

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第3667817号
(P3667817)

(45) 発行日 平成17年7月6日(2005.7.6)

(24) 登録日 平成17年4月15日(2005.4.15)

(51) Int. Cl.⁷

F I

B 6 4 G 1/36
G 0 1 C 21/24
G 0 5 D 1/08

B 6 4 G 1/36 D
B 6 4 G 1/36 E
G 0 1 C 21/24
G 0 5 D 1/08 A

請求項の数 18 (全 15 頁)

(21) 出願番号	特願平7-117543	(73) 特許権者	598011983
(22) 出願日	平成7年5月16日(1995.5.16)		ヒューズ・エレクトロニクス・コーポレーション
(65) 公開番号	特開平8-58699		アメリカ合衆国、カリフォルニア州 90245、エル・セグンド、イー・インペリアル・ハイウェイ 2250
(43) 公開日	平成8年3月5日(1996.3.5)		
審査請求日	平成14年3月19日(2002.3.19)	(74) 代理人	100058479
(31) 優先権主張番号	243669		弁理士 鈴江 武彦
(32) 優先日	平成6年5月16日(1994.5.16)	(74) 代理人	100084618
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 村松 貞男
		(74) 代理人	100068814
			弁理士 坪井 淳
		(74) 代理人	100092196
			弁理士 橋本 良郎

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 太陽センサと地球センサと宇宙対地上リンクを使用した宇宙船姿勢決定システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

ピッチ軸とロール軸とヨー軸とを有する宇宙船本体と、宇宙船の動作状態を示す信号を受信する手段と、ロール軸姿勢とピッチ軸姿勢とを示す姿勢基準信号を発生するための宇宙船本体内に位置された地球センサと、宇宙船本体内に位置されて第1のターゲット地上ステーションに関して方位角姿勢エラーと高低角姿勢エラーとを示すエラー信号を発生する手段とを具備する宇宙船の3軸姿勢測定値を決定するシステムにおいて、

宇宙船本体に設置され、予め定められた視野を有し、太陽が視野内にある期間中、ピッチ軸姿勢とヨー軸姿勢を示す太陽センサ信号を発生する太陽センサと、

前記太陽センサ、前記地球センサ、および前記エラー信号を発生する手段と通信し、前記姿勢基準信号、前記太陽センサ信号、および前記エラー信号からなるグル-プからそれらの信号の正確さに基づいて選択された複数の信号を組合わせて宇宙船の3軸姿勢測定エラーを減少させながら3軸姿勢測定値を決定するプロセッサとを具備していることを特徴とする宇宙船の3軸姿勢測定値決定システム。

【請求項2】

宇宙船が静止軌道用として使用されるモーメントバイアス宇宙船であり、宇宙船に作用する妨害トルクに抵抗するためにシステムがさらにモーメントバイアスを提供するために宇宙船本体内に配置されているモーメントホイールを具備し、このモーメントホイールは宇宙船のピッチ軸を中心に回転可能であり、

プロセッサは複数の選択された信号を使用して決定された3軸姿勢に基づいて信号のグ

10

20

ループの選択されない信号に係るセンサを校正する請求項 1 記載のシステム。

【請求項 3】

エラー信号を発生する手段は、

ターゲット地上ステーションから基準信号を受信するための宇宙船本体に可動的に設けられたアンテナと、

宇宙船本体に設けられ、ターゲット地上ステーションの方向へアンテナを指向し、ターゲット地上ステーションの見掛け上の運動を消去するために 1 日が周期のサイクル期間中にアンテナを操縦する手段と、

ターゲットの地上ステーションに関して方位角および高低角姿勢エラーを測定するためのセンサとを具備している請求項 1 記載のシステム。

10

【請求項 4】

宇宙船が傾斜した静止軌道用として使用されるモーメントバイアス宇宙船であり、

前記エラー信号を発生する手段は、ターゲット地上ステーションの見掛け上の運動を減少するために 1 日が周期のサイクル期間中に操縦されるアンテナを備えている請求項 1 記載のシステム。

【請求項 5】

さらに、アンテナに取付けられ、宇宙船本体に関するアンテナの位置付けを可能にするように宇宙船本体に取付けられているジンバルと、

プロセッサにより発生された位置付け指令に应答してアンテナの位置付けのためにプロセッサと通信するアクチュエータと、

プロセッサと通信し、アンテナの実際位置を示す手段とを具備する請求項 4 記載のシステム。

20

【請求項 6】

前記アンテナの位置を示す手段がアンテナの運動を表す信号を発生するためのリゾルバを含んでいる請求項 5 記載のシステム。

【請求項 7】

アクチュエータがステッパモータであり、前記アンテナの位置を示す手段がステッパモータと一体の部品である請求項 5 記載のシステム。

【請求項 8】

宇宙船本体に設置され、プロセッサと通信する少なくとも 1 つの付加的な太陽センサをさらに具備し、それら少なくとも 1 つの各太陽センサは対応する予め定められた視野を有し、太陽が対応する視野内にある期間中ピッチ軸姿勢およびヨー軸姿勢を示す太陽センサ信号を発生するように動作する請求項 2 記載のシステム。

30

【請求項 9】

エラー信号発生手段が第 2 のターゲット地上ステーションに関して方位角姿勢エラーと高低角姿勢エラーを示す信号を発生する請求項 1 記載のシステム。

【請求項 10】

少なくとも 1 つの太陽センサがデジタル太陽センサである請求項 9 記載のシステム。

【請求項 11】

宇宙船の 3 軸姿勢測定値を決定するためのシステムと、ピッチ軸とロール軸とヨー軸とを有する宇宙船本体と、宇宙船の動作状態を示す信号を受信する手段と、宇宙船制御用の指令信号を発生するプロセッサとを具備している宇宙船において、

40

ロール軸姿勢とピッチ軸姿勢を示す姿勢基準信号を発生するために宇宙船本体内に設置されてプロセッサと通信する地球センサと、

宇宙船本体内に設置されてプロセッサと通信し、少なくとも 1 つのターゲット地上ステーションに関して方位角姿勢エラーと高低角姿勢エラーとを示すエラー信号を発生する手段と、

