

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4276381号
(P4276381)

(45) 発行日 平成21年6月10日(2009.6.10)

(24) 登録日 平成21年3月13日(2009.3.13)

(51) Int.Cl.

B64G 1/28 (2006.01)

F 1

B 6 4 G 1/28

D

請求項の数 3 (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願2000-536622 (P2000-536622)
 (86) (22) 出願日 平成11年3月16日 (1999.3.16)
 (65) 公表番号 特表2002-506773 (P2002-506773A)
 (43) 公表日 平成14年3月5日 (2002.3.5)
 (86) 國際出願番号 PCT/US1999/005599
 (87) 國際公開番号 WO1999/047419
 (87) 國際公開日 平成11年9月23日 (1999.9.23)
 審査請求日 平成18年3月2日 (2006.3.2)
 (31) 優先権主張番号 09/039,959
 (32) 優先日 平成10年3月16日 (1998.3.16)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 500575824
 ハネウェル・インターナショナル・インコ
 ーポレーテッド
 アメリカ合衆国ニュージャージー州O 7 9
 6 2 - 2 2 4 5, モーリスタウン, コロン
 ビア・ロード 1 0 1, ピー・オー・ボッ
 クス 2 2 4 5
 (74) 代理人 100064621
 弁理士 山川 政樹
 (72) 発明者 ウィー, ボン
 アメリカ合衆国・8 5 0 4 8・アリゾナ州
 ・フェニックス・イースト ワイルドウッ
 ド ドライブ・3 3 4

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】衛星姿勢制御における特異点回避

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

複数の制御モーメントジャイロを有するCMGアレイとそれぞれのジャイロのジンバル角度を変えるコントローラを備え、コントローラが信号処理手段を備える衛星姿勢制御装置において、

所望の衛星姿勢信号を受信する手段と、
 実際の姿勢信号を生成する手段と、
 所望の衛星姿勢信号と実際の姿勢信号から姿勢エラー信号を生成する手段と、
 姿勢エラー信号に応答してトルク指令信号を生成する手段と、
 トルク指令信号とジャイロの角度に対するヤコビーン値とを用いた疑似逆元制御規則を用いて各ジャイロの角度レート信号を生成する手段であって、前記疑似逆元制御規則は角度レート信号中に特異点を防ぐ項を含む手段と、
 角度レート信号に応じてアレイのジャイロを回転させる手段と
 を含む衛星姿勢制御装置。

【請求項 2】

前記項は前記疑似逆元制御規則を不定にしないものであることを特徴とする請求項1記載の衛星姿勢制御装置。

【請求項 3】

AがCMGアレイのヤコビーン値であるとき、前記疑似逆元制御規則が $A^T (P A A^T + k I)^{-1} P$ であることを特徴とする請求項1記載の衛星姿勢制御装置。

【発明の詳細な説明】

【0001】

関連する出願のクロス参照

本出願は、David A. Baille yによる、制御された運動量ジャイロ (Controlled Momentum Gyro) を備えた衛星の方向付け、と題する1997年9月2日に出願した、出願番号08,923,742の先の出願、および同時に出願された、David A. Baille y、Christopher J. HeibergおよびBong WieによるCMGアレイ特異点を回避した連続姿勢制御と題する出願SN [書類番号A6617025]、David A. Baille yによる、衛星の姿勢を制御する角運動量に基づくCMG制御と題する出願SN [書類番号A6617214]、Christopher J. HeibergおよびDavid A. Baille yによる、衛星姿勢制御における特異点回避と題する出願SN [書類番号A6617216]で論議された題材を開示している。

【0002】

本発明の技術分野

本発明は、例えば、複数の制御モーメントジャイロ (control moment gyros: CMG) を用いた衛星の向きを制御するための衛星およびロボットシステムに関する。

