

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5956468号
(P5956468)

(45) 発行日 平成28年7月27日 (2016. 7. 27)

(24) 登録日 平成28年6月24日 (2016. 6. 24)

(51) Int. Cl. F I
B 6 4 G 1/00 (2006. 01) B 6 4 G 1/00 E
 F 4 2 B 15/01 (2006. 01) F 4 2 B 15/01

請求項の数 5 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2013-550932 (P2013-550932)	(73) 特許権者	513072329
(86) (22) 出願日	平成24年1月20日 (2012. 1. 20)		アストリアム エスアーエス
(65) 公表番号	特表2014-507325 (P2014-507325A)		フランス共和国 サレネス F-9215
(43) 公表日	平成26年3月27日 (2014. 3. 27)		O, リュー パスツール, 12
(86) 国際出願番号	PCT/FR2012/050125	(74) 代理人	110000659
(87) 国際公開番号	W02012/101363		特許業務法人広江アソシエイツ特許事務所
(87) 国際公開日	平成24年8月2日 (2012. 8. 2)	(72) 発明者	カイエ, ポール
審査請求日	平成26年12月25日 (2014. 12. 25)		フランス共和国 クールディマンシュ F
(31) 優先権主張番号	1100230	(72) 発明者	-95800, クロス デ サウルズ 7
(32) 優先日	平成23年1月26日 (2011. 1. 26)		カイラウド, ジェームズ
(33) 優先権主張国	フランス (FR)		フランス共和国 メゾン ラフィット F
			-78600, アヴェニュー ドゥ ジェ
			ネラル ド ゴール 98

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 後方推進装置により飛行体を操縦する方法およびシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

飛行体 (1) に推力を与えるよう構成され、かつ、前記飛行体 (1) の後端 (1 R) に対して配向されるよう構成された推進手段 (2) によって前記飛行体 (1) を操縦する方法であって、この方法によれば、

サーボループにしたがって、

- 前記飛行体 (1) の姿勢 (M) が測定され、
- 前記飛行体 (1) をその飛行軌道上で安定させるよう、前記推進手段 (2) の配向 () は測定された前記姿勢 (M) の関数として調整され、

前記飛行体 (1) の前記姿勢 (M) は前記後端 (1 R) 付近で測定され、
 前記推進手段 (2) の前記配向 () を調整するとき、前記飛行体 (1) の前記後端 (1 R) および前記姿勢 (M) を測定する位置 (M) での、前記飛行体 (1) の中立軸 (4) に対する角 (θ_M, θ_T) 変形および前記飛行体 (1) の中立軸 (4) に対する線 (y_M, y_T) 変形が考慮されることを特徴とする、

方法。

【請求項 2】

前記飛行体 (1) の前記姿勢 (M) を測定する位置 (M) は、前記飛行体の変形とは無関係に、前記姿勢 (M) を測定する位置 (M) での角変形 (θ_M) と前記飛行体の後端 (1 R) での線変形 (y_T) とが反対の符号となるように決定されることを特徴とする、

請求項 1 記載の方法。

【請求項 3】

前記飛行体 (1) に変形がある場合、前記姿勢 (θ_M) を測定する位置 (M) での角変形 (γ_M) と前記飛行体の後端 (1 R) での線変形 (γ_T) とが同一符号であるとき、前記推進手段 (2) の前記配向 () は前記符号を考慮して調整されることを特徴とする、

請求項 1 記載の方法。

【請求項 4】

前記推進手段の前記配向 () は、前記飛行体の長手軸に対して調整される、

請求項 1 に記載の方法。

10

【請求項 5】

前記推進手段の長手軸の角度の配向 () は、前記飛行体の長手軸に対して調整される、

請求項 1 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は後方推進装置によって飛行体を操縦するための方法およびシステムに関する。

【背景技術】

【0002】

宇宙ロケットなどの飛行体は飛行体の後端に取り付けられた少なくとも一つの配向可能な推進装置によって操縦されることは知られている。この推進装置は、飛行体の飛行軌道を決定する推力、強度および配向性を飛行体に与えるように設計されている。

