

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4080029号
(P4080029)

(45) 発行日 平成20年4月23日 (2008. 4. 23)

(24) 登録日 平成20年2月15日 (2008. 2. 15)

(51) Int. Cl. F I
G O 5 D 1/08 (2006. 01) G O 5 D 1/08 Z
B 6 4 C 13/18 (2006. 01) B 6 4 C 13/18 F

請求項の数 10 (全 18 頁)

(21) 出願番号 特願平9-128792
(22) 出願日 平成9年5月19日 (1997. 5. 19)
(65) 公開番号 特開平10-55216
(43) 公開日 平成10年2月24日 (1998. 2. 24)
審査請求日 平成16年1月30日 (2004. 1. 30)
(31) 優先権主張番号 08/650413
(32) 優先日 平成8年5月20日 (1996. 5. 20)
(33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 591009037
ザ・ボーイング・カンパニー
THE BOEING COMPANY
アメリカ合衆国、98124-2207
ワシントン州、シアトル、メイル・ストッ
プ・13-08 ビィ・オウ・ボックス・
3707 (番地なし)
(74) 代理人 100064746
弁理士 深見 久郎
(74) 代理人 100085132
弁理士 森田 俊雄
(74) 代理人 100091409
弁理士 伊藤 英彦
(74) 代理人 100096781
弁理士 堀井 豊

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 着陸時に航空機の姿勢を修正するための方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

着陸時に機体後部の接触マージンおよび／または前脚の接触マージンを改善するために航空機のピッチ姿勢を修正するための方法であって、

予め定められた飛行状態パラメータの基準値を生成するステップと、
前記予め定められた飛行状態パラメータの最新値を発生するステップと、
前記基準値と前記最新値とを符号を逆にして組合せて、前記予め定められた飛行状態パラメータの差分値を生成するステップと、

前記差分値の関数として、揚力を発生することのできる少なくとも1つの可動式翼面の移動値を、機体後部の接触マージン要件に対応する最大ピッチ姿勢および前脚の接触マージン要件に対応する最小ピッチ姿勢の範囲内になるようにスケジュールして決定するステップと、

前記移動値に等しい量だけ前記少なくとも1つの可動式翼面の位置を調整するステップとを含む、方法。

【請求項 2】

前記少なくとも1つの可動式翼面がフラップロンである、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記予め定められた飛行状態パラメータが進入対気速度であり、前記基準値が基準進入対気速度 V_{ref} であり、前記最新値が最新進入対気速度 V_{cur} であり、前記差分値が対気速度差分 ΔV である、請求項 1 に記載の方法。

10

20

【請求項 4】

前記移動値がフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ であり、前記スケジュールステップが、前記対気速度差分 ΔV が 5 より小さいときに前記フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ に 0 の値をもたらすステップと、

下記の式に従って前記フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ の値をもたらすステップとをさらに含み、

【数 1】

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{31}{15} (\Delta V - 5) \quad 10$$

ただし前記対気速度差分 ΔV は 5 と 20 との間であり、さらに前記スケジュールステップが、

前記対気速度差分 ΔV が 20 より大きいときに前記フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ に 31 の値をもたらすステップをさらに含む、請求項 2 または 3 に記載の方法。

【請求項 5】

前記基準値を発生するステップが、下記の式から前記基準進入対気速度 V_{ref} を決定するステップを含む、請求項 3 または 4 に記載の方法。

【数 2】

$$V_{ref} = \frac{1}{\sqrt{nZ_{CG}}} V_{cur} \sqrt{\frac{CL_{cur}}{CL_{ref}}}$$

ただし

V_{ref} = 基準進入対気速度

nZ_{CG} = 重心における標準荷重ファクタ

V_{cur} = 最新進入対気速度

CL_{cur} = 最新揚力係数

CL_{ref} = 基準揚力係数

20

30

【請求項 6】

前記基準値を発生するステップが、下記の式から V_{ref} を決定するステップを含む、請求項 3 または 4 に記載の方法。

【数 3】

$$V_{ref} = V_{cur} \sqrt{\frac{CL_{cur}}{CL_{ref}}}$$

ただし

V_{ref} = 基準進入対気速度

V_{cur} = 最新進入対気速度

CL_{cur} = 最新揚力係数

CL_{ref} = 基準揚力係数

40

50

【請求項 7】

前記基準値を発生するステップが、航空機の総重量およびフラップ止めまたは位置に依存する値のテーブルから前記基準進入対気速度 V_{ref} を決定するステップを含む、請求項 3 または 4 に記載の方法。

【請求項 8】

前記予め定められた飛行状態パラメータが進入姿勢であり、前記基準値が基準進入姿勢 θ_{ref} であり、前記最新値が最新進入姿勢 θ_{cur} であり、前記差分値が姿勢差分 $\Delta\theta$ である、請求項 1 または 2 に記載の方法。

【請求項 9】

前記予め定められた飛行状態パラメータが進入迎え角であり、前記基準値が基準進入迎え角 α_{ref} であり、前記最新値が最新の進入迎え角 α_{cur} であり、前記差分値が迎え角差分 $\Delta\alpha$ である、請求項 1 または 2 に記載の方法。

10

【請求項 10】

前記少なくとも 1 つの可動式翼面がフラップロンである、請求項 8 または 9 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】**【0001】****【発明の分野】**

この発明は航空機の制御システムに関し、特に、航空機の可動式航空翼面および/または高揚力翼面を制御するためのシステムに関する。

20

【0002】**【発明の背景】**

航空機のピッチ姿勢は航空機の縦軸および水平線によって規定される角である。ピッチ姿勢は着陸進入およびタッチダウン時に考慮にいれなければならない航空機の重要なパラメータである。着陸時の航空機のピッチ姿勢は多くの要素によって異なるだろう。たとえば、突風などの大気の乱れがピッチ姿勢に影響を及ぼすことがあり、調整が必要である。大気の乱れに応じてピッチ姿勢を調整すると、着陸時に所望の飛行経路角が確実に維持されるであろう。

【0003】

着陸時には、航空機のピッチ姿勢のエンベロープは航空機の形状によって部分的に制限を受ける。着陸フレアおよびタッチダウン時には、ピッチ姿勢を増加するよう航空機のノーズが上がると、航空機の後部は次第に地面に接近する。機体の後部と地面との間の間隔は機体後部の接触マージンとして知られている。後部が地面と接触する可能性を最小にするためには、ピッチ姿勢が、一般的に機体最後部の臨界飛行条件と呼ばれる最大値を超えないようにすることが望ましい。機体最後部の臨界飛行条件は着陸時に機体の後部と地面との間に必要な間隔を提供する予め定められた最大ピッチ姿勢を規定する。この必要な間隔は機体後部の接触マージン要件として知られている。この要件は角度で表わされ、滑走路と、航空機の主脚および航空機の後部の、最も低い領域間を結ぶ線との間の角によって規定される。図 1 を参照されたい。

