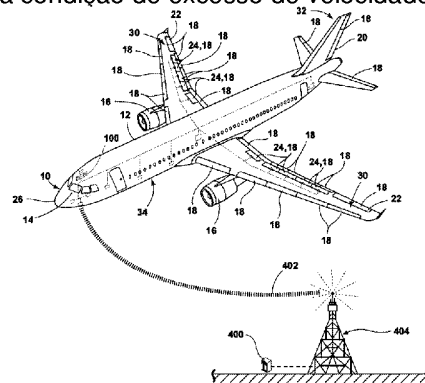
(30) Prioridade Unionista: 23/12/2014 US 14/581,709

(73) Titular(es): GE AVIATION SYSTEMS LLC

(72) Inventor(es): SHERIF FOUAD ALI, MARK LAWRENCE DARNELL

(74) Procurador(es): ANA PAULA SANTOS CELIDONIO

(57) Resumo: MÉTODO PARA CONTROLAR, AUTOMATICAMENTE, A FASE DE DESCIDA DE UMA AERONAVE. Trata-se de um método para controlar o voo de uma aeronave controlando-se automaticamente a fase de descida de uma aeronave que usa um Sistema de Gerenciamento de Voo e um Sistema de Direção de Voo (FMS & FGS) para controlar a velocidade do ar da aeronave e responder a uma condição de excesso de velocidade.



**“MÉTODO PARA CONTROLAR, AUTOMATICAMENTE, A FASE DE
DESCIDA DE UMA AERONAVE”**

DECLARAÇÃO RELACIONADA À PESQUISA OU DESENVOLVIMENTO PATROCINADOS A

NÍVEL FEDERAL

[001] Esta invenção foi feita com o apoio do governo sob o Contrato nº DTFAWA-10-C-00046 outorgado pela United States Federal Aviation Administration. O governo americano possui certos direitos nesta invenção.

ANTECEDENTES DA INVENÇÃO

[002] A descida de uma aeronave de uma fase de cruzeiro para uma fase de pouso pode ser controlada por uma variedade de razões, que podem ter finalidades contraditórias. Quando a conservação de combustível é a finalidade principal, é comum a realização de uma descida em modo inativo, em que o motor é definido como inativo, isto, é, com empuxo mínimo, e controlar a trajetória de descida com o uso de superfícies de controle. Durante uma descida em modo inativo, uma aeronave pode encontrar uma condição de excesso de velocidade, que é atualmente solucionada pelo piloto empregando freios de velocidade, o que gera uma grande quantidade de barulho, que incomoda a muitos passageiros. Para aeronave sem freios de velocidade, outras soluções, tipicamente muito menos desejáveis, podem ser usadas.

[003] De modo alternativo, o piloto pode aplicar uma entrada de passo em uma aeronave, a qual muda a trajetória e consome combustível adicional e elimina o propósito da descida em modo inativo. Outra solução alternativa é utilizar uma ou mais dentre as aviônicas de aeronave, como o sistema de gerenciamento de voo e/ou o Sistema de Direção de Voo (FMS & FGS), e deixar o acelerador de motor acima inativo, em aproximadamente 10%, e diminuir o acelerador quando uma condição de excesso de velocidade ocorre, o que também consome combustível adicional e vai contra o propósito

de uma descida em modo inativo.

BREVE DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

[004] A invenção se refere a um método para controlar automaticamente a fase de descida de uma aeronave que usa aviônicas de aeronave que executam um algoritmo de descida. As aviônicas de aeronave recebem repetidamente entrada de velocidade do ar de aeronave e comparam a dita velocidade do ar com uma primeira velocidade do ar de referência para determinar se ocorreu uma condição de excesso de velocidade. Se tiver ocorrido uma condição de excesso de velocidade, uma aeronave inicia uma manobra de glissada.

BREVE DESCRIÇÃO DAS FIGURAS

[005] Nos desenhos:

- A Figura 1 é uma vista em perspectiva da aeronave em comunicação de dados com um sistema de solo, e que fornece um ambiente ilustrativo para realizações da invenção.

- A Figura 2 é uma ilustração básica de sistemas de aviônicas de aeronave e seus ambientes circundantes para uso no controle da aeronave.

- A Figura 3 é um perfil de altitude exemplificativa de um plano de voo.

- A Figura 4 é uma ilustrativa de uma aeronave em um deslocamento frontal.

- A Figura 5 é uma vista ilustrativa de uma aeronave em uma glissada lateral.

- A Figura 6 é um fluxograma de um sistema de aeronave para controlar o voo da aeronave de acordo com uma realização exemplificativa.

- A Figura 7 é um diagrama de blocos esquemático de um controlador para controlar a trajetória de voo de uma aeronave de acordo com uma realização exemplificativa.

DESCRIÇÃO DETALHADA DA INVENÇÃO

[006] A Figura 1 ilustra uma aeronave 10 que pode executar realizações da invenção com o uso de aviônicas de aeronave 100, tais como um Sistema de Gerenciamento de Voo e Sistema de Direção de Voo (referido no presente documento em seguida como “FMS & FGS”). Embora esteja dentro do escopo da invenção para aviônicas de aeronave especializadas ou dedicadas 100 executar as diferentes realizações da invenção, as implantações práticas atuais da realização podem usar o FMS & FGS, que se encontra atualmente em aeronave contemporânea. O FMS & FGS pode ser programado para realizar as realizações da invenção. Para propósitos de tal descrição, as aviônicas de aeronave 100 serão descritas no contexto do FMS & FGS 100. Entretanto, deve-se compreender que o sistema de aviônicas particular não se limita à invenção.