20

【0003】

一般的には慣性装置がそのような飛行体の前方部分に配置されていることも知られており、その慣性装置の機能の一つは飛行体の姿勢、すなわち慣性装置に内蔵されている慣性 (基準) 軸に対するその配向性を測定することである。特に適用される推力が飛行軌道上に飛行体を誘導し、安定化させるよう、コンピュータがその装置から後方推進装置へと与えられる配向性を推定する。この配向性はサーボループの手段によって後方推進装置に適用され、その制御原理が、推力装置が飛行体に適用すべき推力の配向性と、慣性装置にて測定された飛行体の姿勢との間の関係を従来式に決定する。

30

【0004】

このように装備された飛行体は、その軌道が飛行条件 (大気状態、軌道など) とは無関係に制御および安定化されるよう、飛行中にリアルタイムで操縦されうる。

【0005】

しかしながら、このタイプの飛行体の構造は、一般的に無限に大きい剛性を有しているわけではなく、振動弾性変形する可能性がある。まず、これらの変形は、異なる周波数 (振動数) のモードと減衰にしたがって、飛行体のサーボループを支配する制御原理を妨害する。さらに、制御原理の妨害は飛行体の不安定化につながる可能性がある。

【0006】

このような変形モードに関して飛行体を安定させるため、推進装置の配向性制御のフィルタリングが知られており、これはこのようなモードが弱まるよう、慣性装置によって提供される飛行体の予備姿勢測定の関数として、コンピュータによって決定される。

40

【0007】

同様に、推進装置の配向性制御のフィルタリングが知られており、これは一つには推進装置の配向性に、一つには所定の周波数のモードによって発生した変形に対抗するように、コンピュータによって決定される。

【0008】

しかしながら、これらの予備フィルタリング技術は、変形モードの周波数が、操縦のためのパスバンド (例えば飛行体の安定性のために必要なパスバンド) と同じオーダ (次数

50

)である場合には適用できない。特に、飛行体の変形が安定性のために必要なパスバンドに位置する第1のモード周波数を有する場合、そのような飛行体は操縦できない可能性が高い。なぜなら、まず飛行体の全体的な動作を制御するための要件(“剛性”モードと称す)と、さらに変形モードの安定性要件(完全には剛性でない、弾性変形の飛行体)とが同時に遂行されるように強制されるからである。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0009】

【特許文献1】(特になし)

【発明の概要】

10

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

したがって、本発明の目的は、飛行体の後端に対して配向できる推進手段を用いた飛行体の操縦法の提供である。これは異なるモードに従って飛行体の構造を振動形態で、飛行体が弾性的に変形する可能性がある応力に飛行体を曝す場合を含んでおり、飛行条件とは無関係に飛行体を誘導および安定化させる。

【課題を解決するための手段】

【0011】

この目的のため、本発明によれば、飛行体の後端に対して配向できる推進手段による飛行体の操縦法が提供される。この方法によれば、サーボループにしたがって、飛行軌道上で飛行体を安定化させるよう、飛行体の姿勢が測定され、推進手段の配向性が姿勢測定の関数として調整され、飛行体の姿勢が飛行体の後端付近で測定されることに注目すべきである。

20

【0012】

このように、本発明のおかげで推進手段が制御され、飛行体の姿勢はその付近に配置された地点にて測定される。この結果、このようにして測定された姿勢は少なくとも実質的に飛行体に必要な姿勢に対応し、したがって、飛行体の制御原理を乱す可能性がある飛行体の前方部分と後端との間で測定される姿勢を採用する必要がなく、推進手段を直接的に制御するために利用できる。

【0013】

30

よって、姿勢測定手段を注意深く配置することによって、(変形モードによって発生する)飛行体の制御原理の妨害をさらに効率的に抑制することができる。

【0014】

さらに本発明は特に、飛行体の安定性に関して自由度を減らし、剛性のレベルに関して許容度を増す。この方法では、飛行体の製造がさらに簡素化されるよう、飛行体の設計上の制約、より明確に言えば、剛性の制約が緩和される。

