



(19)  
Bundesrepublik Deutschland  
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 699 21 790 T2** 2005.11.03

(12)

## Übersetzung der europäischen Patentschrift

(97) **EP 1 064 198 B1**

(21) Deutsches Aktenzeichen: **699 21 790.3**

(86) PCT-Aktenzeichen: **PCT/US99/05599**

(96) Europäisches Aktenzeichen: **99 916 131.8**

(87) PCT-Veröffentlichungs-Nr.: **WO 99/047419**

(86) PCT-Anmeldetag: **16.03.1999**

(87) Veröffentlichungstag  
der PCT-Anmeldung: **23.09.1999**

(97) Erstveröffentlichung durch das EPA: **03.01.2001**

(97) Veröffentlichungstag  
der Patenterteilung beim EPA: **10.11.2004**

(47) Veröffentlichungstag im Patentblatt: **03.11.2005**

(51) Int Cl.<sup>7</sup>: **B64G 1/28**  
**B25J 9/16**

(30) Unionspriorität:  
**39959 16.03.1998 US**

(73) Patentinhaber:  
**Honeywell, Inc., Minneapolis, Minn., US**

(74) Vertreter:  
**derzeit kein Vertreter bestellt**

(84) Benannte Vertragsstaaten:  
**DE, FR, GB, IT**

(72) Erfinder:  
**WIE, Bong, Phoenix, US; BAILEY, A., David, Glendale, US; HEIBERG, J., Christopher, Peoria, US**

(54) Bezeichnung: **ROBUSTE SINGULARITÄTSVERMEIDUNG IN EINER SATELLITENLAGEREGELUNG**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

**Beschreibung**

Querverweis auf verwandte Anwendungen

**[0001]** Die vorliegende Anmeldung offenbart Material, das in der zuvor registrierten Anmeldung mit dem Titel „Orienting A Satellite With Controlled Momentum Gyros“ von David A. Bailey, registriert am 2.9.1997, laufende Nr. 08,923,742 und den folgenden gleichzeitig registrierten Anmeldungen besprochen wird: „A Continuous Attitude Control Which Avoids CMG Array Singularities“ von David A. Bailey, Christopher J. Heiberg und Bong Wie, laufende Nr. [Aktenzeichen Nr. A66 17025]; „CMG Control Based On Angular Momentum to Control Satellite Attitude“ von David A. Bailey, laufende Nr. [Aktenzeichen Nr. A66 17214]; „Escaping Singularities In A Satellite Attitude Control“ von Christopher J. Heiberg und David A. Bailey, Nr. [Aktenzeichen Nr. A66 17216].

**TECHNISCHES GEBIET DER ERFINDUNG**

**[0002]** Die vorliegende Erfindung betrifft Satelliten und robotische Systeme, die zum Beispiel die Orientierung eines Satelliten mit mehreren Trägheitskreisen (CMG – Control Moment Gyros) steuern.

**ALLGEMEINER STAND DER TECHNIK**

**[0003]** Die Lage eines agilen Raumfahrzeugs oder Satelliten wird häufig mit einem Trägheitskreisellarray aufrechterhalten und eingestellt, weil diese Einrichtungen großes Drehmoment und Drehmomentverstärkung bereitstellen. Ein typischer CMG ist eine kardanisch aufgehängte rotierende Masse mit einem Betätigungsglied, um sie auf der Kardanachse zu drehen, wodurch Drehmoment erzeugt und Drehimpuls akkumuliert wird. Drehimpuls ist das Zeitintegral des Drehmoments. Es wird häufig ein Array von  $n > 3$  CMGs verwendet, wodurch eine Lageregelung mit etwas Redundanz ermöglicht wird.

**[0004]** Jeder CMG weist einen im wesentlichen auf eine Ebene beschränkten Drehimpuls ( $h$ ) auf, der Drehimpulsvektor des Kreiselers liegt nahezu orthogonal zu der Kardanachse. Der Orthogonalitätsfehler ist klein genug, so daß er sich nicht auf den Betrieb des CMG, des Arrays von CMGs oder die Lageregelung des Satelliten auswirkt. Die Radgeschwindigkeit des CMG ist in den meisten Anwendungen im wesentlichen konstant, muß dies aber nicht sein, damit die vorliegende Erfindung funktioniert. Das von dem CMG erzeugte Drehmoment  $Q$  ist das Ergebnis des Kreuzprodukts  $Q = \dot{\delta} \times h$  wobei  $\dot{\delta}$  die Kardangeschwindigkeit und  $h$  der Drehimpuls des Rotors ist, und wenn eine variierende Radgeschwindigkeit berücksichtigt wird, besteht ein zusätzlicher Term  $Q = \dot{\delta} \times h + \dot{h}$ , wobei der Drehimpuls  $h$  als  $h = J\Omega$  definiert ist, und  $\dot{h} = J\dot{\Omega}$  gilt, wobei  $J$  das Trägheitsmoment des rotierenden Rads und  $\Omega$  die Drehgeschwindigkeit des

Rads ist.

