

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4685866号
(P4685866)

(45) 発行日 平成23年5月18日(2011.5.18)

(24) 登録日 平成23年2月18日(2011.2.18)

(51) Int. Cl. F I
B 6 4 C 13/18 (2006.01) B 6 4 C 13/18 C
G 0 5 D 1/08 (2006.01) G 0 5 D 1/08 Z

請求項の数 50 (全 18 頁)

(21) 出願番号	特願2007-515579 (P2007-515579)	(73) 特許権者	506400306
(86) (22) 出願日	平成17年6月2日(2005.6.2)		ロックウェル コリンズ コントロール
(65) 公表番号	特表2008-501570 (P2008-501570A)		テクノロジーズ, インコーポレーテッド
(43) 公表日	平成20年1月24日(2008.1.24)		アメリカ合衆国 52498-0001
(86) 国際出願番号	PCT/US2005/019434		アイオワ、セダー ラピッズ, コリンズ
(87) 国際公開番号	W02006/071258		ロード エヌ. イー. 400, エム/エス
(87) 国際公開日	平成18年7月6日(2006.7.6)		124-323, ロックウェル コリンズ
審査請求日	平成20年1月24日(2008.1.24)		ズ インコーポレーテッド 気付
(31) 優先権主張番号	60/576,020	(74) 代理人	100094112
(32) 優先日	平成16年6月2日(2004.6.2)		弁理士 岡部 譲
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100064447
			弁理士 岡部 正夫
		(74) 代理人	100085176
			弁理士 加藤 伸晃

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 動的システムを制御するためのシステムおよび方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

動的システムの速度および姿勢を制御するための制御システムであって、
 所望の速度コマンドを受信し、オイラー角コマンドの形式で速度誤差を出力するように構成された速度制御装置と、

オイラー角コマンドを受信するために前記速度制御装置に動作可能なように接続された姿勢制御装置システムとを備え、前記姿勢制御装置システムは、

前記オイラー角コマンドを受信し、前記オイラー角コマンドに基づいて所望の四元数を出力するように構成された変換器と、

前記所望の四元数および前記動的システムの推定姿勢を示す推定四元数を受信するように構成され、前記動的システムに関連する姿勢誤差を出力するように構成されている姿勢誤差生成器と、

前記姿勢誤差を受信し、前記姿勢誤差に基づいて誤差コマンドを前記動的システムに出力するように構成された姿勢制御装置を備え、

前記誤差コマンドは、前記姿勢誤差および前記速度誤差を低減するように構成され、
 前記姿勢制御装置システムは、前記動的システムを全姿勢において制御するように構成されている制御システム。

【請求項2】

前記動的システムは、運航体を含み、前記誤差コマンドは、前記運航体の制御アクチュエータを調整するように構成された信号を含む請求項1に記載の制御システム。

10

20

【請求項 3】

前記運航体は、飛行体を含み、前記運航体の制御アクチュエータは、制御面を含む請求項 2 に記載の制御システム。

【請求項 4】

前記制御アクチュエータは、有効補助翼、有効昇降舵、および有効方向舵のうちの少なくとも 1 つを含む請求項 3 に記載の制御システム。

【請求項 5】

前記飛行体は、実質的に垂直方向に離陸し、水平成分を持つ方向に飛行するように構成されている請求項 3 に記載の制御システム。

【請求項 6】

前記姿勢制御装置システムは、実質的に垂直な方向で離陸することに関連する第 1 の座標系と水平成分を持つ方向に飛行することに関連する第 2 の座標系との間で前記所望の四元数を切り替えるように構成されている請求項 3 に記載の制御システム。

【請求項 7】

前記姿勢制御装置システムは、前記姿勢制御装置システムが前記第 1 の座標系と前記第 2 の座標系との間で切り替えを行うときにチャタリングの発生を防止するためにヒステリシスを使用するように構成されている請求項 6 に記載の制御システム。

【請求項 8】

前記オイラー・コマンド角は、オイラー機首方向、オイラー・ピッチ、およびオイラー・ロールのうちの少なくとも 1 つを含む請求項 1 に記載の制御システム。

【請求項 9】

前記動的システムは、機首を備える飛行体を含み、前記飛行体機首がほぼ水平方向を向いているときに、前記制御システムは、減衰項として前記オイラー・ピッチのみを使用する請求項 8 に記載の制御システム。

【請求項 10】

前記動的システムは、機首を備える飛行体を含み、前記飛行体機首がほぼ垂直方向を向いているときに、前記制御システムは、減衰項として前記オイラー・ピッチおよび前記オイラー・ロールのみを使用する請求項 8 に記載の制御システム。

【請求項 11】

前記姿勢誤差は、前記姿勢誤差が不連続性を有しないように、前記所望の四元数および前記推定四元数に基づいて生成される請求項 1 に記載の制御システム。

【請求項 12】

前記姿勢制御装置システムは、前記推定四元数を 90 度回転し、それにより、回転された四元数を得て、前記回転された四元数がオイラー角に変換されたときに、非特異的オイラー・ロール、オイラー・ピッチ、およびオイラー機首方位が生成されるように構成されている請求項 1 に記載の制御システム。

【請求項 13】

前記オイラー角コマンドは、オイラー・ロール・コマンド、オイラー・ピッチ・コマンド、およびオイラー機首方位コマンドを含み、前記姿勢制御装置システムは、前記オイラー・ロール・コマンド、前記オイラー・ピッチ・コマンド、および前記オイラー機首方位コマンドを前記所望の四元数に変換し、前記所望の四元数を前記回転された四元数と比較して前記姿勢誤差を生成するように構成されている請求項 12 に記載の制御システム。

【請求項 14】

前記姿勢誤差は、機体軸姿勢誤差を含む請求項 13 に記載の制御システム。

【請求項 15】

さらに、前記推定四元数を生成するように構成された航行フィルタを含む請求項 1 に記載の制御システム。

【請求項 16】

前記航行フィルタは、LTI 化法を使用して、前記動的システムの性能エンベロープ全体を通して前記姿勢誤差を制御するように構成されている請求項 15 に記載の制御システム。

10

20

30

40

50

ム。

【請求項 17】

前記動的システムは、曲線経路にそって移動するように構成された運航体を含み、前記姿勢制御装置システムは、オイラー・ロール・コマンドおよびオイラー機首方位コマンドのうちの一つだけに基づいて曲線経路にそって前記運航体の移動を制御するように構成されている請求項 1 に記載の制御システム。