30

【0004】

最大値に加えて着陸時には、ピッチ姿勢が最小値を越えないことがさらに望ましい。進入時には、航空機の主脚および前脚が下げられる。前脚は航空機のタッチダウンによる衝撃に耐えるようには設計されていないため、主脚が先に地面と接触するよう航空機を着陸させることが決定的に重要である。主脚が地面と接触するときの前脚と地面との間の間隔は前脚の接触マージンとして知られている。前脚が先に着陸するのを避けるために、一般的に最前脚臨界飛行条件と呼ばれる最小ピッチ姿勢が規定される。最前脚臨界飛行条件の最小値に等しいか、またはそれより大きなピッチ姿勢で着陸すると、予め定められた値だけ、主脚のタッチダウンが前脚のタッチダウンよりも確実に先に起こる。この予め定められた値は前脚の接触マージン要件として知られている。この要件もまた角度で表わされ、滑走路と、航空機の主脚および前脚間を結ぶ線との間の角によって規定される。図 2 を参照

40

50

されたい。

【 0 0 0 5 】

先に述べたように、大気状態および他のパラメータによって、着陸時の航空機のピッチ姿勢は異なることとなる。時には、進入およびタッチダウン時にピッチ姿勢が大きな値に増加し、航空機の後部を危険なまでに地面に近づくように下げることがある。場合によっては、後部の接触マージン要件が損なわれ、機体の後部を地面に接触させ、その結果航空機を損傷するおそれがある。

【 0 0 0 6 】

着陸時に機体後部が接触することの影響またはその確率を低減するためにさまざまな提案がなされてきた。機体後部の接触の影響を減らすためのこのような提案の1つは、機体後部の尾そりを新たに設け、軽微な後部接触を吸収するようにして航空機の構造に結果として生じる損傷がほとんどないか、または全くなくなるようにするというものである。

10

【 0 0 0 7 】

機体後部の尾そりを設けることにはさまざまな欠点がある。第1に、航空機構造に機体後部の尾そりを加えることにより、機体後部の尾そりが航空機と地面との間の幾何学的な構造上のクリアランスを小さくしてしまう。第2に、機体後部の尾そりにより航空機構造の修正が必要になる。第3に、機体後部の尾そりにより重量が加わり、それにより航空機のペイロード容量が低下する。第4に、機体後部の尾そりによる接触があった場合には、機体自体に加えて機体後部の尾そりの完全性を検査する必要がある。このような検査は経済的な負担である。さらに、結果として構造上のクリアランスが減少することにより皮肉にも、航空機が地面と接触する確率が高まり、それにより上述の欠点がもたらされる。

20

【 0 0 0 8 】

進入および着陸時に機体後部が接触する恐れがあることにより、種々の飛行パラメータを再度調整して機体後部が接触するリスクを軽減することが必要となる。これらの調整は、着陸進入速度、着陸フラップ止めにおける後縁フラップ角および横方向の制御翼面の左右対称ドループの増加を含む。同じ問題を扱うためにうず発生片が航空機翼に加えられている。これらの解決策はすべて航空機の着陸ピッチ姿勢を低減することに成功し、その結果、より大きな機体後部の接触マージンが得られた。しかしながら、この一方で、この解決策は前脚の接触マージンを減少させる。したがって、機体後部が接触する確率は低減したが、これに付随して前脚が先に接触する確率は高まった。

30

【 0 0 0 9 】

機体後部が接触することと同じように、種々の飛行パラメータを調整することによって前脚が先に接触することを避けることができる。着陸進入速度、着陸フラップ止めにおける後縁フラップ角および横方向の制御翼面ドループの低減はすべて航空機の着陸ピッチ姿勢を増加する。この増加により、最前脚の接触マージンが改善する。これらのさまざまな試みの欠点は、ピッチ姿勢を増加すると、それに付随して機体後部の接触マージンが減少することである。機体後部の接触マージンが結果として減少することにより、機体後部が接触する確率が高まる。

【 0 0 1 0 】

上述の欠点を克服するために、ピッチ姿勢を制限する技術が提案されている。実際、ピッチ姿勢制限はピッチ姿勢を予め定められた範囲に自動的に制限する。なるほどピッチ姿勢制限は前脚が先に接触し、かつ機体後部が接触する確率を軽減する役割を果たし得るが、航空機のパイロットの制御を極度に制限する。航空機のパイロットの制御を制限することは望ましくない。パイロットは航空機を完全にコントロールできるべきであるという、いくつかの基本的な航空機的设计思想に反するためである。

40

【 0 0 1 1 】

他にも、機体後部が接触する確率を高めることなく、前脚が先に着陸する確率を低減する他の提案がなされている。そうした提案の1つは、一般的に、飛行経路制御のための直接揚力制御と呼ばれるが、飛行経路制御をピッチ姿勢制御から切り離す閉ループ制御法則を提供することである。姿勢制御から飛行経路制御を切り離すと、ピッチ姿勢をほとんど変

50

化させないか、または全く変化させずに飛行経路角を変えることができる。飛行経路はピッチ姿勢を変えることによってではなく、主翼の制御翼面およびフラップを調整することによって制御される。

【 0 0 1 2 】

直接揚力制御の提案にはいくつかの利点があるものの、それにはかなりの欠点がある。実際上のすべての従来の事業用大型輸送機の飛行制御システムとは対照的に、直接揚力制御技術はピッチ姿勢制御から飛行経路制御を切り離すため、直接揚力制御は事業用パイロットにとって不慣れな、航空機の取扱い上の特性をもたらす。この提案は、直接揚力制御を組込む航空機のさまざまな取扱い上の特性を学ぶために事業用パイロットが付加的な訓練を受けることを必要とするであろう。従来にはなかった操縦特性の他に、直接揚力制御はさらに、実現を試みる上での現実的な困難をもたらす。直接揚力制御を実現しようとするれば、パイロットと飛行制御システムとの相互作用を許容できる程度のものとするために、複雑なシステム変更を必要とするであろう。さらに、直接揚力制御に用いられることの多いスポイラを使用すると、許容できない機体のパフェッティングが生じ得、これは極度に乗客の居心地の良さを損なう。

10

【 0 0 1 3 】

この発明は、先行する方法の前述および他の欠点のない、前脚の接触マージンおよび／または機体後部の接触マージンを改善するための方法を提供することに関する。

【 0 0 1 4 】

【発明の概要】

20

この発明に従って、着陸進入およびタッチダウン時に航空機の着陸姿勢を修正するための方法が開示される。予め定められた飛行状態パラメータの基準値が予め定められた飛行状態パラメータの最新値から減算され、その結果差分値が得られる。この差分値に基づいて、あるスケジュールが、揚力を発生することのできる可動式航空翼面の、対応する移動量を決定する。可動式航空翼面は移動量に等しくなるよう自動的に移動される。

