



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

(11) PI 1015266-0 B1



(22) Data do Depósito: 27/04/2010

(45) Data de Concessão: 01/10/2019

(54) Título: PROCESSO DE AUXÍLIO À NAVEGAÇÃO PARA A DETERMINAÇÃO DA TRAJETÓRIA DE UMA AERONAVE

(51) Int.Cl.: G05D 1/06; G05D 1/00.

(30) Prioridade Unionista: 28/04/2009 FR 09/02066.

(73) Titular(es): THALES.

(72) Inventor(es): PIERRE BOUNIOL; OLIVIER POLAERT; PIERRE-JÉRÔME CLEMENCEAU.

(86) Pedido PCT: PCT EP2010055641 de 27/04/2010

(87) Publicação PCT: WO 2010/125073 de 04/11/2010

(85) Data do Início da Fase Nacional: 28/10/2011

(57) Resumo: PROCESSO DE AUXÍLIO À NAVEGAÇÃO PARA A DETERMINAÇÃO DA TRAJETÓRIA DE UMA AERONAVE
Processo auxiliar à navegação para a determinação, por um doador de ordem, da trajetória de uma aeronave seguindo inicialmente uma trajetória predeterminada em uma fase de abordagem e na qual são definidas uma altitude de segurança ($h_{séc}$) e um limite de alarme ($R_{lim}(t)$), essa aeronave compreendendo um sistema de navegação do tipo INS/GNSS compreendendo um receptor de informações satélites e pelo menos uma central inercial que produz informações de posição, esse processo sendo caracterizado pelo fato de comportar as seguintes etapas: se determina uma trajetória a vir - estimam-se raios de proteção preditos ($R_p(t)$) sobre a trajetória a vir começando no instante de cálculo (t_e) no caso de uma situação crítica, em termos de informações de posição que começaria no instante de cálculo (t_e), se calcula um instante limite (t_{lim}), a partir do qual o raio de proteção predito ($R_p(t)$) é superior ou igual ao limite de alarme ($R_{lim}(t)$) se calcula um instante limite de extração (t_{limex}) que corresponde ao instante máximo no qual a aeronave deve deixar a trajetória para poder atingir a altitude de segurança ($h_{séc}$) no (...).

**PROCESSO DE AUXÍLIO À NAVEGAÇÃO PARA A DETERMINAÇÃO DA
TRAJETÓRIA DE UMA AERONAVE**

A invenção se situa no domínio aeronáutico e mais particularmente no domínio dos processos auxiliares à navegação para a determinação da trajetória de uma aeronave. Denomina-se sistema de navegação, um sistema que se baseia em equipamentos para calcular a posição da aeronave e transmitir essas informações a um doador de ordem que pode ser um piloto ou um sistema de comando automático.

Habitualmente, uma aeronave segue um plano de vôo pré-determinado, compreendendo uma descrição detalhada da trajetória pré-determinada a seguir no âmbito de um vôo planejado antes. Ele comporta uma trajetória, que é uma seqüência cronológica de pontos de passagem descritos por sua posição, altitude e instante de passagem. Atribuem-se a essas trajetórias corredores aéreos que se estendem em torno dessa rota. O tamanho dos corredores aéreos alocados à aeronave depende da fase do vôo (decolagem cruzeiro, aproximação, aterragem). Considerando-se a saturação do espaço aéreo, tende-se a reduzir o tamanho dos corredores para abrir um maior número de corredores nos ares.

Existem procedimentos do tipo RNP (do anglo-saxão Required Navigation Performance) que têm por objeto reduzir o tamanho do corredor aéreo alocado a uma aeronave, reduzir o espaçamento entre as aeronaves e as margens (distâncias) de vencer obstáculos. A maior vantagem dos procedimentos RNP é de permitir a uma aeronave evoluir com destino e proveniente de locais difíceis de acesso com boas garantias em termos de segurança. Esses procedimentos permitem, além

disso, realizar aproximações curvas e de descida mais baixa, quando das fases de aproximação, para ir eventualmente detectar, no fim da fase de aproximação, o sistema de aterragem ou para que o piloto decida, em função da visibilidade, pode fazer a aterragem.

Nesses procedimentos de tipo RNP, um volume aéreo é atribuído à aeronave para cada fase de voo. Para evoluir no interior dos espaços aéreos definidos em um procedimento RNP, o sistema de navegação da aeronave deve ser capaz de controlar seus desempenhos e compará-los a um limite de alarme definido para a fase de aproximação. O sistema de navegação deve, além disso, estar apto a informar o equipamento ou o sistema de pilotagem automático, se esses desempenhos atingirem o limite de alarme. Isto permite ao doador de ordem garantir um nível de segurança sobre a fase de aproximação ou estar consciente que o nível de segurança não está garantido.

Um dos desempenhos chave de um sistema de navegação é sua integridade. A integridade é a capacidade de um sistema a prevenir, quando seus desempenhos se degradam além de um único pré-definido.

Para quantificar a integridade de uma medida de posição nas aplicações aeronáuticas, onde a integridade é crítica, se utiliza um parâmetro denominado "raio de proteção" da medida de posição, assim como uma probabilidade de detecção associada (isto é, um nível de integridade determinado). Por definição, a probabilidade que o erro de posição ultrapasse o raio de proteção anunciado, sem que um alarme seja enviado, é inferior a esse valor de probabilidade. Por exemplo, na figura 1,

representou-se um raio de proteção R, para um procedimento RNP 0,1. Para seguir um procedimento RNP 0,1, é preciso que a probabilidade que o erro E de trajetória, na direção horizontal, ultrapassa 0,2 milhas náuticas (seja, 0,2N) sem
5 que um alarme seja enviado ao doador de ordem, seja inferior a 10^{-5} por hora. O erro de posição E é a distância entre a posição verdadeira $P_{\text{verdadeira}}$ e a posição teórica desejada P_{th} . Define-se, portanto, para esse procedimento, um limite de alarme R_{lim} que é igual a 0,2 náuticas. Se um
10 raio de proteção $R(t)$ calculado pelo sistema de navegação, para uma probabilidade de aparecimento de erro inferior ou igual a 10^{-5} por hora, ultrapassa o limite de alarme R_{lim} , o doador de ordem é aí informado. Anotar-se-á que uma milha náutica é igual a 1852 metros.

