

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4969019号
(P4969019)

(45) 発行日 平成24年7月4日(2012.7.4)

(24) 登録日 平成24年4月13日(2012.4.13)

(51) Int.Cl.

F I

B 6 4 G 1/24 (2006.01)

B 6 4 G 1/28 (2006.01)

B 6 4 G 1/24 B

B 6 4 G 1/28 B

請求項の数 6 (全 18 頁)

(21) 出願番号	特願2003-416871 (P2003-416871)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成15年12月15日 (2003.12.15)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2004-196289 (P2004-196289A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成16年7月15日 (2004.7.15)		アメリカ合衆国、60606-1596
審査請求日	平成18年11月21日 (2006.11.21)		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
審査番号	不服2010-16556 (P2010-16556/J1)	(74) 代理人	100109726
審査請求日	平成22年7月23日 (2010.7.23)		弁理士 園田 吉隆
(31) 優先権主張番号	10/318, 715	(74) 代理人	100101199
(32) 優先日	平成14年12月13日 (2002.12.13)		弁理士 小林 義敦
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(72) 発明者	ハンチング・グラント・ワン
			アメリカ合衆国、カリフォルニア州 91745、ハシーンダ・ヘイツ、ソルトー・ドライブ 2019
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 大型の反射器の長い持続期間の展開における太陽追尾モーメント維持のための方法および装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

衛星からアンテナの反射器を展開しながら衛星の姿勢を制御する方法において、
衛星は該反射器を展開するとき実質上可変である質量特性を有し、複数のモーメントホイールおよび複数の太陽電池ウイングを有し、該方法は、
反射器の展開の前に
(a) 反射器展開中に衛星が受ける脱ガス圧力及び公称太陽圧力を含む環境トルクを予測するステップと、
(b) 該モーメントホイールに蓄積するモーメントの方向と量とを計算するステップであり、該モーメントはスーパースピンモーメントH_sとトランスバースモーメントH_tとを有し、反射器展開中に衛星が受動的安定性を示すようにH_sを選択し、該環境トルクを消去するように該H_tを計算するステップ、
(c) 計算された該モーメントを該モーメントホイールに蓄積するステップと、
を有し、
反射器の展開中に、
(d) 該太陽電池ウイングの少なくとも一部の方向調整によって前記H_sを制御するための差動トルクを供給し、該太陽電池ウイングの少なくとも一部の方向調整によって前記H_tを制御するための差動トルクを供給するステップを有する、
衛星の姿勢制御方法。

【請求項 2】

該衛星はブームを有し、前記反射器の展開の前に、さらに該ブームを展開するステップを有する、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

該モーメントを該モーメントホイールへ蓄積するステップは、姿勢制御スラスタを動作させながら該モーメントホイールを回転させることによって達成される、請求項 1 または 2 に記載の方法。

【請求項 4】

衛星からアンテナの反射器を展開しながら衛星の姿勢を制御する装置であって、該衛星は該反射器を展開するとき実質上可変である質量特性を有し、複数の太陽電池ウイングを有し、

該制御装置は、

反射器展開中に衛星が受ける脱ガス圧力及び公称太陽圧力を含む環境トルクを予測し、モーメントの方向と量とを計算し、該モーメントはスーパースピンモーメント H_s とトランスバースモーメント H_t とを有し、反射器展開中に衛星が受動的安定性を示すように該 H_s を選択し、該環境トルクを消去するように該 H_t を計算するプロセッサと、

反射器を展開する前に該 H_s 及び H_t を有する該モーメントが蓄積される複数のモーメントホイールと、

反射器を展開するための展開機構と、

展開中に、該太陽電池ウイングの少なくとも一部の方向調整によって前記 H_s を制御するための差動トルクを供給し、該太陽電池ウイングの少なくとも一部の方向調整によって前記 H_t を制御するための差動トルクを供給する太陽電池ウイング駆動装置とを具備する、制御装置。

【請求項 5】

さらに、該衛星には前記反射器の展開の前に展開されるブームを有する、請求項 4 に記載の装置。

【請求項 6】

姿勢制御スラスタをさらに有し、姿勢制御スラスタを動作させながら該モーメントホイールを回転させることによって該モーメントのモーメントホイールへの蓄積をする、請求項 4 または 5 に記載の装置。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は人工衛星のような宇宙船の制御に関するものであり、特に反射器のような大型の付属装置を展開しながら宇宙船を制御するシステムおよび方法に関する。

【背景技術】

【0002】

衛星システムは典型的に発射中は収納され、その後展開される付属装置を備えている。典型的にこれらの付属装置には太陽電池ウイング（太陽電池およびその支持構造を有している）、受動および／または能動センサ、および衛星と地上との間の通信を行うためのアンテナ等が含まれている。

【0003】

衛星の付属装置の展開中に典型的に目標としていることは、本体および慣性空間の両者に対して固定された軸を中心にした回転に近似した衛星のダイナミック状態を維持することである。衛星および慣性空間に対して固定された回転軸は、衛星の角速度ベクトルの方向が衛星中で固定されることを意味している。これは理想的な状態であり、展開はこの状態の許容可能な限界内に衛星の状態を維持するように設計される。

【0004】

この目標は、太陽パワーまたは熱制御の理由で本体に対する所望の方向に太陽を近づけて位置させることである。別の目的は、空間中の既知の方向に近くトロイダルテレメタリおよび命令アンテナの対称軸を維持することである。それ自身の回転は、環境トルクによ

10

20

30

40

50

り成長するモーメントを平均するのを助けるのに有効であり、衛星の構造によるテレメタリおよび命令アンテナの視線の妨害が回転によりクリアにされることを確実にする。そのような付属装置はまた損傷しないように展開されなければならない、また、衛星の長期間安定性に悪影響がないように展開されなければならない。

【 0 0 0 5 】

幸いなことに、各付属装置の慣性は典型的に衛星自体の慣性に比較してはるかに小さいから、ホスト衛星の姿勢制御システムは典型的に展開中、および、または展開後に衛星の安定性を確保するのに適切である。

【 0 0 0 6 】

多数の太陽電池アレイ展開技術が開発されている。第1の技術は、衛星のスピン速度および空間中のスピンベクトルの最初の方向の設計変数だけを使用し、衛星の南北太陽電池アレイは他の姿勢制御なしに展開される。第2の技術は、設計制約に合致させるために太陽の回転位相に関して第1の展開を合わせ、第1の展開に第2の展開を合わせる。第3の技術は、第1の太陽電池アレイの解除に先立ってスラストパルスまたはホイール操縦の章動を開始し、展開の制約が展開シーケンスに渡って合致されるように時間を合わせる。第4の技術は、好ましい影響のために展開中ダイナミックな運動を変更するように内部ホイールモーメントを使用する。これはスピン軸に沿った慣性ホイールモーメントバイアスの使用を含んでおり、実効慣性比 $\epsilon_{eff} > 1$ の状態を形成し、展開中の衛星に受動的安定性を与える。第5の技術は、展開中のアクチブホイール制御を使用して望ましくない衛星本体レートを制動するのを助ける。その他の展開技術は、最大寸法が49フィートの非対称アンテナの展開および数時間継続するの長い時間をかけた展開に対してさえ類似の方法を使用する。