【 0 0 1 5 】

この発明の他の局面に従って、可動式航空翼面はフラップロンである。

この発明のさらなる局面に従って、予め定められた飛行状態パラメータは進入対気速度であり、基準値は基準進入対気速度 V_{ref} であり、最新値は最新進入対気速度 V_{cur} である。基準進入対気速度 V_{ref} および最新進入対気速度 V_{cur} の差は対気速度差分 ΔV である。

30

【 0 0 1 6 】

この発明のさらに他の局面に従って、フラップロンは、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ に等しい量だけ左右対称に調整される。フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は、予め定められたスケジュール表に従って選択され、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は対気速度差分 ΔV の関数である。予め定められたスケジュールは下記の式に従ってフラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ の値を提供する。

【 0 0 1 7 】

【数 4】

40

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{31}{15}(\Delta V - 5)$$

【 0 0 1 8 】

ここで対気速度差分 ΔV は 5 と 20 との間の値である。対気速度差分 ΔV が 5 より小さい場合、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は 0 の値を有する。対気速度差分 ΔV が 20 より大きい場合、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は 31 の値を有する。

【 0 0 1 9 】

この発明のさらなる局面に従って、基準進入対気速度 V_{ref} は下記の式から決定される。

【 0 0 2 0 】

50

【数 5】

$$V_{\text{ref}} = \frac{1}{\sqrt{nZ_{\text{CG}}}} V_{\text{cur}} \sqrt{\frac{CL_{\text{cur}}}{CL_{\text{ref}}}}$$

ただし

 nZ_{CG} = 重心における標準荷重ファクタ CL_{ref} = 基準揚力係数 CL_{cur} = 最新揚力係数

10

【0021】

この発明のさらなる局面に従って、重心における標準荷重ファクタ nZ_{CG} は操縦補正を提供するため、その値が制限される。

【0022】

この発明のさらなる局面に従って、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{\text{FR}}$ を示す信号は高周波数の乱流を減衰するためにローパスフィルタ処理される。

【0023】

この発明のさらなる局面に従って、フラップロンドループ変化分は航空機が地上に接地するときには一定に保たれる。

20

【0024】

この発明の別の局面に従って、予め定められた飛行状態パラメータは進入姿勢であり、基準値は基準進入姿勢 θ_{ref} であり、最新値は最新進入姿勢 θ_{cur} であり、差分値は姿勢差分 $\Delta \theta$ である。

【0025】

この発明のさらなる別の局面に従って、予め定められた飛行状態パラメータは進入迎え角であり、基準値は基準進入迎え角 α_{ref} であり、最新値は最新進入迎え角 α_{cur} であり、差分値は迎え角差分 $\Delta \alpha$ である。

【0026】

30

前述の概要から容易に認められるように、この発明は、前脚の接触マージンおよび/または機体後部の接触マージンを改善する、航空機の着陸姿勢修正器 (landing attitude modifier : LAM) を提供する。改善したマージンは、たとえばフラップを含む、可動式航空翼面および/または高揚力翼面を、自動的に左右対称に変形すると得られる。LAMは機体後部の接触マージンを増大することができるため、機体後部の接触に対する保護のための機体後部の尾そりが必要でなくなる。このため、機体後部の尾そりに関連した付加的な重量、構造上のクリアランスにおける劣化および経済的な出費が避けられる。さらに、LAMが航空機の前脚の接触マージンおよび機体後部の接触マージンの両方を改善することができることにより、着陸進入速度、着陸フラップ止めにおける後縁フラップ角および横方向の制御翼面の左右対称ドループを単に調整する従来に関連した限界が避けられる。航空機の着陸ピッチ姿勢エンベロープの両端における接触マージンを改善することにより、LAMは、単に前脚の接触マージンを犠牲にして機体後部の接触マージンを改善するか、または単に機体後部の接触マージンを犠牲にして前脚の接触マージンを改善するという、これらの調整の限界を克服する。LAMはいくつかの従来のピッチ制限方法とは対照的に、航空機が利用できるピッチ姿勢を人工的に制限しないため、パイロットは航空機を完全にコントロールできる。LAMは飛行経路制御とピッチ姿勢制御との間の結合を保つ開ループ制御法則を提供するため、閉ループ制御法則を採用する異常な操縦特性および直接揚力制御方法の複雑性が避けられる。

40

【0027】

この発明の前述の局面およびそれに伴う利点の多くは、添付の図面と関連して以下の詳細

50

な説明を参照してより良く理解され、したがってより容易に認識できるだろう。

【 0 0 2 8 】

【 好ましい実施例の詳細な説明 】

従来のように、発明は特定の機能を行なうよう設計された離散的なブロックを含む制御法則の形で示されて説明される。しかし、発明は実際にはさまざまな方法で実現することができることを理解されたい。たとえば、示された制御法則のさまざまな機能は適切にプログラムされたコンピュータによって実現されてもよい。これに代えて機能はディジタル回路またはアナログ回路によって実現されてもよい。

【 0 0 2 9 】

図 3 は制御法則の形でこの発明に従って形成された着陸姿勢修正器 (L A M) 1 0 の第 1 の実施例を示し、これはさまざまな機能を行なうよう設計された要素を含むいくつかのブロックを含む。 L A M 1 0 は、航空機の着陸時に前脚の接触マージンおよび機体後部の接触マージンを改善するよう航空機のフラップロンを位置づける。 L A M 1 0 は航空機の最新の進入状態および基準の進入状態の違いに応答して、フラップロンドループを名目上の位置から左右対称に調整する。この調整により航空機の着陸のためのピッチ姿勢の変化が少なくなる。好ましい実施例は航空機のフラップロンを調整するが、 L A M 1 0 は航空機その他の揚力発生可動式翼面または揚力発生可動式翼面の組合せを左右対称に調整するよう適用することもできることを理解されたい。

【 0 0 3 0 】

図 3 に示される発明の実施例は、基準進入速度 V_{ref} 判定ブロック 1 2 と、和演算器 1 4 と、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック 1 6 と、ゲインブロック 1 8 と、ローパスフィルタ 2 0 と、 L A M オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 2 4 とを含む。基準進入速度 V_{ref} 判定ブロック 1 2 の機能は好ましくは、図 4 に示される態様で行なわれる。本質的に、基準進入速度判定ブロック 1 2 は下記の式を行なう。