15 Para isso, habitualmente, nos procedimentos de tipo RNP, os sistemas de navegação calculam permanentemente a posição da aeronave e o valor dos raios de proteção horizontais e/ou verticais associados a essa posição, para um nível de integridade determinado.

20 Para seguir procedimentos RNP, as aeronaves podem ser equipados com sistemas de navegação do tipo INS/GNSS (do anglo-saxão Inertial Navigation System e Global Navigation Satellite System). Os sistemas de navegação do tipo INS/GNSS compreendem pelo menos uma central inercial
25 (sensores inerciais e calculadora associada) e um receptor de informações satélites. Esses sistema se baseiam em informações satélites e/ou informações inerciais para determinar as posições sucessivas da aeronave. As informações provenientes dos satélites permitem fornecer
30 medidas de posição precisas com um bom nível de integridade

(pequeno raio de proteção para uma pequena probabilidade de erro). Ao contrário, a informação de navegação por satélites é capaz de ser perdida. Diz-se que a informação de navegação por satélites é insuficiente para que o sistema de navegação calcule a posição da aeronave a partir da informação proveniente dos satélites visíveis. É, por exemplo, o caso, quando o receptor de posição das informações satélites é defeituoso ou quando certos satélites são ocultos por obstáculos e que o receptor vê menos de 4 satélites ou quando o receptor vê mais de 4 satélites, mas que eles estão em uma configuração que não permite calcular a posição da aeronave (por exemplo, quando todos os satélites visíveis estão alinhados).

As informações, provenientes das centrais inerciais permitem fornecer constantemente medidas de posição, mas essas medidas derivam a longo prazo. Geralmente, o sistema de navegação calcula a posição da aeronave a partir das informações satélites e, quando a informação de navegação por satélites é perdida, os cálculos de posição são feitos a partir das informações inerciais.

Pelo pedido de patente WO2008/040658, conhece-se um sistema de navegação permitindo seguir procedimentos RNP. O sistema de navegação é um sistema híbrido do tipo INS/GNSS hibridado em circuito fechado. A hibridação consiste em combinar matematicamente as informações de posição e de velocidade fornecidas pela central inercial e as medidas fornecidas por um receptor de posicionamento por satélites para serem obtidas as medidas de posição, tirando as vantagens dos dois sistemas a saber a continuidade das informações fornecidas por um receptor inercial e a

precisão das informações fornecidas por satélites. Esse sistema de navegação corrige constantemente o desvio das informações inerciais, baseando-se nas informações provenientes dos satélites. Esse sistema de navegação está apto a controlar permanentemente seus desempenhos, calculando-se raios de proteção horizontais e verticais para um nível de integridade determinado e a comparar esses raios de proteção a um limite de alarme definido sobre a fase de vôo em curso.

10 Em cada fase de aproximação é definida uma altitude de decisão (do anglo saxão Decision altitude DA, definida em relação ao nível médio do mar), ou uma altura de decisão (Decision Height DH, definida em relativo em relação ao limite da pista visada) que é a altitude ou altura à qual se acha a aeronave no fim do procedimento de aproximação e à qual o piloto vai decidir começar a fase de aterragem ou não. Essa altura depende do tipo de aproximação (aproximação de não precisão, aproximação de precisão) e do meio de aproximação escolhido (à vista ou com instrumentos). Para cada aeroporto, define-se uma altitude de segurança (do anglo-saxão MAS: minimum safety altitude) que é a altitude que deve reunir uma aeronave para haver segurança de que não se chocará com um relevo, isto é, para garantir a segurança. A altitude de segurança é condicionada pelo relevo que se situa nas proximidades da pista sobre a qual a aterragem é projetada. Atualmente, quando uma aeronave que segue uma fase de aproximação do tipo RNP perde a informação de navegação por satélites o doador de ordem é informado e decide então, seja prosseguir a fase de vôo em curso, mas sem garantir o nível de

segurança imposto sobre a fase de aproximação, seja parar a fase de vôo em curso, extraíndo-se instantaneamente da trajetória pré-determinada para juntar a altitude de segurança.

5 Por exemplo, se em uma trajetória pré-determinada, representada em traços contínuos espessos na figura 2. seguida quando de uma fase de aproximação em procedimento RNP, uma aeronave compreendendo um sistema de navegação baseando-se em informações satélites e inerciais, perde a
10 informação de navegação por satélites em um instante de perda tp, o doador de ordem é alertado da perda de informação e interrompe sal trajetória inicial para unir uma altitude de segurança hsécu, seguindo uma trajetória denominada trajetória de extração, representada em traços
15 pontilhados espessos. Quando a aeronave uniu a altitude de segurança ele vai, seja tentar um novo procedimento, seja abandonar a aproximação em curso para unir uma terceira trajetória.

Ora, esse tipo de processo apresenta o inconveniente
20 de interromper a aproximação em curso, quando a informação de navegação por satélites não está mais disponível, mesmo se o sistema de navegação tivesse podido garantir, graças à hibridação, as condições de segurança exigidas na fase de aproximação até o fim dessa fase. Por outro lado, se a
25 aproximação em curso não for interrompida, as condições de segurança não forem mais garantidas. Isto alonga a duração dos vôos e induz custos suplementares em termos de carburante, de remuneração do pessoal de bordo e de saturação do espaço aéreo.

30 A finalidade da presente invenção é de prevenir os

inconvenientes pré-citados.