**[0005]** Klassisch gesehen berechnet die Lageregelung die gewünschte Lagebeschleunigung für den Satelliten  $\ddot{\omega}_c$ , wobei es sich um die Dreiaachsen-Lagebeschleunigungen handelt. Die Geschwindigkeiten des Kardanwinkels ( $\dot{\delta}$ ) für das CMG-Array werden durch Verwendung des Pseudoinversregelgesetzes  $\dot{\delta} = A^T(AA^T)^{-1}J_s\ddot{\omega}_c$  berechnet, wobei  $J_s$  die Satelliten-trägheitsmomentmatrix und  $A$  der Jacobi-Operator des CMG-Arraydrehimpulses mit Bezug auf den Kardanwinkel ist,

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

wobei  $h$  die Summe des Drehimpulses des CMG-Arrays ist,

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

Da die  $A$ -Matrix eine Funktion der Kardanwinkel ist und sich die Kardanwinkel ändern, um Drehmoment an dem Raumfahrzeug zu erzeugen, kann der Rang von  $A$  von 3 auf 2 abfallen, und dies ist ein singulärer Zustand und die Pseudoinverse kann nicht berechnet werden. Eine solche Satellitenlageregelung ist aus der Schrift „An inverse-free technique for attitude control of spacecraft using CMGs“ bekannt (Krishnan S., Vadali S.R., Acta Astronautica, September 1996).

**[0006]** Die Schrift „Inverse Kinematic Solutions with Singularity Robustness for Robot Manipulator Control“ (Nakamura Y, Hanafusa H, Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, September 1986) offenbart eine Abänderung der Pseudoinversen einer Jacobi-Matrix, die verhindert, daß die Pseudoinverse an einer Singularität unbestimmt ist.

**KURZE DARSTELLUNG DER ERFINDUNG**

**[0007]** Die vorliegende Erfindung liefert eine Satellitenlageregelung nach Anspruch 1.

**[0008]** Eine Aufgabe der vorliegenden Erfindung besteht darin, die Geschwindigkeit bei der Umorientierung eines Satelliten zwischen zwei Objekten signifikant zu erhöhen, indem mehr des verfügbaren Drehimpulses aus den CMGs benutzt wird.

**[0009]** Gemäß der Erfindung werden die Kardanwinkelgeschwindigkeiten unter Verwendung einer neuen Pseudoinversen berechnet. Die neue Pseudoinverse verhindert, daß die Regelung instabil wird, wenn die durch den Jacobi-Operator des Drehimpulses mit Bezug auf die Kardanwinkel erzeugte Matrix im Rang auf zwei abfällt. Außerdem verläuft, wenn eine Singularität, der Rang des Jacobi-Operators fällt von drei auf zwei ab, angetroffen wird, die Lösungs-

trajektorie durch die Singularität, anstatt in der Singularität stecken zu bleiben.

**[0010]** Weitere Aufgaben, Vorteile und Merkmale der Erfindung werden aus der folgenden Beschreibung einer oder mehrerer Ausführungsformen ersichtlich.

#### KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNG

**[0011]** **Fig. 1** ist ein Funktionsblockschaltbild einer die vorliegende Erfindung realisierenden Regelung zum Rotieren eines Satelliten als Reaktion auf ein befohlenes Rotationssignal qc.

**[0012]** **Fig. 2** ist ein Blockschaltbild eines Satelliten mit CMGs, die rotiert werden, um die Lage des Satelliten als Reaktion auf einzeln produzierte Winkelgeschwindigkeitssignale zu ändern.

