

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5138671号  
(P5138671)

(45) 発行日 平成25年2月6日(2013.2.6)

(24) 登録日 平成24年11月22日(2012.11.22)

(51) Int.Cl. F I  
**B 6 4 G 1/10 (2006.01)** B 6 4 G 1/10

請求項の数 18 (全 18 頁)

(21) 出願番号	特願2009-502815 (P2009-502815)	(73) 特許権者	500520743
(86) (22) 出願日	平成19年3月6日(2007.3.6)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公表番号	特表2009-532253 (P2009-532253A)		The Boeing Company
(43) 公表日	平成21年9月10日(2009.9.10)		アメリカ合衆国、60606-1596
(86) 国際出願番号	PCT/US2007/005811		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(87) 国際公開番号	W02007/117373	(74) 代理人	100109726
(87) 国際公開日	平成19年10月18日(2007.10.18)		弁理士 園田 吉隆
審査請求日	平成22年2月25日(2010.2.25)	(74) 代理人	100101199
(31) 優先権主張番号	11/394,743		弁理士 小林 義教
(32) 優先日	平成18年3月31日(2006.3.31)	(72) 発明者	ベーレンス, ジョン・ダブリュ
(33) 優先権主張国	米国 (US)		アメリカ合衆国、90503 カリフォルニア州、トランス、ロナルド・アベニュー、19210

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 アダプタ、ツール、および取付機構を有する二部構成の宇宙飛行体整備ビークルシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

宇宙空間整備ビークルシステムであって、  
 宇宙空間において少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体を整備するクライアント整備システム、独立した飛行動作のための航法アビオニクス装置、  
 および少なくとも1つの整備推進燃料タンクを備える整備宇宙飛行体と、  
 前記整備宇宙飛行体を上段の切り離し場所 (upper stage drop off location) から前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体の近接場所に動かす推進燃料モジュールとを備え、  
 前記推進燃料モジュールは、複数の宇宙飛行体整備任務のための推進燃料を有する少なくとも1つの推進燃料モジュールタンクを備え、  
 前記整備宇宙飛行体は、前記推進燃料モジュールから分離し、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体に動作可能に接近してドッキングし、  
 前記整備宇宙飛行体は調整可能アダプタを介して前記推進燃料モジュールに連結され、  
 前記調整可能アダプタは、前記整備宇宙飛行体に取付けられ、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体に連結するために用いられる、  
 システム。

【請求項2】

前記推進燃料モジュールは、複数のクライアント宇宙飛行体の間で前記整備宇宙飛行体を動かす、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 3】**

前記整備宇宙飛行体は、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体から分離し、前記推進燃料モジュールに戻る、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 4】**

前記整備宇宙飛行体は、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体を整備する際に非協力クライアント宇宙飛行体を整備する、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 5】**

前記整備宇宙飛行体は、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体を整備する際に協力クライアント宇宙飛行体を整備する、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 6】**

前記整備宇宙飛行体は前記推進燃料モジュールにドッキングされると省電力モードで動作し、前記推進燃料モジュールが、前記整備宇宙飛行体および前記推進燃料モジュールの両方に対して推進力および航法作業を行なう、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 7】**

前記推進燃料モジュールは、地上追跡局との通信用の高利得アンテナを備える、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 8】**

前記整備宇宙飛行体には、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体を整備する前におよび整備するために、前記推進燃料モジュールからの推進燃料が積まれる、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 9】**

前記整備宇宙飛行体は前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体を整備する際に、推進燃料補給、ソーラーパネルの洗浄、ソーラーパネルの調整、クライアント宇宙飛行体搭載構成要素の交換、およびクライアント宇宙飛行体構成要素の修理から選択される少なくとも1つの整備作業を行なう、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 10】**

前記整備宇宙飛行体は前記推進燃料モジュールと通信し、いずれの地上追跡システムとも通信しない、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 11】**

前記整備宇宙飛行体は少なくとも1つの地上追跡システムと通信する、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 12】**

前記整備宇宙飛行体は、少なくとも1つのソーラーパネルと、  
前記少なくとも1つのソーラーパネルに連結される少なくとも1つの電池とを備える、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 13】**

前記整備宇宙飛行体は、前記少なくとも1つの推進燃料モジュールタンクに収容される推進燃料を用いて、前記少なくとも1つの整備推進燃料タンクの再充填を制御する、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 14】**

整備ビークルは、複数のクライアント宇宙飛行体の間の移行を制御する、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 15】**

整備ビークルは、前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体に接近してドッキングするための入れ子式機構を備える、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 16】**

エアバック、枢動アーム、アダプタリング内で伸張しアダプタリングに連結する伸張可能機構、位置合わせブーム、クライアント宇宙飛行体スラストアンカー、および協力ドッキング取付部のうち少なくとも1つをさらに備える、請求項1に記載のシステム。

**【請求項 17】**

10

20

30

40

50

前記整備宇宙飛行体は、推進燃料整備ツール、ソーラーパネル洗浄ツール、ソーラーパネル調整ツール、ロボットツール、自己位置合わせツール、流体移送ツール、および推進燃料移送ライン強化ツールから選択される少なくとも1つのツールを備える、請求項1に記載のシステム。

【請求項18】

前記推進燃料モジュールは、前記整備宇宙飛行体が前記少なくとも1つのクライアント宇宙飛行体に対する整備を行なう間、安定した向きに配置されるか、または予測可能な態様で漂うよう残される、請求項1に記載のシステム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

10

【0001】

この発明は一般に宇宙飛行体およびその宇宙空間における整備に関する。特に、この発明は、軌道上にある協力および非協力宇宙飛行体の接近、ドッキング、連結、および整備に関する。

【背景技術】

【0002】

発明の背景

現在地球の周りの軌道上にある宇宙飛行体の大部分は、現在整備が必要であるか、または近い将来に必要なとなる。必要な整備には、推進燃料補給、ソーラーパネルの洗浄、さまざまな搭載機器の交換もしくは修理、または当該技術分野において公知の他の整備が含まれ得る。これらの宇宙飛行体は非協力システムであり、つまり、それらは一旦軌道に乗ると他の宇宙船の整備、ドッキングまたは連結を促進するようには設計されていない。

20

【0003】

現在、拡張宇宙飛行体を非協力衛星にドッキングしてその衛星の寿命を延ばす技術が存在する。拡張宇宙飛行体はその特定の衛星専用に設計され、その衛星に恒久的に取付けられ、その衛星のすべての近接動作を制御するための案内、航法、および制御部、ならびに結果として生じる宇宙飛行体と衛星との組合せを維持するステーションを有する。拡張宇宙飛行体は、上述の操作のすべてを行う際に拡張宇宙飛行体を使用する搭載推進燃料を収容する。このため、拡張宇宙飛行体構想は1つの衛星に限定され、これを越えた使用は限定される。拡張宇宙飛行体は、宇宙飛行体と衛星との組合せの姿勢および位置を制御および調整することに限定される。また、衛星、拡張宇宙飛行体、および宇宙飛行体と衛星との組合せは衛星軌道位置に残り、非協力であることに注意されたい。

30

【0004】

現在、複数の操作可能な整備ピークルを収容する母船ピークルを軌道に打上げる別の技術が存在する。操作可能な整備ピークルの各々は、整備モジュールおよび整備モジュールに取付けられ固定される指令モジュールを有する。整備モジュールは、推進燃料、スラスタ、および姿勢制御部を有する。指令モジュールは、整備作業を行うための目標場所/追跡/検査センサならびにロボットアームおよびグリッパを有する。操作可能な整備ピークルは、ソーラーアレイパネルを拡張したり、アンテナを再方向付けするなどの複雑な作業を行なう。上述のピークルもその使用が限定される。上述のピークルは、母船から離れて動作できる時間の量、宇宙飛行体推進燃料を交換する能力、および修理中の宇宙飛行体との確実なまたは固定された接続を提供する能力が限定される。

40

【0005】

上述の拡張宇宙飛行体および整備ピークルはまた、単一の衛星の整備任務に限定される。したがって、修理すべき宇宙飛行体ごとに整備ピークルを宇宙に打上げる必要がある。各打上げに伴う関連のコスト、時間、および労力は多大である。

【0006】

現在軌道上にある衛星の大部分はスピン安定衛星である。スピンしている衛星とのドッキングは技術的に問題があり得る。整備ピークルの姿勢角およびスピードおよび角速度をスピン安定衛星と位置合わせするように正確に位置決めおよび調整することは困難である