【 0 0 0 7 】

これらの全ての技術において、環境トルク（太陽トルク、熱放射トルク、大気ドラグトルク、および無線周波数（RF）放射トルク）により成長するモーメントの影響は十分に小さく、そのため衛星の姿勢に対する影響は許容できるように小さく、それ故、無視できる。

【 0 0 0 8 】

しかしながら、状況によっては、環境トルクおよび展開された付属装置のモーメントは衛星の姿勢制御システムに適応されるのには適切ではない。例えばそのような状況の1例は衛星の付属装置が大きいアンテナの場合である。

【 0 0 0 9 】

衛星は地上ベースの地球局と情報を通信するために長い間使用されている。通信システムは移動体受信機と世界規模で通信できるように構成されているが、そのような設計には限界がある。この限界の理由の1つは、地球軌道の中高度または低高度の星座であっても衛星星座と通信できる軽量の移動体受信機を設計することは困難であることである。

【 0 0 1 0 】

この問題の1つの解決方法は、1以上の高感度の送信/受信アンテナを有する1以上の衛星を装備することである。この方法による問題は、広いビーム幅にわたって高い感度を与えるためにアンテナが非常に大きくなることである。これは3つの理由で困難である。第1に、大きいアンテナは上述した通常の小型のアンテナに比較して慣性が大きく、したがって、センサ（例えばスターセンサおよび太陽センサ、ジャイロおよび加速度計）、姿勢制御スラスト、制御システムにより実行されるアルゴリズムを含む衛星制御システムの設計に厳しい要求が課せられる。第2に、大きいアンテナは衛星を配備する発射ピークルの貯蔵ベイ内に適合するように設計しなければならないから、その展開に係する構造は小さい付属装置よりも一般的に非常に複雑になる。例えば、折畳み可能な大型のアンテナは通常の小さいアンテナよりも接合部や構造要素の数が増加し、それらの構造要素は展開中に折り畳んだ状態から展開されなければならない。そのようなアンテナの展開の動作を迅速に行うことは困難な仕事であり、そのような展開が衛星の安定性と妥協しないことを確実にすることは衛星の設計者にとって困難である。

【 0 0 1 1 】

また、メッシュがからまるのを避け、トラス接合部の熱状態を均等化するために長い時間をかけて展開を行うことが望ましい。しかしながら、そのようにすると、衛星および展開された付属装置が種々の妨害トルク（太陽トルクを含む）を受けて展開プロセスをさらに複雑にする。もちろん、付属装置の迅速な展開（例えばスラストトルクによる）を可能にするために姿勢制御システムの構成を簡単にすることは可能であるが、そのような方法は付属装置が展開された後に必要な頑丈さが衛星制御システムに必要な重量およびコストを増加させる。また、展開中にスラストを使用すると、展開中に付属装置が損傷を受ける可能性が生じる。

【 0 0 1 2 】

10

衛星の付属装置を使用する太陽トルク技術は比較的一定の質量特性を有する動作非回転衛星に適用される。例えば、そのような技術は非特許文献 1 に開示されており、また、特許文献 1、特許文献 2、特許文献 3 にも太陽トルクを適用するための 1 以上の太陽電池アレイの振動が開示されており、これらの文献はこの明細書において参考文献とされる。このような技術は有用ではあるが、比較的一定の質量特性を有する（例えば大きい付属装置の展開中ではない）動作において非回転の衛星にしか適用されないと考えられる。さらに、このような技術は応用が限定される。その理由は、太陽電池アレイの操作が衛星の動作に対して電力を発生するための太陽電池アレイの能力に悪影響を与える可能性があるからである。

【 0 0 1 3 】

20

トランスバースモーメントが他のコンテキスト、すなわち外部ブーストモータトルクとは反対である交差積ジャイロスコピックトルクを生成するために使用される。この技術は特許文献 4 に開示されており、これもこの明細書で参考文献とされる。しかしながら、この技術はジャイロスコピックトルクとスラストトルクの組合わせに依存しており、上述のように付属装置の展開中にスラストトルクを使用することは望ましくない。さらに、この技術は異なった多量の妨害トルクに対して典型的に適応する。

【 0 0 1 4 】

磁気トルクモーメント管理システムもまた使用される。このようなトルクは、衛星本体が 24 時間にわたりピッチで 360 度回転するときピークトランスバース角度モーメントが一日中ほぼ最小にされるようなジンバル制御されたモーメントホイール中で小さいジンバルオフセットを使用する。しかしながら、この技術は大きな付属装置の展開の問題には一般的に適用されない。その場合には、典型的に高いオーダーの回転速度でピッチ軸に垂直な回転であるダイナミック状態が予想される。

30

【特許文献 1】米国特許第 5 8 1 6 5 4 0 号明細書

【特許文献 2】米国特許第 4 9 4 9 9 2 2 号明細書

【特許文献 3】米国特許第 4 3 2 5 1 2 4 号明細書

【特許文献 4】米国特許第 6 0 3 2 9 0 3 号明細書

【特許文献 5】欧州特許第 0 7 8 0 2 9 6 A 号明細書

【非特許文献 1】“Survey of Solar Sailing Configurations for Satellite Attitude Control” AAS 91-486, George A. Kyroudis) [発明
の開示] [発明が解決

40

しようとする課題]

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 1 5 】

必要なことは、大きな慣性モーメントを有する付属装置を展開しながら、衛星を制御するシステムおよび方法を提供することである。また、必要なことは、展開シーケンス中に時間の関数として付属装置の慣性の詳細なモデルを必要とすることなく、展開シーケンスの設計を可能にするように十分に頑強な方法を提供することである。本発明はこのような要求を満足させる。

50

【課題を解決するための手段】

【0016】

前記要求を解決するために、本発明は、宇宙船や衛星においてその付属装置を展開しながら、宇宙船や衛星の姿勢を制御する方法および装置を開示している。本発明は、交差積ジャイロスコピックトルクによるものとは反対に、付属装置の展開中に受ける環境トルクに垂直にトランスバースモーメントを初期化する。その方法は、複数のモーメントホイールを介して宇宙船に加えられるモーメントの方向および大きさを決定し、決定された方向および大きさでモーメントを与えるために少なくとも1つのモーメントホイールのモーメントを蓄積し、太陽電池ウイングの方向により少なくとも部分的に宇宙船の姿勢を制御しながら付属装置を展開して宇宙船に差動太陽トルクを提供するステップを含んでいる。