[007] A aeronave 10 pode incluir uma fuselagem 12, um nariz 26, um ou mais motores de propulsão 16 acoplados à fuselagem 12, uma cabine de piloto 14 posicionada na fuselagem 12, e asas 30 que se estendem para fora da fuselagem 12. Uma aeronave 10 pode incluir adicionalmente superfícies de controle 18 na asa 30 e empenagem 32. As superfícies de controle 18 compreendem adicionalmente ailerons 22 que rolam a aeronave 10, um leme 20 que gira a aeronave 10 na direção de guinada, aceleradores de motor que podem girar a aeronave 10 na direção de guinada, se aplicada assimetricamente, por exemplo, empuxo diferencial e freios de velocidade 24 para diminuir uma velocidade do ar 40 da aeronave 10. Há muitos tipos diferentes de superfícies de controle, e o uso das mesmas pode depender do tamanho, da velocidade e da complexidade da aeronave 10 na qual que as mesmas devem ser usadas.

[008] Um sistema de solo 404 pode se comunicar com uma aeronave 10 e outros dispositivos que incluam um dispositivo de interface 400

através de um enlace de comunicação sem fio 402, que pode ser qualquer tipo adequado de comunicação, tal como transmissão por satélite, rádio, etc. O sistema de solo 404 pode ser qualquer tipo de sistema de solo de comunicação 404, tal como um controle de companhia aérea ou departamento de operações de voo.

[009] A Figura 2 ilustra esquematicamente um FMS & FGS 100 com seus ambientes circundantes. O FMS & FGS 100 adquire a entrada a partir de instrumentos de voo 140, aviônicas 150 e dispositivo de interface 400 a fim de controlar um plano de voo 124 (esquematicamente mostrado como uma caixa) para uma aeronave 10. Os instrumentos de voo 140 incluem, mas não são limitados a, um altímetro, indicador de altitude, indicador de velocidade do ar, bússula, indicador de rumo, indicador de velocidade vertical, indicador de desvio de curso, e/ou um indicador de rádio magnético. As aviônicas 150 compreendem sistemas eletrônicos que incluem, mas não se limitam a, comunicações, navegação e a exibição e gerenciamento de múltiplos subsistemas. O dispositivo de interface 400 pode compreender qualquer exibição visual que colete entrada de um operador 410 e apresente a saída ao operador 410, e pode compreender uma unidade de exibição de controle que incorpore uma tela pequena e um teclado ou tela sensível ao toque.

[010] O FMS & FGS 100 pode ser usado por qualquer aeronave 10, o que inclui uso comercial ou militar com um ou múltiplos mecanismos-motores 16. Uma aeronave 10 pode incluir, sem limitação, uma turbina, turboprop, pistão de múltiplos motores, pistão de único motor e turbina turbofan.

[011] O FMS & FGS tem a função primária de gerenciamento em voo de um plano de voo 124. Com o uso de vários sensores, como GPS (sistema de posicionamento global) e INS (sistema de navegação inercial), para determinar uma posição da aeronave 10, o FMS & FGS 100 pode orientar

uma aeronave 10 ao longo do plano de voo 124. O plano de voo 124 é, de modo geral, determinado no solo, antes da partida pelo piloto ou um despachante profissional. O plano de voo 124 é feito no FMS & FGS 100 digitando-se o mesmo, selecionando-se o mesmo a partir de uma biblioteca salva de rotas comuns, ou por meio de um enlace com um centro de despacho da linha aérea. Uma vez em voo, uma tarefa principal do FMS & FGS 100 é determinar uma posição da aeronave e a precisão daquela posição, especialmente em relação ao plano de voo. O FMS & FGS 100 simples usa um único sensor, de modo geral GPS, a fim de determinar a posição.

[012] A Figura 3 ilustra uma altitude exemplificativa em relação ao perfil de distância para um plano de voo 124 que inclui uma fase de decolagem 330, uma fase de ascensão 340, uma fase de cruzeiro 300 tipicamente entre 9.144 e 12.192 metros (30.000 e 40.000 pés) acima do nível do mar para aeronave comercial contemporânea, então, entra em uma fase de descida 310 antes de uma fase de pouso 320. Uma fase de descida 310 pode ser qualquer momento em que uma aeronave 10 desce em altitude além da fase de pouso 320. Na maioria dos casos uma fase de descida 310 é a transição da fase de cruzeiro 300 para a fase de pouso 320. Para os propósitos dessa descrição, uma fase de descida 310 não inclui a fase de pouso 320. A fase de pouso 320 compreende uma fase de abordagem final 324, arredondamento de pouso 322, toque no solo 326, e fase de nivelamento 328. O arredondamento de pouso 322 é uma manobra ou estágio durante a fase de pouso 320 de uma aeronave 10, e segue a fase de abordagem final 324 e precede as fases de toque no solo 326 e nivelamento 328 de pouso 310. No arredondamento 322, o nariz 26 da aeronave 10 é elevado, desacelerando a taxa de descida, e a atitude adequada é ajustada para toque no solo 326. No caso de aeronave equipada com trem de pouso convencional 10, a atitude é ajustada para tocar o solo em todas as três rodas simultaneamente, ou

somente no trem de pouso principal 34. No caso de aeronave equipada com trem de pouso triciclo 10, a atitude é ajustada para tocar no solo 326 no trem de pouso principal 34.

[013] A descida 310 pode compreender uma descida normal, rápida, em etapas, contínua, com potência, descida sem potência, inativa, ou empuxo nominal, ou qualquer combinação dos precedentes ou quaisquer outros métodos de descida conhecidos. Uma descida em modo inativo pode ser utilizada, em que o motor 16 é ajustado em inativo, isto é, empuxo mínimo, então, descer uma aeronave 10 em altitude em direção a uma área de aterrissagem ou solo 54. Uma descida de empuxo nominal também pode ser implantada durante uma fase de descida 310, em que o motor 16 é ajustado em aproximadamente 10% de empuxo acima de inativo. A descida em modo inativo, ou a descida de empuxo nominal, pode ser parte de uma descida de abordagem contínua, em que a altitude da aeronave 10 muda em taxa contínua.