50

。位置合わせがずれると、衝突のような反応が起こり得る。したがって、スピン安定衛星は自身のスピンする性質のみでは非協力である。残りの衛星は本体安定衛星である。ドッキングするのはより容易だが、本体安定衛星もまた非協力であり得る。

【0007】

したがって、宇宙空間における整備技術を実行可能であり、上述の限定を克服し、さまざまな非協力、協力、スピン安定、および本体安定宇宙飛行体と安全にかつ確実にドッキングし整備するように調整され得る宇宙飛行体が必要である。

【発明の開示】

【課題を解決するための手段】

【0008】

発明の要約

この発明の1つの実施例は、整備宇宙飛行体および推進燃料モジュールを含む宇宙空間整備ピークルシステムを提供する。整備宇宙飛行体は、宇宙空間においてクライアント宇宙飛行体を整備するためのクライアント整備システムを含む。整備宇宙飛行体はまた、独立した飛行動作のための航法センサおよびアビオニクス装置、ならびに整備用の推進燃料タンクを含む。推進燃料モジュールは、整備宇宙飛行体を上段の切り離し場所（upper stage drop off location）からクライアント宇宙飛行体の近接場所に動かす。推進燃料モジュールは、複数の宇宙飛行体整備任務のための推進燃料を収容する推進燃料タンクを含む。整備宇宙飛行体は、推進燃料モジュールから分離し、クライアント宇宙飛行体に動作可能に接近してドッキングする。

【0009】

この発明の別の実施例は、上述のような同様の宇宙空間整備ピークルシステムであって、整備宇宙飛行体の航法制御部が整備宇宙飛行体および推進燃料モジュールの両方に対応する一方で、推進燃料モジュールの推進力制御部が推進燃料モジュールおよび整備宇宙飛行体の両方に対応するシステムを提供する。

【0010】

この発明の別の実施例は、上述のような同様の宇宙空間整備ピークルシステムであって、整備宇宙飛行体の航法制御部および推進力制御部が、整備宇宙飛行体および推進燃料モジュールの両方に対応するシステムを提供する。

【0011】

この発明のさらに別の実施例はまた、上述のような同様の宇宙空間整備ピークルシステムであって、整備宇宙飛行体が、クライアント宇宙飛行体に連結し、かつクライアント宇宙飛行体を非協力から協力に変換する汎用ドッキングアダプタを有するシステムを提供する。

【0012】

この発明の実施例によっていくつかの利点を与えられる。1つのそのような利点は、複数の宇宙空間任務を実行可能であり、かつそうする際に、最小数の別個の機構を用いて複数の宇宙飛行体に対応および整備する多用性および能力を有する宇宙空間整備ピークルが提供されることである。

【0013】

さらに、この発明の実施例によって与えられる別の利点は、整備中の非協力、協力、スピン安定、および本体安定宇宙飛行体の動的特性に自身を調整可能な宇宙空間整備ピークルが提供されることである。

【0014】

この発明の実施例によって与えられるさらに別の利点は、クライアント宇宙飛行体を操縦または再構成することなくクライアント宇宙飛行体に接近、ドッキング、および連結可能な宇宙空間整備ピークルが提供されることである。したがって、上述の実施例は、クライアント宇宙飛行体の動的性質が変わることを防ぎ、クライアント宇宙飛行体への外乱を最小限に抑え、クライアント宇宙飛行体の整備完了時に再位置合わせ手順のための要件を最小限に抑える。

10

20

30

40

50

## 【 0 0 1 5 】

この発明の実施例によって与えられるさらに別の利点は、さまざまなクライアント宇宙飛行体を整備するためそれらのクライアント宇宙飛行体へのソフトで、衝撃がなく、頑丈で、確実な宇宙空間接続を達成できる能力である。

## 【 0 0 1 6 】

この発明自体は、さらなる目的および付随する利点とともに、添付の図面に関連して得られる以下の詳細な説明を参照することによって一番よく理解されるであろう。

## 【発明を実施するための最良の形態】

## 【 0 0 1 7 】

詳細な説明

以下の図面の各々において、同一の参照番号は同一の構成要素を指すのに用いられる。この発明はさまざまな宇宙空間整備用途に適用され得る。この発明は、非協力、協力、スピン安定、および本体安定宇宙飛行体、ならびに当該技術において公知の他の宇宙飛行体を整備するために用いられ得る。この発明はまた、さまざまな整備作業を行なうために用いられ得る。

## 【 0 0 1 8 】

以下の説明では、さまざまな動作パラメータおよび構成要素が1つの構築された実施例について説明される。これらの特定のなパラメータおよび構成要素は例として含まれ、限定的であることを意味するものではない。

## 【 0 0 1 9 】

以下の説明では、「整備」および「整備作業」という用語は、別の宇宙飛行体もしくはその構成要素やシステムの洗浄、調整、交換、修理、更新、回収、再任命、廃船、再位置決め、再方向付け、位置合わせのため、または当該技術において公知の何らかの他の作業を別の宇宙飛行体に対して行うため、宇宙飛行体によって行われるいずれかの作業を指し得る。いくつかの例示的な整備作業には、宇宙飛行体推進燃料の補給、ソーラーレイおよびパネルの洗浄、調整、交換、および展開補助、搭載電子機器およびソフトウェアの更新および修理、電池の配備、姿勢制御装置の配備、宇宙飛行体検査、ならびに宇宙飛行体の軌道上の再配置がある。

## 【 0 0 2 0 】

また、以下の説明では、「整備任務」という用語は、特定の宇宙飛行体に対して行なわれる1つ以上の整備作業を指し得る。「宇宙飛行体整備任務」という用語は、計画され得、特定の宇宙飛行体から整備ピークルが分離する前にその整備ピークルによってその宇宙飛行体に対して行なわれる、予定された整備作業群を指す。例として、整備ピークルは複数の宇宙飛行体を整備し、それぞれの宇宙飛行体整備任務を行う間に各宇宙飛行体に移動することができる。

## 【 0 0 2 1 】

ここで図1を参照して、この発明の実施例に従った1つ以上の宇宙空間整備ピークルシステム10(1つだけが図示される)を組込んだ複数任務図が示される。宇宙空間システム10は、複数の宇宙飛行体の整備任務を実行可能である。宇宙空間システム10は、ロケットなどの打上げピークル(図示せず)を介して地球12から地球低軌道に、または静止軌道に打上げられる。宇宙空間システム10は静止軌道14上に示される。打上げピークルは複数段で構成され得、1つ以上のピークルを含み得る。たとえば、打上げピークルは、宇宙空間システム10を地球低軌道から静止軌道に移送する軌道一時ピークル(orbit transitory vehicle)を含み得る。打上げピークルまたは宇宙空間システム10自体が、宇宙空間システム10を地球低軌道から静止軌道に移送する性能を有してもよい。宇宙空間システム10の打上げ、および地球低軌道から静止軌道への移行は番号表示1によって全体的に示される。

## 【 0 0 2 2 】

与えられる図面では、衛星の形態の3つのクライアント宇宙飛行体16、18および20が示される。宇宙空間システム10は、これらの衛星の整備のためにこれらの衛星の各

10

20

30

40

50

々に移動する。番号表示 2 によって全体的に示されるように、一旦静止軌道に入ると、宇宙空間システム 10 は動作を開始する。番号表示 3 によって全体的に示されるように、宇宙空間システム 10 は、クライアント宇宙飛行体の準備および近接整備のために、クライアント衛星 16 の近接場所 21 などの第 1 のクライアント宇宙飛行体の近接場所まで動く。宇宙空間システム 10 は、示されるようにクライアント宇宙飛行体 16、18 および 20 の楕円軌道 14 に沿って、または何らかの他の軌跡内を移動することができ、1 つのそのような軌跡 23 が示される。

【0023】

宇宙空間システム 10 は、整備宇宙飛行体 22 および推進燃料モジュール 24 を含む。整備宇宙飛行体 22 は推進燃料モジュール 24 から分離し、クライアント宇宙飛行体に移動し、接近し、ドッキングし、連結する。これは番号表示 4 によって全体的に示される。

