

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6557835号
(P6557835)

(45) 発行日 令和1年8月14日(2019.8.14)

(24) 登録日 令和1年7月26日(2019.7.26)

(51) Int. Cl.	F I
B 6 4 G 1/62 (2006.01)	B 6 4 G 1/62
B 6 4 C 29/04 (2006.01)	B 6 4 C 29/04
B 6 4 D 1/02 (2006.01)	B 6 4 D 1/02
B 6 4 D 17/80 (2006.01)	B 6 4 D 17/80
B 6 4 G 1/56 (2006.01)	B 6 4 G 1/56

請求項の数 25 (全 33 頁)

(21) 出願番号	特願2018-86226 (P2018-86226)
(22) 出願日	平成30年4月27日(2018.4.27)
(65) 公開番号	特開2019-69749 (P2019-69749A)
(43) 公開日	令和1年5月9日(2019.5.9)
審査請求日	平成31年4月8日(2019.4.8)
(31) 優先権主張番号	特願2017-184145 (P2017-184145)
(32) 優先日	平成29年8月17日(2017.8.17)
(33) 優先権主張国・地域又は機関	日本国(JP)
(31) 優先権主張番号	特願2017-194669 (P2017-194669)
(32) 優先日	平成29年8月25日(2017.8.25)
(33) 優先権主張国・地域又は機関	日本国(JP)

(73) 特許権者	591247271 白井 芳雄 東京都杉並区高円寺南1丁目14番15号
(74) 代理人	100137589 弁理士 右田 俊介
(72) 発明者	白井 芳雄 東京都杉並区高円寺南1-14-15
審査官	志水 裕司

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 宇宙飛翔体およびデブリ除去システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

機体本体と、

前記機体本体よりも飛行方向の一方側に設けられ前記機体本体に向かって凹形状に湾曲するエアブレイキ構造体と、

前記機体本体に設けられ前記機体本体の重心位置よりも前記飛行方向の前記一方側から前記エアブレイキ構造体に向けて噴流を噴射する噴射ノズルと、を有し、

噴射された前記噴流の向きが凹形状の前記エアブレイキ構造体に沿って反転することにより前記機体本体に前記飛行方向の前記一方側に向けて前記噴流の反動力を生じさせることを特徴とする宇宙飛翔体。

【請求項2】

前記エアブレイキ構造体が、少なくとも一部が炭素繊維または複合耐熱材料で作成されたパラシュートである請求項1に記載の宇宙飛翔体。

【請求項3】

前記エアブレイキ構造体が、前記機体本体に向けて突出する中央凸部と、前記中央凸部の周囲に連続形成されていて前記機体本体に向かって凹形状に湾曲する凹面部と、を備える請求項1または2に記載の宇宙飛翔体。

【請求項4】

前記凹面部が、前記一方側の遠方に向かって開口する掘り鉢状をなしている請求項3に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 5】

前記中央凸部が、前記凹面部に沿って前記一方側から取り込まれるスペースデブリを収容するデブリ収容部を備える請求項 3 または 4 に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 6】

前記デブリ収容部は開閉可能な開閉蓋を有し、前記開閉蓋は前記噴射ノズルに対向し、かつ前記噴射ノズルからみて前記噴流の噴射方向の前方に配置されている請求項 5 に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 7】

前記開閉蓋の少なくとも一部が、前記デブリ収容部の深さ方向に膨出する球面状をなしている請求項 6 に記載の宇宙飛翔体。

10

【請求項 8】

前記開閉蓋の少なくとも一部が、更に前記デブリ収容部の径方向の外向きにも膨出する球面状であり、

前記開閉蓋が閉じた状態で、前記開閉蓋の球面状の内表面の一部が、前記中央凸部の外形線を超えて径方向の外側に位置している請求項 7 に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 9】

前記開閉蓋の内表面に、前記開閉蓋よりも軟質の材料で作成された緩衝体が設けられている請求項 6 から 8 のいずれか一項に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 10】

前記噴射ノズルと前記エアブレーキ構造体との間に配置されて前記噴流が通過する耐熱性の噴射ガイドを有する請求項 1 から 9 のいずれか一項に記載の宇宙飛翔体。

20

【請求項 11】

前記噴射ガイドの開口断面積が長手方向に亘って均一である請求項 10 に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 12】

前記噴射ガイドのうち少なくとも前記エアブレーキ構造体に近接する側の端部が、前記エアブレーキ構造体に向かって徐々に拡径している請求項 10 に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 13】

