



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

(11) PI 1002884-6 B1

(22) Data do Depósito: 31/08/2010

(45) Data de Concessão: 14/04/2020



* B R P I 1 0 0 2 8 8 4 B 1 *

(54) Título: MÉTODO E SISTEMA DE CONTROLE DE VELOCIDADE DE CRUZEIRO DE AERONAVE

(51) Int.Cl.: B64D 31/06; G05D 1/00.

(30) Prioridade Unionista: 31/08/2009 US US12/550,878.

(73) Titular(es): PRATT & WHITNEY CANADA CORR.; EMBRAER S.A..

(72) Inventor(es): DOMINGOS CANDIDO WONG RAMOS; ALEX SANDER FERREIRA DA SILVA; CELSO VALÉRIO BASTOS CASAGRANDE; SALVATORE CALANDRA; KEITH MORGAN.

(57) Resumo: MÉTODO E SISTEMA DE CONTROLE DA VELOCIDADE DE CRUZEIRO DE UMA AERONAVE A invenção provê uma alternativa para uma auto-válvula de injeção integrada a um piloto automático de uma aeronave através da restrição das condições sobre as quais o sistema opera. O sistema proposto remove a função de auto-válvula de injeção do sistema de piloto automático transferindo-a para o FADEC (Full Authority Digital Engine Control) . Um modo de controle de cruzeiro fica disponível ao piloto somente em condições estáveis de voo.

“MÉTODO E SISTEMA DE CONTROLE DE VELOCIDADE DE CRUZEIRO DE AERONAVE”

Campo da técnica

[001] A invenção refere-se, de um modo geral, ao sistema de controle de uma aeronave e, mais particularmente, ao controle de velocidade de voo de uma aeronave.

Estado da técnica

[002] FADEC (Full Authority Digital Engine Control) é um sistema eletrônico usado para controlar o desempenho do motor da aeronave. O sistema FADEC recebe um sinal da alavanca de aceleração (throttle) ou do sistema de piloto automático e, entre outras coisas, calcula digitalmente e controla precisamente o fluxo de combustível para os motores, provendo o impulso adequado.

[003] Um sistema de piloto automático geralmente automatiza o manuseio da aeronave durante as fases de decolagem, subida, nível, descida, aproximação e aterrissagem da aeronave. Os sistemas de piloto automático típicos incorporam um auto-acelerador para controlar a velocidade da aeronave. Um sistema de piloto automático é complexo e caro e é submetido a padrões de alta confiabilidade porque o mal funcionamento pode impactar na segurança.

[004] Um método para controlar uma velocidade de voo de uma aeronave com motor de propulsão e um sistema de controle de velocidade de voo para controlar a velocidade de voo de uma aeronave com motor de propulsão é descrita em US 2008/0149778 A1

[005] Consequentemente há necessidade de se reduzir a complexidade dos sistemas de controle das aeronaves.

Sumário da invenção

[006] Em um aspecto a invenção provê métodos para controlar a velocidade de voo de uma aeronave com motor de propulsão. Os métodos podem ser

implementados através de sistemas de controle computadorizado, como por exemplo sistemas de controle de voo compreendendo os FADECs. Em várias realizações tais métodos compreendem receber um sinal de uma solicitação de controle de cruzeiro para estabelecer um modo de controle de cruzeiro na operação do motor; receber um sinal indicativo de estabilidade de voo se uma condição de estabilidade de voo for encontrada, em que a condição de estabilidade de voo é atingida quando a aeronave está numa etapa de voo estável, e em um dos níveis de transição de voo e aproximação final; ativar o modo de controle de cruzeiro ao receber do sinal de requisição de controle de cruzeiro e quando a estabilidade de condição de voo é atingida; receber um sinal de velocidade de voo indicativo da velocidade do voo e, no modo de controle de cruzeiro, ajustar automaticamente apenas o posicionamento da alavanca do motor dentro de uma dada faixa de acordo com o sinal da velocidade do voo para manter as condições da estabilidade do voo.

[007] Em outro aspecto a invenção provê sistemas de controle de velocidade de voo para controlar a velocidade de voo de aeronaves com propulsão a motor. Em várias realizações tais sistemas podem compreender um primeiro input, ou entrada, para receber um sinal de solicitação do controle de cruzeiro para estabelecer um modo de controle de cruzeiro da operação do motor, uma segunda entrada para receber um sinal indicativo de condição de estabilidade do voo, se a condição de estabilidade do voo for atingida, em que a condição de estabilidade do voo é atingida quando a aeronave se encontra numa etapa estável e em um dos níveis de transição do voo e na aproximação final; um circuito lógico para ativar o modo de controle de cruzeiro, quando do recebimento do sinal de solicitação do controle de cruzeiro e quando a condição de estabilidade do voo é atingida; uma terceira entrada, para receber um sinal de velocidade, indicativo da velocidade do voo, e um controlador do motor, no modo de controle de cruzeiro, configurado para ajustar apenas o posicionamento da alavanca do motor, dentro de uma

determinada faixa, de acordo com o sinal de velocidade de voo, para manter a condição de estabilidade de voo, enquanto estiver no modo de controle de cruzeiro.

