

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2018-171947
(P2018-171947A)

(43) 公開日 平成30年11月8日(2018.11.8)

(51) Int.Cl.			F I	テーマコード (参考)	
B64G	1/24	(2006.01)	B64G	1/24	
B64G	1/64	(2006.01)	B64G	1/64	A
B64G	1/26	(2006.01)	B64G	1/26	B
B64G	1/44	(2006.01)	B64G	1/44	
B64G	1/36	(2006.01)	B64G	1/36	

審査請求 未請求 請求項の数 7 O L (全 13 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2017-69839 (P2017-69839)
(22) 出願日 平成29年3月31日 (2017. 3. 31)

(71) 出願人 000006208
三菱重工株式会社
東京都港区港南二丁目16番5号
(74) 代理人 100102864
弁理士 工藤 実
(74) 代理人 100117617
弁理士 中尾 圭策
(74) 代理人 100205350
弁理士 狩野 芳正
(72) 発明者 小笠原 宏
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工株式会社内
(72) 発明者 星野 智裕
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工株式会社内

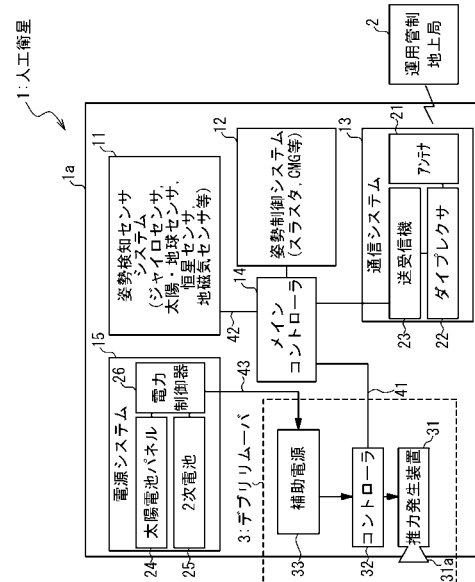
(54) 【発明の名称】 人工衛星及びデブリリムーバ

(57) 【要約】

【課題】ミッションが完了した人工衛星が、スペースデブリとして宇宙空間に残存することを防ぐための技術を提供する。

【解決手段】人工衛星が、衛星本体と、デブリリムーバとを具備する。デブリリムーバは、衛星本体から受け取った起動信号に応答して超低高度移動シーケンスを開始するコントローラと、超低高度移動シーケンスが開始されるまでは推力を発生せず、超低高度移動シーケンスが開始された後、コントローラによる制御の下、当該人工衛星に規定された基準軸に対して固定された特定の推力方向に推力を発生するように構成された推力発生装置とを備えている。コントローラは、超低高度移動シーケンスの実行において、衛星本体から当該人工衛星の姿勢を示す姿勢データを受け取り、姿勢データに応答して、推力発生装置の推力方向が当該人工衛星を減速させる方向に向くような姿勢を当該人工衛星が取っているときに推力発生装置に推力を発生させる。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

姿勢検知センサシステムとメインコントローラとを搭載した衛星本体と、
デブリリムーバ
とを具備する人工衛星であって、

前記姿勢検知センサシステムは、当該人工衛星の姿勢の検知に用いられる姿勢データを取得し、

前記メインコントローラは、当該人工衛星の運用が終了した後、当該人工衛星を減速して軌道高度を下げる又は大気圏に再突入させるための超低高度移動シーケンスの開始を判断し、前記超低高度移動シーケンスを開始した後、前記デブリリムーバに起動信号を供給するように構成されており、

前記デブリリムーバは、前記超低高度移動シーケンスの実行に専用に用いられる装置であり、前記超低高度移動シーケンスが開始されるまでは推力を発生せず、前記超低高度移動シーケンスが開始された後、前記起動信号に応答して、当該人工衛星に規定された基準軸に対して固定された特定の推力方向に推力を発生するように構成された推力発生装置を備えており、

前記メインコントローラは、前記超低高度移動シーケンスの実行において、前記姿勢検知センサシステムから前記姿勢データを受け取り、前記姿勢データに応答して、前記推力発生装置の前記推力方向が当該人工衛星を減速させる方向の姿勢を当該人工衛星が取っているときに前記推力発生装置に推力を発生させるように前記起動信号を生成する

人工衛星。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の人工衛星であって、

前記メインコントローラは、前記超低高度移動シーケンスを開始した後は、地上に設けられて当該人工衛星を管制する地上局から独立して前記超低高度移動シーケンスを実行するように構成された

人工衛星。

【請求項 3】

請求項 1 に記載の人工衛星であって、

前記メインコントローラは、前記超低高度移動シーケンスが開始された後、所定の時間間隔で、当該人工衛星の姿勢が前記推力発生装置の前記推力方向が当該人工衛星を減速させる方向に向く姿勢であるかの判断を前記姿勢データに基づいて行い、当該人工衛星の姿勢が前記推力発生装置の前記推力方向が当該人工衛星を減速させる方向に向く姿勢であると判断する毎に、一定の時間、前記推力発生装置に推力を発生させるように動作する