【0015】

本発明によれば、飛行体の姿勢を飛行体の後端で測定できるとき、飛行体の構造の弾性変形がある場合には、推進手段が連結される点の周囲に可能な限り接近して測定が行われるほうがよりよいということが理解できよう。

40

【0016】

飛行体の安定性を向上させるため、推進手段の配向性を調節するとき、飛行体の後端および姿勢測定的位置での角および線変形が考慮される。

【0017】

この場合、変形モードを自然に制御するため、姿勢測定的位置は、飛行体の変形とは無関係に(飛行体の変形を考慮せずに)、測定位置におけるその角変形と飛行体の後端の線変形とが反対符号を有するように決定される。

【0018】

変形例として、飛行体に変形がある場合、姿勢測定位置での角変形および飛行体の後端での線変形が同符号であるとき、推進手段の配向性はこの符号を考慮して調節される。

50

【 0 0 1 9 】

好適には、姿勢測定および推進手段の配向性の調節は、非常に短時間で連続的に実行される。これによって、姿勢測定と推進手段の配向性の調節との間の時間内で、測定の位置での角変形と飛行体の後端での線変形が符号を変化させていないことを確実にする。

【 0 0 2 0 】

本発明は飛行体の操縦のためのシステムにも関する。このシステムは、飛行体の後端に対して配向できる推進手段と、飛行体の姿勢を測定するための手段と、安定した軌道に沿って飛行体を誘導するように姿勢測定の関数として推進手段の配向性を調節するための手段とを含んでおり、このシステムは、飛行体の姿勢を測定するための手段が飛行体の後端付近に位置している点で注目されるべきである。

10

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 2 1 】

添付の図面は、本発明の実施方法を明確に示している。これらの図では、同一の符号は同様の要素を示している。

【 図 1 】 図 1 は、飛行体の推力中立軸平面における、知られた飛行体の操縦システムを図示している。

【 図 2 】 図 2 は、飛行体が振動弾性変形（図 2 にて誇張されている）に遭遇したときの、図 1 の知られた操縦システムを示している。

【 図 3 】 図 3 は、図 2 のものと同様な状況における、本発明による操縦システムを図示している。

20

【 図 4 】 図 4 は、図 3 のものと類似する、本発明による操縦システムの変形例を図示している。

【 図 5 】 図 5 は、飛行体の変形モードを図示している。

【 発明を実施するための形態 】

【 0 0 2 2 】

知られたタイプの飛行体 1、例えば図 1 に示す宇宙ロケットなどには、飛行体の後端 R 1 で推力 P を配向させるように設計された推進手段 2 が提供されている。これらの推進手段 2 は、推力 P が点 T の周囲で配向されるよう、飛行体の端部 1 R に位置する点 T の周囲で配向付けおよび連結されることができる。図 1 では、飛行体の長手軸 X に対する推力の配向性は角 θ によって示されている。軌道（図示せず）に沿った飛行体 1 の誘導は、慣性軸 X₀ および Y₀ に対する角 ϕ の調節によって知られた方法で得られる。

30

【 0 0 2 3 】

よって、飛行体 1 の軌道の制御の役割は、飛行体 1 の長手軸 X を慣性軸 X₀ と Y₀ に対して、角 ϕ の制御に影響を与えることによって、所望の方向に方向付けることである。

【 0 0 2 4 】

所望の飛行軌道の関数としての推力を制御するため、飛行体 1 の位置と姿勢がリアルタイムで決定される必要がある。この目的のため、飛行体 1 には点 M に配置された慣性装置 3 が飛行体の前方部分 1 F に知られた形態で提供されている。この装置 3 は飛行体の発射時に、装置 3 の基準として作用する慣性軸 X₀ と Y₀ を記録する。その後飛行体 1 が移動すると、装置 3 が測定手段 3 A を手段として、飛行体の姿勢 θ_M （装置 3 での飛行体の X 軸と Y 軸によって決定される）を慣性軸 X₀ と Y₀ に対して測定し、飛行体が、特に安定である所望の飛行軌道に従うよう、その後コンピュータがそこから推力手段 2 の偏差（飛行体に適用される推力の配向 θ を決定する）を推定する。