[014] No mercado atual, as pressões de custo estão levando os operadores de aeronave a buscar economias de combustível, ambientais e manutenção. Consequentemente, a descida em modo inativo se tornou o método preferencial durante a fase de descida 310, já que a descida em modo inativo fornece utilização mais eficaz de combustível, enquanto reduz o ruído e aumenta a vida útil dos mecanismos-motores 16. Um detrimento para uma descida em modo inativo é que pelo menos um grau de liberdade de controle de voo é perdido, em que o piloto não pode mais usar o empuxo para controlar a taxa de descida. O uso de empuxo aumenta o consumo de combustível, o que nega o benefício de economia de combustível de uma descida em modo inativo. Infelizmente, durante uma descida em modo inativo, é comum que uma aeronave 10 encontre uma condição de excesso de velocidade da velocidade do ar 120. A solução atual é inclinar a aeronave 10 para cima e aumentar o

empuxo para desacelerar uma velocidade do ar 40 da aeronave 10, o que nega os benefícios de economia de combustível da descida em modo inativo. Uma realização da invenção aborda essa condição de excesso de velocidade 120 colocando-se uma aeronave 10 em uma manobra de glissada 200, o que aumenta o arrasto aerodinâmico para desacelerar uma aeronave, ao invés de usar empuxo e inclinação. A manobra de glissada 200 aumenta o arrasto aerodinâmico da aeronave 10, o que reduz uma velocidade do ar 40. A aplicação da manobra de glissada 200 durante a fase de descida 310 pode ser realizada pelo FMS & FGS 100, obtendo-se repetidamente uma entrada de velocidade do ar 116 que corresponde à velocidade do ar 40 da aeronave 10. Quando uma aeronave 10 encontra uma condição de excesso de velocidade 120 devido às forças gravitacionais, o FMS & FGS 100 colocará uma aeronave 10 em uma manobra de glissada 200 a fim de desacelerar a velocidade do ar 40 da aeronave 10. Uma vez que a manobra de glissada 200 é completada e a velocidade do ar 16 é reduzida conforme desejado, uma fase de descida 310 continua como antes, antes de entrar na manobra de glissada 200. A manobra de glissada 200 pode ser usada para controlar a velocidade do ar 40 em descidas alternativas 310 descritas acima.

[015] Referindo-se às Figuras 4 e 5, implantações específicas da manobra de glissada 200 podem ser pelo menos uma manobra de glissada lateral 202 ou de deslocamento frontal 204. Olhando primeiro para a manobra de glissada para frente 204, uma aeronave 10 faz manobra de glissada para frente 204 através do FMS & FGS 100 que emite definições de superfícies de controle para ajustar uma ou mais superfícies de controle 18 da aeronave 10. Mais especificamente, o FMS & FGS controlará uma aeronave 10 de modo que a aeronave 10 se incline e aplique leme ou acelerador 20 e aileron 22 opostos a fim de continuar a se mover reto ao longo da pista do solo 52. O nariz 26 da aeronave 10 apontará em uma direção alternativa diferente da direção da pista

do solo 52, alterada por um ângulo de glissada 212. O efeito da manobra de glissada 204 é girar a aeronave 10 pelo ângulo de glissada 212, que é uma fração de um grau, a fim de aumentar o arrasto aerodinâmico para reduzir uma velocidade do ar 40 da aeronave 10. Em uma realização, o ângulo de glissada 212 da manobra de glissada para frente 204 é 0,2 a 0,3 grau, embora o ângulo de glissada 212 possa ser maior ou menor nas realizações alternativas.

[016] O ângulo de glissada 212 é o ângulo entre o rumo 50 e pista do solo 52. O rumo 50 é a direção para a qual o nariz 26 está apontado. Uma pista do solo 52 é o trajeto sobre a superfície da Terra diretamente abaixo de uma aeronave 10. Na manobra de glissada para frente 204, enquanto o rumo 50 da aeronave muda, a pista do solo 52 permanece a mesma que antes da manobra.

[017] Referindo-se à Figura 5, uma manobra de glissada lateral 202 é quando o rumo 50 da aeronave 10 permanece o mesmo, mas a pista do solo 52 muda devido ao movimento das superfícies de controle 18, particularmente, ajustando-se o leme ou acelerador 20 e ailerons 22 nas direções opostas. O componente horizontal de sustentação força a aeronave 10 a se mover lateralmente em direção à asa baixa, criando uma pista do solo angulada 52. Visto que o ângulo de glissada 212 é uma fração de um grau e a manobra de glissada é normalmente curta, de modo que a aeronave 10 não saia substancialmente do curso predeterminado. A quantidade de percurso fora do caminho pode ser facilmente corrigida após de sair da manobra de glissada 202.

[018] A Figura 6 ilustra um fluxograma de operação exemplificativa de uma implantação específica do FMS & FGS 100 que executa o algoritmo de descida 110. A entrada de velocidade do ar 116 é repetidamente enviada para o FMS & FGS 100 a fim de determinar se uma condição de excesso de velocidade 120 ocorreu. A condição de excesso de velocidade 120

ocorre se uma velocidade do ar 40 da aeronave 10 for maior ou igual a uma primeira velocidade do ar de referência determinada 112. Uma primeira velocidade do ar de referência exemplificativa 112 é uma velocidade do ar de limiar 118 para determinadas condições, isto é, um limite de velocidade de operação máxima (V_{mo}) 122. Nessa realização, a primeira velocidade do ar de referência 112 é igual a cinco nós a menos que o limite de velocidade de operação máxima (V_{mo}) 122. Se a entrada de velocidade do ar 116 for menor que a primeira velocidade do ar de referência 112, a fase de descida 310 continua conforme planejado sem uma manobra de glissada 200. Se a entrada de velocidade do ar 116 for igual ou maior que a primeira velocidade do ar de referência 112, então, uma manobra de glissada 200 é feita. Uma vez que uma aeronave 10 esteja na manobra de glissada 200, a entrada de velocidade do ar 116 continua a ser repetidamente enviada para o FMS & FGS 100 e comparada a uma segunda velocidade do ar de referência determinada 114. Uma vez que a entrada de velocidade do ar 116 for determinada como estando abaixo de uma segunda velocidade do ar de referência 114, uma aeronave 10 sairá da manobra de glissada 200. A segunda velocidade do ar de referência 114 é igual a quinze nós menos que V_{mo} 122 nessa realização. Nesse momento, a descida 310 continuará, como antes da manobra glissada 200.