10

【0017】

本発明は、展開における環境トルクの影響に対抗するために2つのエレメント（宇宙船の回転速度に垂直な内部モーメントによる直接の太陽制御およびジャイロスコピックトルク）を適用する。従来の技術とは異なって、本発明は衛星および付属装置の展開中にペイロードが不活性である事実を認識して利用する。これは衛星のパワー消費と熱放散を減少させ、太陽電池アレイの操作中の大きな柔軟性を可能にする（何故ならば、太陽に向けられた太陽電池アレイの表面を維持する必要が少なく、また放熱装置が貯蔵された位置に留まり、妨害なしに太陽電池アレイのより大きい移動を可能にするからである）。

【発明を実施するための最良の形態】

【0018】

20

図面を参照にすると、図面全体を通して、同じ参照数字は同じ部分を示している。

以下添付図面参照に本願発明の幾つかの実施形態を例示として説明する。他の実施形態も使用可能であり、構造の変更は本発明の技術的範囲を逸脱することなく行われることができることを理解すべきである。

【0019】

図1の(a)および(b)は3軸安定された衛星または宇宙船100を示している。図1の(a)は展開位置における付属装置114を示し、一方、図1の(b)は収納された位置における付属装置114を示している。衛星100は本体102と1対の太陽電池ウイング104Nおよび104Sを有している。衛星100はまた、1以上の高利得狭ビームのアンテナ106、制御地上局に向けられた遠隔通信および命令用の無指向性アンテナ、ブーム設置磁力計、或いは種々の地上の目標に向けられている光学的イメージャ等のような機器およびセンサを有している。

30

【0020】

衛星100はまた衛星100の姿勢を測定するための1以上のセンサ110を有している。これらのセンサには、太陽センサ、地球センサ、スターセンサが含まれてもよい。衛星100はまた、衛星100に回転トルクを与えるための1以上の姿勢制御スラスタ112を有している。衛星100はまた、アンテナ反射器114Aおよびブーム114Bを備え、それらはモータ、スプリング、制動機構の組合わせのような関連する展開機構および駆動構造を含んでいる。これらの素子は以後まとめて付属装置114と呼ぶ。

【0021】

40

衛星100の3つの軸は図1の(b)に示されている。ピッチ軸Yは太陽電池ウイング104Nおよび104Sの平面に沿って位置している。ロール軸Xおよびヨー軸Zはピッチ軸Yに垂直であり、図に示された方向および平面に位置している。

【0022】

図2は代表的な姿勢制御システムの機能アーキテクチャを示している。衛星の制御はコンピュータまたは衛星制御プロセッサ(SCP)202によって行われる。SCP202は多くの機能を行い、それにはポストエжекションシーケンス、転送軌道プロセス、捕捉制御、ステーションキーピング制御、ノーマルモード制御、機構制御、故障保護および特に衛星システムサポートが含まれる。ポストエжекションシーケンスは上昇モードおよびスラスタアクチブ章動制御(TANC)に対する初期化を含んでいてもよい。転送軌道プ

50

ロセスは姿勢データ処理、スラスタパルス点火、近地点アシスト操縦、および液体遠地点モータ（LAM）スラスタ点火を含んでいてもよい。捕捉制御はアイドルモードシーケンス、太陽サーチ／捕捉、および地球サーチ／捕捉を含んでいてもよい。ステーションキーピング制御は、自動モードシーケンス、ジャイロ較正、ステーションキーピング姿勢制御およびノーマルモードへの転移を含んでいてもよい。ノーマルモード制御は、姿勢評価、姿勢および太陽電池アレイ凝視、モーメントバイアス制御、磁気トルク、およびスラスタモーメント制動（Hダンピング）を含んでいてもよい。機構モード制御は太陽電池パネル制御および反射器位置制御を含んでいてもよい。衛星制御システムは、追跡および命令処理、電池充電管理、および圧力トランスデューサプロセスを含むことができる。

【0023】

10

衛星制御プロセッサ202への入力は多数の衛星コンポーネントおよびサブシステムからの信号の任意の組み合わせ、例えば転送軌道太陽センサ204、捕捉太陽センサ206、慣性基準装置208、転送軌道地球センサ210、動作軌道地球センサ212、正常モード広角度太陽センサ214、磁力計216、および1以上のスターセンサ218からの信号を供給されることができる。地上命令もまた衛星制御プロセッサ202へ入力される。これらの命令はプロセッサの制御機能、幾つかの計器およびセンサの走査パターンを決定する。

【0024】

SCP202は命令デコード装置222に向けられる制御信号命令220を発生する。命令デコード装置222は負荷シェディング(shedding)および電池充電システム224を動作させる。命令デコード装置222はまた信号を磁気トルク制御装置(MTCU)226およびトルクコイル228に送る。

20

SCP202はまた制御命令をスラスタ弁駆動装置232に送り、それは液体遠地点モータ(LAM)スラスタ234および姿勢制御スラスタ236を制御する。

【0025】

一般に、衛星100はスラスタまたはモーメントホイール／反動ホイールまたはその組み合わせを使用して衛星100の姿勢制御を行う。

【0026】

ホイールトルク命令262がSCP202により発生されると、ホイール速度電子装置238および240に通知する。これらの効果により、モーメント／反動ホイール構造242および244のホイールの速度が変化される。ホイールの速度はまた測定されてフィードバック制御信号264によりSCP202にフィードバックされる。

30

【0027】

モーメントホイール構造が使用されるとき、衛星制御プロセッサ202はまたジャックスクリュー駆動信号266をモーメントホイール構造242および244に送る。これらの信号はジャックスクリューの動作を別々に制御し、したがってモーメントホイールの傾斜量を制御する。ジャックスクリューの位置はその後命令信号268によって衛星制御プロセッサにフィードバックされる。信号268はまたテレメータエンコード装置258に送られ、そこから地上局260に送られる。衛星は任意の方向にトルクを与えることを可能にするように配置された典型的に4個の反動ホイールを有しているが、しかしながら、バックアップトルクホイールに対しては、異なった数のモーメントホイールおよびその他の設計のモーメントホイールが使用されることが許容される。説明を簡単にするためにこれらのホイールは反動ホイール或いはトルクホイールも含めて以後モーメントホイールと呼ぶ。

40

【0028】

ある種の衛星に対しては、衛星制御プロセッサ202はまた種々のセンサおよび機器の走査運動を命令する。衛星制御プロセッサ202によって発生された走査のタイミングとパターン276は、走査モータ駆動装置278に通報される。

