



República Federativa do Brasil
Ministério da Economia
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) PI 0904274-1 B1



(22) Data do Depósito: 04/11/2009

(45) Data de Concessão: 12/11/2019

(54) Título: GERADOR DE MANOBRA DE EVITAÇÃO PARA UMA AERONAVE

(51) Int.Cl.: G08G 5/04; G01S 13/93.

(30) Prioridade Unionista: 04/11/2008 EP 08 168257.7.

(73) Titular(es): SAAB AB.

(72) Inventor(es): ERIK PETRINI.

(57) Resumo: GERADOR DE MANOBRA DE EVITAÇÃO PARA UMA AERONAVE. A presente invenção refere-se a um método para determinar automaticamente uma manobra de evitação em um sistema de evitação de colisão automático de uma aeronave, o método que compreende as seguintes etapas: determinar um envelope de aceleração cinemática máxima ao determinar uma grande quantidade de pares de aceleração cinemática de ângulo de manobra de evitação ((,)-pares) em um plano de aceleração cinemática, e interpolar os vãos entre os pontos criando, deste modo, uma curva, esta curva é chamada de envelope de aceleração cinemática máxima, a curva também pode ser aproximada por uma expressão analítica; formar um envelope ajustado de aceleração cinemática no dito plano ao formar um novo envelope, o novo envelope em cada ponto se situa mais próximo ou na mesma distância da origem (0,0) que os pontos do envelope de aceleração cinemática máxima e de modo que exista apenas um valor da aceleração cinemática a para um dado ângulo de manobra de evitação ; receber um ângulo de manobra de evitação em que um ângulo de inclinação adequado e uma carga normal adequada devem ser determinados; determinar a magnitude da aceleração cinemática a que corresponde ao envelope (...).

Relatório Descritivo da Patente de Invenção para
"GERADOR DE MANOBRA DE EVITAÇÃO PARA UMA AERONAVE".

Campo da Técnica

[001] A presente invenção refere-se a sistemas de evitação de colisão para controlar a manobra de uma aeronave a fim de evitar uma colisão com um objeto propenso a colidir com a aeronave se a mesma mantiver a rota, altitude e velocidade atuais. Em particular, a invenção se refere a sistemas de evitação de colisão para veículos aéreos que têm capacidade de manobra limitada. Ainda mais particularmente, a invenção se refere a tais sistemas para Veículos Aéreos Não-tripulados (UAVs), e Veículos Aéreos Autônomos (AAVs) que podem tomar decisões por si mesmos sem consultar um piloto na terra, sendo controlados por controle remoto limitado ou nenhum controle remoto.

Antecedentes da Invenção

[002] A aeronave de baixa capacidade de manobra, como UAVs, pode ser remotamente controlada ou voar de forma independente com base nos planos de voo pré-programados ou ter sistemas de automação dinâmica mais complexos. Os UAVs atualmente são usados em inúmeros papéis militares, incluindo reconhecimento e ataque. Eles também são usados em um número pequeno, porém crescente de aplicações civis, tal como combate a incêndios, onde um observador humano pode estar em risco, observação policial de perturbações civis e cenas de crime, e suporte de reconhecimento em desastres naturais. Os UAVs são frequentemente preferidos para missões que são muito "monótonas, sujas ou perigosas" para a aeronave tripulada.

[003] Existe um desejo e requerimento geral de que os UAVs, em particular, UAVs civis, operem de maneira segura e não colidam com outros UAVs ou outra aeronave ou objetos. Portanto, um objetivo da presente invenção é proporcionar um sistema para evitar que o UAV

colida com outro objeto.

[004] Para um sistema de captação e evitação de ameaça de colisão (sistema de captação & evitação) para realizar realmente a porção de evitação, uma aeronave envolvida deve, em algum ponto, efetuar uma manobra de evitação, a fim de sair rapidamente da trajetória que tem um alto risco percebido e/ou calculado de colisão.

[005] Em um caso em que o sistema utiliza a última manobra instantânea, isto é, uma manobra que não é realizada até o último momento para evitar a colisão, tal manobra deve usar a máxima capacidade de manobra segura disponível para a aeronave. Para aeronaves de alto desempenho, geralmente existe desempenho de manobra suficiente disponível para obter curvatura de trajetória suficiente através de uma suposta manobra de rolamento e tração, a fim de sair rapidamente da trajetória que tem um alto risco percebido e/ou calculado de colisão.

[006] Entretanto, para os UAVs contemporâneos, o desempenho de manobra geralmente é muito insatisfatório. Na verdade, as capacidades são comumente mais insatisfatórias do que seria aceitável em uma aeronave tripulada.

[007] Também, para outras aeronaves de desempenho baixo ou médio, tripuladas ou não, o desempenho de manobra é insatisfatório.

[008] Uma das funções de um sistema de captação & evitação consiste em selecionar uma manobra adequada a ser realizada em um caso de colisão potencial. Tal função pode ser realizada por um gerador de manobra. Em alguns tipos existentes de sistema a detecção de manobra é limitada, por exemplo, usando apenas ascensão ou descida pura, porém, tipicamente um sistema de captação e evitação de alto desempenho deve ser capaz de selecionar uma grande quantidade de manobras.

[009] Para uma aeronave de alta capacidade de manobra, um

gerador de manobra pode selecionar a manobra de rolamento de tração, uma vez que esta manobra irá preencher adequadamente os requerimentos acima. Entretanto, para uma aeronave de baixa capacidade de manobra, o gerador de manobra deve operar de alguma outra maneira.

[0010] O documento US 2007/0210953 descreve um sistema e método de captação e evitação de colisão de aeronave para UAVs. O sistema compreende, entre outras coisas, um sensor de imagem conectado a uma unidade de detecção de alvo adicionalmente conectada a uma unidade de avaliação de ameaça para avaliar a ameaça de um alvo detectado na imagem proporcionada pelo sensor através da unidade de detecção de alvo. Uma unidade de manobra de evitação conectada à unidade de avaliação de ameaça proporciona controle e guia de voo com uma manobra para evitar qualquer ameaça de colisão identificada.

[0011] O documento US 6.510.388 descreve um sistema e um método para evitação de colisão entre veículos, sendo que uma possível trajetória de manobra de evitação para o respectivo veículo é calculada e comparada com as trajetórias de manobra de evitação calculadas para os outros veículos para controlar se a trajetória de manobra de evitação do veículo a cada momento durante seu lapso calculado se situa em uma distância mínima estipulada ou predeterminada a partir das trajetórias de manobra de evitação dos outros veículos. Ademais, descreve-se um método para obtenção de direções de manobra de evitação adequadas para duas aeronaves, cada uma dotada com o sistema e um link de comunicações entre as mesmas.

Sumário da Invenção

[0012] De acordo com um primeiro aspecto, proporcionou-se um método para determinar automaticamente uma manobra de evitação em um sistema de evitação de colisão automático de uma aeronave, o

método que compreende as seguintes etapas de:

- determinar um envelope de aceleração cinemática máxima através de inúmeros ângulos de manobra de evitação que determinam um número correspondente de acelerações cinemáticas correspondentes em um plano de aceleração cinemática, que define por meio disto inúmeros pontos, e que interpola os vãos entre os pontos criando, deste modo, o envelope de aceleração cinemática máxima;

- formar um envelope de aceleração cinemática ajustado no dito plano formando-se um novo envelope, o novo envelope em cada ponto se situa mais próximo ou na mesma distância da origem, como os pontos do envelope de aceleração cinemática máxima e, de modo que, para um determinado ângulo de manobra de evitação, exista um valor da aceleração cinemática;

- receber um ângulo de manobra de evitação desejado;

- determinar a magnitude da aceleração cinemática que corresponde ao envelope de aceleração cinemática ajustado para o ângulo de manobra de evitação, ao ler a curva de envelope ajustada;

- determinar a carga normal (n_z), e o ângulo de inclinação (Φ) com base na aceleração cinemática (a), e o ângulo de manobra de evitação (ϵ);

[0013] O envelope de aceleração cinemática máxima pode ser aproximado através de uma expressão analítica.

[0014] O envelope de aceleração cinemática ajustado pode ser aproximado através de uma expressão analítica, e em que a aceleração cinemática (a) é calculada usando-se a dita expressão analítica.

[0015] A carga normal pode ser determinada como uma expressão de raiz quadrada.