【0003】

発明の背景

宇宙船や衛星の姿勢は制御モーメントジャイロで維持し、かつ調整されることが多い。それらの装置は高トルクおよびトルク増幅であるためである。典型的なCMGはジンバルに支持された回転質量であり、ジンバル軸上でそれを回転させるアクチュエータを備えており、トルクを生成させ、かつ角運動量を累積している。角運動量はトルクの時間積分である。 $n > 3$ のCMGのアレイが使用されることが多く、冗長性を持って姿勢制御している。各CMGは主に平面に制限された角運動量 (h) を持っている。ジャイロの角運動量ベクトルはジンバル軸に直交している。直交に関するエラーはCMG、CGMのアレイ又は衛星の姿勢制御の動作に影響を与えない程度に小さい。CMGのホイール速度は多くの応用例においてほぼ一定である。しかし、そのことは本発明にとって必須ではない。CMGによって生成されるトルク Q はクロス積 $Q = (\cdot) \times h$ の結果である (本明細書において (\cdot) はその直ぐ後ろの文字がその上に \cdot を付けることを意味する)。ここで (\cdot) はジンバル速度で、 h はロータの角運動量である。ホイール速度が変わると $Q = (\cdot) \times h + (\cdot) h$ と付加項が付く。ここで角運動量 h は、 $h = J$ および $(\cdot) h = J(\cdot)$ として決定される。 J は回転ホイールの慣性モーメントで、 \cdot はホイールの回転速度である。

【0004】

古典的な姿勢制御は、衛星の所望の姿勢加速度、3軸姿勢加速度である $(\cdot) c$ を計算する。CMGアレイのジンバル角度 (\cdot) レートは疑似逆元則、 $(\cdot) = A^T (A A^T)^{-1} J_s (\cdot) c$ を用いて計算される。 J_s は慣性マトリックスの衛星モーメントで、 A はジンバル角度に関するCMGアレイ角運動量のヤコビアン、

【数1】

$$A = \frac{\partial h}{\partial \delta}$$

であり、

h は CMGアレイの角運動量の合計、

【数2】

10

20

30

30

40

$$\mathbf{h} = \sum_{i=1}^n h_i$$

である。A マトリックスがジンバル角度の関数であり、ジンバル角度が宇宙船上でトルクを生成するために変化するので、A のランクは 3 から 2 に低下できる。それは特異点条件であり、疑似逆元が計算できない。

【 0 0 0 5 】

発明の開示

本発明の目的は、CMG からの利用できるより多くの角運動量を用いて二つのオブジェクトの間で衛星を再方向付けする早さを極度に向上させることである。 10

【 0 0 0 6 】

本発明は、新しい疑似逆元を用いてジンバル角度レートを計算する。ジンバル角度ランクに関する角運動量のヤコビアンによるマトリックスが 2 へ低下したとき新しい疑似逆元は制御が不安定になるのを防止する。ヤコビアンのランクが 3 から 2 に低下したことによる特異点が発生すると、解の軌道はその特異点に捕らえられないで通過する。

【 0 0 0 7 】

本発明の他の目的、効果及び特徴は以下の一つ又は複数の実施形態から明らかになるであろう。 20

【 0 0 0 8 】

発明を実施する最良のモード

後述するような衛星に搭載された CMG を制御する出力信号を生成するようにプログラムされた一つ又は複数のプロセッサを制御する、コンピュータベースの衛星制御におけるハードウェア又はソフトウェア、好ましくはソフトウェアによって実施される機能ブロックを図 1 に示している。基本的にプロセスは二つの点の間の単一パスとして示されている。しかし、単一の線はベクトルデータを表しているということを理解すべきである。そのデータは、衛星の姿勢、姿勢レート及びトルクに対して三次元であり、n 個の CMG に関する信号に対しては n 次元である。図 2 は 3 (n = 3) CMG を示している。図 1 に示す制御技法は、図 3 のオブジェクト A の見通し線からオブジェクト B の見通し線への軸に対して衛星をパンさせる又は回転させるために用いられる。典型的な閉ループ制御は実際の経路姿勢（図 3 の姿勢決定システム ADS から決定される）及び所望の経路姿勢に基づいて CMG を制御することによって固有軸回転経路「オールド」に従う。しかし、本発明は以下説明する固有軸経路に従うことに制限されない。 30