前記噴射ガイドのうち少なくとも前記エアブレーキ構造体に近接する側の端部が、前記エアブレーキ構造体に向かって徐々に縮径している請求項 10 に記載の宇宙飛翔体。

30

【請求項 14】

前記エアブレーキ構造体がパラシュートであり、

前記噴射ガイドが、下側筒部と、前記下側筒部の上方に配置されて前記パラシュートの内側に並んで配置される第 2 パラシュートと、を有し、

前記下側筒部を通過した前記噴流が前記パラシュートと前記第 2 パラシュートとの間隙部を流れることにより該噴流の向きが反転する請求項 10 から 13 のいずれか一項に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 15】

前記第 2 パラシュートと下側筒部とが隙間なく連続形成されている請求項 14 に記載の宇宙飛翔体。

40

【請求項 16】

前記機体本体の高度を算出する高度算出部と、

前記高度算出部が算出した前記高度を示す高度情報に基づいて、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流を制御する噴射制御部と、

前記噴射ノズルから噴射される前記噴流の向きとは異なる少なくとも一の方向に他の噴流を噴射する制御用噴射ノズルと、を備える請求項 1 から 15 のいずれか一項に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 17】

前記機体本体の高度および飛行速度に基づいて前記機体本体の着陸予想地点を算出する予想演算部と、

50

前記着陸予想地点の表面状態を示す表面情報または前記着陸予想地点に着陸可能であるか否かを示す可否情報を取得する情報取得部と、

前記情報取得部が取得した前記表面情報または前記可否情報に基づいて、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流を制御する噴射制御部と、を備える請求項 1 から 16 のいずれか一項に記載の宇宙飛翔体。

【請求項 18】

請求項 5 から 9 のいずれか一項に記載の宇宙飛翔体と、前記宇宙飛翔体の進行方向の前方を前記宇宙飛翔体と隊列飛行する一機または複数機の旋回飛翔体と、を有し、

前記旋回飛翔体が、前記宇宙飛翔体の前記進行方向を中心軸として前記中心軸まわりに旋回飛行しながら前記進行方向に飛行し、かつ飛来するスペースデブリに向けて噴流を噴射して前記スペースデブリの飛来軌道を変化させるデブリ軌道修正用ノズルを備えるデブリ除去システム。

【請求項 19】

前記旋回飛翔体が、前記中心軸に向けてデブリ軌道修正用ノズルから前記噴流を噴射する請求項 18 に記載のデブリ除去システム。

【請求項 20】

軌道修正用演算部を更に備え、

前記軌道修正用演算部は、飛来する前記スペースデブリの位置、飛来方向および飛来速度を含むデブリ条件に基づいて、前記飛来軌道の変化後の前記スペースデブリの飛来位置および飛来時刻が、当該飛来時刻における前記宇宙飛翔体の前記エアブレーキ構造体の通過位置と一致するように、前記デブリ軌道修正用ノズルから噴射する前記噴流の噴射時期または噴射量の少なくとも一方を決定する請求項 19 に記載のデブリ除去システム。

【請求項 21】

前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、

前記軌道修正用演算部は、前記デブリ条件に基づいて、前記複数機のうち、前記デブリ軌道修正用ノズルから前記噴流を噴射する前記旋回飛翔体を決定する請求項 20 に記載のデブリ除去システム。

【請求項 22】

前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、

複数機の前記旋回飛翔体同士がケーブルで互いに連結されている請求項 18 から 21 のいずれか一項に記載のデブリ除去システム。

【請求項 23】

前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、

複数機の前記旋回飛翔体がそれぞれ前記宇宙飛翔体とケーブルで連結されている請求項 18 から 21 のいずれか一項に記載のデブリ除去システム。

【請求項 24】

前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、

複数機の前記旋回飛翔体が、前記宇宙飛翔体の前記進行方向の前方に螺旋状または複数段の環状に配置されて隊列飛行する請求項 18 から 23 のいずれか一項に記載のデブリ除去システム。

【請求項 25】

第一の前記旋回飛翔体の旋回半径が、第一の前記旋回飛翔体よりも前記宇宙飛翔体のより前方を旋回飛行する第二の前記旋回飛翔体の旋回半径よりも小さいことを特徴とする請求項 24 に記載のデブリ除去システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

10

20

30

40

50

【 0 0 0 1 】

本発明は、宇宙空間を飛行する宇宙飛翔体およびかかる宇宙飛翔体を有するデブリ除去システムに関する。

【 背景技術 】

【 0 0 0 2 】

従来、各種の宇宙飛翔技術および着陸技術が提案されてきた。着陸時に地面に向けて噴流を噴射することにより垂直に着陸する飛翔体を一般に垂直着陸型ロケットと呼ぶ。垂直着陸型ロケットは機体の再利用が可能であることから、特に月など地球外の衛星や惑星への着陸技術として注目されている。