【請求項 18】

前記姿勢制御装置システムは、前記動的システムが曲線経路にそって移動するために回転調整を必要としない運航体を含むときに、オイラー機首方位変化が、オイラー・ロール向きに関係なく、オイラー・ピッチ制御を介して制御されるように構成されている請求項 1 に記載の制御システム。

10

【請求項 19】

前記姿勢制御装置システムは、前記動的システムの機体姿勢の安定性が保持されるようにオイラー角の直接入力により前記動的システムを制御するように構成されている請求項 1 に記載の制御システム。

【請求項 20】

動的システムの姿勢を制御するための姿勢制御装置システムであって、

前記オイラー角コマンドの形式で速度誤差を受信し、前記オイラー角コマンドに基づいて所望の四元数を出力するように構成された変換器と、

前記所望の四元数および前記動的システムの推定姿勢を示す推定四元数を受信し、前記動的システムに関連する姿勢誤差を出力するように構成されている姿勢誤差生成器と、

20

前記姿勢誤差を受信し、前記姿勢誤差に基づいて誤差コマンドを前記動的システムに出力するように構成された姿勢制御装置とを備え、

前記誤差コマンドは、前記姿勢誤差および前記速度誤差を低減するように構成され、

前記姿勢制御装置システムは、前記動的システムを全姿勢において制御するように構成されている姿勢制御装置システム。

【請求項 21】

前記動的システムは、運航体を含み、前記誤差コマンドは、前記運航体の制御アクチュエータを調整するように構成された信号を含む請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

30

【請求項 22】

前記運航体は、飛行体を含み、前記運航体の制御アクチュエータは、制御面を含む請求項 21 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 23】

前記制御アクチュエータは、有効補助翼、有効昇降舵、および有効方向舵のうち少なくとも一つを含む請求項 22 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 24】

前記飛行体は、実質的に垂直方向に離陸し、水平成分を持つ方向に飛行するように構成されている請求項 22 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 25】

40

前記姿勢制御装置システムは、実質的に垂直な方向で離陸することに関連する第 1 の座標系と水平成分を持つ方向に飛行することに関連する第 2 の座標系との間で前記所望の四元数を切り替えるように構成されている請求項 22 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 26】

前記姿勢制御装置システムは、前記姿勢制御装置システムが前記第 1 の座標系と前記第 2 の座標系との間で切り替えを行うときにチャタリングの発生を防止するためにヒステリシスを使用するように構成されている請求項 25 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 27】

前記オイラー・コマンド角は、オイラー機首方向、オイラー・ピッチ、およびオイラー・ロールのうち少なくとも一つを含む請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

50

【請求項 28】

前記動的システムは、機首を備える飛行体を含み、前記飛行体機首がほぼ水平方向を向いているときに、前記姿勢制御装置は、減衰項として前記オイラー・ピッチのみを使用する請求項 27 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 29】

前記動的システムは、機首を備える飛行体を含み、前記飛行体機首がほぼ垂直方向を向いているときに、前記姿勢制御装置システムは、減衰項として前記オイラー・ピッチおよび前記オイラー・ロールのみを使用する請求項 27 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 30】

前記姿勢誤差は、前記所望の四元数および前記推定四元数に基づいて生成されるおかげで不連続性を有しない請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

10

【請求項 31】

前記姿勢制御装置システムは、前記推定四元数を 90 度回転し、それにより、回転された四元数を得て、前記回転された四元数がオイラー角に変換されたときに、非特異的オイラー・ロール、オイラー・ピッチ、およびオイラー機首方位が生成されるように構成されている請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 32】

前記オイラー角コマンドは、オイラー・ロール・コマンド、オイラー・ピッチ・コマンド、およびオイラー機首方位コマンドを含み、前記姿勢制御装置システムは、前記オイラー・ロール・コマンド、前記オイラー・ピッチ・コマンド、および前記オイラー機首方位コマンドを前記所望の四元数に変換し、前記所望の四元数を前記回転された四元数と比較して前記姿勢誤差を生成するように構成されている請求項 31 に記載の姿勢制御装置システム。

20

【請求項 33】

前記姿勢誤差は、機体軸姿勢誤差を含む請求項 32 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 34】

さらに、前記推定四元数を生成するように構成された航行フィルタを含む請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 35】

前記航行フィルタは、LTI 化法を使用して、前記動的システムの性能エンベロープ全体を通して前記姿勢誤差を制御するように構成されている請求項 34 に記載の姿勢制御装置システム。

30

【請求項 36】

前記動的システムは、運航体を含み、前記姿勢制御装置システムは、オイラー・ロール・コマンドおよびオイラー機首方位コマンドのうちの 1 つだけに基いて曲線経路にそって前記運航体の移動を制御するように構成されている請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 37】

前記姿勢制御装置システムは、前記動的システムが曲線経路にそって移動するために回転調整を必要としない運航体を含むときに、オイラー機首方位変化が、オイラー・ロール向きに関係なく、オイラー・ピッチ制御を介して制御されるように構成されている請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

40

【請求項 38】

前記姿勢制御装置システムは、前記動的システムの機体姿勢の安定性が保持されるようにオイラー角の直接入力により前記動的システムを制御するように構成されている請求項 20 に記載の姿勢制御装置システム。

【請求項 39】

動的システムの速度および姿勢を制御するための方法であって、
前記動的システムに関連する速度誤差をオイラー角コマンドに変換することと、
前記オイラー角コマンドを所望の四元数に変換することと、

50

前記所望の四元数および前記動的システムの推定姿勢を示す推定四元数に基づいて前記動的システムに関連する姿勢誤差を生成することと、

前記姿勢誤差および前記速度誤差を低減するように前記動的システムの前記速度および姿勢を制御することとを含み、

前記速度および姿勢を制御することは、すべての姿勢について行われることを特徴とする方法。

【請求項 4 0】

動的システムは、アクチュエータを備える運航体を含み、前記速度および姿勢を制御することは、前記アクチュエータを調整することを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【請求項 4 1】