[019] A primeira velocidade do ar de referência 112 é maior que a segunda velocidade do ar de referência 114. A faixa entre a primeira 112 e a segunda velocidades do ar de referência 114 é dez nós. Em realizações alternativas, a faixa pode ser maior, a fim de impedir que uma aeronave faça e saia da manobra de glissada 200 muitas vezes durante uma fase de descida 310. A faixa pode ser selecionada conforme for adequado para uma aeronave particular 10 e sua operação pretendida. Inerentemente após sair da manobra de glissada 200, uma velocidade do ar 40 da aeronave 10 aumentaria naturalmente novamente, contempla-se que uma aeronave 10 pode fazer uma

manobra de glissada 200 múltiplas vezes.

[020] A Figura 7 ilustra um diagrama de blocos exemplificativo de um controlador 130 para o FMS & FGS 100. A entrada de velocidade do ar 116 é repetidamente enviada para o FMS & FGS 100 e é comparada através de um operador relacional a uma primeira velocidade do ar de referência 112. Se uma entrada de velocidade do ar 116 for igual ou maior que uma primeira velocidade do ar de referência 112, uma manobra de glissada 200 é ativada. Quando uma entrada de velocidade do ar 116 for determinada como sendo menor que uma segunda velocidade do ar de referência 114, a manobra de glissada 200 é desativada. Uma entrada de glissada 206 e manobra de glissada 200 são inseridas no FMS & FGS 100, então, um erro de glissada 210 é calculado a partir de um ponto de soma. O erro de glissada 210 determina o ganho dianteiro 132 que é somado a um ganho de amortecimento 134 a partir da entrada de taxa de glissada 208. A soma do ganho dianteiro 132 e ganho de amortecimento 134 resulta no ganho de escalonamento 136 e, então, o comando das superfícies de controle 18 é determinado. O controlador exemplificativo ilustrado 130 não é, de maneira alguma, limitante à invenção revelada.

[021] Em qualquer uma das realizações anteriormente descritas, a manobra de glissada pode ser feita antes de alcançar a condição de excesso de velocidade. O algoritmo de descida que é executado pelo FMS & FGS para controlar a descida pode ser programado para monitorar uma velocidade da aeronave e em um valor predeterminado (porcentagem, limiar, delta, taxa de alteração, etc.) antes de alcançar o limite de velocidade operacional, tal como V_{mo} , o FMS & FGS inicia o envio dos sinais de controle apropriados para as superfícies de controle apropriadas, tal como leme ou acelerador e aileron, para realizar a manobra de glissada e colocar uma aeronave na condição de glissada. O FMS & FGS também seria programado para proteger se/quando

uma aeronave for provavelmente alcançar uma condição de excesso de velocidade com base na aceleração da aeronave e na velocidade atual do ar. Em resposta a essa projeção, o FMS & FGS pode executar a manobra de glissada.

[022] Essa descrição escrita usa exemplos para apresentar a invenção, incluindo o melhor modo, e também para permitir que qualquer versado na técnica pratique a invenção, incluindo produzir e usar qualquer aparelho ou sistema, e a executar quaisquer métodos incorporados. O escopo patenteável da invenção é definido por meio das reivindicações, e pode incluir outros exemplos que ocorram àqueles versados na técnica. Esses outros exemplos se destinam a estar dentro do escopo das reivindicações se tiverem elementos estruturais que não difiram da linguagem literal das reivindicações, ou se incluírem elementos estruturais equivalentes com diferenças insubstanciais das linguagens literais das reivindicações.

REIVINDICAÇÕES

1. MÉTODO PARA CONTROLAR, AUTOMATICAMENTE, A FASE DE DESCIDA DE UMA AERONAVE, que usa aviônicas de aeronave que executam um algoritmo de descida, caracterizado pelo fato de que o método compreende:

- receber repetidamente como entrada para as aviônicas de aeronave uma entrada de velocidade do ar indicativa da velocidade do ar da aeronave;

- comparar através das aviônicas de aeronave a entrada de velocidade do ar para uma primeira velocidade do ar de referência;

- determinar através das aviônicas de aeronave quando a entrada de velocidade do ar indicar uma condição de excesso de velocidade com base na comparação; e

- colocar uma aeronave em uma manobra de glissada em resposta à condição de excesso de velocidade determinada através das aviônicas de aeronave.

2. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a retirada de uma aeronave da manobra de glissada quando a condição de excesso de velocidade cessa.

3. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente determinar a cessação da condição de excesso de velocidade , durante a manobra de glissada:

- receber repetidamente como entrada para o gerenciamento de voo uma entrada de velocidade do ar indicativa da velocidade do ar da aeronave;

- comparar através das aviônicas de aeronave a entrada de velocidade do ar para uma segunda velocidade do ar de referência; e

- determinar através das aviônicas de aeronave quando a entrada de velocidade do ar indica uma ausência da condição de excesso de velocidade com

base na comparação.

4. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que a primeira velocidade do ar de referência é maior que a segunda velocidade do ar de referência.

5. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de que a primeira e segunda velocidades aéreas de referência diferem em pelo menos 10 nós.

6. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a velocidade do ar de referência é uma velocidade limiar.

7. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 6, caracterizado pelo fato de que a velocidade limiar é um limite de velocidade de operação máxima (V_{mo}).

8. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a primeira velocidade do ar de referência é uma faixa de velocidade.

9. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a determinação da condição de excesso de velocidade compreende a entrada de velocidade do ar que excede a velocidade do ar de referência.

10. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente colocar uma aeronave na manobra de glissada quando a condição de excesso de velocidade ocorre durante uma condição de empuxo mínimo.

11. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente colocar uma aeronave na manobra de glissada quando a condição de excesso de velocidade ocorre durante uma descida em modo inativo.

12. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado

pelo fato de que a manobra de glissada compreende pelo menos uma dentre uma manobra de glissada lateral ou uma manobra de glissada para frente.

13. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que colocar uma aeronave na manobra de glissada compreende a emissão, por meio das aviônicas de aeronave, de definições de superfícies de controle para ajustar uma ou mais superfícies de controle da aeronave e/ou emissão de sinais de controle de acelerador de motor.

14. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 13, caracterizado pelo fato de que os sinais de controle de acelerador implantam um empuxo diferencial dos motores de aeronave.

15. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 13, caracterizado pelo fato de que as superfícies de controle compreendem pelo menos um dentre um leme e aileron.

16. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 15, caracterizado pelo fato de que as definições de superfícies de controle de entrada fornecem para leme e aileron opostos.

17. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a colocação de uma aeronave na manobra de glissada ocorre antes de uma aeronave iniciar uma fase de pouso.

18. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 17, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente cessar a manobra de glissada antes da fase de pouso.

19. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 18, caracterizado pelo fato de que a fase de pouso começa antes da manobra de arredondamento da aeronave.

20. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a manobra de glissada ocorre sem a aplicação de uma frenagem de velocidade em uma aeronave.