10

【0024】

一旦ドッキングされると、整備宇宙飛行体 22 は番号表示 5 によって全体的に示されるように、第 1 のクライアント宇宙飛行体について指定された宇宙飛行体整備任務に関連付けられた整備作業を行なう。第 1 の宇宙飛行体整備任務が完了すると、番号表示 6 によって表わされるように、整備宇宙飛行体 22 は第 1 のクライアント宇宙飛行体から分離して推進燃料モジュール 24 に戻る。推進燃料モジュール 24 に連結されると、整備宇宙飛行体 22 は次の宇宙飛行体整備任務の準備をすることができる。整備宇宙飛行体 22 は、次の整備任務に備えて、自身の推進燃料タンクを再充填してもよいし、またはいくつかの他の作業を行なってもよい。推進燃料モジュール 24 に戻った後、整備宇宙飛行体 22 は推進燃料モジュール 24 にドッキングして連結する。宇宙空間システム 10 はその後、宇宙飛行体 18 などの整備すべき次のクライアント宇宙飛行体に移動する。これは番号表示 7 によって全体的に示される。宇宙飛行体 16、18 および 20 の間の軌跡経路 26 が示される。

20

【0025】

番号表示 1 - 7 によって表わされるような上述のプロセスは例示目的に過ぎない。このプロセスは変更されてもよいし、その中のステップは同時に、または用途に依存して異なる順序で行われてもよい。円 28 は、宇宙飛行体 16、18 および 20 の整備中の宇宙空間システム 10 の場所を表わす。

【0026】

30

ここで図 2 を参照して、この発明の実施例に従った、整備宇宙飛行体 22、推進燃料モジュール 24、ならびに遠隔地上追跡および制御システム 40 の間の通信を図示する単一任務図が示される。宇宙空間システム 10 は自律的に動作し得るか、地上局 40 を介して遠隔制御され得る。信号線 42 によって表わされるように、宇宙空間システム 10 は地上局 40 と通信可能である。整備宇宙飛行体 22 および / または推進燃料モジュール 24 は、地上局 40 と通信するための通信電子機器を有し得る。示される例示的な実施例では、整備宇宙飛行体 22 は全方向性アンテナ 44 を有し、推進燃料モジュール 24 と通信可能であるが、地上局 40 とは通信不可能である。これは通信信号線 46 によって示される。通信信号線 49 によって示されるように、推進燃料モジュール 24 は地上局 40 と通信するための高利得アンテナ 48 を有する。別の実施例では、通信信号線 42 によって示されるように、整備宇宙飛行体 22 は地上局 40 と直接通信する。

40

【0027】

地上局 40 は、通信アンテナ 50、信号プロセッサ 52、案内および航法コントローラ 54 を含み、リモートコントローラ 56 を含み得る。案内および航法コントローラ 54 は、宇宙空間システム 10 を含む 1 つ以上の宇宙飛行体の姿勢、位置、場所、軌道および動作を監視、追跡および制御するためのシステムを収容する。リモートコントローラ 56 は、宇宙空間システム 10 を含む 1 つ以上の宇宙飛行体の姿勢、位置、場所、軌道および動作を遠隔的にかつ手で調整、変更および制御するためのシステムおよび制御部を提供する。リモートコントローラ 56 は、リモートコックピット 58、パイロット入力装置 60、手動制御部 62、検査装置 64、ディスプレイ 66、エンジン制御部 68、および当該

50

技術において公知の他の制御部などを含み得る。

【0028】

ここで図3A、図3Bおよび図4を参照して、この発明の実施例に従った宇宙空間システム10の斜視図および推進燃料モジュール24の斜視図が示される。図3Aは外部斜視図を提供する一方で、図3Bは内部斜視図を提供する。整備宇宙飛行体22は、汎用ドッキングアダプタ70ならびに対応するドッキングおよび連結インターフェイス72を介して推進燃料モジュール24に連結される。汎用ドッキングアダプタ70は、さまざまな異なる宇宙飛行体およびドッキングインターフェイス72に連結するように調整可能および再構成可能である。これは以下により詳細に説明される。

【0029】

整備宇宙飛行体22は、本体または整備ユーティリティユニット74、およびこの実施例では整備ユニット74の少なくとも一部を囲むソーラーアレイ76を含む。代替的な実施例は、代替的なソーラーアレイ構成または他の発電手段を含み得る。汎用ドッキングアダプタ70は整備ユニット74に連結され、そこから延在する。

【0030】

好ましい実施例では、推進燃料モジュール24は、ソーラーアレイ80および主高利得アンテナ48が連結されてそこから延在している、本体または推進燃料ユーティリティボックス78を含む。代替的な実施例は、代替的なソーラーアレイ構成およびアンテナ構成を含み得る。ドッキングインターフェイス72は、ユーティリティボックス78の前側82に取付けられる。

【0031】

汎用ドッキングアダプタ70は、複数の調整可能および再構成可能な外向き揺動アーム84ならびに連結部材86を有する。示されるように、連結部材86はドッキングインターフェイス72内のチャンネル88内を延在し、ドッキングインターフェイス72に取付けられる。推進燃料は、推進燃料モジュール24からドッキングインターフェイス72および汎用ドッキングアダプタ70を通して整備宇宙飛行体22に移送される。推進燃料ライン(図示せず)が、当該技術において公知の宇宙定格の急速着脱装置を介して整備宇宙飛行体22と推進燃料モジュール24との間に接続され得る。

【0032】

1つの実施例では、推進燃料モジュール24にドッキングされている間、整備宇宙飛行体22は省電力モードであり、推進燃料モジュールが、クライアントからクライアントに移るための推進力および航法を提供する。別の実施例では、整備宇宙飛行体22が宇宙空間ビークル10に航法制御を提供する一方で、推進燃料モジュール24が推進力を提供する。さらに別の実施例では、整備宇宙飛行体22が宇宙空間ビークル10に航法制御および推進力の両方を提供する。整備宇宙飛行体22が航法制御を提供する場合、推進燃料モジュールは、もっぱら整備モジュールがクライアントからクライアントに動かす推進燃料タンクのセットとして用いられ得る。整備宇宙飛行体22は、推進燃料モジュール24上の推進燃料から自身の推進燃料タンクを充填し得る。整備宇宙飛行体22がクライアント宇宙飛行体を整備するために推進燃料モジュール24から分離すると、推進燃料モジュールは、整備宇宙飛行体22が戻るまで何らかの安定したスピン向きに配置され、予測可能な態様で漂うよう残され得る。

【0033】

ここで図5A - 図5Bも参照して、宇宙空間システム10のブロック図が示される。整備宇宙飛行体22および推進燃料モジュール24は各々が、通信システム100、102、指令およびデータ処理システム108、110、案内航法および制御システム151、153、推進力システム116、118、整備宇宙飛行体補給システム120、122、クライアント整備システム136、電気供給システム124、126、ドッキングシステム128、130、熱制御システム132、134、ユーティリティユニット/ボックス74および78、ならびに他の宇宙関連システムを含み得る。上述のシステムは、推進燃料センサ140、ロボットアーム142、および整備ツール144などの、センサ、カメ

10

20

30

40

50

ラ、ロボットシステム、ツール、ならびにそれらに関連したさまざまな作業を行なうためのさまざまな他のシステム、構成要素、およびツールを含み得る。

【 0 0 3 4 】

推進燃料モジュール 2 4 のシステムおよび装置の多くは、含まれても含まれなくてもよいことを示唆するために破線のボックスで示されていることに注意されたい。この例は、推進燃料モジュール 2 4 がもっぱら推進燃料タンクのセットとして用いられているときである。整備宇宙飛行体 2 2 のシステムおよび装置はいずれも破線のボックスで示されていないが、これは整備宇宙飛行体 2 2 の示されるシステムおよび装置のすべてが必要であるまたは用いられることを示唆するわけではない。

【 0 0 3 5 】

通信システム 1 0 0 および 1 0 2 の各々は、主コントローラ 1 0 4 および 1 0 6、通信アンテナ 1 4 6、1 4 8、送信機 / 受信機 2 3 4、2 3 6、ならびに当該技術において公知の他の通信機器を含み得る。通信システム 1 0 0 および 1 0 2 は互いに、地上ベースのシステムと、および / または他の宇宙飛行体と通信状態にあり得る。

【 0 0 3 6 】

主コントローラ 1 0 4 および 1 0 6 は、中央処理装置、メモリ ( R A M および / または R O M )、ならびに関連の入出力バスを有するコンピュータなどのマイクロプロセッサベースであり得る。主コントローラ 1 0 4 および 1 0 6 は特定用途向け集積回路であってもよいし、当該技術において公知の他の論理装置から形成されてもよい。主コントローラ 1 0 4 および 1 0 6 は中央ビークル主制御ユニットの一部であってもよいし、電源を有する制御回路であってもよいし、単一の集積コントローラに組合されてもよいし、示されるようなスタンドアロンコントローラであってもよい。