Para isso, a invenção tem por objeto um processo de auxílio à navegação para a determinação, por um doador de ordem, da trajetória de uma aeronave seguindo inicialmente
5 uma trajetória pré-determinada em uma fase de aproximação e na qual são definidas uma altitude de segurança e um limite de alarme, essa aeronave compreendendo um sistema de navegação do tipo INS/GNSS, compreendendo um receptor de navegação por satélites e pelo menos uma central inercial,
10 esse sistema de navegação estando apto a determinar, em um instante de cálculo, a posição da aeronave, a calcular um raio de proteção associado e a compará-lo ao limite de alarme, esse processo sendo caracterizado pelo fato de comportar as seguintes etapas:

15 - se determina uma trajetória a vir;
- se estimam raios de proteção pré-ditos na trajetória a vir, começando no instante de cálculo no caso de uma situação crítica, em termos de informações de posição, que começaria no instante de cálculo;

20 - se calcula um instante limite a partir do qual o raio de proteção pré-dito é superior ou igual ao limite de alarme;

- se calcula um instante limite de extração que corresponde ao instante máximo ao qual a aeronave deve
25 deixar a trajetória pré-determinada para poder atingir a altitude de segurança no instante limite.

O processo, segundo a invenção, pode apresentar, além disso, uma ou várias das seguintes características consideradas juntas ou separadamente:

30 - se transmite o valor do instante limite ao doador de

ordem;

- se transmite o valor do instante limite de extração ao doador de ordem;

5 - os raios de proteção pré-ditos na trajetória a vir são pré-determinados;

- os raios de proteção pré-ditos na trajetória a vir são calculados no instante determinado;

10 - a situação crítica é uma situação na qual a informação de navegação por satélites é perdida a partir do instante de cálculo;

- se estimam os raios de proteção pré-ditos por propagação dos erros inerciais na trajetória a controlar;

- a trajetória a vir é a parte restante da trajetória pré-determinada no instante de cálculo;

15 - a trajetória a vir é a trajetória que começa no instante de cálculo a mais constrangedora para a situação crítica considerada;

20 - os raios de proteção pré-ditos são calculados a partir de raios de proteção horizontais pré-ditos e/ou verticais pré-ditos na trajetória a vir;

25 - o limite de alarme é calculado para um primeiro nível de integridade, os raios de proteção são calculados para um segundo nível de integridade, os raios de proteção pré-ditos são calculados para um terceiro nível de integridade e pelo fato de o segundo nível de integridade é pelo menos igual ao primeiro nível de integridade e o terceiro nível de integridade é seja igual ao primeiro nível de integridade, seja igual ao segundo nível de integridade, seja dependente da integridade ligada à
30 situação crítica considerada;

- o sistema de navegação é do tipo híbrido;

- o doador de ordem é um piloto ou um sistema de pilotagem automático(a).

A invenção tem também por objeto um sistema de navegação apto a aplicar o processo, segundo a invenção, e uma aeronave equipada com esse sistema de navegação.

O processo de auxílio à navegação, de acordo com a invenção, apresenta a vantagem de limitar as ocorrências de procedimentos de extração em caso de perda da informação de navegação por satélites. Isto permite reduzir a saturação do espaço aéreo e limitar os custos e a duração dos vôos.

Com efeito, pode-se evitar um procedimento de extração quando a aeronave pode terminar a fase de aproximação, na qual é engajado com o nível de segurança requerido então mesmo que uma parte da informação sobre o qual se baseia o sistema de navegação é perdida. O mesmo acontece, quando o sistema de navegação encontra essa informação antes que os desempenhos do sistema de navegação atinjam o limite de alarme. É, por exemplo, caso, quando a informação volta dela mesmo (interferência do receptor terminado, obstáculo à vista de um satélite ultrapassado, pane furtiva) ou quando o pessoal de bordo repara a pane que afeta o sistema de navegação, antes de que o limite de alarme seja atingido.

Esse processo apresenta, além disso, a vantagem de deixar uma margem de tempo suplementar ao piloto ou ao sistema de pilotagem automática para decidir seguir um procedimento de extração ou prosseguir a trajetória inicial com desempenhos degradados.

Outras características e vantagens da invenção

aparecerão com a leitura da descrição detalhada que se segue, feita a título de exemplo não limitativo e com referência aos desenhos anexados, nos quais:

- a figura 1, já descrita, representa esquematicamente um raio de proteção para uma posição medida em um instante determinado, o erro de posição entre a posição medida e a posição verdadeira, assim como um limite de alarme em um procedimento RNP0,1;

- a figura 2, já descrita, representa a evolução, em função do tempo, da altitude de uma aeronave segundo uma trajetória inicial durante uma fase de aproximação, assim como a evolução da altitude, em função do tempo, em uma trajetória de extração;

- a figura 3a representa, em traços contínuos, a variação da altitude de uma aeronave em função do tempo em uma trajetória de aproximação pré-determinada e, em traços pontilhados, em uma trajetória de extração;

- a figura 3b representa uma vista de topo da trajetória de uma aeronave, em função do tempo em uma trajetória de aproximação pré-determinada;

- a figura 4 representa a evolução, em traços pontilhados, a estimativa de um raio de proteção em função do tempo assim como em traço contínuo um limite de alarme definido sobre a fase de aproximação representada nas figuras 3a e 3b.

De uma figura à outra, os mesmos elementos são marcados pelas mesmas referências.

A seguir será descrito o processo de auxílio à navegação para determinar a trajetória de uma aeronave, quando de uma fase de aproximação, essa aeronave seguindo

inicialmente uma trajetória pré-determinada sobre a fase de aproximação.

Na figura 3a, representou-se, em traços contínuos, a variação da altitude de uma aeronave, em função do tempo em uma trajetória de aproximação pré-determinada. Na figura 3b, representou-se uma vista de topo da trajetória de aproximação de uma aeronave, em função do tempo em uma trajetória de aproximação pré-determinada.

Conforme visível, na figura 3a, a fase de o processo se estende entre um instante inicial t_{init} e um instante final t_{fin} , o instante final t_{fin} correspondente ao início da fase de aterragem, não representada.

