



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

(11) PI 0815764-2 B1



(22) Data do Depósito: 25/06/2008

(45) Data de Concessão: 10/09/2019

(54) Título: SISTEMA DE CONTROLE DE VOO, E, MÉTODO DE SEPARAR UMA ARTICULAÇÃO DE ALAVANCA DE CONTROLE

(51) Int.Cl.: B64C 13/12; B64C 13/00.

(30) Prioridade Unionista: 20/02/2008 JP 2008-039342.

(73) Titular(es): MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD..

(72) Inventor(es): MASAHIKO SATAKA.

(86) Pedido PCT: PCT JP2008061533 de 25/06/2008

(87) Publicação PCT: WO 2009/104288 de 27/08/2009

(85) Data do Início da Fase Nacional: 23/02/2010

(57) Resumo: SISTEMA DE CONTROLE DE VOO, E, MÉTODO DE SEPARAR UMA ARTICULAÇÃO DE ALAVANCA DE CONTROLE Um sistema de controle de voo de acordo com a presente invenção inclui um primeiro sensor, um computador de controle de voo, um mecanismo de ligação, uma unidade de separação e um segundo sensor detectando uma força transmitida pela primeira alavanca de controle para o mecanismo de ligação. O primeiro sensor detecta uma força aplicada por um lado externo para uma primeira alavanca de controle. O computador de controle de voo determina se ou não a adesão surge na primeira alavanca de controle com base na força detectada pelo primeiro sensor e na força detectada pelo segundo sensor e emite um comando de separação para a unidade de separação quando determinando que a adesão surge. A unidade de separação desconecta o mecanismo de ligação com base no comando de separação para separar uma conexão entre a primeira alavanca de controle e a segunda alavanca de controle.

“SISTEMA DE CONTROLE DE VOO, E, MÉTODO DE SEPARAR UMA ARTICULAÇÃO DE ALAVANCA DE CONTROLE”

CAMPO TÉCNICO

A presente invenção refere-se a um sistema de controle de voo e a um método de separar a ligação da alavanca de controle, onde duas alavancas de controle são ligadas entre si por um mecanismo de ligação. Além disso, este pedido reivindica prioridade do Pedido de Patente Japonesa No. 2008-039342 e a descrição do Pedido de Patente Japonesa No. 2008-39342 é incorporada aqui em sua totalidade por referência.

FUNDAMENTOS DA INVENÇÃO

Uma alavanca de controle inclui uma roda e uma coluna manipuladas por um piloto. O piloto pode executar uma entrada de operação de uma direção de balanço (uma entrada de balanço) girando a roda e uma entrada operacional de uma direção de arfagem (uma entrada de arfagem) empurrando e puxando a coluna. A entrada de balanço e a entrada de arfagem são convertidas em sinais elétricos por sensores de deslocamento da roda e coluna e que são introduzidos em um computador de controle de voo como um comando de arfagem e um comando de balanço (coletivamente referidos como um comando operacional). Um cálculo de lei de controle é executado com base neste comando operacional no computador de controle de vôo e superfícies de controle são acionadas por atuadores que são controlados com base no resultado do cálculo, e assim uma fuselagem (por exemplo, um avião) pode ser controlado. O Pedido de Patente Aberto ao Público Japonês JP-P 2003-335496 A descreve um sistema de controle de voo de um avião, empregando um *fly-by-wire* (sistema de controle por cabo elétrico) descrito acima.

No sistema de controle de voo empregando a alavanca de controle da roda e coluna, as alavancas de controle ao lado de um piloto e em um lado do copiloto, geralmente são mecanicamente ligadas e o controle de voo pode ser realizado se a entrada for executada por uma ou outra das duas

alavancas de controle. Uma vez que uma força (uma entrada operacional) aplicada a uma das alavancas de controle é transmitida à outra das alavancas de controle por um mecanismo de ligação, as duas alavancas de controle movem-se ao serem intertravadas.

5 Presume-se que as alavancas de controle acima descritas são aderidas em uma parte móvel. Quando as alavancas de controle são aderidas, torna-se impossível realizar o controle de voo e há possibilidade de resultar em uma perda de fuselagem.

10 A fim de evitar o estado incontrolável acima mencionado, causado pela adesão, uma técnica convencional inclui um mecanismo (um mecanismo de separação) para liberar a ligação mecânica (o mecanismo de ligação) entre ambas as alavancas de controle de alguma maneira.

15 Como uma técnica relacionada, há um sistema de controle de voo (por exemplo, Patente US No. 5782436) incluindo um mecanismo para evitar o emperramento pela geração de um deslizamento quando uma força igual a ou maior do que um valor predeterminado é aplicada pela alavanca de controle ao mecanismo de ligação. Neste caso, mesmo quando uma das alavancas de controle é emperrada, o controle de voo pode ser realizado aplicando-se uma força igual a ou maior do que o valor predeterminado à
20 outra alavanca de controle não emperrada. Entretanto, uma vez que parte emperrada não fica livre em tal técnica, é necessário aplicar uma grande força a ambos as alavancas de controle para especificar a alavanca de controle operável. Além disso, uma vez que é necessário gerar o deslizamento pela aplicação de força igual a ou maior do que um valor predeterminado, a fim de
25 evitar o emperramento, um piloto precisa constantemente introduzir uma grande força operacional. Além disso, a técnica para evitar o emperramento pela utilização do deslizamento às vezes gera o deslizamento, dependendo de algumas condições, mesmo em um caso que não o emperramento. Nesta ocasião, efeitos negativos, tais como uma falsa detecção de um sinal sensor da

alavanca de controle e uma luta entre os sistemas, cada um dos quais é conectado a ambas as alavancas de controle, pode às vezes ocorrer.

Por esta razão, é exigida uma técnica para separar uma alavanca de controle, que é aderida por uma alavanca de controle sem problemas.

Por outro lado, a Patente U.S. No. 5456428 descreve um sistema de controle de voo para realizar, quando o *fly-by-wire* está enguiçado, um suporte mecânico por encaixe utilizando-se uma embreagem.

DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

Por conseguinte, um objetivo da presente invenção é prover um sistema de controle de voo e um método de separação articulação de alavanca de controle que separa uma alavanca de controle, que está aderida de um mecanismo de ligação das alavancas de controle.

Um sistema de controle de voo de acordo com a presente invenção inclui um primeiro sensor, um computador de controle de voo, um mecanismo de ligação, uma unidade de separação e um segundo sensor. O primeiro sensor detecta uma força aplicada por um lado externo a uma primeira alavanca de controle. O segundo sensor detecta uma força transmitida pela primeira alavanca de controle ao mecanismo de ligação. O computador de controle de voo inclui uma parte de determinação de adesão, que determina se ou não a adesão aparece na primeira alavanca de controle com base na força detectada pelo primeiro sensor e a força detectada pelo segundo sensor. A parte de determinação da adesão emite um comando de separação para a unidade de separação, quando determinando que a adesão aparece na primeira alavanca de controle. O mecanismo de ligação mecanicamente conecta a primeira alavanca de controle na segunda alavanca de controle e transmite, para a segunda alavanca de controle, uma força pela primeira alavanca de controle. A unidade de separação desconecta o mecanismo de ligação com base no comando de separação, para separar uma

conexão entre a primeira alavanca de controle e a segunda alavanca de controle. De acordo com isto, são possíveis a detecção da ocorrência da adesão da alavanca de controle, especificação da alavanca de controle aderida e separação da alavanca de controle aderida.

5 Um método de separa uma articulação de alavanca de controle, de acordo com a presente invenção, é um método de separar um mecanismo de ligação, que mecanicamente conecta uma primeira alavanca de controle a uma segunda alavanca de controle diferente da primeira alavanca de controle e transmitir uma força da primeira alavanca de controle para a segunda
10 alavanca de controle. O método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com a presente invenção inclui: uma etapa de um primeiro sensor detectar uma força aplicada de um lado para a primeira alavanca de controle; uma etapa de um segundo sensor detectar uma força transmitida pela primeira alavanca de controle ao mecanismo de ligação; uma etapa de
15 determinar se ou não a adesão aparece na primeira alavanca de controle com base na força detectada pelo primeiro sensor e na força detectada pelo segundo sensor; uma etapa de emitir um comando de separação, quanto determinando que a adesão aparece na primeira alavanca de controle na etapa de determinação da adesão; e uma etapa de desconectar o mecanismo de
20 ligação com base no comando de separação, para separar uma conexão entre a primeira alavanca de controle e a segunda alavanca de controle.

Como descrito acima, o sistema de controle de voo e o método de separar a ligação da alavanca de controle de acordo com a presente invenção pode separar a alavanca de controle aderida do mecanismo de
25 ligação das alavancas de controle.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

Os objetivos, vantagens e aspectos acima e outros da presente invenção serão mais evidentes pela seguinte descrição de certas formas de realização preferidas, tomada em conjunto com os desenhos anexos, em que:

A Fig. 1 é um diagrama de blocos mostrando uma configuração de um avião nas formas de realização de acordo com a presente invenção;

5 A Fig. 2 é um diagrama de padronização de uma alavanca de controle de acordo com a presente invenção;

A Fig. 3 é uma vista mostrando um configuração de um sistema de controle de voo em uma primeira forma de realização, de acordo com a presente invenção;

10 A Fig. 4 é um fluxograma mostrando uma inteira operação de separação de ligação em um computador de controle de voo de acordo com a presente invenção;

A Fig. 5 é um fluxograma mostrando uma operação de uma processamento de determinação de adesão da primeira forma de realização de acordo com a presente invenção;

15 A Fig. 6 é um fluxograma mostrando uma operação de um processamento de separação de comando operacional de acordo com a presente invenção;

20 A Fig. 7 é um fluxograma mostrando uma operação de um processamento de acionamento de um mecanismo de separação, de acordo com a presente invenção;

A Fig. 8 é uma vista mostrando uma configuração de um sistema de controle de voo em uma segunda forma de realização, de acordo com a presente invenção;

25 A Fig. 9 é um fluxograma mostrando uma operação de um processamento de determinação de adesão da segunda forma de realização de acordo com a presente invenção;

A Fig. 10 é uma vista mostrando uma configuração de um sistema de controle de voo em uma terceira forma de realização, de acordo com a presente invenção;

A Fig. 11 é um fluxograma mostrando uma operação de um processamento de determinação de adesão da terceira forma de realização, de acordo com a presente invenção;

5 A Fig. 12 é uma vista mostrando uma configuração de um sistema de controle de voo de uma quarta forma de realização de acordo com a presente invenção;

A Fig. 13A é um fluxograma mostrando uma operação de um processamento de determinação de adesão da quarta forma de realização de acordo com a presente invenção;

10 A Fig. 13B é um fluxograma mostrando a operação do processamento de determinação de adesão da quarta forma de realização de acordo com a presente invenção;

A Fig. 14 é uma vista mostrando uma configuração de um sistema de controle de voo em uma quinta forma de realização de acordo com
15 a presente invenção; e

A Fig. 15 é um fluxograma mostrando uma operação de um processamento de determinação de adesão da quinta forma de realização de acordo com a invenção.

MELHOR MODO DE REALIZAR A INVENÇÃO

20 A seguir, com referência aos desenhos anexos, serão explicadas as formas de realização de um sistema de controle de voo e um método de separar uma articulação de alavanca de controle, de acordo com a presente invenção. As letras de referência idênticas ou similares nos desenhos mostram componentes ou processamento idênticos, similares ou equivalentes.

25 Primeira forma de realização

Na presente forma de realização, será explicado um exemplo de um sistema de controle de voo provido em um avião, empregando um *fly-by-wire* será explicado. O fly-by-wire é um método para converter a operação do piloto em sinais elétricos e introduzir os sinais a um servo-atuador elétrico-

hidráulico para eletricamente operar. A Fig. 1 é uma vista mostrando uma configuração de um avião de acordo com a presente invenção. Com referência à Fig. 1, uma operação detalhada de controle de avião empregando o fly-by-wire será explicada. Uma entrada operacional F_s para uma alavanca de controle 10 é convertida em um sinal elétrico (um comando operacional C_{pr}) por um sensor operacional 20 e é introduzida em um computador de controle de voo 30. Um movimento de fuselagem, tal como uma aceleração de uma fuselagem 60 e especificação de ar, tal como uma altitude barométrica, são detectados por um sensor 70 e são introduzidos no computador de controle de voo 30 como dados de movimento de fuselagem e como dados de ar. O computador de controle de voo 30 emite um comando atuador C_a com base no comando operacional C_{pr} , nos dados de movimento de fuselagem e nos dados do ar. O atuador 40 controla uma superfície de controle 50 com base no comando de atuador C_a para controlar um movimento da fuselagem 60. Como descrito acima, no avião empregando o fly-by-wire, o movimento do avião é controlado usando-se o computador de controle de voo 30.

A Fig. 2 é um diagrama de modelos da alavanca de controle 10 da presente forma de realização. Como mostrado na Fig. 2, a alavanca de controle 10 inclui uma roda 11 e uma coluna 12. A roda 11 é conectada à coluna 12 e gira dentro de um predeterminado ângulo, por exemplo, em torno de um eixo geométrico A. Um eixo de transferência de força (não mostrado na figura) da coluna 12 gira dentro de um predeterminado ângulo com coordenação da rotação da roda 11. A coluna 12 gira em torno de um eixo geométrico X dentro de um predeterminado ângulo, em uma parte conectando-se a um corpo principal da fuselagem. Um piloto pode introduzir uma força operacional em uma direção de balanço via o eixo de transferência de força da coluna 12, girando o manche 11 (uma entrada de balanço). Além disso, o piloto pode introduzir uma força operacional em uma direção de arfagem, empurrando e puxando o manche 11 em uma direção de eixo

geométrico Y para girar a coluna 12 (uma entrada de arfagem).

A Fig. 3 é uma vista mostrando uma configuração do sistema de controle de voo da primeira forma de realização de acordo com a presente invenção. Com referência à Fig. 3, uma configuração do sistema de controle de voo da primeira forma de realização será explicada. As seguintes explicações serão feitas com adição de “A” ou “m” às letras de referência dos componentes para um lado de piloto principal e adição de “B” ou “c” para letras de referência de components para um lado de copiloto.

