

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4234797号
(P4234797)

(45) 発行日 平成21年3月4日(2009.3.4)

(24) 登録日 平成20年12月19日(2008.12.19)

(51) Int.Cl. F 1
B 6 4 C 13/18 (2006.01) B 6 4 C 13/18 E

請求項の数 5 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願平9-120805	(73) 特許権者	591009037
(22) 出願日	平成9年5月12日(1997.5.12)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開平10-53198		THE BOEING COMPANY
(43) 公開日	平成10年2月24日(1998.2.24)		アメリカ合衆国、98124-2207
審査請求日	平成16年1月30日(2004.1.30)		ワシントン州、シアトル、メイル・ストッ
(31) 優先権主張番号	08/645616		プ・13-08 ピィ・オウ・ボックス・
(32) 優先日	平成8年5月14日(1996.5.14)		3707 (番地なし)
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100064746
前置審査			弁理士 深見 久郎
		(74) 代理人	100085132
			弁理士 森田 俊雄
		(74) 代理人	100096781
			弁理士 堀井 豊

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 旋回の間航空機のヨーダンパの旋回調整ゲインを設定するための方法および旋回を行なう航空機に最適な旋回調整ゲインを決定するための装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

旋回の間航空機のヨーダンパの旋回調整ゲインを設定するための方法であって、前記旋回調整ゲインは、前記ヨーダンパによる方向舵の変位量の決定に用いられ、前記方法は、

複数のフラップ位置設定と各フラップ位置設定における旋回調整ゲインとの間の予め定められた対応関係を参照するステップと、

前記旋回の間前記航空機のフラップ位置設定を決定するステップと、

前記フラップ位置設定に応じて、前記対応関係に規定された旋回調整ゲインの中から好ましい旋回調整ゲインを決定するステップと、

前記ヨーダンパの旋回調整ゲインの値を、前記好ましい旋回調整ゲインの値に設定するステップとを含む、方法。

【請求項2】

前記複数の旋回調整ゲインが、安定した状態の旋回角および前記複数のフラップ位置設定における前記航空機の閉ループシステムの、1組の状態方程式を解くことによって算出され、

前記1組の状態方程式は、下記のものであり、

【数 1】

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= A_{11} \beta + A_{12} R + A_{13} \Phi + A_{14} P + A_{15} X + b_{11} \delta r = 0 \\ \dot{R} &= A_{21} \beta + A_{22} R + A_{23} \Phi + A_{24} P + A_{25} X + b_{12} \delta r = 0 \\ \dot{\Phi} &= A_{31} \beta + A_{32} R + A_{33} \Phi + A_{34} P + A_{35} X + b_{13} \delta r = 0 \\ \dot{P} &= A_{41} \beta + A_{42} R + A_{43} \Phi + A_{44} P + A_{45} X + b_{14} \delta r = 0 \\ \dot{X} &= A_{51} \beta + A_{52} R + A_{53} \Phi + A_{54} P + A_{55} X + b_{15} \delta r = 0\end{aligned}$$

ここで、 β は横滑り角であり、 R はヨー速度であり、 Φ は前記航空機のロール角であり、 P は前記航空機のロール速度であり、 X は状態変数であり、 r は方向舵の方向角であり、 A_{xy} および b_{xy} は前記航空機の航空力学的特性を示すマトリクスである、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記フラップ位置設定は前記航空機上のフラップスラット電子装置から受取られる、請求項 1 または 2 に記載の方法。

【請求項 4】

旋回を行なう航空機に最適な旋回調整ゲインを決定するための装置であって、前記旋回調整ゲインは、前記航空機のヨーダンパによる方向舵の変位量の決定に用いられ、前記装置は、

複数のフラップ位置設定と各フラップ位置設定における旋回調整ゲインとの対応関係を格納する記憶部と、

前記旋回の間に前記航空機のフラップ位置設定を決定するためのフラップスラット電子装置と、

前記フラップ位置設定に応じて、前記対応関係に規定された旋回調整ゲインの中から最適な旋回調整ゲインを決定するための手段とを含む、装置。

【請求項 5】

旋回調整ゲインボックスを含む航空機のヨーダンパであって、前記ヨーダンパは、旋回調整ゲインに応じて方向舵の変位量を決定し、前記旋回調整ゲインボックスは、複数のフラップ位置設定と各フラップ位置設定における旋回調整ゲインとの対応関係をストアしており、前記ヨーダンパは、