【 0 0 3 1 】

【 数 6 】

$$V_{ref} = \frac{1}{\sqrt{nZ_{CG}}} V_{cur} \sqrt{\frac{CL_{cur}}{CL_{ref}}}$$

ただし

V_{ref} = 基準進入対気速度

nZ_{CG} = 重心における標準荷重ファクタ

V_{cur} = 最新進入対気速度

CL_{cur} = 最新揚力係数

CL_{ref} = 基準揚力係数

【 0 0 3 2 】

図 4 は最新揚力係数 CL_{cur} スケジュールブロック 2 6 と、基準揚力係数 CL_{ref} スケジュールブロック 2 8 と、第 1 の除算器 3 0 と、第 1 の平方根ブロック 3 2 と、乗算器 3 4 と、第 2 の除算器 3 6 と、リミタ 3 8 と、第 2 の平方根ブロック 4 0 とを含む。最新揚力係数 CL_{cur} スケジュールブロック 2 6 への入力には航空機の迎え角 α およびフラップ止めまたは角 δ_F である。最新揚力係数 CL_{cur} は、フラップ止めまたは角 δ_F に対する迎え角 α に基づく線形近似として、従来の態様で数学的に決定されてもよい。これに代えて、最新揚力係数 CL_{cur} の値は、 3 次元テーブルに格納され実際の値を決定するために内挿法が用いられてもよい。

【 0 0 3 3 】

10

20

30

40

50

マッハ数 M およびフラップ止めまたは角 δ_F は基準揚力係数 $C_{L_{ref}}$ スケジュールブロック 28 の入力である。マッハ数 M およびフラップ止めまたは角 δ_F に基づいて、基準揚力係数 $C_{L_{ref}}$ スケジュールブロック 28 は基準揚力係数 $C_{L_{ref}}$ を決定する。基準揚力係数 $C_{L_{ref}}$ は好ましくは、ボーイング 777 に関する 30 のフラップ止めに対しては 1.53 であり、25 のフラップ止めに対しては 1.39 である。最新揚力係数 $C_{L_{cur}}$ スケジュールブロック 26 と同じように、これは数学的に行なわれるか、または 3 次元のルックアップテーブルを用いて行なうことができる。航空力学の当業者には周知であるように、基準揚力係数 $C_{L_{ref}}$ は、航空機の機体後部の接触マージン、前脚の接触マージンおよび着陸フィールド長さの要件に関する基準値である。

【0034】

第 1 の除算器 30 は最新揚力係数 $C_{L_{cur}}$ を基準揚力係数 $C_{L_{ref}}$ で除算する。商の平方根を決定し（ブロック 32）、結果は乗算器 34 において最新の進入対気速度 V_{cur} で乗算される。

【0035】

重心における標準荷重ファクタ $n_{Z_{CG}}$ は、標準的な事業輸送の操縦範囲にわたって航空機の基線の安定性および操縦感度を保つことによって操縦補正を行なう。重心における標準荷重ファクタ $n_{Z_{CG}}$ はリミタ 38 に与えられ、それによって制限される。リミタ 38 の最大値および最小値は、その範囲にわたって基線の安定性が保たれることとなる、標準荷重ファクタ $n_{Z_{CG}}$ の範囲を規定し、かつ航空機の完全な操縦能力が確実に劣化しないよう選択される。好ましくは、重心における標準荷重ファクタ $n_{Z_{CG}}$ は 1.15 g の最大値および 0.85 g の最小値に制限される。重心における標準荷重ファクタ $n_{Z_{CG}}$ の極限値の平方根が、第 2 の平方根ブロック 40 によって決定される。乗算器 34 の出力は、第 2 の除算器 36 において第 2 の平方根ブロック 40 の出力によって除算される。第 2 の除算器の出力は基準進入対気速度 V_{ref} である。この技術分野および他の技術分野における当業者に認められるように、基準進入対気速度 V_{ref} は他の方法で決定されてもよい。たとえば基準進入対気速度 V_{ref} は、所与のフラップ位置における航空機の総重量に依存するスケジュールに基づいてもよい。

【0036】

図 3 に戻って、基準進入対気速度 V_{ref} は和演算器 14 において、最新の進入速度 V_{cur} と、符号を逆にして合計される。対気速度差分 ΔV は、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック 16 に与えられる。発明の好ましい実施例において、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は対気速度差分 ΔV の関数である。対気速度差分 ΔV が 5 より小さければ、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は 0 の値を有する。対気速度差分 ΔV が 5 と 20 との間であれば、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は下記の式に従って決定される。

【0037】

【数 7】

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{31}{15} (\Delta V - 5)$$

【0038】

対気速度差分 ΔV が 20 よりも大きければ、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は 31 の値を有する。フラッペロンドループ変化分スケジュールブロックは航空機によって異なり得る。フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ はゲインブロック 18 に与えられる。以下により詳細に説明されるように、ゲインブロック 18 は、LAM オン/オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 に応じて、 $\Delta \delta_{FR}$ に 0 または 1 のいずれかのゲインを与える。このように、ゲインブロックは本質的にはオン/オフスイッチである。ゲインブロック 18 の出力はローパスフィルタ 22 に与えられる。ローパスフィルタ 22 でのラプラス変換は下記のものである。

【 0 0 3 9 】

【 数 8 】

$$\frac{1}{\tau s + 1}$$

【 0 0 4 0 】

ただし τ は航空機によって異なり得る。好ましくは、ボーイング 777 に関しては $\tau = 2$ 秒である。ローパスフィルタ 20 は乱流による高周波数の信号内容を減衰し、ウィンドシアに対する適度な応答性を維持しながら航空機の短期の動的応答を保つ。ローパスフィルタ 20 の帯域幅はまた、失速警告に先立ってフラップロンがそれらの名目上の位置に再度位置づけられるようにする。ローパスフィルタ 20 の出力である、フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ コマンドがさらなる和演算器 22 に与えられる。標準フラップロンドループ信号が和演算器 22 にさらに与えられる。和演算器は名目上のフラップドループ信号からフラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ コマンドを引く。和演算器 22 の出力はフラップロン位置づけコマンドである。

10

【 0 0 4 1 】

LAM オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 はフラップ止めまたは角 δ_F 入力と、復号信号有効性入力と、空気 / 地面入力部品とを受取る。フラップ止めまたは角 δ_F 入力と、信号有効性入力および空気 / 地面入力部品の状態とに基づいて、LAM オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 は LAM 10 をオンおよびオフにする。標準的なシステム動作については、フラップ止めまたは角 δ_F 入力が、航空機のフラップが着陸フラップ止め位置にあることを示すときには、信号有効性入力の状態は、以下に説明される状態が十分であり、LAM オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 がオン出力を発生することを示す。好ましくは、ボーイング 777 に関しては、これには 25° または 30° の着陸フラップ止めが必要である。

20

【 0 0 4 2 】

フラップ止めまたは角 δ_F 入力および信号有効性入力および空気 / 地面入力部品がすべて好ましければ、LAM オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 はゲインブロック 18 が 1 の値を有するようにするオン信号をゲインブロック 18 に出力する。ゲインブロック 18 が 1 の値を有するときには、LAM 10 は動作作的である。フラップ止めまたは角 δ_F 、信号有効性入力または空気 / 地面入力信号のいずれかが好ましくなければ、LAM オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 は、ゲインブロック 18 が 0 の値を有するようにするオフ信号を出力する。0 のゲイン値は LAM 10 を不活性にし、かつそれらの名目上のドループ位置にフラップロンを再度ストアする。