O sistema de voo da primeira forma de realização inclui uma alavanca de controle de piloto principal 10A, uma alavanca de controle de copiloto 10B, uma unidade de separação 100, um mostrador 130, um computador de controle de voo 30 e um atuador 40. A alavanca de controle de piloto principal 10A e a alavanca de controle de copiloto 10B são mecanicamente conectadas entre si via mecanismos de ligação 120A e 120B. Por esta razão, uma força operacional (a entrada de balanço) em uma direção de balanço e uma força operacional (a entrada de arfagem) em uma direção de arfagem aplicadas a uma das alavancas de controle 10A e 10B são transmitidas para a outra das alavancas de controle 10A e 10B via o outro mecanismo de ligação 120A e 120B.

A alavanca de controle de piloto principal 10A inclui um sensor operacional 20A, um sensor de balanço 21A e um sensor de arfagem 22A. O sensor operacional 20A detecta deslocamentos do manche 11A na direção de balanço e da coluna 12A na direção de arfagem, para converter os deslocamentos detectados em sinais elétricos, e emite os sinais para o computador de controle de voo 30 como comandos operacionais Cprm. O sensor de balanço 21A e o sensor de arfagem 22A são fixados às partes em que uma força operacional do piloto é transmitida para a alavanca de controle de piloto principal 10A. O sensor de balanço 21A detecta uma força operacional na direção do balanço (a entrada de balanço) aplicada à roda 11A,

para converter a força detectada em um sinal elétrico, e emite o sinal elétrico para o computador de controle de voo 30 como um sinal de entrada de balanço Frm. O sensor de arfagem 22A detecta uma força operacional na direção de arfagem (a entrada de arfagem) aplicada à coluna 12A, para converter a força detectada em sinal elétrico e emite o sinal para o computador de controle de voo 30 como um sinal de entrada de arfagem Fpm. Nesta ocasião, não deve haver uma parte tendo uma possibilidade de adesão entre uma parte a que o piloto aplica uma força operacional e uma parte em que o sensor de balanço 21A e o sensor de arfagem 22A são fixados. Como sensor de balanço 21A e sensor de arfagem 22A vários sensores, por exemplo, um calibre de esforço, um sensor capacitivo, um sensor semicondutivo e um sensor piezelétrico podem ser preferivelmente usados.

Uma configuração da alavanca de controle de copiloto 10B é a mesma que a da alavanca de controle de piloto principal 10A. No íterim, um sensor de balanço 21B detecta uma força operacional na direção de arfagem aplicada a um manche 11B, para converter a força detectada em um sinal elétrico, e emite o sinal para o caracterizada pelo fato de 30 como o sinal de entrada de balanço Frc. Além disso, um sensor de arfagem 22B detecta uma força operacional na direção de arfagem aplicada a uma coluna 12B, para converter a força detectada em um sinal elétrico, e emite o sinal para o computador de controle de voo 30 como o sinal de entrada de arfagem Fpc.

A unidade de separação 100 desconecta uma conexão entre o mecanismo de ligação 120A e o mecanismo de ligação 120B, com base no controle pelo computador de controle de voo 30. Especificamente, a unidade de separação 100 inclui um sensor de balanço 101, um sensor de arfagem 102 e um mecanismo de separação 103. O sensor de balanço 101 detecta uma entrada de balanço transmitida via os mecanismos de ligação 120A e 120B para converter a entrada detectada em um sinal elétrico e emite o sinal para o computador de controle de voo 30 como o sinal de entrada de balanço Frk. O

sensor de arfagem 102 detecta a entrada de arfagem transmitida via os mecanismos de ligação 120A e 120B para converter a entrada detectada em um sinal elétrico, e emite o sinal para o computador de controle de voo 30 como o sinal de entrada de arfagem Fpk. Prefere-se que o sensor de balanço 101 e o sensor de arfagem 102 sejam providos a partes a que a entrada de balanço e a entrada de arfagem são transmitidas nos mecanismos de ligação 120A e 120B. Prefere-se que o mecanismo de separação 103 seja provido a uma parte em que o mecanismo de ligação 120A e o mecanismo de ligação 120B são conectados entre si. O mecanismo de separação 103 desconecta a conexão mecânica entre o mecanismo de ligação 120A e o mecanismo de ligação 120B com base no comando de separação Ck emitido pelo computador de controle de voo 30. Nesta ocasião, prefere-se que o mecanismo de separação 103 corte a transmissão da entrada de balanço e da entrada de arfagem. Como mecanismo de separação 103, por exemplo, um mecanismo de embreagem eletromagnética é preferivelmente usado em uma parte transmitindo a entrada de balanço e um mecanismo amortecedor hidráulico é preferivelmente usado em uma parte transmitindo a entrada de arfagem.

Os sinais emitidos por todos os sensores acima mencionados (os sensores operacionais 20A e 20B, os sensores de balanço 21A, 21B e 101 e os sensores de arfagem 22A, 22B e 102) são convertidos em sinais digitais por um condicionador de sinal (SIG. COND) e são introduzidos para uma porção de determinação de adesão 31 do computador de controle de voo 30.

O computador de controle de voo 30 inclui a porção de determinação de adesão 31, uma parte de cálculo de lei de controle 32 e uma unidade de saída 33. A porção de determinação de adesão 31 determina se ou não a adesão aparece na alavanca de controle com base na força operacional aplicada à alavanca de controle e de uma força transmitida da alavanca de controle para o mecanismo de ligação. Especificamente, com base nos sinais

de entrada de balanço Frm, Frc, Frk ou nos sinais de entrada de arfagem Fpm, Fpc, Fpk, a porção de determinação de adesão 31 determina a ocorrência da adesão (detecção da adesão) e especifica a alavanca de controle onde a adesão ocorre e emite-a como o resultado da determinação. O resultado da determinação emitido inclui um resultado de determinação J1 emitido para a unidade de saída 33, um resultado de determinação J2 emitido para a parte de cálculo de lei de controle 32 e um resultado de terminação J3 emitido para um excitador de força (PWR. DRVR).

O resultado da determinação J1 inclui informações indicando a existência ou a não existência da adesão, informações especificando a alavanca de controle onde a adesão apareceu e similares. A unidade de saída 33 converte o resultado da determinação J1 em um sinal de mostrador OUT (fora) e emite o sinal para o mostrador 130. O mostrador 130 exibe o resultado da determinação da adesão com base no sinal de mostrador OUT para ser visível. Por exemplo, o mostrador 130 é uma lâmpada relacionada com cada alavanca de controle, para notificar a existência ou a não-existência da adesão e notifica o piloto da adesão por acendimento da lâmpada. Alternativamente, o mostrador 130 é um dispositivo monitor e exibe informações mostrando a existência ou não-existência da adesão e da alavanca de controle onde a adesão surge. Além disso, um dispositivo de áudio pode ser provido, que emite sons para notificar a existência ou a não-existência da adesão e da alavanca de controle onde a adesão surge, com base no resultado da determinação J1 em lugar do mostrador 130. Neste caso, a unidade de saída 33 converte o resultado da determinação J1 em um sinal de áudio correspondendo a seu conteúdo e emite o sinal para o dispositivo de áudio. Além disso, o sistema de controle de voo pode incluir tanto o mostrador 130 como o dispositivo de áudio notificando o resultado da determinação. Se um dispositivo de saída (o mostrador 130 e/ou o dispositivo de áudio) notificando a existência ou a não existência da adesão for provido, o

piloto pode facilmente confirmar a ocorrência da adesão. Entretanto, no sistema de controle de voo de acordo com a presente invenção, uma vez que a alavanca de controle onde a adesão surge seja separada do mecanismo de ligação e não seja usada para operar como descrito abaixo, a alavanca de controle capaz de ser operada pode ser especificada sem utilização do mostrador 130. Por esta razão, a instalação do mostrador 130 pode ser omitida para reduzir pesos e custos do avião. Neste caso, entretanto, o piloto às vezes não pode determinar se ou não uma causa de estar fora de operação ser por causa da adesão.

10 O resultado da determinação J2 inclui informações indicando a existência ou a não-existência da adesão, informações especificando a alavanca de controle onde a adesão surge e similares. Quando ambas as alavancas de controle 10A e 10B não estão aderidas, a parte de cálculo de lei de controle 32 geralmente executa cálculo com base nos dados de movimento da fuselagem e dados de ar emitidos pelo sensor 70 e do comando operacional Cpr emitido pelo sensor operacional 20A ou o sensor operacional 20B, e emite um resultado de cálculo para um dispositivo de servo controle atuador (ACTR. SERV). O dispositivo de servo controle atuador emite o comando atuador Ca correspondendo ao resultado do cálculo para o atuador 40. Quando a adesão surge em uma das alavancas de controle 10A e 10B, isto é, o resultado da determinação J2 indicando a ocorrência da adesão é emitido pela porção de determinação de adesão 31, a parte de cálculo de lei de controle 32 especifica a alavanca de controle 10 onde a adesão surge com referência ao resultado da determinação J2. Em seguida, a parte de cálculo da lei de controle 32 proíbe a utilização ou introdução do comando operacional Cpr pela alavanca de controle 10, onde a adesão surge, e executa o cálculo para controlar os atuadores pela utilização do comando operacional Cpr da outra alavanca de controle 10. Por exemplo, quando a adesão surge na alavanca de controle de piloto principal 10A, a parte de cálculo da lei de controle 32

proíbe a utilização do comando operacional 20A e executa o cálculo para controlar os atuadores utilizando o comando operacional 20B. De acordo com isto, a alavanca de controle aderida é evitada de controlar superfícies de controle.

5 O resultado da determinação J3 inclui informações indicando a existência ou a não-existência da adesão. Quando a informação da determinação da adesão J3 indica a existência da adesão, o excitador de força (PWR. DRVR) emite o comando de separação Ck para controlar o mecanismo de separação 103, para separar o mecanismo de ligação ao
10 mecanismo de separação 103. O mecanismo de separação 103 desconecta a conexão mecânica entre o mecanismo de ligação 120A e o mecanismo de ligação 120B, em resposta ao comando de separação Ck, a fim de cortar a transmissão da entrada de balanço e a entrada de arfagem. De acordo com isto, a ligação mecânica entre a alavanca de controle de piloto principal 10A e
15 a alavanca de controle de copiloto 10B é desconectada e uma força de resistência gerada pela adesão pode ser evitada de ser transmitida para a alavanca de controle não aderida 10.

Aqui prefere-se que a porção de determinação de adesão 31 e a parte de cálculo da lei de controle 32 são realizadas por um dispositivo de
20 processamento, que não é mostrado na figura, executando programas armazenados em um dispositivo de armazenagem, que não é mostrado na figura.

Com referência às Figs. 4 a 7, uma operação de separação de ligação do sistema de controle de voo da primeira forma de realização de
25 acordo com a presente invenção será explicada. A Fig. 4 é um fluxograma mostrando uma inteira operação de separação de ligação do computador de controle de voo 30. Como mostrado na Fig. 4, a porção de determinação de adesão 31, de acordo com a presente invenção, determina que a adesão com base nas forças detectadas pelos sensores (os sensores operacionais 20A e

20B, os sensores de balanço 21A, 21B e 101, os sensores de arfagem 22A, 22B e 102) da alavanca de controle 10 e da unidade de separação 100 (etapa S1). Em seguida, a porção de determinação de adesão 31 executa processamento de separação do comando operacional com base no resultado da determinação de adesão na etapa S1 (etapa S2). Aqui a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não separar a entrada do comando operacional Cpr (do comando operacional Cprm ou de um comando operacional Cprc) da parte de controle de cálculo de lei de controle 32 com base no resultado da determinação da adesão. Além disso, a parte de determinação da adesão 31 executa processamento de acionamento do mecanismo de separação com base no resultado da determinação de adesão na etapa S1 (etapa S3). Aqui, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não acionar o mecanismo de separação 103, isto é, se ou não separar o mecanismo de ligação 120A do mecanismo de ligação 120B. A ordem do processamento na etapa S2 e na etapa S3 não é limitada à ordem mostrada na Fig. 4 e estas etapas podem ser executadas inversa ou simultaneamente.

A Fig. 5 é um fluxograma mostrando a operação de determinação de adesão da etapa S1 na primeira forma de realização. Com referência à Fig. 5, detalhes da operação de determinação de adesão da primeira forma de realização serão explicados. Em uma descrição a seguir, a operação de determinação de adesão será explicada tomando-se uma determinação de adesão para a entrada de balanço como um exemplo e uma explicação de uma determinação de adesão para a entrada de arfagem será omitida porque é também a mesma que aquela da entrada de balanço.

A porção de determinação de adesão 31 receber os sinais de balanço introduzidos Frm, Frc e Frk no tempo predeterminado e obtém Srm, Src e Srk correspondendo aos sinais de balanço Frm, Frc e Frk (etapa S101). Aqui, Srm, Src e Srk apresentam forças detectadas pelos sensores de balanço 20A, 20B e 101, respectivamente.

Em seguida, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não uma das respectivas magnitudes de S_{rm} e de S_{rc} (valores absolutos de S_{rm} e S_{rc}) é menor do que F_0 de um predeterminado valor de referência (etapa S102). F_0 é o valor de referência usado para determinar que uma força operacional não é aplicada pelo lado externo à alavanca de controle 10. Por esta razão, em um caso em que uma força operacional do valor de referência F_0 ou mais não é aplicada a um ou outra da alavanca de controle de piloto principal 10A e da alavanca de controle de copiloto 10B, o processamento prossegue para a etapa S103 (Sim na etapa S102) e em outros casos o processamento prossegue para a etapa S101 (Não como etapa S102).