O instante inicial e o instante final são associados a uma posição inicial p_{init} na trajetória da aeronave e respectivamente uma posição final p_{fin} , conforme visível na figura 3b. A posição inicial e a posição final têm, respectivamente, uma altitude inicial h_{init} e uma altitude final h_{fin} , como visível na figura 3a. Na seqüência da descrição, pela altitude, entende-se a altitude da aeronave em relação ao nível médio do mar. A altitude de segurança representará, portanto, a altitude de decisão. Como variante, pode-se definir a altitude da aeronave em relação ao limite da pista visada. A altitude de segurança representaria a altura de decisão.

Nessa fase, a aeronave segue uma trajetória pré-determinada, também denominada trajetória inicial, representada em traços espessos nas figuras 3a e 3b, entre um ponto inicial e um ponto final, isto é, todas as posições da aeronave assim como o instante de passagem da aeronave a essas posições são pré-definidas entre o

instante inicial e o instante final.

Classicamente, são definidos na fase de aproximação em curso, um limite de alarme $R_{lim}(t)$ que corresponde a um raio de proteção limite, assim como uma altitude de segurança $h_{séc}$. O limite de alarme é classicamente calculado para um primeiro nível de integridade determinado. Para um procedimento RNP, o primeiro nível de integridade corresponde a uma probabilidade de erro, sem que um alarme seja enviado inferior a 10^{-5} por hora.

10 O limite de alarme é seja constante na trajetória (conforme representado na figura 4 que será descrita posteriormente), seja variável em função da posição na trajetória, isto é, em função do tempo. Compreende-se facilmente que o nível de segurança exigido à baixa
15 altitude, seja mais importante que à alta altitude, em outros termos, que o raio de proteção limite seja menor à baixa altitude.

Classicamente, a aeronave é equipada com um sistema de navegação do tipo INS/GNSS, compreendendo uma ou várias
20 centrais inerciais e um receptor de informações satélites e apta a se basear em informações satélites e/ou em informações inerciais para calcular as posições sucessivas ocupadas pela aeronave. O sistema de navegação é também apto a controlar seus desempenhos, associando a uma medida
25 de posição calculada em um instante determinado, um raio de proteção determinado para um segundo nível de integridade determinado que pode ser diferente do primeiro nível de integridade. De preferência, o nível de integridade no qual se baseia para calcular o raio de proteção é pelo menos
30 igual ao nível de integridade na base do qual é calculado o

limite de alarme. Em outros termos, para o cálculo do raio de proteção, se baseia em uma probabilidade de aparecimento de erro, sem que um alarme seja enviado, inferior ou igual à probabilidade de aparecimento de erro utilizado para o
5 cálculo do limite de alarme. Classicamente, o segundo nível de integridade corresponde a uma probabilidade de aparecimento de erro, sem que um alarme seja enviado igual a 10^{-7} por hora.

O sistema de navegação está apto a comparar os raios
10 de proteção calculados no limite de alarme definido sobre a fase de aproximação em curso. Vantajosamente, o sistema de navegação está apto a alertar o sistema de navegação, quando em um instante determinado, seus desempenhos são piores que o primeiro nível de desempenho.

15 Classicamente, calcula-se em um instante de cálculo t_c um raio de proteção horizontal $R_h(t_c)$ e/ou um raio de proteção vertical $R_v(t_c)$ associados ao valor da posição calculada nesse instante, para um segundo nível de integridade determinado. Define-se um raio de proteção
20 $R(t_c)$ dependendo do raio de proteção horizontal $R_h(t_c)$ e/ou do raio de proteção vertical $R_v(t_c)$. O sistema de navegação está apto a comparar o raio de proteção $R(t_c)$ ao limite de alarme $R_{lim}(t_c)$.

O raio de proteção pode depender, de preferência, do
25 raio de proteção vertical quando se deseja aterrar e ter medidas de posição com desempenho na direção vertical. O raio de proteção pode ser preferencialmente definido em função do raio de proteção horizontal, quando se deseja passar em uma zona comprometida na direção horizontal (por
30 exemplo, entre duas montanhas). O raio de proteção pode

também depender de uma combinação entre um raio horizontal e um raio de vertical. Na combinação, ponderam-se os raios de proteção horizontais e verticais em função da geografia do local.

5 Os desempenhos do sistema de navegação são calculados pelo próprio sistema de navegação. O sistema de navegação é, por exemplo, um sistema de posicionamento baseado em um sistema híbrido do tipo INS / GNSS como aquele descrito no pedido de patente WO2008/04065.

10 Mais precisamente, esse sistema de navegação compreende um sistema de posicionamento, compreendendo:

- um receptor de navegação por satélites que recebe sinais de uma constelação de N satélites visíveis prosseguidos;

15 - uma central inercial compreendendo uma unidade de medida inercial que libera incrementos de ângulo e incrementos de velocidade e uma plataforma virtual que recebe os incrementos de ângulo e os incrementos de velocidade;

20 - um módulo barométrico que libera medidas de altitude barométrico;

- um filtro de Kalman de hibridação;

- um banco de N filtros secundários;

- um módulo de cálculo.

25 A unidade de medida inercial comporta girômetros acelerômetros: os incrementos de ângulo são liberados como auxílio dos girômetros e os incrementos de velocidade são libertados a partir de informações acelerométricas.

30 A plataforma virtual, produto dos pontos de posicionamento e de velocidade inerciais, PPVI. O receptor

de navegação por satélites, GNSS libera medidas brutas de sinais emitidos pelos satélites, i designando um índice de satélite e estando compreendido entre 1 e N enviadas ao filtro de Kalman de hibridação.

5 O filtro de Kalman de hibridação estima os erros feitos sobre as posições inerciais PPVI, ele produz:

- um vetor de estado VE correspondente aos erros do sistema híbrido, obtida observando-se os desvios entre os pontos de posicionamento e de velocidade inerciais PPVI e

10 as medidas brutas correspondentes;

- uma matriz de variância / covariância, MHYP do erro feito sobre a estimativa do vetor de estado VE;

- uma correção híbrida que comporta uma estimativa do vetor de estado VE.