【 0 0 0 3 】

垂直着陸型ロケットの例として下記の特許文献 1 には、機体のベース部に設けられたエンジンが推力偏向ノズルを有し、ジンバル装置によって複数個のエンジンの向きを個別に調整することが可能な垂直離着陸機が記載されている。この垂直離着陸機は、エンジンで生成された噴流の噴射方向を 2 つの方向に変化可能であり、あるエンジンが故障したときでも他のエンジンの噴流の向きを調整することにより機体の姿勢を維持しながら垂直着陸することができる。とされている。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 4 】

【 特許文献 1 】 特開 2 0 1 6 - 6 8 5 7 9 号 公 報

【 発明の概要 】

【 発明が解決しようとする課題 】

【 0 0 0 5 】

しかしながら、特許文献 1 に記載されているような垂直離着陸ロケットで垂直着陸を試みる場合、地面に向けられたノズルの噴射口が最も下に位置し、その上方に重い機体本体が位置することとなる。このため、ノズルから噴射される噴流の反動力は、ノズルから機体本体の重心を通る上向きに発生する。ここで、噴流に横方向の揺らぎが生じるなどして噴流の反動力の向きが機体本体の重心からずれると、この反動力は機体本体に対して重心まわりの回転モーメントを発生させる。そして噴流が概略重心に向かって噴射されることで、ひとたび発生した回転モーメントは不安定に増大していく。玉乗りの玉の頂上に載ることが不安定であることと同様である。これにより機体の姿勢を制御することが困難になる。特に、着陸する機体の高度が下がって地面に近づくと、ノズルから噴射される非定常の噴流が機体底面と地面との間で複雑な渦流を形成し、この渦流が機体底面に対して地面効果と呼ばれる複雑な空気力を及ぼす。このため、機体には複雑な空気力が作用して姿勢制御が困難となるばかりでなく、機体が受ける噴流の反動力の向きも複雑に時間変化するため上述した回転モーメントが発生しやすく機体の姿勢が益々不安定になる。

【 0 0 0 6 】

このような姿勢制御の困難さは、垂直着陸型ロケットが地面に着陸する際に発生するばかりでなく、宇宙ステーションなどの人工天体に着陸する場合にも発生する。また、垂直着陸型ロケットに限らず、逆推力装置で逆噴射して制動する方式の宇宙往還機等の各種の宇宙飛翔体においても類似の課題が発生する。このため、将来の月面探査や宇宙ステーションとの往還等の種々の宇宙活動に向けて、容易で確実な姿勢制御が可能な宇宙飛翔体の着陸技術が求められている。

【 課題を解決するための手段 】

【 0 0 0 7 】

上記の目的を達成するため、本発明の宇宙飛翔体は、機体本体と、前記機体本体よりも飛行方向の一方側に設けられ前記機体本体に向かって凹形状に湾曲するエアブレーキ構造体と、前記機体本体に設けられ前記機体本体の重心位置よりも前記飛行方向の前記一方側から前記エアブレーキ構造体に向けて噴流を噴射する噴射ノズルと、を有し、噴射された前記噴流の向きが凹形状の前記エアブレーキ構造体に沿って反転することにより前記機体

10

20

30

40

50

本体に前記飛行方向の前記一方側に向けて前記噴流の反動力を生じさせることを特徴とする。

【0008】

また本発明の着陸装置においては、より具体的な態様として、前記エアブレーキ構造体が、前記機体本体に向けて突出する中央凸部と、前記中央凸部の周囲に連続形成されていて前記機体本体に向かって凹形状に湾曲する凹面部と、を備えてもよい。また前記噴射ノズルと前記エアブレーキ構造体との間に配置されて前記噴流が通過する耐熱性の噴射ガイドを有してもよい。更に、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流の向きとは異なる少なくとも一方向に他の噴流を噴射する制御用噴射ノズルを備えてもよい。

【発明の効果】

【0009】

本発明の宇宙飛翔体によれば、機体本体よりも飛行方向の一方側に設けられたパラシュートなどのエアブレーキ構造体に対して噴流を噴射し、この噴流の向きを凹形状に沿って反転させて反動力を得ることができる。このため、飛行方向の上記一方側を着陸面に対して噴射ノズルよりも後方（すなわち上方）とすることにより、着陸面に対して逆噴射を行うことができる。このため機体本体を減速させるにあたり地面効果の影響を抑制することができる。更にこのとき、機体本体の重心位置よりも上方から更に上方のエアブレーキ構造体に向かって、すなわち機体本体の重心位置とは反対の向きに噴流を噴射することとなるため、仮に機体本体の重心まわりに回転モーメントが発生したとしても当該回転モーメントが不安定に増大することがない。これにより本発明によれば機体本体を力学的に安定の状態に減速および着陸させることができ、容易で確実な姿勢制御が可能になる。また本発明を応用することにより、着陸技術に用いるだけでなく、上記の反動力を推進力として宇宙空間を飛行させることで宇宙飛翔体を宇宙ゴミ（スペースデブリ）の回収および廃棄装置として用いることができる。