No processamento na etapa S103 a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não a magnitude de S_{rm} (o valor absoluto de S_{rm}) é maior do que um valor de referência predeterminado F_{xm} . F_{xm} é o valor de referência usado para determinar uma magnitude de uma força operacional aplicada à alavanca de controle de piloto principal 10A. Quando o valor absoluto de S_{rm} é igual a ou menor do que F_{xm} , isto é, uma forma maior do que F_{xm} não é aplicada à alavanca de controle de piloto principal 10A, a porção de determinação de adesão 31 ajusta K_{rm} de um valor do contador a ser 0 (Não na etapa S103 e então na etapa S104). Aqui, K_{rm} é o valor do contador usado para determinar a adesão do sistema de entrada de balanço sobre o lado da alavanca de controle de piloto principal 10A. Como mencionado na descrição a seguir, K_{rm} é um barômetro mostrando uma possibilidade da adesão e, quando a magnitude de K_{rm} é grande, a possibilidade de adesão pode ser determinada ser elevada. Além disso, quando K_{rm} é igual a ou maior do que K_{rm_stk} de um valor de referência, a porção de determinação de adesão 31 determina que a adesão ocorreu no sistema de entrada de balanço no lado da alavanca de controle de piloto principal 10A.

No processamento na etapa S103, quando o valor absoluto de

Srm é maior do que o Fxm, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não uma magnitude de uma diferença entre Srm e Srk (um valor absoluto de $(Srm - Srk)$) é menor do que Fsm de um valor de referência predeterminado (etapa S105). Fsm é o valor de referência usado para determinar se ou não uma força operacional, aplicada à alavanca de controle de piloto principal 10A, é transmitida para os mecanismos de ligação 120A e 120B. Quando o valor absoluto de $(Srm - Srk)$ é menor do que Fsm, a porção de determinação de adesão 31 ajusta Krm de um valor do contador em 0 (Sim na etapa S105, e então na etapa S104). Isto é, quando uma força (uma quantidade perdida), que é perdida de uma força aplicada ao manche 11A durante a transmissão para o mecanismo de ligação 120A, é menor do que o valor de referência, a possibilidade de adesão é determinada como sendo baixa. Por outro lado, quando o valor absoluto de $(Srm - Srk)$ é igual a ou maior do que Fsm, a porção de determinação de adesão 31 adiciona 1 a Krm do valor do contador (Não na etapa S105 e então na etapa S106). Isto é, quando uma diferença (uma quantidade perdida de força) entre a força aplicada ao manche 11A e a força transmitida através do mecanismo de ligação 120A é igual ou maior do que o valor de referência predeterminado, a possibilidade da adesão é determinada ser elevada. Como descrito acima, no processamento na etapa S105, a magnitude da força que é transmitida para o mecanismo de ligação 120A da força operacional Srm na direção do balanço, aplicada à alavanca de controle de piloto principal 10A, é verificada.

Na etapa S106, na incrementação de Krm do valor do contador, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não Krm é igual a ou maior do que Krm_stk do valor de referência (etapa S107). Krm_stk é o valor de referência usado para determinar a adesão. Quando Krm é menor do que Krm_stk, o processamento prossegue para o próximo processamento (processamento na etapa S109) mantendo-se o valor de Krm (Não na etapa S107). Por outro lado, quando Krm é igual a ou maior do que

Krm_stk, STKrm é ajustado para ser 1 e o processamento prossegue para o próximo processamento (processamento na etapa S109) (Sim na etapa S107 e então na etapa S108). Nesta ocasião, Krm pode ser ajustado para ser 0. STKrm é informação mostrado a existência ou a não-existência da adesão no sinal de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A. Quando STKrm é ajustado para ser 1, STKrm mostra a ocorrência da adesão no sinal de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A e quando ajustado para ser 0, STKrm mostra a não existência da adesão. Quando STKrm é ajustado para ser 1, a porção de determinação de adesão 31 emite a informação mostrando a ocorrência da adesão no sinal de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A como o resultado da determinação J1 para a unidade de saída 33. Com base nisto, o mostrador 130 exibe para ser visível que o sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A está aderido.

No processamento na etapa S109, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não a magnitude de Src (o valor absoluto de Src) é maior do que um valor de referência predeterminado Fxc. Fxc é o valor de referência usado para determinar a magnitude de uma força operacional aplicada à alavanca de controle de copiloto 10B. Quando o valor absoluto de Src é igual a ou menor do que Fxc, isto é, uma força maior do que Fxc não é aplicada à alavanca de controle de co-piloto 10B, a porção de determinação de adesão 31 ajusta Krc de um valor do contador para ser 0 (Não na etapa S109 e então na etapa S110). Aqui, Krc é o valor do contador usado para determinar a adesão no sistema de entrada de balanço no lado da alavanca de controle de copiloto 10B. Como mencionado em uma descrição a seguir, Krc é um barômetro mostrando a possibilidade da adesão e, quando a magnitude de Krc é grande, a possibilidade de adesão pode ser determinada ser elevada. Além disso, quando Krc é igual a ou maior do que Krc_stk de um valor de referência, a porção de determinação de adesão 31 determina que a adesão

ocorreu no sistema de entrada de balanço do lado da alavanca de controle de copiloto 10B.

No processamento na etapa S109, quando o valor absoluto de Src é maior do que Fxc, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não a magnitude de uma diferença entre Src e Srk (um valor absoluto de $(Src - Srk)$) é menor do que Fsc de um valor de referência predeterminado (etapa S111). Fsc é o valor de referência usado para determinar se ou não uma força operacional aplicada à alavanca de controle de copiloto 10B é transmitida para os mecanismos de ligação 120B e 120A. Quando o valor absoluto de $(Src - Src)$ é menor do que Fsc, a porção de determinação de adesão 31 ajusta Krc de um valor do contador para ser 0 (Sim na etapa S111 e então na etapa S110). Isto é, quando uma força (um valor perdido) que é perdida de uma força aplicada ao manche 11B durante sua transmissão para o mecanismo de ligação 120B é menor do que o valor de referência, a possibilidade da adesão é determinada para ser baixa. Por outro lado, quando o valor absoluto de $(Src - Src)$ é igual a ou maior do que Fsc, a porção de determinação de adesão 31 adiciona 1 a Krc do valor do contador (Não na etapa S111 e então na etapa S112). Isto é, quando uma diferença (um valor de força perdido) entre a força aplicada ao manche 11B e a força transmitida através do mecanismo de ligação 120B é igual a ou maior do que o valor de referência predeterminado, a possibilidade da adesão é determinada ser elevada. Como descrito acima no processamento na etapa S111, a magnitude da força, que é transmitida para o mecanismo de ligação 120B da força operacional Src na direção do balanço, aplicada à alavanca de controle de copiloto 10B, é verificada.

Na etapa S112, ao incrementar Krc do valor do contador, a porção de determinação de adesão 31 determina se ou não Krc é igual a ou maior do que Krc_stk do valor de referência (etapa S113). Krc_stk é o valor de referência usado para determinar a adesão. Quando Krc é menor do que

Krc_stk, o processamento prossegue para o próximo processamento (processamento na etapa S101) mantendo o valor de Krc (Não na etapa S113). Por outro lado, quando Krc é igual a ou maior do que Krc_stk, STKrc é ajustado em 1 e o processamento prossegue para o seguinte processamento (Sim na etapa S113, e então na etapa S114). Nesta ocasião, Krc pode ser ajustado em 0. STKrc é informação mostrando a existência ou a não-existência da adesão no sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de copiloto 10B. Quando STKrc é ajustado para ser 1, STKrc mostra a ocorrência da adesão no sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de copiloto 10B e, quando STKrc é ajustada a 0, STKrc mostra a não-existência de adesão. Quando STKrc é ajustado para ser 1, a porção de determinação de adesão 31 emite a informação mostrando a ocorrência da adesão no sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de copiloto 10B como o resultado da determinação J1 para a unidade de saída 33. Com base nisto, o mostrador 130 exibe para ser visível que o sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de copiloto 10B está aderida.

A ordem do processamento das etapas S103 para S108 e das etapas S109 a S114 não é limitada à ordem acima mencionada e estas etapas podem ser executadas inversamente ou simultaneamente.

Quando a força operacional Srm aplicada à alavanca de controle 10A é igual a ou menor do que o valor predeterminado Fxm (Não na etapa S103) ou quando a diferença entre a força Srk, transmitida através do mecanismo de ligação 120A, e a força operacional Srm é menor do que Fsm (Sim na etapa S105), Krm é reajustado para ser 0. Por esta razão, mesmo quando Krm satisfaz a condição de determinação da adesão e é incrementado, Krm é reajustado para ser 0 no caso de não satisfazer as condições determinantes. Isto é, somente no caso em que Srm e Srk, levados para dentro da porção de determinação de adesão 31, continuamente satisfizer as condições determinantes mencionadas acima por um período predeterminado,

Krm é igual a ou maior do que o valor predeterminado Krm_stk e, assim, o caso é determinado como sendo adesão. Por outro lado, mesmo um caso de um estado não aderido às vezes satisfaz as condições determinantes acima mencionadas acidentalmente. Entretanto, uma vez que tal caso raramente satisfaz as condições determinantes continuamente pelo período predeterminado, Krm é reajustado para ser 0 antes de Krm alcançar Krm_stk e, assim, o caso não é determinado como sendo adesão. Como descrito acima, de acordo com a presente invenção, uma decisão errônea da adesão pode ser evitada. Além disso, estas coisas são as mesmas que aquelas para Src de entrada e entrada de arfagem para a alavanca de controle 10B.

Além disso, prefere-se que F0, Fxm, Fxc, Fsm, Fsc, Krm_stk e Krc_stk sejam ajustados com base em uma característica do sistema, uma característica da fuselagem, um ambiente do controle de voo e similares. Por exemplo, em um caso em que um atrito entre a alavanca de controle 10 e a unidade de separação 100 é estimado ser grande, prefere-se estabelecer valores grandes para Fxm, Fxc, Fsm, Fsc, Krm_stk e Krc_stk.

A determinação de adesão do sistema de entrada de arfagem é executada exatamente como o processamento de determinação de adesão acima mencionado. Como descrito acima, a porção de determinação de adesão 31 pode obter os resultados de determinação de adesão STKrm e STKrc no sistema de entrada na direção do balanço e os resultados de determinação de adesão STKpm e STKpc na direção de arfagem como resultados de determinação da determinação da adesão. A porção de determinação de adesão 31 especifica a existência ou não-existência da adesão e especifica uma parte aderida com base em STKrm, STKrc, STKpm e STKpc, e emite os resultados da determinação J1, J1 e J3.

A porção de determinação de adesão 31 emite a existência ou não-existência da adesão e da parte aderida, que são especificados com base em STKrm, STKrc, STKpm e STKpc, para a unidade de saída 33 como o

resultado de determinação J1. Por exemplo, em um caso em que STKrm for 1 e os respectivos STKrc, STKpm e STKpc forem 0, o resultado da determinação J1, mostrando a adesão do sistema de entrada de balanço na alavanca de controle de piloto principal 10A, é emitido. Alternativamente, a porção de determinação de adesão 31 pode emitir STKrm, STKrc, STKpm e STKpc como o resultado de determinação J1 para a unidade de saída 33, e a unidade de saída 33 pode emitir o sinal de exibição OUT para exibição do resultado de determinação da adesão, com base em STKrm, STKrc, STKpm e STKpc. O mostrador 130 exibe a existência ou a não existência da adesão e uma parte de ocorrência de adesão, quando a adesão ocorre. Isto possibilita que o piloto confirme a parte aderida exibida.

Além disso, a porção de determinação de adesão 31 pode emitir o resultado de determinação J1 para a unidade de saída 33, incluindo valores de Krm e Krc mostrando a possibilidade da adesão no sistema de entrada de balanço e de Kpm e Kpc mostrando a possibilidade da adesão no sistema de entrada de arfagem. Nesta ocasião, a unidade de saída 33 emite o sinal de exibição OUT para exibir um nível da possibilidade da adesão dependendo dos valores de Krm, Krc, Kpm e Kpc para o mostrador 130. De acordo com isto, o mostrador 130 pode oportunamente exibir informações mostrando o nível de possibilidade de adesão. O piloto pode especificar a alavanca de controle 10 com crescente possibilidade da adesão, confirmando o nível exibido da possibilidade da adesão e pode predizer a ocorrência da adesão. Predizendo a ocorrência da adesão, uma operação de manuseio para evitar a adesão, por exemplo, mudando a alavanca de controle 10 a ser usada, pode ser executada antes da ocorrência da adesão. Além disso, se Kpm e Kpc forem exibidos separadamente de Krm e Krc, respectivamente, uma parte provavelmente a ser aderida pode ser especificada (pode ser confirmado, por exemplo, haver a possibilidade da adesão sobre o manche no lado do copiloto).

A Fig. 6 é um fluxograma mostrando detalhes do processamento de separação do comando operacional da etapa S2. A porção de determinação de adesão 31 emite, para a parte de cálculo da lei de controle 32, o resultado da determinação de adesão J2, obtido no processamento da etapa S1 e com base nos resultados de determinação de adesão STKrm e STKrc do sistema de entrada na direção do balanço e com base nos resultados de determinação de adesão STKpm e STKpc do sistema de entrada na direção de arfagem.

Como mostrado na Fig. 6, a porção de determinação de adesão 31 confirma os valores do STKrm e STKpm no tempo predeterminado (etapa S21). Aqui, quando um de STKrm e STKpm é 1, a porção de determinação de adesão 31 emite o resultado da determinação J2 ($C_{prm}' = 0$) para ajustar o valor do comando operacional C_{prm} para ser 0 para a parte de cálculo da lei de controle 32 (Sim na etapa S21 e então na etapa S22). Neste caso, a parte de cálculo da lei de controle 32 ajusta o comando operacional C_{prm} em 0 com base no resultado da determinação J2, para proibir um controle das superfícies de controle pela alavanca de controle de piloto principal 10A. Por outro lado, tanto STKrm como STKpm são 0, a porção de determinação de adesão 31 confirma os valores de STKrc e de STKpc (Não na etapa S21, e então na etapa S23). No processamento da etapa S23, quando um do STKrc e do STKpc é 1, a porção de determinação de adesão 31 emite o resultado da determinação J2 ($C_{prc} = 0$) para ajustar o valor do comando operacional C_{prc} para ser 0 para a parte de cálculo da lei de controle 32 (Sim na etapa S23 e então na etapa S24). Neste caso, a parte de cálculo da lei de controle 32 ajusta o comando operacional C_{prc} em 0 com base no resultado da determinação J2 para proibir um controle das superfícies de controle pela alavanca de controle de copiloto 10B. Por outro lado, quando todos os valores dos STKrm, STKpm, STKrc e STKpc são 0, o processamento prossegue para a etapa S21. Neste caso, a parte de cálculo da lei de controle 32 executa, como usual, um

controle operacional utilizando o comando operacional introduzido Cprm e o comando operacional Cprc.