【0029】

衛星制御プロセッサ202はまた太陽電池ウイング駆動装置246および248に命令を与え、それは太陽電池ウイング104Nおよび104Sをそれぞれ操縦する。太陽電池ウイング104Nおよび104Sは図1に示されているX軸とY軸とを中心に操縦される。衛星制御プロセッサ20

50

2 はまた反射器位置設定機構 (R P M) 250 および252 をステップさせてアンテナの指向方向を調節する。モジュール250 および252 はテレメータエンコーダ装置258 に機構の位置を与える。

【 0 0 3 0 】

衛星制御プロセッサ202 はまた命令信号をテレメータエンコーダ装置258 に送り、このエンコーダ装置258 はフィードバック信号256 を衛星制御プロセッサ202 に送る。前に説明したように、このフィードバックループは衛星制御プロセッサ202 に対する他のフィードバックループと同様に衛星の全体的な制御を助ける。衛星制御プロセッサ202 はテレメータエンコーダ装置258 と通信し、このエンコーダ装置258 は衛星の種々のコンポーネントおよびサブシステムから現在の動作状態を示す信号を受取り、それらを地上局260 に中継する。

10

【 0 0 3 1 】

衛星制御プロセッサ202 はランダムアクセスメモリ (R A M) のようなメモリを備え、或いはそのようなメモリにアクセスすることができる。一般的に、衛星制御プロセッサ202 はメモリ270 に記憶されたオペレーティングシステム272 の制御下に動作し、命令を含む入力を受取りおよび出力を生成する。衛星制御プロセッサ202 中で動作しているアプリケーションはメモリ270 に記憶されたデータにアクセスして操作する。衛星100 はまた例えば地上局のような他のコンピュータと通信するために衛星リンクのような外部通信装置を備えている。必要ならば、新しいアプリケーションに対するオペレーション命令は地上局からアップロードさせることもできる。

20

【 0 0 3 2 】

1 実施形態では、オペレーティングシステム272 を実行する命令、アプリケーションプログラム、およびその他のモジュールはコンピュータ読取り可能な媒体、例えばデータ記憶装置中に実際に埋設され、そのデータ記憶装置は R A M 、 E E P R O M またはその他の記憶装置を含むことができる。さらに、オペレーティングシステム272 およびコンピュータプログラムは、衛星制御プロセッサ202 により読取られて実行されたとき、本発明を実効および、または使用するために必要なステップを衛星制御プロセッサ202 に実行させるための命令を含んでいる。コンピュータプログラムおよび、または動作命令はまた実際にメモリ270 および、またはデータ通信装置 (例えば衛星100 中の他の装置または地上局) に位置されていてもよく、それにより本発明によりコンピュータプログラムプロダクトまたはアーチクルの製造を行うことができる。ここで使用されているそのような用語 “ プログラム記憶装置 ” “ アーチクルの製造 ” “ コンピュータプログラムプロダクト ” は任意のコンピュータ読取り可能な装置またはメディアからアクセス可能なコンピュータプログラムを含めることを意図している。

30

【 0 0 3 3 】

図 3 は衛星100 の付属装置制御システム300 の 1 実施形態を示している。衛星の付属装置制御システム300 は展開モジュール (D M) 302 を備えている。 D M 302 は分離された別の電子回路により、または衛星制御プロセッサ202 により (図 2 に示されている) 、或いは以下説明するような機能に専用の別のプロセッサにより構成されることができる。

【 0 0 3 4 】

40

姿勢制御センサ310 (それは例えば慣性基準装置208 中のジャイロまたは加速度計、動作地球軌道センサ、正常モード広角度太陽センサ214 、磁力計216 、スターセンサ218 および、またはテレメータからのデータを含んでいてもよい) は姿勢制御モジュール312 に情報を提供して正常 (非展開) 状態下の衛星100 の姿勢を制御する。姿勢制御センサ310 はまたそのような測定値を展開モジュール (D M) 302 に与える。 D M 302 は展開機構304 、太陽電池ウイング装置246 および248 、および姿勢制御アクチュエータ306 (例えば A S C スラスタ236 および関連するスラスタ駆動装置232 、モーメントまたは反動ホイール構造242, 244 および関連するモジュールトウが含まれる) に命令を与える。そのような命令によって衛星100 の運動が生じてそれは衛星ダイナミックス308 により表される。

【 0 0 3 5 】

50

図4の(a)乃至(c)は付属装置114の展開中の衛星100を示している。1実施形態では、示されたステップは、太陽が捕捉されて太陽センサ206または214のいずれかにより追跡された後、衛星展開の太陽保持フェーズで行われるステップを示している。

【0036】

図4の(a)はブーム114Bの展開中の衛星100を示している。衛星が太陽保持フェーズに入ったとき、太陽センサのボアサイト(XZ平面上)は太陽402の方向を指している。図示の実施形態では、太陽センサ206のボアサイトはXZ平面上にあり、+X軸から49度離れ、-Z軸から41度離れている。

【0037】

図4の(b)はブーム114Bが展開された後の衛星100を示している(1実施形態では展開角度は210度である)。ブームが展開された後、姿勢制御システムはモーメントホイールに命令を送って衛星100の展開前の姿勢を復元する。衛星100はその後、図4の(c)に示されるように反射器展開に対する所望の姿勢に方位を定められる。この姿勢は反射器114Aの温度を最適にし、太陽センサの視野中に太陽402を維持しながら、反射器素子上の太陽の影を阻止するように選択されている。1実施形態では、太陽は-Z軸から、+Y軸の方向に6度離れている。

【0038】

反射器バンドルはその後解除されてブルーム、すなわち展開された反射器が完全なサイズになることを許容する。ブルーム展開において反射器は地上または衛星自身からの命令により、ステップモータその他の装置を使用して展開される。

【0039】

[付属装置の展開中の衛星制御]

上述のように、ブーム114Bおよび/または反射器114Aの展開中、衛星の方位は維持されることが好ましい。しかしながら、環境トルクおよびブーム114Bおよび反射器114A展開自体は顕著な姿勢変動を生じさせる。そのような姿勢変動は、(1)モーメントホイール244および242を使用するジャイロ스코プトルクの使用、(2)衛星に差動トルクを供給するための太陽電池ウイング104の方位の調整、または(3)両トルクの使用により補償されることができる。これらの技術について以下説明する。

【0040】

付属装置114Aの展開に対する方程式は次のように与えられる。

【数3】

$$T_{og} + T_{sp} + \Delta T_{st} = \frac{d}{dt}(I\omega + H) + \omega \times (I\omega + H) \quad \text{式(1)}$$