前記旋回の間に前記航空機のフラップ位置設定をフラップスラット電子装置から受取るための手段と、

前記フラップ位置設定に応じて、前記対応関係に規定された旋回調整ゲインの中から前記最適な旋回調整ゲインを決定するための手段とを含む、ヨーダンパ。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の分野】

この発明は航空機の旋回制御システムに関し、特に、航空機のフラップ位置の関数として航空機のヨーダンパの旋回調整ゲインを変える新規なシステムに関する。

【0002】

【発明の背景】

固定翼形態の航空機の操縦において、旋回は多数の操縦部品の操作によって調整される。たとえばパイロットは固定翼の航空機のコックピット操縦装置を用いて、航空機の補助翼、方向舵および昇降舵を操作して旋回を行なうであろう。

【0003】

航空機のバンク飛行の間の旋回調整には、コンピュータによる方向舵の方向角制御が長く用いられてきた。たとえば航空機が左にバンクすると、補助翼によってヨー軸の周りに生ずるモーメントにより右に偏揺れしやすいため、旋回の調整は望ましいものとして知られている。左バンクの間に生ずるヨー軸のモーメントは、旋回を調整するよう方向舵を左に

10

20

30

40

50

することによって釣合わされる。現代の大規模な商業用旅客機においては、方向舵の方向角はヨーダンパとして知られているシステムによってコンピュータ制御されている。したがって、適切に旋回を行なうためにパイロットはハンドルを操作するだけでよい。

【 0 0 0 4 】

ヨーダンパは航空機上のさまざまなセンサと、ヨーダンパからの信号に应答して方向舵を動作するヨーダンパサーボを含む。ヨーダンパは航空機のパイロットによって指令された所与の大きさのバンク角に対する、方向舵の方向角の大きさを決定しなければならない。たとえばトラン (Tran) の米国特許第 5, 452, 865 号およびチャクラバーティー他 (Chakravarty et al.) の米国特許第 5, 072, 893 号には、先行技術の旋回調整システムの詳細な説明が記載されている。

10

【 0 0 0 5 】

ヨーダンパの 1 つの決定的に重要な部分はゲイン計画として公知であるものである。ゲイン計画は旋回飛行の間に方向舵のために旋回調整を提供するよう動作する。公知の旋回調整ゲイン計画は衝撃圧としても知られているパラメータ Q_c に基づく。特に、ボーイング 747-400 のゲイン計画が図 1 に示される。示されるように、旋回調整ゲインは臨界大気圧までは一定であり、その点からは線形に低減する。図 1 に示されるゲイン計画は最適な旋回調整をもたらさず、発散型または収斂型の旋回特性をもたらし得ることがわかっている。

【 0 0 0 6 】

【発明の概要】

20

この発明は、旋回飛行の間の航空機のヨーダンパシステムにおける旋回調整ゲインの量を決定するための改善した方法および装置を提供する。ヨーダンパは航空機の慣性基準装置およびさらに航空機のフラップスラット電子装置 (FSEU) からの入力を含む。慣性基準装置は航空機のロール速度、横加速、ロール角およびヨー速度に関する情報を提供する。FSEU は、航空機のフラップ位置を示す信号をヨーダンパに与える。ヨーダンパは旋回調整ゲインボックスを含み、この旋回調整ゲインボックスはフラップ位置信号を受取り、フラップ位置に依存して旋回調整ゲイン値を出力する。その後、ヨーダンパが旋回調整ゲイン値を用いて方向舵の変位量を決定する。一般的には、旋回調整ゲイン値はフラップ位置が延びるほど高くなる。フラップ位置が伸ばされているのは翼が低速度で用いられるような、高揚力が得られる構成になっている状態であることを示す。各フラップ位置に対する正確な旋回調整ゲイン値は、変化する飛行状態における航空機の特定の航空力学的特性に依存する。

30

【 0 0 0 7 】

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読まれると、以下の詳細な説明を参照してよりよく理解され、したがってより容易に認識できるだろう。