宇宙船本体に設けられ、プロセッサと通信し、予め定められた視野を有し、太陽が視野内にあるときピッチ軸姿勢およびヨー軸姿勢を示す太陽センサ信号を発生する太陽センサと、

50

前記姿勢基準信号と前記太陽センサ信号と前記エラー信号とからなるグル - プから選択された複数の信号を組合わせて宇宙船の3軸姿勢測定値を決定し、3軸姿勢測定値に基づいて選択されない信号に関するセンサを較正する手段とを具備していることを特徴とする宇宙船。

【請求項12】

宇宙船の3軸姿勢測定値を決定する方法において、

宇宙船はピッチ軸と、ロール軸と、ヨー軸とを有する宇宙船本体と、宇宙船の動作状態を示す信号を受信する手段と、宇宙船制御用の指令信号を発生する手段と、ロール軸姿勢およびピッチ軸姿勢を示す姿勢基準信号を発生するための宇宙船本体内に配置された地球センサと、宇宙船本体に設けられ、前記信号を受信する手段と通信し、予め定められた視野を有し、太陽が視野内にあるときピッチ軸姿勢およびヨー軸姿勢を示す太陽センサ信号を発生する太陽センサと、宇宙船本体内に配置されて第1のターゲット地上ステーションに関して方位角姿勢エラーと高低角姿勢エラーを示すエラー信号を発生する手段とを具備しており、

10

地球センサと太陽センサとエラー信号発生手段からなるグル - プの中から選択された2つのものにより発生される信号を使用して一般的な3軸姿勢測定値を決定し、

一般的な3軸姿勢測定値を使用して選択された信号と関係するセンサを較正することを特徴とする宇宙船の3軸姿勢測定値の決定方法。

【請求項13】

宇宙船の制御に使用する3軸姿勢測定値が決定される請求項12記載の方法。

20

【請求項14】

複数の信号の組合わせは一般的な3軸姿勢測定に適切な解の決定を含んでいる請求項12記載の方法。

【請求項15】

複数の信号の組合わせは、一般的な3軸姿勢測定に対する適切な解を次式により決定し、

【数1】

$$\Phi = \left[\frac{1}{\sigma_{SGL}^2 + \sigma_{ES}^2} \right] \left[\sigma_{SGL}^2 \phi_{ES}^m + \sigma_{ES}^2 \phi_{SGL}^m \right]$$

30

$$\theta = \left[\frac{1}{\sigma_{SGL}^2 + \sigma_{ES}^2} \right] \left[\sigma_{SGL}^2 \theta_{ES}^m + \sigma_{ES}^2 \theta_{SGL}^m \right]$$

40

$$\Psi = \frac{(\phi_{ES}^m - \phi_{SGL}^m) \cos \beta + (\theta_{SGL}^m - \theta_{ES}^m) \sin \beta}{\sin \gamma}$$

ここで、

、 および
は近似の最小自乗宇宙船姿勢を表し、

$$\phi_{ES}^m \text{ および } \theta_{ES}^m$$

50

はそれぞれロールおよびピッチに対応する地球センサ姿勢基準信号を表し、

${}_{SGL}^m$ および ${}_{SGL}^m$

はそれぞれ高低角および方位角エラーに対応するエラー信号を発生する手段により発生されたエラー信号を表し、

${}_{ES}$

は地球センサにより発生された雑音の標準的偏差を表し、

および

はターゲット地上ステーションの位置を限定する角度を表し、

${}_{SGL}$

はエラー信号発生手段の標準偏差を表している請求項 1 2 記載の方法。

10

【請求項 1 6】

${}_{ES}$ と ${}_{SGL}$ がそれぞれ前記地球センサと前記エラー信号を発生する手段からの測定値を加重するように選択される請求項 1 5 記載の方法。

【請求項 1 7】

${}_{ES}$ と ${}_{SGL}$ が前記地球センサと前記エラー信号を発生する手段の高周波数ランダム雑音に基づいて選択される請求項 1 5 記載の方法。

【請求項 1 8】

${}_{ES}$ と ${}_{SGL}$ が前記地球センサと前記エラー信号を発生する手段の低速変化バイアスに応じて選択される請求項 1 5 記載の方法。

【発明の詳細な説明】

20

【0001】

【産業上の利用分野】

本発明は宇宙船のヨー姿勢測定値を決定するためのシステムと方法に関する。

【0002】

【従来の技術】

人工衛星のような宇宙船はその宇宙における相対的な方向を決定するため複数のセンサを使用する。宇宙船の正確な指示は太陽電池翼または通信アンテナのような種々の宇宙船部品の位置を正確に制御するために重要である。典型的に、宇宙船姿勢測定は宇宙船のピッチ、ロール、ヨー軸に関する宇宙船の方向を特徴づける。特定の応用に応じて、宇宙船方向測定は適切なセンサにより直接指示されるか、またはこれらのセンサから間接的に得られる。

30

【0003】

モーメントバイアス宇宙船は公称上ピッチ軸に沿ったモーメントバイアスを生成するようにピッチ軸を中心に典型的に回転するモーメントホイールを利用する。このモーメントホイールは宇宙船のピッチ軸を軌道の垂直軸から攝動させるロールおよびヨー軸の妨害トルクに抵抗するため“ジャイロ스코ープ剛性”を与える。従って、モーメントバイアスはより大きなジャイロ스코ープの剛性を与えるが宇宙船の制御をより困難にする。

【0004】

ジャイロ스코ープの効果はまたロールおよびヨーダイナミックスを結合する。従来技術の宇宙船制御システムはロールおよびヨー軸の両者を制御し直接ロール軸のみを感知しロールセンサからヨー測定値を得るためにこの結合を認識し利用していた。この制御方法の効率はモーメントバイアスの大きさに比例する。従って比較的小さいモーメントバイアス(静止軌道通信で典型的に 20 乃至 80 N - m - 秒)ではヨー姿勢の直接的な感知をせずにはヨー姿勢は非常に正確に制御されることはできない。