人工衛星。

【請求項 4】

請求項 1 に記載の人工衛星であって、

前記デブリリムーバは、更に、前記推力発生装置に電力を供給する補助電源を備えており、

前記補助電源は、前記衛星本体における前記姿勢検知センサシステム及び前記メインコントローラへの電力の供給が途絶したことを検出したときに、前記姿勢検知センサシステム及び前記メインコントローラに電力を供給するように構成された

人工衛星。

【請求項 5】

打ち上げ前に人工衛星に連結され、前記人工衛星の運用が終了した後、前記人工衛星を減速して軌道高度を下げるため又は大気圏に再突入させるための超低高度移動シーケンスに専用に用いられるデブリリムーバであって、

前記人工衛星のフレームに当該デブリリムーバを機械的に連結する連結機構と、

前記人工衛星の衛星本体から起動信号を受け取るコントローラと、

前記人工衛星に規定された基準軸に対して固定された特定の推力方向に推力を発生する

10

20

30

40

50

ように構成された推力発生装置
とを備え、

前記コントローラは、前記超低高度移動シーケンスの実行において、前記起動信号に
応答して、前記推力発生装置の前記推力方向が前記人工衛星を減速させる方向に向く姿勢を
前記人工衛星が取っているときに前記推力発生装置に推力を発生させる

デブリリムーバ。

【請求項 6】

請求項 5 に記載のデブリリムーバであって、

前記コントローラは、前記超低高度移動シーケンスが開始された後、前記起動信号がア
クティブになる毎に、一定の時間、前記推力発生装置に推力を発生させるように動作する
デブリリムーバ。

【請求項 7】

請求項 5 に記載のデブリリムーバであって、

更に、補助電源を備えており、

前記補助電源は、前記衛星本体において、前記人工衛星の姿勢を検知する姿勢検知セン
サシステム及び前記起動信号を生成するメインコントローラへの電力の供給が途絶したこ
とを検出すると、前記メインコントローラと前記姿勢検知センサシステムに電力を供給す
るように構成された

デブリリムーバ。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、人工衛星及びデブリリムーバに関する。

【背景技術】

【0002】

近年の宇宙開発の進展は目覚ましく、国家のみならず様々な事業者が宇宙開発に参入し
ている。このような宇宙開発の結果、宇宙物体(space object)の数は、飛躍的に増加して
いる。宇宙物体の中には、現にミッションの遂行に用いられるものもあるが、何ら有用な
活動を行うことなく宇宙空間に存在しているものも少なくない。このような宇宙物体は、
スペースデブリと呼ばれている。スペースデブリは、人工衛星その他の宇宙機の活動の脅
威となるため、近年の宇宙開発においては、スペースデブリの数の増大が一つの問題とな
っている。

【0003】

スペースデブリの発生の要因には、様々なものがあるが、ミッションを完了した後に宇
宙空間に残された人工衛星も、スペースデブリの相当の割合を占めている。このため、人
工衛星を、そのミッションが完了した後にスペースデブリとして宇宙空間に残存しないよ
うにするための技術の提供が求められている。

【0004】

なお、特開 2015 - 174647 号公報は、宇宙空間に存在する対象物に接着する接
着部と、推進力を得るための推進部とを備え、該接着部で対象物に接着した状態で推進部
によって対象物と移動することにより該対象物を所定の目標位置へと運搬する宇宙用装置
、及び該宇宙用装置を用いてデブリを除去するデブリ除去システムを開示している。

【0005】

また、特表 2014 - 520724 号公報は、宇宙衛星を軌道変更させる及び / 又は地
球に帰還させる目的で、打ち上げ前に宇宙衛星に連結されるが宇宙衛星に対して独立な装
置を開示している。当該装置は、制御手段と、制御手段に作動的に接続された、移動 / 撤
去シーケンスを作動させるための手段と、制御手段によって作動され、宇宙衛星を宇宙空
間から地球上の目標領域へ撤去する推進手段と、装置を宇宙衛星から独立させるための電
力供給手段と、当該装置を打ち上げ前に宇宙衛星に機械的に連結する手段と、推進ベクト
ルの不整合を軽減する手段とを備えている。

10

20

30

40

50

【 0 0 0 6 】

また、Spaceflight Industries社のウェブサイトには、打ち上げ宇宙機に接合して用いられ、ペイロードを増大させるペイロードアダプタが開示されている (<http://www.spaceflight.com/sherpa/>)。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 7 】

【 特許文献 1 】 特開 2 0 1 5 - 1 7 4 6 4 7 号 公 報

【 特許文献 2 】 特表 2 0 1 4 - 5 2 0 7 2 4 号 公 報

【 非特許文献 】

10

【 0 0 0 8 】

【 非特許文献 1 】 米国Spaceflight Industries社ウェブサイト <http://www.spaceflight.com/sherpa/>

【 発明の概要 】

【 発明が解決しようとする課題 】

【 0 0 0 9 】

したがって、本発明の目的の一つは、ミッションが完了した人工衛星が、スペースデブリとして宇宙空間に残存することを防ぐための技術を提供することにある。本発明の他の目的及び新規な特徴は、以下の開示から当業者には理解されよう。

【 課題を解決するための手段 】

20

【 0 0 1 0 】

以下に、「発明を実施するための形態」で使用される符号を付しながら、課題を解決するための手段を説明する。これらの符号は、「特許請求の範囲」の記載と「発明を実施するための形態」との対応関係の一例を示すために付加されたものである。