15 A disposição e as funções do filtro de Kalman e dos filtros secundários são descritos no pedido de patente WO2008040658. A saída híbrida do sistema de navegação corresponde aos pontos de posicionamento e de velocidade inerciais PPVI que são as posições e velocidades medidas

20 pelo sistema de navegação.

O módulo de cálculo recebe os parâmetros híbridos e a matriz de variância / covariância e determina valores de proteção de posição híbrida a partir da posição híbrida contida no vetor de estado como é descrito no pedido de

25 patente WO20088040658. Esses cálculos são resumidos a seguir. Descrever-se-á unicamente o cálculo de um raio de proteção de posição híbrida horizontal. O cálculo de um raio de proteção de posição híbrida vertical é similar.

Avalia-se um primeiro raio de proteção R_{h0} auxiliar

30 na ausência de pane de satélite, hipótese comumente

designada H_0 . É a hipótese segundo a qual nenhuma das medidas brutas é errônea.

O primeiro raio de proteção auxiliar R_{H0} é ligado diretamente à variância da velocidade e à probabilidade P_{n1} que esse erro ultrapassa o raio de proteção. É o coeficiente da diagonal da matriz de variância / covariância P que corresponde à posição medida. O desvio tipo σ é a raiz quadrada dessa variância e se deduz, portanto, da matriz P do filtro de hibridação. Determina-se um raio de proteção horizontal auxiliar sob a hipótese dita $H1$, segundo a qual uma das medidas brutas M_{Bi} (proveniente de um satélite i) é errônea. Determina-se o raio de proteção horizontal de posição híbrida como um máximo dos raios de proteção auxiliares horizontais. A determinação do máximo é baseada na determinação de um círculo que envolve uma elipse de confiança em um plano horizontal. A elipse de confiança é determinada a partir da matriz de variância/covariância da posição híbrida e de um valor de probabilidade buscada.

Vantajosamente, a determinação do raio de proteção horizontal auxiliar é baseada em um valor de probabilidade de falso alarme desejado e em um valor de probabilidade de detecção falta desejada. Vantajosamente, a determinação do raio de proteção horizontal auxiliar R_{H0} é baseada em um valor de probabilidade de detecção de falta desejada e em um valor de probabilidade de ocorrência de um defeito satélites não detectado.

No processo de auxílio à navegação, de acordo com a invenção, o sistema de navegação estima o que seriam os desempenhos do sistema de navegação, para um terceiro nível

de integridade determinado, em uma trajetória a vir, começando no instante determinado de cálculo t_c (Correspondente ao instante corrente), em uma situação crítica em termos de informações de posição, a situação começando no instante de cálculo. Denominam-se informações de posição, as informações produzidas pelos receptores de informações satélites e/ou inerciais.

Por situação crítica, entende-se uma situação na qual uma parte da informação na qual se baseia o sistema de navegação para calcular a posição da aeronave é perdida a partir do instante de cálculo t_c . Nessa situação os desempenhos do sistema se degradariam, de forma considerável, na trajetória a vir (isto é, que o raio de proteção aumentaria para um nível de integridade determinado). A situação crítica na qual se coloca para efetuar os cálculos de pré-dicções escolhida, seja no momento do cálculo de pré-dicção, seja antes do vôo (ela é, então, pré-determinada).

A situação crítica é, por exemplo, uma situação na qual a informação de navegação por satélites é perdida a partir do instante de cálculo t_c . Com efeito, é a informação de navegação por satélites que fornece a precisão e a integridade às medidas de posições feitas por um sistema de navegação do tipo INS/GNSS. Ora, quando a informação de navegação por satélites é perdida, o sistema de navegação calcula as posições da aeronave na base da informação inercial que deriva. É, portanto, quando a informação de navegação por satélites é perdida que os desempenhos do sistema de navegação para o cálculo de posição se degradam o mais rápido.

A trajetória a vir é a parte da trajetória inicial a vir, isto é, a parte restante da trajetória pré-determinada no instante t_c . Como variante, a trajetória a vir é a trajetória a mais incômoda correspondente à situação crítica, isto é, a trajetória na qual os desempenhos do sistema de navegação, baseando-se a informação restante para calcular os raios de proteção, caem mais rapidamente. Por exemplo, quando a situação crítica é a situação na qual a informação da navegação por satélites é perdida, a trajetória na qual os desempenhos do sistema de navegação, baseando-se unicamente na informação inercial para calcular a posição da aeronave, diminuem o mais rap é uma semi-volta que se inicia no instante de cálculo t_c . Essa variante permite estimar as piores degradações a vir dos desempenhos do sistema de navegação na situação crítica considerada.

As estimativas dos desempenhos do sistema de navegação na trajetória a vir, começando no instante determinado t_c , são expressas por meio de raios de proteção pré-ditos $R_p(t)$ para um terceiro nível de integridade determinado. Os raios de proteção pré-ditos $R_m(t)$ são pré-determinados na trajetória a vir. Tabelas compreendendo a variação do raio de proteção em função do tempo no caso de uma situação crítica, em uma trajetória a vir, são colocadas à disposição do sistema de navegação.

Como variante, os raios de proteção pré-ditos $R_p(t)$ são calculados por pré-dicção, em um instante de cálculo t_c , para um terceiro nível de integridade. Vantajosamente, os raios de proteção pré-ditos são calculados por pré-dicção permanentemente, isto é, a cada instante de cálculo. Os instantes de cálculos são regularmente

repartidos na duração da trajetória e espaçados uns dos outros de um intervalo de tempo dt .