[008] Mais detalhes destes e de outros aspectos da presente invenção ficarão mais claros com as descrições detalhadas e figuras que seguem.

Sumário da invenção

[009] A fig.1 ilustra o comportamento do Controle Lógico de Cruzeiro (CCL). O piloto ativa o controle de cruzeiro através da ativação de uma solicitação do controle de Cruzeiro, por exemplo, selecionar “Ligar o controle do cruzeiro” na etapa 12. O sistema Full Authority Digital Engine Control (FADEC), então, ativado o modo de controle do cruzeiro na etapa 18, se e somente se certas condições de voo da aeronave, altitude e atitude, por exemplo, forem estáveis (etapa 14) e, opcionalmente, a instrução da aceleração do piloto for estável (etapa 16), por exemplo, os movimentos do TLA (Throttle Lever Angle ou Ângulo da Alavanca de Injeção) não excedam um valor específico.

[010] No modo de controle do cruzeiro (passo 18), um sistema FADEC modula o fluxo do combustível do motor, através do controle da válvula de pressão, para substancialmente manter a velocidade do voo constante. A autoridade de modulação é medida para permitir um período razoável para a operação não atendida da válvula de injeção, mas não se pretende manter a velocidade durante o voo inteiro.

[011] Enquanto o modo de controle do cruzeiro (etapa 18) é ativado, um desalinhamento de aceleração do ângulo da alavanca de posicionamento de aceleração pode gradualmente aumentar até a autoridade assinada para CCL não ser mais adequada para manter a velocidade desejada, ou seja, o posicionamento de aceleração excede a faixa determinada permitida (etapa 20). Nesse ponto, o modo de controle do cruzeiro é desativado (etapa 22) e o piloto precisa reajustar a válvula de injeção e reativar o controle do cruzeiro. O modo de controle do cruzeiro pode ser desativado por uma das seguintes condições: o piloto desliga (OFF) o

controlador do cruzeiro, as condições do cruzeiro não ficam mais estáveis, a alavanca da válvula de injeção foi movida ou um movimento do regulador de pressão é aplicado além da quantidade equivalente da autoridade da CCL. Alternativamente, algumas das condições das desativações podem ser obtidas.

[012] A fig.2 mostra a relação entre o ângulo da alavanca da válvula de injeção e o posicionamento de aceleração usado pelo FADEC para controlar o fluxo de combustível. No modo de controle do cruzeiro, a alavanca da válvula de injeção permanece imutável, a menos que o piloto aplique um movimento à alavanca de válvula de injeção para desativar o modo do controle do cruzeiro, enquanto a posição da válvula de injeção e, conseqüentemente, o posicionamento de aceleração correspondente é ajustado para manter uma velocidade de voo constante. O desalinhamento da relação do posicionamento do acelerador da válvula de injeção do ângulo da alavanca assim aumenta gradualmente. Uma vez que a autoridade da lógica do controle do cruzeiro é limitada para flutuações relativamente estreitas, o modo de controle do cruzeiro é desativado quando o desalinhamento atinge um determinado limite 22, isto é, quando a posição da válvula de injeção vai além de uma determinada faixa 24. A fim de suavizar a saída do modo de controle do cruzeiro e retornar o controle ao piloto com movimentos monotônicos da válvula de injeção, um restabelecimento da banda morta 26 é integrado ao sistema. O restabelecimento da banda morta 26 provê um caminho para retornar a curva do ângulo da curva do posicionamento do acelerador da válvula de injeção quando existe um modo de controle do cruzeiro.