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】本発明の第一実施形態の宇宙飛翔体を説明する概観図である。

【図2】本発明の第二実施形態の宇宙飛翔体を説明する概観図である。

【図3】第二実施形態の宇宙飛翔体が宇宙ステーションにドッキングした状態を説明する概観図である。

【図4】本発明の第三実施形態の宇宙飛翔体の斜視図である。

【図5】噴射ガイドが円筒形である第三実施形態の宇宙飛翔体の断面図である。

【図6】噴射ガイドがスカート状（ラッパ状）である変形例の断面図である。

【図7】噴射ガイドが端部で窄んでいる変形例の断面図である。

【図8】本発明の第四実施形態の宇宙飛翔体を説明する断面図である。

【図9】本発明の第五実施形態の宇宙飛翔体が宇宙空間を飛行してスペースデブリを回収する状態を説明する概観図である。

【図10】第五実施形態の宇宙飛翔体からスペースデブリを打ち出す状態を説明する概観図である。

【図11】（a）は第五実施形態の宇宙飛翔体の変形例を説明する概観図であり、（b）は当該変形例の宇宙飛翔体における開閉蓋を噴射ノズルの側から見た模式図である。

【図12】第五実施形態の変形例にかかる宇宙飛翔体からスペースデブリを打ち出す状態を説明する概観図である。

【図13】第五実施形態の宇宙飛翔体を有するデブリ除去システムの平面模式図である。

【図14】デブリ除去システムを宇宙飛翔体の進行方向の側方から見た側面図である。

【図15】変形例にかかるデブリ除去システムの平面模式図である。

【図16】変形例にかかるデブリ除去システムを宇宙飛翔体の進行方向の側方から見た側面図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

10

20

30

40

50

以下、本発明の実施形態を図面に基づいて説明する。尚、各図面において、対応する構成要素には共通の符号を付し、重複する説明は適宜省略する。

【0012】

<第一実施形態>

はじめに本実施形態の宇宙飛翔体100の概要について説明する。

図1に示す本実施形態の宇宙飛翔体100は、機体本体6、エアブレーキ構造体(パラシュート1)および噴射ノズル5を有している。エアブレーキ構造体(パラシュート1)は機体本体6よりも飛行方向の一方側に設けられており、機体本体6に向かって凹形状に湾曲している。本明細書においてエアブレーキ構造体(パラシュート1)が機体本体6に向かって凹形状に湾曲するとは、エアブレーキ構造体(パラシュート1)の少なくとも一部が、機体本体6から見て凹形状であること、すなわち機体本体6から遠ざかる方向に窪んだ形状であることを意味する。本実施形態では上記一方側を飛行方向の後方、すなわち着陸面200に対して上方とする。これにより宇宙飛翔体100は着陸装置として用いられる。ただし第五実施形態にて後述するように、本発明の宇宙飛翔体(宇宙飛翔体104:図10参照)はエアブレーキ構造体を前方に配置して宇宙空間を飛行する態様で用いてもよい。この場合、エアブレーキ構造体は機体本体6に対して飛行方向の前方に設けられることになり、すなわち上記の一方側は飛行方向の前方にあたる。

図1に示す第一実施形態の宇宙飛翔体100において、噴射ノズル5は機体本体6に設けられており、機体本体6の重心位置Gよりも飛行方向の一方側(第一実施形態では後方)からエアブレーキ構造体(パラシュート1)に向けて噴流Jを噴射する。

本実施形態の宇宙飛翔体100は、噴射された噴流Jの向きが凹形状のエアブレーキ構造体(パラシュート1)に沿って反転することにより、機体本体6に飛行方向の後方に向けて噴流Jの反動力Fを生じさせる。

【0013】

以下、本実施形態についてより詳細に説明する。

本明細書において着陸とは地表や月面などの地面または地面に建造されたプラットフォームに下りることのほか、宇宙ステーションなどの人工天体にドッキングすることを含む。以下、着陸する対象を「着陸面」と呼称する場合があるが、かかる「着陸面」は、平坦面である場合のほか、凹凸のある凹凸面や、宇宙ステーションのドッキング装置のような構造体をも含む意味である。