[0016] O ângulo de inclinação pode ser determinado como a função arco-seno de uma expressão. A carga normal (n_z) pode ser determinada como

$$n_z = \sqrt{a^2 + 2ag \cos \varepsilon \cos \theta + g^2 \cos^2 \theta}$$

O ângulo de inclinação pode ser determinado como

$$\phi = \arccos \left(\frac{a \sin \varepsilon}{n_z} \right)$$

[0017] De acordo com um segundo aspecto, proporcionou-se um método capaz de realizar automaticamente uma manobra de evitação de colisão para selecionar as duas cargas normais de parâmetros de manobra de evitação de colisão, e o ângulo de inclinação, o método que compreende as seguintes etapas de:

- receber um ângulo de manobra de evitação desejado ε como um ângulo em um plano de aceleração cinemática

- calcular um primeiro ponto de transição como o ângulo de manobra de evitação absoluto acima do qual pode ser mais eficiente para a aeronave efetuar uma manobra no ângulo de inclinação máximo e usar uma certa carga normal para atingir o ângulo de manobra de evitação desejado, para realizar uma manobra de evitação com tanta curvatura quanto possível, dadas as restrições da aeronave em questão, a fim de sair rapidamente de uma trajetória que tem grande risco de colisão.

- calcular um segundo ponto de transição como o ângulo de manobra de evitação absoluto acima do qual pode ser mais eficiente para a aeronave efetuar uma manobra na carga normal mínima e usar um certo ângulo de inclinação para atingir o ângulo de manobra de evitação desejado, para realizar uma manobra de evitação com tanta curvatura quanto possível, dadas as restrições da aeronave em questão, a fim de sair rapidamente de uma trajetória que tem grande risco de colisão;

- comparar o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε com os valores do primeiro ponto de transição ε_{t1} e o segundo ponto de transição ε_{t2}

- atuar de acordo com um dos seguintes casos

[0018] Caso 1: Se o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado for maior que zero, porém, menor que o valor do primeiro ponto de transição, então, os parâmetros sugeridos para uma manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

- a carga normal é ajustada na carga normal máxima,
- o ângulo de inclinação é ajustado em um valor que pode criar o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com a carga normal sugerida

[0019] Caso 2: Se o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε for maior que o valor do primeiro ponto de transição, porém, menor que o valor do segundo ponto de transição, então, os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

- a carga normal é ajustada em um valor, que pode criar o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com o ângulo de inclinação sugerido;
- o ângulo de inclinação é ajustado no ângulo de inclinação máximo permitido;

[0020] Caso 3: Se o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado for maior que o valor do segundo ponto de transição, então, os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação de colisão são ajustados da seguinte maneira:

- a carga normal é ajustada na carga normal mínima
- o ângulo de inclinação é ajustado em um valor, que pode criar o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com a carga normal sugerida.

[0021] Ademais, proporcionou-se um sistema de captação e evitação para um veículo aéreo não-tripulado que compreende um gerador de parâmetro de manobra de evitação que realiza as etapas do

primeiro aspecto acima.

[0022] Proporcionou-se adicionalmente um sistema de captação e evitação para um veículo aéreo tripulado que compreende um gerador de parâmetro de manobra de evitação que realiza as etapas do primeiro aspecto acima.

[0023] Finalmente, proporcionou-se um gerador de parâmetro de manobra de evitação que realiza as etapas do primeiro aspecto acima.

[0024] De acordo com um aspecto final, proporcionou-se um sistema de captação e evitação e um gerador de parâmetro de manobra de evitação que realizam as etapas do segundo aspecto acima.

Breve Descrição dos Desenhos

[0025] As modalidades preferidas da invenção são descritas abaixo com o auxílio dos desenhos em anexo, em que:

a Figura 1a é um diagrama que define um sistema coordenado e um plano de aceleração cinemática no qual um ângulo de manobra de evitação desejado é definido.

a Figura 1b é uma representação gráfica de uma cascata de ângulos de manobra de evitação no plano de aceleração cinemática da Figura 1a.

a Figura 2 é um diagrama em bloco de um sistema de evitação de colisão.

a Figura 3 é um fluxograma de um método útil para selecionar uma manobra de evitação.

a Figura 4 é um gerador de parâmetro de manobra com entrada e saídas.

[0026] A Figura 5 mostra um envelope de vetor de aceleração cinemática máxima e ajustada.

[0027] As Figuras 6, 7 e 8 mostram três casos de um diagrama de aceleração cinemática em que uma área é delimitada entre os dois envelopes de aceleração cinemática.

Descrição Detalhada

[0028] O propósito da invenção consiste em proporcionar um método e um sistema para selecionar uma manobra de evitação de colisão efetiva para uma aeronave, a dita aeronave pode ser um veículo com força propulsora limitada e capacidade de manobra limitada (limitada, por exemplo, tal para a magnitude de ângulos de rolamento) que, por sua vez, tornam a seleção de manobra de evitação mais difícil. Deste modo, um propósito mais particular da presente invenção consiste em proporcionar um gerador de manobra de evitação de colisão efetivo para um UAV com força propulsora fortemente limitada e capacidade de manobra limitada.

[0029] Para maximizar o desempenho do sistema de captação & evitação, o inventor descobriu que as manobras selecionadas devem possuir as seguintes qualidades:

- usar as capacidades de manobras físicas seguras máximas ou próximas à máxima.

- cobrir a faixa total de possíveis direções de manobra, isto é, todas as direções de "rolamento".

- apresentar uma alteração gradual na eficácia entre as direções de manobra adjacentes para criar boas condições para uma rotina de otimização de manobra que opera sem problemas.

[0030] Para o propósito do presente pedido uma "aeronave de baixa capacidade de manobra" significa uma aeronave que tem um ângulo de rolamento limitado, isto é, uma aeronave que não é capaz de girar 360 graus, porém, em vez disso, é capaz de girar menos que 180 graus para a direita e menos que 180 graus para a esquerda. Esta categoria de aeronave pertence à maioria dos UAVs, mas, também, à maioria das aeronaves de passageiros.

Terminologia e Definições

[0031] A seguir, para os propósitos do presente pedido, as frases

"manobra de evitação de colisão", "manobra de evitação", "manobra evasiva" e "manobra de fuga" são usadas de forma sinônima. Então, são seus derivados correspondentes. As frases "envelope de vetor de aceleração cinemática máxima", "envelope de aceleração cinemática máxima" e "envelope máximo" são usados de forma sinônima.

[0032] Os seguintes símbolos são usados para denotar certos parâmetros.

Símbolo Parâmetro

ε (épsilon) Ângulo de manobra de evitação (AMA) $-\pi \leq \varepsilon \leq \pi$, isto é $-180^\circ \leq \varepsilon \leq 180^\circ$

ε_{t1} Ângulo de manobra de evitação no primeiro ponto de transição

ε_{t2} Ângulo de manobra de evitação no segundo ponto de transição

$|\varepsilon|$ Valor absoluto de ângulo de manobra de evitação

$\Phi(fi)$ Ângulo de inclinação

Φ_{max} Ângulo de inclinação máximo permitido

$\theta(teta)$ ângulo de passo (ângulo entre o eixo geométrico longitudinal da aeronave e a dita projeção de eixo geométrico sobre o plano terrestre).

a carga

g magnitude da aceleração gravitacional da terra

n_z carga normal (coordenadas de aeronave fixas)

$n_{z, \min}$ carga normal mínima

$n_{z, \max}$ carga normal máxima

[0033] Nota-se que os termos de limitação (máximo, mínimo) se referem à mesma aeronave particular em questão. A invenção irá funcionar em qualquer aeronave, desde que os parâmetros máximos e mínimos sejam usados nos cálculos.

[0034] Agora, com referência à Figura 1a, e com a finalidade de

descrever uma manobra de evitação desejada, um plano de aceleração cinemática é definido, o termo mais curto "plano de aceleração" pode ser usado a seguir. O plano de aceleração permite representar graficamente a capacidade de manobra da aeronave para o propósito de manobra de evitação. Nesta representação, também se ignora de maneira implícita a capacidade de manobra ao reduzir ou aumentar a investida simplificando, deste modo, a tarefa de criar algoritmos de manobra. O plano de aceleração é definido da seguinte maneira, vide também Figura 1a:

[0035] O plano de aceleração normal (eixo Z) se encontra ao longo do vetor de velocidade atual da aeronave. (Ou seja, no papel da Figura 1a).

[0036] O eixo Y do plano de aceleração é paralelo ao plano terrestre local, e de modo que o plano de aceleração X-eixo se aponte longe da terra quando segue a regra da mão direita. Para uma aeronave em direção reta ascendente ou descendente, o eixo Y é escolhido paralelo ao eixo Y do corpo para evitar um estado indefinido.

[0037] Em um diagrama de plano de aceleração, o estado que continua a trajetória atual é encontrado na origem do plano de aceleração. A arfagem da aeronave para cima é representada ao longo do eixo X, usando uma unidade de aceleração para a magnitude (por exemplo, m/s^2 ou g:s). A produção de um giro coordenado à direita é representada ao longo do eixo Y. As combinações de giro e arfagem/descida podem, então, ser representadas no gráfico de plano de aceleração.