[013] A fig.3 mostra uma realização do sistema de controle de velocidade de voo 48 que controla a velocidade de voo da aeronave. O sistema de controle de voo 48 compreende uma primeira entrada para receber um sinal do controle requisitado do cruzeiro 34 para ativar o modo de controle do cruzeiro de operação do motor da aeronave. O sistema de controle de voo 48 ainda compreende uma segunda entrada para receber um sinal de condição de estabilidade do voo 37 indicativo de se uma condição de estabilidade de voo é atingida. Numa realização

mostrada na Fig.3, o sinal de condição de estabilidade de voo compreende um sinal de estabilidade de altitude 36 e um sinal de estabilidade de atitude 38. O sistema de controle de voo 48 ainda compreende um circuito lógico para ativação do modo de controle de cruzeiro, e assim para produzir um modo de controle de cruzeiro (CCM) sinal de ativação 42, sobre o recebimento do sinal de requisição do controle do cruzeiro 34 e quando a condição de estabilidade de voo é atingida. O sistema de controle de voo 48 também compreende uma terceira entrada para receber um sinal de velocidade de voo 40 indicativo da velocidade de voo da aeronave. Finalmente, o sistema de controle de voo 48 compreende um controlador de motor 32 para ajustar o posicionamento do acelerador 46 do motor numa dada faixa de acordo com o sinal de velocidade do voo 40 para manter a velocidade do voo substancialmente constante enquanto no modo de controle do cruzeiro. Alternativamente, o sistema de controle de voo 48 compreende uma quarta entrada para receber um sinal indicativo de uma estabilidade de uma instrução de aceleração do piloto 44. A estabilidade da instrução de aceleração do piloto age como uma condição ainda para ativar o modo de controle do cruzeiro. Em uma realização, a instrução de aceleração do piloto é o ângulo da alavanca da válvula de injeção.

[014] além disso ou na alternativa do modo de “manter altitude” descrito acima, em outro exemplo do presente arranjo há um sistema de controle de velocidade de cruzeiro provido com modos da “atividade vertical” nos quais as exigências da estabilidade são definidas para prover, por exemplo, uma velocidade constante de aproximação, ou uma velocidade constante de descida ou outra exigência, assim como discutido abaixo. Ao contrário do cruzeiro, o trabalho do piloto é grande durante a aproximação do pouso, particularmente em modular a aceleração necessária do motor para permanecer num caminho de planagem desejável ou velocidade de aproximação vertical enquanto outros sistemas de aeronaves estão prontos para aterrissar. Permitindo-se o controle FADEC simplificado de aceleração para aproximação, quando as precondições certas são

satisfeitas, o presente sistema de controle de velocidade de cruzeiro possibilita ao piloto focar a atenção em outros aspectos da aproximação enquanto a velocidade de aproximação é automaticamente regulada, como será descrito a seguir.

[015] Como descrito acima, quando no modo de manter altitude, o sistema de controle de velocidade de cruzeiro comanda os FADECs (dentro de uma faixa de operação) para manter a velocidade de cruzeiro selecionada. Alternativamente, quando em um modo ativo vertical (exceto a velocidade de elevação), o sistema de controle de velocidade de cruzeiro comanda os FADECs para automaticamente manter a velocidade desejada, enquanto em um declive estabilizado ou trajetória durante qualquer nível de transição do voo, assim como durante a aproximação final, por exemplo para manter uma trajetória descendente desejável 50 ou uma velocidade de aproximação vertical 52 (ver Fig.4). A trajetória pode ser pré-selecionada, por exemplo, como uma trajetória descendente do Sistema de Instrumento de Pouso (ILS – Instrument Landing System) ou do Sistema de Aumento de Área Larga (WAAS – Wide Area Augmentation system), ou outra trajetória que, por exemplo, conta com uma velocidade maior se a turbulência ou ventos fortes estão presentes, ou o controle de tráfico de ar instrui desse modo, e assim por diante.

[016] Consequentemente, referindo-se novamente a Fig.1, a solicitação do controle do cruzeiro 12 está ajustada quando um ajuste especificado de condições é estabelecido, tal qual quando uma solicitação do piloto é recebida. As exigências de estabilidade do voo são atingidas 14 neste exemplo quando um ajuste específico de condições tem sido estabelecido e mantido, tal qual uma condição constante de declive e/ou uma condição de velocidade vertical constante durante a aproximação final, ou qualquer outra trajetória estabilizada da aeronave durante qualquer nível de transição de voo.

[017] Quaisquer parâmetros adequados podem ser apurados ou computados, etc., para permitir ao sistema de controle monitorar a(s) condição(ões). O movimento do ângulo do Posicionamento da Alavanca (TLA) é

periodicamente e continuamente checado 16 para verificar que a TLA está dentro de 2 graus da posição original TLA quando o controle da velocidade de cruzeiro é ativado. A seleção de uma trajetória descendente adequada pode ser ajustada pelo piloto ou computador de navegação da aeronave. No caso de uma aproximação ILS, a trajetória é tipicamente determinada pelo sistema baseado no solo ILS. A aeronave é ajustada no declive desejado primeiro antes de ativar o sistema de controle de velocidade de cruzeiro, e pode ser ajustada no declive pelo piloto manualmente ou automaticamente pelo sistema de computação da aeronave. Como mencionado, o sistema de controle de velocidade de cruzeiro checará automaticamente, antes da ativação, determinar se a aeronave está sobre um trajeto estável.