【 0 0 0 8 】

【好ましい実施例の詳細な説明】

図 2 は、旋回の間 direction 舵の方向角を制御するヨーダンパコマンド YDCMD を発生するための、簡略化した先行技術のヨーダンパ 201 を示す。YDCMD 信号は典型的には、航空機の方向舵を駆動する 1 またはそれ以上のヨーダンパサーボに与えられる。この特定のヨーダンパ 201 はボーイング 747-400 型機に用いられている。ヨーダンパ 201 は航空機上にある慣性基準装置からのデータ入力を用いて、そのときの飛行状態に対して適切な方向舵コマンド (YDCMD) を算出する。その後ヨーダンパサーボはヨーダンパ 201 からの電気コマンドを解釈して、航空機の方向舵を動かすアクチュエータピストンへの作動油の流れを制御する。

40

【 0 0 0 9 】

ヨーダンパ 201 への入力は、航空機の横加速度を表わす N_y と、航空機のヨー速度を表わす R と、航空機のロール角を表わす ϕ と、航空機のロール速度を表わす P とを含む。これらのパラメータの各々は航空機上にある慣性基準装置を通して与えられる。

50

【 0 0 1 0 】

図 2 に見られるように、第 1 の乗算ボックス 2 0 3 において横加速度 N_y が定数 K_{11} によって乗算される。第 1 の乗算ボックス 2 0 3 の出力は第 1 の和演算器 2 0 5 に与えられ、この第 1 の和演算器 2 0 5 は第 1 の乗算ボックス 2 0 3 からの信号出力と第 2 の乗算ボックス 2 0 7 からの出力とを合計する。第 2 の乗算ボックス 2 0 7 は入力としてヨー速度 R を受取り、ヨー速度 R を予め定められた定数 K_{12} で乗算する。ヨー速度 R はさらに第 3 の乗算ボックス 2 0 9 に与えられ、この第 3 の乗算ボックス 2 0 9 は予め定められた定数 N_{12} でヨー速度 R を乗算する。

【 0 0 1 1 】

第 7 の乗算ボックス 2 2 7 にロール角 ϕ が与えられ、この第 7 の乗算ボックス 2 2 7 はロール角 ϕ を定数 C で乗算する。第 7 の乗算ボックス 2 2 7 の出力は第 4 の乗算ボックス 2 1 1 に与えられ、この第 4 の乗算ボックス 2 1 1 は第 7 の乗算ボックス 2 2 7 の出力を定数 N_{13} で乗算する。第 4 の乗算ボックス 2 1 1 の出力は第 2 の和演算器 2 1 3 に与えられ、この第 2 の和演算器 2 1 3 は第 5 の乗算ボックス 2 1 5 の出力に第 4 の乗算ボックス 2 1 1 の出力を加算する。第 5 の乗算ボックス 2 1 5 は予め定められた定数 N_{14} でロール速度 P を乗算する。第 2 の和演算器 2 1 3 の出力は第 3 の和演算器 2 1 7 に与えられ、この第 3 の和演算器 2 1 7 はまた、入力として第 3 の乗算ボックス 2 0 9 の出力を受取る。第 3 の和演算器 2 1 7 の出力は第 4 の和演算器 2 1 9 に与えられる。

【 0 0 1 2 】

第 1 の和演算器 2 0 5 の出力は 1 次遅れボックス 2 2 1 に与えられる。1 次遅れボックス 2 2 1 の出力は第 6 の乗算ボックス 2 2 3 に与えられ、この第 6 の乗算ボックス 2 2 3 は 1 次遅れ 2 2 1 の出力をゲインファクタ M で乗算する。第 6 の乗算ボックス 2 2 3 の出力は第 4 の和演算器 2 1 9 にさらに与えられる。第 4 の和演算器 2 1 9 の出力は第 5 の和演算器 2 2 5 に与えられる。

【 0 0 1 3 】

第 7 の乗算ボックス 2 2 7 の出力は旋回調整ゲインボックス 2 2 9 にさらに与えられる。旋回調整ゲインボックス 2 2 9 は航空機のエアデータコンピュータからの信号 2 3 1 を入力する際に、(ボーイング 7 6 7 の場合には) 対気速度 V_{TAS} または (ボーイング 7 4 7 の場合には) 外気圧 Q_C といった信号をさらに受取る。先行技術においてはエアデータコンピュータからの入力は旋回調整ゲイン値を計算するために用いられ、この旋回調整ゲイン値は第 7 の乗算器 2 2 7 の出力で乗算するために用いられる。ボーイング 7 4 7 の旋回調整ゲインの計算は図 1 に従う。