【 0 0 3 7 】

好ましい実施例では、整備宇宙飛行体 2 2 および推進燃料モジュール 2 4 上の各宇宙飛行体サブシステムは別個のエンティティである。それらは互いに通信するが、独立して動作する。整備宇宙飛行体 2 2 および / または推進燃料モジュール 2 4 の代替的な実施例では、いずれかのサブシステムを他の宇宙飛行体サブシステムの 1 つまたはいくつかまたはすべての組合せと組合せてもよい。たとえば、指令およびデータ処理システム 1 0 8 および 1 1 0 ならびに推進力システム 1 1 6 および 1 1 8 は、通信システム 1 0 0 および 1 0 2 ならびに当該技術において公知のいずれかの他の指令または飛行動作システムおよび装置を含んでもよい。指令およびデータ処理システム 1 0 8 および 1 1 0 ならびに推進力システム 1 1 6 および 1 1 8 は、飛行動作、航法、案内、通信等に関する、宇宙飛行体上に典型的に見られる機器を含み得る。指令およびデータ処理システム 1 0 8 および 1 1 0 ならびに推進力システム 1 1 6 および 1 1 8 は、星追跡装置 / 太陽センサ 1 5 0、1 5 2、ソーラーアレイ 1 9 8、2 0 0、リアクションホイール 1 5 8、1 6 0、および主スラスト 1 6 2、1 6 4 を含み得る。

【 0 0 3 8 】

好ましい実施例では、宇宙飛行体サブシステムの各々は別個のエンティティである。

推進力システム 1 1 6 および 1 1 8 は、主コントローラ 1 0 4 および 1 0 6 を含み得、搭載された単一推進燃料タンク 1 7 0、1 7 2、ヘリウムまたは他の圧力剤タンク 1 7 4、1 7 6、燃料および酸化剤タンク 1 7 8、1 8 0、ならびに当該技術において公知の他の推進燃料関連タンクを含み得る。圧力剤タンク 1 7 4、1 7 6 は、推進燃料タンク 1 7 0、1 7 2、1 7 8、1 8 0 を加圧するために用いられ得る。推進力システム 1 1 6 および 1 1 8 は、整備宇宙飛行体 2 2 および / または推進燃料モジュール 2 4 による飛行のための推進燃料を提供する。推進力システム 1 1 6 および 1 1 8 は、指令およびデータ処理システム 1 0 8 および 1 1 0 ならびに主コントローラ 1 0 4 および 1 0 6 によって制御されるスラスト 1 6 2 および 1 6 4 に推進燃料を供給する。推進燃料タンク 1 7 0、1 7 2、1 7 8、1 8 0 は加圧され、したがってその中に収容される推進燃料は弁 ( 図示せず ) を用いて移送される。

【 0 0 3 9 】

好ましい実施例では、推進燃料モジュール 24 上の推進燃料タンク 172 および 180 は貯蔵タンクとして作用し、複数の宇宙飛行体整備任務を行なうために十分な推進燃料を収容する。推進燃料タンク 172 および 180 は、整備宇宙飛行体 22 が複数の宇宙飛行体整備任務を行なうことができ、推進燃料モジュール 24 が複数の宇宙飛行体の間を移動し、複数のクライアント宇宙飛行体の推進燃料が補給されるように、十分な推進燃料を収容する。別の実施例では、推進燃料モジュール 24 上に別個の推進燃料タンクがあってもよい。つまり、1つのセットはクライアント推進燃料を貯蔵するため、1つのセットは推進燃料モジュール 24 および / または整備宇宙飛行体 22 が複数のクライアント宇宙飛行体の間を移動するために用いるためである。整備宇宙飛行体 22 上の推進燃料タンク 170 および 178 は、1つ以上の宇宙飛行体整備任務を行うために十分な推進燃料を収容

10

#### 【0040】

整備宇宙飛行体補給システム 120 および 122 ならびにクライアント整備システム 136 は、推進燃料モジュール 24 から整備宇宙飛行体 22 へ、および / または整備宇宙飛行体 22 から整備中のクライアント宇宙飛行体への推進燃料の移送を制御する主コントローラ 104 および 106 を含み得る。整備宇宙飛行体 22 および推進燃料モジュール 24 内の、またはその上の推進燃料カブラ 182 ならびに推進燃料急速着脱部 184 および 186 は、推進燃料供給および戻りライン（図示せず）に連結される。推進燃料は推進燃料タンクから推進燃料モジュール 22 上の推進燃料ラインを通して、汎用ドッキングアダプタ 70 およびドッキングインターフェイス 72 内のドッキングポートを通して、ならびに推進燃料ラインを通して、整備宇宙飛行体 22 上の推進燃料タンクに移送され得る。推進燃料はまた、整備宇宙飛行体 22 上の推進燃料タンクおよび推進燃料ラインから、整備中のクライアント宇宙飛行体上に配置される推進燃料タンクに移送され得る。クライアント宇宙飛行体推進燃料ラインおよび連結部、ならびにそこに取付ける技術の例が、図 9 および図 12 - 図 13 に関して示され、説明される。

20

#### 【0041】

電気供給システム 124 および 126 は、主コントローラ 104 および 106、ジェネレータ / オルタネータ 190、192、電池 194、196、ソーラーアレイ 198、200、ならびに宇宙飛行体電気カブラ 202、204 として示される、ユーティリティユニット / ボックス 74 および 78 とそれにドッキングされるいずれかの宇宙飛行体との間のさまざまな電気接続部、ライン、およびカブラを含み得る。整備宇宙飛行体 22 を推進燃料モジュール 24 にドッキングすると、電気急速着脱部 185 および 187 を用いて電気供給システム 124 と電気供給システム 126 との間に電気接続がなされ得る。電力はパワーバス 206 と 208、および / または電池 194 と 196 との間に供給されてもよい。主コントローラ 104 および 106 は電力の供給を監視および調整する。

30

#### 【0042】

ドッキングシステム 128 および 130 は、ドッキングセンサ 210 および 212 を含み得る。ドッキングセンサ 210 および 212 は、特にいずれの推進燃料の移送の前にも整備宇宙飛行体 22、推進燃料モジュール 24、およびさまざまなクライアント宇宙飛行体が互いに適切にドッキングおよび連結されるのを確実にするために用いられ得る。ドッキングセンサ 210 および 212 はさまざまな種類および様式であり得る。ドッキングセンサ 210 および 212 は、接触センサ、赤外線センサ、抵抗センサ、カメラ、または当該技術において公知の他の同様のセンサの形態であり得る。

40

#### 【0043】

ドッキングシステム 128 は、上でおよび以下で説明される汎用ドッキングアダプタ 70 および 300 などのドッキングアダプタ 209 を含む。ドッキングシステム 128 はまた、上でおよび以下で説明される連結部材 86、320 および 370 などの連結部材 213 を含む。ドッキングシステム 130 は、チャンネル 88 などの連結チャンネル / ロック 215 を含む。ドッキングシステム 130 はまた、ドッキングインターフェイス 72 と同様であり、かつ連結部材 213 に連結するドッキングインターフェイス 217 を含む。ドッキ

50

ングシステム 128 は、整備宇宙飛行体 22 を推進燃料モジュール 24 またはさまざまなクライアント宇宙飛行体にドッキングするために用いられる、1 つ以上のドッキングアダプタ 209 および連結部材 213 を収容し得る。

【0044】

熱制御システム 132 および 134 は、ユーティリティユニット/ボックス 74 および 78 に、ユーティリティユニット/ボックス 74 および 78 内に配置されるサブシステムハードウェアおよび推進燃料システム要素の温度を制御するためのシステムを提供する。具体化されているような熱制御システム 132 および 134 は、通信システム 100 および 102、指令およびデータ処理システム 108 および 110、ならびに電力供給システム 124 および 126 に連結され得る冷却板 214、216、ならびにヒータ、サーモスタットおよびブランケット 219、221 を含み得る。冷却板 214 および 216 は、当該技術において典型的に見られ利用されるような排熱システム 218 および 220 に連結される。