[0038] No plano de aceleração também se define um ângulo de manobra de evitação (AMA) denotado pela letra grega ε (épsilon) como o ângulo ao redor do eixo Z, contado no sentido horário a partir do eixo X, em que se considera uma manobra de evitação. O Ângulo de manobra de evitação é proporcionado a partir de outra unidade do

sistema de captação & evitação até o gerador de manobra. Tal unidade pode funcionar adequadamente conforme descrito no documento US 6.510.388 com ou sem as seguintes modificações:

no documento se descreve como obter direções de manobra de evitação adequadas para duas aeronaves, cada uma dotada do sistema, e com um link de comunicações entre as mesmas. Isto pode ser feito ao minimizar a função

$$F = \text{soma}(1/(||C_i - C_j||)) \text{ através de } i \text{ e } j, i \neq j$$

[0039] Em que C é o ponto de conclusão (também, o ponto mais próximo de abordagem) da trajetória de manobra de evitação Tr_i para o veículo "i" com relação à trajetória de manobra (evitação) Tr_j para o veículo j . A função f é, conseqüentemente, a soma da distância invertida entre os pontos de conclusão C_i , C_j das trajetórias de manobra de evitação Tr_i , Tr_j de todos os veículos. No caso de uma operação não cooperativa, onde a seleção de manobra de outra aeronave não é conhecida, a Tr de outra aeronave é selecionada como uma linha reta no espaço ao longo do tempo. O veículo também pode ser um objeto fixo ou que se move lentamente, tal como um balão estacionário, parapente, balão móvel, para-quedas, helicóptero, ou similares. Para um objeto estacionário, Tr é um ponto no espaço ao longo do tempo.

[0040] Um conjunto que compreende as direções de manobra de evitação D_i por aeronave participante, então, é calculado em que a função resultante f é mínima. Devido às restrições de cálculo, pode ser requerido e suficiente adotar um número finito de variações de D_i para cada aeronave e escolher a respectiva D_i s para o qual f é minimizado. Para o caso não cooperativo apenas a própria D_i é calculada, uma vez que se presume que todos os outros objetos estejam em uma trajetória reta.

[0041] O sistema pode ser facilmente expandido para o caso não-cooperativo para usar trajetórias diferentes da reta, supondo que esta informação possa ser obtida a partir de algum sensor ou outra fonte de

informação.

Manobras Possíveis

[0042] Considerando uma aeronave que é limitada por um ângulo de inclinação máximo e uma carga normal máxima e uma mínima, existem três manobras limite que podem ser realizadas. (Neste contexto uma manobra limite é uma manobra que leva a aeronave a um ou mais de seus limites)

- uma manobra em carga normal máxima, com um ângulo de inclinação variado.
- uma manobra em ângulo de inclinação máximo, com uma carga normal variada.
- uma manobra em carga normal mínima, com um ângulo de inclinação variado.

[0043] A combinação destas três manobras limite permite que uma revolução completa de ângulos de manobra de evitação ε seja obtida através do procedimento descrito abaixo.

[0044] Supõe-se que a carga normal mínima é maior que 0 e que o ângulo de inclinação máximo é menor que 90 graus.

A) Como determinar que tipo de manobra utilizar.

[0045] A Figura 1b mostra uma representação gráfica de uma cascata de ângulos de manobra de evitação (AMAS) ε no plano de aceleração cinemática e possível para uma manobra à direita, $0 \leq \varepsilon < 180$ graus. Uma Figura correspondente pode ser desenhada para manobras à esquerda, $0 > \varepsilon > -180$. Entretanto, para propósitos descritivos, apenas o caso à direita será estudado. Supõe-se que um ângulo de manobra de evitação desejado ε já foi determinado, por exemplo, conforme descrito acima no documento US 6.510.388. De acordo com a invenção, para um ângulo de manobra de evitação zero ε , uma manobra de carga normal máxima será selecionada com o ângulo de inclinação zero. Para um ângulo de manobra de evitação

baixo ε maior que zero, uma manobra de carga normal máxima será selecionada, com um ângulo de inclinação que fornece o AMA ε desejado. Para o AMAS ε , à medida que o ângulo aumenta, irá existir um primeiro ponto de transição situado onde o ângulo de inclinação máximo é alcançado e a carga normal selecionada pelo sistema irá transitar a partir de máxima para não ser máxima, porém, reduzido, mais para AMAS maiores. À medida que o AMA aumenta adicionalmente, outro ponto de transição é encontrado, em que no ponto a carga normal ficará em seu mínimo, e o ângulo de inclinação selecionado será variado de volta a zero.

[0046] Os pontos de transição são determinados por:

$$\varepsilon_{t1} = \arctan_2 (n_{z,max} \text{ sen } \phi_{max}, n_{z,Max} \cos \phi_{max} - g \cos \theta)$$

$$\varepsilon_{t2} = \arctan_2 (n_{z,min} \text{ sen } \phi_{min}, n_{z,Min} \cos \phi_{max} - g \cos \theta)$$

[0047] Entende-se a partir da fórmula que um ponto de transição é expresso como um ângulo. O primeiro ponto de transição ε_{t1} é o ponto (ângulo) que corresponde a um caso em que o ângulo de inclinação máximo e carga normal máxima sob o ângulo de passo atual (e velocidade) são adotados. O ângulo ε_{t1} pode ser determinado como os dois arcos tangentes (atan2), em que os dois argumentos de entrada para a função atan2 são:

- argumento 1: um termo expresso como carga normal máxima $n_{z,max}$ multiplicada pelo seno do ângulo de inclinação máximo Φ_{max}

- argumento 2: um termo expresso como a diferença entre a carga normal máxima $a_{z,max}$ multiplicada pelo cosseno do ângulo de inclinação máximo Φ_{max} e o valor da gravidade da terra multiplicada pelo cosseno do ângulo de passo atual θ .

[0048] O segundo ponto de transição ε_{t2} é o ângulo que corresponde a uma carga normal mínima e um ângulo de inclinação máximo. O ângulo ε_{t2} pode ser determinado como os dois arcos

tangentes (atan2), em que os dois argumentos de entrada para a função atan2 são:

- argumento 1: um termo expresso como a carga normal mínima $n_{z,\min}$ multiplicada pelo seno do ângulo de inclinação máximo $\Phi_{\max}$

- argumento 2: um termo expresso como a diferença entre o produto de carga normal mínima $a_{z,\min}$ multiplicada pelo cosseno do ângulo de inclinação máximo $\Phi_{\max}$ e o produto do valor da gravidade da terra multiplicado pelo cosseno do ângulo de passo atual θ .

$|\varepsilon| \leq \varepsilon_{t1}$, manobra que usa a carga normal máxima, varia o ângulo de inclinação.

$\varepsilon_{t1} < |\varepsilon| \leq \varepsilon_{t2}$, manobra que usa o ângulo de inclinação máximo, varia a carga normal

$\varepsilon_{t2} < |\varepsilon|$, manobra que usa a carga normal mínima, varia o ângulo de inclinação.

B) Encontrar a magnitude do parâmetro para variação

[0049] Para cada ângulo de manobra de evitação ε existe uma aceleração cinemática máxima implícita a que pode ser obtida, dado o ângulo de inclinação máximo de limitação, carga normal mínima e carga normal máxima. A aceleração cinemática a que corresponde a um ângulo de manobra de evitação particular ε pode ser determinada por cálculo, onde se leva em consideração as características do modelo de aeronave em questão, ou através da simulação adequada, ou uma combinação destas.

[0050] Quando a aceleração cinemática é determinada ou um número representativo de ângulos de manobra de evitação, um envelope de aceleração cinética máxima pode ser formulado no plano de aceleração cinemática usando o ângulo de manobra de evitação e a aceleração cinemática, respectivamente, como coordenadas polares para os pontos no dito envelope. O vão entre os pontos pode ser

interpolado.

[0051] Quando manobra de acordo com a carga normal máxima, o método de ângulo de inclinação máximo ou carga normal mínima delineado acima, o ângulo de inclinação e a carga normal podem ser obtidos sob a forma fechada sem calcular explicitamente a aceleração cinemática resultante. A seguir, como calcular estes parâmetros.

No caso de carga normal máxima:

$$|\varepsilon| \leq \varepsilon_{t1}$$

$$\phi = \varepsilon - \arcsin(g \cos \theta \sin \varepsilon / n_z) \quad (I)$$

$$n_z = n_{z,max}$$

[0052] Neste caso, o ângulo de inclinação Φ é determinado como a diferença entre o ângulo de manobra de evitação ε e uma expressão que leva em consideração o efeito da força g . Em particular, o ângulo de inclinação pode ser determinado como a diferença entre o ângulo de manobra de evitação e um termo constituído a partir do arco-seno do produto formado multiplicando-se g pelo cosseno do ângulo de passo atual adicionalmente multiplicado pelo seno do ângulo de manobra de evitação ε , dividido pela carga normal.