40

【 0 0 2 5 】

図 1 では、飛行体 1 はその中立軸 4 が長手軸 X と一致するように無限に大きい剛性を有していると想定されている。推力手段 2 に適用できる一般的な制御原理はこのようにして従来式に表現される（ θ は測定された姿勢 θ_M と標的姿勢 θ_R との間の差）。

【数 1】

$$\beta = \lambda_{\theta} \theta + \lambda_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + \lambda_{\int \theta} \int \theta$$

(式 1)

【0026】

しかしながら、図 2 において誇張形態で示すように、飛行体 1 の構造は無限に大きい剛性を有しているわけではなく、振動応力の影響下で弾性的に変形する可能性がある。これらの変形は異なる周波数のモードを有しており、これらのうちの 2 つを図 5 ((A) では 1 次モード、(B) ではそれよりも高いオーダ (高次) のモード) に示す。図 2 では、飛行体 1 (およびその中立軸 4) は、この 1 次モードが変形の主モードであるよう、標準的な曲線を有している。

10

【0027】

慣性装置 3 の測定手段 3 A によって実行される測定は、飛行体の姿勢 M をこの位置で推定させ、この姿勢 M は飛行体の軸 X' (測定のポイント M での飛行体の見かけの軸) と慣性軸 X_0 との間の角偏差に対応している。この情報に基づき、コンピュータが飛行体の軸 X'' (点 T での飛行体の見かけの軸) に対する推進手段 2 に与えられる配向 T を推定する。しかしながら、飛行体の変形により、(慣性装置 3 の測定手段 3 A による測定の位置 M での飛行体の) 見かけの軸 X' と、(点 T での飛行体の) 見かけの軸 X'' は、互いに平行でも、飛行体の中立軸 4 に対して平行でもない。

20

この結果は以下ようになる：

- 飛行体の中立軸 4 に対する測定のポイント M での飛行体 1 の角変形 θ_M ;
- 飛行体の中立軸 4 に対する測定のポイント M での飛行体 1 の線変形 y_M ;
- 飛行体の中立軸 4 に対する推力の点 T での飛行体 1 の角変形 θ_T ; および
- 飛行体の中立軸 4 に対する点 T での飛行体 1 の線変形 y_T 。

【0028】

それぞれの変形モードはパルス q と減衰係数 λ とを有する。したがって $N^t h$ 変形モードでの、飛行体の構造の変形の影響は、以下の方程式系の形態で表現できる。

【数 2】

$$\delta y_M(t) = \delta y_{M,0} \cdot q(t)$$

(式 2)

30

【数 3】

$$\delta \theta_M(t) = \delta \theta_{M,0} \cdot q(t)$$

(式 3)

【数 4】

$$\delta y_T(t) = \delta y_{T,0} \cdot q(t)$$

(式 4)

40

【数 5】

$$\delta \theta_T(t) = \delta \theta_{T,0} \cdot q(t)$$

(式 5)

ここで、 q は次の方程式の解である。

【数 6】

$$\ddot{q}(t) + 2\xi\omega\dot{q}(t) + \omega^2 q(t) = \mu\delta y_{T,0}\beta$$

(式 6)

この解は新規なコマンド法則を提供する。

【数 7】

$$\beta = \lambda_\theta \theta + \lambda_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + \lambda_{\int\theta} \int \theta + \delta\theta_{M,0} \left(\lambda_q q + \lambda_{\dot{q}} \dot{q} + \lambda_{\int q} \int q \right)$$

10

(式 7)

【0029】

式 1 で定義された従来のコマンド法則と比較して、前述のコマンド法則は飛行体 1 の弾性変形による閉鎖サーボループの妨害を表わす追加の要素；

$$\delta\theta_{M,0} \left(\lambda_q q + \lambda_{\dot{q}} \dot{q} + \lambda_{\int q} \int q \right)$$