**[0013]** **Fig. 3** zeigt zwei mögliche Wege zur Umorientierung zwischen zwei Objekten.

#### AUSFÜHRLICHE IMPLEMENTIERUNGEN DER ERFINDUNG

**[0014]** Es ist ersichtlich, daß **Fig. 1** Funktionsblöcke zeigt, die durch Hardware oder Software implementiert werden können, und zwar vorzugsweise durch letzteres in einer computergestützten Satellitenregelung, die einen oder mehrere Signalprozessoren enthält, die so programmiert sind, daß sie Ausgangssignale zur Steuerung von CMGs auf dem Satelliten wie nachfolgend erläutert erzeugen. Im Prinzip ist der Prozeß für einen einzigen Signalweg zwischen zwei Punkten gezeigt, es versteht sich aber, daß für die Satellitenlage, die Lagegeschwindigkeit und das Drehmoment einzelne Linien Vektordaten präsentieren, die 3-dimensional sind, und n-dimensional für die Signale in bezug auf die n CMGs. **Fig. 2** zeigt drei CMGs (n=3). Das in **Fig. 1** gezeigte Steuerschema dient zur Panoramaeinstellung oder Rotation des Satelliten auf seiner Achse von der Sichtlinie eines Objekts A zu einer Sichtlinie des Objekts B (**Fig. 3**). Eine typische Regelung mit Regelschleife folgt einem Eigenachsenrotationsweg „alt“ durch Steuern der CMGs auf der Basis der tatsächlichen (aus dem Lagebestimmungssystem ADS in **Fig. 3** bestimmten) und der gewünschten Weglage. Die Erfindung ist jedoch nicht darauf beschränkt, einem Eigenachsenweg zu folgen, wie erläutert werden wird.

**[0015]** Die gewünschte Satellitenlage am Eingang **10**, die als Euler-Winkel, Quaternionen, Gibbs-Parameter oder auf bestimmte andere zweckmäßige Weise zur Beschreibung der Lage eines Satelliten präsentiert werden, bei **14** mit der tatsächlichen Lage an dem Eingang **12** verglichen, die durch die Trägheitsmeßeinheit (IMU) **56** oder ein bestimmtes anderes Verfahren zur Bestimmung der Satellitenlage erzeugt

wird. Der Lagefehler **16** wird von der Lageregelung **18** zur Erzeugung einer gewünschten Körperbeschleunigung  $\dot{\omega}_c$  an dem Ausgang **20** verwendet. Der Drehmomentbefehl  $\dot{h}_c$  am Ausgang **24** wird bei **22** aus der Trägheitsmatrix  $J_s$  des Raumfahrzeugs berechnet,  $\dot{h}_c = J_s \dot{\omega}_c$ . Die modifizierte Pseudoinverse **36** dient zur Berechnung der Kardangeschwindigkeiten in geschlossener Schleife  $\delta_c$  bei **42**, gemäß der folgenden Gleichung:  $\delta_c = A^T (P A A^T + kI)^{-1} P \dot{h}_c$  **36**. Der zusätzliche Term kI soll die Gleichung davon abhalten, unbestimmt zu werden, wenn die Lösungstrajektorie durch interne Singularitäten verläuft, dies wäre unausweichlich, wenn man diese Steuerung nicht verwenden würde. Die Gewichtungsmatrix P dient zur Flucht vor jeglicher Singularität, die angetroffen wird. Zu diesem Zweck muß P die folgende Form aufweisen

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

wobei  $k_1$  in dem Konzeptbeweis gleich 1 war, und

$$\varepsilon_i = \cos \left( \frac{\pi}{2} t + \frac{2(i-1)}{3} \pi \right).$$

Die zeitveränderlichen außerdiagonalen Terme in P liefern die Flucht einer Steuertrajektorie, auch wenn sie als eine elliptische Singularität des Typs Moore-Penrose begonnen wird. Das CMG-Array **48** reagiert auf den Kardangeschwindigkeitsbefehl **42**. Die neuen Kardanwinkel **46** dienen zur Erzeugung des Jacobi-Operators

$$A = \frac{\partial h}{\partial \delta} \quad \text{44},$$

der in der Pseudoinverse verwendet wird. Die Bewegung des CMG-Arrays **48** erzeugt das Drehmoment  $\dot{h}$  **50** auf dem Satelliten **52**. Die Satellitenbewegung  $\omega$  **54** wird durch die Lagesensoren **56** erfaßt.

**[0016]** Die Erfindung wurde im Kontext einer Satellitenregelung erläutert, kann aber in Systemen, wie zum Beispiel robotischen Systemen, verwendet werden, bei denen Singularitäten auftreten können. Anhand der obigen Beschreibung der Erfindung werden Durchschnittsfachleute in der Lage sein können, die Erfindung und die beschriebenen Komponenten und Funktionen völlig oder teilweise zu modifizieren, ohne von dem wahren Schutzbereich der Erfindung abzuweichen.