【 0 0 1 4 】

この発明の好ましい実施例において、旋回調整ゲインボックス 2 2 9 に与えられる入力 2 3 1 は、フラップスラット電子装置 (F S E U) からの航空機のフラップ位置を示す信号である。入力 2 3 1 が V_{TAS} または Q_C のいずれかである先行技術とは異なり、好ましい実施例の入力 2 3 1 はフラップ位置である。航空機の翼に取付けられたフラップは延ばされたり引込まれたりして、翼によって発生される揚力の量を調整する。フラップの位置は典型的には角度で示される。多くの航空機については、フラップはいくつかの離散的な角度位置のうちのいずれかに置かれ得る。たとえばボーイング 7 7 7 においてはフラップは引込み位置から 1, 5, 10, 15, 20, 25 または 30 ° 延びたところに置かれ得る。

【 0 0 1 5 】

図 3 を参照して、この発明のヨーダンパシステム 3 0 1 は、ヨーダンパ装置 3 0 3 と、ヨーダンパサーボ 3 0 5 と、方向舵 3 0 7 と、慣性基準装置 3 0 9 と、F S E U 3 1 1 とを含む。航空機の動きに関する情報は慣性基準装置 3 0 9 によってヨーダンパ装置 3 0 3 に与えられる。フラップ位置に関する情報は F S E U 3 1 1 によってヨーダンパ 3 0 3 に与えられる。ヨーダンパ装置 3 0 3 はこの情報を受取り、その計算技術に従ってヨーダンパサーボ 3 0 5 への Y D C M D 信号を生成する。これに応じてヨーダンパサーボは方向舵を所望の方向角に駆動する。したがって、航空機の V_{TAS} または Q_C に依存した先行技術と

10

20

30

40

50

は異なり、この発明は航空機のフラップ位置に依存して旋回調整ゲインを決定する。

【0016】

旋回調整ゲインボックス229はマイクロプロセッサ内に実装された乗算器とルックアップテーブルを含む。第7の乗算器227からの入力はルックアップテーブルからの適切な旋回調整ゲイン値で乗算される。ルックアップテーブルはROMに実装されてもよい。FSEU311によって報告されたフラップ位置に基づいて、適切な旋回調整ゲイン値が乗数として用いられる。ルックアップテーブルの表形式表現が図4に示され、 G_1 から G_8 は可能なゲイン値である。

【0017】

図5から図9は旋回調整ゲインの計算方法と計算の理論的根拠とを図示する。技術分野においては公知であるように、最適な旋回調整ゲインはヨーダンパループを閉じた後に、中立的に安定したスパイラルモードを必要とする。したがってヨーダンパのゲインは閉ループシステムのスパイラルモードを出発点に移動させる必要がある。螺旋モードを出発点に移動させるゲインは、安定した状態の旋回角度における閉ループ航空機システムに関する状態方程式を解くことによって得られる。このプロセスは下記のように数学的に導くことができる。

【0018】

【数2】

$$\dot{x}_1 = a_1 x_1 + b_1 u_1$$

$$y_1 = c_1 x_1 + d_1 u_1$$

【0019】

が、航空機モデルの力学方程式であるとする。

【0020】

【数3】

$$\text{ただし } a_1 = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix}; x_1 = \begin{bmatrix} \beta \\ R \\ \Phi \\ P \end{bmatrix}; \beta = \text{横滑り角}$$

$$b_1 = \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{12} \\ b_{13} \\ b_{14} \end{bmatrix}; u_1 = [\delta r]; y_1 = \begin{bmatrix} Ny \\ R \\ \Phi \\ P \end{bmatrix}$$

$$c_1 = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} & c_{24} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} & c_{34} \\ c_{41} & c_{42} & c_{43} & c_{44} \end{bmatrix}; d_1 = \begin{bmatrix} d_{11} \\ d_{21} \\ d_{31} \\ d_{41} \end{bmatrix}$$

【0021】

上記の方程式をブロック図で表わしたものが図5に示される。

マトリクス a_1 、 b_1 、 c_1 、 g_1 はモデル化される特定の航空機に関する航空力学的モ

10

20

30

40

50

デルを表わす。パラメータ u_1 は方向舵の方向角の大きさを表わす。これらのマトリクスが、航空機の物理的大きさおよび航空機の飛行パラメータに基づく公知の技術に従って計算できることが当業者には認められるだろう。さらに、マトリクス a_1 、 b_1 、 c_1 、 d_1 は航空機のおさまなフラップ位置に対して異なるだろう。これは、航空機のフラップ位置が変わると、航空機の航空力学的特性が変わり、それにより航空機の振舞いを規定するマトリクスが変わるからである。