【 0 0 1 1 】

本発明の一の観点では、人工衛星(1)が、姿勢検知センサシステム(11)とメインコントローラ(14)とを搭載した衛星本体(11~15)と、デブリリムーバ(3)とを具備する。姿勢検知センサシステム(11)は、当該人工衛星(1)の姿勢の検知に用いられる姿勢データ(42)を取得する。メインコントローラ(14)は、当該人工衛星の運用が終了した後、当該人工衛星(1)を減速して大気圏に再突入させるための超低高度移動シーケンスの開始を判断し、超低高度移動シーケンスを開始した後、前記デブリリムーバに起動信号を供給するように構成されている。デブリリムーバ(3)は、超低高度移動シーケンスの実行に専用に用いられる装置であり、超低高度移動シーケンスが開始されるまでは推力を発生せず、超低高度移動シーケンスが開始された後、起動信号(41)に応答して、当該人工衛星(1)に規定された基準軸に対して固定された特定の推力方向に推力を発生するように構成された推力発生装置(31)を備えている。メインコントローラ(14)は、超低高度移動シーケンスの実行において、姿勢検知センサシステム(11)から姿勢データ(42)を受け取り、姿勢データ(42)に応答して、推力発生装置(31)の推力方向が当該人工衛星(1)を減速させる方向の姿勢を当該人工衛星(1)が取っているときに推力発生装置(31)に推力を発生させるように起動信号(41)を生成する。

30

40

【 0 0 1 2 】

一実施形態では、メインコントローラ(14)は、超低高度移動シーケンスを開始した後は、地上に設けられて当該人工衛星(1)を管制する地上局から独立して超低高度移動シーケンスを実行するように構成されている。

【 0 0 1 3 】

一実施形態では、メインコントローラ(14)は、超低高度移動シーケンスが開始された後、所定の時間間隔で、当該人工衛星(1)の姿勢が推力発生装置(31)の推力方向が当該人工衛星を減速させる方向に向くような姿勢であるかの判断を姿勢データ(42)に基づいて行い、当該人工衛星の姿勢が推力発生装置(31)の推力方向が当該人工衛星

50

(1)を減速させる方向に向く姿勢であると判断する毎に、一定の時間、推力発生装置(31)に推力を発生させるように動作する。

【0014】

一実施形態では、デブリリムーバ(3)は、更に、推力発生装置(31)に電力を供給する補助電源(34)を備えている。補助電源(34)は、デブリリムーバ(3)への電力の供給をメインとしており、電源システム(15)から直接供給はされないシステムであり、独立した動作を可能としている。また、補助電源(34)は、衛星本体(11-15)における姿勢検知センサシステム(11)及びメインコントローラ(14)への電力の供給が途絶したことを検出したときに、姿勢検知センサシステム(11)及びメインコントローラ(14)に電力を供給するように構成されてもよい。

10

【0015】

本発明の他の観点では、打ち上げ前に人工衛星(1)に連結され、人工衛星(1)の運用が終了した後、人工衛星(1)を減速して大気圏に再突入させるための超低高度移動シーケンスに専用に用いられるデブリリムーバ(3)が提供される。当該デブリリムーバ(3)は、人工衛星(1)のフレーム(1a)に当該デブリリムーバ(3)を機械的に連結する連結機構(35)と、人工衛星(1)の衛星本体(11~15)から起動信号(41)を受け取るコントローラ(32)と、人工衛星(1)に規定された基準軸に対して固定された特定の推力方向に推力を発生するように構成された推力発生装置(31)とを備えている。コントローラ(32)は、超低高度移動シーケンスの実行において、起動信号(41)に応答して、推力発生装置(31)の推力方向が人工衛星(1)を減速させる方向に向くような姿勢を人工衛星(1)が取っているときに推力発生装置(31)に推力を発生させる。

20

【発明の効果】

【0016】

本発明によれば、ミッションが完了した人工衛星が、スペースデブリとして宇宙空間に残存することを防ぐことができる。

【図面の簡単な説明】

【0017】

【図1】一実施形態における人工衛星の構成を示すブロック図である。

【図2】本実施形態の変形例における人工衛星及びデブリリムーバの構成を示すブロック図である。

30

【図3】本実施形態における人工衛星及びデブリリムーバの動作の概要を示す概念図である。

【図4】本実施形態においてミッションが正常に完了した場合の人工衛星及びデブリリムーバの動作を示すフローチャートである。

【図5】本実施形態において人工衛星の運用継続が不可能になった場合の人工衛星及びデブリリムーバの動作を示すフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

【0018】

以下、添付図面を参照しながら本発明の実施形態を説明する。

40

図1は、一実施形態における人工衛星1の構成を示すブロック図である。本実施形態では、人工衛星1が、地上に設けられた運用管制地上局2による管制の下で運用されるように構成されている。

【0019】

人工衛星1は、姿勢検知センサシステム11と、姿勢制御システム12と、通信システム13と、メインコントローラ14と、電源システム15とを備えている。姿勢検知センサシステム11と、姿勢制御システム12と、通信システム13と、メインコントローラ14と、電源システム15とは、フレーム1aに収容されている。