[018] Se nenhuma dessas condições é atingida, o controle da velocidade de cruzeiro não é ativado, e um flag de “falha” pode ser ligado, e uma indicação correspondente mostrada no cockpit. O controle de velocidade de cruzeiro é também ajustado para desativar a satisfação de condições adequada(s), tais como quando qualquer das condições acima não são ainda satisfeitas. Na desativação, uma situação adequada pode ser mostrada no cockpit.

[019] Uma vez ativada, neste exemplo, a função do controle de velocidade de cruzeiro controle a velocidade do ar da aeronave através do aumento da velocidade do motor (N1) controle de referência dentro do FADEC. Então o sistema de controle apura parâmetros como velocidade do ar da aeronave, taxa descendente, etc. (como pode ser o caso) durante a operação, mudanças necessárias de computadores para velocidade da aeronave para ficar dentro do controle de parâmetros, então coloca os sinais FADEC N1 (que é basicamente um controle de sinal do FADEC que determina a velocidade do motor) de modo apropriado, por exemplo, aumentando ou diminuindo o N1, se necessário, para manter a aeronave dentro do parâmetro de controle do cruzeiro. A autoridade de comando de aumento do N1 pode ser limitada, como desejado. Por exemplo, a

autoridade de aumento do N1 pode ser limitada a $\pm 15\%$ N1 durante operação normal da aeronave.

[020] No evento de deixar de ativar a função de controle de velocidade de cruzeiro, o comando de aumento de N1 existente desaparece, de acordo com a banda morta reestabelecida 26 descrita acima. Por exemplo, o aumento N1 pode desaparecer linearmente em dois segundos se o desativo ocorreu devido a uma falha na função ou o piloto recebeu uma solicitação de desengajamento. Um outro exemplo, o aumento de N1 pode ser mantido constante enquanto o TLA está se movendo e então desaparecido linearmente em 2 segundos após a TLA ter permanecido dentro de $\pm 0,02$ graus para um período de tempo específico, se a função desengaja por causa do movimento da TLA acima do limiar desejável. Um exemplo limiar da TLA é de ± 2 graus.

[021] Dependendo da exigência a ser atingida, o controle da velocidade de cruzeiro pode ter qualquer ajuste adequado de condições para ativar/desativar, incluindo mais, menos condições diferentes do que aquelas especificadas no exemplo.

[022] Em uso, referindo-se à Fig.5, quando o controle de velocidade de cruzeiro é exigido pelo piloto na aproximação da decolagem, um sinal de controle de cruzeiro solicitado 34 para ativar um modo de controle de cruzeiro de operação do motor da aeronave é recebido pelo sistema de controle de voo 48. As exigências de estabilidade de voo são então verificadas e se presente, um sinal de estabilidade de voo 37 indicativo, se uma condição de estabilidade de voo for atingida, é recebida por um sistema de controle de voo. Na realização mostrada na Fig.5, o sinal de condições de estabilidade de voo compreendem um ou mais sinais indicando se a aeronave está numa trajetória descendente constante, ou tem uma aproximação constante de velocidade, ou ambos, quando desejados. O sistema de controle de voo 48 ainda compreende outras características já descritas anteriormente.

[023] Quando uma solicitação é requerida, outras exigências para capacitação do controle do cruzeiro são requeridas, tais como, se a aeronave está no solo, se a velocidade do ar da aeronave (por exemplo, velocidade do ar calibrada, número de Machs, etc.) está dentro de uma faixa permitida, a referência do motor N1 está dentro do limite permissível para a operação de controle de velocidade de cruzeiro, e se há qualquer ação de controle de cruzeiro anterior ainda sendo executada, tais como atividade da redefinição de banda morta (descrita acima) de uma ativação do sistema de controle do cruzeiro anterior. Se essas exigências existem, podem ser determinadas de qualquer maneira adequada e por qualquer parte adequada do sistema de controle completo. Como descrito com relação ao primeiro exemplo acima, uma vez que todas as condições são verificadas, o controlador do motor ajusta o posicionamento do acelerador 46 do motor (por exemplo, aumento adequado N1, ou por outro método adequado) dentro de uma determinada faixa de acordo com o sinal de velocidade do voo 40 para manter características de voo desejada, tais como trajetória descendente, velocidade de aproximação vertical, etc. substancialmente constante enquanto no modo de controle do cruzeiro.