【0014】

宇宙飛翔体100は種々の構造をとることができ、ロケットなどのローンチャーまたは人工衛星に搭載されて打ち上げられた後に切り離されて着陸面に向けて落下するものでもよく、または自機により離陸可能な離着陸機でもよい。宇宙飛翔体100としては、月着陸船や宇宙往還機を例示することができる。

【0015】

機体本体6は、バス機器およびミッション機器が搭載された主要構造部であり、宇宙飛翔体100における主たる質量部である。機体本体6の下部には脚62を任意で備えていてもよい。本明細書において下方とは宇宙飛翔体100からみて宇宙ステーションや地面などの着陸面200が存在する側であり、上方とはその反対側である。したがって本明細書でいう上下は、地球の重力方向の上下とは必ずしも一致しない。

【0016】

ここで、着陸する宇宙飛翔体100の飛行方向は、着陸面200に向かう下向き成分を少なくとも含む。そして本実施形態において飛行方向の後方とは、着陸に向けて宇宙飛翔体100が飛行する方向の正反対の向きに限らず、飛行方向に対して反対向きの成分を含む方向を意味する。着陸する宇宙飛翔体100は、着陸面200に向けて真っ直ぐ下方に降下してもよく、または斜め下方に飛行してもよい。したがって本実施形態においてエアブレーキ構造体が機体本体6よりも飛行方向の後方に設けられているとは、エアブレーキ構造体の少なくとも一部が着陸面200から見て機体本体6よりも上方に配置されていることをいう。

10

20

30

40

50

【 0 0 1 7 】

機体本体 6 の形状は、直方体（立方体）状でもよく、円筒状でもよく、または他の形状でもよい。機体本体 6 の上部には 1 基または複数基の噴射ノズル 5 が設けられている。機体本体 6 の内部にはロケットエンジン（図示せず）と、このロケットエンジンに推進剤を供給する推進剤タンク（図示せず）とが設けられている。ロケットエンジンで生成された噴流 J は噴射ノズル 5 から上方に向けて噴射される。噴射ノズル 5 からの噴流 J の噴射方向はジンバル装置（図示せず）により可変としてもよい。エンジンおよび噴射ノズル 5 が複数基設置されている場合、複数個の噴射ノズル 5 からそれぞれ噴射される噴流を合流したものを噴流 J と呼称する。

【 0 0 1 8 】

宇宙飛翔体 1 0 0 は、噴射ノズル 5 から噴射される噴流 J を制御する噴射制御部 3 0 を備えている。噴射制御部 3 0 は、噴流 J の速度や流量を調整して噴流 J の反動力を制御する手段であり、例えばエンジンにおける燃焼条件を制御する公知の燃焼制御手段を用いることができる。このほか、複数基のエンジンおよび噴射ノズル 5 を有する宇宙飛翔体 1 0 0 の場合、噴射制御部 3 0 は運転させるエンジンの基数を増減設定する手段でもよい。噴射制御部 3 0 は一例として、エンジンに設けられたアクチュエータ、推進剤を供給する配管類に設けられたバルブ、およびこれらの動作を制御するコンピュータにより実現することができる。このほか宇宙飛翔体 1 0 0 は、後述する高度算出部 2 0、予想演算部 4 0、情報取得部 5 0 を備えている。

【 0 0 1 9 】

エアブレーキ構造体は、宇宙飛翔体 1 0 0 が仮に大気中を飛行する場合に大気から受ける空気力学的な力を利用して宇宙飛翔体 1 0 0 を減速させる大気制動構造である。地球大気中を宇宙飛翔体 1 0 0 が落下飛行する場合には、展開されたパラシュート 1 が空気抵抗を受けて宇宙飛翔体 1 0 0 を減速させる。ただし、月面着陸に用いられる場合など実質的に大気が無い環境で宇宙飛翔体 1 0 0 が飛行する場合は、エアブレーキ構造体には大気制動が作用しなくてよい。

【 0 0 2 0 】

エアブレーキ構造体としては、可撓性の材料で傘状に形成されたパラシュート 1 を代表的には例示することができる。このほかエアブレーキ構造体として翼形状などの剛直な板状部材を用いてもよい。ただし、折り畳んで機体本体 6 に収容可能であってかつ軽量であるという観点から、柔軟なパラシュート 1 を用いることが好ましい。本実施形態のエアブレーキ構造体として例示されるパラシュート 1 は、球皮の少なくとも一部が炭素繊維または複合耐熱材料で作成されていることが好ましい。複合耐熱材料は、一種または複数種の耐熱性材料を母材と複合した材料である。耐熱性材料としては、耐熱性の繊維材料、例えば炭素繊維やアラミド繊維などの有機繊維；炭化ケイ素繊維などの無機化合物非晶質繊維；を挙げることができる。母材としては、合成樹脂やセラミックスを挙げることができる。すなわち複合耐熱材料の例としては、炭素繊維複合材料、セラミックス基複合材料、炭素繊維強化セラミックス複合材料などを挙げることができる。複合耐熱材料は、2 0 0 以上、好ましくは 5 0 0 以上の耐熱性を有する。耐熱性を有するとは当該温度において機械的な物性が有意に変化しないことを意味する。そしてパラシュート 1 を炭素繊維または複合耐熱材料で作成することで高い比強度と耐熱性を得ることができる。