前記運航体は、制御面を備える飛行体を含み、前記速度および姿勢を制御することは、前記制御面を調整することを含む請求項 4 0 に記載の方法。

【請求項 4 2】

前記動的システムは、飛行体を含み、前記動的システムを制御することは、前記飛行体を実質的に垂直方向に離陸させ、前記飛行体を水平成分を持つ方向に飛行させることを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【請求項 4 3】

さらに、実質的に垂直な方向に前記飛行体を離陸させることに関連する第 1 の座標系と水平成分を持つ方向に前記飛行体を飛行させることに関連する第 2 の座標系との間で前記所望の四元数を切り替えることを含む請求項 4 2 に記載の方法。

【請求項 4 4】

さらに、ヒステリシスを使用することにより前記第 1 の座標系と前記第 2 の座標系との間の切り替えを行うときにチャタリングを防止することを含む請求項 4 3 に記載の方法。

【請求項 4 5】

さらに、前記推定四元数を 90 度回転して回転された四元数を生成することと、非特異的オイラー・ロール、オイラー・ピッチ、およびオイラー機首方位を含む前記回転された四元数をオイラー角に変換することを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【請求項 4 6】

前記オイラー角コマンドは、オイラー・ロール・コマンド、オイラー・ピッチ・コマンド、およびオイラー機首方位コマンドを含み、前記方法は、前記オイラー・ロール・コマンド、前記オイラー・ピッチ・コマンド、および前記オイラー機首方位コマンドを前記所望の四元数に変換することと、前記所望の四元数を前記回転された四元数と比較して前記姿勢誤差を生成することとを含む請求項 4 5 に記載の方法。

【請求項 4 7】

前記動的システムは、運航体を含み、前記方法は、オイラー・ロール・コマンドおよびオイラー機首方位コマンドのうちの 1 つだけに基づいて曲線経路にそって前記運航体の移動を制御することを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【請求項 4 8】

前記動的システムは、曲線経路にそって移動するために回転調整を必要としない運航体を含み、前記方法は、さらに、運航体機首方位を変更するために任意のオイラー・ロール向きについてオイラー・ピッチを制御することを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【請求項 4 9】

さらに、前記オイラー角コマンドを入力し、前記動的システムを制御しつつ、前記動的システムの機体姿勢の安定性を維持することを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【請求項 5 0】

前記動的システムの前記姿勢を制御することは、L T I 化を使用して、前記動的システムの動作エンベロープ全体にわたって前記姿勢誤差を制御することを含む請求項 3 9 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

10

20

30

40

50

【 0 0 0 1 】

本出願は、35 U.S.C. § 119(e)に基づき、参照により本明細書に組み込まれている、2004年6月2日に出願した米国仮出願第60/576,020号の優先権を主張するものである。

【 0 0 0 2 】

本開示は、一般に、動的システムを制御するためのシステムおよび方法に関する。特に、本開示は、運航体の速度および姿勢を制御するためのシステムおよび方法に関する。例えば、本開示は、オイラー角を所望のコマンドとして使用し、例えば全姿勢帰還制御システムなどの姿勢帰還制御システムで使用するためオイラー角を所望の四元数に変換することにより、固定基準システムにおいてコマンドが与えられた場合に、運航体がどのような姿勢にあってもその運航体を制御するために使用できる制御アーキテクチャに関する。それに加えて、本開示は、北、東、および下(NED)速度を制御するように構成されたパイロットまたは外側ループ制御装置に関する。例えば、外側ループ制御装置では、本開示は、例えば、上述の姿勢制御装置などの姿勢制御装置により使用することができるオイラー角コマンドを出力することにより運航体を制御するように構成された帰還構造に関する。それに加えて、本開示は、オイラー角シーケンスを再定義してオイラー角の特異点を排除することにより、任意の運航体姿勢において姿勢制御装置とともに外側ループ制御装置を使用するためのメカニズムを実現することに関する。本開示は、例えば、任意の姿勢で三次元空間内において操縦する運航体および制限された姿勢で操縦する運航体などの動的システムに適用可能である。

【背景技術】

【 0 0 0 3 】

飛行体を飛ばす従来のいくつかの帰還制御戦略では、対気速度およびオイラー・ロールを制御するメカニズムとしてオイラー・ピッチを使用し、バンク角を制御することができる。例えば、ヘリコプターなどのホバリング運航体では、ボディ・ピッチおよびボディ・ロールが、前進および横速度(side velocity)を制御するために使用される。いくつかのシステムでは、オイラー・ピッチ誤差は、ボディ・ピッチ・モーメントを発生する制御面にマッピングすることができる。しかし、運航体が90度にロールする場合、ピッチ・モーメントを発生する表面を使用すると、オイラー・ピッチが帰還変数である場合に不正確な結果が生じる。運航体ピッチが最大90度までピッチアップする場合、オイラー角は、オイラー・ロールおよびオイラー機首方位が一意に定義されていない特異点に達する。

【 0 0 0 4 】

ヘリコプター飛行制御システムの一例は、米国特許第5,169,090号で説明されており、ヘリコプターのピッチ姿勢が90度に近づくときに感知された姿勢信号および所望の姿勢信号を同期させることにより上述の欠点を克服しオイラー特異点を補正することを試みるものである。モデル追従飛行制御システムの一例は、米国特許第5,617,316号で説明されており、オイラー座標で指令されたロール・レートを積分してバンク角コマンドを与えることにより上述の欠点を克服することを試みるものであるが、その場合、航空機のピッチ姿勢が天頂または天底に近づかない限り、実際のバンク角がそこから引かれ、使用する機体座標に逆変換されるコマンド誤差を与える。ピッチ姿勢の絶対値は85度を超えるが、85度を超える前に発生する最後の誤差は、航空機により使用される機体座標に変換され、ピッチ角が85度以下に復帰した場合に使用する姿勢コマンドの初期積分値が、航空機の最後の誤差および実際の姿勢角度の和として形成される。

【 0 0 0 5 】

しかし、これらの特許のそれぞれにおいて、制御されている運航体は、名目上、一定持続時間の間、90度のオイラー角で飛行することはできず、オイラー・ロールなどの他の軸が90度回転されると、制御動作は不正確になる。例えば、飛行機などの運航体が機体を90度に傾けた後、オイラー・ピッチは、方向舵により制御されるべきであり、その場合、従来の飛行機制御装置だと、昇降舵を使用するであろう。