【 0 0 0 9 】

オイラー角、クオーターンイオン (quaternion)、ギブスパラメータ、またはその他の衛星の姿勢を記述する便宜な方法として表現される入力 10 の所望の衛星姿勢が実際の姿勢である慣性計測ユニット (Inertial Measurement Unit: IMU) 56 又は衛星の姿勢を決める他の方法によって生成される入力 12 と 14 で比較される。姿勢制御 18 で姿勢エラー 16 を用いて所望の本体加速 (·) c を出力 20 に生成する。出力 24 のトルク指令 (·) hc が宇宙船慣性マトリックス JS から 22 で (·) hc = JS (·) c と計算される。変形疑似逆元 36 を用いて、閉ループジンバルレート c が 36 で以下のように計算される。 40

$$c = A^T (P A A^T + k I)^{-1} P (\cdot) hc.$$

付加項 k I は、解の軌跡が内部特異点を通るとき式が不定になることから守るためにある。重みマトリックス P は生じることがある特異点から逃れるために用いられる。これをなすために P は以下の形である必要がある。

【 数 3 】

$$P = k_1 \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_1(t) & \varepsilon_2(t) \\ \varepsilon_1(t) & 1 & \varepsilon_3(t) \\ \varepsilon_2(t) & \varepsilon_3(t) & 1 \end{bmatrix}$$

k_1 は概念の証明においては 1 に等しく、かつ

【数 4】

$$\varepsilon_i = 001 \cdot \sin \left(\frac{\pi}{2} i - t + \frac{2(i-1)}{3} \pi \right)$$

10

である。

P の対角線の時間変化項は、軌道がムーア - ペンローズの橙円特異点から開始されても制御軌道の脱出を提供する。CMG アレイ 4 8 はジンバルレート指令 4 2 に応答する。新しいジンバル角度 4 6 を用いて、逆元の中で用いられるヤコビアン 4 4

【数 5】

$$A = \frac{\partial h}{\partial \delta}$$

を生成する。CMG アレイ 4 8 の動作で衛星 5 2 に関するトルク (·) h 5 0 を生成する。衛星の動き (·) 5 4 が姿勢センサ 5 6 で検出される。

20

【0 0 1 0】

本発明を衛星制御の内容で説明したが、本発明は、特異点を生じるロボットシステムのようなシステムに用いることができる。本発明の前述の効果によって、当業者は、本発明の真の範囲と精神から離れることなく、述べられた発明、要素、及び機能を全体として又は部分的に変形することができる。

【図面の簡単な説明】

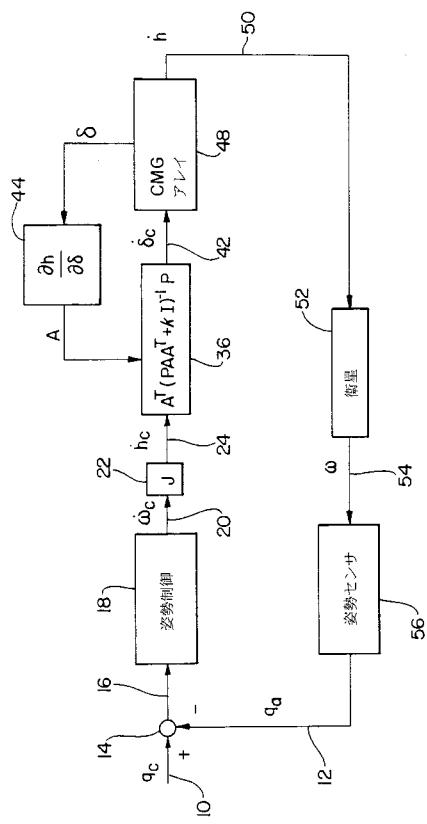
【図 1】 指令された回転信号 (·) q に応答して衛星を回転させるために本発明を実施した制御を示す機能ブロック図である。