[0053] A carga normal n_z é determinada como a carga normal máxima para o modelo de aeronave em questão.

[0054] Também pode ser vantajoso determinar os parâmetros, tais como a carga normal máxima, o ângulo de inclinação máximo etc., levando em consideração não apenas a situação para o modelo de aeronave em questão, porém, a situação para a aeronave individual particular em questão e durante a situação da missão particular.

[0055] No caso de ângulo de inclinação máximo

$$\varepsilon_{t1} < |\varepsilon| \leq \varepsilon_{t2}$$

$$\phi = \text{sgn}(\varepsilon)\phi_{\max}$$

$$n_z = \frac{g \cos \theta \sin \varepsilon}{\sin \varepsilon \cos \phi - \cos \varepsilon \sin \phi} = \frac{g \cos \theta \sin \varepsilon}{\sin (\varepsilon - \phi)} \quad (II)$$

[0056] No caso de carga normal mínima

$$\varepsilon_{t2} < |\varepsilon|$$

$$\phi = \varepsilon - \operatorname{sgn}(\varepsilon)\pi + \arcsin(g \cos \theta \sin \varepsilon / n_z)$$

$n_z = n_{z,\min}$. A definição das duas funções de argumento $\arctan2$, também conhecidas como "atan2", é aquela convencional, bem conhecida na técnica, que pode ser encontrada em qualquer livro de ciência da computação ou manual de programação abrangente. Outras funções mencionadas também são convencionalmente definidas.

[0057] A Figura 2 mostra um diagrama em bloco de um sistema de captação e evitação 200, de acordo com a invenção, tal sistema compreende as seguintes unidades:

- uma interface S&A 210 para fazer interface com os sensores de captação e evitação, tais como, por exemplo, radar, câmera(s) de TV, câmera(s) de infravermelho, transponder(s) e para proporcionar dados de captação e evitação para uma unidade de algoritmo de evitação de colisão 220;

- uma unidade de algoritmo de evitação de colisão 220 para calcular, com base nos dados de captação e evitação, uma manobra sugerida, isto é, um ângulo de manobra de evitação ε ;

- um gerador de parâmetro de manobra 230 para determinar os parâmetros de manobra, isto é, para determinar um ângulo de inclinação e uma carga normal, com base no dito ângulo de manobra de evitação ε ;

- uma unidade de modelo de voo de aeronave 240 para determinar, com base nos parâmetros de manobra e nos dados de sensor de aeronave a partir dos sensores de aeronave (velocidade, posição, etc.), uma trajetória prevista (cf "Tr" acima) da aeronave para a distribuição adicional na unidade de algoritmo de evitação de colisão 220;

- uma unidade de interface de sensores de aeronave 250

para fazer interface com os sensores de aeronave e proporcionar dados de sensor de aeronave para a unidade de modelo de voo de aeronave 240;

- uma unidade de interface de atuador de aeronave 260 para receber os parâmetros de comando de manobra determinados pela unidade de algoritmo de evitação de colisão 220, com base nos dados de trajetória previstos a partir da unidade de modelo de voo de aeronave 240 até a unidade de algoritmo de evitação de colisão 220, e para fazer interface com os atuadores de aeronave (UAV).

Gerador de parâmetro de manobra de evitação

[0058] Proporciona-se um gerador de parâmetro de manobra de evitação 230, 430. O gerador de parâmetro de manobra evitação realiza um método, de acordo com a invenção, para determinar os parâmetros de manobra (ângulo de inclinação, carga normal) com base em um ângulo de fuga desejado = ângulo de manobra de evitação desejado ε , conforme definido acima, no seguinte DAMA denotado. A entrada para o gerador de parâmetro de manobra de evitação 230, 430, deste modo, é um primeiro valor que representa um ângulo de manobra de evitação ε . A saída do gerador de parâmetro de manobra de evitação 230, 430, deste modo, é tanto um segundo valor que representa uma carga normal n_z , como um terceiro valor que representa um ângulo de inclinação Φ , vide Figura 4. O método pode ser realizado usando software ou hardware de computador, conforme é conhecido na técnica.

[0059] Com referência à Figura 3, um método de acordo com a invenção pode compreender as seguintes etapas:

- Receber 310a o ângulo de manobra de evitação desejado ε que representa um ângulo em um plano de aceleração, conforme definido acima;

- Calcular 320 um primeiro ponto de transição ε_{t1} como o ângulo de manobra de evitação absoluto acima do qual pode ser mais

eficiente para a aeronave efetuar uma manobra no ângulo de inclinação máximo e usar uma certa carga normal para atingir o ângulo de manobra de evitação desejado ε , para realizar uma manobra de evitação com tanta curvatura quanto possível, dadas as restrições da aeronave em questão, a fim de sair rapidamente de uma trajetória que tem grande risco de colisão.

- Calcular 330 um segundo ponto de transição ε_{t2} como o ângulo de manobra de evitação absoluto acima do qual é mais eficiente para a aeronave efetuar uma manobra na carga normal mínima e usar um certo ângulo de inclinação para atingir o ângulo de manobra de evitação ε ; para realizar uma manobra de evitação com tanta curvatura quanto possível, dadas as restrições da aeronave em questão, a fim de sair rapidamente de uma trajetória que tem grande risco de colisão.

- Comparar 340 o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε com os valores do primeiro ponto de transição ε_{t1} e o segundo ponto de transição ε_{t2}

- Atuar de acordo com os seguintes casos

[0060] Caso 1: Se 350 o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε for maior que zero, porém, menor que o valor do ponto de transição ε_{t1} , então, os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

- a carga normal é ajustada na carga normal máxima $n_{Z, \max}$

- o ângulo de inclinação Φ é ajustado em um valor de acordo com a expressão (1) acima, que pode criar o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com a carga normal sugerida

[0061] Caso 2: Se 360 o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε for maior que o valor do primeiro ponto de transição ε_{t1} , porém, menor que o valor do segundo ponto de transição ε_{t2} , então, os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

a carga normal é ajustada em um valor de acordo com a expressão (II) acima, que pode criar o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com o ângulo de inclinação sugerido Φ ;

- o ângulo de inclinação Φ é ajustado no ângulo de inclinação máximo permitido;

[0062] Caso 3: Se 370 o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε for maior que o valor do segundo ponto de transição ε_{t2} , então os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

- a carga normal é ajustada na carga normal mínima $n_{z,min}$;
- o ângulo de inclinação Φ é ajustado em um valor de acordo com a expressão (1) acima, que pode criar o ângulo de manobra de evitação desejado ε quando executado junto com a carga normal sugerida.

Menos que manobra completa

[0063] Algumas vezes, pode ser vantajoso não usar as capacidades de manobra completa da aeronave em questão. Uma razão conhecida para isto consiste no fato de que um otimizador ou função de otimização de um seletor de manobra de evitação de colisão pode precisar de uma função de trabalho mais suave que aquela proporcionada pelo método mencionado acima, de outro modo, um ângulo de manobra de evitação subótimo pode ser eventualmente escolhido. Também pode existir uma necessidade de otimizar o envelope de manobra para proporcionar uma inclinação em direção a um tipo desejado de manobras de evitação.

[0064] Entretanto, uma vez que o método mencionado acima foi usado para determinar um envelope de aceleração cinemática máxima no plano de aceleração cinemática, este envelope, então, pode ser ajustado em qualquer formato de envelope geral que cumpra os requerimentos; deve existir apenas uma magnitude da aceleração

cinemática a para um dado ângulo de manobra de evitação ε e tal envelope ajustado descrito deve se situar dentro do envelope máximo formado pelo método mencionado acima. Um envelope ajustado pode ser uma função analítica ou uma função tabulada. A seleção do envelope pode ser manual ou pode ser otimizada por meio automatizado, tal como, por exemplo, variação de parâmetro que usa um método de declive máximo.