【0006】

米国特許第5,875,993号では、四元数ベクトルは、前進方向および横方向の速度誤差をオイラー・コマンドに変換し、オイラー・ロールを自由に变化する変数とすることにより推力偏向システム(thrust vectoring system)を制御するために使用される。横速度誤差(side velocity error)により、オイラー機首方位コマンドが駆動され、前進速度誤差により、オイラー・ピッチ・コマンドが駆動される。次いで、出力四元数コマンドは、帰還利得を直接四元数要素のうちの3つに適用することにより慣性センサにより測定された四元数と対照して制御される。オイラー角または前進および北および東速度を指令し、任意の姿勢をとる運航体の機体姿勢を制御する方法が開示される。しかし、運転姿勢限界が取り除かれると、オイラー角は、もはや、適切な制御変数ではない。機体感知速度を使用し、機体感知速度を時間について積分して機体軸姿勢を得ることによりこの問題を回避することが試みられている。これは、状況によっては許容できる結果をもたらされることもあるが、絶対姿勢が知られておらず、姿勢に対する制限が強制できない場合、これは許容できないものとなりうる。飛行体の運転姿勢を制限することは、実行可能な、また許容可能な選択肢であるため、制限付き角度制御装置は多くの飛行機に搭載されている。しかし、いくつかの飛行体では、飛行エンベロープの多くの異なる領域内で飛行することが望ましい場合がある。例えば、前進飛行に遷移し、飛行機のように飛行する垂直離着陸機の場合、飛行エンベロープの多くの異なる領域内で飛行するのが望ましい場合もある。このような場合、飛行中の運航体の姿勢を制限することは可能でない。

10

20

【特許文献1】米国仮出願第60/576,020号

【特許文献2】米国特許第5,169,090号

【特許文献3】米国特許第5,875,993号

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

上述の欠点のうちの1つまたは複数を克服することが望まれている場合がある。例示的な開示されているシステムおよび方法は、上述の欠点の1つまたは複数を解消することを求める場合がある。本発明で開示されているシステムおよび方法は、上述の欠点のうちの1つまたは複数を解消することができるが、開示されているシステムおよび方法のいくつかの態様は、必ずしもそれらの欠点を解消しない可能性があることを理解されたい。

30

【課題を解決するための手段】

【0008】

以下の説明では、いくつかの態様および実施形態は明らかであろう。本発明は、その最も広い意味において、これらの態様および実施形態の1つまたは複数の特徴を有することなく実践できることは理解されるであろう。これらの態様および実施形態は、例示的であるにすぎないことは理解されるであろう。

【0009】

一態様では、本明細書で具現化され、広く説明されている通り、本発明は、動的システムの速度および姿勢を制御するための制御システムを含む。制御システムは、所望の速度コマンドを受信し、オイラー角コマンドの形式で速度誤差を姿勢制御装置システムに出力するように構成された速度制御装置を備える。制御システムは、さらに、姿勢制御装置システムを含む。姿勢制御装置システムは、オイラー角コマンドを受信し、オイラー角コマンドに基づいて所望の四元数を出力するように構成された変換器を備える。姿勢制御装置システムは、さらに、所望の四元数および動的システムの推定姿勢を示す推定四元数を受信し、動的システムに関連する姿勢誤差を出力するように構成された姿勢誤差生成器を備える。姿勢制御装置システムは、さらに、姿勢誤差を受信し、姿勢誤差に基づいて誤差コマンドを動的システムに出力するように構成された姿勢制御装置も備える。誤差コマンドは、姿勢誤差および速度誤差を低減するように構成される。

40

【0010】

50

他の態様によれば、動的システムの姿勢を制御するための姿勢制御装置システムは、オイラー角コマンドの形式での速度誤差を受信し、オイラー角コマンドに基づいて所望の四元数を出力するように構成された変換器を備える。姿勢制御装置システムは、さらに、所望の四元数および動的システムの推定姿勢を示す推定四元数を受信するように構成された姿勢誤差生成器を備え、動的システムに関連する姿勢誤差を出力するように構成されている。姿勢制御装置システムは、さらに、姿勢誤差を受信し、姿勢誤差に基づいて誤差コマンドを動的システムに出力するように構成された姿勢制御装置も備える。誤差コマンドは、姿勢誤差および速度誤差を低減するように構成される。

【 0 0 1 1 】

さらに他の態様では、動的システムの速度および姿勢を制御する方法は、動的システムに関連する速度誤差をオイラー角コマンドに変換することを含む。この方法は、さらに、オイラー角コマンドを所望の四元数に変換すること、および所望の四元数および動的システムの推定姿勢を示す推定四元数に基づいて動的システムに関連する姿勢誤差を生成することを含む。この方法は、さらに、姿勢誤差および速度誤差を低減するように動的システムの速度および姿勢を制御することも含む。

10

【 0 0 1 2 】

任意の姿勢における操縦を必要とする運航体の自動飛行制御は、N E D座標系（われわれの世界）で働き、絶対姿勢感知（運航体の世界）で運航体を制御する解を必要とする。センサは、運航体上に、例えば、ジャイロ、加速度計、G P S、およびコンパスを備え、組み合わせることにより、運航体の姿勢およびN E D速度を推定することができる。組み合わせられたセンサ帰還を使用することで、制御をアルゴリズムが導出されるが、通常であれば、オイラー角からの制限のため姿勢エンベロープは制限される。

20

【 0 0 1 3 】

本明細書で使用されているように、「アルゴリズム」という用語は、推定された状態を制御面のたわみにどのように変換できるかを記述するために使用できる一組の方程式および/またはロジック・ステップを意味する。

【 0 0 1 4 】

いくつかの態様によれば、例示的な姿勢制御装置システムは、姿勢制御アルゴリズム、例えば、全姿勢制御アルゴリズムを含み、これにより、コマンドをN E D軸で与えることができ、また姿勢誤差を通じて運航体の絶対姿勢の直接的制御を行うことができる。四元数集合は、運航体の任意の時刻における絶対姿勢を記述することができる。姿勢制御装置システムは、制御利得を所望の四元数集合と実際の四元数集合との間の誤差に適用することにより所望の四元数集合を追跡することができる。外側ループ制御装置および/またはパイロットは、所望の速度対実際の速度の誤差に基づいて3つのオイラー角を指令することができる。オイラー姿勢コマンドを所望の四元数集合に変換することができる。前進飛行している飛行体では、前進速度は、オイラー・ピッチを指令することにより制御することができる。完全姿勢制御のためには3つのオイラー角が必要になる可能性があるため、これにより、オイラー・ロールを独立に設定することができ、その結果、ロールにおいて任意の向きで飛行できる制御装置アルゴリズムが得られる。ホバリング運航体では、類似の帰還アーキテクチャを使用し、オイラー・ピッチおよびオイラー・ロールを指令することにより前進速度および横方向速度の両方を制御することができ、しかも、オイラー機首方位を自由に指定することができる。