30

【 0 0 4 3 】

信号の有効性の状態は、さまざまな状態をチェックすることによって決定される。このチェックには、フラップロン動作チェックと、LAM 補正スピードテープディスプレイチェックと、対気速度チェックと、迎え角 α チェックと、マッハ数 M チェックとが含まれる。フラップロン動作チェックは、左右のフラップロンが正確に動作しているかどうかを判断する。LAM 補正スピードテープディスプレイチェックは、航空機の警告電子システムがそのスピードテープディスプレイおよび機能において LAM 10 を補正しているかどうかを判断する。対気速度チェック、迎え角 α チェックおよびマッハ数 M チェックは、冗長性管理アルゴリズムを用いて信号の有効性を確保するよう多数の信号源をチェックし、さらに、各パラメータが所望の範囲の値内にあるかどうかを判断することに関わる。すべてのチェックが十分であれば、信号の有効性の状態は有効である。もしいずれかのチェックが失敗すれば、信号の有効性の状態は無効であり、これはゲインブロック 18 が 0 の値を有するようにする。

40

【 0 0 4 4 】

LAM オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 24 への空気 / 地面部品入力の状

50

態は、航空機の主脚トラックの位置をチェックして航空機が地上にあるか、または飛行状態にあるかどうかを判定することに基づく。トラックの位置がタッチダウンを示すと直ちにLAMオン/オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック24はローパスフィルタ50に航空機地上コマンドフリーズを出力する。航空機地上コマンドフリーズはローパスフィルタ20の出力をタッチダウン時に一定に保ち、これにより、タッチダウン位置におけるフラッペロンドループを有効に固定する。航空機地上コマンドフリーズが受取られるまで、LAM10は、最新進入対気速度 V_{cur} に応答してフラッペロンドループが調整されようにする。

【0045】

図5は、この発明に従って形成されたLAM41の別の実施例を示す。図5に示されるLAM41は、基準進入姿勢 θ_{ref} スケジュールブロック42と、和演算器44と、フラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ スケジュールブロック46と、ゲインブロック48と、ローパスフィルタ50と、LAMオン/オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック54とを含む。基準進入姿勢 θ_{ref} スケジュールブロック42はフラップ止めまたは角 δ_F 入力を受取る。フラップ止めまたは角 δ_F 入力に基づいて、基準進入姿勢 θ_{ref} スケジュールブロック42は基準進入姿勢 θ_{ref} を決定する。基準進入姿勢 θ_{ref} は、基準進入対気速度 V_{ref} の所望の着陸飛行経路角上を飛行しているときには航空機のピッチ姿勢および所与のフラップ止めまたは角 δ_F を表わす。好ましくは、基準進入姿勢 θ_{ref} は25のフラップ止めに対しては 3.0° の値を有し、30のフラップ止めに対しては 2.8° の値を有する。25および30のフラップ止めはボーイング777に関しては標準的な着陸時フラップ止め位置である。

【0046】

基準進入姿勢 θ_{ref} のスケジュールブロック42の出力は和演算器44に与えられる。航空機の最新進入姿勢 θ_{cur} は和演算器44にさらに与えられる。和演算器44は最新進入姿勢 θ_{cur} から基準進入姿勢 θ_{ref} を引く。和演算器44の出力は姿勢差分 $\Delta\theta$ である。

【0047】

姿勢差分 $\Delta\theta$ はフラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ スケジュールブロック46に与えられる。フラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ スケジュールブロック46は姿勢差分 $\Delta\theta$ の関数としてフラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ を発生する。より特定的には、フラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ は、姿勢差分 $\Delta\theta$ が -3° 以下の値を有するときには 31° の値を有する。フラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ は、姿勢差分 $\Delta\theta$ が -1° 以上の値を有するときには 0° の値を有し、姿勢差分 $\Delta\theta$ が -3° と -1° との間の値を有するときにはフラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ の値は下記の式に従って決定する。

【0048】

【数9】

$$\Delta\delta_{FR} = \frac{-31}{2}(\Delta\theta + 1)$$

【0049】

これらのフラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ の値はボーイング777に関しては好ましい値であるが、他の航空機に関しては異なった値でもよい。

【0050】

フラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ スケジュールブロック46の出力はゲインブロック48に与えられる。ゲインブロック48の動作、ローパスフィルタ50およびLAMオン/オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック54は、図3に示し、かつ先に述べた発明の実施例における要素の機能と同じ方法で機能する。このためこれらのブロックについてはさらに議論しない。図5に示されるLAM41の出力はフラッペロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ コマンドであり、これは図3に示した発明の実施例と同じように、和演算器52において

名目上のフラッペロンドループと、符号を逆にして合計されてフラッペロン位置付けコマンドを発生する。

【 0 0 5 1 】

図 6 は、この発明に従って形成された L A M 8 1 の別の実施例を示す。図 6 に示される L A M 8 1 は、基準進入迎え角 α_{ref} 判定ブロック 8 0 と、和演算器 8 2 と、フラッペロンドループ変化分 ($\Delta \delta_{FR}$) スケジュールブロック 8 4 と、ゲインブロック 8 6 と、ローパスフィルタ 8 8 と、L A M オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 9 2 とを含む。図 7 は、基準進入迎え角 α_{ref} がいかんして基準進入迎え角 α_{ref} 判定ブロック 8 0 によって決定されるかを機能的に示す。基準進入迎え角 α_{ref} 判定ブロック 8 0 は基準揚力係数 $C L_{ref}$ スケジュールブロック 9 4 と最新揚力係数 $C L_{cur}$ スケジュールブロック 9 6 とを含む。

10

【 0 0 5 2 】

基準揚力係数 $C L_{ref}$ スケジュールブロック 9 4 はマッハ数 M 入力と、フラップ止めまたは角 δ_F とを受取る。これらの入力に基づいて、基準揚力係数 $C L_{ref}$ が決定する。好ましくは、基準揚力係数 $C L_{ref}$ はボーイング 7 7 7 に関しては、3 0 のフラップ止めに対しては 1 . 5 3 の値を有し、2 5 のフラップ止めに対しては 1 . 3 9 の値を有する。先に注目したように、2 5 のフラップ止めおよび 3 0 のフラップ止めはボーイング 7 7 7 に関しては標準的なフラップ止めの着陸時設定である。基準揚力係数 $C L_{ref}$ は最新揚力係数 $C L_{cur}$ スケジュールブロック 9 6 に与えられる。最新揚力係数 $C L_{cur}$ スケジュールブロック 9 6 は、 $C L_{ref}$ およびフラップ止めまたは角 δ_F 入力に基づいて基準進入迎え角 α_{ref} を決定する。