【0020】

姿勢検知センサシステム11は、人工衛星1の姿勢を検知するために用いられる様々な

50

データを取得する。姿勢検知センサシステム 1 1 は、例えば、ジャイロセンサ、太陽センサ、地球センサ、恒星センサ、地磁気センサなどを含んでいてもよい。姿勢検知センサシステム 1 1 が取得したデータは、姿勢データ 4 2 としてメインコントローラ 1 4 に送られる。

【 0 0 2 1 】

姿勢制御システム 1 2 は、メインコントローラ 1 4 による制御の下、人工衛星 1 の姿勢を制御する。姿勢制御システム 1 2 は、例えば、スラスタ、CMG (Control Moment Gyros) 等を含んでいてもよい。

【 0 0 2 2 】

通信システム 1 3 は、運用管制地上局 2 との間で通信を行う。通信システム 1 3 は、例えば、アンテナ 2 1、ダイプレクサ 2 2 及び送受信機 2 3 を含んでいてもよい。アンテナ 2 1 は、運用管制地上局 2 からの信号を受け取り、また、運用管制地上局 2 に信号を送信する。ダイプレクサ 2 2 は、アンテナ 2 1 の送信、受信を切り換える。送受信機 2 3 は、運用管制地上局 2 に送信される信号の変調及び運用管制地上局 2 から受信した信号の復調を行う。

【 0 0 2 3 】

メインコントローラ 1 4 は、人工衛星 1 に設けられた各機器の制御を行う。例えば、メインコントローラ 1 4 は、姿勢検知センサシステム 1 1 によって取得された姿勢データ 4 2 から人工衛星 1 の姿勢を特定し、人工衛星 1 の姿勢が目標姿勢になるように姿勢制御システム 1 2 を操作する操作信号を生成する。また、メインコントローラ 1 4 は、通信システム 1 3 を用いて運用管制地上局 2 からコマンドを受け取り、当該コマンドに回答して人工衛星 1 に設けられた各機器を制御する。更に、メインコントローラ 1 4 は、人工衛星 1 に設けられた各機器の状態を監視し、各機器の状態を示すテレメトリデータを、通信システム 1 3 を用いて運用管制地上局 2 に送信する。また、メインコントローラ 1 4 は、与えられたミッションを遂行するように各機器の制御を行い、ミッションの遂行により得られたミッションデータを通信システム 1 3 を用いて運用管制地上局 2 に送信する。

【 0 0 2 4 】

電源システム 1 5 は、人工衛星 1 に設けられた各機器 (例えば、姿勢検知センサシステム 1 1、姿勢制御システム 1 2、通信システム 1 3 及びメインコントローラ 1 4) の動作に必要な電力を供給する。電源システム 1 5 は、例えば、太陽電池パネル 2 4、2 次電池 2 5 及び電力制御器 2 6 を備えていてもよい。太陽電池パネル 2 4 は、太陽光を受けて電力を発生する。2 次電池 2 5 は、打上げ前に充電された電力を供給すると共に、太陽電池パネル 2 4 によって発生された電力を蓄積する能力を有する。電力制御器 2 6 は、太陽電池パネル 2 4 による電力の発生、2 次電池 2 5 への電力の蓄積、及び、電源システム 1 5 から各機器への電力の供給を制御する。

【 0 0 2 5 】

本実施形態の人工衛星 1 には、更に、デブリリムーバ 3 が搭載される。デブリリムーバ 3 は、人工衛星 1 の運用が終了した後、人工衛星 1 を減速して人工衛星 1 を大気圏に再突入させるための専用の装置である。本実施形態において用いられるデブリリムーバ 3 は、人工衛星 1 を大気圏に再突入させる以外の用途には用いられない。当業者に周知であるように、人工衛星 1 が低軌道 (例えば、高度が 2 0 0 0 km よりも低い軌道) に投入されている場合には、人工衛星 1 を減速させることで人工衛星 1 を大気圏に再突入又は超低高度 (例えば、高度が 3 0 0 ~ 4 0 0 km あるいはこれよりも低い軌道) に移動させることができる。超低高度では、低軌道に比して大気抵抗が大きいいため、超低高度に移動した人工衛星は大気抵抗により更に減速され、低軌道から移動しない場合に比してより早く大気圏に再突入することになる。このように、本実施形態のデブリリムーバ 3 は、人工衛星 1 を減速することで大気圏への再突入を促し、これにより、ミッションが完了した人工衛星 1 が、スペースデブリとして宇宙空間に残存することを防ぐ。

【 0 0 2 6 】

なお、以下においては、人工衛星 1 のうちデブリリムーバ 3 以外の部分を「衛星本体」

ということがある。衛星本体は、人工衛星 1 のうちミッションの遂行に關与する部分であり、本実施形態では、上述された姿勢検知センサシステム 1 1、姿勢制御システム 1 2、通信システム 1 3、メインコントローラ 1 4 及び電源システム 1 5 を含んでいる。

【 0 0 2 7 】

また、デブリリムーバ 3 が人工衛星 1 を減速して人工衛星 1 を再突入させる又は軌道高度を低下させて人工衛星 1 を超低高度に移動させるために行う動作を「超低高度移動シーケンス」ということがある。更に、デブリリムーバ 3 に「超低高度移動シーケンス」を実行させる人工衛星 1 の動作モードを「デオービットモード」ということがある。