を含んでいる。

【0030】

20

それぞれの弾性変形モードを安定させるため、本発明によれば測定手段 3 A は、その周囲で推進手段 2 が結合される点 T の付近に配置されている。この状況を図 3 に示す。

【0031】

この場合に示される展開は偏位モデルであり、表示における従来の誤りを含んでいる（ λ は θ と、 λ_M は θ_M と、 λ_{\int} は \int とともに活用）。

【0032】

したがって、飛行体 1 の姿勢性能は、その後次の 4 つの式によって 1 次で支配される。

【数 8】

$$\ddot{\theta} = K_\theta \theta + K_\beta \beta$$

30

(式 8)

【数 9】

$$\theta_M = \theta + h' q$$

(式 9)

【数 10】

$$\ddot{q} + 2\xi\omega\dot{q} + \omega^2 q = -P\omega^2 h\beta$$

40

(式 10)

【数 11】

$$\beta = \lambda_\theta \theta_M + \lambda_{\dot{\theta}} \dot{\theta}_M$$

(式 11)

ここで、

- θ は飛行体 1 の姿勢を表わす；

50

- は推力 P の配向を表す；
- M は慣性装置 3 の測定手段 3 A によって効率的に測定された姿勢を表す；
- h' は測定ポイント M でのモード角変形を表す；
- h は点 T でのモード線変形を表す；
- q は（一般化された座標での）変形モードを表す；
- K は開ループでの飛行体の姿勢剛性を表す；
- K は角加速度での推進手段 2 の偏向効率を表す；
- は変形モードの減衰を表している；
- は変形モードのパルスを表す；
- P は推力を表す；
- は操縦システムの姿勢利得（姿勢ゲイン）を表す；および
- は操縦システムの姿勢速度利得（姿勢速度ゲイン）を表す。

10

【 0 0 3 3 】

閉鎖サーボループによる原動力は、操縦システムの以下の調整を導く。

【数 1 2】

$$\lambda_{\theta} = -\frac{K_{\theta} + \omega_{BF}^2}{K_{\beta}}$$

(式 1 2)

20

【数 1 3】

$$\lambda_{\dot{\theta}} = -\frac{2\xi_{BF}\omega_{BF}}{K_{\beta}}$$

(式 1 3)

ここで、

B_F は閉鎖ループ剛性モードのパルスを表す；

B_F は閉鎖ループ剛性モードの減衰を表す。

【 0 0 3 4 】

30

本発明の範囲には影響を及ぼさないが、飛行体は剛性（すなわち $K = 0$ ）を有しておらず、そのモードは減衰されない（すなわち $\xi = 0$ ）と想定されている。次の計算に類似する計算が、閉鎖ループに作用する原動力（ B_F ； B_F ）を達成するために、剛性 K のみが操縦利得（操縦ゲイン）の値を変更する限り、これらの想定なしに得られる。さらに、モードの非ゼロ減衰（機械系が消散性であるために正）は飛行体の安定性の点で有利な効果を有する。

【 0 0 3 5 】

前述の想定、およびラプラス変数を s と指定することにより、閉鎖ループ変換関数の共通因子は次の多項式の形態で表される；

【数 1 4】

40

$$s^4 + 2\xi_{BF}\omega_{BF}(1 + \nu\omega^2)s^3 + (\omega^2 + \omega_{BF}^2 + \nu\omega^2\omega_{BF}^2)s^2 + 2\xi_{BF}\omega_{BF}\omega^2s + \omega^2\omega_{BF}^2$$

(式 1 4)

次のパラメータ を使用；

【数 1 5】

$$\nu = -\frac{Phh'}{K_{\beta}}$$

50

(式15)

【0036】

式8から式11までの式系(および対応する変形モード)は、式14の多項式の根が負の実数部である場合にのみ安定する。

【0037】

これらの根の符号を評価するために、ラウス・フルビッツの判別法を適用することができ、これは次の5つの係数が正である場合にのみ、式14の多項式の根が負の実数部であることの推定を可能にする。