10

【0045】

クライアント整備システム 136 は、主コントローラ 104、ならびに上述のシステム内のいずれかの他の装置、システム、およびツールや当該技術において公知の他のものを含み得る。クライアント整備システム 136 は、一般にクライアント宇宙飛行体に対する整備作業を行なうために用いられるが、整備宇宙飛行体 22 または推進燃料モジュール 24 に対する整備作業を行なうために用いられなくてもよい。整備宇宙飛行体補給システム 122 は、一般に整備宇宙飛行体 22 に推進燃料を補給する以外は整備作業を行なうために用いられないが、整備宇宙飛行体 22 または推進燃料モジュール 24 に対する整備作業を行うために用いられなくてもよい。

20

【0046】

ユーティリティユニット/ボックス 74 および 78 ならびにそれらに収容される上記のシステムは、宇宙飛行体上に通常見られる他の標準的なバスボックスサブシステムのための付加的なハウジング（図示せず）を含み得る。ユーティリティユニット/ボックス 74 および 78 は、メモリまたはデータ記憶装置 222、224、パワー制御ボックスおよび機器 226、228、エンコーダ/デコーダ 105、107、ならびに他の飛行機器を含み得、そのいくつかは、示されるように、1 つ以上の上述のシステムの一部であり得る。ユーティリティユニット/ボックス 74 および 78 は、通信、発電および配電、ならびに指令およびデータ処理などの標準的な衛星バス機能を含む。

30

【0047】

ここで図 6、図 7A および図 7B を参照して、この発明の実施例に従った、汎用ドッキングアダプタ 70 を組込んだ整備宇宙飛行体 22 の斜視図、および汎用ドッキングアダプタ 70 の斜視拡大図が示される。図 7A は展開されていない汎用ドッキングアダプタ 70 を示し、図 7B は完全に展開された汎用ドッキングアダプタ 70 を示す。整備ビークル 22 は、示されるように、汎用ドッキングアダプタ 70、ロボットアーム 142、およびスラストプロップ 240 を含む。整備宇宙飛行体 22 はサイズが小さく、干渉を最小限に抑えつつ、かつクライアント宇宙飛行体に損傷をもたらすことなく、さまざまなクライアント宇宙飛行体に接近するよう構成および成形され得ることに注意されたい。

40

【0048】

汎用ドッキングアダプタ 70 は整備宇宙飛行体 22 の前端 242 に連結され、外向き揺動アーム 84 および連結部材 86 を含む。アーム 84 は、隣接したアーム 84 を連結するピン 244 およびリンク部 246 を介して回転する。アーム 84 は、ベース 250 に連結される支持要素 248 によって支持される。連結部材 86 は各アーム 84 のアーム端 252 から延在し、ドッキングインターフェイス 72 および他の宇宙飛行体に連結するために用いられる。アダプタモータ 254 がベース 250 内に連結され、主コントローラ 104 によって作動され得、アーム 84 の向きを調整するために用いられる。付加的なモータおよびリンク部を用いて連結部材 86 を異なる向きに回転させたり、引込めたり、または配置できるようにしてもよい。与えられる構成により、アーム 84 が均一の態様で、および

50

複数の増分で外向きに均等に旋回することが可能となる。これにより、汎用ドッキングアダプタ70が、構成が異なる多くのクライアント宇宙飛行体に連結することが可能となる。たとえば、汎用ドッキングアダプタ70は、異なるクライアント宇宙飛行体の異なるサイズの打上げアダプタリングと位置合わせされ、接触し、連結するように調整され得る。2、3の異なる直径のリングが図7Aおよび図7Bにおいて破線の円256によって表わされる。アーム84および連結部材86の構成は例示目的のためだけに示され、さまざまな他の構成が利用されてもよい。

【0049】

連結部材86はさまざまな種類、様式であってもよく、さまざまな構成であってもよい。示される例示的な実施例では、連結部材86の各々は、主部材260およびそれに取付けられたY字形部材262を有する。連結部材86は、パッド、取付けられた減衰部材、または整備宇宙飛行体22とクライアント宇宙飛行体とのソフトな接触を提供するための他のものを有し得る。サンプルパッド264が図10の実施例に関連して示される。連結部材86はまた、図11に示されるように、整備宇宙飛行体22とクライアント宇宙飛行体との相互作用を減衰する、連結部材86から延在する膨張式エアバック266(1つだけが図示される)などを有し得る。

【0050】

スラストプロープ240はまた、整備ビークル22をクライアント宇宙飛行体に接近および位置合わせする際に用いられる。スラストプロープ240はベース250の中央268から延在し、クライアント宇宙飛行体のスラストと位置合わせされる。クライアント衛星のスラストコーンに取付けるために、当該技術において公知の複数のスラストプロープ設計を利用してもよい。たとえば、スラストプロープ240の先端270は、クライアント宇宙飛行体スラスト内に伸張する伸張可能要素272を有し得る。好ましい実施例では、接近プロセス中に、およびスピン安定宇宙飛行体に関して、整備ビークル22全体が推進力または他の手段を通してスピンされて、クライアント宇宙飛行体と同一速度および同一の軸を中心として回転する。ベース250は、スピンしている宇宙飛行体に向かって突出し、プロープ240のそれぞれのスラストへの挿入を可能にする。ベース250は、アダプタモータ254、入れ子式ブームモータ274、ならびに図8および図10に示される入れ子式ブーム276を介して突出する。入れ子式ブーム276は、整備中のクライアント宇宙飛行体の特定の深さに適合可能である。代替的な実施例では、ベース250のみがクライアントと同一速度および同一の軸を中心として回転され、アダプタモータ254、入れ子式ブームモータ274、および入れ子式ブーム276を介して突出する。この場合、整備宇宙飛行体22の本体74は、回転しているクライアントに対して回転しない。

【0051】

ロボットアーム142は、さまざまな整備作業を行なうために用いられ得る。そのような作業に対応するため、ロボットアーム142の端にツールが連結され得る。単一のロボットアームが示されているが、如何なる数のアームを組み込んでもよい。いくつかのツールが図5、図12、図13および図15に示される。

【0052】

ここで図8を参照して、この発明の実施例に従った、クライアント宇宙飛行体280に関連した整備宇宙飛行体22の側面斜視図が示される。示される実施例では、整備宇宙飛行体22は、クライアント宇宙飛行体280の円筒状のソーラーアレイ282内を延在する入れ子式の回転ブーム276を有して構成される。延在方向は矢印284によって示される。入れ子式ブーム276は、入れ子式区分(図示せず)を有し得、ねじ(図示せず)を介して外向きに回り得、または当該技術において公知の何らかの他の技術を用いて外向きに入れ子式になり得る。

【0053】

ブーム276が拡張されると、アーム84は外向きに旋回し、連結部材86は前方向に拡張されて打上げアダプタリング288の縁286と位置合わせされる。スラストプロ-

10

20

30

40

50

ブ 2 4 0 はスラスト 2 9 0 に挿入され、先端 2 7 2 は伸張して、プローブ 2 4 0 をクライアント宇宙飛行体 2 8 0 に対して所定の位置に保持する。プローブ 2 4 0 の挿入後、連結部材 8 6 は前方に突出して打上げリング 2 8 8 と噛み合う。

【 0 0 5 4 】

ここで図 9 を参照して、この発明の別の実施例に従った、クライアント宇宙飛行体 3 0 2 に連結する汎用ドッキングアダプタ 3 0 0 の斜視接近および連結図が示される。示される図では、上述の整備宇宙飛行体 2 2 と同様の整備宇宙飛行体の入れ子式ブーム 3 0 6 の主支持円筒部分 3 0 4 が示される。入れ子式ブーム 3 0 6 は、入れ子式ブーム 2 7 6 のように前方端 3 0 8 上にベースを有しない。主支持円筒 3 0 4 は、主支持円筒 3 0 4 の円筒状側面 3 1 2 に沿って予め定められた規則的な増分で長手方向に延在するリブ 3 1 0 の形態の補強構造を有する。リブ 3 1 0 は、自身の区分 3 1 6 が折り重なってアーム 3 1 8 を形成することを可能にするヒンジまたは継手 3 1 4 を有する。連結部材 8 6 と同様の連結部材 3 2 0 が、区分 3 1 6 の 1 つ以上に取付けられ得る。連結部材 3 2 0 を用いて、クライアント宇宙飛行体 3 0 2 の打上げアダプタリング 3 2 4 の縁 3 2 2 に連結する。連結部材 3 2 0 は、複数の区分 3 1 6 にわたって連結されると横方向に外向きに拡張されて、打上げアダプタリング 3 2 4 の内面 3 2 6 に連結し、これを押圧することができる。