【0041】

ここで T_{og} および T_{sp} は環境トルク(それぞれ脱ガス圧力および公称太陽圧力)であり、 T_{st} は制御された太陽追跡トルク(以下さらに説明する)であり、 I は衛星全体の慣性(典型的に後述する式2のマトリックスで表示される)であり、 ω は衛星本体のスピン速度(典型的にベクトルとして表される)であり、 H は反動ホイール244および242のモーメント(これもまた典型的にベクトルで表される)を表している。

【0042】

上述したように、衛星100のスピン軸は太陽ライン(衛星100から太陽402へのライン)に沿っている。しかしながら、典型的に衛星100のスピン軸は主軸ではなく、そのため衛星100は受動的に安定ではない。

【0043】

H の所望の量および方向は式(1)を使用して環境トルク T_{og} および T_{sp} を補正するために計算される。上述のようにある衛星100の太陽402に対する幾何学的形態が所望される(熱およびパワー要求に合致させるために)。選択された衛星100の太陽402に対する幾何学的形態に基づいて、予測される脱ガストルク T_{og} および太陽トルク T_{sp} が生成され

10

20

30

40

50

る。これらの予測値はHを計算するために使用される。Hの方向は太陽ラインに垂直であり、また環境トルク T_{og} および T_{sp} の合計に対しても垂直である。

【 0 0 4 4 】

衛星100 は典型的に太陽ラインに対称ではないから（後述する式2のマトリックスの対角線を外れた項により示される）、衛星100 は太陽ラインを中心にして回転すると動揺する。1実施形態において、モーメントHはまたこの衛星100 の動揺を平衡させるように選択され、それにより衛星100 が回転するときその運動状態の動力学は対称な物体が主軸に沿って回転している状態に似ている。

【 0 0 4 5 】

ホイールモーメントはスーパースピンモーメント H_s とトランスバースモーメント H_t の2つの成分に分解されることができる。スピン軸に沿ったホイールモーメントはスーパースピンモーメント H_s である。 H_s は実効慣性比 $\sigma_{eff} > 1$ であるように選択され、したがって展開中衛星100 は受動的安定性を示す。

【 0 0 4 6 】

衛星100 が衛星慣性を有する軸 - 3 に沿って回転していると仮定すると、

【数4】

$$\begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} \quad \text{式(2)}$$

【 0 0 4 7 】

スピン速度 ω_s (ω_s は軸 - 3 に沿った衛星の回転速度) は付加されたスーパースピンモーメント H_s を有し、スピン軸 I_s に沿った等価動力学慣性は次の式(3)によって計算されることができる。

【 0 0 4 8 】

$$I_s = I_{33} + (H_s / \omega_s) \quad \text{式(3)}$$

実効的な慣性比 σ_{eff} は次の式(4)により計算される。

【数5】

$$\sigma_{eff} = 1 + \sqrt{\left(\frac{I_s}{I_{22}} - 1\right)\left(\frac{I_s}{I_{11}} - 1\right)} \quad \text{式(4)}$$

【 0 0 4 9 】

衛星が対称であり、対称軸を中心に回転している場合について注目する。

$$I_{11} = I_{22} = I_{\text{traverse}} = I_t \quad \text{式(5)}$$

および

$$I_{33} = I_{\text{spiniine}} \quad \text{式(6)}$$

式(5)を式(4)に代入して次の式(7)を導出する。

【数6】

$$\sigma_{eff} = 1 + \sqrt{\left(\frac{I_s}{I_t} - 1\right)\left(\frac{I_s}{I_t} - 1\right)} = \frac{I_s}{I_t} \quad \text{式(7)}$$

10

20

30

40

50

さらに、式(3)を式(7)に代入して次の式(8)を導出する。それは対称軸を中心に対称な衛星が回転する場合に対する実効慣性比 σ_{eff} の簡単化された表示を示している。

【数7】

$$\sigma_{eff} = \frac{I_{spinline} + \frac{H_s}{\omega_s}}{I_t} = \frac{I_{spinline} + \frac{\|\vec{M}_{spin}\|}{\omega_s}}{I_t} \quad \text{式(8)}$$

10

【0050】

トランスバース平面に位置するホイールモーメント H_t はダイナミック不平衡トルクおよび予測された平均脱ガストルクおよび平均太陽トルクを消去するために使用される。すなわち、

$$T_{og} + T_{sp} - \times I = \times H_t \quad \text{式(9)}$$

トランスバースモーメント H_t は上記式(9)に基づいて外部トルクに対抗するように計算される。スーパースピンモーメント H_s は実効慣性比を最大にし、複数のモーメントホイール242および244を飽和しないように選択される(図2は2つのモーメントホイールが示されているが、衛星100は典型的に3以上のモーメントホイールを有しており、冗長のために追加のモーメントホイールを有している)。

20

【0051】

付属装置の展開のためのモーメントホイールダイナミック補償の最適設計は両モーメント H_s および H_t の適切な選択を必要とする。この受動的な展開において、残留トランスバーストルク(ホイールトランスバースモーメントによる減少後のトランスバーストルク)による円錐角度(円錐運動の円錐の角度)は残留トランスバーストルクに比例し、全体の衛星モーメントに反比例する。これはスピン軸に投影された H_s およびスピン回転速度 ω_s が高いことが好ましい。円錐角度はまた章動周波数に反比例し、その章動周波数は高い σ_{eff} (すなわち固定された H_s に対して低い回転速度)および高い ω_s が好ましい。それ故、モーメントホイール242 および244 から割当てられたスーパースピン H_s を与えられるスピン速度 ω_s の最適な選択が存在する。スピン軸に対して対称な衛星100の特別な場合に対して、第1近似に対しては、結果的な最適スピン速度 $\omega_{s,opt}$ および最適慣性比 $\sigma_{eff,opt}$ は次の式(10)および(11)で示される。

30

【数 8】

$$\omega_{s_opt} = \frac{H_s}{2I_{spinline}} \frac{\left(\frac{2I_{spinline}}{I_t} - 1 \right)}{\left(1 - \frac{I_{spinline}}{I_t} \right)} \quad \text{式 (10)}$$

10

$$\sigma_{eff_opt} = \frac{1}{2 - \frac{I_t}{I_{spinline}}} \quad \text{式 (11)}$$

【0052】

上記の最適値は $I_{spinline} < I_t < 2 I_{spinline}$ の場合にのみ存在する。非対称な衛星に対しては、動揺角度はスピン速度が増加するにしたがって増加する（一方 σ_{eff} は減少する）。最適スピン速度 ω_{s_opt} および最適慣性比 σ_{eff_opt} は数学的最適アルゴリズムにより計算されることができる。