Como descrito acima, de acordo com a presente invenção, quando a adesão é detectada pela porção de determinação de adesão 31, pode ser proibida a utilização do comando operacional CpK pela alavanca de controle em que ocorre a adesão. Por esta razão, após ocorrer a adesão, não é necessário que o piloto realize a operação pela outra alavanca de controle, tal como anulando o comando operacional Cpk pela alavanca de controle aderida e é possível assegurar uma característica do controle de voo, mesmo que
10 aquele antes da ocorrência da adesão.

A Fig. 7 é um fluxograma mostrando detalhes do processamento de impulsão do mecanismo de separação na etapa S3. A porção de determinação de adesão 32 emite, para PWR. DRV, o resultado da determinação de adesão J3 obtido no processamento da etapa S1 e com base
15 nos resultados de determinação de adesão STKrm e STXrc do sistema de entrada na direção do balanço e com base nos resultados de determinação de adesão STKpm e STKpc do sistema de entrada na direção de arfagem.

Como mostrado na Fig. 7, a porção de determinação de adesão 31 confirma os valores de STKrm, STKpm, STKrc e STCpc, em um
20 predeterminado tempo (etapa S31). Aqui, quando um do STKrm, STKpm, STKrc e STKpc é 1, a porção de determinação de adesão 31 emite “Pr=1, Pp=1” como o resultado da determinação J3 (Sim na etapa S31 e então na etapa S32). Neste caso, PWR. DRVR gera o comando de separação Ck para separar o mecanismo de ligação 120A do mecanismo de ligação 120B, com
25 base no resultado da determinação J (Pr=1 e Pp = 1) e emite o comando gerado para o mecanismo de separação 103. O mecanismo de separação 103 corta as conexões do sistema de entrada de balanço e do sistema de entrada de arfagem dos mecanismos de ligação 120A e 120B, com base neste comando de separação Ck. Por outro lado, no processamento da etapa S31, quando

todos STKrm, STKpm e STKpc são 0, o processamento prossegue para a etapa S31 sem desconectar os mecanismos de ligação. No íterim, Pr e Pp emitidos como o resultado da determinação podem ser integrados como um sinal.

5 Como descrito acima, de acordo com a presente invenção, quando a adesão é detectada na porção de determinação de adesão 31, os mecanismos de ligação conectando as alavancas de controle 10 podem ser desconectados. Por esta razão, uma força de resistência não é aplicada à alavanca de controle aderida 10 durante a operação da alavanca de controle 10. Além disso, o piloto pode continuar um voo suave. No íterim, após a determinação de adesão e a separação dos mecanismos de ligação entre as alavancas de controle, mais determinação de adesão pode ser desnecessariamente requerida ser realizada.

Segunda forma de realização

15 Com referência às Figs. 8 e 9, uma segunda forma de realização do sistema de voo de acordo com a presente invenção será explicada. O sistema de controle de voo da segunda forma de realização é configurado adicionando-se uma função de autopiloto ao sistema de controle de voo da primeira forma de realização. Em uma descrição a seguir, somente componentes e operações diferentes daquelas da primeira forma de realização 20 serão explicados e explicações dos mesmos componentes e operações como aquelas da primeira forma de realização omitidas.

 Como mostrado na Fig. 8, o computador de controle de voo 30 de acordo com a segunda forma de realização inclui uma unidade de autopiloto 34, para realizar a função de autopiloto. Além disso, o sistema de 25 controle de voo de acordo com a segunda forma de realização é provido com um atuador de autopiloto 140, conectado a um dos mecanismos de ligação 120A e 120B. Em um exemplo mostrado na Fig. 8, o atuador de autopiloto 140 é conectado ao mecanismo de ligação 120B do lado da alavanca de

controle de copiloto 10B. A unidade de autopiloto 34 emite, em um modo de autopiloto, um sinal de controle de atuador de autopiloto Caa, com base nos dados de movimento da fuselagem e dados do ar pelo sensor 70, informações de trajeto de voo preliminarmente programada e similares. O atuador de autopiloto 140 automaticamente pilota o avião com base no sinal de controle do atuador de autopiloto Caa. Especificamente, o atuador de autopiloto 140 opera a alavanca de controle 10 via os mecanismos de ligação 120B e 120A com base no sinal de controle de atuador de autopiloto Caa. Isto é, no modo autopiloto, um comando operacional é realizado pelo atuador de autopiloto 140 operando a alavanca de controle 10 em lugar de um piloto. Nesta ocasião, uma força aplicada à alavanca de controle 10B pelo atuador de autopiloto 140 é detectada pelo sensor de rolo 21B e pelo sensor de arfagem 22B, e os deslocamentos da alavanca de controle 10B são detectados pelo sensor de direção 20B.

Além disso, no modo autopiloto, a unidade de autopiloto 34 emite um sinal de encaixe EN para a porção de determinação de adesão 31. A porção de determinação de adesão 31 pode confirmar o estado do voo no modo de autopiloto com base no sinal de encaixe EM. A unidade de autopiloto 34 pode ser realizada pelos programas executados por um dispositivo de processamento. Além disso, a unidade de autopiloto 34, dependendo de um tipo, pode ser realizada por um dispositivo que não o computador de controle de voo 30. Neste caso, a porção de determinação de adesão 31 é informada do modo de autopiloto quando o sinal de encaixe EN é levado do dispositivo para o computador de controle de voo 30.

A Fig. 9 é um fluxograma mostrando a operação de determinação de adesão na etapa S1 da segunda forma de realização. Com referência à Fig. 9, detalhes da operação de determinação de adesão da segunda forma de realização serão explicados. Na seguinte descrição, a operação de determinação de adesão será explicada levando-se a

determinação de adesão para a entrada de balanço como um exemplo, entretanto, a determinação de adesão para a entrada de arfagem é a mesma que aquela para a entrada de balanço e sua explicação é omitida.

5 A porção de determinação de adesão 31 da segunda forma de realização ajusta um parâmetro ENGap para ser 0 em um modo normal e ajusta o parâmetro ENGap para ser um valor predeterminado, por exemplo, 1 quando um sinal de encaixe EN é introduzido. No processamento de determinação de adesão da segunda forma de realização, um processamento de confirmação do parâmetro ENGap é executado em um predeterminado
10 tempo antes da etapa acima descrita S101 (etapa S201). Na etapa S201, em um caso em que ENGap é ajustado para o valor predeterminado, por exemplo, 1, isto é, em um caso do modo autopiloto, Krm e Krc são ajustados para serem 0 e o processamento prossegue para o próximo processamento (Não na etapa S201 e então na etapa S202). Em um caso em que ENGap é ajustado
15 para ser 0 na etapa S201, isto é, em um caso do modo normal, o processamento prossegue para a etapa S101 da mesma maneira que a primeira forma de realização e o processamento de determinação de adesão é executado (SIM na etapa S201).

20 Durante o modo de autopiloto, há um caso em que o piloto opera a alavanca de controle e a força operacional anula o atuador de autopiloto 140. Entretanto, uma vez que o computador de controle de voo 30 da primeira forma de realização não realiza a determinação de adesão no modo de autopiloto, é possível possibilitar que o computador de controle de voo 30 não determine a operação anulando o atuador de autopiloto 140 de ser
25 de adesão.

Terceira forma de realização

Com referência às Figs. 10 e 11, o sistema de controle de voo de uma terceira forma de realização de acordo com a presente invenção será explicado. O sistema de controle de voo da terceira forma de realização é

configurado para adicionar uma função sensora artificial ao sistema de controle de voo da primeira forma de realização. Em uma descrição a seguir, somente componentes e operações diferentes daqueles da primeira forma de realização serão explicados e explicações dos mesmos componentes e operações que aquelas da primeira forma de realização são omitidos.

Como mostrado na Fig. 10, o computador de controle de voo 30 da terceira forma de realização inclui uma unidade sensora artificial 35, para gerar uma força de reação baseada na condição de voo da fuselagem 60. Além disso, o sistema de controle de voo da terceira forma de realização é provido com um dispositivo sensor artificial 150 conectado a um ou outro dos mecanismos de ligação 120A e 120B. Em um exemplo mostrado na Fig. 10, o dispositivo sensor artificial 150 é conectado ao mecanismo de ligação 120B do lado da alavanca de controle de copiloto 10B. A unidade sensora artificial 35 emite um sinal de controle do dispositivo sensor artificial Caf gerado dependendo dos dados de movimento da fuselagem e dados do ar pelo sensor 70, uma programação sensora artificial preliminarmente ajustada e similar, para controlar o dispositivo sensor artificial 150. O dispositivo sensor artificial 150 aplica a força de reação com base no sinal de controle do dispositivo sensor artificial Caf para a alavanca de controle 10, via os mecanismos de ligação 120B e 120A.

A Fig. 11 é um fluxograma mostrando a operação de determinação de adesão da etapa S1 na terceira forma de realização. Com referência à Fig. 11, serão explicados detalhes da operação de determinação de adesão da primeira forma de realização. Na descrição a seguir, a operação de determinação de adesão será explicada tomando-se a determinação de adesão para a entrada de balanço como um exemplo, entretanto, a determinação de adesão para a entrada de arfagem é a mesma que aquela para a entrada de balanço e sua explicação é omitida.

No processamento de determinação de adesão da presente

forma de realização a adesão é determinada com base na força obtida subtraindo-se F_{af} , a força de reação do dispositivo sensor artificial, de uma diferença entre a força de direção S_{rm} para a alavanca de controle 10 e a força S_{rk} detectada na unidade de separação 100. Isto é, o processamento de

5 determinação de adesão da terceira forma de realização inclui as etapas S301 e S302 em lugar das etapas S105 e S111 do processamento de determinação de adesão da primeira forma de realização.

Especificamente, quando o valor absoluto de S_{rm} é maior do que F_{xm} no processamento da etapa S103, a porção de determinação de

10 adesão 31 determinar se ou não um valor obtido subtraindo-se um valor da força de reação F_{af} de um valor de uma diferença entre S_{rm} e S_{rk} (o valor absoluto de $(S_{rm}-S_{rk})$) é menor do que F_{sm} (etapa S301). Aqui, quando o valor obtido subtraindo-se F_{af} do valor absoluto de $(S_{rm}-S_{rk})$ é menor do que F_{sm} , a porção de determinação de adesão 31 ajusta K_{rm} de um valor de

15 contador para ser 0 (Sim na etapa S301 e então na etapa S104). Quando o valor obtido subtraindo-se F_{af} do valor absoluto de $(S_{rm}-S_{rk})$ é igual a ou mais do que F_{sm} , a porção de determinação de adesão 31 adiciona 1 a K_{rm} do valor de contador (Não na etapa S301 e então na etapa S106). Da mesma maneira, no processamento da etapa S109, quando o valor absoluto de S_{rc} é

20 maior do que F_{xc} , a porção de determinação de adesão 31 determina se um valor obtido subtraindo-se um valor da força de reação F_{af} de um valor de uma diferença entre S_{rc} e S_{rk} (o valor absoluto de " $S_{rc}-S_{rk}$ ") é menor do que F_{sc} ou não (etapa S302). Aqui, quando o valor obtido subtraindo-se F_{af} do valor absoluto de $(S_{rc}-S_{rk})$ é menor do que F_{sc} , a porção de determinação de

25 adesão 31 ajusta K_{rc} do valor de contador para ser 0 (Sim na etapa S302 e então na etapa S110). Quando o valor obtido subtraindo-se F_{af} do valor absoluto de $(S_{rc}-S_{rk})$ é igual a ou maior do que F_{sc} , a porção de determinação de adesão 31 adiciona 1 a K_{rc} do valor de contador (Não na etapa S302 e então na etapa S112).

Como descrito acima, o sistema de voo da terceira forma de realização pode realizar a determinação de adesão considerando a força de reação do dispositivo sensor artificial. Além disso, o método de determinação de adesão mencionado acima é eficaz para o caso em que um dispositivo sensor artificial variável é provido. Em um sistema de controle de voo provido com um dispositivo sensor artificial tendo uma força de reação fixa, prefere-se que a determinação de adesão seja realizada com base em F_{sm} e F_{sc} ajustados considerando-se a força de reação no método mostrado na primeira forma de realização.

Quarta forma de realização

Com referência às Figs. 12, 13A e 13B, o sistema de controle de voo de uma quarta forma de realização de acordo com a presente invenção será descrito. O sistema de controle de voo da quarta forma de realização é configurado adicionando-se uma função de confirmação de adesão ao sistema de controle de voo da primeira forma de realização. Na seguinte descrição, somente componentes e operações diferentes daquelas da primeira forma de realização serão explicados e as explicações dos mesmos componentes e operações que aqueles da primeira forma de realização são omitidos.

Como mostrado na Fig. 12, o sistema de controle de voo da quarta forma de realização inclui um comutador de confirmação (uma confirmação SW) 160. O piloto confirma o resultado da determinação de adesão exibido no mostrador 130 e executa a separação do mecanismo de ligação operando a confirmação SW 160, quando a adesão ocorre. Mesmo quando detectando a adesão, a porção de determinação de adesão 31 da quarta forma de realização não realiza o controle de separação do mecanismo de ligação até um comando de confirmação C_c para ordenar a separação ser introduzido pela confirmação SW 160.

As Figs. 13A e 13B são fluxogramas mostrando a operação de determinação de adesão na etapa S1 da quarta forma de realização. Com

referência às Figs. 13A e 13B, detalhes da operação de determinação de adesão da primeira forma de realização serão explicados. Na seguinte descrição, a operação de determinação de adesão será explicada tomando-se a determinação de adesão para a entrada de balanço como um exemplo, 5
entretanto, a determinação de adesão para a entrada de arfagem é a mesma que aquela para a entrada de balanço e sua explicação é omitida.