30

40

【 0 0 1 5 】

上述の構造的および手続き的な配列とは別に、本発明は、以下で説明されるような多数の他の配列を含むこともできる。上記の説明および以下の説明は両方とも例示的であることは理解されるであろう。

【 0 0 1 6 】

付属の図面は、本明細書に組み込まれ、本明細書の一部をなす。図面は、本発明の例示的な実施形態を示しており、説明と併せて、本発明のいくつかの原理を説明するために使用される。

50

【発明を実施するための最良の形態】

【0017】

次に、本発明の可能ないくつかの例示的な実施形態を詳しく参照するが、その例は、付属の図面に例示されている。可能な限り、同じ参照番号は、図面および説明の中で、同じまたは類似のパーツを指すために使用される。

【0018】

3軸に関して自動制御を行うのが望ましい動的システムでは、一組のセンサ、例えば、ジャイロ、加速度計、磁力計、および/または他の状態保持センサを使用することができる。例えば、動的システムは、3軸に関して制御することができる動的運航体を含むことができ、センサは、ときには(ただし常にではなく)組み合わせて、制御装置出力を生成する制御装置アルゴリズムにより使用できる推定状態図を生成することができる。制御装置アルゴリズムは、センサ入力と制御作動出力との間の変換を行う一組の数学的演算により定めることができる。例えば、飛行機などの運航体では、センサは、航行フィルタ内で組み合わせられ、それにより推定状態を得ることができる。例えば、推定状態は、式

【数1】

$$\bar{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$$

により表すことができる、四元数集合により定義された運航体姿勢を含むことができる。

【0019】

推定状態は、さらに、NED速度およびNED位置も含むことができる。

図1および2を参照すると、これらの図は、運航体の例示的な軸規約の概略を示している。図1は、水平方向の向きの機首を持つ運航体10に対する軸規約を示している。図1に示されているように、オイラー角は、NED軸から機体軸に変換する機首方位、ピッチ、次いでロール回転のシーケンスにより定義することができる。

【0020】

図2は、垂直方向の向きの機首を持つ運航体10に対する軸規約を示している。図2に示されているように、運航体10の機体軸を再定義することにより特異点を回避するために運航体の機首が垂直に近いときにオイラー角の他の集合を使用することができる。このような場合、オイラー・ロールは、機体ヨー角を規定する。オイラー角は不連続であるが、四元数は姿勢を記述するので、連続性を維持することができるが、しかし、これは一意的ではない。

【0021】

以下の説明は、四元数により記述されうる3軸に関して制御できる動的システム(例えば、運航体)に適用される。四元数は、三次元空間内のベクトルの向きを完全に記述するために使用できる四次元ベクトルである。

【0022】

最も単純な制御装置のケースは、全姿勢制御装置であり、姿勢コマンドは、オイラー姿勢コマンドとして与えられる。このような場合、オペレータまたは高水準のオートパイロットが、三次元空間内の運航体を追跡できるオイラー角コマンドを生成することができる。姿勢追跡は、例えば、式

【数2】

$$\ddot{u} = K_p(\bar{\phi}_{err}) + K_I \int (\bar{\phi}_{err}) - K_D \frac{d}{dt} (\dot{\phi}_{meas})$$

により記述されるような直接四元数帰還誤差制御を含む多数の技術により実行することができる。

【0023】

項

10

20

30

40

【数3】

$$\bar{\phi}_{err}$$

は、姿勢誤差 $[\phi_x, \phi_y, \phi_z]$ のベクトルであり、項 $K^{n \times 3}$ は、帰還利得行列であり、項 n は、動的システムの制御面の数である。四元数誤差は、よく知られている四元数算術演算を使用して計算することができる。

【0024】

10

姿勢追跡の他の方法は、四元数誤差を使用して機体軸姿勢誤差を生成することを含む。姿勢帰還法則がどのように定義されようと、この方法では、適切な制御作動を使用して機体軸内の所望の四元数ベクトルを追跡するだけでよい。四元数誤差を機体軸姿勢誤差に変換する場合、結果として、機体軸ロール誤差がロール・モーメント生成面、例えば、補助翼により制御され、機体軸ピッチ誤差は、ピッチ・モーメント生成面、例えば、昇降舵により制御され、機体軸ヨー誤差は、ヨー・モーメント生成面、例えば、方向舵により制御される。

【0025】

運航体10の機首が水平である（機首水平）か、または運航体10の機首が垂直である（機首垂直）場合、コマンドは、パイロットまたは高水準制御装置からのオイラー角コマンドにより規定することができる。例えば、これらのコマンドは、オイラー・ピッチ、オイラー機首方位、およびオイラー・ロールとして規定することができる。これら3つのオイラー角コマンドは、式

20

【数4】

$$\bar{q}_{desired} = Euler2Quat(\phi_{Cmd}, \theta_{Cmd}, \psi_{Cmd})$$

に従って、所望の四元数ベクトルを生成するために使用することができる。

【0026】

Euler2Quat関数は、オイラー角から四元数への変換を行う知られている関数である。

30

【0027】

図3は、制御システム12、例えば、直接姿勢制御装置システムの例示的な一実施形態を示している。制御システム12に対する概略が示されているブロック図は、機首水平または機首垂直に飛行している飛行機などの例示的な運航体上で使用される。

【0028】

図3に示されている例示的な制御システム12では、オイラー・ロール、オイラー・ピッチ、およびオイラー機首方位に対するオイラー角コマンド ϕ_{Cmd} 、 θ_{Cmd} 、および ψ_{Cmd} は、それぞれ、変換器14に入力される。変換器14は、オイラー角コマンドを所望の四元数ベクトル