20

【0053】

図5は上述した付属装置の展開における擾乱の影響を減少させるために使用されることのできる処理ステップのフロー図である。付属装置114の展開中に衛星100が受ける環境トルクの予測がブロック502において計算される。この環境トルクおよびその他の付属装置114の展開によって生成された擾乱は太陽電池ウイングの方向の調整、モーメントホイール242、244中の十分なモーメントの蓄積、または両方の技術の組合わせにより補償される。1実施形態では、モーメントホイール242、244が使用されて付属装置114の展開中に衛星100を安定させ、太陽電池ウイング104はモーメントホイール242、244の飽和を妨げるような方向にされ。これは実現される。

30

【0054】

衛星に付加されるべきモーメントMの方向および大きさが、ブロック504に示されているように決定される。

【0055】

図6は、衛星に付加されるべきモーメントMの方向および大きさを決定するために使用されることのできる例示的な方法のステップのフロー図である。ブロック602および604において、プレ展開衛星モーメント M_b および所望された付属装置ポスト展開モーメント M_a が計算される。ブロック606で示されるように、展開中に変化するモーメント M_l が決定される。最後に衛星100に付加されるべき所望のモーメントが M_a 、 M_b 、 M_l から以下の式(12)、(13)、(14)、(15)にしたがって決定される。

40

【数 9】

$$\vec{M} = \vec{M}_a - \vec{M}_b - \vec{M}_l \quad \text{式 (12)}$$

$$\vec{M} = \vec{M}_{spin} + \vec{M}_{transverse} \quad \text{式 (13)}$$

$$\vec{M}_{spin} = \vec{M} \cdot \vec{u} = H_s \quad \text{式 (14)}$$

$$\vec{M}_{transverse} = \vec{M} \cdot \vec{v} = H_t \quad \text{式 (15)}$$

10

【0056】

ここで、上に矢印のついた u はスピン軸の単位ベクトルであり（すなわち、 M_{spin} は回転軸への全モーメントの投影、または回転軸の方向のモーメント成分である）、上に矢印のついた v はトランスバース軸の単位ベクトルである。これらの値から衛星100 に付加されるモーメントの大きさおよび方向がブロック608 で示されるように決定される。

【0057】

20

ブレ展開衛星モーメント M_b は、知られているまたは測定された衛星パラメータ（例えば回転慣性）および姿勢制御センサ310 および図2に示されているようなナビゲーションおよび姿勢センサのような他のセンサから得られたデータから計算することができる。所望のポスト展開衛星モーメント M_a は、展開中および展開後の所望のダイナミックな状態に基づいて決定されることができ、衛星の回転速度、ホイールスーパースピン、ホイールダイナミックバランスその他の衛星パラメータを使用して計算されることができる。同様に展開中に変化するモーメント M_l は衛星の幾何学的形状および質量特性（周囲環境の磁界、大気のドラッグ、重力勾配、および放射圧力のような環境トルク源を含む）、ナビゲーションデータ、展開手順、およびそのような手順を行う命令に応答する予測される衛星100 を使用して評価されることができる。

30

【0058】

図7は付属装置114 を展開する前における衛星100 に付加されるモーメント M の計算を示しているフロー図である。前述の式13に記載したように、衛星100 に付加される全体のモーメント M はトランスバースモーメント H_t （それは上記の式9に基づいて外部トルクに対抗するように計算される）およびスーパースピンモーメント H_s （それは展開中に衛星が受動的安定性を示すように選択される）を含んでいる。これらの値はブロック702 および704 において計算される。さらに衛星の生成する円錐角度を最適に最小にする衛星のピン速度 ω_p の値が式10および11に記載された関係を使用して設定される。

【0059】

1実施形態では、衛星100 に付加されるモーメントの量および方向を決定するプロセスはSCP202 の展開モジュール302 によって行われる。しかしながら、このプロセスはSCP202 の他のモジュール、別の衛星プロセッサ、或いは専用の回路によって行われることができる。典型的にモーメントはモーメントホイール242, 244にモーメントを付加することによって衛星100 に付加される。これは、衛星100 上のACSスラスタ236 を動作させながら、モーメントホイール242, 244を回転させることによって達成される。

40

【0060】

図5に戻ると、モーメントはブロック506 に示されるように蓄積される。これはDM302 から1以上の姿勢制御アクチュエータ306 に1以上の命令を与えることによって行われる。姿勢制御アクチュエータ306 はモーメントホイール242, 244を備えている。1実施形態では、モーメントはモーメントホイール242, 244中に蓄積される。各特定のモーメントホ

50

イール中に蓄積されたモーメントの量は各モーメントホイールの方向および慣性による M の大きさおよび方向によって決定される。

【 0 0 6 1 】

衛星100 を安定させ、モーメントホイール242 中にモーメントを蓄積するために選択された姿勢制御スラスタが付勢されることが出来る。姿勢制御スラスタからの大きいトルクが附属装置の展開に悪影響を与える可能性があるから、モーメントホイールの回転は典型的に附属装置の任意の部分が展開される前に行われる。しかしながら、これは不可欠な条件ではない。例えば、図4の(a)乃至(c)に示されているような実施例において、図4の(a)および/または図4の(b)に示されているように衛星が展開されたブームを有するときにも、姿勢制御スラスタを付勢することも、トルクが実質上反射器114 が展開される前には附属装置aに影響しないので、付勢可能である。

10

【 0 0 6 2 】

所望量のモーメントがモーメントホイール中に蓄積されると、ブロック510 に示されるように附属装置114 が展開される。附属装置114 が展開されているとき、衛星100 の姿勢は反動ホイールにより制御され、さらに衛星100 の姿勢および/またはモーメントはブロック508 に示されるように衛星100 に差動太陽トルクを供給するために太陽電池ウイングの方向を調整することによって制御される。この処理はブロック512 に示されるように、附属装置の展開が完了するまで続けられる。

【 0 0 6 3 】

図8は、衛星100 の姿勢を制御し、衛星100 にモーメントを加算しまたは減算するために使用される方法ステップを示している。

20

ブロック802 に示されるように、太陽電池ウイング104 の少なくとも一方は、衛星100 の回転軸に沿ったスピンモーメント H_s を制御するために差動トルクを供給するように方向を調整される。このトルクはウインドミルトルクとして知られている。

【 0 0 6 4 】

ブロック804 に示されるように、太陽電池ウイング104 の少なくとも一方は、トランスハースモーメント H_t を制御するために差動トルクを供給するように方向を調整される。一般的にこれらの動作は同時に行われるが必ず同時に行われなければならないものではない。