No processamento de determinação de adesão da quarta forma de realização, a etapa S401 é incluída em lugar da etapa S108 da primeira forma de realização e a etapa S402 é incluída em lugar da etapa S114 e um 10
processamento de confirmação (etapas S403 a S405), com base no sinal de confirmação Cc é ainda adicionado.

Especificamente, quando Krm é igual a ou maior do que Krm_stk no processamento da etapa S107, a porção de determinação de adesão 31 ajusta XSTKrm para ser 1 e reajusta Krm (etapa S401). XSTKrm é 15
um sinalizador de determinação de adesão antes da confirmação do sistema de entrada de balanço do lado do piloto principal. Por exemplo, XSTKrm é ajustado para ser 0 como um valor inicial (não-aderido) e mostra a adesão quando ajustado para ser 1. Quando XSTKrm é ajustado para ser 1, a porção de determinação de adesão 31 emite informações mostrando a ocorrência da 20
adesão no sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A para a unidade de saída 33 como o resultado da determinação J1. De acordo com isto, o mostrador 30 exibe para ser visível que o sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10 está aderida. Da mesma maneira, quando Krc é igual a ou mais do que Krc_stk no 25
processamento da etapa S113, a porção de determinação de adesão 31 ajusta XSTKrc para ser 1 e reajusta Krc (etapa S402). Similarmente, XSTKpm mostra o sinalizador de determinação de adesão antes da confirmação do sistema de entrada de arfagem do lado do piloto principal, XSTKrc mostra o sinalizador de determinação de adesão antes da confirmação do sistema de

entrada de balanço do lado do copiloto e XSTKpc mostra o sinalizador de determinação de adesão antes da confirmação do sistema de entrada de arfagem no lado do copiloto. Quando XSTKrm é ajustado para ser 1, a porção de determinação de adesão 31 emite informações mostrando a ocorrência da adesão no sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A para a unidade de saída 33 como o resultado da determinação J1. De acordo com isto, o mostrador 130 exibe para ser visível que o sistema de entrada de balanço da alavanca de controle de piloto principal 10A está aderido.

Em um caso de Não na etapa S102, em um caso em que o processamento na etapa S110 está completado, em um caso de Não na etapa S113 e em um caso em que o processamento na etapa S402 está completado, a porção de determinação de adesão 31 confirma um valor ajustado ao parâmetro SWk (etapa S403). Aqui, SWk é um parâmetro cujo valor é ajustado pelo sinal de confirmação Cc. SWk é ajustado a “Confirmado” com base no sinal de confirmação Cc mostrando a confirmação, SWk é ajustado para “Reajustado” com base no sinal de confirmação Cc mostrando o reajuste, e SWk é ajustado para “Não-operado” com base no sinal de confirmação Cc mostrando a não-operação. Quando SWk é ajustado em “Confirmado”, a porção de determinação de adesão 31 ajusta XSTKrm, XSTkpm, XSTKrc E XSTKpc em STKrm, STKpm, STKrc e STKpc, respectivamente (etapa S404). Nesta ocasião, a porção de determinação de adesão 31 pode emitir um sinal para deletar o mostrador, indicando a adesão para o mostrador 130, via a unidade de saída 33. Quando SWk é ajustado em “Reajustado”, a porção de determinação de adesão 31 ajusta todos os XSTKrm, XSTKpm, XSTKrc e XSTKpc para serem 0 (etapa S405). Nesta ocasião, a porção de determinação de adesão 31 pode emitir o sinal para deletar o mostrador indicando a adesão para o mostrador 130 via a unidade de saída 33. Quando SWk é ajustado para “Não-operado” na etapa S403, o processamento prossegue para o próximo

processamento sem qualquer operação.

Como descrito acima, de acordo com o sistema de controle de voo da quarta forma de realização, a separação do mecanismo de ligação entre as alavancas de controle pode ser realizada após a adesão ser confirmada pelo piloto. Por esta razão, a separação em um tempo não pretendido pelo piloto pode ser evitado. Além disso, uma vez que a separação do mecanismo de ligação é realizada com base na operação do piloto, a separação causada por uma decisão errônea do computador de controle de voo 30 pode ser evitada.

Quinta forma de realização

Com referência às Figs. 14 e 15, o sistema de controle de voo de uma quinta forma de realização de acordo com a presente invenção será descrito. O sistema de controle de voo da quinta forma de realização é configurado adicionando-se uma determinação ordenando a função para o sistema de controle de voo da primeira forma de realização. Na seguinte descrição, somente componentes e operações diferentes daqueles da primeira forma de realização serão explicados e as explicações dos mesmos componentes e operações que aquelas da primeira forma de realização são omitidos.

Como mostrado na Fig. 14, o sistema de controle de voo da quinta forma de realização inclui um comutador de determinação (uma determinação SW) 170. Quando desejando-se confirmar a adesão, o piloto pode ordenar o computador de controle de voo 30 a realizar a determinação de adesão operando a determinação SW 170. A porção de determinação de adesão 31 da quinta forma de realização realizar o processamento de adesão com base em uma determinação de sinal Cj pela determinação SW 170.

A Fig. 15 é um fluxograma mostrando a operação de determinação de adesão na etapa S1 da quinta forma de realização. Com referência à Fig. 15, detalhes da operação de determinação de adesão da presente forma de realização serão explicados. Na seguinte descrição, a

operação de determinação de adesão será explicada tomando-se a determinação de adesão para a entrada de balanço como um exemplo, entretanto, a determinação de adesão para a entrada de arfagem é a mesma que aquela da entrada de balanço e sua explicação é omitida.

5 No processamento de determinação de adesão da quinta forma de realização, o processamento de confirmação de SWjdg é executado em tempo predeterminado antes da etapa S101 da primeira forma de realização (etapa S501). SWjdg é um sinalizador de ordenação de determinação ajustado para ser “1 (Determinar)” ou “0 (Reajustado)” dependendo do sinal de
10 determinação introduzido Cj. Quando SWjdg não é ajustado para ser “Determinar”, por exemplo, quando ajustado para ser “0”, a porção de determinação de adesão 31 ajusta Krm e Krc para ser 0 (etapa S502), e o processamento prossegue para o próximo processamento (Não na etapa S501). Por outro lado, quando SWjdg é ajustado para ser “Determinar” na
15 etapa S501, o processamento muda para a etapa S101 e executa o processamento de determinação de adesão da mesma maneira que na primeira forma de realização (Sim na etapa S501).

 Como descrito acima, uma vez realizando a determinação de adesão com base na operação da confirmação SW 170 pelo piloto, o sistema
20 de controle de voo da quarta forma de realização não executa constantemente o processamento de determinação de adesão. Uma vez que o piloto pode realizar uma determinação de mau funcionamento somente em um modo de determinação operando o comutador de determinação quando o piloto determina que há a possibilidade da adesão, a separação no tempo não
25 pretendido pelo piloto pode ser evitada e também a separação causada por uma decisão de adesão errônea pode ser evitada. Além disso, uma carga de processamento do computador de controle de voo pode ser reduzida.

 As formas de realização da presente invenção foram descritas acima, entretanto, suas configurações concretas não são limitadas àquelas das

formas de realização descritas acima e configurações modificadas, que não se desviem do escopo da invenção, são também incluídas na presente invenção. Além disso, as primeira a quinta formas de realização podem ser combinadas com um escopo técnico livre de contradições.

REIVINDICAÇÕES

1. Sistema de controle de voo, compreendendo:

um primeiro sensor, configurado para detectar uma força aplicada de um lado externo a uma primeira alavanca de controle;

5 um mecanismo de ligação configurado para mecanicamente conectar dita primeira alavanca de controle a uma segunda alavanca de controle diferente de dita primeira alavanca de controle e transmitir uma força de dita primeira alavanca de controle para dita segunda alavanca de controle;

um computador de controle de voo incluindo uma porção de determinação de adesão que é configurada para determinar se ou não a adesão surge em dita primeira alavanca de controle; e

10 uma unidade de separação configurada para desconectar dito mecanismo de ligação com base em um comando de separação, para separar uma conexão entre dita primeira alavanca de controle e dita segunda alavanca de controle,

em que dita porção de determinação de adesão emite dito comando de separação para dita unidade de separação, quando determinando que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle,

o sistema de controle de voo caracterizado pelo fato de que:

20 o sistema de controle de voo compreende um segundo sensor detectando uma força transmitida de dita primeira alavanca de controle para dito mecanismo de ligação, e

a dita porção de determinação de adesão é configurada para determinar se ou não a adesão surge em dita primeira alavanca de controle com base em dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor.

2. Sistema de controle de voo de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de dita porção de determinação de adesão ser configurada para determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca

de controle quando o número de vezes de casos, em que uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor é igual a ou maior do que um valor de referência.

3. Sistema de controle de voo de acordo com a reivindicação 1 ou 2, caracterizado pelo fato de dita porção de determinação de adesão ser configurada para determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle quando o número de vezes de casos, em que uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor, é igual a ou maior do que um valor de referência, é igual a ou maior do que um valor predeterminado.

4. Sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de dito primeiro sensor incluir:

um primeiro sensor de balanço, configurado para detectar uma força em uma direção do balanço com respeito a dita primeira alavanca de controle, e

um primeiro sensor de arfagem, configurado para detectar uma força em uma direção de arfagem com respeito a dita primeira alavanca de controle,

em que dito segundo sensor inclui:

um segundo sensor de balanço, configurado para detectar uma força em uma direção de balanço com respeito a dita primeira alavanca de controle, transmitida via dito mecanismo de ligação, e

um segundo sensor de arfagem, configurado para detectar uma força em uma direção de arfagem com respeito a dita primeira alavanca de controle, transmitida via dito mecanismo de ligação,

em que dita porção de determinação de adesão é configurada para determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle quando uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor de balanço e dita força detectada por dito segundo sensor de balanço é igual a ou

maior do que um primeiro valor de referência ou quando uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor de arfagem e dita força detectada por dito segundo sensor de arfagem é igual a ou maior do que um segundo valor de referência.

5 5. Sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

um dispositivo sensor artificial, configurado para aplicar uma força de reação a pelo menos uma de dita primeira alavanca de controle e dita segunda alavanca de controle,

10 em que dita porção de determinação de adesão é configurada para determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle quando um valor obtido subtraindo-se um valor de dita força de reação de um valor de uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada pelo dito segundo sensor é igual a ou maior do que um
15 valor de referência.

6. Sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 5, caracterizado pelo fato de dita porção de determinação de adesão ser configurada para parar um processamento de determinação de adesão em um modo de autopiloto.

20 7. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

um dispositivo de saída configurado para emitir um resultado da determinação de adesão de dita porção de determinação de adesão em uma maneira que um piloto possa confirmar dito resultado da determinação.

25 8. Sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 7, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

um comutador de determinação, configurado para emitir um sinal de determinação, em resposta a uma operação por um piloto,

em que dita porção de determinação de adesão é configurada

para determinar dita adesão com base em dito sinal de determinação.

9. Sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 8, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

5 um sensor de deslocamento, configurado para detectar um deslocamento de dita primeira alavanca de controle,

em que dito computador de controle de voo é configurado para controlar superfícies de controle com base em dito deslocamento detectado por dito sensor de deslocamento, e

10 em que dita porção de determinação de adesão é configurada para proibir dito controle de ditas superfícies de controle, com base em dito deslocamento detectado por dito sensor de deslocamento, quando determinando que dita adesão ocorre em dita primeira alavanca de controle.

10. Sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 9, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

15 um comutador de confirmação, configurado para emitir um sinal de confirmação em resposta a uma operação do piloto,

em que dito computador de controle de voo é configurado para emitir dito comando de separação com base em dito sinal de confirmação.

20 11. Método de separar uma articulação de alavanca de controle, que é um método de separar um mecanismo de ligação que mecanicamente conecta uma primeira alavanca de controle a uma segunda alavanca de controle diferente de dita primeira alavanca de controle e transmite uma força de dita primeira alavanca de controle para dita segunda alavanca de controle, dito método caracterizado pelo fato de compreender:

25 um primeiro sensor detectando a força aplicada por um lado externo a dita primeira alavanca de controle;

um segundo sensor detectando uma força transmitida por dita primeira alavanca de controle para dito mecanismo de ligação;

determinar se ou não a adesão surge em dita primeira alavanca

de controle com base em dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor;

emitir um comando de separação, quando determinando que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle em dita etapa de dita
5 determinação de adesão; e

desconectar dito mecanismo de ligação com base em dito comando de separação, para separar a conexão entre dita primeira alavanca de controle e dita segunda alavanca de controle.

12. Método de separar uma articulação de alavanca de controle
10 de acordo com a reivindicação 11, dito método caracterizado pelo fato de dita etapa de dita determinação de adesão incluir:

calcular uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor, e

determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de
15 controle quando dita diferença entre ditas forças é igual a ou maior do que um valor de referência.

13. Método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com a reivindicação 11 ou 12, dito método caracterizado pelo fato de dita etapa de dita determinação de adesão incluir:

20 calcular uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor,

contar o número de vezes de casos, em que dita diferença entre ditas forças é igual a ou maior do que um valor de referência, e

determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de
25 controle quando dito número de vezes de casos é igual a ou maior do que um valor predeterminado.

14. Método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 13, dito método caracterizado pelo fato de dita etapa de dito primeiro sensor detectando uma

força aplicada por um lado externo a dita primeira alavanca de controle incluir:

um primeiro sensor de balanço detectando uma força em uma direção de balanço com respeito a dita primeira alavanca de controle, e

5 um primeiro sensor de arfagem detectando uma força em uma direção de arfagem com respeito a dita primeira alavanca de controle,

em que dita etapa de dito segundo sensor detectando uma força transmitida por dita primeira alavanca de controle para dito mecanismo de ligação incluir:

10 um segundo sensor de balanço detectando uma força em uma direção de balanço com respeito a dita primeira alavanca de controle, transmitida via dito mecanismo de ligação, e

um segundo sensor de arfagem detectando uma força em uma direção de arfagem com respeito a dita primeira alavanca de controle,

15 transmitida via dito mecanismo de ligação;

em que dita etapa de dita determinação de adesão inclui:

determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle quando uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor de balanço e dita força detectada por dito segundo sensor de balanço é
20 igual a ou maior do que um primeiro valor de referência ou quando uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor de arfagem e dita força detectada por dito segundo sensor de arfagem é igual a ou maior do que um segundo valor de referência.