【数5】

40

$$\bar{q}_{desired}$$

に変換する。所望の四元数ベクトルおよび推定四元数ベクトルは、姿勢誤差生成器16に入力され、生成器は、姿勢誤差方法を使用して所望の姿勢四元数ベクトルおよび推定姿勢四元数ベクトルから姿勢誤差 ϕ_x 、 ϕ_y 、および ϕ_z を生成する。姿勢誤差 ϕ_x 、 ϕ_y 、および ϕ_z は、姿勢制御装置18に入力される。このようにして、オイラー角は、制御に直接使用されることはない。むしろ、制御のため真の機体軸姿勢誤差に変換される。

【0029】

姿勢制御装置18は、コマンドとして機体ロール・モーメントを生成する *Ailer*

50

on、機体ピッチ・モーメントを生成する Elevator、および機体ヨー・モーメントを生成する Rudder を送る多変数または単一入力単一出力姿勢制御装置とすることができる。例えば、LTI化を使用して姿勢制御装置18を設計する場合、そのいくつかの例は、参照により本明細書に組み込まれている同一出願人による米国特許第6,859,689号で説明されているが、姿勢制御装置18は、運航体の動作エンベロープ全体にわたって運航体の姿勢を制御することができる。

【0030】

Aileron、Elevator、および Rudder コマンドは、例えば、運航体などの動的システム20内に入力することができ、感知された状態は、航行フィルタ22内に入力することができ、それにより、推定姿勢四元数ベクトル

【数6】

$$\vec{q}_{estimated}$$

が閉ループ方式で姿勢誤差生成器16内に入力される。

【0031】

オイラー角を指令することにより、パイロットまたは高水準オートパイロット（例えば、無人飛行体のオートパイロット）は、オイラー・ロールを任意の角度に回転し、オイラー・ピッチについて同じ入力制御を維持することができる。姿勢制御装置18は、姿勢コマンドを追跡することにより、必要な入力を正しい機体姿勢軸に変換する。

【0032】

例えば、オイラー・ピッチ・コマンドが10度に設定され、オイラー・ロールが0度に設定され、オイラー機首方位が0度に設定されている、まっすぐ水平に飛行している従来機の飛行機を考える。実際のオイラー・ピッチは8度であり、実際のオイラー・ロールは0度であり、実際のオイラー機首方位は0度であると仮定しよう。その結果生じる表面たわみは、昇降舵上、方向舵ゼロ、および補助翼0となる。次に、パイロットまたは高水準オートパイロットは、90度のオイラー・ロール、10度のオイラー・ピッチ、および0度のオイラー機首方位を指令すると仮定する。実際のオイラー・ロールは90度であり、実際のオイラー機首方位は0度であり、実際のオイラー・ピッチは8度であると仮定する。その結果生じる表面たわみは、方向舵左、昇降舵ゼロ、および補助翼0となる。この場合、方向舵は、オイラー・ピッチを制御することにより、オイラー・ピッチ軸への昇降舵のように動作している。

【0033】

姿勢制御装置18は、オイラー角コマンドを使用することにより、パイロットまたはオートパイロットで、オイラー・ロール角に関係なく、オイラー・ピッチにより直接運航体の速度を制御することができる。これにより、運航体は、パイロットまたはオートパイロットによる作業負担を増やすことなく、ナイフエッジ飛行または反転飛行することが可能になる。

【0034】

任意の姿勢で飛行できる運航体では、軸規約は、図2に示されているように、例えば、オイラー角よりも上にX軸という定義が使用されるように切り替えることができる。

【0035】

図4は、速度制御装置24の例示的な一実施形態を示している。NED軸内の速度を制御するために、図4に示されているように、速度誤差ループは、オイラー姿勢コマンドの周りに包み込まれ、これは、図3に示されている例示的な姿勢制御ループを包み込むことができる。比例および積分作用は、有効な機首方位 p_{roj} を通して射影される北および東速度誤差に適用される。オイラー角は、減衰項として作用する。

【0036】

例えば、北および東速度は、式

10

20

30

40

50

$Vel_F = Vel_N \cos(\text{proj}) + Vel_E \sin(\text{proj})$ 、および
/または

$Vel_S = -Vel_N \sin(\text{proj}) + Vel_E \cos(\text{proj})$
を使用して、機体前進および機体横方向速度に変換することができる。

【0037】

項 proj は、運航体10の射影されたX-Z平面機首方位である（例えば、図1および2を参照）。機首前進および機首上げ座標の両方において、 $\text{proj} =$ である。

【0038】

運航体10の機首が垂直に近い場合、指令された横方向速度の結果として、指令された機体ヨー角が得られるが、これは、われわれのオイラー軸規約に対するオイラー・ロール
10
であり、指令された前進速度は、指令されたオイラー・ピッチ角を生成する。第3の独立
コマンドは、オイラー機首方位コマンドにより与えられ、独立に指定することができる。
速度制御装置24は、式

$cmd = -K_{sensed} - K_{p1}(CmdVel_{Forward} - Vel_{Forward}) - K_{I1}(CmdVel_{Forward} - Vel_{Forward})$ 、および/または

$cmd = -K_{sensed} - K_{p2}(CmdVel_{Side} - Vel_{Side}) - K_{I2}(CmdVel_{Side} - Vel_{Side})$

により与えられた帰還構造を使用してオイラー・ピッチおよびオイラー・ロールを指令
20
することができる。

【0039】

2つのオイラー・コマンド cmd および cmd を平面速度制御に使用することができ、第3の角度を含む場合、オイラー姿勢コマンドの三つ組みであるオイラー機首方位
 cmd を使用して、所望の四元数

【数7】

$\vec{q}_{desired}$

を構築することができる。いくつかの実施形態によれば、それぞれの利得は、例えば、利
30
得および/または他の制御装置構造を含む一連の補償器で置き換えることができるが、図
3および4に示されている例示的な帰還経路を使用することができる。

【0040】

これら3つのオイラー角コマンドは、式
【数8】

$$\vec{q}_{desired} = Euler2Quat(\phi_{Cmd}, \theta_{Cmd}, \psi_{Cmd})$$

に従って、所望の四元数ベクトル

【数9】

$\vec{q}_{desired}$

を生成するために使用することができる。

【0041】

項 cmd は、オイラー・ロール・コマンドであり、項 cmd は、オイラー・ピッチ・コマンドであり、および項 cmd は、オイラー機首方位コマンドである。Euler2Quat関数は、オイラー角から四元数への変換を行う知られている関数である。