Por exemplo, os raios de proteção pré-ditos $R_p(t)$ são calculados por propagação dos erros inerciais na trajetória a vir. Mais precisamente, conhecendo a trajetória a vir, consideram-se os pontos de posição e os raios de proteção $R(tc-dt)$ calculados, no instante $tc-dt$ precedendo o instante de cálculo tc por meio do sistema de posicionamento híbrido INS/GNSS descrito acima e propagam-se os erros inerciais ao longo da trajetória a vir. Por exemplo, no caso de um sistema de navegação do tipo híbrido INS/GNSS, calculam-se as posições estimadas $P_p(t)$ na trajetória a vir. Para isso, fornece-se ao filtro de Kalman de hibridação, a partir do instante de cálculo, os pontos de posicionamento na trajetória a vir no lugar dos pontos de posicionamento inerciais PPVI. Nesse caso, o filtro de Kalman não recebe também informação de navegação por satélites em entrada. O filtro de Kalman de hibridação calcula posições pré-ditas $P_p(t)$ no lugar de pontos de posicionamento inerciais PPVI e das matrizes de variância / covariância pré-ditas dos erros de posição horizontais e verticais na trajetória a vir. Raios de proteção horizontais pré-ditos $R_{ph}(t)$ e verticais pré-ditos $R_{pv}(t)$ são calculados a partir das matrizes de variância / covariância pré-ditas dos erros de posição horizontais e verticais na trajetória a vir do mesmo modo que são calculados os raios de proteção horizontais e/ou verticais a partir das matrizes de variância / covariância dos erros de posição horizontais e verticais. Os raios de proteção pré-ditos $R_p(t)$ são calculados a partir dos raios de

proteção horizontais e/ou verticais pré-ditos. As estimativas dos raios de proteção pré-ditos na trajetória a vir são realizadas para um terceiro nível de integridade.

O terceiro nível de integridade é seja igual ao
5 segundo nível de integridade, seja igual ao primeiro nível de integridade, seja igual a um nível de integridade dependendo da situação crítica considerada. Por exemplo, a probabilidade que a informação de navegação por satélites seja perdida é igual a 10^{-4} por hora. Ao invés de calcular
10 o raio de proteção para uma probabilidade de erro igual a 10^{-7} por hora (segundo nível de integridade), pode-se, portanto, calcular o raio de proteção para uma probabilidade de erro igual a 10^{-3} por hora, com efeito, a probabilidade da pane de informação não é mais a
15 considerar, já que ela já é efetiva e a probabilidade de ter uma segunda pane satélite é igual a 10^{-8} por hora, portanto abaixo das exigências emitidas pelas autoridades aeronáuticas. A partir das estimativas dos desempenhos a virem do sistema de navegação em uma trajetória a vir em
20 uma situação crítica, determina-se um instante limite t_{lim} . O instante limite t_{lim} é o instante a partir do qual o raio de proteção é superior ou igual ao limite de alarme. Ao tempo limite p_{lim} , cuja altitude é a altitude limite h_{lim} .

Na figura 4, representou-se um exemplo de evolução, em
25 função do tempo, do raio de proteção $R(t)$, na trajetória a vir, antes do instante de cálculo t_c , assim como a evolução, em função do tempo, do raio de proteção pré-ditos $R_p(t)$, após o instante de cálculo t_c , as estimativas desse raio de proteção sendo calculadas no instante t_c .
30 Representou-se, além disso, nessa figura a evolução em

função do tempo do limite de alarme R_{lim} na trajetória a vir. O instante limite é o instante no qual o raio de proteção pré-ditos $R_p(t_{lim})$ é igual ao limite de alarme $R_{lim}(t_{lim})$.

5 O sistema de navegação fornece o valor do instante limite ao doador de ordem. Essa informação é colocada à disposição do piloto, por exemplo, por meio de uma interface visual ou sonora ou ela é fornecida como um dado de entrada a uma calculadora de um sistema de navegação. O
10 instante limite é calculado a cada instante de cálculo da posição pelo sistema de navegação. O doador de ordem dispõe, portanto, a cada instante do valor do instante limite a esse instante.

Se em um instante determinado, o doador de ordem for
15 informado que a informação de navegação por satélites é perdida, poderá tomar conhecimento do valor do instante limite e saber se pode terminar a fase de aproximação, garantindo o nível de segurança exigido sobre este (quando o instante limite é posterior ao instante final) ou se não
20 poderá garantir o nível de segurança exigido até o fim da fase de aproximação (quando o instante limite é anterior ao instante final). Ele sabe, além disso, até que estágio da fase de aproximação poderá garantir o nível de segurança. O doador de ordem, tendo conhecimento do tempo limite, não é
25 obrigado deixar a trajetória inicial para unir uma altitude de segurança, quando a informação de navegação por satélites é perdida.

Vantajosamente, calcula-se um instante limite de extração t_{limex} correspondente a uma posição limite de
30 extração p_{limex} e a uma altitude limite de extração h_{limex}

na trajetória inicial. A aeronave deve deixar a trajetória pré-definida mais tarde no instante limite de extração para atingir a altitude de segurança no instante limite t_{lim} . O instante limite de extração depende do instante limite t_{lim} . O instante limite de extração depende do instante determinado de cálculo, da altitude da aeronave no instante determinado, da altitude de segurança, e da velocidade máxima de subida da aeronave.

A velocidade máxima de subida da aeronave depende do plano de vôo horizontal, da dinâmica do avião e/ou das condições de velocidade de subida impostas entre esses dois instantes. O plano de vôo horizontal é a projeção sobre o solo do plano de vôo. O plano de vôo horizontal depende do relevo, das condições de velocidade impostas. nessa trajetória e/ou da dinâmica do avião.

Para calcular o tempo limite de extração, traça-se, como visível em traços pontilhados espessos na figura 3a, uma reta, no plano vertical. Essa reta passa por um ponto, cujas coordenadas são a altitude de segurança e o tempo limite e cuja inclinação é igual à velocidade máxima de subida do avião. A velocidade de subida é igual à variação de altitude por segunda. Essa reta cruza a trajetória inicial em um ponto correspondente á altitude limite de extração h_{limex} e ao tempo limite de extração t_{limex} .

É possível afinar o valor do instante limite de extração, incluindo no cálculo desse instante, o tempo de fazer a manobra de colocação em subida, assim como variações possíveis de velocidade na direção vertical.