40

【0005】

現在、市場で入手可能な静止モーメントバイアス衛星は衛星ヨー姿勢の直接測定用の装置を具備しない。代りに、これらの衛星はロールセンサからヨー姿勢測定を得るために前述の制御方法を利用する。得られたヨー姿勢測定値は適切に衛星またはその部品を位置させるために制御システムにより利用される。例えば得られたヨー姿勢測定値は衛星通信アンテナを予め定められたターゲットに指向させるために用いられてもよい。

50

【0006】

この制御方法はモーメントバイアスの大きさと宇宙船指向の正確さの間の妥協を必要とするので、このシステムは典型的に正確性が限定され、非常に大きな時間変化妨害トルクに敏感である。このようなシステムはアンテナ旋回等による大きな時間的に変化する妨害を受ける大きな旋回アンテナを有するデータ中継宇宙船で使用するのに不適切である。これらの応用は地球天底から外れた位置をターゲットするためアンテナ指向サービスを提供するように正確なヨー指向を必要とする。

【0007】

データ中継宇宙船を含む市場で入手可能な人工衛星はしばしばアナログ太陽センサを含んでいる。アナログ太陽センサは典型的に宇宙船の太陽電池翼に設置されている。これらの太陽センサは一日のほとんどで粗ヨー測定を行い、地球センサはロールおよびピッチ測定を行う。しかしながら太陽電池翼上の位置のためにアナログ太陽センサはバイアスと歪みを受ける。さらに重要なことに、太陽分点近くでは、ほぼ2時間にわたって一日に2度生じる周期スパンがあり、この期間にはヨー測定は有効ではない。これはこれらの期間中に宇宙船から太陽までのラインがほぼ宇宙船のヨー軸に沿っているために生じるものである。

10

【0008】

多くの宇宙船は姿勢測定システムの一部としてアナログではなくデジタルな太陽センサを備えて飛行する。例えばナサの地球低軌道マッピング衛星用の標準的な構造はデジタル太陽センサを含んでいる。デジタル太陽センサは典型的に2つのスターセンサの一方が故障した場合に支援装置としてだけの機能を行う冗長部品である。

20

【0009】

【発明が解決しようとする課題】

それ故、本発明の目的は、軌道宇宙船用の連続的に更新されたヨー測定を行うことのできるシステムを提供することである。

本発明の別の目的は、地上ビーコンおよび地球センサの組み合わせから得られる連続的に更新されたヨー測定値を較正するためにデジタル太陽センサを利用するシステムを提供することである。

本発明のさらに別の目的は、正確な3軸姿勢測定を行うために付加的なデジタル太陽センサを備えた宇宙船で既に使用されているハードウェアを利用することである。

30

本発明のさらに別の目的は、現在の宇宙船設計を大きく変更することなくデータ中継衛星に必要な条件を満たすのに十分な正確性を有する3軸宇宙船姿勢測定を行うことのできる、価格が妥当なシステムを提供することである。

本発明のさらに別の目的は、天底から外れたターゲットを指向するヨーを維持するため十分なヨー感知特性および制御特性を有するシステムを提供することである。

本発明の付加的な目的は宇宙船姿勢測定における非常に大きな時間的に変化する妨害トルクの影響を減少するシステムを提供することである。

【0010】

【課題を解決するための手段】

本発明の前述および他の目的と特徴を実行するために、適度の正確度の宇宙船3軸姿勢測定を行うことのできるシステムが提供される。このシステムは宇宙船本体に設置され、プロセッサと通信する太陽センサを含んでおり、太陽センサは予め定められた視野を有し、太陽が視野内にあるときピッチ軸姿勢とヨー軸姿勢を示す太陽センサ信号を生成する。このシステムはまた宇宙船の3軸姿勢測定値を決定するために種々のセンサにより発生される信号を組み合わせる手段を含んでいる。また説明したシステムおよび他の類似のシステムによって使用される方法も与えられる。

40

【0011】

本発明は通常のロールおよびピッチ測定に加えて連続的に更新され、適度に正確なヨー測定を必要とする静止軌道モーメントバイアス衛星用の価格が妥当な姿勢測定システムを提供する。連続的なヨー測定はアンテナ旋回および大きな時間的に変化する太陽トルクのよ

50

うな妨害が存在するところで宇宙船のヨー軸の制御を可能にする。太陽センサは宇宙船で既に利用されているハードウェアに対して補足的に付加されたものにすぎない。太陽センサはそれがなければヨー測定が大きなバイアスエラーを受けるので必要である。多くの点で、本発明はスターセンサ、連続走向ジャイロスコープ、太陽電池翼に設けられた太陽センサを含む他の設計よりも優れている。

【0012】

本発明の前述の目的と他の目的、特徴および利点は添付図面を伴った本発明の実行の最良方法に関する後述の詳細な説明から当業者により容易に理解されるであろう。

【0013】

【実施例】

図1を参照すると、本発明は静止衛星10の3軸姿勢を測定するため3個の異なった姿勢センサを結合する。衛星10は静止軌道の通信衛星である。本発明のシステムおよび方法はモーメントバイアス宇宙船を利用する赤道静止軌道応用に特に適切であり、傾斜した静止軌道に適合することもできる。しかしながら本発明のシステムおよび方法を利用することはポーラ、地球低軌道、モルニヤ等の他の軌道の宇宙船ではより困難である。これは本発明の基本的規則が衛星から見えるように地球中心に関して固定位置に位置した地上ベースの無線周波数(RF)ビーコンから得られる姿勢基準を含んでいる事実によるものである。

【0014】

図1で示されているように、衛星10上のセンサは地球センサ12と、宇宙対地上通信リンク(SGL)アンテナ14と、中心宇宙船本体18に設けられている少なくとも1つの太陽センサ16とを含んでいる。本発明の1実施例では少なくとも1つの付加的な太陽センサ16'(破線で示されている)が太陽センサ信号の有効性を増加しながら冗長度を与えるために宇宙船本体18に取付けられている。従って、この実施例は詳細に後述するように宇宙船センサのより頻繁な較正を可能にするため増加された正確性、より高い時間的割合を利用できるようにする高い帯域幅指向基準を提供する。さらに、太陽センサの1つが故障しても、付加的な太陽センサの冗長度は軌道当り1回の太陽センサ基準を提供する。