運航体10が垂直を超える機首を持ち、前進飛行している場合、速度制御装置24は前
50
進速度からのピッチを指令するが、これは、

$$C_{cmd} = -K_{sensed} - K_{p1} (C_{cmdVelForward} - Vel_{Forward}) - K_{I1} (C_{cmdVelForward} - Vel_{Forward})$$
で与えられる。

【0042】

図5は、例えば、ミサイルまたは翼を持たないダクトド・ビークル(ducted vehicle)などの運航体に対する速度制御装置26の例示的な一実施形態を示している。このような運航体の場合、機首方位 c_{cmd} およびバンク角 c_{cmd} は、任意に選択することができる。これにより、オイラー機首方位コマンド c_{cmd} を使用して新しい機首方位に向けつつオイラー・ロール・コマンド c_{cmd} を設定することにより、運航体はペイロード(payload)をポイント(point)することができる。

10

【0043】

他方、例えば、固定翼の飛行機または翼を持つダクトド・ビークルなどの、任意に選択された機首方位およびバンク角をサポートできない運航体では、機首方位およびバンク角コマンドを運動学的に結合することが望ましい場合がある(つまり、運航体の動力学に応じて一方を他方の関数として設定することが望ましい)。

【0044】

2つの例示的な方法を使用して、バンクおよび機首方位コマンドの運動学的結合を保持することができる。第1の例示的な方法では、バンク角コマンドを指定し、次いで、バンク角を回転速度に関連付ける力学運動方程式を積分することにより機首コマンドを決定し、

20

【数10】

$$\psi_{Cmd} = \psi_{CmdStart} + \int \frac{g}{U_{TAS}} \sin \phi_{Cmd} \approx \frac{g}{U_{TAS}} \int \phi_{Cmd}$$

のような新しい機首方位コマンドを得る。

【0045】

項 $c_{cmdStart}$ は、バンク・コマンドが起動されたときの一定の初期機首方位コマンドである。積分はアナログでもデジタルでもよいが、例えば、デジタル積分近似を使用する。上記方程式により与えられた正確な形式または近似を使用することができる。

【0046】

第2の例示的な方法では、機首方位をパイロットまたは高水準制御装置コマンドとして指定し、次いで、機首方位コマンドの変化率からロール角コマンドを求めるが、これは式

30

【数11】

$$\phi_{Cmd} = \sin^{-1} \left(\frac{d}{dt} \psi_{Cmd} \frac{U_{TAS}}{g} \right) \approx \frac{U_{TAS}}{g} \frac{d}{dt} \psi_{Cmd}$$

で与えられる。

【0047】

微分はアナログでもデジタルでもよいが、例えば、デジタル微分近似または方法を使用する。上記方程式により与えられた正確な形式または近似を使用することができる。

40

【0048】

3つの角度を使用して、所望の四元数を生成することができ、いずれかの例示的な方法が、式

【数12】

$$\vec{q}_{desired} = Euler2Quat(\phi_{Cmd}, \theta_{Cmd}, \psi_{Cmd})$$

に従って、ロール角 c_{cmd} および機首方位コマンド c_{cmd} を生成するために使用される。

【0049】

指令された機首方位 c_{cmd} から、またはバンク/ロール角コマンド c_{cmd} への機首

50

方位コマンド $c_{m d}$ からバンク/ロール角コマンド $c_{m d}$ を求める例示的な方法は、運航体の直接オイラー姿勢制御にも適用することができ、図5に示されている例示的な速度制御装置用の入力であってよい。

【0050】

例えば、垂直に離陸し、前進飛行に切り替えることができる、ダクテッド・ファン・ピークルなどのいくつかの運航体を制御するために、所望の四元数ベクトル

【数13】

$$\bar{q}_{desired}$$

10

を、パイロットまたは高水準制御装置から受信された機首上げオイラー・コマンドと機首前進オイラー・コマンドとの間で切り替えることが望ましい場合がある。この切り替えが行われるときに、姿勢誤差を保存し、それにより、一時的コマンドを導入し、四元数参照を変化させることができる。

【0051】

姿勢誤差行列は、式

【数14】

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 0 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 0 \end{bmatrix}$$

20

にしたがって再構築することができる。

【0052】

四元数コマンドは、式

【数15】

$$C_{desired} = C_{measured} e^{\Phi}$$

に従って、使用されている軸システムおよび使用されている四元数に関連付けられた姿勢誤差および現在方向のコサイン行列から計算で求めることができる。

30

【0053】

上記の式を計算するために近似または数値法を使用することができる。次いで、切り替え時の所望の四元数ベクトル

【数16】

$$\bar{q}_{desired}$$

を、方向コサイン行列からオイラー角への標準的変換を使用することにより解くことができるが、これは式

40

【数17】

$$\bar{q}_{desired} = DC2quat(C_{desired})$$

で与えられる。

【0054】

所望のオイラー角は、標準変換を使用して所望の四元数ベクトル

【数 18】

$\vec{q}_{desired}$

から決定することができる。

【0055】

航行フィルタからの測定結果は、典型的には、連続四元数ベクトルに保持できるので、測定された方向コサイン行列は、例えば、知られている四元数算術演算に従って測定された四元数ベクトルを90度回転し、次いで、測定された方向コサイン行列を決定することにより決定することができる。

10

【0056】

2つの異なる軸規約に関して、定義により、オイラー角は不連続性を有しており、四元数は一意的でないため、このメカニズムにより、一貫性のある誤差が生じ、姿勢誤差に不連続性を持ち込むことなく、機首垂直座標と機首水平座標との間で何回も切り替えを行うことができる。軸定義の切り替えは、90度のオイラー・ピッチと0度のオイラー・ピッチとの間でいつでも行うことができる。いくつかの例示的な実施形態によれば、切り替えは、約45度に等しいオイラー・ピッチで行うことができる。ヒステリシスを使用し、機首前進から機首上げに戻す場合よりも低いオイラー・ピッチ角で機首上げから機首前進に切り替えることにより機首上げオイラー・コマンドから機首前進オイラー・コマンドへ切り替えることができる。少なくとも類似の方法で、説明されている例示的な方法も、機首下げ向きに適用することができるので、その結果、完全な全姿勢解が得られる。