O segundo nível de segurança exige a essa altitude de segurança é menos importante que na trajetória inicial.

Transmite-se em seguida o valor do instante limite de extração ao doador de ordem. Se em um instante determinado, o doador de ordem for informado que a informação de navegação por satélites é perdida, ele sabe em que instante
5 deverá deixar a trajetória inicial para unir a altitude de segurança com toda a segurança. Ele pode escolher, seja continuar a trajetória inicial até esse instante esperando que a informação volte, seja deixar a trajetória inicial antes do instante limite de extração, seja continuar a
10 trajetória de extração após o instante limite de extração, sabendo-se que não poderá ter unido a altitude de segurança o instante limite.

Como variante, calcula-se o instante limite de extração unicamente quando o instante limite é posterior ao
15 instante final.

O doador de ordem é, por exemplo, o piloto ou um sistema de pilotagem automática.

No pedido de patente, descreveu-se o caso em que se calcula o instante limite a cada instante determinado de
20 cálculo de posição em toda a trajetória de aproximação. Como variante, calcula-se o instante limite a cada instante de cálculo da posição, unicamente a partir do momento em que a altitude da aeronave na trajetória de extração é inferior à altitude de segurança.

REIVINDICAÇÕES

1. Método de auxílio à navegação para a determinação por um mandante do caminho de uma aeronave após uma fase inicial em um caminho predeterminado de aproximação, em que são definidas uma altitude de segurança ($h_{séc}$) e um limite de alarme ($r_{limit}(t)$), que as aeronaves, incluindo um sistema de navegação do tipo INS/GNSS, incluindo um receptor de navegação por satélite e pelo menos uma central de inércia sistema inercial e compreende a seguintes etapas:

10 - determinar uma trajetória à frente,
 - estimar a proteção prevista ($R_p(t)$) sobre a trajetória à frente a partir da hora de cálculo (t) no caso de uma emergência, em termos de posição de informação, que teria início no momento do cálculo (t_c),

15 o referido método caracterizado pelo fato de que ainda compreende as seguinte etapas:

 - cálculo de um limite de tempo (T_{lim}) a partir do qual o raio de proteção previsto ($R_p(t)$) é maior ou igual ao limite de alarme ($R_{lim}(t)$),

20 - calcular um limite de tempo de extração (t_{limex}), que corresponde ao instante máximo que a aeronave deve deixar o predeterminado caminho para alcançar uma altitude de segurança ($h_{séc}$) no limite de tempo (T_{lim}).

25 2. Método de auxílio à navegação, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que transmite o valor do tempo limite (T_{lim}) para o cliente.

 3. Método de auxílio à navegação, de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que transmite o valor do limite de tempo de extração (t_{limex}) ao cliente.

30 4. Método de auxílio à navegação, de acordo com

qualquer uma das reivindicações 1 a 3, **caracterizado** pelo fato de que a proteção contra as radiações previstas ($R_p(t)$) no caminho à frente são pré-determinadas.

5 5. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, **caracterizada** pelo fato de que a proteção contra as radiações previsto ($R_p(t)$) no caminho à frente é calculada em um dado instante (t).

10 6. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 5, **caracterizado** pelo fato de que a situação é uma situação em que as informações de navegação por satélite está perdido desde o tempo de cálculo (t).

15 7. Método de auxílio à navegação, de acordo com a reivindicação 1 a 6, **caracterizado** pelo fato de que a proteção contra as radiações estimado previsto ($R_p(t)$) para a propagação de erros de inércia no caminho à frente.

20 8. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 7, **caracterizado** pelo fato de que o caminho à frente é a porção restante do caminho pré-determinado no momento do cálculo (t).

25 9. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 8, **caracterizado** pelo fato de que o caminho à frente é o caminho, começando no momento do cálculo (t), a mais onerosa para a questão crítica.

30 10. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 9, **caracterizado** pelo fato de que a proteção contra as radiações previstos são baseados na proteção de raios previsto horizontal e/ou

vertical previu o caminho à frente.

11. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 10, **caracterizado** pelo fato de que o limite de alarme (MNC) é calculado para um primeiro nível de integridade, proteção UV ($R(t)$) são calculadas para um segundo nível de integridade, a proteção contra as radiações previstas ($R_p(t)$) são calculadas para um terceiro nível de integridade, e que o segundo nível de integridade é pelo menos igual ao primeiro nível de integridade e terceiro nível de integridade ou é igual ao primeiro nível de integridade, é igual ao segundo nível de integridade, é dependente da integridade associada com a questão crítica.

12. Método de auxílio à navegação, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 11, **caracterizado** pelo fato de que o sistema de navegação é o tipo de híbrido.

13. Método de auxílio à navegação, de acordo com a reivindicação 12, **caracterizado** pelo fato de que o cliente é um piloto ou sistema de piloto automático.

14. Sistema de navegação **caracterizado** pelo fato de ser capaz de implementar o método conforme definido em qualquer uma das reivindicações 1 a 13.

15. Aeronave **caracterizada** pelo fato de ser equipada com um sistema de navegação conforme definido na reivindicação 14.