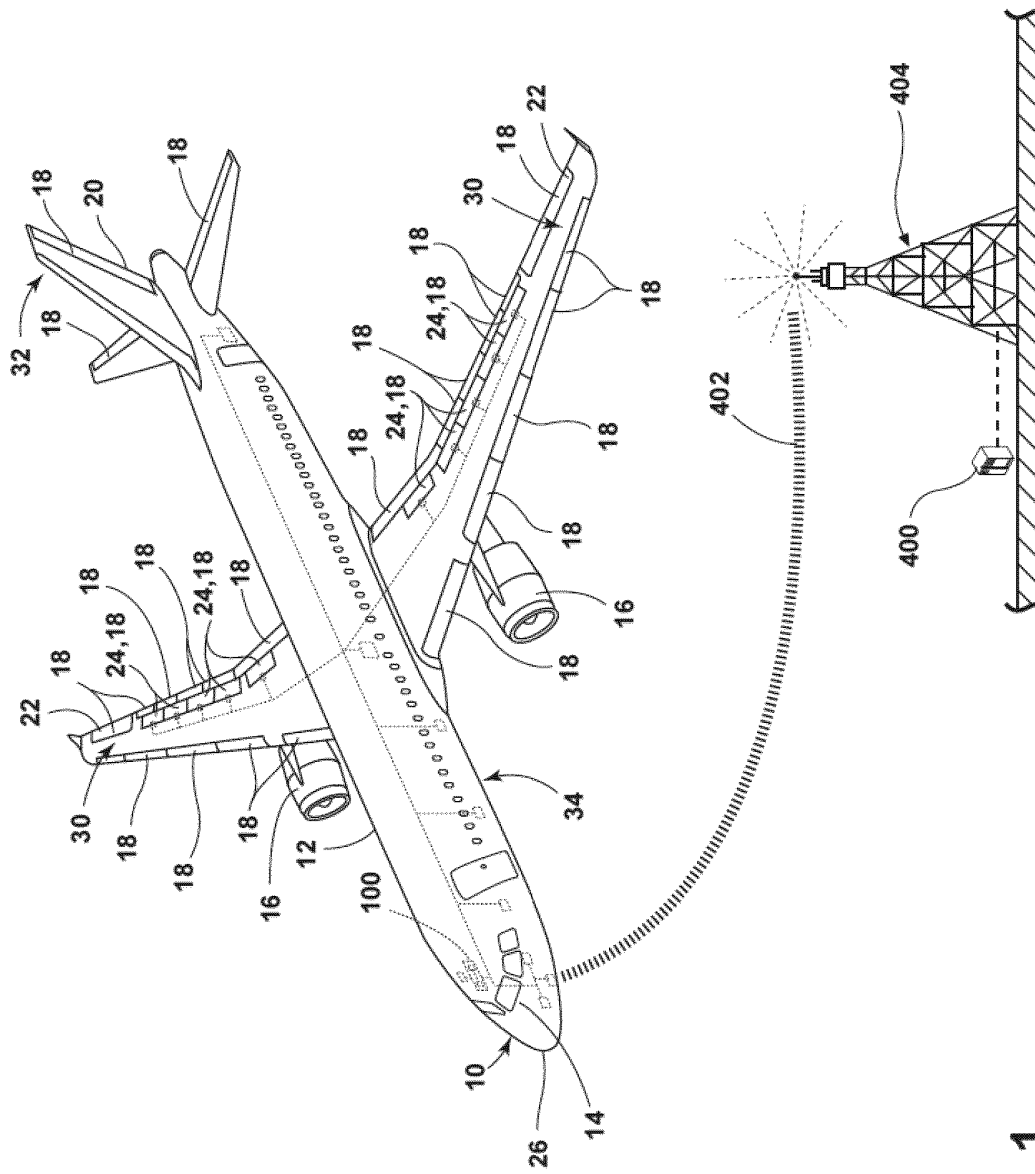


FIG. 1

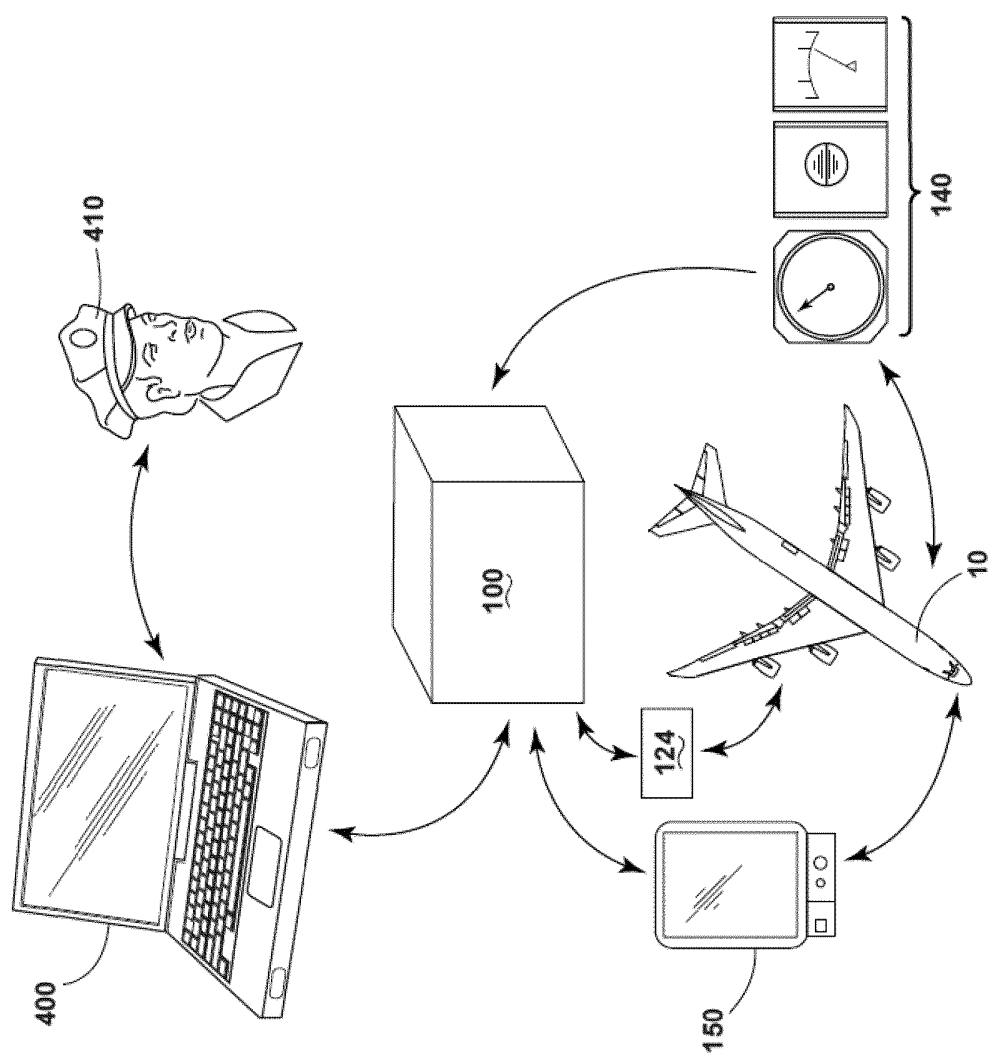


FIG. 2

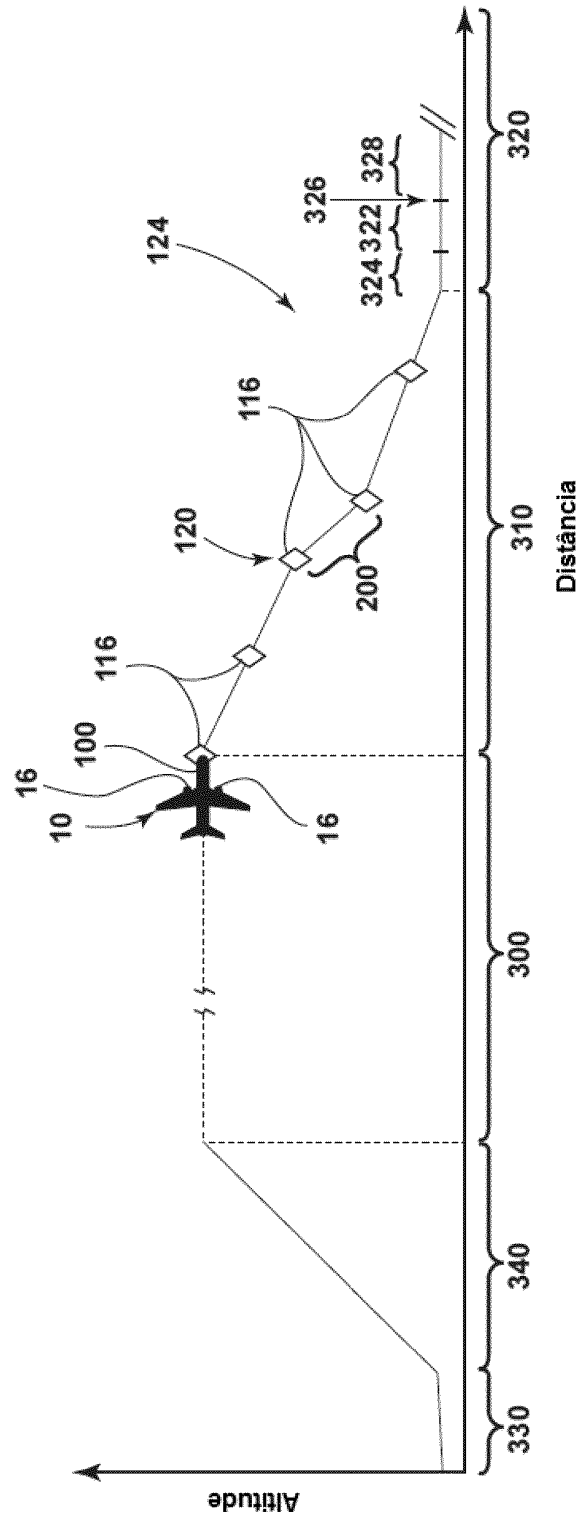


FIG. 3

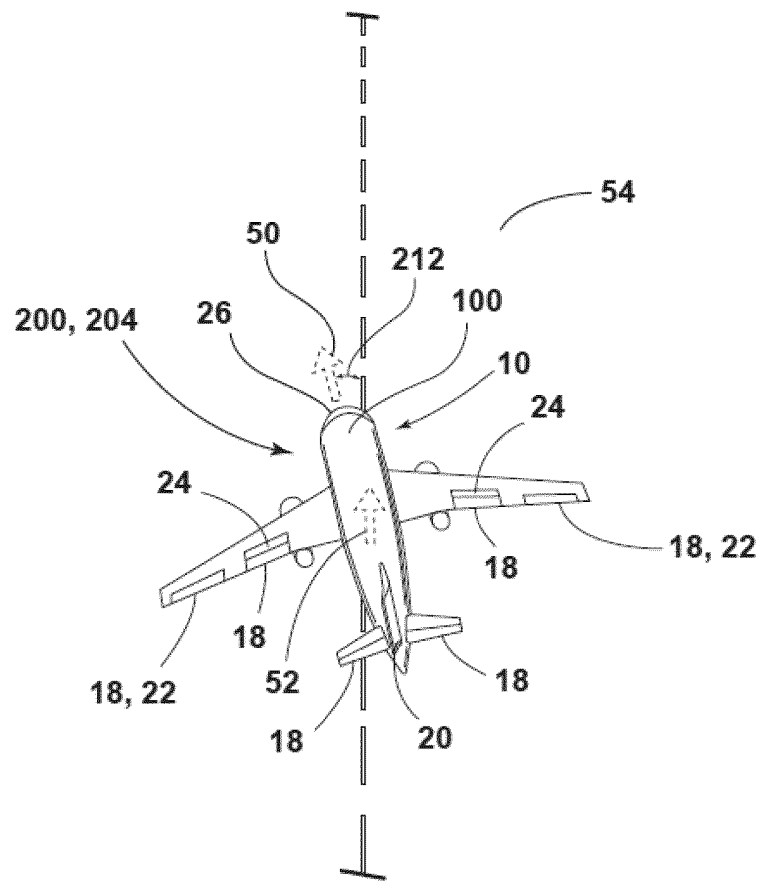


FIG. 4

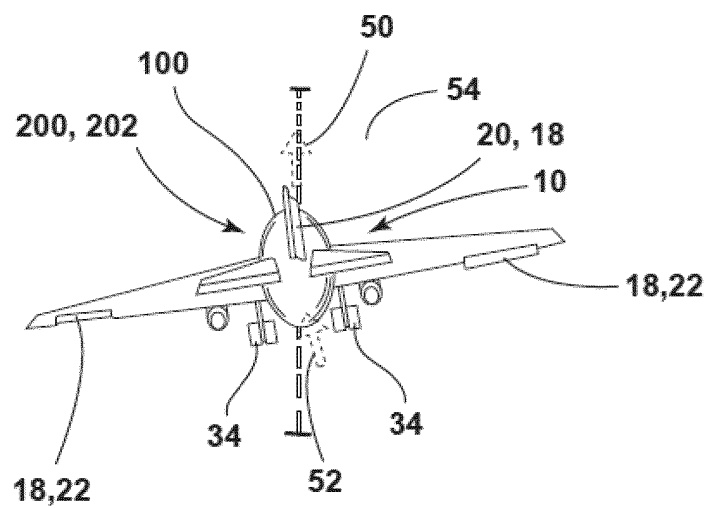


FIG. 5