20

【0057】

本明細書で開示されている例示的な実施形態は、飛行機、ダクトド・ファン、およびヘリコプター飛行システムなどの運航体に関して例示することを目的に説明されているが、本開示は、任意の姿勢で制御される必要のある動的システム、および特に、固定世界空間内で動く動的システムに適用することができる。

【0058】

当業者にとっては、本開示の構造および方法にさまざまな修正および変更を加えられることは明白であろう。したがって、本開示は、明細書で説明されている例に限定されないことが理解されるべきである。むしろ、本開示は、修正形態および変更形態を対象とすることが意図されている。

30

【図面の簡単な説明】

【0059】

【図1】運航体の機首が水平方向を向いている例示的な運航体軸規約の概略を示す図である。

【図2】運航体の機首が垂直方向を向いている例示的な運航体軸規約の概略を示す図である。

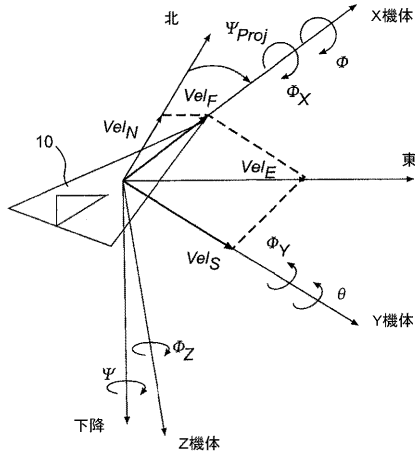
【図3】姿勢制御装置システムの例示的な一実施形態を示す概略ブロック図である。

【図4】速度制御装置の例示的な一実施形態を示す概略ブロック図である。

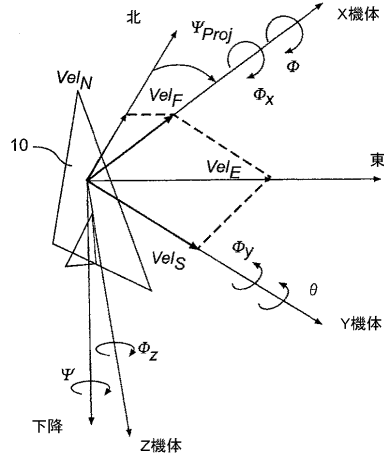
40

【図5】速度制御装置の例示的な一実施形態を示す概略ブロック図である。

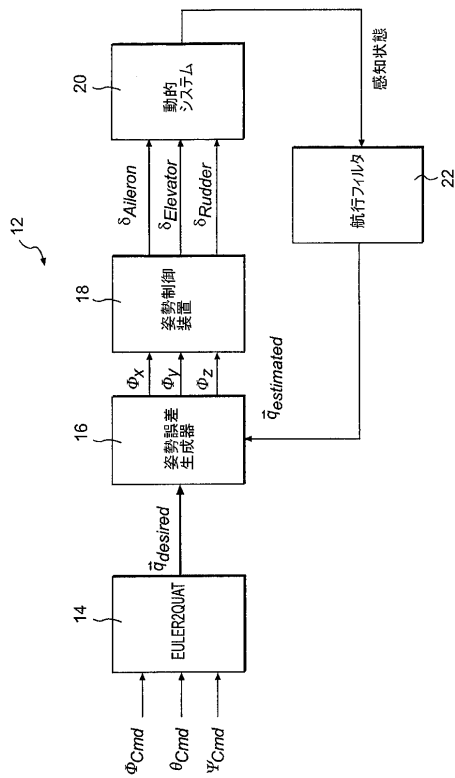
【図1】



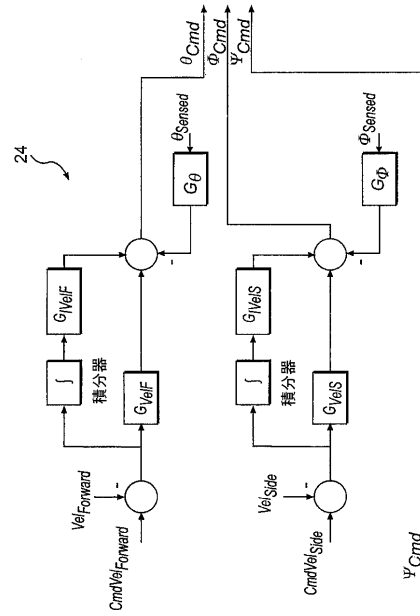
【図2】



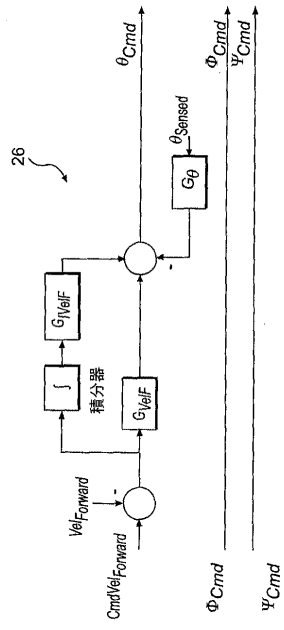
【図3】



【図4】



【 図 5 】



フロントページの続き

- (74)代理人 100096943
弁理士 臼井 伸一
- (74)代理人 100101498
弁理士 越智 隆夫
- (74)代理人 100104352
弁理士 朝日 伸光
- (74)代理人 100128657
弁理士 三山 勝巳
- (72)発明者 ボス, デヴィット, ウィリアム
アメリカ合衆国 20144 ヴァージニア, デラブレイン, コブラ マウンテン ロード 38
39
- (72)発明者 ガヴリレッツ, グラディスラヴ
アメリカ合衆国 22033 ヴァージニア, フェアファックス, ブリッケル ドライヴ 410
2 ナンバー203
- (72)発明者 ピエドモンテ, マイケル, ダニエル
アメリカ合衆国 20187 ヴァージニア, ウォレントン, ホレリス コート 6799

審査官 杉山 悟史

- (56)参考文献 米国特許第05875993 (US, A)
米国特許第05617316 (US, A)
米国特許第05169090 (US, A)
米国特許第06246929 (US, B1)
特表2003-535412 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 13/00
G05D 1/00