[024] Limites permissíveis N1 para controle de autoridade podem ser quaisquer valores adequados. Por exemplo um limite N1 mais baixo pode ser 5% acima do N1 do motor inativo. O limite máximo N1 pode ser fixo ou pode variar dependendo da parte corrente do ciclo do voo. Por exemplo, no modo de altitude constante durante operação de dois motores, o limite máximo N1 pode ser ajustado para o máximo cruzeiro N1, visto que em qualquer outro modo de voo o limite máximo N1 pode ser ajustado para o N1 máximo de subida. Isso pode ser usado para colocar limites na autoridade do sistema de controle de velocidade de cruzeiro. Como discutido, a autoridade limite do sistema de velocidade de cruzeiro provê um arranjo que é benéfico aos pilotos e ainda possibilita um sistema de controle simples, relativamente barato e fácil de constatar que é bom para voar.

[025] Referindo novamente à Fig.5, em outro aspecto, o presente arranjo provê um sistema de controle de velocidade de cruzeiro que pode ser operado em uma situação de motor não operante, isto é, quando um motor é desligado durante o voo, e a propulsão da aeronave se dá somente por um outro motor. O modo OEI (One Engine Inoperative) pode ser ativado manualmente pelo piloto, ou automaticamente quando o FADEC entender que um evento da OEI ocorreu (por exemplo, um motor está acima de uma velocidade inativa e outro motor não está) enquanto o sistema de controle do cruzeiro já está ativado, ou em qualquer outra maneira adequada.

[026] Na operação OEI, o controle de velocidade de cruzeiro opera substancialmente como descrito acima, entretanto, uma vez que somente metade da potência do motor está agora disponível ao piloto (por exemplo, porque somente um motor está provendo um impulso), nesse exemplo a autoridade de comando de aumento N1 deve ser duplicada relativamente à autoridade disponível durante a operação normal de dois motores (por exemplo, nesse exemplo, $\pm 30\%$ N1), para permitir autoridade suficiente para manter a aeronave dentro dos parâmetros de controle de cruzeiro desejado. O sistema pode, com certeza, ser adaptado a qualquer arranjo multi motor adequado.

[027] O sistema descrito aqui oferece uma alternativa para uma auto-válvula de injeção integrada no sistema de piloto automático da aeronave através da restrição das condições nas quais o sistema opera. O sistema proposto remove a função da auto-válvula de injeção do sistema de piloto automático, e então o controle de velocidade da aeronave, e determina diretamente ao controle de motor digital de completa autoridade (FADEC). O controle de lógica do cruzeiro (CCL) é incorporado dentro do FADEC. O modo de controle do cruzeiro (CCM) está disponível ao piloto somente quando condições estáveis de voo são comunicadas ao FADEC.

[028] A descrição acima é apenas exemplificativa, e os entendidos na técnica reconhecerão que mudanças podem ser feitas, sem se afastar do escopo da

invenção. Ainda outras modificações, dentro do escopo da presente invenção, ficarão evidentes à luz da invenção ora revelada e das reivindicações anexas.

REIVINDICAÇÕES

1. **MÉTODO DE CONTROLE DA VELOCIDADE DE CRUZEIRO DE UMA AERONAVE COM MOTOR DE PROPULSÃO** **caracterizado** por compreender,

no sistema de controle computadorizado:

receber um sinal de solicitação de controle de cruzeiro (34) para estabelecer um modo de controle de cruzeiro de operação do motor,

receber um sinal indicativo de condição de estabilidade do voo, se uma condição de estabilidade do voo é atingida;

ativar o modo de controle de cruzeiro quando do recebimento do sinal de solicitação do controle de cruzeiro (34) e quando a condição de estabilidade de voo é atingida;

receber um sinal de velocidade do voo (40) indicativo da velocidade de voo;

no modo de controle de cruzeiro, ajustar automaticamente apenas o posicionamento de aceleração (46) do motor, dentro de determinada faixa, de acordo com sinal de velocidade de voo (40), para manter a condição de estabilidade do voo;

caracterizado pelo fato de que a condição de estabilidade do voo é atingida quando a aeronave está em uma etapa de voo estável em uma das transições de nível de voo ou aproximação final.

2. **MÉTODO**, de acordo com a reivindicação 1 **caracterizado** pelo fato de que a etapa de ajuste do posicionamento do acelerador inclui a etapa de ajustar um sinal de velocidade do motor (N1), no sistema de controle do motor (32) da aeronave.