【数16】

1

10

(式16)

【数17】

$$2\xi_{BF}\omega_{BF}(1+\nu\omega^2)$$

(式17)

【数18】

$$\frac{\nu\omega^4 + \omega_{BF}^2 + 2\nu\omega^2\omega_{BF}^2 + \nu^2\omega^4\omega_{BF}^2}{1 + \nu\omega^2}$$

20

(式18)

【数19】

$$\frac{2\nu\xi_{BF}\omega_{BF}\omega^6}{\nu\omega^4 + \omega_{BF}^2 + 2\nu\omega^2\omega_{BF}^2 + \nu^2\omega^4\omega_{BF}^2}$$

(式19)

【数20】

$$\omega_{BF}^2\omega^2$$

30

(式20)

【0038】

前述の係数のうち、は符号が負である可能性がある唯一のパラメータである。したがってラウス・フルビッツの判別法によれば、この式系はが正である場合には安定している。すなわち、この式系はhとh'との積(h×h')の値が負である場合に安定している。

【0039】

測定点Mでの角変形h'と、点Tでの線変形hとが反対の符号である場合、操縦システムの閉鎖ループ調整(ξ_{BF} ; ω_{BF})とは無関係に、考慮される変形モードは安定していると導かれる。

40

【0040】

この状況は図5に示されている。図5の(A)では、曲線5は、飛行体が1次モードによってのみ弾性的に変形されたときの長手軸Xに対する飛行体1の中立軸を表す。

【0041】

点T, U, VおよびWは測定点Mの可能な位置の例として示されている。したがって以下ようになる。

- 点Tに関しては、角h'変形と線h変形とは確実に反対の符号である(h'は正、hは負)；

50

- 点Uに関しては、角 h' 変形と線 h 変形とは反対の符号ではない (h' と h は正) ;
- 点Vに関しては、角 h' 変形と線 h 変形とは確実に反対の符号である (h' は負、 h は正) ; および
- 点Wに関しては、角 h' 変形と線 h 変形とは反対の符号ではない (h' と h は負)。

【0042】

したがって安定性は、姿勢測定が点Tまたは点Vのいずれかにて実施された場合にのみ確保されうるであろう。

【0043】

同じ図5の(B)では、曲線6は、1次モードよりも高次のモードにしたがってのみ弾性的に変形されたときの軸Xに対する飛行体1の中立軸を表す。この場合には以下のようになる。

- 点Tに関して、角 h' 変形と線 h 変形とは常に反対の符号である (h' は正、 h は負) ; および
- 点Vに関しては、角 h' 変形と線 h 変形とはもはや反対の符号ではない (h' は負、 h は正)。

【0044】

よって、点Tのみがこれら2つのオーダのモードに対して安定性を確保できるようにする。その他のオーダのモードに対する同様の説明が同じ結果となることに注目すべきである。このように、飛行体1の構造によって経験される弾性変形は、図5の(A)および(B)などのように複数のモードの組合せであるので、安定性が全てのオーダの変形に対して確保されるように、点Tは飛行体1の姿勢 M の測定には最適な位置である。

【0045】

いずれにしろ、全てのオーダのモードを安定させるために点Mが飛行体1の少なくとも後端1Rの付近に配置されているならば、本発明が要求する安定化を許容するために、点Mが点Tと完全に一致する必要はないことは理解されよう。

【0046】

飛行体1の姿勢 M を測定するための手段3Aの単純な再配置による全てのモードの安定化のおかげで、この安定化は完全に自然な形態で発生する。すなわち、残留変形の問題を考慮しなければならない配向のフィルタリングのための追加的手段を必要としない。

【0047】

図4に示すように飛行体1は、慣性装置3の第1の測定手段3Aに加えて、この飛行体の姿勢を測定するための第2の手段7Aを含んでいる。飛行体の前方部分1Fに位置する点N(飛行体の後端1Rの反対側)に配置されているこの第2の測定手段7Aは、第1の測定手段3Aの場合のように、飛行体1の姿勢 M_2 を点Nで測定させ、続いて、飛行体1が所望の安定軌道(図示せず)に従うよう、推力手段2の偏差 δ をそこから推定させる。