【 0 0 2 8 】

デブリリムーバ 3 は、人工衛星 1 のミッションの遂行に直接は關与しないので、小型、軽量であることが望まれる。加えて、デブリリムーバ 3 は、超低高度移動シーケンスの実行において、可能な限り自律的に（即ち、運用管制地上局 2 からの管制を受けず、運用管制地上局 2 から独立して）人工衛星 1 を再突入させる動作を行うことが望ましい。デブリリムーバ 3 が自律的に人工衛星 1 を再突入させる動作を行うように構成されていれば、ミッションの終了後に人工衛星 1 を管制する必要が無くなり、人工衛星 1 の運用が容易になる。

10

【 0 0 2 9 】

このような観点から、本実施形態では、デブリリムーバ 3 が下記のように構成されている。本実施形態のデブリリムーバ 3 は、推力発生装置 3 1 とコントローラ 3 2 と補助電源 3 3 とを備えている。

20

【 0 0 3 0 】

推力発生装置 3 1 は、人工衛星 1 を減速するための推力を発生する。本実施形態では、推力発生装置 3 1 は、人工衛星 1 に規定された基準軸に対して固定された特定の推力方向に推力を発生するように構成されている。推力発生装置 3 1 は、推力の方向を能動的に制御する制御機構を有していない。これは、推力発生装置 3 1 の構成を簡略化することで小型軽量化を容易にするためである。上記のように、デブリリムーバ 3 は、小型軽量であることが望ましく、小型軽量化及び接続の容易性を有することで人工衛星その他の宇宙機での幅広い利用が可能となり、スペースデブリの増大を抑える一つの可能性となる。推力方向が可変である推力発生装置 3 1 を用いると、推力発生装置 3 1 の推力方向を検知するセンサを設ける必要性が生じ、減速方向の計算等によりコントローラ 3 2 の演算量が増大する。更に、演算量の増大に伴う必要電力が増加する。これらは、デブリリムーバ 3 の小型軽量化を困難にする要因となり得る。推力発生装置 3 1 の推力方向の固定及びコントローラ 3 2 の計算の簡略化は、デブリリムーバ 3 の小型軽量化を容易としている。

30

【 0 0 3 1 】

コントローラ 3 2 は、人工衛星 1 の衛星本体から、起動信号 4 1 を受け取り、推力発生装置 3 1 による推力の発生の制御を行う。ここで、起動信号 4 1 は、デブリリムーバ 3 に推力発生装置 3 1 による推力の発生を指示する信号である。

【 0 0 3 2 】

本実施形態では、起動信号 4 1 は、人工衛星 1 の衛星本体のメインコントローラ 1 4 からデブリリムーバ 3 のコントローラ 3 2 に供給される。後述されるように、メインコントローラ 1 4 は、起動信号 4 1 を推力発生装置 3 1 の推力方向が人工衛星 1 を減速させる方向に向くような姿勢を人工衛星 1 が取っているときに推力発生装置 3 1 に推力を発生させるように生成する。

40

【 0 0 3 3 】

補助電源 3 3 は、電力蓄積デバイス（例えば、2 次電池、大容量キャパシタ）を備えており、超低高度移動シーケンスが実行されているときに、推力発生装置 3 1 とコントローラ 3 2 とに電力を供給する。補助電源 3 3 は、超低高度移動シーケンスを実行する際にデブリリムーバ 3 の各機器に電力を供給し、デブリリムーバ 3 の動作を担保する。

【 0 0 3 4 】

詳細には、補助電源 3 3 は、超低高度移動シーケンスが開始されるまでは、電源システ

50

ム 1 5 から電源ライン 4 3 (電源システム 1 5 からデブリリムーバ 3 に電力を供給する電力線) を介して電力を受け取り、電力蓄積デバイスに電力を蓄積する。再突入シーケンスが開始された後においては、補助電源 3 3 は、推力発生装置 3 1 及びコントローラ 3 2 に電力を供給し、デブリリムーバ 3 の動作を可能としている。ただし、何か不具合により電力供給が困難な場合には電源システム 1 5 からの供給が可能なシステム構成を採用してもよい。

【 0 0 3 5 】

なお、図 1 には、デブリリムーバ 3 が人工衛星 1 に搭載されている構成 (デブリリムーバ 3 の各機器の少なくとも一部が人工衛星 1 のフレーム 1 a の内部に位置している構成) が図示されているが、デブリリムーバ 3 が人工衛星 1 のフレーム 1 a の外部に位置するようにフレーム 1 a に連結されてもよい。この場合でも、デブリリムーバ 3 は、人工衛星 1 の打ち上げ前にフレーム 1 a に連結され、人工衛星 1 と共に打ち上げられる。

10

【 0 0 3 6 】

図 2 は、このような構成のデブリリムーバ 3 を示している。デブリリムーバ 3 は、フレーム 3 a を備えており、デブリリムーバ 3 のうち推力発生装置 3 1 のノズル 3 1 a の一部分以外の部分が、フレーム 3 a に収容されている。フレーム 3 a には連結機構 3 4 が設けられており、連結機構 3 4 によりデブリリムーバ 3 が人工衛星 1 のフレーム 1 a に機械的に連結される。