#### Patentansprüche

1. Satellitenlageregelung mit mehreren Trägheitskreiseln in einem Array (**48**) und einem Regler zum Ändern eines Kardanwinkels an jedem Kreisel,

wobei der Regler Signalverarbeitungsmittel umfaßt, umfassend:

Mittel zum Empfangen eines Sollsatellitenlagesignals (10);

Mittel (56) zum Erzeugen eines Istsatellitenlagesignals (12);

Mittel (14) zum Erzeugen eines Lagefehlersignals (16) aus dem Sollsatellitenlagesignal und dem Istsatellitenlagesignal;

Mittel (18, 22) zum Erzeugen eines Drehmomentbefehlssignals (24) als Reaktion auf das Lagefehlersignal;

Mittel zum Erzeugen eines Winkelgeschwindigkeitssignals (42) für jeden Kreisel unter Verwendung eines Pseudoinversregelgesetzes (36), das das Drehmomentbefehlssignal und einen Jacobi-Wert für den Winkel des Kreisels verwendet, wobei die Pseudoinverse einen Term enthält, der eine Singularität in dem Winkelgeschwindigkeitssignal verhindert; und Mittel zum Drehen eines Kreisels in dem Array als Reaktion auf das Winkelgeschwindigkeitssignal;

**dadurch gekennzeichnet**, daß

die Pseudoinverse einen Term enthält, der verhindert, daß sie unbestimmt wird; und

die Pseudoinverse  $A^T(PAA^T + kI)^{-1}P$  ist, wobei A der Jacobi-Wert des CMG-Arrays und P eine Gewichtungsmatrix der folgenden Form ist:

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

wobei  $k_1$  eine Konstante und

$$\varepsilon_i = 0,01 \sin\left(\frac{\pi}{2}t + \frac{2(i-1)}{3}\pi\right) \text{ ist.}$$

Es folgen 3 Blatt Zeichnungen

## Anhängende Zeichnungen

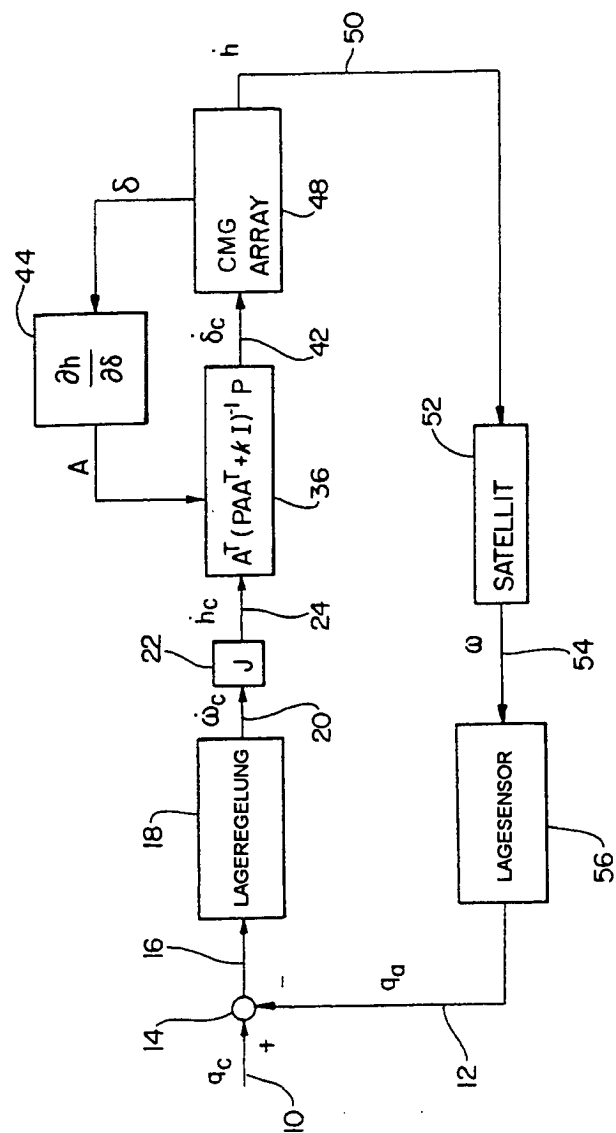


FIG. 1