【0015】

典型的にSGLアンテナ14は技術でよく知られているようにジンバルとリゾルバ装置20を介して衛星10の本体18に取付けられている。衛星10はまた本体18内に配置されているモーメントホイール26ならびに中心本体18に設けられている1以上の太陽電池翼22と通信アンテナ24を含んでいる。モーメントホイール26は詳細に後述するようにヨー軸Yとロール軸Rと同一平面でピッチ軸Pを中心に回転する。図1で示されている基準座標系は宇宙船本体18の中心にその原点を有する。

【0016】

地球センサ12は地球の中心(天底)に関して宇宙船のロールおよびピッチ姿勢の測定用の姿勢基準信号を発生する。好ましくは、地球センサのボアサイトは宇宙船のヨー軸Yに沿って位置し、これは公称上天底 N_E を指向する。

【0017】

SGLアンテナ14はターゲット地上ステーション S_1 に指向され、それと共同して動作する通信パッケージ28を含んでいる。この通信パッケージは地上ステーション S_1 に位置するRFビーコンに関するSGLアンテナ14の方位角および高低角姿勢エラーを測定するためのSGL自動追跡センサ30が追跡センサ30を含んでいる。しかしながら、SGL自動追跡センサ30が地球センサ12の座標フレームとは僅かに異なった座標フレームにおけるロールおよびピッチを測定するように、地上ステーション S_1 は公称上、上天底 N_E からオフセットされる。SGL自動追跡センサ30と地球センサ12の組み合わせは詳細に後述するようにロールおよびピッチと弱結合のヨー測定値を与える。

【0018】

地上ステーション S_1 が副衛星点にあるとき、地上ステーション S_1 は衛星から見えるように地球天底 N_E と同一線上にあるように見える。この場合、SGL自動追跡センサ30の方位角と高度角の測定は地球センサ12により測定されるようにそれぞれ宇宙船のロールお

10

20

30

40

50

よびピッチと同一である。従って、この状態ではSGL自動追跡センサ30から得られる付加的な姿勢情報はない。しかしながらSGL自動追跡センサ30は典型的に地球センサ12よりも雑音が少なく正確である。結果として、SGL自動追跡センサ30から得られるロールおよびピッチ測定は地球センサ12よりも好ましい。

【0019】

しかしながら、典型的に宇宙船の軌道上の位置および地上ステーション S_1 の位置は、地上ステーション S_1 が地球天底 N_E からできるだけオフセットされるように選択される。最大の分離は、地上ステーション S_1 が衛星10から見て水平線上であるときに達成される。これは、約 8° の分離角度を生じる。図2に示されているように、分離角度は地球天底 N_E と地上ステーション S_1 との間の角度として定義され、その頂点を衛星10に置く。宇宙船が完全な赤道静止軌道上にない場合（例えば、それが傾斜した軌道にある場合）、地上ステーション S_1 は地球天底 N_E に関して移動しているように見える。この場合、地上ステーション S_1 の予測される基準位置が分かっているなければならない。その後、SGL自動追跡センサ30によって測定される地上ステーション S_1 の見掛け上の位置がこの予測された基準位置と比較されなければならない。

10

【0020】

ジンバルおよびレゾルバ装置20は、異なる地上ステーションに適合させるためにSGLアンテナ14を操縦するために使用されることが好ましい。レゾルバ（特に示されていない）または別の測定装置は、技術的に良く知られているように衛星中心本体18に関するSGLジンバル角度を測定するために使用される。その代りとして、SGLジンバルは、やはり技術的に良く知られているように、命令されたステップの数をカウントすることによってその角度が追跡されることができるようステップモータによって駆動されてもよい。

20

【0021】

宇宙船が傾斜した静止軌道にある場合、ジンバルは地上ステーションの見掛けの運動を追跡するようにデイリーサイクル中にSGLアンテナ14を操縦するために使用されることができ。この場合、SGLアンテナ14は地上ステーション S_1 に向けられ、一方地球センサ12（宇宙船中心本体18に固定されている）は、地球天底 N_E に向いている。地上ステーション S_1 の位置および宇宙船の軌道上の位置が打上げ前に分かっており、実質的に変化しない場合には、ジンバルおよびレゾルバ装置20は不要である。この場合、SGLアンテナの方位付けは打上げ前に固定される。しかしながら、宇宙船は固定したSGLアンテナ装置を使用するためにやはり実質的に赤道（傾斜していない）静止軌道になければならない。

30

【0022】

図1に示されているように、太陽センサ16は宇宙船中心本体18に取付けられている。多数の市販の精密太陽センサのいずれが使用されてもよい。例えば、マサチューセッツ州マルボローのアドコール(Adcol)社によって製造されているアドコールデジタル精密太陽センサ(DFS S)が使用できる。

【0023】

太陽センサ16は、宇宙船のヨー（および付随的にピッチ）の直接的な測定を行ない、1軌道に1度のSGLおよび地球センサの正確な較正を可能にする。このセンサは、宇宙船のロール軸+Rと同一直線上のそのボアサイト（その視界の中心）に関して位置されることが好ましいが、これは視界を妨げるアンテナまたはその他のハードウェアのために恐らく不可能である。その代りに、太陽センサ16は、そのボアサイトが典型的に正のロール軸+Rからほぼ 30° 変位されるように、“後方に”（すなわち、負のヨー軸-Yに向かって正のロール軸+Rと反対方向に）傾斜されてもよい。また、太陽センサ16（およびしたがってそのボアサイト）は、図1に示されているように宇宙船のヨー軸から正のロール軸+Rに向かってオフセットされることが好ましい。

40

【0024】

典型的に、太陽センサ16は $64^\circ \times 64^\circ$ の方形の視界を有している。もっとも、別の形態も、本発明の技術的範囲を逸脱することなく可能である。太陽センサ16からの姿勢測定を駆

50

動するために、太陽の天体位置表（見掛け上の軌道運動）のモデルが完全な宇宙船姿勢を仮定した太陽の予測される基準位置を決定するために使用されなければならない。測定された宇宙船姿勢は、この予測された基準位置と実際の宇宙船姿勢との間の差である。