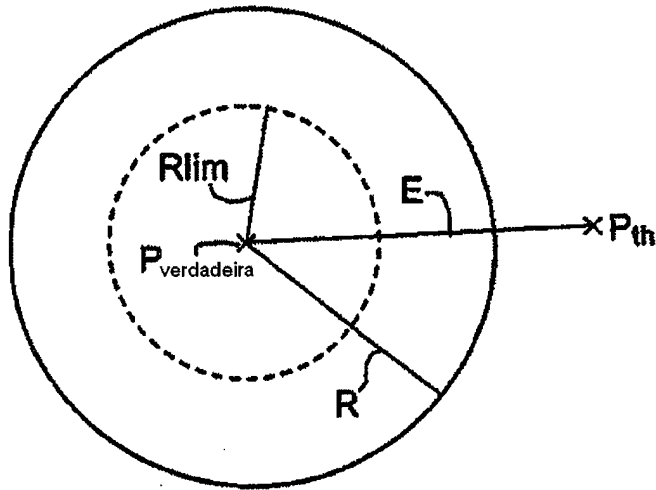


FIG.1

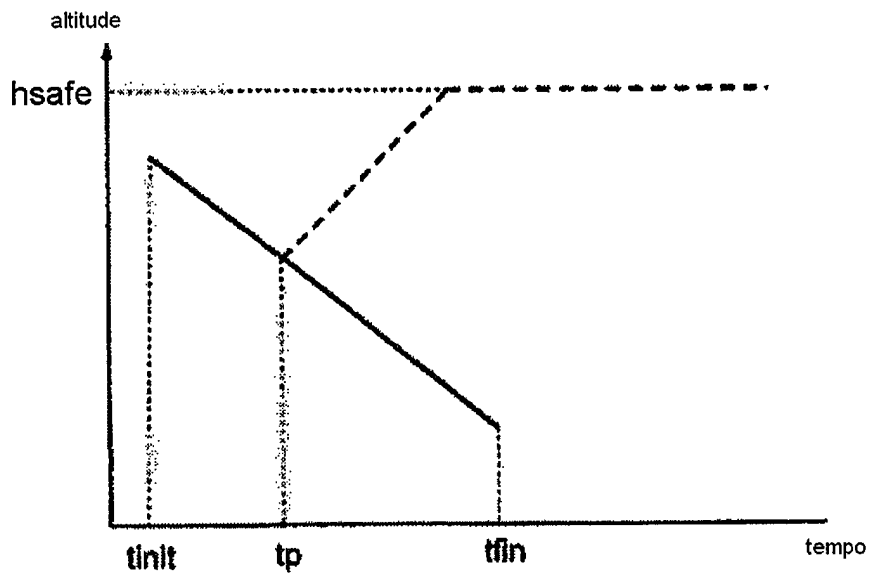


FIG.2

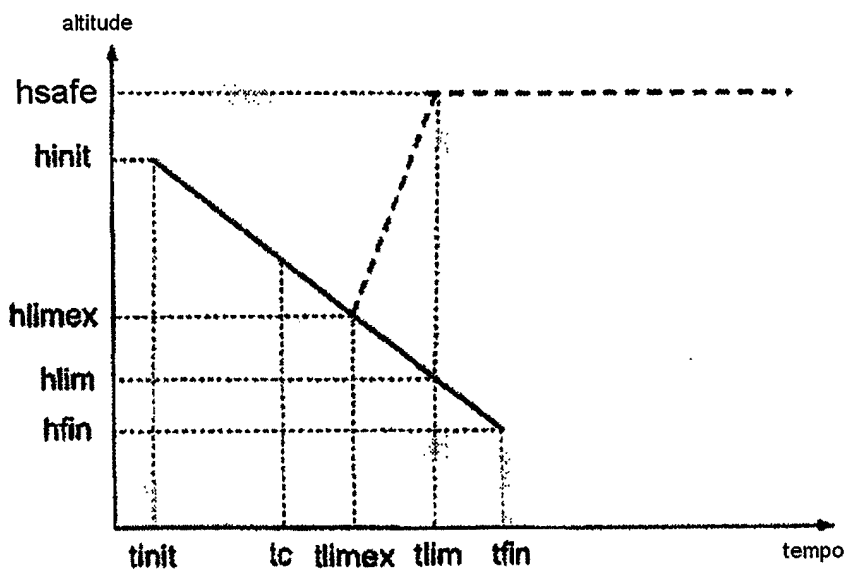


FIG.3a

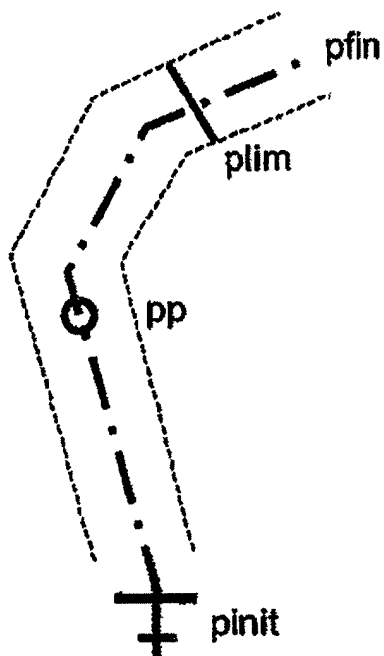


FIG.3b

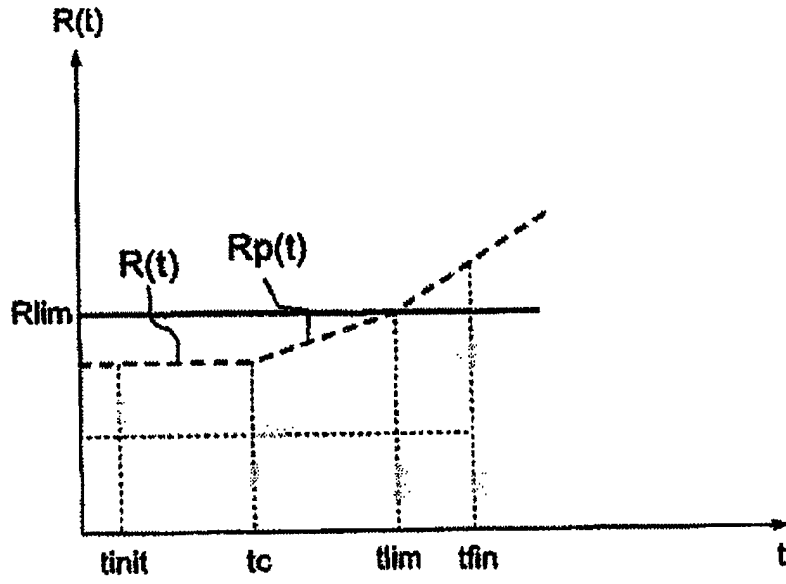


FIG.4