[0065] A Figura 5 mostra tal envelope ajustado 520 que é formado ao definir uma elipse que se situa dentro do envelope máximo 510. Novamente, apenas o lado direito do plano de aceleração é ilustrado. Este envelope exemplificativo, deste modo, é descrito pela fórmula de elipse:

$$X = A \cos \varepsilon + h$$

$$Y = B \sin \varepsilon + k$$

[0066] Em que A e B são as magnitudes de metade do eixo geométrico e h e k são desvios da elipse de focos. Na Figura 5 os valores exemplificativos para ilustração são selecionados como:

$$A = 0,5 \text{ g}$$

$$B = 1,1 \text{ g}$$

$$h = -0,1 \text{ g}$$

$$k = 0,0 \text{ g}$$

[0067] Após tal envelope ter sido definido, os parâmetros de manobra, de acordo com o que foi dito acima, é selecionado ao determinar a magnitude da aceleração cinemática a no envelope definido para um dado ângulo de manobra de evitação ε

[0068] No caso exemplificativo do envelope de elipse a magnitude, então, é descrita por:

$$a = \sqrt{(A \cos \varepsilon + h)^2 + (B \sin \varepsilon + k)^2}$$

[0069] Após a magnitude da aceleração cinemática a ter sido determinada, os parâmetros de manobra podem ser determinados

independente do formato do envelope através das etapas:

$$n_z = \sqrt{a^2 + 2ag \cos \varepsilon \cos \theta + g^2 \cos^2 \theta}$$

$$\phi = \arccos \left(\frac{a \sin \varepsilon}{n_z} \right)$$

Outros casos de manobra (limite) menos que completa

[0070] Um envelope ajustado de aceleração cinemática pode ser criado no plano de aceleração cinemática ao formar um novo envelope, o novo envelope em cada ponto se situa mais próximo ou na mesma distância da origem (0,0) que os pontos do envelope de aceleração cinemática máxima e, de modo que exista apenas um valor da aceleração cinemática a para um dado ângulo de manobra de evitação ε . Nas Figuras 6, 7 e 8 são mostrados exemplos de áreas dentro do plano de aceleração cinemática, em que é adequado, de acordo com a invenção, situar tal envelope ajustado de aceleração cinemática.

[0071] A Figura 6 mostra um diagrama de aceleração cinemática, em que uma área 630 entre o envelope de aceleração cinemática máxima 610 e um envelope de aceleração cinemática ajustado circular 620 é delimitada. Os métodos de determinação de boa manobra de evitação, de acordo com a presente invenção, são obtidos ao localizar o envelope de aceleração cinemática para selecionar a aceleração cinemática, e a carga normal associada a isto e o ângulo de inclinação na área limitada por duas curvas de limite.

[0072] A Figura 7 mostra um diagrama de aceleração cinemática, em que uma área 730 entre o envelope de aceleração cinemática máxima 710 e um envelope de aceleração cinemática ajustado elíptico 720 é delimitada. Os métodos de determinação de manobra de evitação de alto desempenho, de acordo com a presente invenção, são obtidos ao localizar o envelope de aceleração cinemática para selecionar a aceleração cinemática, e a carga normal associada a isto e o ângulo de inclinação na área limitada por duas curvas de limite.

[0073] A Figura 8 mostra um diagrama de aceleração cinemática,

em que uma área 830 é delimitada entre o envelope de aceleração cinemática máxima 810 e um envelope ajustado de aceleração cinemática em formato similar 820 constituído por 5 a 10 por cento da versão reduzida do envelope de aceleração cinemática máxima 810. Os métodos de determinação de manobra de evitação de alto desempenho, de acordo com a presente invenção, também podem ser obtidos ao localizar o envelope de aceleração cinemática para seleccionar a aceleração cinemática, e a carga normal associada a isto e o ângulo de inclinação na área limitada por duas curvas de limite.

REIVINDICAÇÕES

1. Método para determinar automaticamente uma manobra de evitação em um sistema de evitação de colisão automático de uma aeronave, caracterizado pelo fato de compreender as seguintes etapas:

determinar um envelope de aceleração cinemática máxima, para um número de ângulos de manobra de evitação, que determinam um número correspondente de acelerações cinemáticas correspondentes em um plano de aceleração cinemática, que define por meio disto um número de pontos, e que interpola os vãos entre os pontos criando, deste modo, o envelope de aceleração cinemática máxima (510, 610, 810);

formar um envelope ajustado de aceleração cinemática (520, 620, 820) no dito plano ao formar um novo envelope, o novo envelope em cada ponto se situa mais próximo ou na mesma distância da origem (0,0) que os pontos do envelope de aceleração cinemática máxima e de modo que para um dado ângulo de manobra de evitação (ε) exista um valor da aceleração cinemática (a);

receber um ângulo de manobra de evitação desejado (ε);

determinar a magnitude da aceleração cinemática (a) que corresponde ao envelope de aceleração cinemática ajustado (520, 620, 820) para o ângulo de manobra de evitação (ε), ao ler a curva de envelope ajustada;

determinar a carga normal (n_z), e um ângulo de inclinação (Φ) com base na aceleração cinemática (a), e no ângulo de manobra de evitação (ε).

2. Método de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o envelope de aceleração cinemática máxima é aproximado por uma expressão analítica.

3. Método de acordo com a reivindicação 1 ou 2, caracterizado pelo fato de que o envelope de aceleração cinemática

ajustado é aproximado por uma expressão analítica e sendo que a aceleração cinemática (a) é calculada ao usar a dita expressão analítica.

4. Método de acordo com a reivindicação 1, 2 ou 3, caracterizado pelo fato de que a carga normal (n_z) é determinada como uma expressão de raiz quadrada.

5. Método de acordo com a reivindicação 1, 2 ou 3, caracterizado pelo fato de que o ângulo de inclinação é determinado como a função arco-seno de uma expressão.

6. Método de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de que a carga normal (n_z) é determinada como

$$n_z = \sqrt{a^2 + 2ag \cos \varepsilon \cos \theta + g^2 \cos^2 \theta}$$

onde θ (teta) é o ângulo de passo, isto é, o ângulo entre o eixo geométrico longitudinal da aeronave e a dita projeção de eixo geométrico sobre o plano terrestre).

7. Método de acordo com a reivindicação 5, caracterizado pelo fato de que o ângulo de inclinação (Φ) é determinado como

$$\phi = \arcseno \left(\frac{a \sin \varepsilon}{n_z} \right)$$

8. Método de acordo com a reivindicação 1, para uma aeronave capaz de realizar automaticamente uma manobra de evitação de colisão para sugerir as duas cargas normais de parâmetros de manobra de evitação de colisão, e o ângulo de inclinação, caracterizado pelo fato de que o método compreende as seguintes etapas:

receber (310) um ângulo de manobra de evitação desejado ε como um ângulo em um plano de aceleração cinemática

calcular (320) um primeiro ponto de transição (ε_{t1}) como o ângulo de manobra de evitação absoluto que pode ser mais eficiente para a aeronave efetuar uma manobra no ângulo de inclinação máximo e usar uma certa carga normal para atingir o ângulo de manobra de

evitação desejado (ε), para realizar uma manobra de evitação com tanta curvatura quanto possível, dadas as restrições da aeronave em questão, a fim de sair rapidamente de uma trajetória que tem grande risco de colisão.

calcular (330) um segundo ponto de transição (ε_{t2}) como o ângulo de manobra de evitação absoluto acima do qual seria mais eficiente para a aeronave efetuar uma manobra em carga normal mínima e usar um certo ângulo de inclinação para atingir o ângulo de manobra de evitação desejado (ε), para realizar uma manobra de evitação com tanta curvatura quanto possível, dadas as restrições da aeronave em questão, a fim de sair rapidamente de uma trajetória que tem grande risco de colisão;

comparar (340) o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε com os valores do primeiro ponto de transição ε_{t1} e o segundo ponto de transição (ε_{t2})

Atuar de acordo com um dos seguintes casos

Caso 1: Se (350) o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε for maior que zero, porém, menor que o valor do primeiro ponto de transição (ε_{t1}), então, os parâmetros sugeridos para uma manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

a carga normal é ajustada na carga normal máxima ($n_{z, \max}$),
o ângulo de inclinação (Φ) é ajustado em um valor que criaria o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com a carga normal sugerida;

Caso 2: Se (360) o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado ε for maior que o valor do primeiro ponto de transição ε_{t1} , porém, menor que o valor do segundo ponto de transição ε_{t2} , então, os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação são ajustados da seguinte maneira:

a carga normal é ajustada em um valor, que criaria o ângulo

de manobra de evitação desejado quando executado junto com o ângulo de inclinação sugerido (Φ);

o ângulo de inclinação (Φ) é ajustado no ângulo de inclinação máximo permitido ($\Phi_{\max}$);

Caso 3: Se (370) o valor absoluto do ângulo de manobra de evitação desejado (ε) for maior que o valor do segundo ponto de transição (ε_{t2}), então, os parâmetros sugeridos para a manobra de evitação de colisão são ajustados da seguinte maneira:

a carga normal é ajustada na carga normal mínima ($n_{z, \min}$);

o ângulo de inclinação (Φ) é ajustado em um valor, que criaria o ângulo de manobra de evitação desejado quando executado junto com a carga normal sugerida.