10

【 0 0 5 5 】

与えられる図では、整備宇宙飛行体がクライアント宇宙飛行体 3 0 2 に接近する。入れ子式ブーム 3 0 6 およびしたがって主支持円筒 3 0 4 が、クライアント宇宙飛行体 3 0 2 のスラストに向かって拡張される。スラストプローブ 2 6 0 と同様のスラストプローブ 3 2 8 が、主支持円筒 3 0 4 からスラスト 3 3 0 内へ拡張される。アーム 3 1 8 は、継手 3 1 4 および内部モータ（図示せず）を介して外向きに拡張される。連結部材 3 2 0 は次に位置合わせされ、縁 3 2 2 と接触させられる。

20

【 0 0 5 6 】

示されるクライアント宇宙飛行体 3 0 2 は、スタビライザスラスト 3 4 2 が取付けられた推進燃料移送連結アセンブリ 3 4 0 を有する。ロボットアーム 3 4 4 が整備宇宙飛行体から延在し、推進燃料移送連結アセンブリ 3 4 0 に連結し得る。これは図 1 2 - 図 1 5 の実施例に関してさらに示され、説明される。

【 0 0 5 7 】

ここで図 1 0 を参照して、この発明の別の実施例に従った、整備宇宙飛行体 3 5 1 の二重機能整備連結アダプタシステム 3 5 0 の側面斜視図が示される。二重機能アダプタシステム 3 5 0 は第 1 のアダプタ 3 5 2 および第 2 のアダプタ 3 5 4 を含む。第 1 のアダプタ 3 5 2 は、第 2 のアダプタ 3 5 4 上の協力連結機構 3 6 4 とインターフェイス接続する協力連結機構 3 6 2 を含む。第 1 のアダプタはまた、クライアント衛星に取付けるための非協力インターフェイス機構を含む。これらの機構は、連結部材 3 7 0 およびパッド 2 6 4 を含む。第 2 のアダプタ 3 5 4 は、入れ子式ブーム 3 5 8 の端 3 5 6 に連結される。第 1 のアダプタ 3 5 2 は第 2 のアダプタ 3 5 4 に連結される。第 1 のアダプタ 3 5 2 は整備宇宙飛行体 3 5 1 によってクライアント宇宙飛行体 3 6 0 に運ばれ、クライアント宇宙飛行体 3 6 0 に恒久的に取付けられ、クライアント宇宙飛行体 3 6 0 を非協力宇宙飛行体から協力宇宙飛行体に変換する。第 2 のアダプタ 3 5 4 は入れ子式ブーム 3 5 8 上に残り、クライアント宇宙飛行体 3 6 0 の整備の際に第 1 のアダプタ 3 5 2 から分離する。

30

40

【 0 0 5 8 】

1 つの実施例では、第 1 のアダプタ 3 5 2 は、クライアント宇宙飛行体 3 6 0 の基準枠に固定される協力連結機構 3 6 2 を有する。代替的な実施例では、第 1 のアダプタ 3 5 2 は、スピンしない内側区分および協力連結機構 3 6 2 を有する。クライアント宇宙飛行体 3 6 0 がスピンしているので、内側区分および協力連結機構 3 6 2 は実質上逆方向に回転されてクライアント宇宙飛行体 3 6 0 の回転を補償し得る。さらに、内側区分および協力連結機構 3 6 2 の回転は、クライアント宇宙飛行体または整備宇宙飛行体のいずれかからの指令によって微調整することができる。内側区分および協力連結機構 3 6 2 のこの等しい逆回転は、内側区分および協力連結機構 3 6 2 を実質上静止させる。代替肢として、内

50

側区分および協力連結機構 3 6 2 とクライアント宇宙飛行体 3 6 0 との間にベアリング（図示せず）などを連結してもよいし、ならびに / または内側区分および協力連結機構 3 6 2 が静止し続けるように内側区分および協力連結機構 3 6 2 を重み付けしたり平衡化させたりしてもよい。内側区分および協力連結機構 3 6 2 が回転しないため、第 1 のアダプタ 3 5 2 が将来容易に接近されてドッキングされ得る。協力連結機構 3 6 2 および 3 6 4 は、ドッキングカプラ、推進燃料移送カプラ、および電気カプラ、および当該技術において公知の他のカプラを含み得る。

【 0 0 5 9 】

第 1 のアダプタ 3 5 2 は、示されるように、上述のような汎用ドッキングアダプタ上に用いられ得る連結部材の別の例を図示する。この実施例では、第 1 のアダプタ 3 5 2 の非協力インターフェイスは連結部材 3 7 0 を含む。連結部材 3 7 0 は、ベース 3 7 2 から横方向に外向きに延在する。連結部材 3 7 0 は、打上げアダプタリング 3 7 8 の内壁 3 7 6 に押圧されるパッド 2 6 4 を有する。

10

【 0 0 6 0 】

ここで図 1 1 を参照して、図 9 の汎用ドッキングアダプタ 3 0 0 および主支持構造 3 0 4 の一部の拡大斜視図が示される。主支持構造 3 0 4 は、スロット 3 8 0 内を摺動する補強リブ 3 1 0 を有する。リブ 3 1 0 は横方向に外向きに延在し、継手 3 1 4 を介して折り重なることができる。連結部材 3 2 0 は、リブ 3 1 0 の区分 3 8 2 に取付けられているとして示される。エアバック 3 8 4 が、主支持構造 3 0 4、リブ 3 1 0、および / または連結部材 3 2 0 から展開され得るか、またはそこに取付けられ得る。

20

【 0 0 6 1 】

エアバック 3 8 4 は主支持構造 3 0 4 に垂直に展開し得る。エアバック 3 8 4 は徐々に膨張され得、打上げアダプタリング 3 2 4 および 3 7 8 などの、クライアント宇宙飛行体要素の内面に接触する。エアバック 3 8 4 は、主支持構造 3 0 4 のスピード / 姿勢と整備すべきクライアント宇宙飛行体のスピード / 姿勢との間のずれの影響を低減させるための減衰クッションとして作用する。

【 0 0 6 2 】

ここで図 1 2 および図 1 3 を参照して、この発明の実施例に従った、クライアント宇宙飛行体 3 9 2 から取外されたり取付けられたりする推進燃料移送連結および移送整備システム 3 9 0 の拡大斜視図が示される。示される推進燃料移送システム 3 9 0 は、複数の区分 3 9 6 の間に連結されたモータ 3 9 8 を介して互いに対して枢動する複数の区分 3 9 6 を有するロボットアーム 3 9 4 を含む。ロボットアーム 3 9 4 は、ロボットアーム 3 9 4 の推進燃料移送連結端 4 0 2 に連結される、自己位置合わせアダプタ 4 0 4 が装備されたツール 4 0 0 を有する。自己位置合わせアダプタ 4 0 4 は U 字形であり、クライアント宇宙飛行体 3 9 2 のクライアント宇宙飛行体推進燃料移送連結アセンブリ 4 0 6 の幅とほぼ等しい開放幅をフォーク部材 4 0 4 の間に有する。フォーク部材 4 0 4 は、クライアント推進燃料移送連結アセンブリ 4 0 6 の外側ブラケット 4 1 0 の外面 4 0 8 上を摺動する。これにより、推進燃料移送連結端 4 0 2 が、ブラケット 4 1 0 から延在する対応するクライアント推進燃料移送連結部 4 1 2 の一つと位置合わせされて噛み合うように案内される。もちろん、さまざまな他の推進燃料移送連結構成および配置が利用されてもよい。

30

40

【 0 0 6 3 】

ここで図 1 4 を参照して、クライアント宇宙飛行体推進燃料移送連結アセンブリ 4 2 0 の一つの実施例の拡大斜視図が示される。このクライアント推進燃料移送連結アセンブリ 4 2 0 は、外側ブラケット 4 2 4 に連結されてそこから延在する 3 つの推進燃料移送連結部 4 2 2 を含む。外側ブラケット 4 2 4 は、クライアント宇宙飛行体 4 2 8 から外へ延在する支持梁 4 2 6 に連結される。推進燃料ライン 4 3 0 が推進燃料移送連結部 4 2 2 に連結され、これは支持梁 4 2 6 を通ってクライアント宇宙飛行体 4 2 8 内の推進燃料タンク（図示せず）まで延在する。安定化スラスト 4 3 2 もまた、支持梁 4 2 6 の近傍に、かつ推進燃料ライン 4 3 0 へ配置される。安定化スラスト 4 3 2 は、さまざまな動作中にクライアント宇宙飛行体 4 2 8 を安定化させるために用いられる。