【 0 0 2 1 】

図 1 に示すように展開されたパラシュート 1 は、機体本体 6 からみて飛行方向の後方、すなわち上方に設けられている。パラシュート 1 は複数本の支持ロープ 3 により機体本体 6 に取り付けられている。より具体的には、機体本体 6 の重心位置 G と噴射ノズル 5 とを結ぶ直線の延長線上に、パラシュート 1 の少なくとも一部（好ましくはパラシュート 1 の底面 1 a の中心）が配置されるようにパラシュート 1 は展開される。

ここで機体本体 6 の重心位置 G とは、飛行する宇宙飛翔体 1 0 0 における機体本体 6 の重心の三次元的な位置をいい、機体本体 6 から外部に展開されたパラシュート 1 や、噴流 J となって既に消費された推進剤の質量を除いて算出される。本明細書において断りなく

10

20

30

40

50

パラシュート 1 と表現した場合は、展開されたパラシュート 1 を意味する。

【 0 0 2 2 】

パラシュート 1 は傘状をなし、機体本体 6 から離間する上方に向かって膨出している。すなわちパラシュート 1 の底面 1 a は機体本体 6 に向かう凹形状に湾曲している。

【 0 0 2 3 】

本発明の宇宙飛翔体 1 0 0 は、機体本体 6 の重心位置 G よりも上方に位置するパラシュート 1 に対して噴射ノズル 5 から噴流 J を噴射し、この噴流 J をパラシュート 1 の湾曲した底面 1 a に沿って反転させる。パラシュート 1 に向かって噴流 J を噴射することで、月面など実質的に大気が無い環境でも、パラシュート 1 を傘状に開かせることができる。噴射ノズル 5 から上向きに噴射された噴流 J は、凹形状のパラシュート 1 の底面 1 a に沿って向きを変えて噴流 J 1 となり、更に噴流 J 1 はパラシュート 1 に沿って流れ、パラシュート 1 の周縁から噴流 J 2 となって吹き出される。このことで、噴流 J 2 の反動力 F は図 1 に矢印で示すように上向きの成分を有することとなる。この反動力 F により宇宙飛翔体 1 0 0 は減速される。

【 0 0 2 4 】

この原理を補足説明する。初めに、噴射ノズル 5 から噴流 J を上向きに噴射することで機体本体 6 は噴流 J の逆向き（すなわち下向き）に噴射反力を受ける。そして噴射された噴流 J がパラシュート 1 の底面 1 a に当たることでパラシュート 1（すなわち宇宙飛翔体 1 0 0）は上向きの押し上げ力を受ける。この下向きの噴射反力と上向きの押し上げ力とは相殺され、言い換えると噴流 J が噴射ノズル 5 から噴射されてからパラシュート 1 に至って噴流 J 1 になるまでは、噴流 J、J 1 は宇宙飛翔体 1 0 0 に対して内力として作用する。そしてパラシュート 1 の底面 1 a が滑らかな凹形状に湾曲していることで、パラシュート 1 の底面 1 a に沿って噴流 J が向きを変えて噴流 J 1 になる際に失う運動量は極めて小さい。そして向きが反転した噴流 J 1 がパラシュート 1 の周縁から噴流 J 2 となって吹き出される。噴流 J 2 の向きは、パラシュート 1 の径方向外向き成分と下向き成分とを合成した斜め方向となる。すなわち噴流 J 2 の反動力 F は上向きの成分を有し、パラシュート 1 の周縁から吹き出される噴流 J 2 の反動力 F をパラシュート 1 の周回方向に合成すると反動力 F は上向きとなる。噴射ノズル 5 は機体本体 6 の重心位置 G よりも後方（上方）にあり、パラシュート 1 は更にその後方（上方）にあるため、噴射の反動力 F は機体本体 6 の重心位置 G よりも上方において発生し、更に重心位置 G とは反対の上向きの成分となる。このため、かかる反動力 F は機体本体 6 の重心まわりの回転モーメントを不安定に増大させることがない。また、機体本体 6 よりも後方（上方）から噴流 J 2 が吹き出されるため、宇宙飛翔体 1 0 0 の高度が下がり着陸の直前であっても着陸面 2 0 0 までの距離を大きく確保することができる。このため地面効果の影響を抑制することもできる。以上より本発明の宇宙飛翔体 1 0 0 によれば、例えば月着陸などの着陸動作を安定して実現することができる。