3. **MÉTODO**, de acordo com a reivindicação 2, **caracterizado** por ainda compreender desativar o modo de controle de cruzeiro quando a condição

de estabilidade do voo não é atingida, e em que a etapa de desativação inclui diminuir suavemente qualquer sinal N1 de ajuste para zero.

4. **MÉTODO**, de acordo com a reivindicação 3, **caracterizado** pelo fato de que o ajuste é diminuído linearmente por 2 segundos se o desengajamento ocorreu devido a uma falha na função ou recebeu um desengajamento de solicitação do piloto.

5. **MÉTODO**, de acordo com a reivindicação 3, **caracterizado** por pelo fato de que o ângulo da alavanca de aceleração está em movimento, quando pelo menos um critério de estabilidade não é mais encontrado e em que a etapa de desativação inclui manter qualquer ajuste de N1 substancialmente constante, enquanto o ângulo da alavanca do acelerador está se movendo e então diminuindo o ajuste de qualquer sinal N1 para zero, uma vez que o movimento do ângulo da alavanca do acelerador cessa substancialmente.

6. **MÉTODO**, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizado** pelo fato de que a aeronave tem uma pluralidade de motores de movimentação primária, compreendendo entrar no modo OEI (one engine inactivated) quando um dos motores está inoperante, em que, no dito modo, dita faixa de posicionamento de aceleração é aumentada, para o restante da pluralidade de motores.

7. **MÉTODO**, de acordo com a reivindicação 6, **caracterizado** por ainda compreender receber um sinal indicativo de OEI (54) de dito motor inoperante e em que o modo OEI entra automaticamente quando do recebimento do sinal OEI (54).

8. **SISTEMA DE CONTROLE DA VELOCIDADE DE CRUZEIRO DE UMA AERONAVE caracterizado** por compreender:

uma primeira entrada para receber um sinal de controle de cruzeiro (34) para estabelecer um modo de controle de cruzeiro da operação do motor;

uma segunda entrada para receber um sinal de condição de estabilidade do voo (37) indicativo do atingimento da condição de estabilidade do voo;

um circuito de lógica para ativar o modo de controle de cruzeiro sobre o recebimento do sinal de solicitação do controle de cruzeiro (34) e quando a condição de estabilidade do voo é atingida;

uma terceira entrada para receber um sinal de velocidade de voo (40) indicativo da velocidade do voo;

um controlador de motor, no modo de controle de cruzeiro, configurado para ajustar apenas o posicionamento do acelerador (46) dentro de uma determinada faixa ajuste, de acordo com o sinal de velocidade de voo (40), para manter a condição de estabilidade de voo, enquanto no modo de controle do cruzeiro;

caracterizado pelo fato de que na segunda entrada a condição de estabilidade do voo é atingida quando a aeronave está numa etapa estável de voo e em uma das transições de nível de voo ou aproximação final.

9. **SISTEMA DE CONTROLE** de acordo com a reivindicação 8, **caracterizado** pelo fato de que o circuito lógico inclui um dispositivo (32) para ajustar o sinal N1 de velocidade do motor, no controlador do motor.

10. **SISTEMA DE CONTROLE** de acordo com a reivindicação 8, **caracterizado** pelo fato de que a aeronave tem uma pluralidade de motor de movimentação primária, ainda compreendendo uma quarta entrada para receber o sinal do motor inoperante OEI, e em que quando do recebimento de tal sinal o controlador do motor está configurado para aumentar dito posicionamento do acelerador para o restante da pluralidade de motores.