【 0 0 3 7 】

続いて、本実施形態における人工衛星 1 及びデブリリムーバ 3 の動作を説明する。図 3 は、本実施形態における人工衛星 1 及びデブリリムーバ 3 の動作の概要を示す概念図である。

20

【 0 0 3 8 】

人工衛星 1 は、打ち上げられて所望の軌道に投入され、当該軌道において運用される。本実施形態では、人工衛星 1 は、いわゆる低軌道 (例えば、高度が 2 0 0 0 k m よりも低い軌道) に投入される。人工衛星 1 は、運用管制地上局 2 からコマンドを受け取って、所望のミッションを行い、ミッションデータを運用管制地上局 2 に送信する。また、人工衛星 1 は、ミッションの実行に当たり、人工衛星 1 の各機器の状態を示すテレメトリデータを運用管制地上局 2 に送信する。なお、デブリリムーバ 3 は人工衛星 1 の打ち上げ前に人工衛星 1 に搭載され、又は、連結されることに留意されたい。

30

【 0 0 3 9 】

人工衛星 1 の運用を終了する場合 (例えば、ミッションが完了した場合、又は、何らかの不具合によって人工衛星 1 の運用継続が不可能になった場合)、デブリリムーバ 3 の動作が開始され、人工衛星 1 が減速される。人工衛星 1 が減速されると、人工衛星 1 の軌道の高度が低下し、人工衛星 1 が大気圏に再突入する。これにより、人工衛星 1 が、スペースデブリとして宇宙空間に残存することが防止される。

【 0 0 4 0 】

図 4 は、ミッションが正常に完了して人工衛星 1 の運用を終了する場合の人工衛星 1 及びデブリリムーバ 3 の動作を示すフローチャートである。

【 0 0 4 1 】

人工衛星 1 は、所望の軌道に投入された後、所望のミッションを遂行する (ステップ S 0 1)。補助電源 3 3 は、人工衛星 1 がミッションを遂行している間は、電源システム 1 5 から電源ライン 4 3 を介して電力を受け取り、電力蓄積デバイスに電力を蓄積する。

40

【 0 0 4 2 】

ミッションが遂行されて正常に完了すると、人工衛星 1 がデオービットモードに移行される (ステップ S 0 2)。詳細には、運用管制地上局 2 から人工衛星 1 にデオービットモードへの移行を指示するコマンドが送信され、メインコントローラ 1 4 は、当該コマンドに应答して、人工衛星 1 をデオービットモードに移行させる。

【 0 0 4 3 】

人工衛星 1 がデオービットモードに移行すると、人工衛星 1 は、最低限の構成要素のみ

50

が動作する状態に移行する(ステップS03)。例えば、ミッションを遂行するための機器の動作は停止される。このとき、通信システム13の動作も停止してもよい。後述されるように、デブリリムーバ3は、運用管制地上局2から独立して動作するので、通信システム13の動作を停止してもデブリリムーバ3の動作には影響しない。また、姿勢制御システム12の動作も停止してもよい。下記の説明から理解されるように、デブリリムーバ3の動作は、人工衛星1の運用が終了した後は、人工衛星1の姿勢制御が十分に行われなことを想定している。よって、人工衛星1がデオービットモードに移行した場合には、姿勢制御システム12の動作を停止してもよい。

【0044】

更に、メインコントローラ14は、デオービットモードへの移行を指示するコマンドに
10 応答して、超低高度移動シーケンスを開始する(ステップS04~S06)。

【0045】

超低高度移動シーケンスが開始されると、メインコントローラ14は、姿勢検知センサ
システム11から姿勢データ42を受け取る(ステップS04)。更に、メインコントロ
ーラ14は、姿勢データ42に基づいて、人工衛星1が、推力発生装置31の推力方向が
人工衛星1を減速させる方向に向くような姿勢を取っているか判断する(ステップS05
)。人工衛星1が、推力発生装置31の推力方向が人工衛星1を減速させる方向に向くよ
うな姿勢を取っていると判断したとき、メインコントローラ14は、起動信号41をアク
ティブにする。起動信号41がアクティブになったことを検知すると、デブリリムーバ3
20 のコントローラ32は、推力発生装置31に一定時間だけ推力を発生させる(ステップS
06)。このような動作では、推力発生装置31による推力の発生が断続的に行われるこ
とになる。

【0046】

ステップS04~S06の動作は、人工衛星1が大気圏に再突入するまで繰り返し行わ
れる。ステップS04~S06の動作は、所定の時間間隔で行われてもよい。この場合、
メインコントローラ14は、推力発生装置31の推力方向が人工衛星1を減速させる方向
に向くような姿勢を人工衛星1が取っているかの判断を所定の時間間隔で行い、推力発生
装置31の推力方向が人工衛星1を減速させる方向に向くような姿勢を人工衛星1が取っ
ていると判断する毎に、起動信号41をアクティブにして推力発生装置31により推力を
発生させる。
30

【0047】

このような動作によれば、推力発生装置31の構成を簡単化できるうえ、超低高度移動
シーケンスにおけるコントローラ32の動作も簡単にすることができる。これは、デブリ
リムーバ3の小型軽量化に寄与する。