【0048】

本発明のこの実施形態によれば、測定手段3Aと7Aは想定される飛行条件の関数として選択的に利用できる。実際には、一般的に、変形モードによって創出される効果は大気中での飛行条件においてのみ重要である。慣性装置3の測定手段3Aは、その持続期間が一般的に短い(2分間から3分間)大気中での飛行条件において飛行体の後端1Rでのみ利用できる。特に宇宙飛行および/または通常飛行には、第2の測定手段7Aが好適に利用される。

【0049】

このため、第2の測定手段7Aは飛行体の姿勢を高精度で測定することができる高精度センサであってもよく、このようにして飛行のための精度条件が達成される。第1の慣性装置3の測定手段3Aに関しては、第2の測定手段7Aのものほど高精度でなくてもよい。

【0050】

本発明は特に、姿勢 M の測定が実行される瞬間と、(おそらくパイロットによる)操

10

20

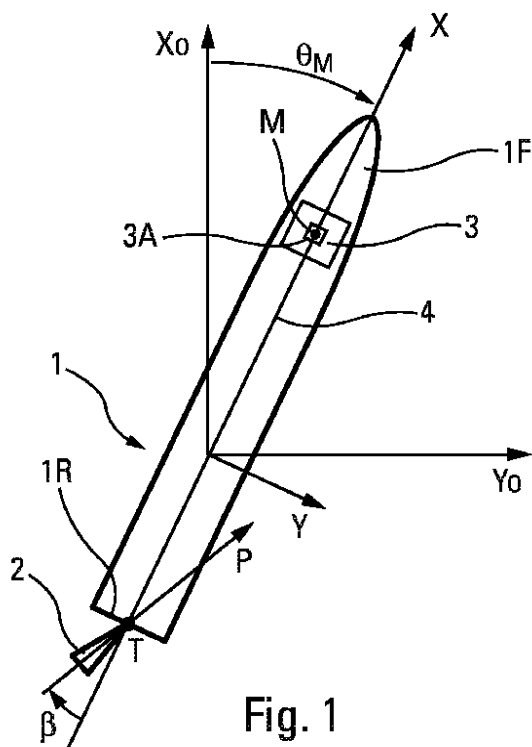
30

40

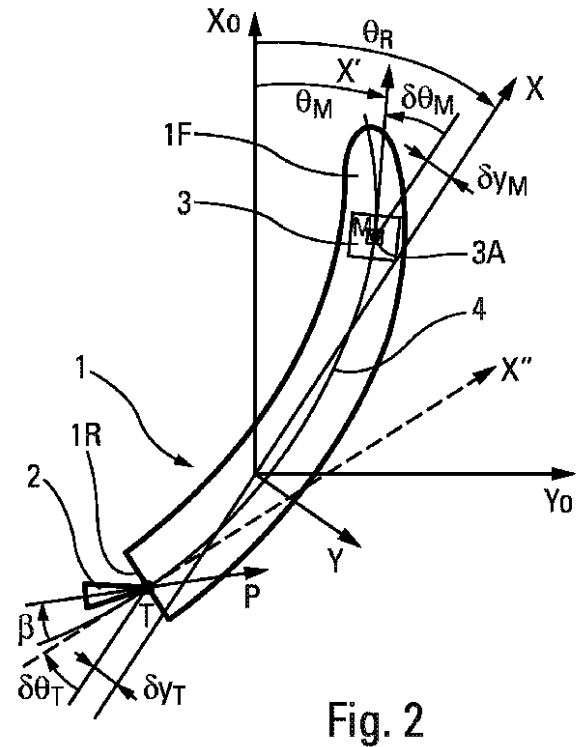
50

縦システムによって制御される偏差が適用される瞬間との間には遅延が存在しないという想定に基づいて解説されている。しかしながら、これら2つの瞬間の間、大きな遅延が h と h' の符号を変化させる可能性があることも注意されるべきである。操縦に関しては、同じ符号の h と h' に等しいであろうこの状況は、自然の安定性をもはや確実にしないであろう。しかしながら、操縦パスバンドに存在するであろう主な変形モードは低周波数モードであり、従来の操縦システムにおけるこれら2つの瞬間の間の潜在的遅延の大きさのオーダーに対してはさほど敏感ではないことは理解されるであろう。