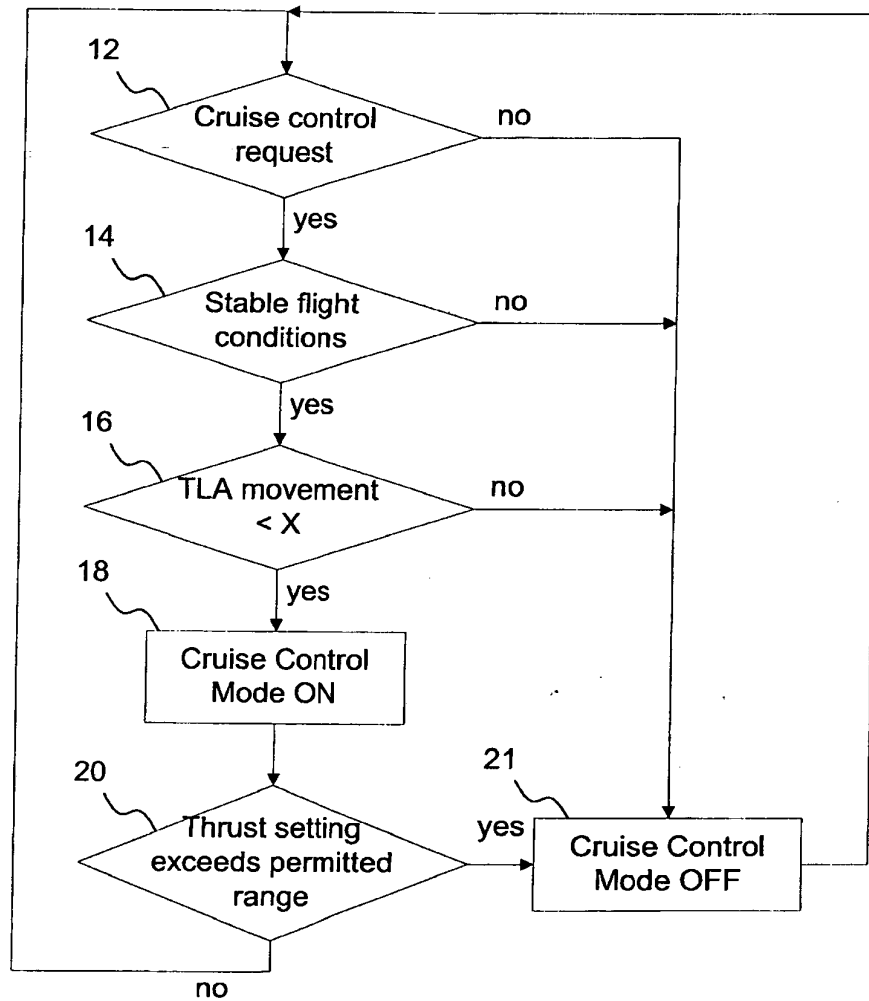


Figure 1

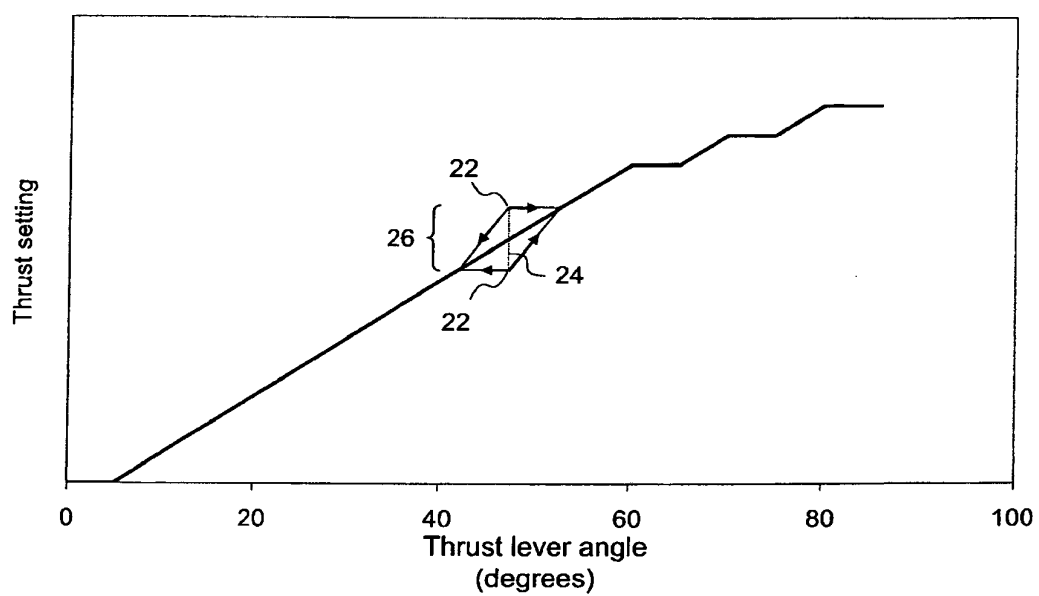


Figure 2

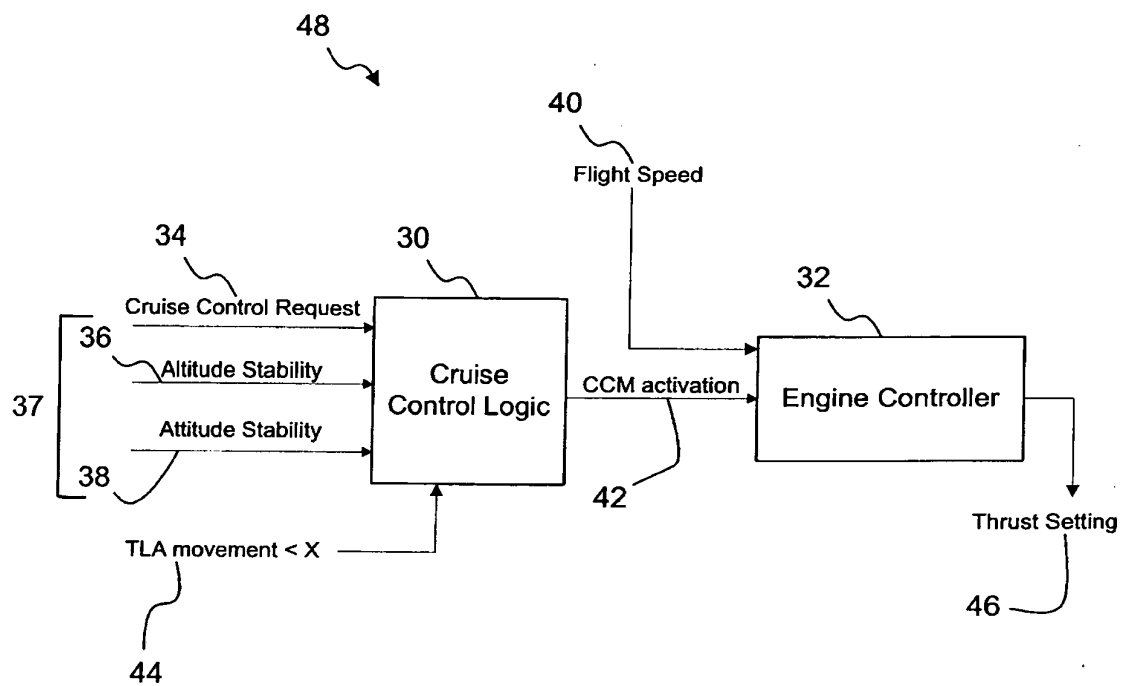