【 0 0 2 5 】

以下、宇宙飛翔体 1 0 0 が着陸するまでの制御についてより具体的に説明する。本実施形態の宇宙飛翔体 1 0 0 は、機体本体 6 の高度を算出する高度算出部 2 0 を備えていてもよい。上述した噴射制御部 3 0 は、高度算出部 2 0 が算出した機体本体 6 の高度を示す高度情報に基づいて、噴射ノズル 5 から噴射される噴流 J を制御する。噴射される噴流 J の速度や流量すなわち噴射量を宇宙飛翔体 1 0 0 の高度に応じて制御することで、着陸するまでの宇宙飛翔体 1 0 0 の降下速度を所望に調整することができる。具体的には、高度算出部 2 0 が算出した高度情報が示す機体本体 6 の高度が所定の閾値以上である場合は宇宙飛翔体 1 0 0 の降下を優先するため噴射制御部 3 0 は噴流 J を停止または噴射量を所定未満に抑制するとよい。そして機体本体 6 の高度が所定の閾値未満になった場合は、宇宙飛翔体 1 0 0 の減速を優先するため噴射制御部 3 0 は噴流 J の噴射を始動させるかまたは噴流 J の噴射量を所定以上に制御するとよい。これにより、着陸時の宇宙飛翔体 1 0 0 の降下速度を極めて低減することが可能であり、機体本体 6 や脚 6 2 への負荷を抑えることができる。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 6 】

高度算出部 2 0 による高度情報の取得原理は特に限定されないが、例えば着陸面 2 0 0 に対して光を照射して反射光を受光する光学式の測距センサ 2 2 を用いることができる。高度情報が示す機体本体 6 の高度とは、着陸面 2 0 0 から機体本体 6 のいずれかの部位（例えば機体本体 6 の底面 6 a または重心位置 G）までの高度に換算可能な情報であればよく、脚 6 2 の下端やパラシュート 1 の上端など、機体本体 6 に対して既知の位置関係に配置された部位の高度を示す情報でもよい。

【 0 0 2 7 】

更に本実施形態の宇宙飛翔体 1 0 0 は、予想演算部 4 0 および情報取得部 5 0 を備えていてもよい。予想演算部 4 0 は機体本体 6 の高度および飛行速度に基づいて機体本体 6 の着陸予想地点 L P を算出する情報処理部であり、情報取得部 5 0 は着陸予想地点 L P の表面情報または可否情報を取得する情報処理部である。予想演算部 4 0 および情報取得部 5 0 は、機体本体 6 に搭載されたコンピュータにより実現される。

予想演算部 4 0 は、高度情報を高度算出部 2 0 から取得し、速度計や加速度計（図示せず）から宇宙飛翔体 1 0 0 の飛行速度および飛行方向に関する情報を取得する。予想演算部 4 0 はこれらの情報に基づいて着陸予想地点 L P の位置情報（緯度および経度）を算出する。

着陸予想地点 L P の表面情報とは着陸予想地点 L P の表面状態を示す情報であり、可否情報とは着陸予想地点 L P に対して宇宙飛翔体 1 0 0 が着陸可能であるか否かを示す情報である。

【 0 0 2 8 】

着陸予想地点 L P の表面情報としては、例えば、機体本体 6 に搭載されたカメラ 5 2 が撮影した画像情報でもよく、または測距センサ 2 2 が受光した反射光の散乱度合いを示す情報でもよい。例えば表面情報が画像情報である場合、情報取得部 5 0 は当該画像情報の画像処理により着陸予想地点 L P が着陸可能な平坦さを有しているか否かを判定するとよい。そして着陸予想地点 L P の平坦さが所定の閾値以上であると判定された場合には、情報取得部 5 0 は着陸予想地点 L P に着陸可能と判定し、かかる判定結果を可否情報として取得する。このほか、可否情報は種々の態様を採用することができる。例えば、宇宙飛翔体 1 0 0 が有する記憶装置（図示せず）に、着陸可能な領域を示す緯度および経度の範囲情報を予め格納しておいてもよい。情報取得部 5 0 は、この範囲情報と着陸予想地点 L P とを照合して宇宙飛翔体 1 0 0 が着陸予想地点 L P に着陸することが可能か否かを判定し、この判定結果を可否情報として取得してもよい。このほか、機体本体 6 に搭載されたアンテナ 5 4 で地上局または母船と交信してもよい。すなわち、情報取得部 5 0 は着陸予想地点 L P を示す情報をアンテナ 5 4 から地上局または母船に送信し、着陸予想地点 L P に対して着陸して良いか否かの信号を可否情報として地上局または母船からアンテナ 5 4 で受信して取得してもよい。