15. Método de separar uma articulação de alavanca de controle
25 de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 14, dito método caracterizado pelo fato de compreender ainda:

aplicar uma força de reação a pelo menos uma de dita primeira alavanca de controle e dita segunda alavanca de controle,

em que dita etapa de dita determinação de adesão inclui:

calcular um valor subtraindo um valor de dita força de reação de um valor de uma diferença entre dita força detectada por dito primeiro sensor e dita força detectada por dito segundo sensor, e

determinar que dita adesão surge em dita primeira alavanca de controle quando dito valor, obtido subtraindo-se dito valor de dita força de reação de dito valor de dita diferença entre ditas forças, é igual a ou maior do que um valor de referência.

16. Método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 15, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

a dita porção de determinação de adesão parar um processamento de determinação de adesão em um modo de autopiloto.

17. Método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 16, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

emitir um resultado da determinação de adesão de dita etapa de dita determinação de adesão de uma maneira que o piloto possa confirmar dito resultado de determinação.

18. Método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 17, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

emitir um sinal de determinação, em resposta a uma operação pelo piloto,

em que dita etapa de dita determinação de adesão incluir:

determinar dita adesão com base em dito sinal de determinação.

19. Método de separar uma articulação de alavanca de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 18, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

detectar um deslocamento de dita primeira alavanca de controle; e

controlar superfícies de controle com base em dito deslocamento,

5 em que dita etapa de dita determinação de adesão incluir:

proibir dito controle de ditas superfícies de controle com base em dito deslocamento, quando determinando que dita adesão ocorre em dita primeira alavanca de controle.

20. Método de separar uma articulação de alavanca de controle
10 de acordo com qualquer uma das reivindicações 11 a 19, caracterizado pelo fato de compreender ainda:

emitir um sinal de confirmação, em resposta a uma operação de um piloto,

em que dita etapa de emitir um comando de separação incluir:

15 emitir dito comando de separação com base em dito sinal de confirmação.