9. Sistema de captação e evitação para um veículo aéreo, caracterizado pelo fato de que compreende um gerador de parâmetro de manobra de evitação (230, 430) que realiza as etapas como definidas na reivindicação 1.

10. Gerador de parâmetro de manobra de evitação (230, 430) para um sistema de captação e evitação para um veículo aéreo, caracterizado pelo fato de que que realiza as etapas como definidas na reivindicação 1.

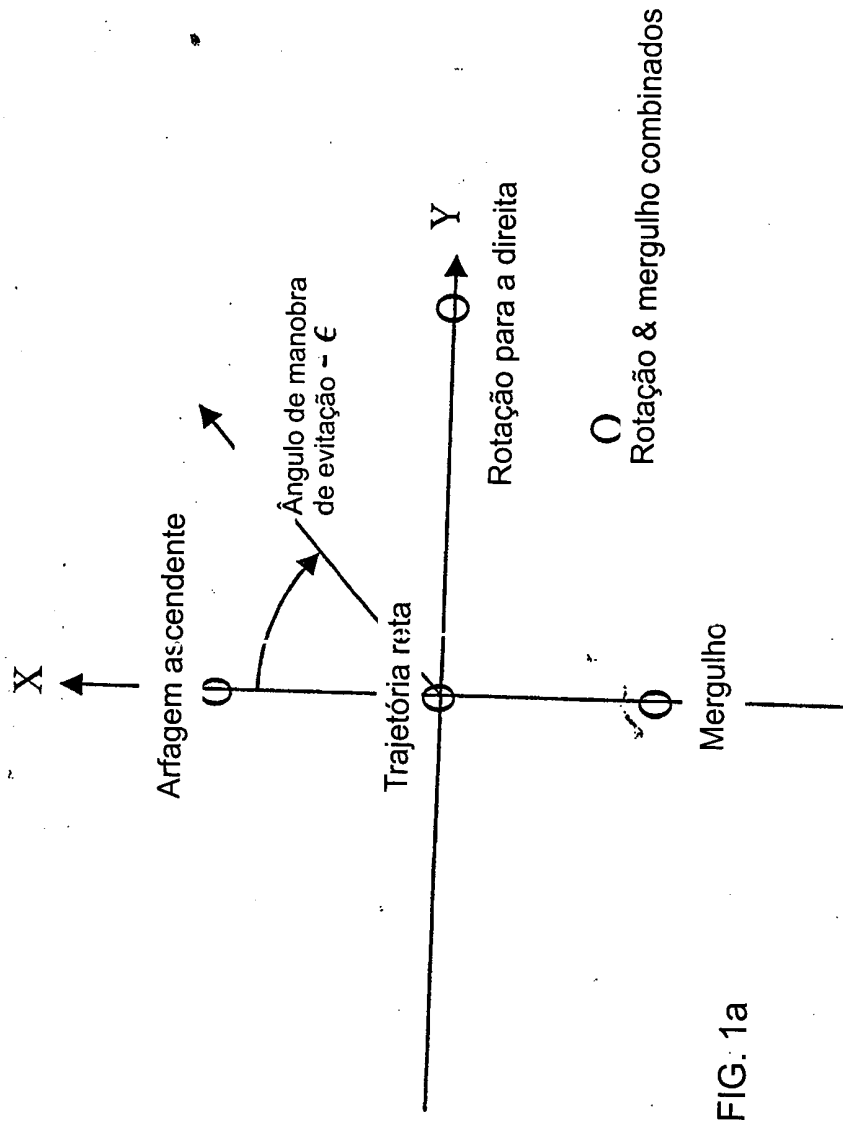


FIG. 1a

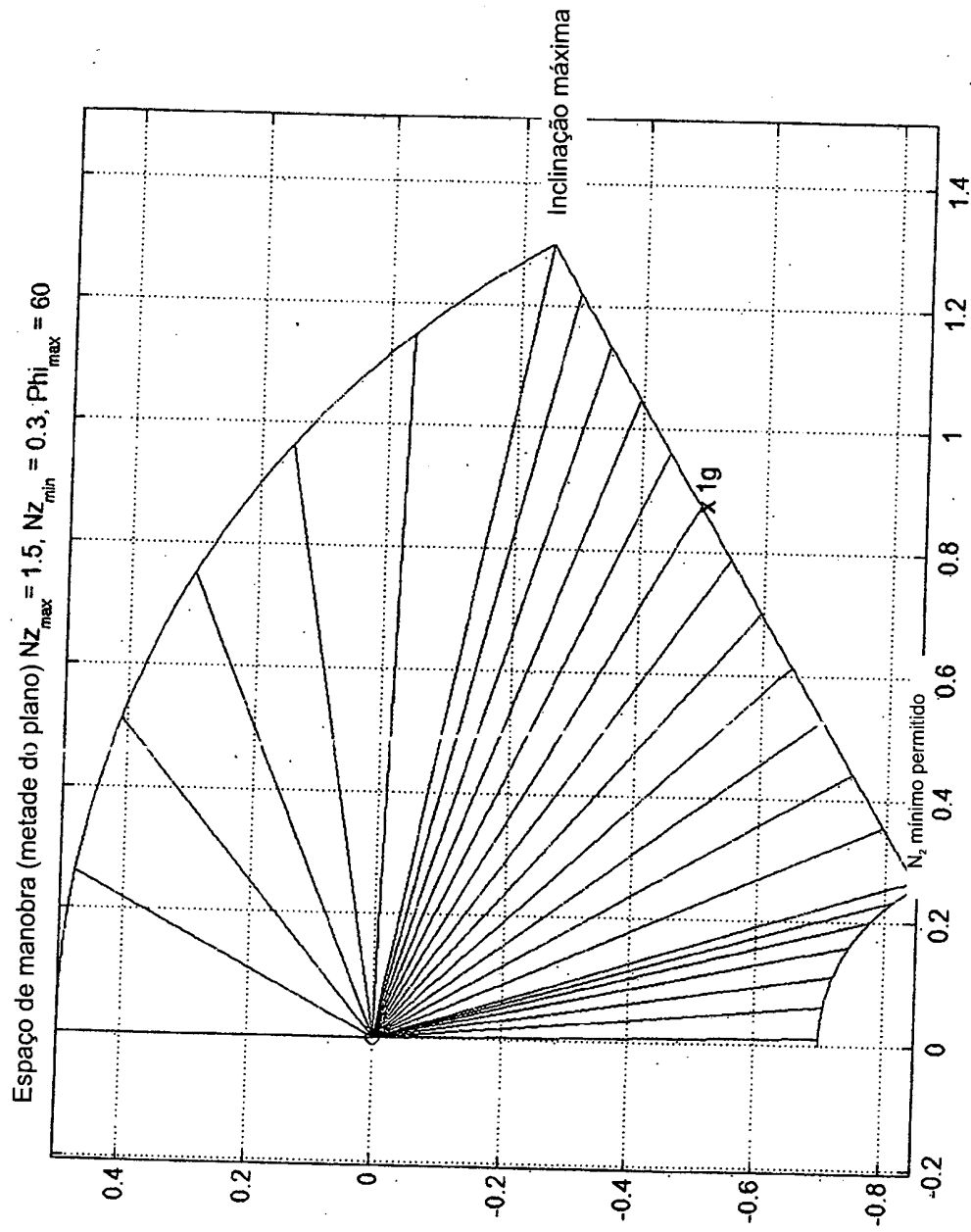


FIG. 1b

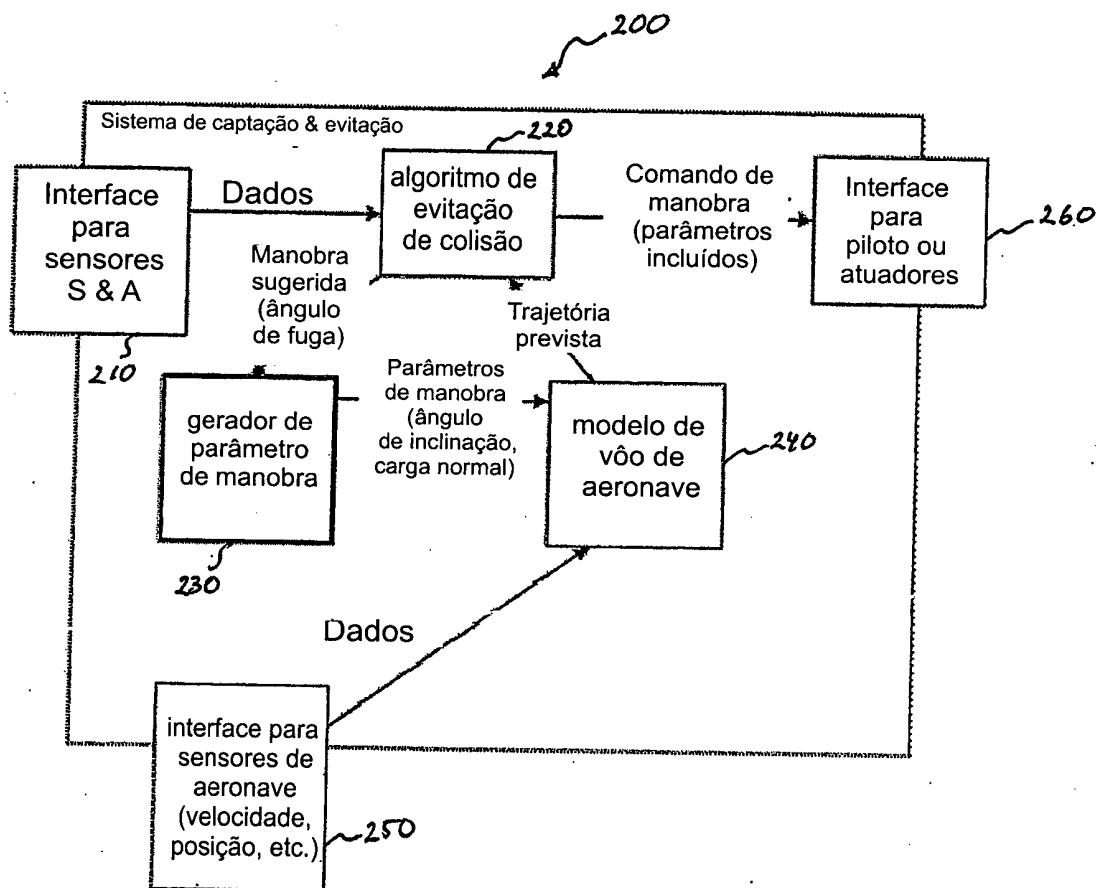


FIG. 2