【 0 0 6 5 】

30

図9の(a)および(b)は衛星100 に差動太陽トルクを供給するための技術を示している。図9の(a)は“太陽タック”を示している。太陽タックは、衛星(XZ平面に位置する)のX(ロール)軸のような太陽電池ウイング104 の縦軸に垂直な軸を中心に1以上の太陽電池ウイング104 を回転させることによって行われる。図9の(a)に示されるように太陽電池ウイング104Sが、104S'の公称位置から位置104Sへ移動するとき、衛星100のこの側面の太陽圧力が減少し、一方衛星の反対側は公称の量の太陽圧力を受ける。その結果として差の“オーバーターニング”トルクが存在し、衛星は図9の(a)に示される矢印の方向に回転する(ロール)。これらの太陽電池ウイング104 の操作は上述の環境トルクに対抗するのに有効である。

【 0 0 6 6 】

40

図9の(b)はZ(ヨー)軸を中心として衛星が回転するウインドミルの構成を示している。ここでは衛星100のY軸(およびウイングの縦軸)を中心とする太陽電池ウイング104の回転は各太陽電池ウイングに差動太陽トルクを生じさせ、衛星のヨー運動を行わせる。各太陽電池ウイング104Nまたは104Sは公称位置104N'または104S'から反対の方向に回転し、各太陽電池ウイング上の理論上実質的に大きさが等しく、方向が反対の太陽圧力が与えられて太陽ライン(衛星から太陽に延在する)に沿った衛星のモーメントを増加または減少させる。これらの太陽電池ウイング104操作は衛星の回転軸に沿ったスピンモーメント H_s を制御するために使用されることが出来る。

【 0 0 6 7 】

太陽電池ウイング104により衛星に与えられる差動太陽トルクの量は、パラメータ(太

50

陽電池ウイング104の形状および衛星100の形状および反射率ならびに太陽の相対的な方位を含む)の関数であり、それは時間と共に変化し、予測することは困難である。本発明の1実施形態では、太陽電池ウイング104の操作により生じる差動太陽トルクの量が評価される。これは衛星角速度測定を使用して衛星の角加速度を評価することによって達成される。これらの角加速度評価は太陽電池ウイング104の操作と結果的に得られる差動太陽トルクとの間の関係をより正確に決定するために使用される。さらに、太陽電池ウイング104の方向の命令は適当に調整されて所望の差動太陽トルクが与えられる。

【0068】

〔結論〕

以上、本発明の好ましい実施形態を説明した。要約すると、本発明は、付属装置を展開しながら衛星の姿勢を制御するための方法および装置について開示した。

10

本発明の方法は、第1の軸に沿ってモーメントを付加するため少なくとも1つのモーメントホイールを回転させるためにモーメントMの大きさおよび方向を決定し、決定されたモーメント M_{spin} の大きさおよび方向における少なくとも1つのモーメントホイールのモーメントを蓄積し、差動太陽トルクを衛星に供給しながら太陽電池ウイングの方向を調整することにより少なくとも部分的に衛星の姿勢を制御しながら、付属装置を展開するステップを含んでいる。本発明の装置は、第1の軸に沿ってモーメントを付加するために少なくとも1つのモーメントホイールを回転させるためにモーメント M_{spin} の大きさおよび方向を決定する制御システムと、決定されたモーメント M_{spin} の大きさおよび方向における少なくとも1つのモーメントホイールのモーメントを蓄積する複数のモーメントホイールとを具備し、制御システムは付属装置が展開されているとき衛星に差動太陽トルクを供給して少なくとも1つの太陽電池ウイングの方向を調整することにより少なくとも部分的に衛星の姿勢およびモーメントを制御する。

20

【0069】

本発明の好ましい実施形態の前述の説明は例示および説明のために記載されたものであり、本発明を開示された形態に正確に一致する構成に限定することを意図しているものではない。多くの変形、変更が上述の説明から可能である。例えば、前述の開示ではSCP 202を使用して多くの動作を行うことを説明したが、そのような動作は補助的なプロセッサまたは特定目的のハードウェアモジュールにより、またはそれらの助けにより実行されることができる。さらに、そのような動作は、要求されるとき衛星にアップロードされる所要のデータによって、別の衛星または地上局に配置されたプロセッサによって行われることもできる。

30

【0070】

本願発明の技術的範囲は明細書中に記載された詳細な説明によって限定されるものではなく、特許請求の範囲に記載によって規定されることを意図している。上述の明細書、実施例、およびデータは本発明の構成、使用、製造の完全な説明を与えるものである。本発明の多くの実施形態が特許請求の範囲に記載された本願発明の技術的範囲を逸脱することなく実施できる。

【図面の簡単な説明】

【0071】

40

【図1】3軸安定衛星の概略図。

【図2】衛星の制御システムのブロック図。

【図3】衛星の付属装置の制御システムの1実施形態のブロック図。

【図4】衛星の付属装置の展開を示す概略図。

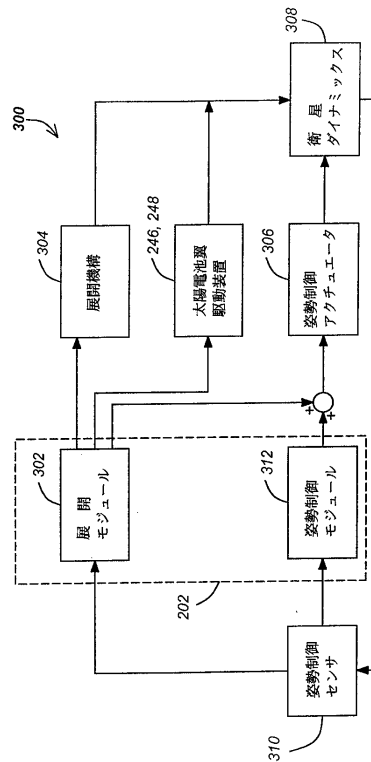
【図5】本発明の1実施形態を実行するために使用される例示的な処理ステップを示すフロー図。

【図6】付属装置を展開する前に衛星に付加されるモーメントの大きさおよび方向を計算するために使用される例示的な処理ステップを示すフロー図。

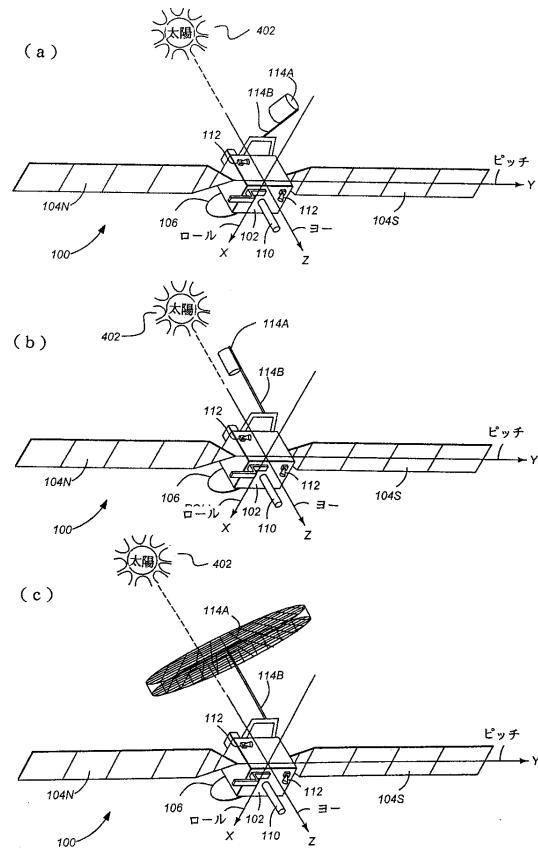
【図7】付属装置を展開する前に衛星に付加されるモーメントの計算を示すさらに別のフロー図。