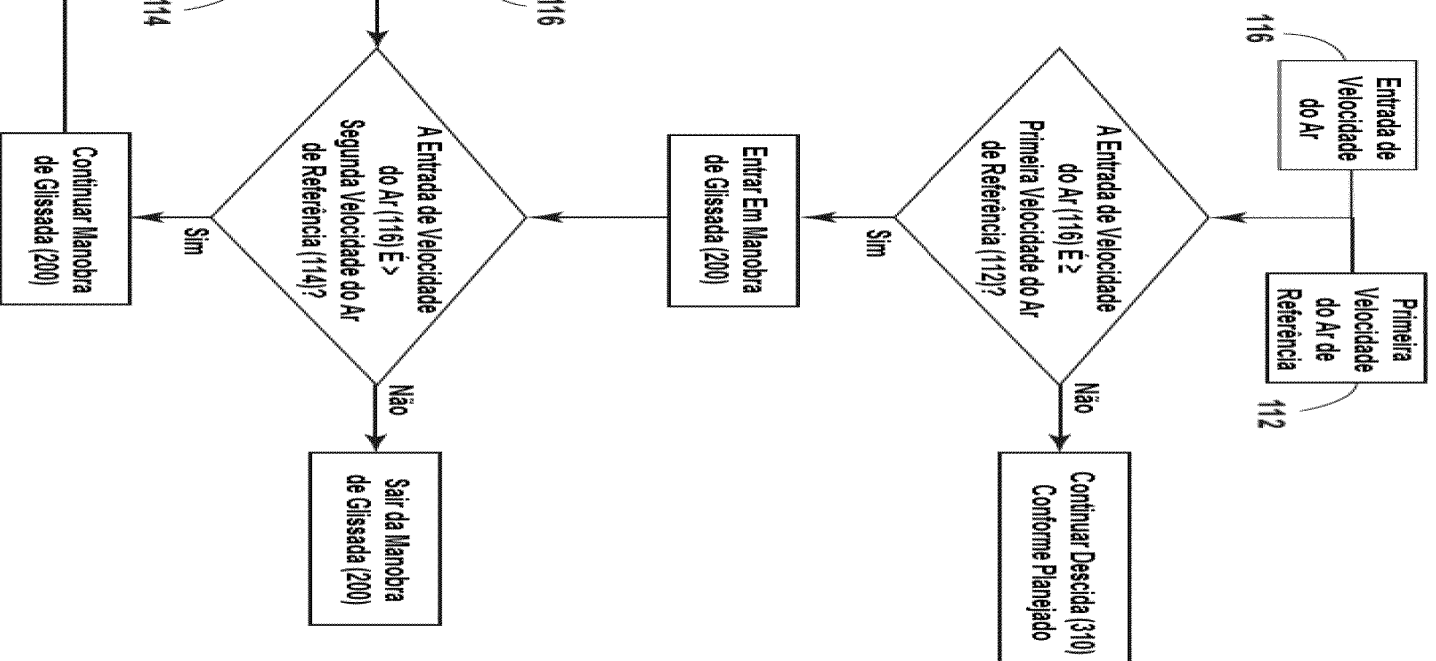


FIG. 6

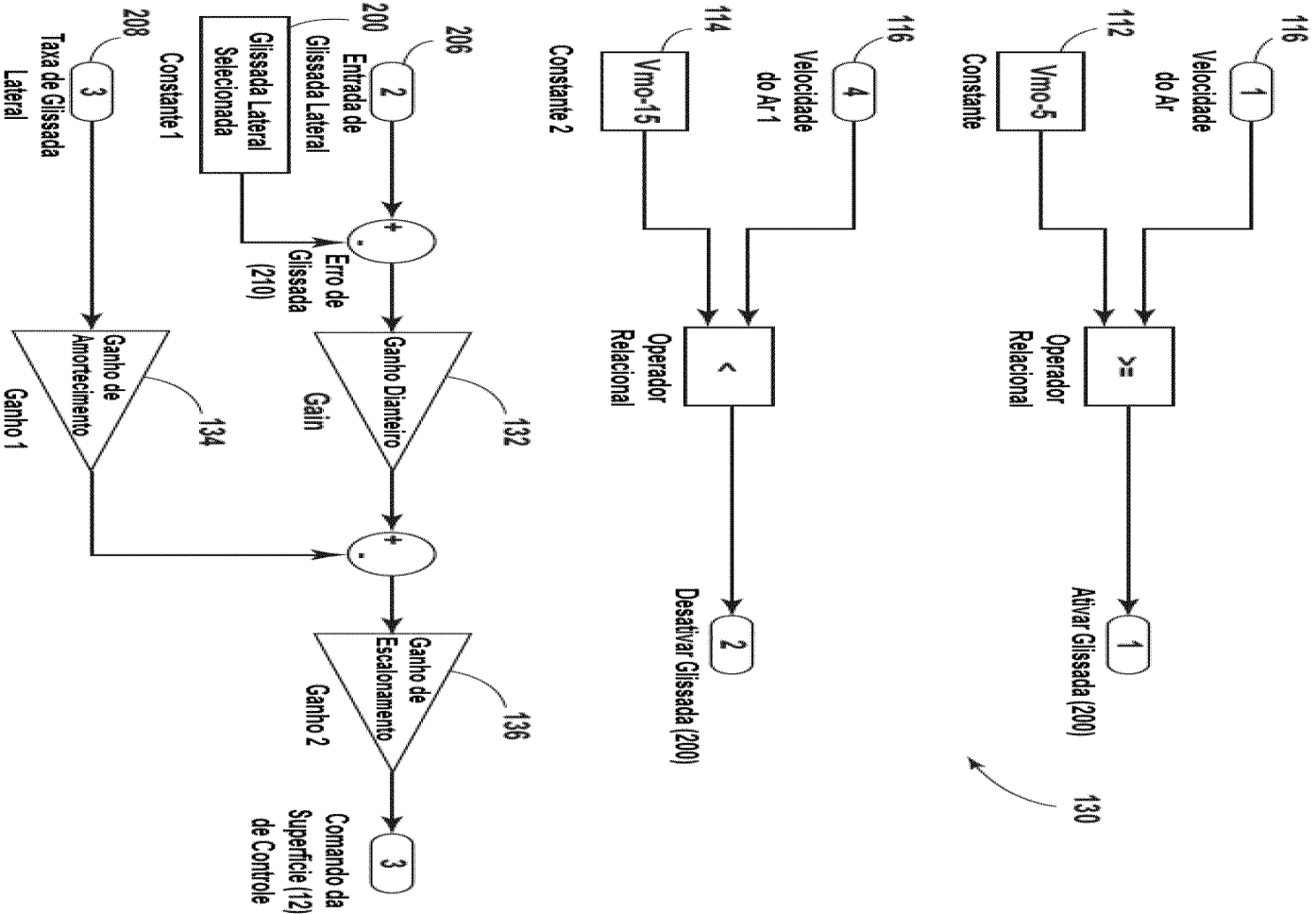


FIG. 7

RESUMO

**“MÉTODO PARA CONTROLAR, AUTOMATICAMENTE, A FASE DE
DESCIDA DE UMA AERONAVE”**

Trata-se de um método para controlar o voo de uma aeronave controlando-se automaticamente a fase de descida de uma aeronave que usa um Sistema de Gerenciamento de Voo e um Sistema de Direção de Voo (FMS & FGS) para controlar a velocidade do ar da aeronave e responder a uma condição de excesso de velocidade.