20

【 0 0 5 3 】

図 6 を参照して、基準進入迎え角 α_{ref} は和演算器 8 2 に与えられる。航空機の最新の進入迎え角 α_{cur} が和演算器 8 2 にさらに与えられる。和演算器は最新の進入迎え角 α_{cur} から、基準進入迎え角 α_{ref} を引く。和演算器 8 2 の出力は迎え角差分 $\Delta \alpha$ である。迎え角差分 $\Delta \alpha$ はフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック 8 4 に与えられる。フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック 8 4 は迎え角差分 $\Delta \alpha$ の関数としてフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ を発生する。

【 0 0 5 4 】

より特定のには、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は、迎え角差分 $\Delta \delta$ が - 3 ° 以下の値を有するときには 3 1 ° の値を有する。フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は、迎え角差分 $\Delta \delta$ が - 1 ° 以上の値を有するときには 0 ° の値を有する。迎え角差分 $\Delta \delta$ が - 3 ° と - 1 ° との間の値を有するときは、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ の値は下記の式に従って決定される。

30

【 0 0 5 5 】

【 数 1 0 】

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{-31}{2} (\Delta \alpha + 1)$$

40

【 0 0 5 6 】

これらのフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ の値はボーイング 7 7 7 に関しては好ましい値である。これらは他の型の航空機については異なった値であるだろう。フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ はゲインブロック 8 6 に与えられる。ゲインブロック 8 6、ローパスフィルタ 8 8 および L A M オン / オフおよびコマンドフリーズ判定ブロック 9 2 は、図 3 に示し、かつ先に述べた発明の実施例における要素の機能に対応する、同じ方法で機能する。したがって、ここではそれらの動作について議論しない。図 6 に示される L A M 8 1 の出力はフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ コマンドであり、これは図 3 に示した発明の実施例と同じように、和演算器 9 0 において名目上のフラッペロンドループと、符号を逆にして合計されてフラッペロン位置付けコマンドを発生する。

50

【 0 0 5 7 】

先に述べたように、LAMは前脚の接触マージンおよび/または機体後部の接触マージンの両方を増加することができる。図8から図10は、図3に示した型のLAM10が、このようなLAMを有さない航空機と比較していかに前脚の接触マージンおよび機体後部の接触マージンを改善することができるかということを示す。図8は、進入飛行経路角一定時の、LAMを有さない航空機の進入ピッチ姿勢(θ)に対する揚力係数CLの変化(線60)を示すグラフ図である。横軸は角度で表わした進入ピッチ姿勢(θ)の変化であり、縦軸は、揚力係数CLの変化を示す。線60は一定の正の傾きを有する。間隔のあけられた2つの縦線は、前脚が先の接触および機体後部の接触を表わす。この技術分野および他の技術分野における当業者には認められるように、突風による影響を補正するためには、着陸進入およびタッチダウン時の航空機の手速度は普通は V_{ref} と V_{ref+20} との間であろう。線60上の点Aは、航空機が V_{ref} で飛行しているときに対応する。線60上の点Bは航空機が V_{ref+20} で飛行しているときに対応する。点Aと、機体後部の接触を示す線との間の水平方向の距離は、 V_{ref} で飛行しているときの機体後部の接触マージンを規定する。同様に、点Bと、前脚が先の接触を示す線との間の水平方向の距離は、 V_{ref+20} で飛行しているときの前脚の接触マージンを規定する。線60上の点Aと点Bとの間の水平方向の距離はピッチ姿勢変化 $\Delta\theta_1$ を規定する。ピッチ姿勢変化 $\Delta\theta_1$ は、1つの重心においてLAMを有さない航空機に関する、進入ピッチ姿勢変化の合計を表わす。

10

【 0 0 5 8 】

図9は、図8に表わされた航空機にLAMを加えることによっていかに前脚の接触マージンが改善するかを示す。図8の線60を、参照目的で破線で示す。線62はLAMを加えることによってもたらされる新しい性能を示す。線62上の点Cは航空機が V_{ref+20} で飛行しているときの状態を示す。線60上の点Bと線62上の点Cとを隔てる水平方向の距離は前脚の接触マージン改善分 $\theta_{imp,n}$ を規定する。線62上の点DおよびEは、図3に示されたフラップロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ スケジュールブロック16によって作成された最大値および最小値に対応する。線62の終端線分64および66は、フラップロンドループ変化分 $\Delta\delta_{FR}$ の一定の最大および最小値に対応するLAMの動作領域を表わし、ここでフラップロンは固定された移動端部に保持される。点Dと点Eとの間の線62上の領域は、組込まれたLAMによってもたらされた、航空機の形態の変化を表わす。 V_{ref} および V_{ref+20} に対応する、線62上の点の間にある水平方向の距離はピッチ姿勢変化 $\Delta\theta_2$ を規定する。図8の $\Delta\theta_1$ と図9の $\Delta\theta_2$ とを比較すると、 $\Delta\theta_2$ は $\Delta\theta_1$ よりも小さいことがわかる。比較的小さな $\Delta\theta_2$ の値はピッチ姿勢変化および特に前脚の接触マージンにおける改善を示す。

20

30

【 0 0 5 9 】

図10は、基準進入速度 V_{ref} において、図3に示された型のLAM10を組込むことによってもたらされた後部機体の接触マージンの改善を示す。(部分的に破線である)線70は、LAMを有さない、進入ピッチ姿勢 θ による揚力係数の変化を示す。線70上の点Fと、後部機体の接触を表わす線との間の水平方向の距離は、LAMを有さない航空機の後部機体の接触マージンを規定する。線70上の点Gと、前脚が先の接触を示す線との間の水平方向の距離は、LAMを有さない航空機の前脚の接触マージンを表わす。(部分的に破線である)線72は、着陸進入速度が増加した、進入ピッチ姿勢 θ による揚力係数CLの変化を示す。基準進入速度、すなわち V_{ref} において、機体後部の接触マージンが改善する。線72上の点Hと、機体後部の接触を示す線との間の水平方向の距離は、点Fと機体後部の接触を示す線との間の距離よりも大きい。機体後部の接触マージンの改善は、 $\theta_{imp,a}$ で示される。

40

【 0 0 6 0 】

LAMが含まれていないならば、(部分的に破線の部分である)線72は、前脚が先に接触することを示す線と V_{ref+20} において交差することとなる。この結果、前脚の接触マージンはないであろう。これは起こり得ない。線74は、LAMがいかにしてこの状況を変えるかを示す。LAMは基準速度が変化すると(線74の)傾きを変える。線74は前脚