Fig. 1

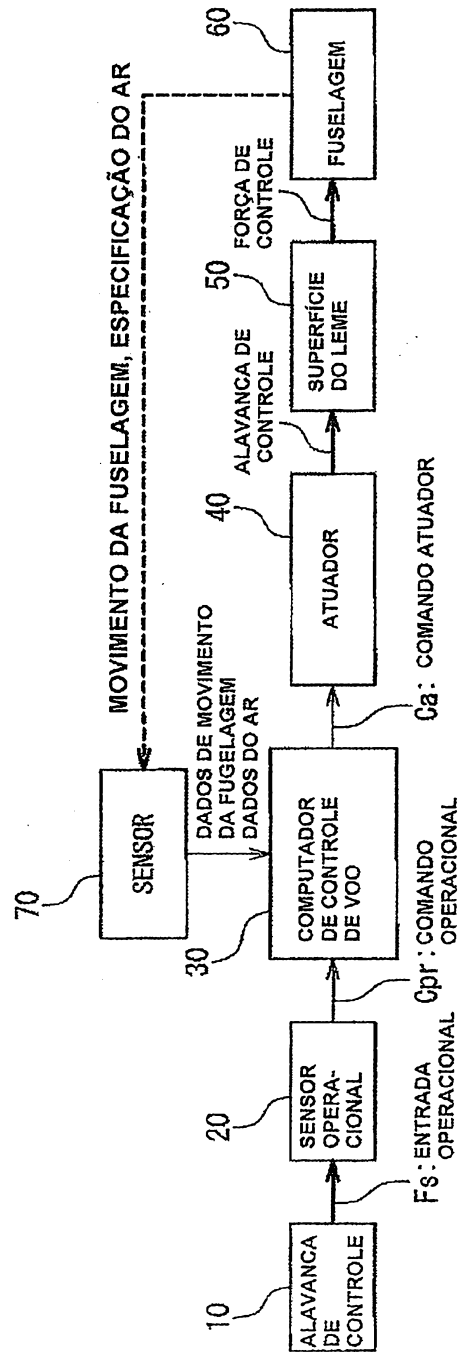


Fig. 2

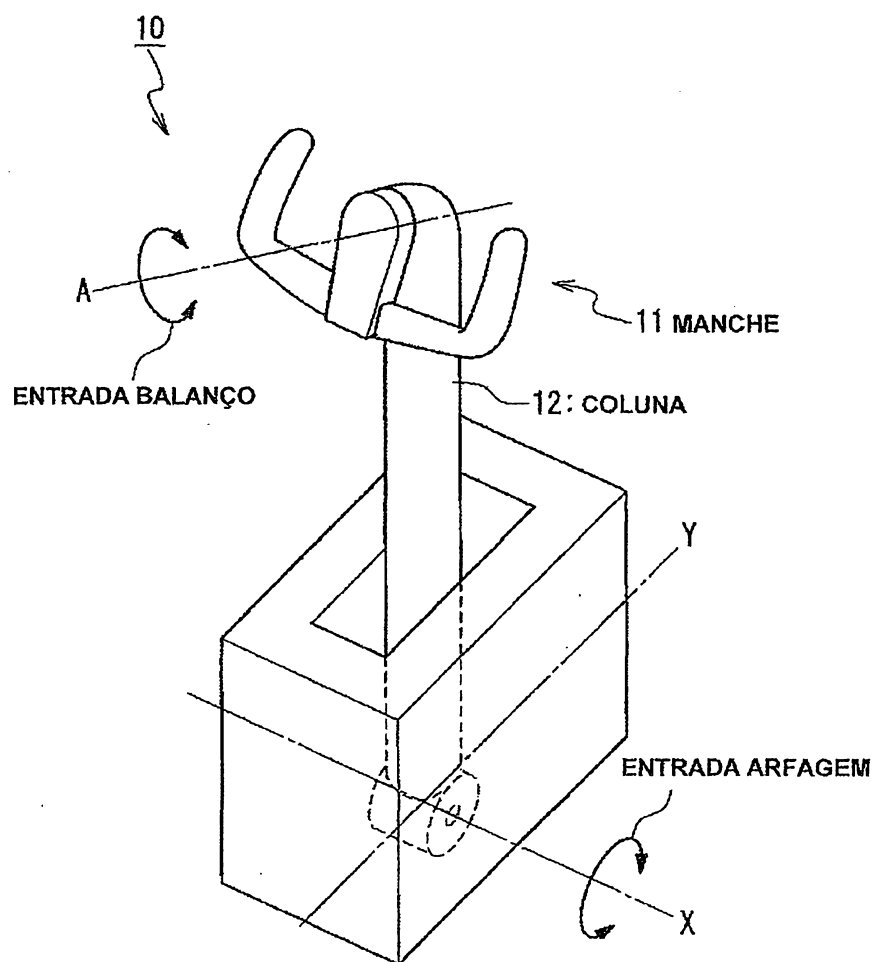


Fig. 4

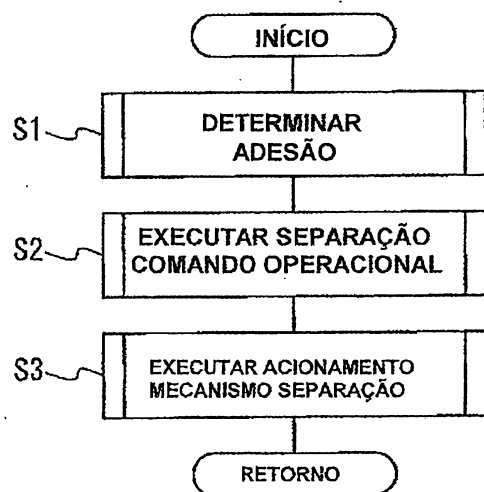


Fig. 5

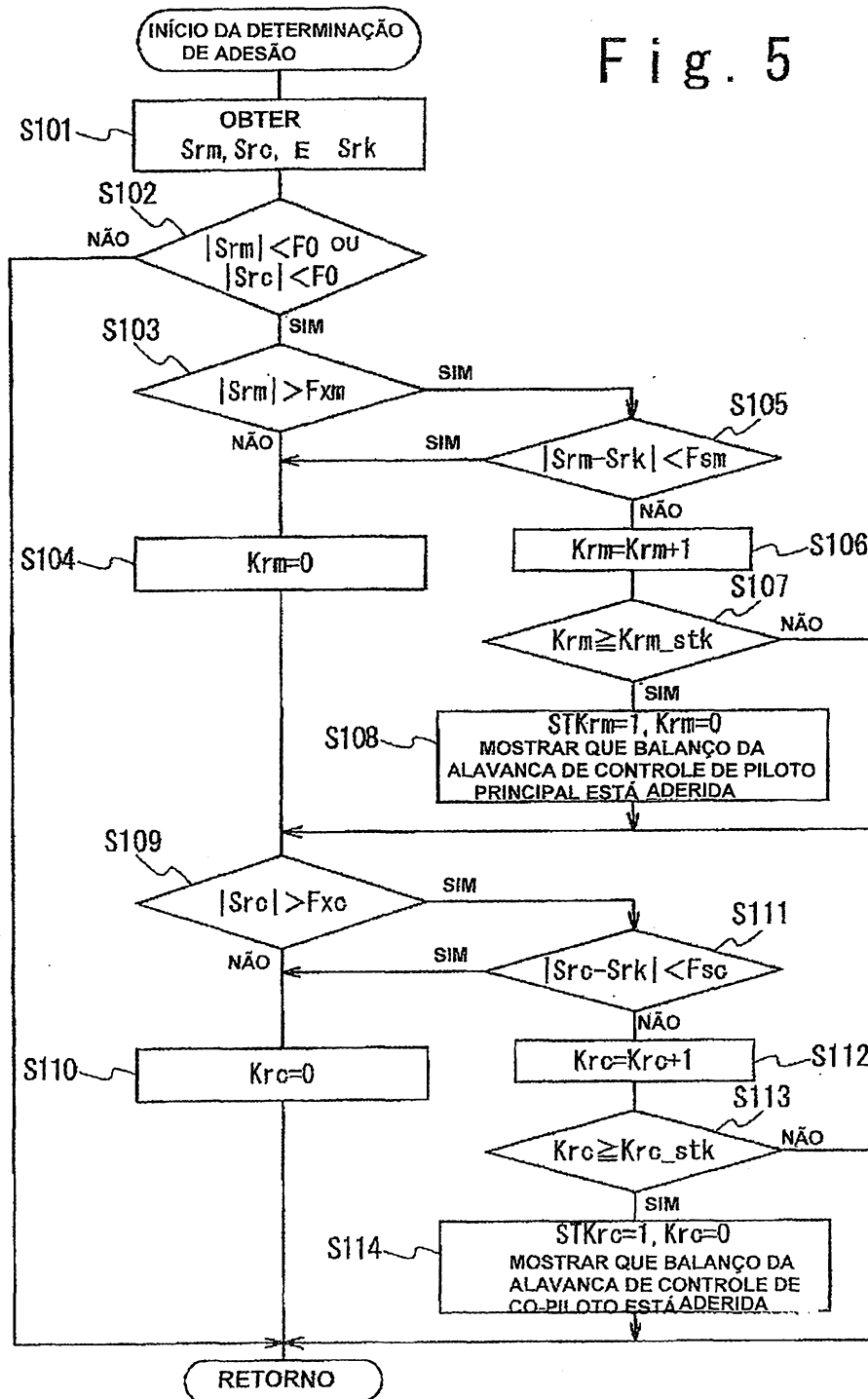


Fig. 6

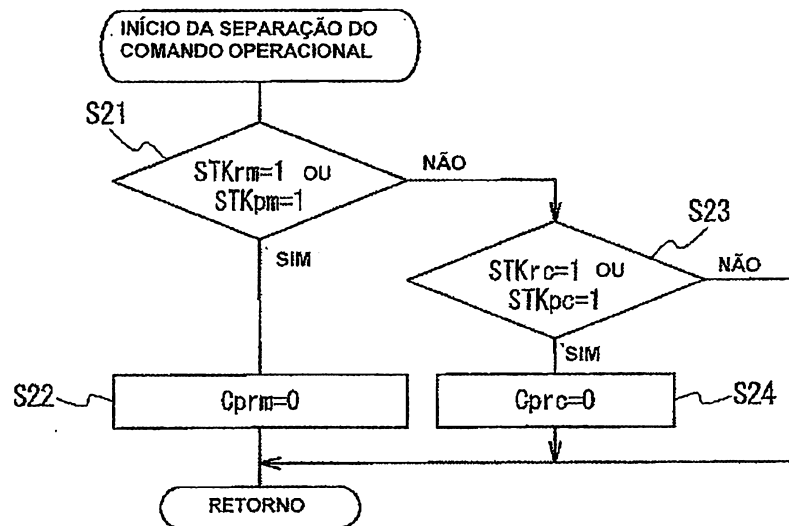


Fig. 7

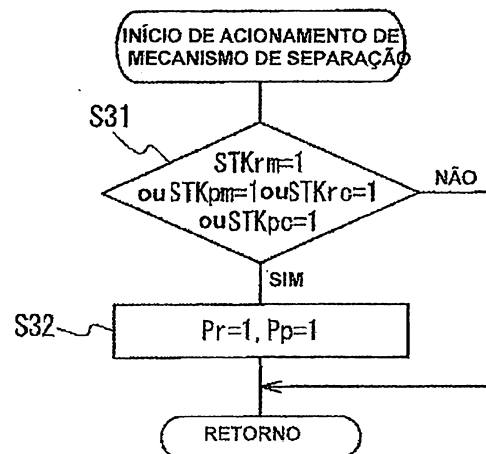


Fig. 8

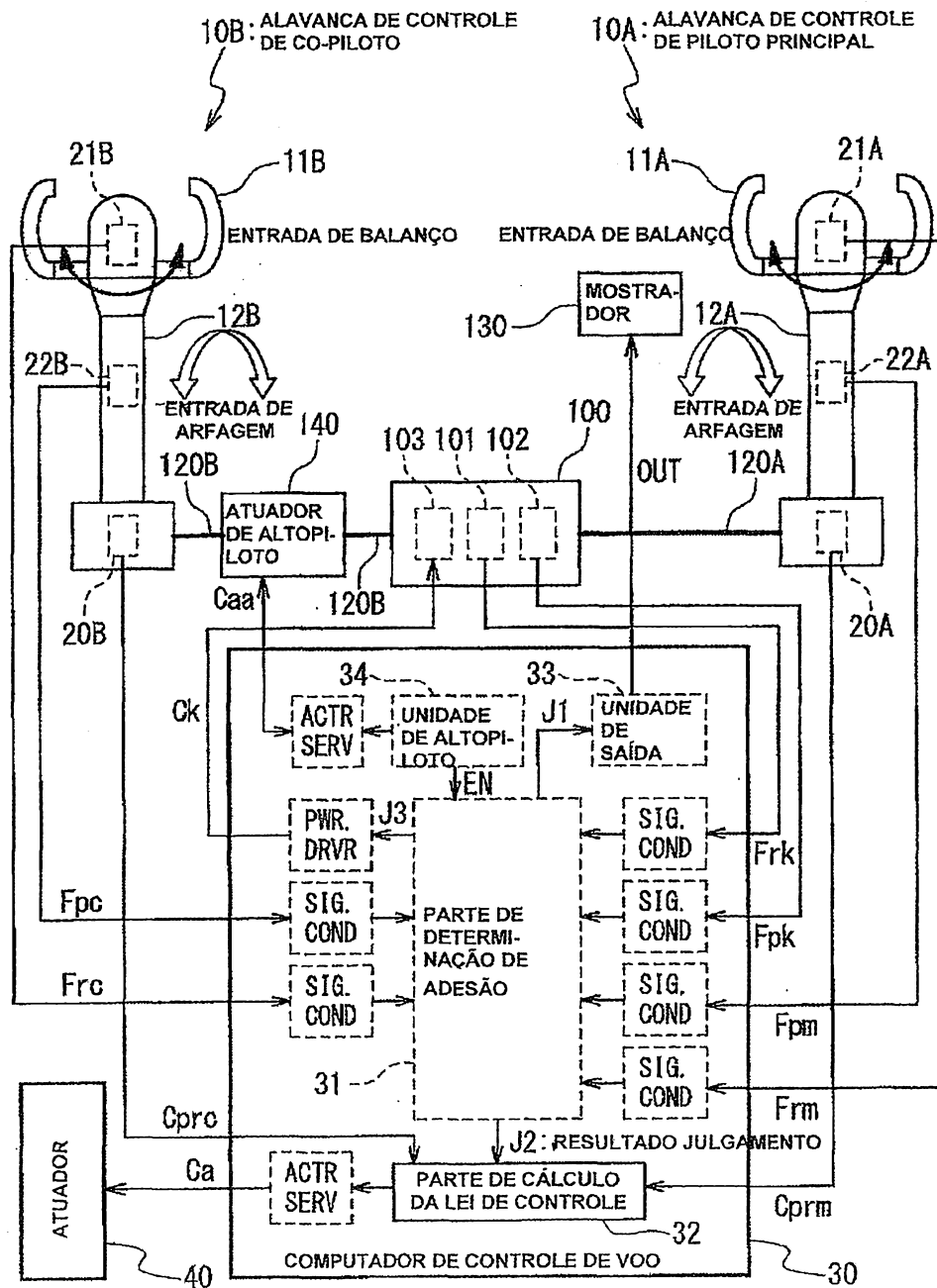


Fig. 9