【0048】

超低高度移動シーケンスの実行の際には、人工衛星1の電源システム15から姿勢検知
センサシステム11及びメインコントローラ14への電力の供給が途絶する可能性がある
。補助電源33は、超低高度移動シーケンスが実行されている間、電源システム15によ
る電力の供給を監視し、電源システム15から姿勢検知センサシステム11及びメインコ
ントローラ14への電力の供給の途絶を検出した場合には、デブリリムーバ3の各機器(40
例えば、推力発生装置31及びコントローラ32)に加え、姿勢検知センサシステム11
及びメインコントローラ14に電力を供給してもよい。

【0049】

上記のようにして超低高度移動シーケンスが実行されることにより、人工衛星1が徐々
に減速される。これにより、人工衛星1の高度が徐々に低下し、人工衛星1は、大気圏に
再突入する。このような動作により、ミッションが完了した人工衛星1が、スペースデブ
リとして宇宙空間に残存することが防止される。

【0050】

図5は、ミッションの遂行中に不具合が発生し、人工衛星1の運用継続が不可能になっ
た場合の人工衛星1及びデブリリムーバ3の動作を示すフローチャートである。
50

【 0 0 5 1 】

人工衛星 1 におけるミッションの遂行中（ステップ S 0 1）に不具合が発生し、運用管制地上局 2 の管制員がミッションデータやテレメトリデータから運用継続が不可能になったと判断した場合、運用管制地上局 2 から人工衛星 1 にデオービットモードへの移行を指示するコマンドが送信され、人工衛星 1 は、該コマンドに応答してデオービットモードに移行する（ステップ S 0 2）。

【 0 0 5 2 】

このとき、メインコントローラ 1 4 は、人工衛星 1 に重大な故障を検出した場合、自律的に、デオービットモードに移行すると判断してもよい。例えば、通信システム 1 3 に重大な故障が発生し、運用管制地上局 2 との通信が不可能になったことを検出した場合、メインコントローラ 1 4 は、自律的に、人工衛星 1 をデオービットモードに移行させてもよい。

10

【 0 0 5 3 】

人工衛星 1 がデオービットモードに移行すると、人工衛星 1 は、最低限の構成要素のみが動作する状態に移行する（ステップ S 0 3）。更に、メインコントローラ 1 4 は、自律的に、超低高度移動シーケンスを開始する（ステップ S 0 4 ~ S 0 6）。超低高度移動シーケンスにおけるメインコントローラ 1 4 及びデブリリムーバ 3 の動作は、上述した通りである。

【 0 0 5 4 】

このような動作によれば、ミッションの遂行中に不具合が発生した場合についても、人工衛星 1 が、スペースデブリとして宇宙空間に残存することが防止される。

20

【 0 0 5 5 】

以上には、本発明の実施形態が具体的に記述されているが、本発明は、上記の実施形態に限定されない。本発明が種々の変更と共に実施され得ることは、当業者には理解されよう。

【 符号の説明 】

【 0 0 5 6 】

- 1 : 人工衛星
- 1 a : フレーム
- 2 : 運用管制地上局
- 3 : デブリリムーバ
- 3 a : フレーム
- 1 1 : 姿勢検知センサシステム
- 1 2 : 姿勢制御システム
- 1 3 : 通信システム
- 1 4 : メインコントローラ
- 1 5 : 電源システム
- 2 1 : アンテナ
- 2 2 : ダイプレクサ
- 2 3 : 送受信機
- 2 4 : 太陽電池パネル
- 2 5 : 2 次電池
- 2 6 : 電力制御器
- 3 1 : 推力発生装置
- 3 1 a : ノズル
- 3 2 : コントローラ
- 3 3 : 補助電源
- 3 4 : 連結機構
- 4 1 : 起動信号
- 4 2 : 姿勢データ