【図 2】 CMG を備え、個々に生成した角度レート信号に応答して衛星の姿勢を変えるために回転させられた衛星を示すブロック図である。

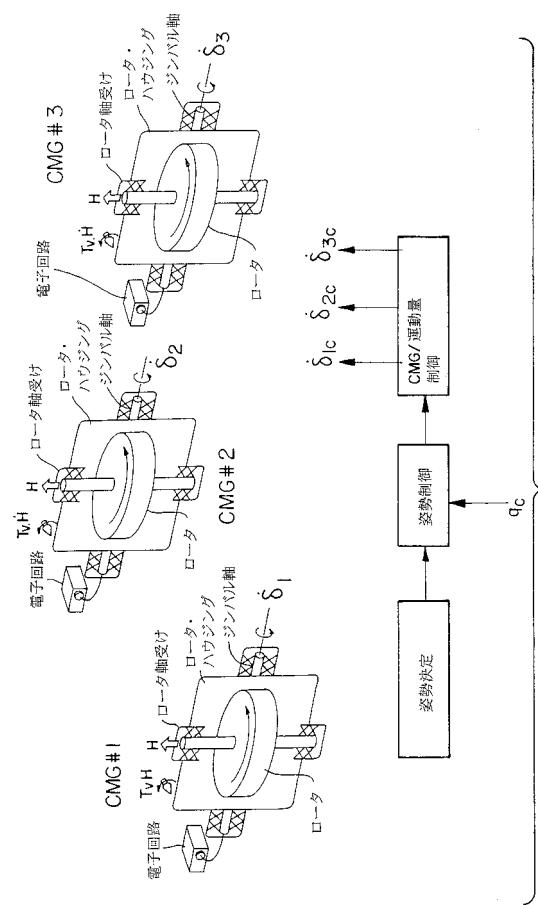
30

【図 3】 二つのオブジェクトの間の再方向付けのための二つの可能な経路を示す図である。

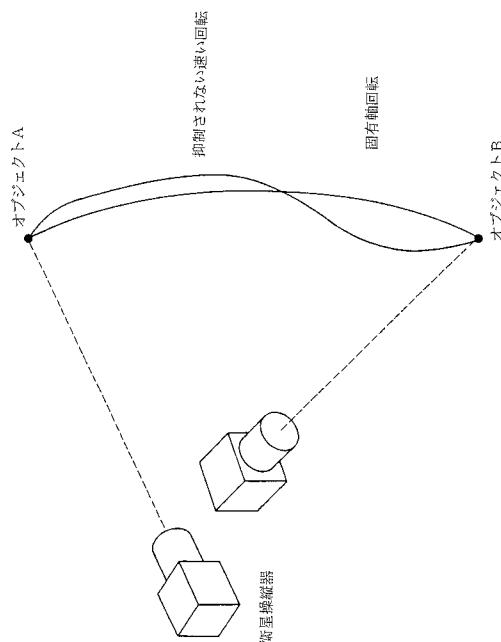
【図1】



【図2】



【図3】



フロントページの続き

(72)発明者 ベイリー, デイビッド・エイ
アメリカ合衆国・85308・アリゾナ州・グレンデイル・ウエスト メリンダ レーン・627
2

(72)発明者 ヘイバーグ, クリストファー・ジェイ
アメリカ合衆国・85382・アリゾナ州・ペオリア・ノース 88ティエイチ アベニュー・22
036

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 米国特許第05159249(US, A)

Yoshihiro NAKAMURA, Hideo HANAFUSA, Inverse Kinematic Solutions with Singularity Robustness for Robot Manipulator Control, JOURNAL OF DYNAMIC SYSTEMS, MEASUREMENT, AND CONTROL, 米国, 1986年 9月, vol. 108, pages 163-171

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64G 1/00 - 1/68
G05D 1/00 - 1/12