【 0 0 2 2 】

次に、

【 0 0 2 3 】

【数 4】

$$\dot{x}_2 = a_2 x_2 + b_2 u_2$$

$$y_2 = c_2 x_2 + d_2 u_2$$

【 0 0 2 4 】

が、（ 旋回調整経路のない ）ヨーダンパの力学方程式であるとする。

【 0 0 2 5 】

【数 5】

$$\text{ただし } a_2 = [j]; b_2 = [k_{11} k_{12} k_{13} k_{14}]; u_2 = \begin{bmatrix} Ny \\ R \\ \Phi \\ P \end{bmatrix}$$

$$y_2 = [ydcmd]; c_2 = [m]; d_2 = [n_{11} n_{12} n_{13} n_{14}]$$

【 0 0 2 6 】

これをブロック図で表わしたものが図 6 に示される。

a_2 、 b_2 、 y_2 、 c_2 および d_2 の値は特定の航空機のヨーダンパシステムから得ることができる。したがって b_2 、 c_2 および d_2 の値は図 2 に示される乗算器から得ることができる。航空機の入力（ y_1 ）をヨーダンパの入力（ u_2 ）に直列に接続した結果として得られるシステムを表わすブロック図が図 7 に示される。

【 0 0 2 7 】

【数 6】

$$\text{ただし } a' = \left[\frac{a_1}{b_2 c_1} \middle| \frac{0}{a_2} \right]; b' = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 d_1 \end{bmatrix}; c' = [d_2 c_1 c_2]$$

$$d' = [d_2 d_1]$$

【 0 0 2 8 】

n_{11} 、 d_{21} 、 d_{31} および d_{41} は常に 0 に等しいため、 $d = d_2$ 、 $d_1 = 0$ である。 $ydcmd$ （ y_2 ）を r （ u_1 ）に接続してループを閉じると、閉ループシステムを表わすブロック図が図 8 に示される。

【 0 0 2 9 】

この閉ループシステムは図 9 に示されるように簡略化することができる。

【 0 0 3 0 】

10

20

30

40

50

【数 7】

$$\text{ただし } \mathbf{A} = \mathbf{a}' + \mathbf{b}'\mathbf{c}'; \quad \mathbf{b}' = \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{12} \\ b_{13} \\ b_{14} \\ b_{15} \end{bmatrix} \quad \text{ただし } b_{15} = b_2 d_1$$

10

【0031】

閉ループシステムの状態方程式は下記のように展開することができる。

【0032】

【数 8】

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= A_{11}\beta + A_{12}R + A_{13}\Phi + A_{14}P + A_{15}X + b_{11}\delta r \\ \dot{R} &= A_{21}\beta + A_{22}R + A_{23}\Phi + A_{24}P + A_{25}X + b_{12}\delta r \\ \dot{\Phi} &= A_{31}\beta + A_{32}R + A_{33}\Phi + A_{34}P + A_{35}X + b_{13}\delta r \\ \dot{P} &= A_{41}\beta + A_{42}R + A_{43}\Phi + A_{44}P + A_{45}X + b_{14}\delta r \\ \dot{X} &= A_{51}\beta + A_{52}R + A_{53}\Phi + A_{54}P + A_{55}X + b_{15}\delta r \\ \text{ただし } \mathbf{A} &= \mathbf{a}'_{ij} + \mathbf{b}'_{ij}\mathbf{c}'_{ij} \end{aligned} \quad \text{式 (1)}$$

20

安定した状態の旋回については

$$\Phi = \text{定数} \implies \dot{P} = 0 \ \& \ \ddot{P} = 0;$$

$$R = \text{定数} \implies \dot{R} = 0 \ \& \ \dot{X} = 0;$$

30

$$\beta = \text{定数} \implies \dot{\beta} = 0;$$

したがって式(1)は下記の式になる。

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= A_{11}\beta + A_{12}R + A_{13}\Phi + A_{14}P + A_{15}X + b_{11}\delta r = 0 \\ \dot{R} &= A_{21}\beta + A_{22}R + A_{23}\Phi + A_{24}P + A_{25}X + b_{12}\delta r = 0 \\ \dot{\Phi} &= A_{31}\beta + A_{32}R + A_{33}\Phi + A_{34}P + A_{35}X + b_{13}\delta r = 0 \\ \dot{P} &= A_{41}\beta + A_{42}R + A_{43}\Phi + A_{44}P + A_{45}X + b_{14}\delta r = 0 \\ \dot{X} &= A_{51}\beta + A_{52}R + A_{53}\Phi + A_{54}P + A_{55}X + b_{15}\delta r = 0 \end{aligned} \quad \text{式 (2)}$$