Figure 3

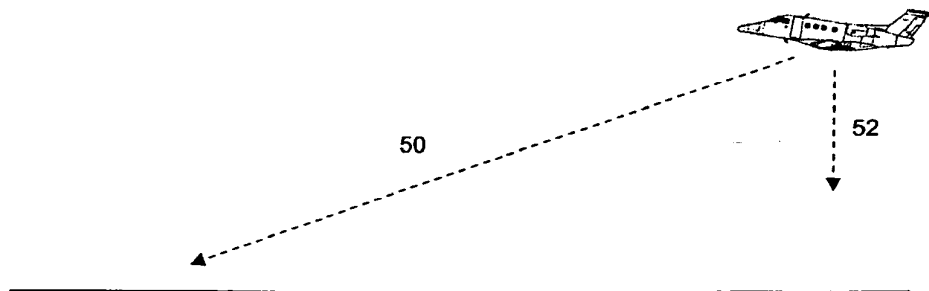


Figure 4

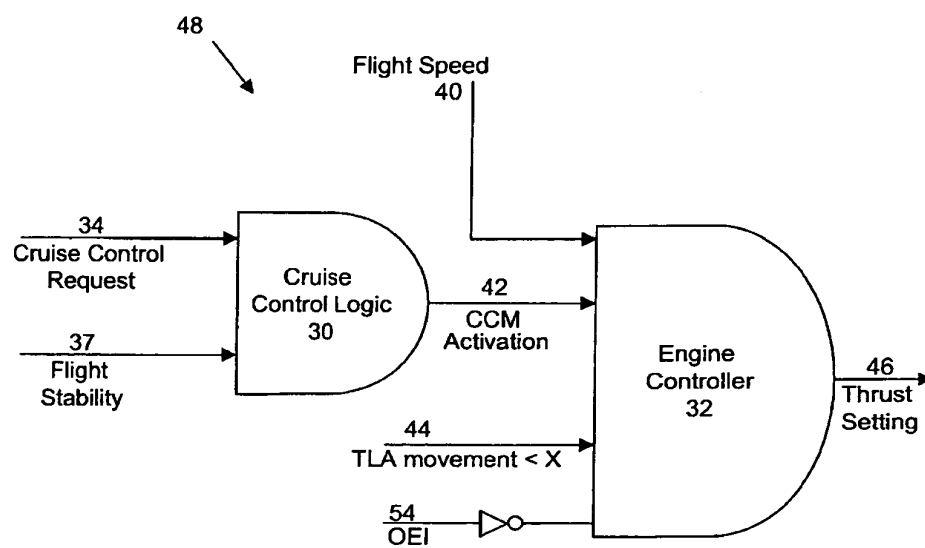


Figure 5