50

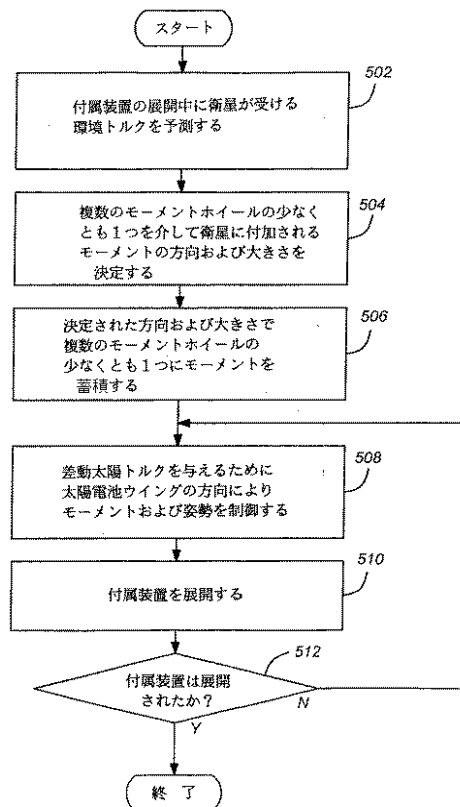
【図 3】



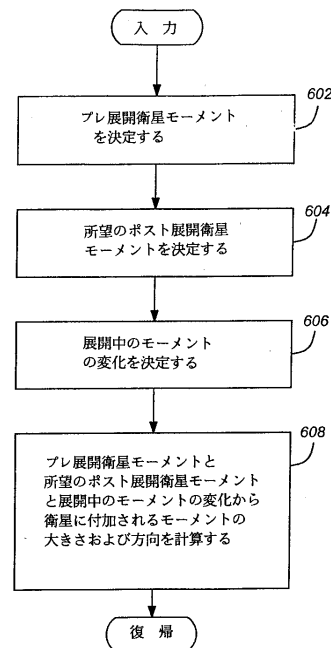
【図 4】



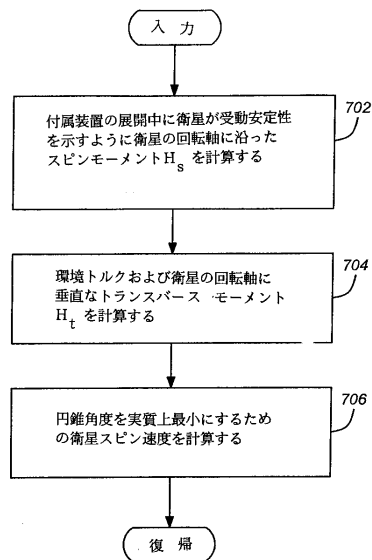
【図 5】



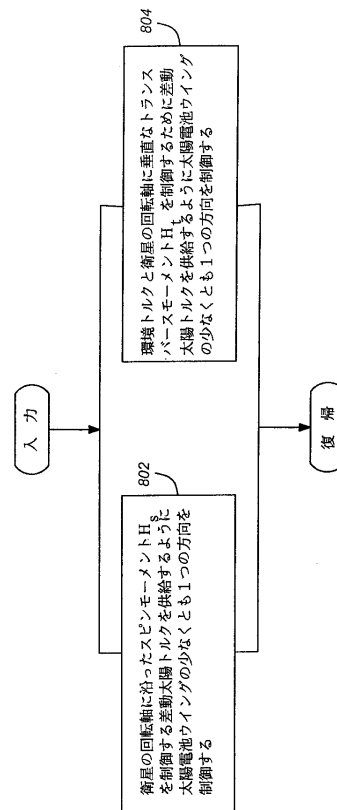
【図 6】



【図 7】

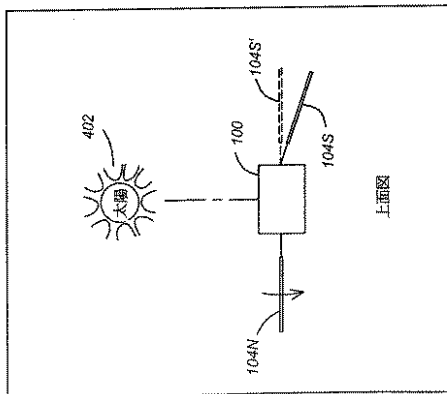


【図 8】

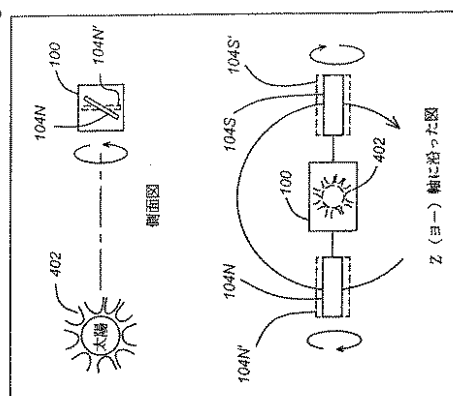


【図 9】

(a)



(b)



フロントページの続き

- (72)発明者 リチャード・エイ・フォウエル
アメリカ合衆国、カリフォルニア州 90274、ローリング・ヒルズ・エステイツ、ロックブラ
ッフ・ドライブ 4604
- (72)発明者 チェ・ハン・シー・イー
アメリカ合衆国、カリフォルニア州 90275、ランチョ・パロス・バーデス、スターライン・
ドライブ 3564

合議体

審判長 千馬 隆之
審判官 栗山 卓也
審判官 丸山 英行

- (56)参考文献 特許第2542094(JP, B2)
山田克彦・吉河章二：宇宙機の力学と制御，システム／制御／情報，システム制御情報学会，2
001年10月15日，第45巻／第10号，第568 - 573頁

- (58)調査した分野(Int.Cl. , DB名)
B64G1/22, 1/24, 1/44