40

【0033】

その後式(2)によって、一定値のロール角における r を解くことができる。 r は航空機が発散または収斂しないようにするためにロール角フィードバックを通して必要とされる方向舵の量である。 r の値が算出されると、その航空機の定数によって r を単に除算したものとして、理想的な旋回調整ゲイン値を算出することができる。

【0034】

マトリクス a_1 、 b_1 、 c_1 および d_1 の値は、フラップ位置を含む、航空機の稼働時の

50

飛行状態に応じて変化する。たとえば航空機の、速度、重量、高度、フラップ位置および重心が変化すると、マトリクスに影響を及ぼす。好ましい実施例においては、これらの動作上のパラメータの極値を含むマトリクスが用いられる。その後、ルックアップテーブルに用いられる、結果として得られた旋回調整ゲインが、さまざまな極値マトリクスを用いて算出した旋回調整ゲインの平均として計算される。これにより、旋回調整ゲインボックス 229 が、すべての起こり得る飛行状態を確実に考慮に入れるようにする。

【0035】

たとえば、次に図 10 を参照して、さまざまなフラップ位置、すなわち 1、5、10 および 20° のフラップ位置に対する実際の旋回調整ゲイン値がボーイング 747 - 400 型機について計算された。各フラップ位置に対してはいくつかの旋回調整ゲイン値があることに留意されたい。これは航空機のさまざまな極端な動作状態に対応する。好ましい実施例において、ルックアップテーブルに用いられた旋回調整ゲインは極値の平均となるであろう。

10

【0036】

発明の好ましい実施例が示され、かつ説明されたが、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】 先行技術の旋回調整ゲイン計画の図である。