50

の接触マージンに到達する前に線 70 と交差する。この結果、LAM のない前脚の接触マージンが保持される。

【0061】

前述の議論を理解することによって容易に認められるであろうが、LAM は機体後部の接触マージンおよび前脚の接触マージンの両方を改善するために用いられてもよい。前脚の接触マージンおよび機体後部の接触マージンをいずれも改善することは、図 9 および図 10 に示した特徴を組合せる LAM を提供すると達成することができる。

図 11 は、図 3 に示した型の LAM 10 を修正して、機体後部の接触マージンを改善するための代替的な方法を示す。図 11 に示した LAM 10 は図 3 に示した LAM 10 と同じであるが、図 3 のフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック 16 および和演算器 22 をそれぞれ置換える、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック 102 および和演算器 100 を用いる点で異なる。図 11 に示したように、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は対気速度差分 ΔV が、予め定められた低い値よりも小さいときには最大値を有する。対気速度差分 ΔV が、予め定められた低い値と予め定められた高い値との間の値を有するときには、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ の値は、最大値から最小値まで連続的に低減する値を有する。対気速度差分が、予め定められた高い値よりも大きいときには、フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ は最小値を有する。

【0062】

フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ コマンドは名目上のフラップドループ信号とともに和演算器 100 に与えられる。フラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ 信号は名目上のフラッペロンドループ信号に加えられる。和演算器 100 の出力はフラッペロン位置付けコマンドである。図 11 に示された LAM の機能は他の点では、図 3 に示した LAM の機能と同じであるため、ここではさらに説明をしない。

【0063】

図 12 は、図 11 に示した LAM を加えることによっていかにして機体後部の接触マージンが改善するかを示す。図 12 に示されるように、線 80 は航空機が、ある名目上のドループ位置で飛行しているときに対応する。この技術分野および他の技術分野における当業者に認められるように、名目上のドループ位置は異なった航空機に対しては異なった値を有し得る。点 R と、機体後部の接触を示す線との間の距離は、 V_{ref} で飛行する航空機の機体後部の接触マージンである。

【0064】

線 82 は、航空機が、最大の揚力をもたらす角にフラッペロンドループ位置を変えるときに対応する。もちろん、揚力の最大移動値は航空機によって異なるであろう。点 P と点 Q との間の、線 84 上の領域はフラッペロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ の一定の最大値および最小値に対応する LAM の動作領域を表わし、ここでフラッペロンは固定された移動端部に保持される。線 82 上の点 S と線 80 上の点 R との間の水平方向の距離は、 $\theta_{imp,a}$ で示されるように LAM を加えることによってもたらされる機体後部の接触マージンにおける改善を表わす。

【0065】

発明の好ましい実施例が示され説明されたが、前掲の特許請求の範囲に規定される発明の精神および範囲から離れることなくさまざまな変更がなされ得ることが認識されるであろう。

【図面の簡単な説明】

【図 1】航空機の機体後部の接触マージン要件を示す図である。

【図 2】航空機の前脚の接触マージン要件を示す図である。

【図 3】この発明に従って形成された航空機の、着陸姿勢修正器の制御法則図である。

【図 4】図 3 に示した発明の実施例に用いるのに適した V_{ref} 決定の機能図である。

【図 5】この発明の代替的な実施例の制御法則図である。

【図 6】この発明の別の代替的な実施例の機能図である。

【図 7】図 6 に示した発明の実施例に用いるのに適した α_{ref} 決定の機能図である。

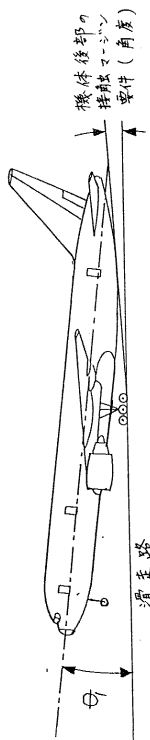
- 【図 8】図 3 から図 7 に示した発明の性能を示す図である。
 【図 9】図 3 から図 7 に示した発明の性能を示す図である。
 【図 10】図 3 から図 7 に示した発明の性能を示す図である。
 【図 11】発明の別の代替的な実施例の制御法則図である。
 【図 12】図 11 に示した発明の性能を示す図である。

【符号の簡単な説明】

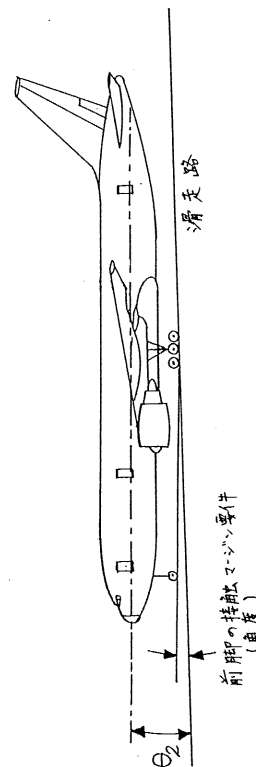
- 12 基準進入速度 V_{ref} 判定ブロック
 14 和演算器
 16 フラップロンドループ変化分 $\Delta \delta_{FR}$ スケジュールブロック
 18 ゲインブロック
 20 ローパスフィルタ
 24 LAM オン/オフおよびコマンドブリーズ判定ブロック