【 0 0 2 5 】

1以上の精密太陽センサを制御計画に含むことによって、この設計は典型的に中継衛星ミッション要求（ほぼロールおよびピッチで 0.05° およびヨーで 0.25° ）を満たすのに十分な正確さを有する。以下、本発明のシステム性能パラメータをさらに詳細に説明する。

【 0 0 2 6 】

動作において、各1日（各地球軌道）の間に、宇宙船は、太陽がピッチ軸を中心として方位角で宇宙船の周囲を回っているように見えるように回転する。特に、太陽は1軌道に1度ずつ太陽センサ16の視界を通過する。したがって、太陽が太陽センサ16の視界にあるか否かに対応した2つの主要な動作モードが存在する。第1の動作モード（太陽が太陽センサ16の視界にない場合）において、地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30が宇宙船姿勢を決定するのに有効である。これらの各センサは、少し異なった座標系で2つの姿勢の軸を測定する。理論的に、それぞれ異なる方向で2つの軸を測定した任意の2つのセンサからの測定値は、3つの全宇宙船姿勢軸の測定を生成するために結合されることができる。

10

【 0 0 2 7 】

2つのセンサのボアサイト軸が同一直線に近くなると、共通のボアサイトに関して姿勢を測定するためにそれらの測定を使用することはさらに困難になる。端的に、ボアサイト軸が完全に同一直線である場合、それらは同じ2つの姿勢軸を測定し、第3の軸（センサのボアサイト軸でなければならない）を測定するために使用されることは不可能である。したがって、3軸姿勢測定がこれらの期間中に要求された場合には、別の方法が使用されなければならない。

20

【 0 0 2 8 】

地球センサ12は、地球天底 N_E に向かって方位付けされ、宇宙船ロールおよびピッチ姿勢を測定することが好ましい。SGL自動追跡センサ30は、 8° まで地球天底 N_E からオフットされている地上ステーション S_1 に向かって方位付けされている。この分離は、SGL自動追跡センサ30および地球センサ12からの測定の組合せが宇宙船ロールおよびピッチの測定を可能にする。この組合せられた測定は、いずれか一方のセンサだけを使用して得られた測定より少し良好である。この技術はまた宇宙船ヨー姿勢の粗測定値を与えるために使用されてもよい。

30

【 0 0 2 9 】

第1の動作モード中、ヨー姿勢測定は、SGL自動追跡センサ30および地球センサ12における小さいエラーまたはバイアスに対して非常に敏感である。典型的な軌道に対して、これらのセンサバイアスのインクリメント累積が生じ、結果的に著しいヨー指向エラーを発生させる。太陽センサ16は、地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30のバイアスを更新するために使用されることができる正確なヨー姿勢基準を1軌道当たり1度提供する。したがって、これは、太陽が視界にない場合に、ヨー測定バイアスの更新を行う。太陽センサ測定は1軌道当たり1度（典型的に1軌道ごとに数時間）利用できるため、地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30からの測定だけを使用して動作する必要がある最長時間は、24時間より少ない。これは、従来技術の制御方法にまさる大きな改良点である。

40

【 0 0 3 0 】

第1の動作モードにおいて、太陽は太陽センサ16の視界中にないため、SGL自動追跡センサ30および地球センサ12が使用される。この場合、2つの2軸センサが3軸姿勢を決定するのに有効である。完全に最適な一般的な3軸姿勢決定は、標準的な技術によって計算されることができる。しかしながら、近似の解が小さい宇宙船姿勢角度および地上ステーション S_1 の小さいオフ天底位置に対して適切である。

【 0 0 3 1 】

典型的に、ハードウェア回路およびソフトウェア命令を含むプロセッサ32が宇宙船本体18

50

内に取り付けられている。プロセッサ32は予め定められた命令のセットを実行して、測定値を計算し、宇宙船の動作を制御する。その代りとして、計算および命令は地上ステーションプロセッサによって決定されてもよい。その後、通信リンクを介して結果が宇宙船に中継される。小さい宇宙船姿勢角度および地上ステーション S_1 の小さいオフ天底位置に対する近似の解は以下の式1によって与えられる：

【数2】

$$\Phi = \left[\frac{1}{\sigma_{SGL}^2 + \sigma_{ES}^2} \right] \left[\sigma_{SGL}^2 \phi_{ES}^m + \sigma_{ES}^2 \phi_{SGL}^m \right] \quad 10$$

$$\theta = \left[\frac{1}{\sigma_{SGL}^2 + \sigma_{ES}^2} \right] \left[\sigma_{SGL}^2 \theta_{ES}^m + \sigma_{ES}^2 \theta_{SGL}^m \right] \quad 20$$

$$\Psi = \frac{(\phi_{ES}^m - \phi_{SGL}^m) \cos \beta + (\theta_{SGL}^m - \theta_{ES}^m) \sin \beta}{\sin \gamma} \quad (1)$$

ここで、

ϕ および

は利用可能な測定値を使用した近似の最小自乗宇宙船姿勢であり、

ϕ_{ES}^m および ϕ_{SGL}^m

はそれぞれ地球センサのロールおよびピッチ測定値であり、

θ_{SGL}^m および θ_{ES}^m

はそれぞれSGL自動追跡センサの仰角および方位角測定値であり、

σ_{ES}

は地球センサ雑音またはエラーの標準偏差（ロールおよびピッチに対して等しいと仮定された）であり、

σ_{SGL} および

はSGL地上ステーション S_1 の位置を限定し、

σ_{SGL}

はSGL自動追跡センサエラーの標準偏差（仰角および方位角に対して等しいと仮定された）である。

【0032】

パラメータ ϕ_{ES}^m および ϕ_{SGL}^m は、適用にしたがって特定の方法でSGL自動追跡センサ30および地球センサ12からの測定値に加重するように選択されることができる。例えば、加重はセンサの特性高周波ランダム雑音に基づいて選択されることができる。その代りに、加重は、どの項が全体的な宇宙船指向エラーを支配するかに応じてゆっくり変化するバイアスに依存することができる。もちろん、高周波および低周波センサエラーをそれぞれ処理するもっと精巧なフィルタ方式が使用されてもよい。