50

## 【0064】

ここで図15を参照して、この発明の実施例に従った推進燃料移送ライン強化ツール440の拡大図が示される。推進燃料ライン強化ツール440は「顎」状の設計を有し、ヒンジ446を介して第1の端444に連結される1対の側面ブラケット442を含む。ブラケット442は、推進燃料移送連結部422などのクライアント推進燃料移送アセンブリ内の推進燃料移送連結部の1つの側に沿って延在するように所定の位置に動かされ、内側に回転されて対向または第2の端448に接触する。単一のクライアント推進燃料移送連結部450が示される。ブラケット442が内向きに回転されると、第2の端448は推進燃料移送連結部450と外側ブラケット406との間に配置される。第2の端448上のブラケット442の各々は、半円部分454を有する端縁452を有する。ブラケット442が一体となると、半円部分454(1つだけが図示される)はライン強化ツール440上に円形開口部を形成し、これは、図14の推進燃料ライン430の1本などのクライアント推進燃料ラインを囲む。開口部の直径は推進燃料移送連結部450の直径より小さいため、推進燃料移送プロセス中にライン強化ツール440が推進燃料移送連結部450から押し出されるのを防ぐ。推進燃料移送中に、推進燃料移送システム390などの整備宇宙飛行体推進燃料移送システムは高い背圧を受け得る。推進燃料移送ライン強化ツール440は、これらの背圧に耐えるのを助け、推進燃料移送システムが推進燃料移送アセンブリ420などのクライアント推進燃料移送アセンブリから取外されたり、または外れたりもしくは分離することを防ぐ。

10

## 【0065】

この発明は、さまざまなクライアント宇宙飛行体の要件を満たすように特化された整備ビークルを提供する。この発明はまた、非協力ビークルを完全に協力なビークルに変換する技術を提供し、スピン安定および軸安定宇宙飛行体と互換性がある。この発明の汎用ドッキングアダプタは軽量であり、異なる宇宙飛行体に対応するように再構成可能である。

20

## 【0066】

本発明は1つ以上の実施例に関連して説明されたが、説明された特定の機構および技術は本発明の原理を例示しているに過ぎず、添付の請求項によって規定されるような本発明の思想および範囲から逸脱することなく多数の修正が説明された方法および装置になされ得ることを理解すべきである。

## 【図面の簡単な説明】

30

## 【0067】

【図1】この発明の実施例に従った宇宙空間整備ビークルシステムを組込んだ複数任務の図である。

【図2】この発明の実施例に従った、整備宇宙飛行体、推進燃料モジュール、ならびに遠隔地上追跡および制御システム間の通信を図示する単一任務図である。

【図3A】図1の宇宙空間整備ビークルシステムの外部斜視図である。

【図3B】図1の宇宙空間整備ビークルシステムの内部推進燃料タンクを図示する、当該システムの斜視図である。

【図4】この発明の実施例に従った推進燃料モジュールの斜視図である。

【図5A】図1の宇宙空間整備ビークルシステムのブロック図である。

40

【図5B】図5Aの続きのブロック図である。

【図6】この発明の実施例に従った整備宇宙飛行体の斜視図である。

【図7A】この発明の実施例に従った、展開されていない向きにおける調整可能な宇宙飛行体連結アダプタの斜視図である。

【図7B】この発明の実施例に従った、完全に展開された向きにおける調整可能な宇宙飛行体連結アダプタの斜視図である。

【図8】この発明の実施例に従った、クライアント宇宙飛行体に関連する入れ子式の回転ブームを有する整備宇宙飛行体の側面斜視図である。

【図9】この発明の別の実施例に従った、クライアント宇宙飛行体に連結する汎用ドッキングアダプタの斜視接近および連結図である。

50

【図10】この発明の別の実施例に従った二重整備連結アダプタシステムの側面斜視図である。

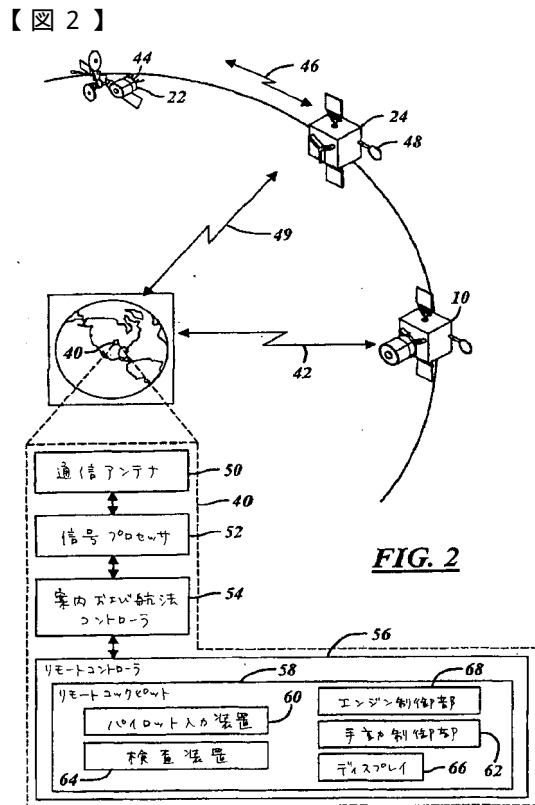
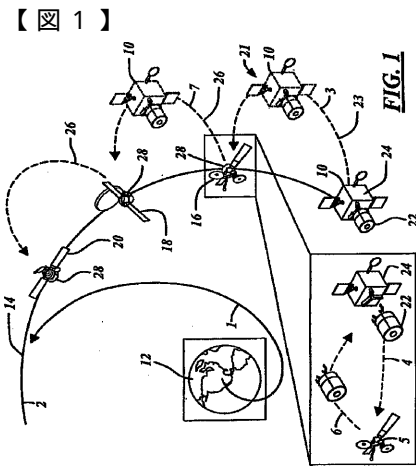
【図11】図9の汎用ドッキングアダプタの一部の拡大斜視図である。