【図1】



【図2】



【 図 3 】

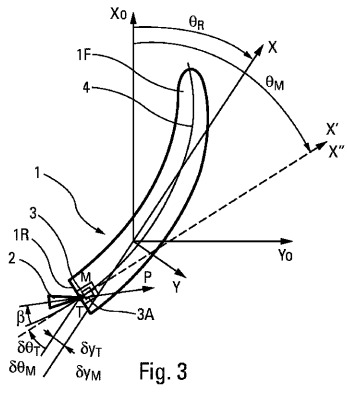


Fig. 3

【 図 4 】

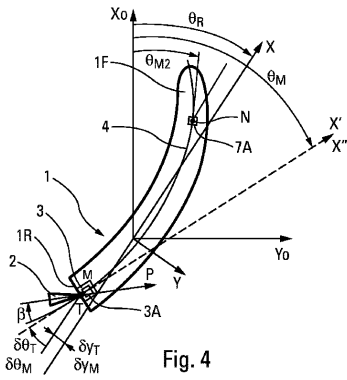
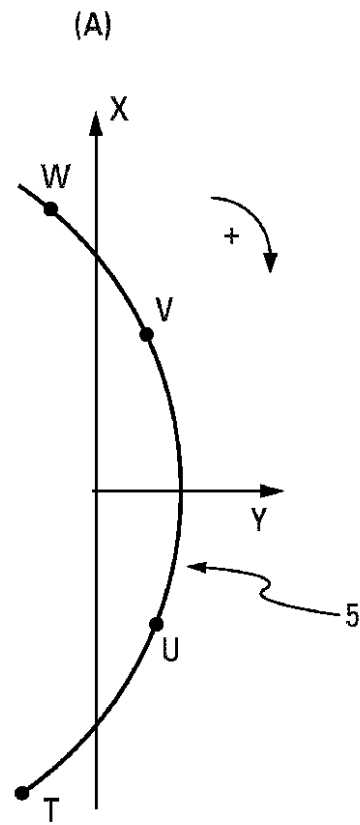


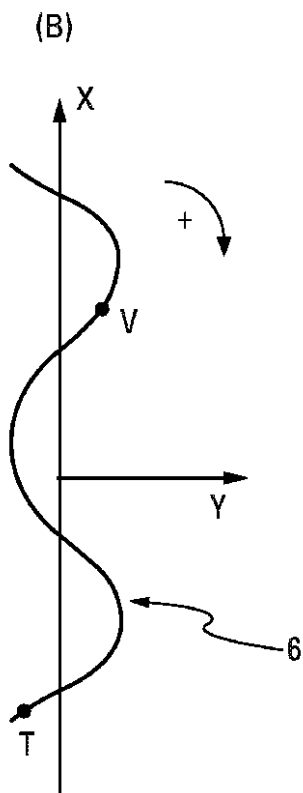
Fig. 4

【 図 5 (A) 】



(A)

【 図 5 (B) 】



(B)

6

フロントページの続き

(72)発明者 ラポルテ,ギローム
フランス共和国 トリール シュル セーヌ F - 7 8 5 1 0 ,リュ ドゥ モントワール 2
ビス

審査官 田合 弘幸

(56)参考文献 米国特許第04364530(US,A)
米国特許第04623106(US,A)
米国特許第05016836(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B 6 4 G	1 / 0 0
F 4 2 B	1 5 / 0 1
F 4 2 B	1 5 / 0 8
F 4 2 B	1 0 / 6 6
F 4 1 G	7 / 0 0