10

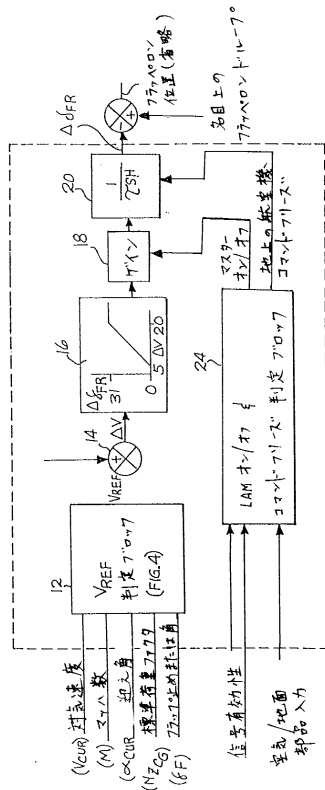
【図 1】



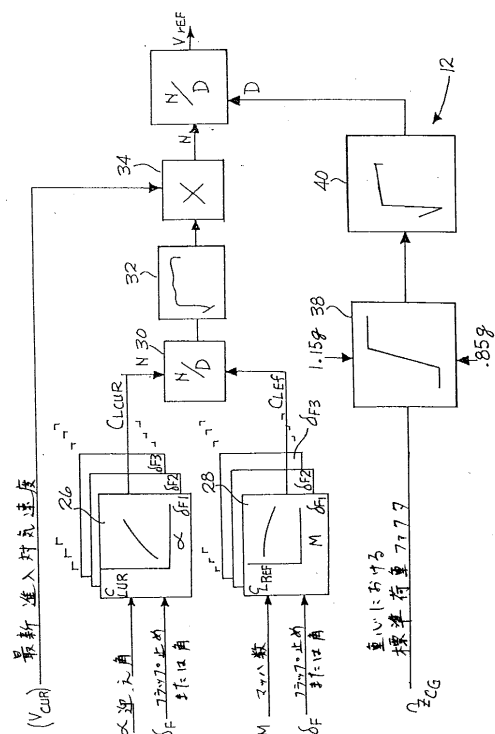
【図 2】



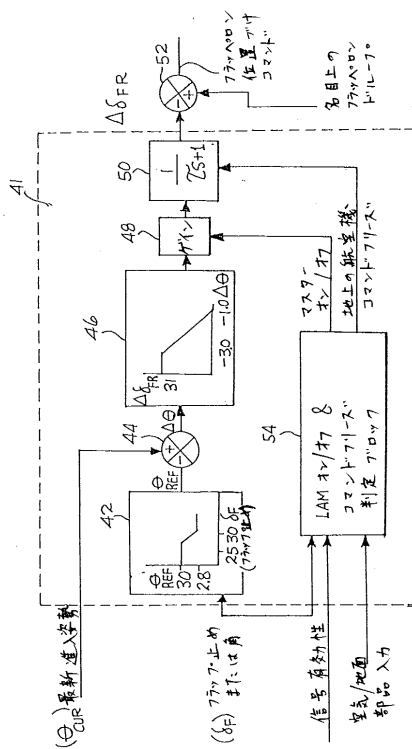
【図 3】



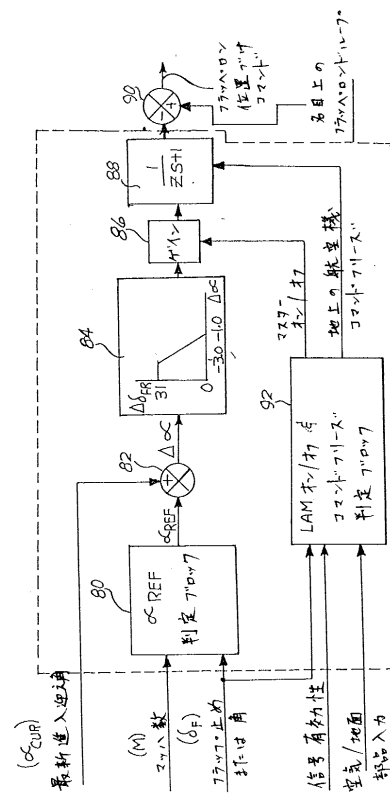
【図 4】



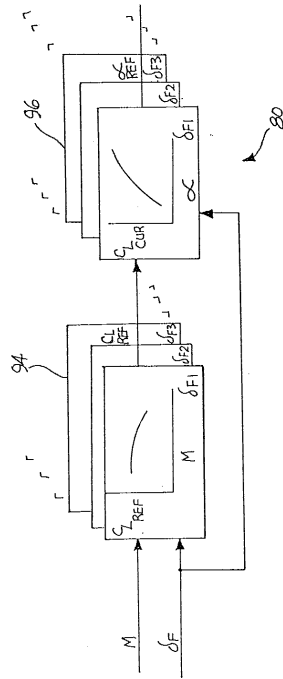
【図 5】



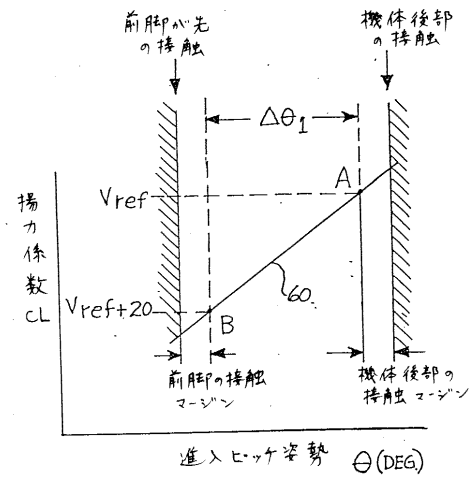
【図 6】



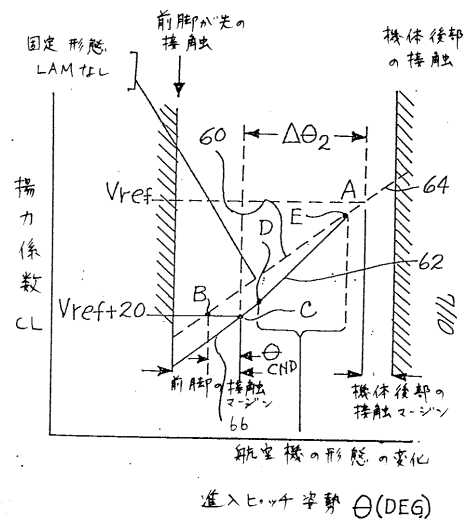
【図 7】



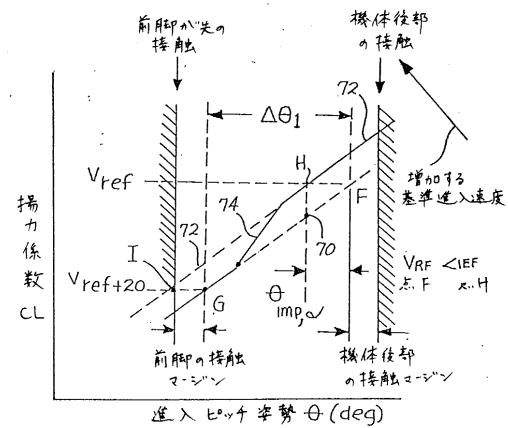
【図 8】



【図 9】



【図 10】



フロントページの続き

- (72)発明者 ブライアン・エヌ・ニールド
 アメリカ合衆国、 9 8 0 5 0 ワシントン州、プレストン、ツークハンドレッドアンドナインティエ
 イス・アベニュー・エス・イー、 5 6 1 7
- (72)発明者 ロス・エイ・ランデス
 アメリカ合衆国、 9 8 2 0 8 ワシントン州、エベレット、ワンハンドレッドアンドフィフティフ
 ァースト・ストリート・エス・イー、 5 7 3 0
- (72)発明者 モンティ・アール・エバンズ
 アメリカ合衆国、 9 8 0 0 3 ワシントン州、フェデラル・ウェイ、トゥエンティエイス・アベニ
 ュ・エス、 3 7 1 2 7

審査官 渡邊 豊英

- (56)参考文献 米国特許第 0 5 4 4 6 6 6 6 (U S , A)
 米国特許第 0 3 8 8 7 1 4 8 (U S , A)
 特開平 0 4 - 3 3 1 6 9 8 (J P , A)
 特開昭 6 3 - 2 3 5 1 9 3 (J P , A)
 特開平 0 1 - 1 1 9 5 0 0 (J P , A)

- (58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)
 G05D 1/08,
 B64C 13/18