【0033】

いくつかの例において、さらに簡単化する近似が感知方程式に含まれてもよく、それが方程式の特性をさらに明瞭にする。例えば、地上ステーション S_1 が赤道上にあり、衛星10

10

20

30

40

50

が赤道軌道にある場合、ヨー測定に対する式(1)は、

$$= \pm (\epsilon_S^m - \sigma_{SGL}^m) / \sin \quad (2)$$

式(2)における“+”符号は、衛星から観察された地上ステーションが地球天底 N_E の東である($= 0^\circ$)ときに使用される。式(2)における“-”符号は、衛星から観察された地上ステーションが地球天底 N_E の西である($= 180^\circ$)ときに使用される。

【0034】

さらに、地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30の特性雑音およびエラーが($\sigma_{SGL} + \epsilon_S$)に等しい場合、ロールおよびピッチ測定に対する式はそれぞれ、

$$= 1/2 (\epsilon_S^m + \sigma_{SGL}^m) \quad (3)$$

$$= 1/2 (\epsilon_S^m + \sigma_{SGL}^m) \quad (4)$$

第2の動作モードにおいて(太陽が太陽センサ16の視界内にある場合)、太陽センサ16は宇宙船から太陽まで延在する線に直交する軸に関して宇宙船姿勢を測定する。図1および2に示されているように方位付けされた太陽センサ16に関して、これは高度に正確な宇宙船ピッチおよびヨー姿勢の測定値を提供する。任意の3つの線形的に独立した測定は、宇宙船の3軸姿勢を決定するのに十分である。太陽センサ16の付加することにより6つの測定値の全体が得られ、3軸姿勢が決定される。これらの測定は、地球センサ12、太陽センサ6およびSGL自動追跡センサ30によって提供された方位角および仰角測定からなる。

【0035】

第2の動作モードにおいて、3つの2軸センサが3軸姿勢を決定するのに有効である。再び、完全に最適な大まかな3軸姿勢決定の解は、知られているようにそれらの相対的なエラーおよび雑音に対する異なる測定の加重を含む標準的な技術によって計算されることができる。しかしながら、一般的な姿勢決定は、宇宙船搭載プロセッサが実行するのに非実際的または望ましくないかなり複雑ないくつかの計算を生じさせる。

【0036】

太陽センサ16は典型的に地球センサ12またはSGL自動追跡センサ30のいずれより正確な装置である。この特性は、搭載制御アルゴリズムで使用されるもっと簡単な姿勢測定方式を開発するために使用される。例えば、姿勢制御に対して太陽センサおよびSGL自動追跡センサ30または地球センサ12のいずれか一方だけが使用される必要がある。典型的に、SGL自動追跡センサ30はこの目的に対して地球センサ12より良好である。したがって、一般的な3軸姿勢決定は2つの選択されたセンサを使用して解かれる。その後、この解はまた残りのセンサを較正するために使用される。

【0037】

別の例において、太陽センサ16は宇宙船のヨーおよびピッチ姿勢を測定するために使用されてもよい。宇宙船ロールは地球センサ12またはSGL自動追跡センサ30のいずれか一方によって測定される。再び、一般的な3軸姿勢決定方法が2つの選択されたセンサを使用して実行される。その後、地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30によって生成されたピッチ測定を較正するためにその解が使用されてもよい。同様に、残りのセンサからのロール測定値もまた較正されてよい。

もちろん、簡単さと正確さとの間の妥協を最適化するために、ここに示された以外の測定の組合せが使用されてもよい。

【0038】

本発明の制御システムを含む宇宙船において、太陽が太陽センサ16の視界内にある期間中3つの宇宙船軸全ての劣化されていない測定値が利用可能である。この場合、太陽センサ16を含む通常の宇宙船制御システムが使用される。各軸の制御特性は、その軸におけるセンサおよびアクチュエータの性能によって限定され、3つの軸は本質的に分離した制御問題として処理されることができる。

【0039】

太陽が太陽センサ16の視界内にない期間中、異なる制御方法が必要である。ヨー測定を行うために使用される場合、地球センサ12またはSGL自動追跡センサ30中の全ての雑音が係数 $1/\sin$ だけ増幅される(式2の“ \sin ”を参照されたい)。この係数は、赤道

10

20

30

40

50

軌道の宇宙船に対して6.6以上である。これは、 8.7° の最大値に対応する。しかしながら、典型的には約 8° であり、 $(1/\sin)$ は約7である。

【0040】

本発明の別の1実施例において、地球ディスク上の十分に離された位置に配置された2つの地上ステーションが使用される(図2の S_1 および S_2 を参照されたい)。さらに、2つのSGLアンテナおよび対応したSGL自動追跡センサが宇宙船上に取付けられている。この実施例において、宇宙船から観察された地上ステーションの間の角度は 17.4° 以内であるため、ヨー指向基準はさらに正確である。

【0041】

したがって、上記の実施例では各SGL自動追跡センサ中のエラーは $1/\sin 17.4^\circ$ 以上と乗算されるか、或は係数6.6の代わりにわずが3.3の最小値が地球センサを使用して達成可能である。事実、地球センサを完全に取除くことが可能である。もっとも、地球リンクがなくなった場合、最初に地球の指向を獲得し、SGLセンサを補助するために少なくとも基本的な地球センサが望ましい。

【0042】

地球センサ12によって生成された測定値は、典型的に大量のランダム雑音を有する。したがって、この方式は非常に雑音の多いヨー測定値を生じさせる。したがって、宇宙船に対するヨー制御ループは、ロールおよびピッチ制御ループに比較して非常に低い帯域幅を有するため、ヨー制御ループの感度は雑音に対して低い。この方式による典型的なヨー制御時定数は、ロールおよびピッチ時定数に対する数秒または数十秒と比較して数分間である。この理由のために、ピッチモーメントバイアスを有することは有用である。

【0043】

十分なピッチモーメントバイアスにより生成されたジャイロ스코ープ剛性は、短期間にわたってヨー指向に対する摂動に抵抗する。ヨー姿勢エラーは、長期間にわたって地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30によって測定され、補正されることができる。したがって、ヨー指向の正確度は、モーメントバイアスの大きさにより短期間で決定される。