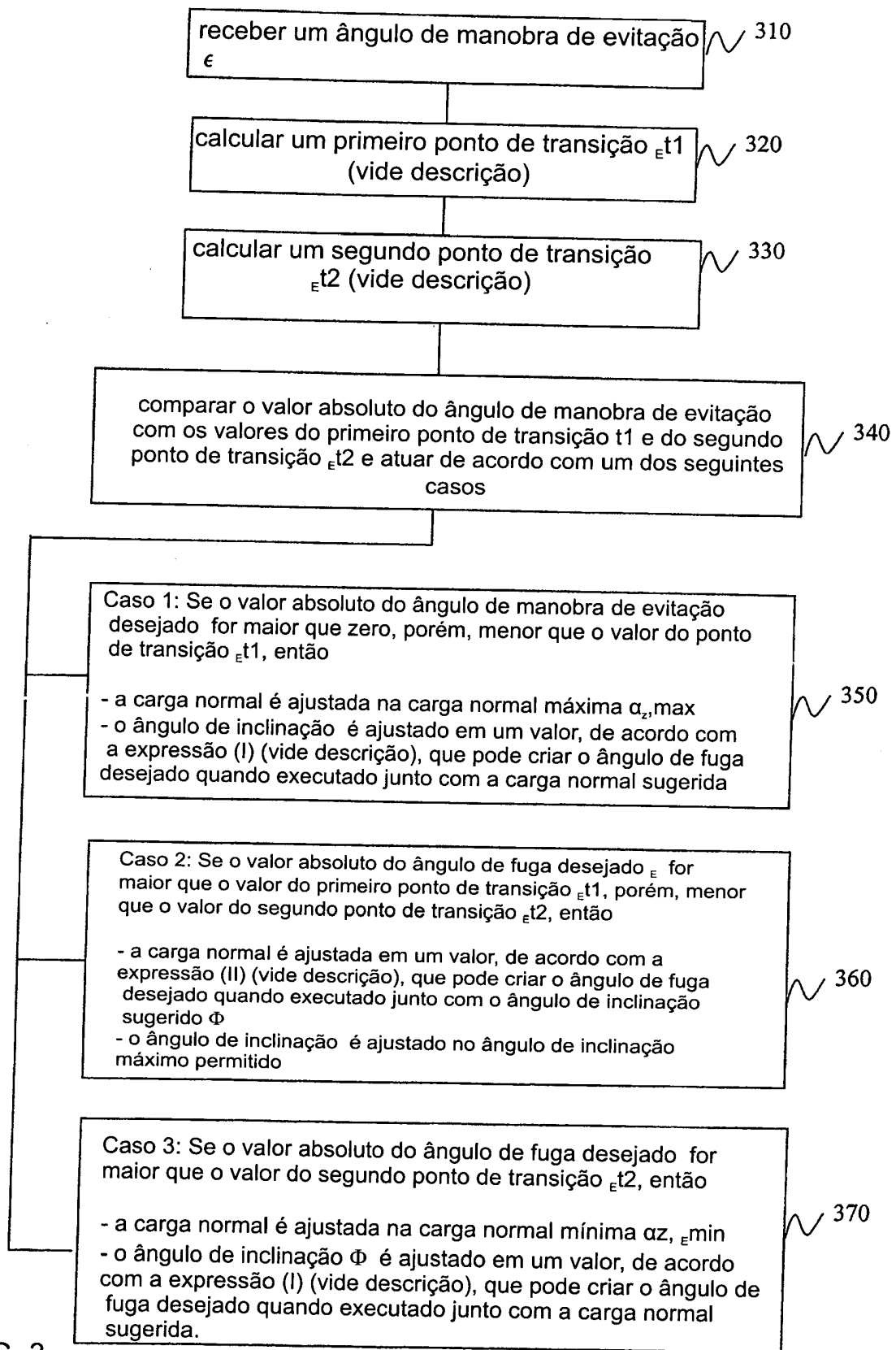


FIG. 3

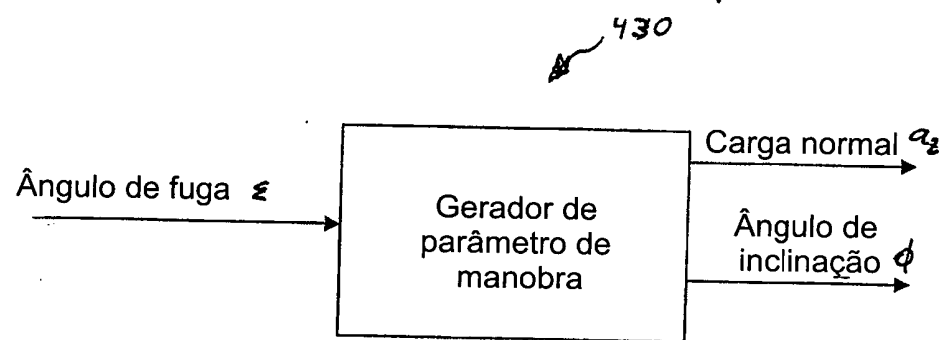


FIG. 4

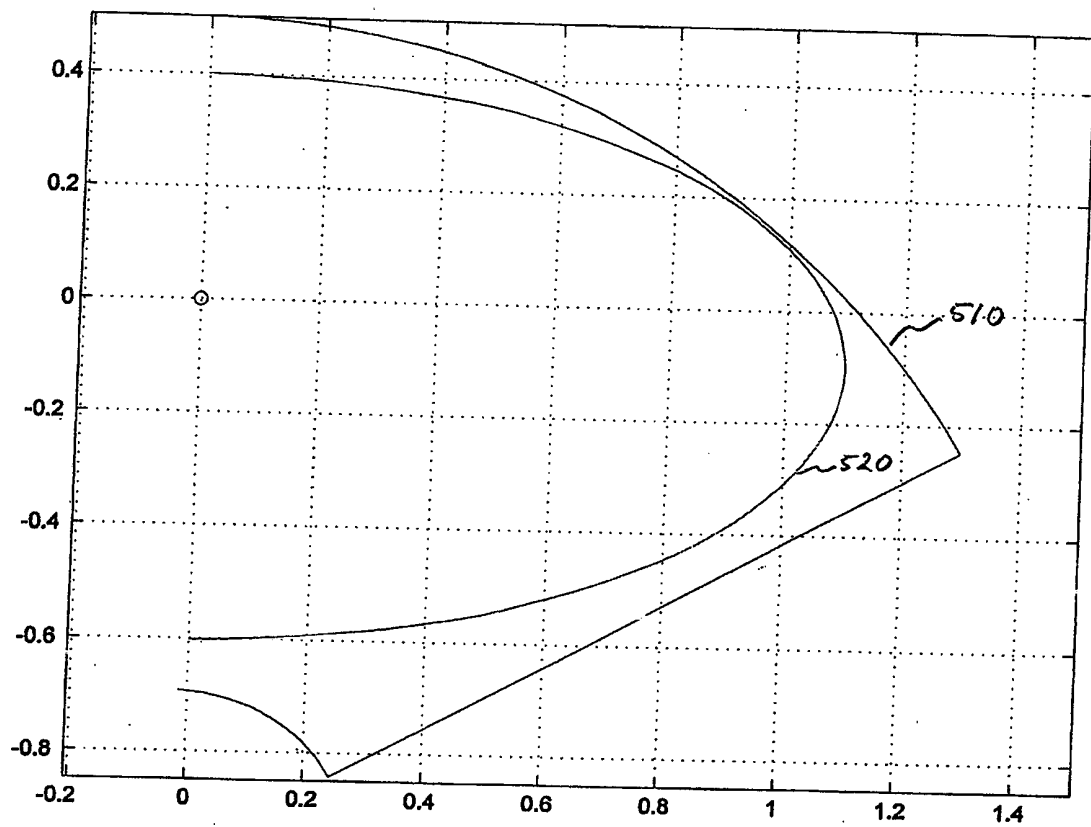


FIG. 5

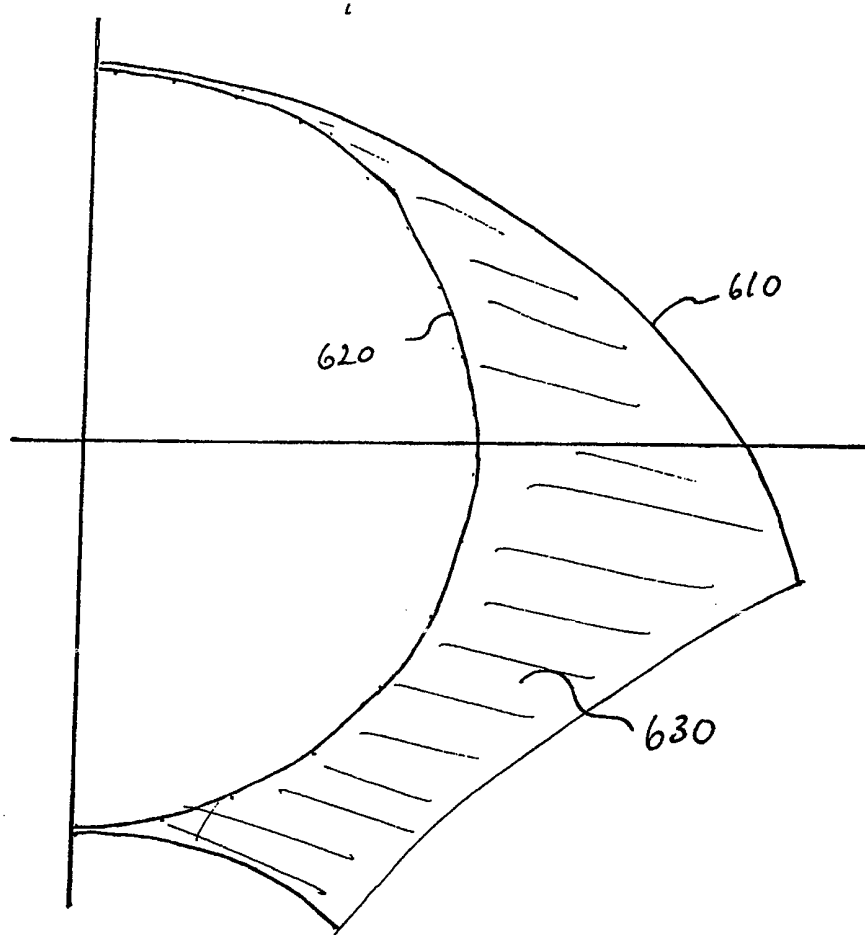


FIG. 6

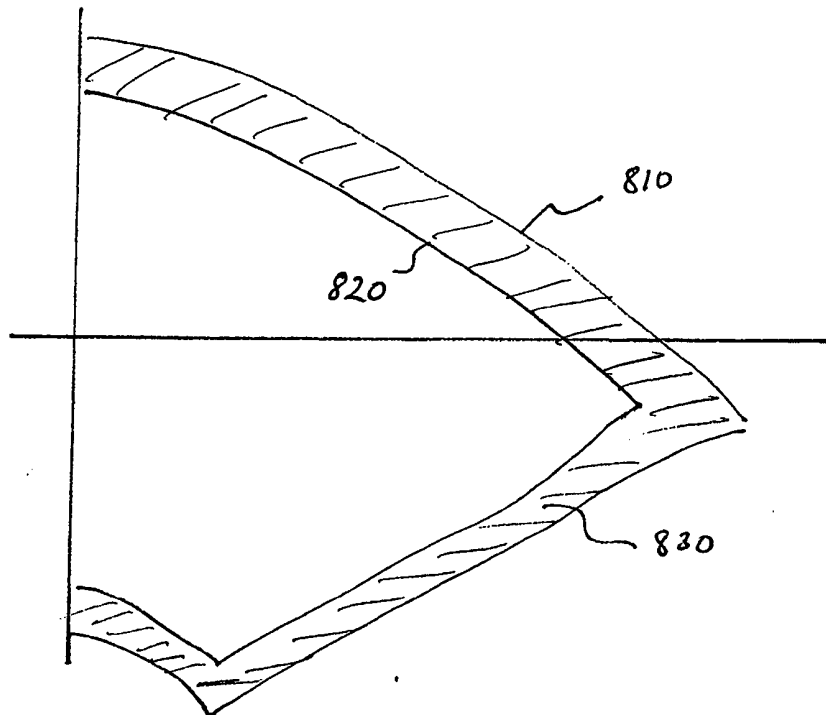


FIG. 8

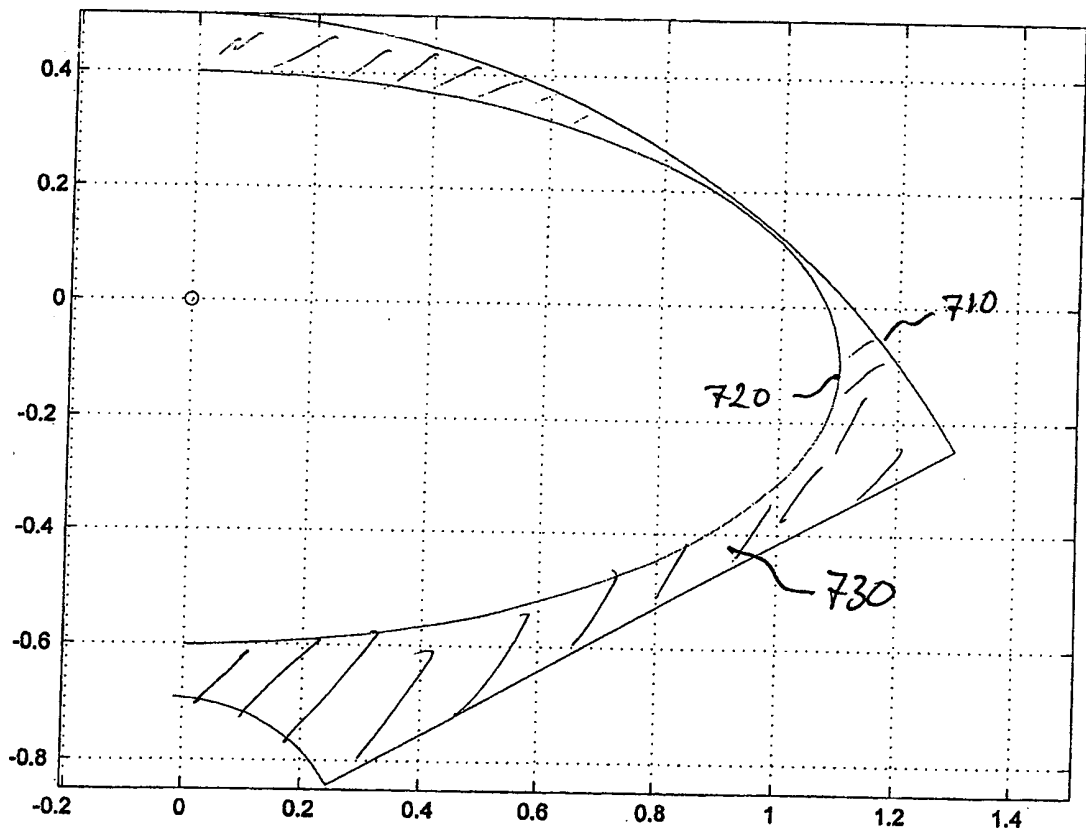


FIG. 7