【図 2】 旋回調整ゲイン部を含む先行技術のヨーダンパの概略図である。

【図 3】 この発明に従ったヨーダンパシステムの概略図である。

20

【図 4】 この発明の旋回調整ゲインボックスに用いられるルックアップテーブルの図である。

【図 5】 この発明に用いられるゲイン計画を作成するために用いられる数学的モデルの図である。

【図 6】 この発明に用いられるゲイン計画を作成するために用いられる数学的モデルの図である。

【図 7】 この発明に用いられるゲイン計画を作成するために用いられる数学的モデルの図である。

【図 8】 この発明に用いられるゲイン計画を作成するために用いられる数学的モデルの図である。

30

【図 9】 この発明に用いられるゲイン計画を作成するために用いられる数学的モデルの図である。

【図 10】 この発明に従って算出された旋回調整ゲイン値のグラフ図である。

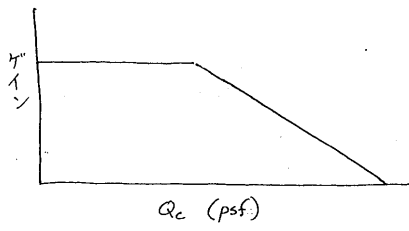
【符号の説明】

301 ヨーダンパシステム

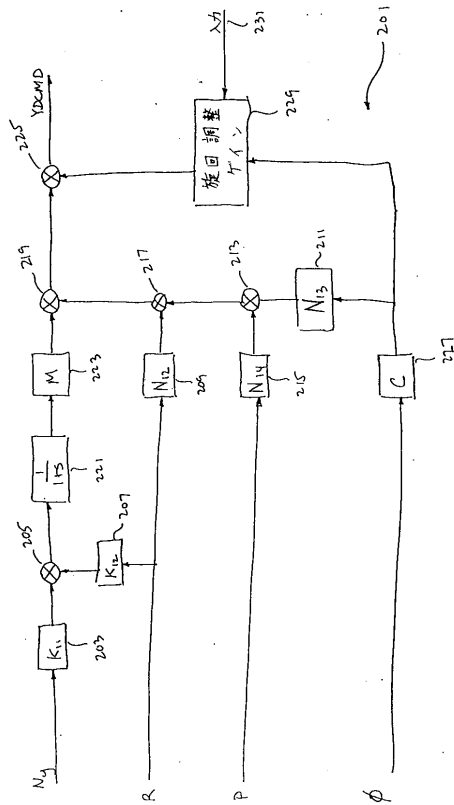
303 ヨーダンパ

305 ヨーダンパサーボ

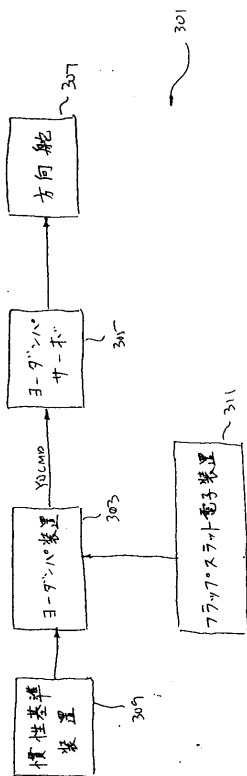
【図1】



【図2】



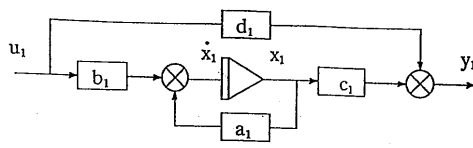
【図3】



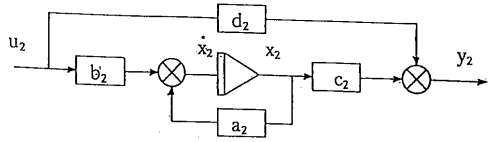
【図4】

フラット位置	ゲイン
0	G1
1	G2
5	G3
10	G4
15	G5
20	G6
25	G7
30	G8

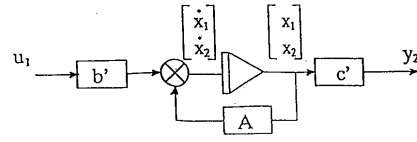
【図5】



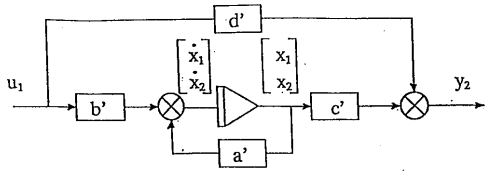
【図6】



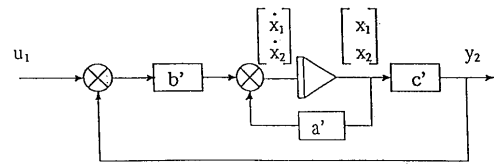
【図9】



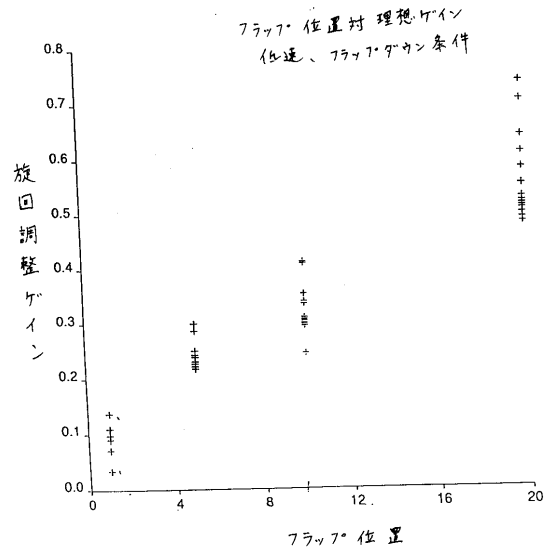
【図7】



【図8】



【図10】



フロントページの続き

(72)発明者 チュオン・ビィ・トゥラン
アメリカ合衆国、98037 ワシントン州、リンウッド、ワンハンドレッドアンドフィフティサ
ード・ブレイス・エス・ダブリュ、4419

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 特開平08-310495(JP,A)
特開平04-331698(JP,A)
特開平04-262993(JP,A)
特表平01-503697(JP,A)
特開昭52-095499(JP,A)
米国特許第05452865(US,A)
米国特許第05072893(US,A)
欧州特許出願公開第0293018(EP,A2)
加藤寛一郎,大屋昭男,柄沢研治,航空機力学入門,日本,財団法人東京大学出版会,1982
年11月20日,初版,第59~64頁、第125~132頁

(58)調査した分野(Int.Cl.,DB名)
B64C 13/00 - 13/50
G05D 1/00 - 1/12