【0044】

本発明の制御方法は、地球センサ12およびSGL自動追跡センサ30から宇宙船ロールおよびピッチの劣化されていない姿勢測定を常に提供する。しかしながら、ヨー軸測定は雑音増幅のために著しく劣化される。モーメントバイアス宇宙船に関して、宇宙船ピッチ軸の力学は本質的に宇宙船ロールおよびヨー軸の力学から分離している。したがって、ピッチ軸Pに対する制御システムは、ヨー軸Yおよびロール軸Rと無関係に設計されてもよい。PID(比例積分微分)制御等の標準的な制御システム設計技術が使用されてもよい。

【0045】

しかしながら、モーメントバイアスはロール軸Rおよびヨー軸Yの力学を結合する。したがって、ロールおよびヨー力学は、結合された2入力、2出力システムと考えられることができる。さらに、本発明のシステムにおいて制御変数(ロールおよびヨー姿勢角度)の測定が直接利用可能である。したがって、線形2次ガウシアン観測器を備えた線形2次調整器等のフィードバック制御装置がロール/ヨー力学に対して通常の技術を使用して設計されてもよい。

【0046】

任意のこのような制御システムのヨー軸部分は、このチャンネルに存在する著しいセンサ雑音のために制限された利得および帯域幅を有する。図3のブロック図で示された単純化された制御システムは、本発明を使用して可能な性能特性を示唆している。ロールおよびヨー力学の結合は、以下詳細に説明するようにこれらの軸が結合されたロール・ヨー制御システムによって安定化されると考えられるため、無視される。

【0047】

図3に示された制御システムは、単純化された1軸力学モデル(ロールおよびヨー軸間の結合が無視された)によるヨー軸制御システムである。このブロック図は、ヨー軸制御システム設計におけるいくつかの妥協を示し、一方においてこの制御システムで達成可能な

10

20

30

40

50

典型的な帯域幅を示している。力学は、ヨー軸摂動力学によって表されている。

【0048】

ヨー姿勢基準信号40は、合計ブロック46において測定されたヨー姿勢42およびヨーセンサ雑音44からの負のフィードバックと結合される。その後、この結果は利得係数48により乗算され、命令されたロールトルク50を生成する。この結果は、簡単化されたヨー軸力学モデル56（ここにおいてHはモーメントホイールに蓄積されたモーメントの大きさである）によって乗算されて、実際の宇宙船ヨー姿勢58を生成する前に、加算ブロック54でロール軸擾乱トルク52と結合される。モーメントホイールが負の宇宙船ピッチ軸を中心としてスピンした場合、Hは正の数であると考えられる。

【0049】

図3に示された力学モデルによると、定数を固定されたロール軸擾乱トルク T_d^r が宇宙船に与えられたとき、ピッチ軸（したがって、モーメントベクトル）はその擾乱トルクに比例した速度でヨー軸を中心として摂動する。この力学モデルは、ロールおよびヨー間の軌道結合の効果を無視し（これはヨー制御システムの時定数よりはるかに遅いため）、ロールおよびヨー間の章動結合の効果を無視する（これは結合されたロール/ヨー制御システムによって安定化されるため）。したがって、この簡単なモデルはセンサ雑音および擾乱トルクに対する感度を測定するのに十分である。

【0050】

ヨー軸等の特定の軸上の擾乱トルク T_d^r の効果は、以下のように表されることができる。

【0051】

【数3】

$$\Psi(t) = \frac{1}{H} \int_0^t T_d^r(\tau) d\tau \quad (5)$$

もし、 $T_d^r(t)$ が一定ならば、

$$\Psi(t) = \Psi(0) + (1/H) T_d^r t \quad (5)$$

これらの力学のラプラス伝達関数は：

$$\Psi(s) / T_d^r(s) = 1 / Hs \quad (7)$$

したがって、これらの力学を安定化するために必要とされるものの全ては、図3に示されているような一定なフィードバック利得Kである。もちろん、PIDのようなさらに複雑なフィードバック補償装置が使用されてもよいが、この簡単なモデルはシステムの妥協を効果的に示す。システムの閉ループ伝達関数は：

$$\begin{aligned} \Psi(s) / T_d^r(s) &= (1/H) / (s + K/H) \\ \Psi(s) / n_s(s) &= (K/H) / (s + K/H) \end{aligned} \quad (8)$$

ここで $n_s(s)$ は、

$$1 / \sin s \quad (9)$$

によるSGL自動追跡センサ30および地球センサ12の増幅の効果を含む実効ヨーセンサ雑音である。

【0052】

このシステムの閉ループ時定数は、

$$= H / K \quad (10)$$

によって与えられる。

【0053】

このシステムの重要なパラメータに対する典型的な値は、

H, 宇宙船モーメントバイアス = 60 N-m-sec ;

n_s , ヨーセンサに対するセンサ雑音パワースペクトル密度 = 0.001 deg² / Hz ;

T_d^r , ロール擾乱トルクは、 100×10^{-6} N - mにより抑制されている。

10

20

30

40

50

【 0 0 5 4 】

センサ雑音による宇宙船ヨー姿勢の標準偏差は、次のように計算されることができる：

$$= [n (K / H) / 2]^{1/2} \quad (1 1)$$

典型的に、雑音による宇宙船姿勢エラーを制限することが望ましい。制限値は、宇宙船制御アクチュエータの電力消費またはトルキングを減少する必要度によって決定される。例えば、センサ雑音による 3 - 姿勢エラーを 0.004 ° に制限することが望ましいと仮定する。するとフィードバック利得 K は 0.2 N-m/rad 以下である（或は 0.003 N-m/deg に等しい）ことができる。したがって、閉ループ時定数は $\tau = K / H = (60 \text{ N-m-sec}) / (0.2 \text{ N-m/rad}) = 300 \text{ 秒} = 5 \text{ 分}$ である。最後に、擾乱トルクにおけるステップ変化による定常状態の姿勢エラーは：

$$\tau_{ss} = T_d / K \quad (1 2)$$

したがって、例えばロール擾乱トルクが 100 マイクロ N-m であり、それが太陽およびその他の大部分の通信衛星に対して定常的に作用する擾乱トルクに対する伝統的な上限である場合、定常状態のヨーエラーは 0.033 度に過ぎない。これは、現在利用されている制御方法と比較して非常に良好な性能である。対照的に、何等制御がない場合には、100 マイクロ N-m の固定されたヨー擾乱トルクは、1.3 ° ($\tau_{ss} = T_d / H_0$ として計算され、ここで H_0 は軌道速度 $7.27 \times 10^{-5} \text{ rad/sec}$ である) のヨー姿勢エラーを生じさせる。