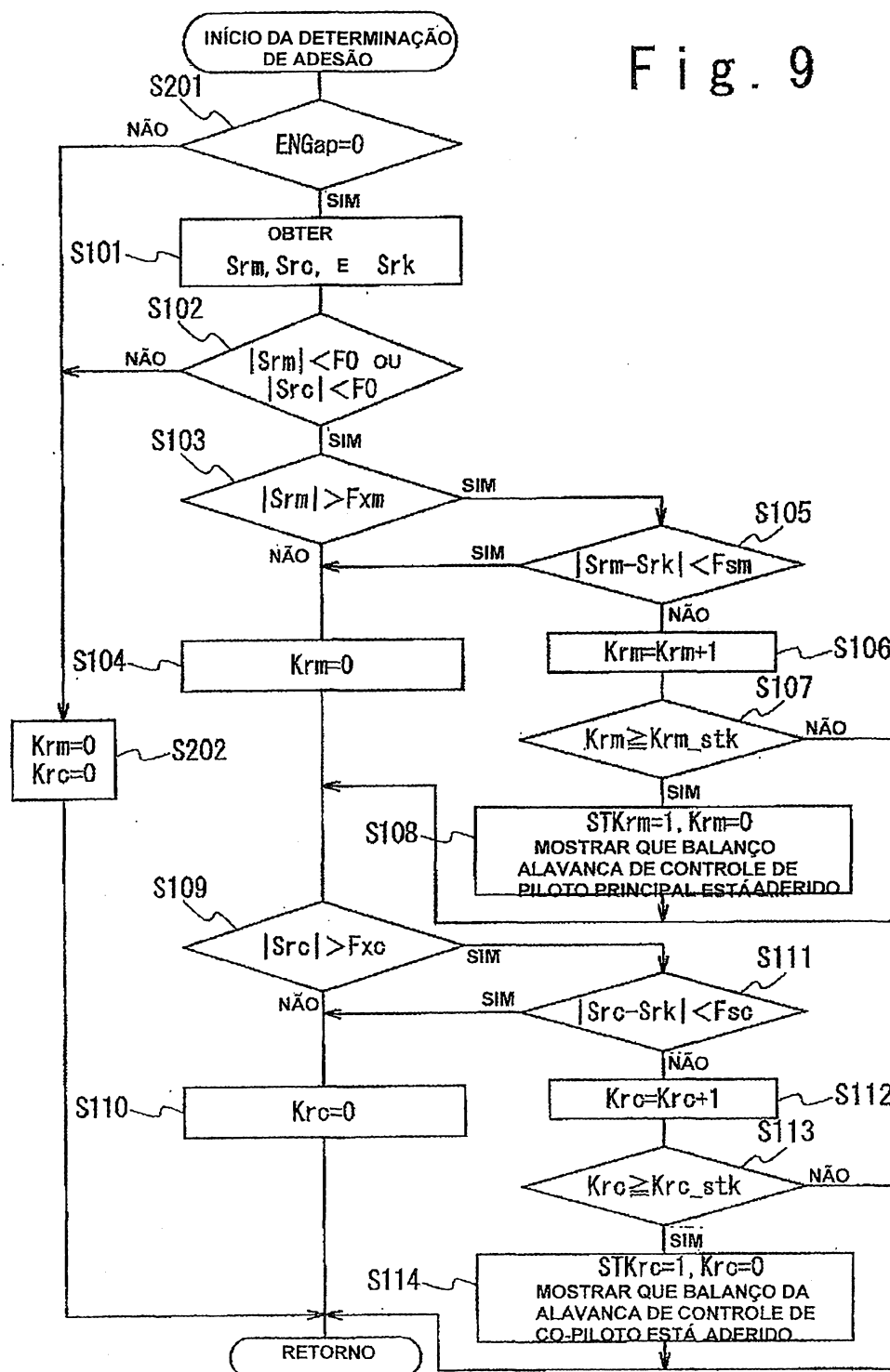


Fig. 10

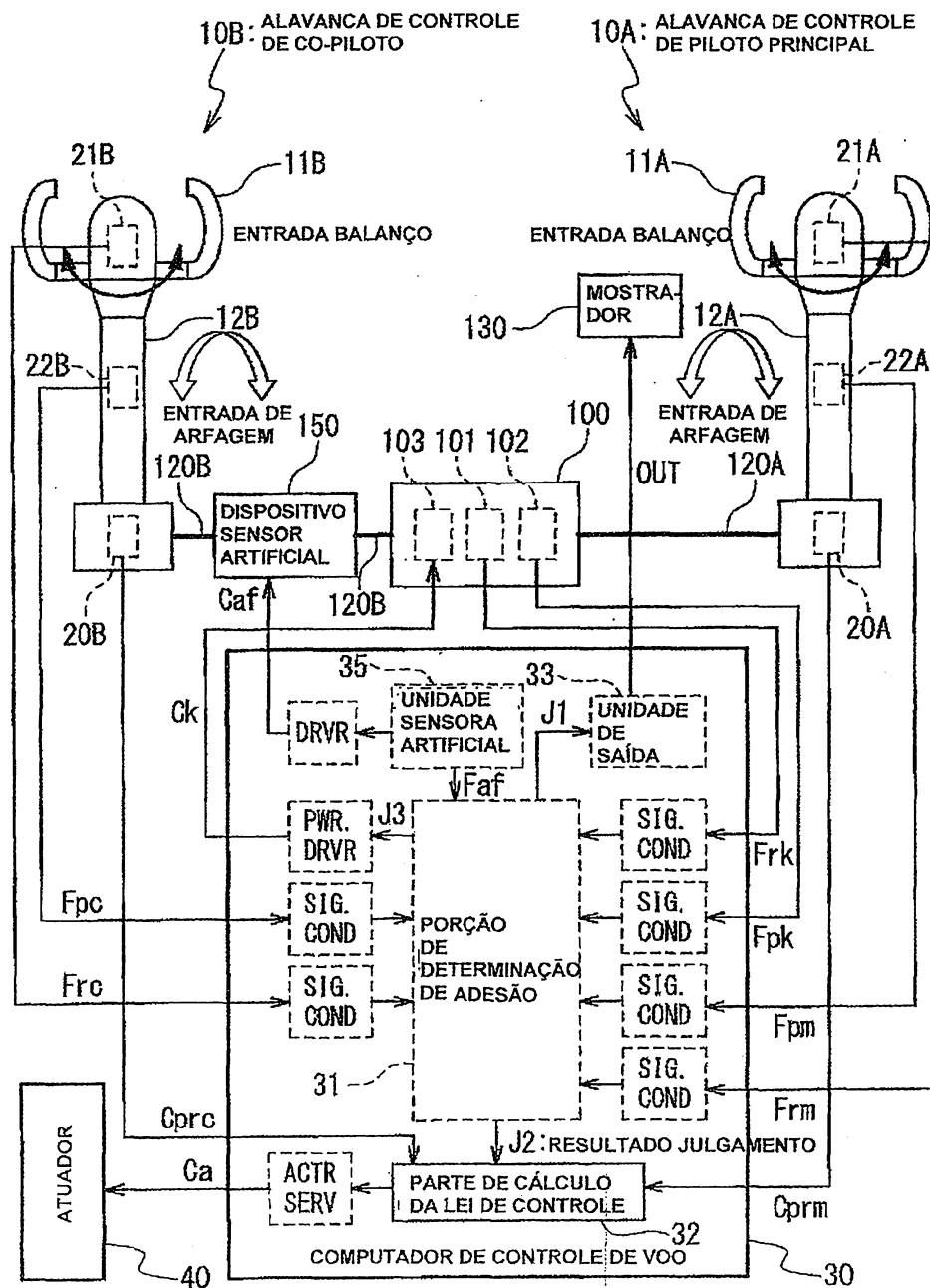


Fig. 11

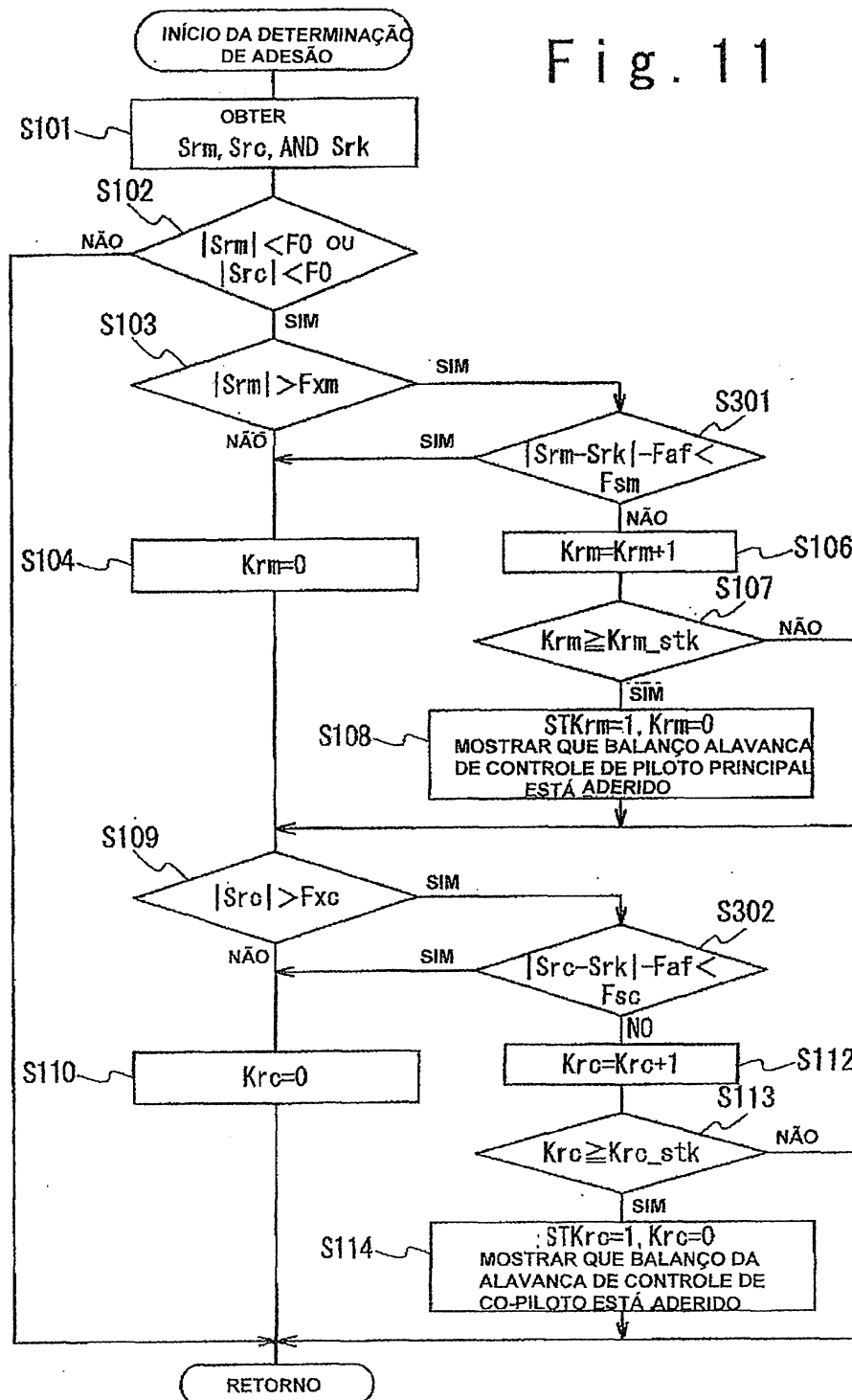


Fig. 12

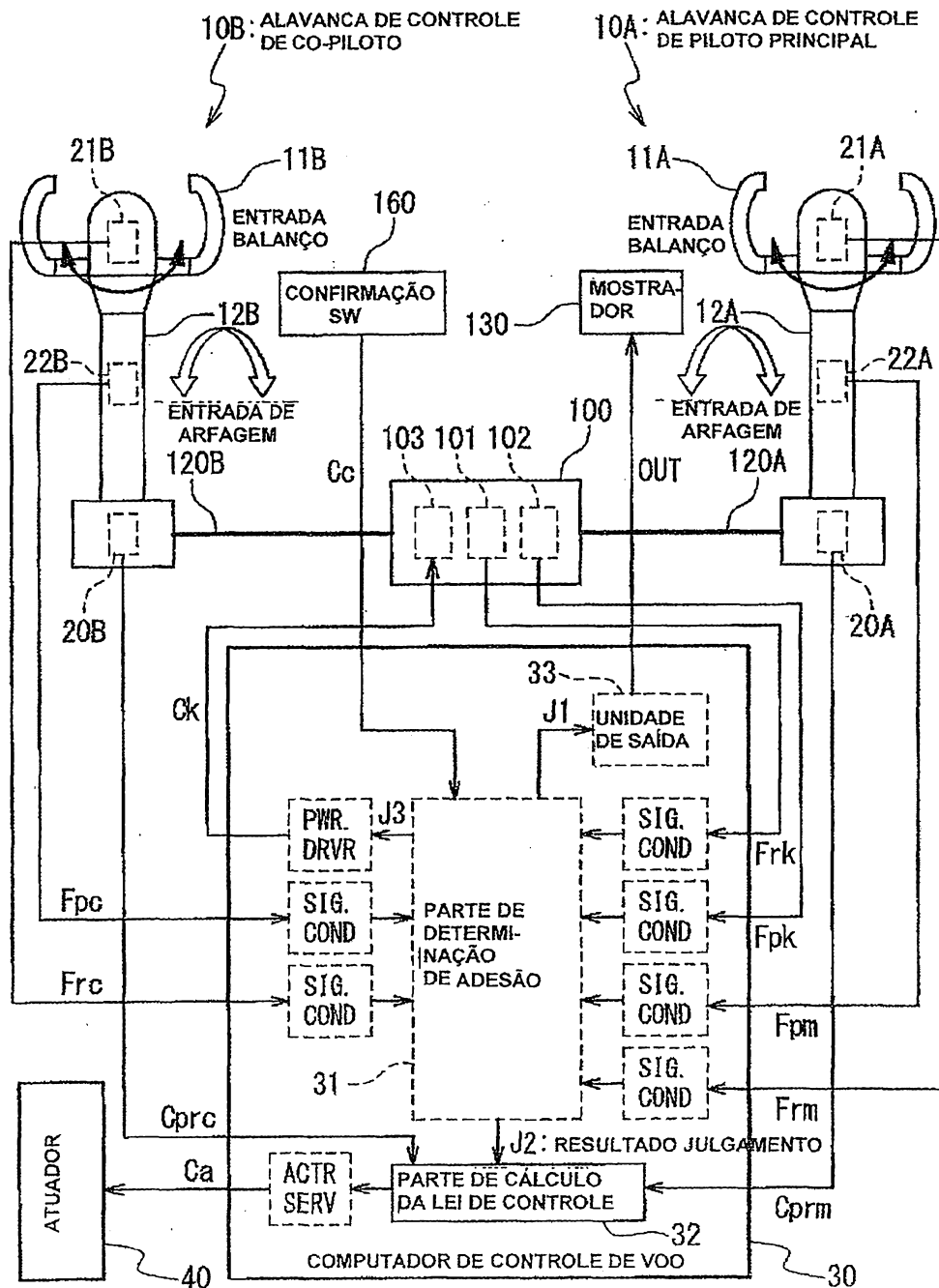


Fig. 13A

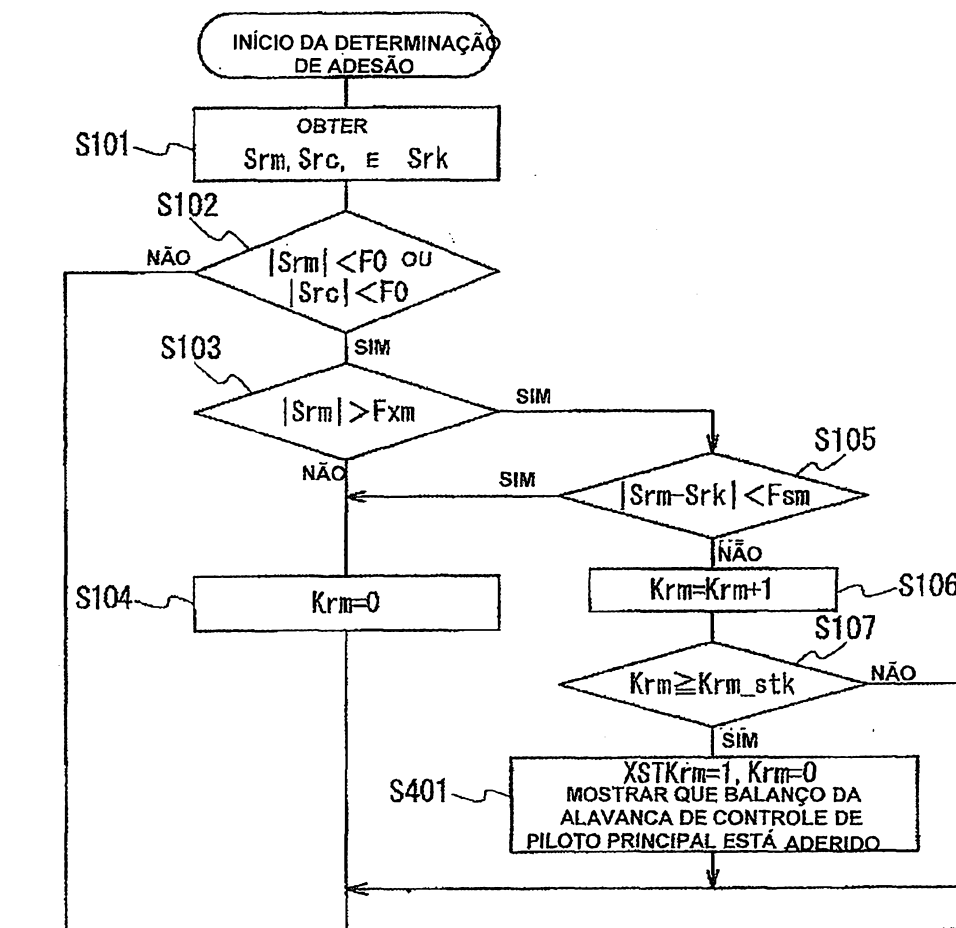


Fig. 13B

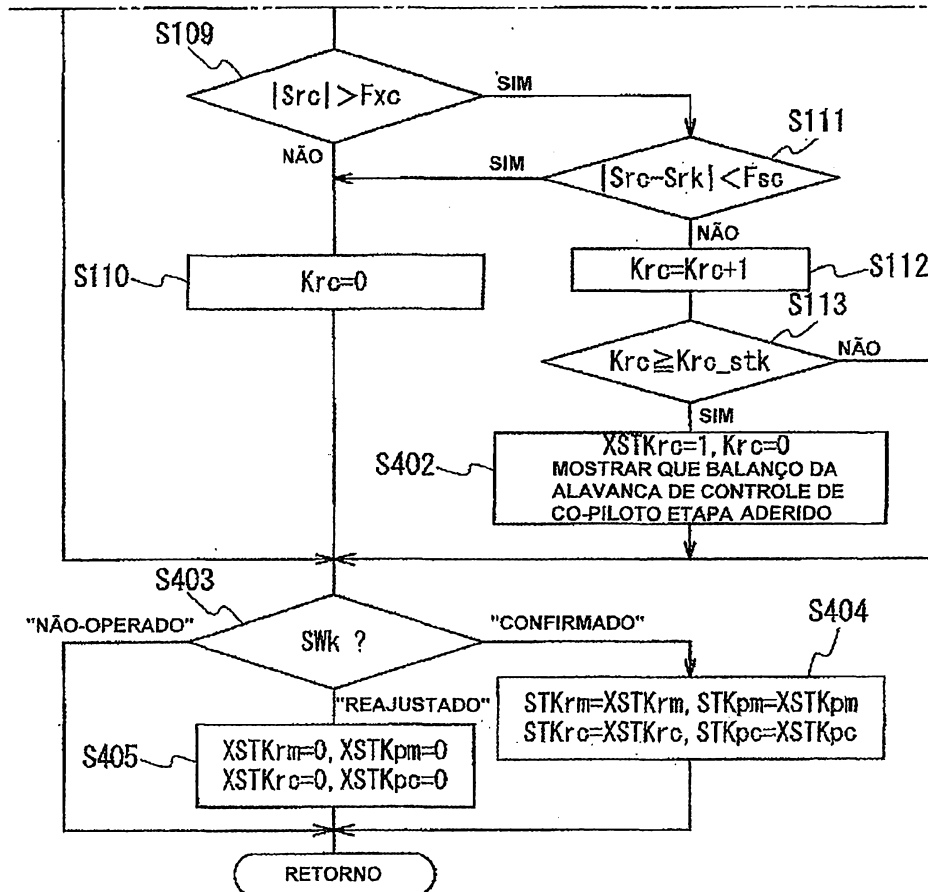


Fig. 14

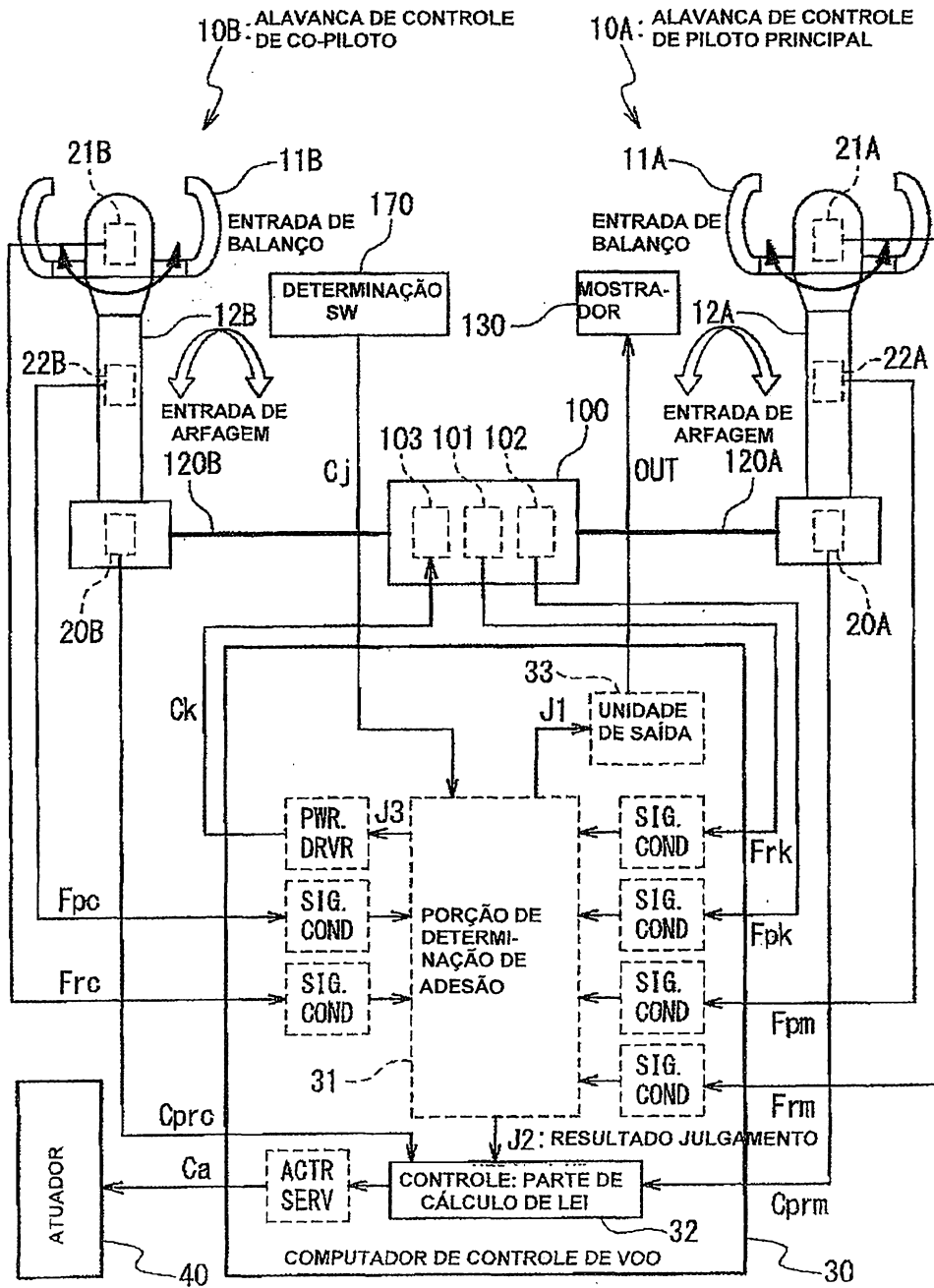


Fig. 15