【図12】この発明の実施例に従った推進燃料移送連結および移送整備システムの拡大斜視図である。

【図13】この発明の実施例に従った推進燃料移送システム自己位置合わせツールの拡大図である。

【図14】クライアント宇宙飛行体推進燃料移送連結アセンブリの拡大斜視図である。

【図15】この発明の実施例に従った推進燃料移送ライン強化ツールの拡大図である。



【図3A】

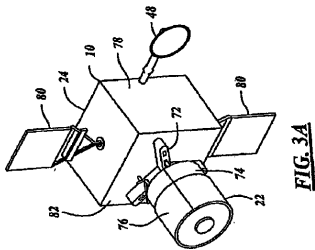


FIG. 3A

【図3B】

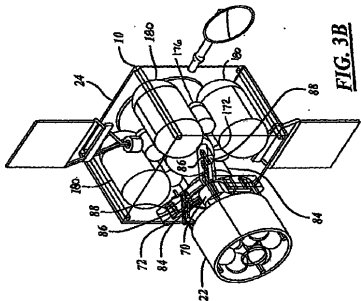


FIG. 3B

【図4】

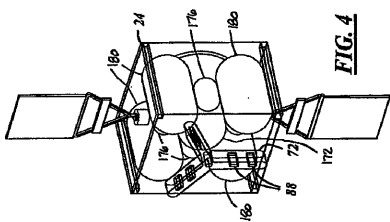


FIG. 4

【図5B】

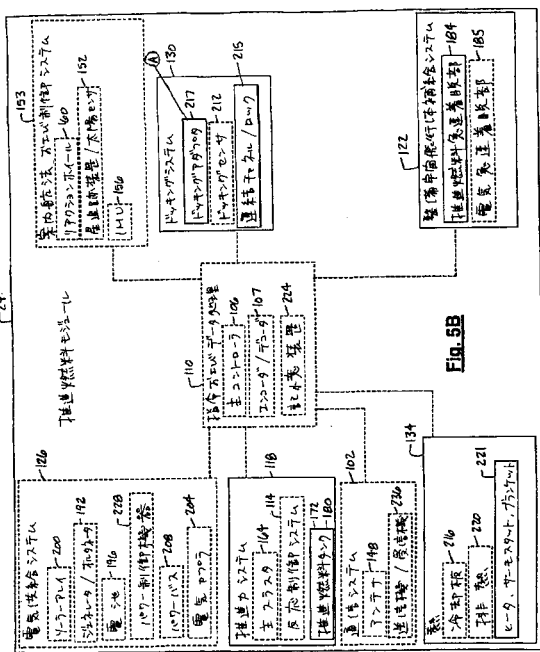


FIG. 5B

【図5A】

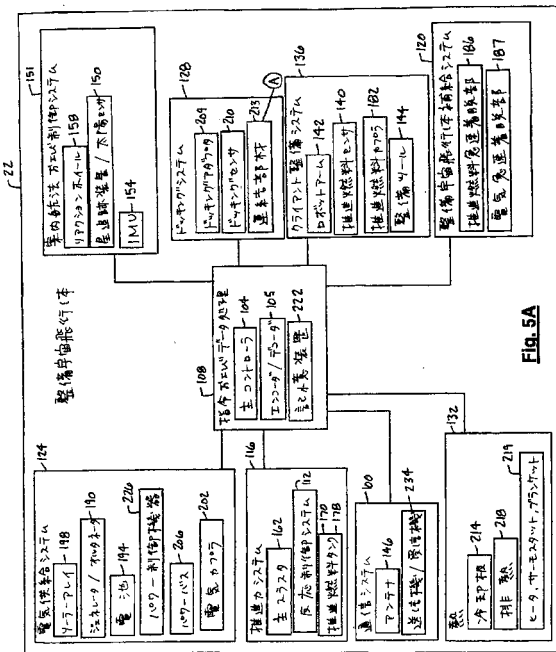


FIG. 5A

【図6】

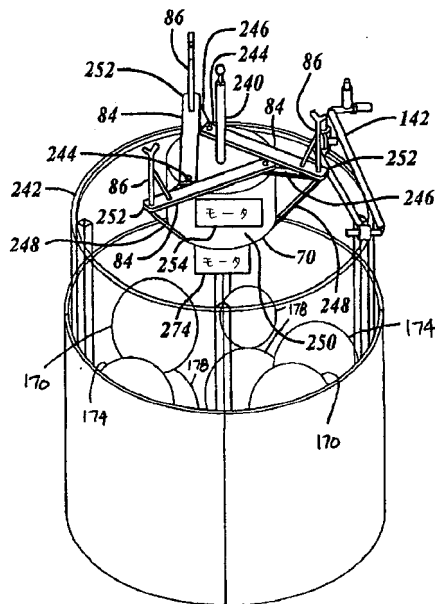


FIG. 6

【 7 A 】

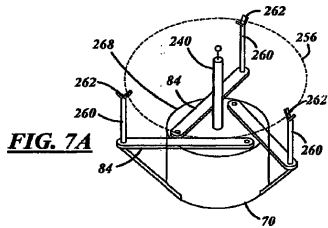


FIG. 7A

【 7 B 】

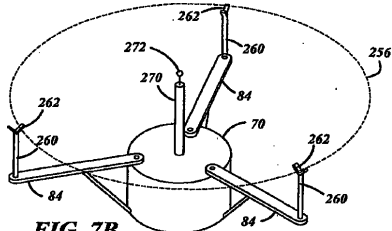


FIG. 7B

【 8 】

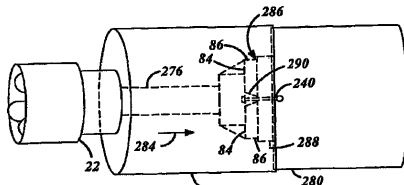


FIG. 8

【 1 1 】

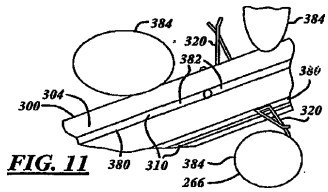


FIG. 11

【 1 2 】

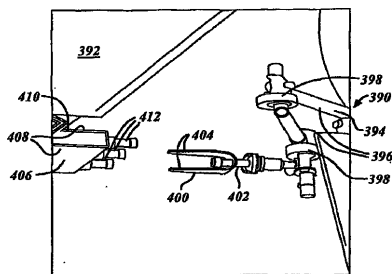


FIG. 12

【 1 3 】

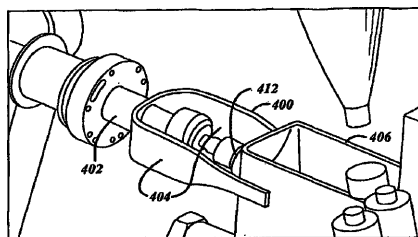


FIG. 13

【 9 】

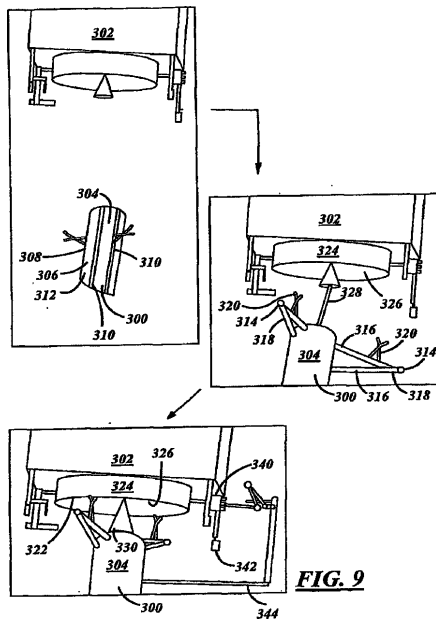


FIG. 9

【 1 0 】

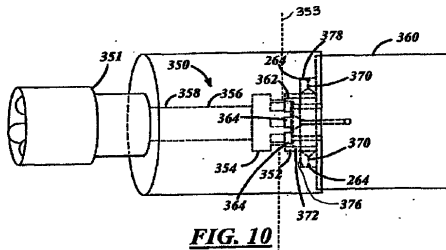


FIG. 10

【 1 4 】

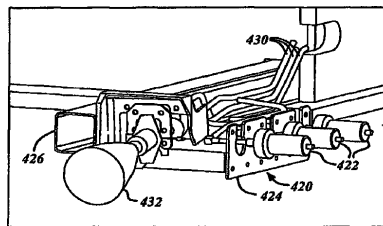


FIG. 14

【 1 5 】

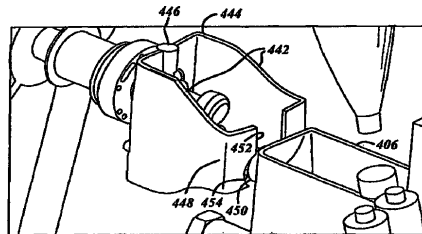


FIG. 15

## フロントページの続き

- (72)発明者 ケスラー, トマス・エル  
アメリカ合衆国、90274 カリフォルニア州、パロス・ベルデス・エステイツ、ピア・デル・  
モンテ、517
- (72)発明者 ペルツ, レオラ  
アメリカ合衆国、91104 カリフォルニア州、パサディナ、ノース・ミシガン・アベニュー、1  
291
- (72)発明者 クロニック, ジェフェリー・ジェイ  
アメリカ合衆国、92647 カリフォルニア州、ハンティントン・ビーチ、ロス・レーン、16  
762
- (72)発明者 キャブリン, グレン・エヌ  
アメリカ合衆国、90266 カリフォルニア州、マンハッタン・ビーチ、トゥエンティナインス  
・ストリート、456
- (72)発明者 チャンドラー, フランク・オー  
アメリカ合衆国、92649 カリフォルニア州、ハンティントン・ビーチ、グリムズバイ・ドラ  
イブ、5731
- (72)発明者 フランプトン, ロバート・ブイ  
アメリカ合衆国、91104 カリフォルニア州、パサディナ、ノース・ミシガン・アベニュー、1  
291
- (72)発明者 リベラ, ダニエル・イー  
アメリカ合衆国、90713 カリフォルニア州、レークウッド、ハービー・ウェイ、6007

審査官 三澤 哲也

- (56)参考文献 米国特許第05299764 (US, A)  
国際公開第2005/118394 (WO, A1)  
特開2001-233297 (JP, A)  
特開平02-024073 (JP, A)  
米国特許第6845303 (US, B1)  
国際公開第2004/054877 (WO, A1)  
米国特許出願公開第2003/0025037 (US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64G 1/10