【 0 0 5 5 】

上記に説明されたように現在利用されている赤道静止軌道モーメントバイアス衛星は、直接的なヨー感知能力を全く有していない。これらの宇宙船は、軌道力学およびモーメントバイアスによって行われたロール・ヨー結合を利用することにより、ロールセンサだけを使用してロールおよびヨーの両軸を制御する。典型的に、これらの宇宙船上の制御システムは、2 乃至 3 時間の時定数を有するヨー軸制御を使用する。本発明は、わずか 5 分の時定数を提供する。さらに、時間的に変化する大きいロールトルクにより現在利用されている衛星の指向エラーもまた本発明の制御システムと関連した対応的に大きいものである。

【 0 0 5 6 】

本発明は、約 0.25 ° のヨー指向正確度を可能にする。典型的な地球センサは、地球の明るさの変化等の動作条件の種々の変化のために 1 日で約 0.02 ° だけ変化するエラーを有する。また、典型的な S G L 自動追跡センサは、アンテナの熱歪、電子的なオフセット等による約 0.02 ° の日中エラーを有する。これらのエラー源の R S S (二乗和平方根) は約 0.03 ° であり、これは式 (2) の 7 の係数で乗算された場合、ほぼ 0.21 ° である。擾乱トルクによる指向エラーは上記に説明されたフィードバック動作によって制限されるため、この項は合計の許容可能なヨーエラーをほとんど支配する。

【 0 0 5 7 】

特定の宇宙船パラメータおよび動作に応じて、擾乱トルクによるある指向エラーが存在する。上記のエラーは全て典型的に結合し (R S S の意味で)、0.25 ° 付近の合計ヨーエラーを生成する。

【 0 0 5 8 】

その代りとして、宇宙船のヨー指向正確度を改良するために本発明の制御システムを実施するのではなく、小さいモーメントバイアスを使用して、必要とされる指向要求を少なくされてもよい。小さいモーメントバイアスは、その重量がより軽量であり、動作に必要な電力がさらに少ないために望ましい。宇宙船のジャイロスコープの剛性の結果的な低下は、本発明の制御システムにより行われる改良された制御によって補償させる。

【 0 0 5 9 】

ここに図示され、説明された本発明の形態は、本発明の好ましい実施例を含んでいるが、全ての可能な形態を示すものではないことはもちろん理解されるべきである。使用された用語は、限定的ではなく説明的なものであり、記載されている本発明の技術的範囲を逸脱することなく種々の変更がなされてもよいことも理解されるであろう。

【 図面の簡単な説明 】

【 図 1 】 本発明による典型的な赤道静止軌道モーメントバイアス宇宙船の斜視図。

10

20

30

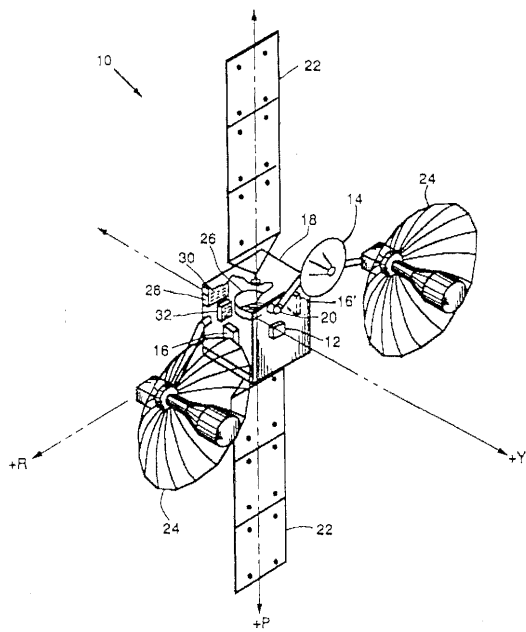
40

50

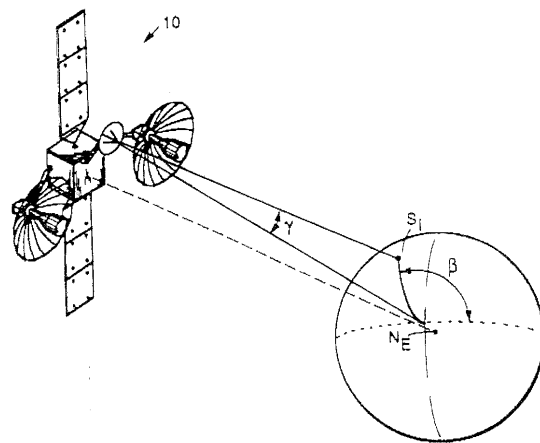
【図2】本発明を使用して3軸姿勢測定を決定するための宇宙船・地球幾何学形状を示した概略図。

【図3】本発明による閉ループ宇宙船制御システムのヨー軸力学の簡単化されたブロック図。

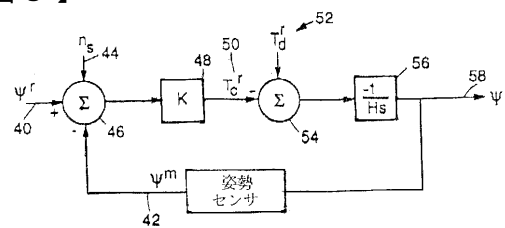
【図1】



【図2】



【図3】



フロントページの続き

(74)代理人 100095441

弁理士 白根 俊郎

(72)発明者 ダグラス・ジェイ・ベンダー

アメリカ合衆国、カリフォルニア州 90277、レドンド・ビーチ、ガメット・ストリート 7
18

審査官 小山 卓志

(56)参考文献 特開昭61-133733(JP,A)

特開昭61-085299(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, DB名)

B64G 1/36

G01C 21/24

G05D 1/08