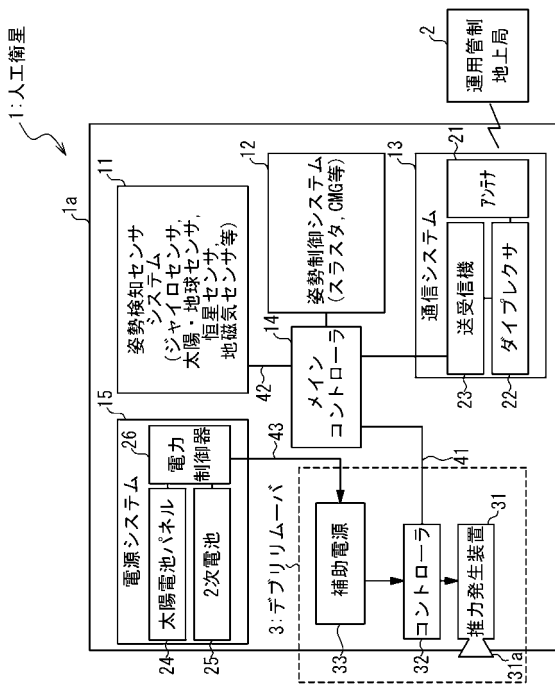
30

40

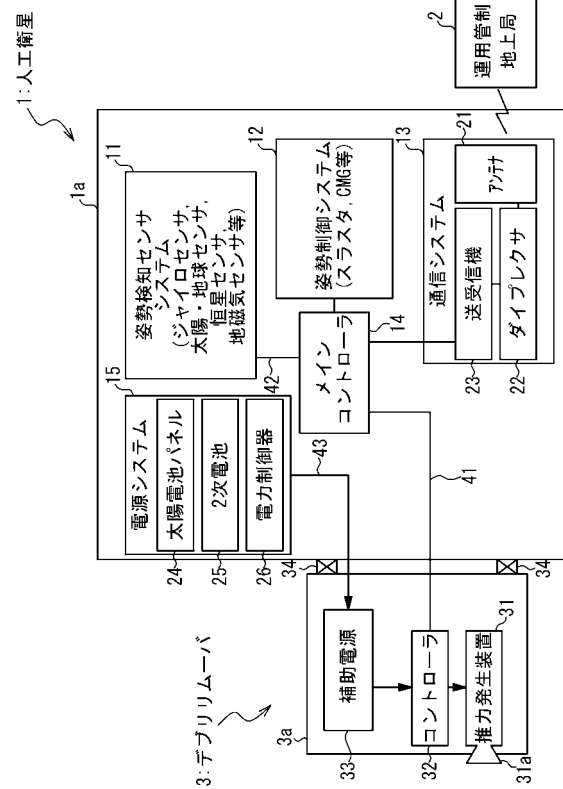
50

4 3 : 電源ライン

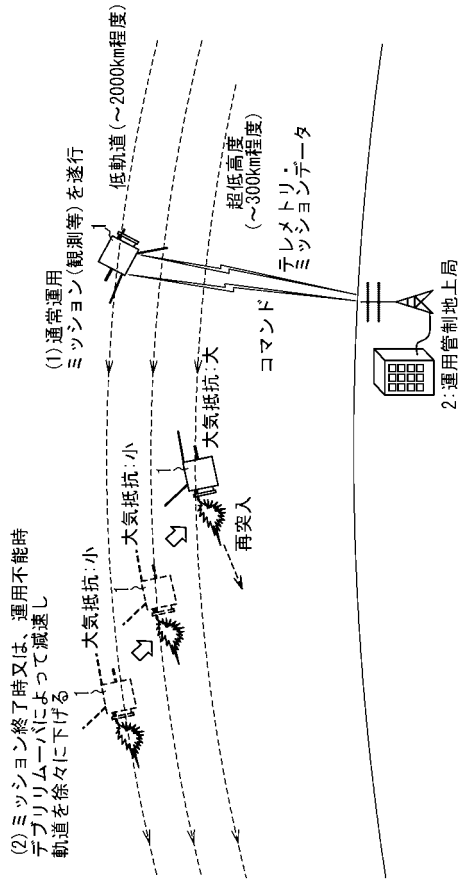
【 図 1 】



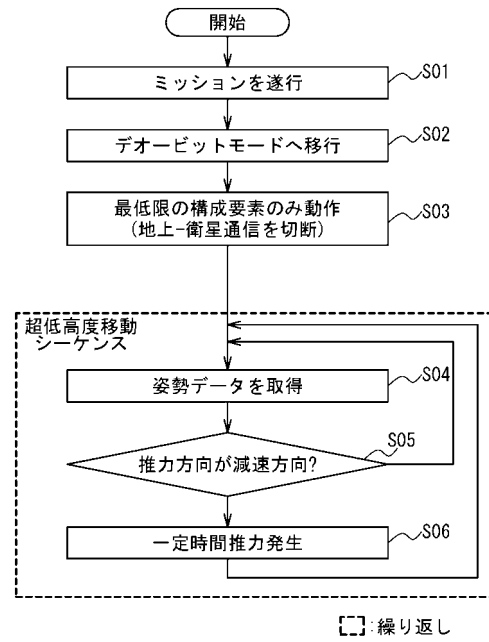
【 図 2 】



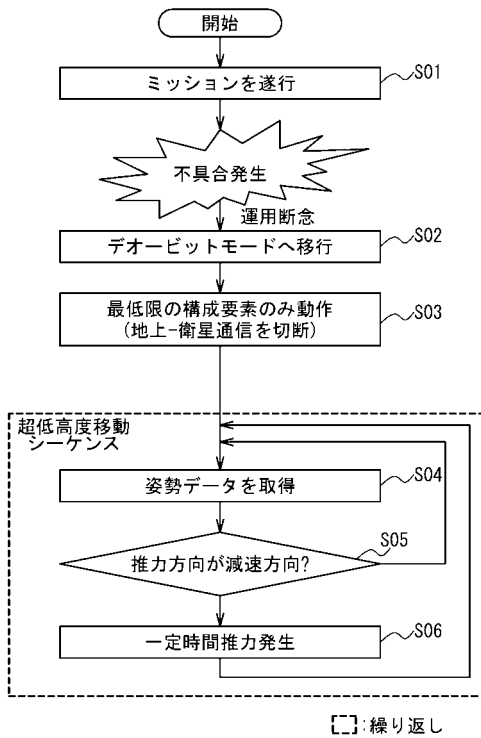
【 図 3 】



【 図 4 】



【 図 5 】



フロントページの続き

(51) Int.Cl.			F I			テーマコード(参考)
B 6 4 G	1/32	(2006.01)		B 6 4 G	1/32	
B 6 4 G	1/28	(2006.01)		B 6 4 G	1/28	
				B 6 4 G	1/24	B