【 0 0 2 9 】

着陸予想地点 L P に宇宙飛翔体 1 0 0 が着陸可能であると情報取得部 5 0 が判定した場合、噴射制御部 3 0 は噴流 J の噴射条件をそのまま維持する。一方、着陸予想地点 L P に宇宙飛翔体 1 0 0 が着陸不可能であると情報取得部 5 0 が判定した場合、噴射制御部 3 0 は噴流 J の噴射条件を変更し、例えば噴流 J の噴射量を増大させる。これにより反動力 F が増大して機体本体 6 の高度低下が抑えられるため、機体本体 6 は水平方向により長く飛行してから着陸することになる。言い換えると着陸予想地点 L P が遠方にシフトする。予想演算部 4 0 は着陸予想地点 L P を経時的に更新して算出し、情報取得部 5 0 は着陸予想地点 L P の表面情報または可否情報を更新して取得する。そして更新された着陸予想地点 L P に宇宙飛翔体 1 0 0 が着陸可能であると情報取得部 5 0 が判定した場合、噴射制御部 3 0 は噴流 J の噴射量を維持または低減させて宇宙飛翔体 1 0 0 を当該着陸予想地点 L P に着陸させる。

【 0 0 3 0 】

以上説明した本実施形態の宇宙飛翔体 1 0 0 によれば、着陸面 2 0 0 に起伏があるなど

着陸が困難である場合に、その場所を避けて宇宙飛翔体 100 を安全に着陸させることができる。

【0031】

宇宙飛翔体 100 は、噴射ノズル 5 から噴射される噴流 J の向きとは異なる少なくとも一方向に他の噴流（補助ジェット）を噴射する制御用噴射ノズル 17（図 1 では図示省略。図 3 から図 5 を参照。）を備えてもよい。制御用噴射ノズル 17 は、噴射ノズル 5 とは異なる位置に設けられた補助スラスタであり、機体本体 6 に対して直接にまたは他の取付部材（図示せず）を介して間接に取り付けられている。制御用噴射ノズル 17 は、少なくとも上下方向に対して交差する方向（例えば水平方向または斜め方向）に対して噴流（補助ジェット）を噴射して機体本体 6 の位置および向きを制御する。制御用噴射ノズル 17 は、上下方向に対して直交する水平面内における直交 2 方向の正逆両方向、すなわち上下方向に対して直交する 4 方向に向けて個別に噴流を噴射可能に配置されていることが好ましい。これにより宇宙飛翔体 100 の並進位置および重心まわりの向きを制御することが可能である。更に、制御用噴射ノズル 17 は上下方向を含む直交 6 方向に向けて個別に噴流を噴射可能に構成されてもよい。

【0032】

制御用噴射ノズル 17 における推進原理は特に限定されず、メインスラスタである噴射ノズル 5 と同じでもよいし、異なってもよい。例えば制御用噴射ノズル 17 を噴射ノズル 5 と同じく化学エンジンとする場合は、制御用噴射ノズル 17 に供給される推進剤を噴射ノズル 5 に供給される推進剤と共用して推進剤タンク（図示せず）から供給してもよい。また、制御用噴射ノズル 17 としてイオンエンジンやホールスラスタを用いて軽量化を図ってもよい。

【0033】

制御用噴射ノズル 17 から噴射される噴流（補助ジェット）による推力の向きおよび大きさは、噴射制御部 30、または噴射制御部 30 と連動する他の制御部により制御される。すなわち、制御用噴射ノズル 17 およびこれを駆動制御する制御部は、宇宙飛翔体 100 の目標着陸地点を定める装置を構成する。

【0034】

宇宙飛翔体 100 の着陸にあたり、噴射ノズル 5 を停止して制御用噴射ノズル 17 のみを駆動してもよく、または噴射ノズル 5 と併用して制御用噴射ノズル 17 を駆動してもよい。制御用噴射ノズル 17 から噴射される噴流（補助ジェット）の反動力の制御精度は、噴射制御部 30 により制御される噴射ノズル 5 の噴流 J の反動力の制御精度よりも高精度である。これにより、宇宙飛翔体 100 の着陸時に制御用噴射ノズル 17 を駆動することで、宇宙飛翔体 100 の目標着陸地点（例えば、予想演算部 40 が算出した着陸予想地点 LP）に機体本体 6 を正確に着陸させることができる。また、着陸予想地点 LP に宇宙飛翔体 100 が着陸不可能であると情報取得部 50 が判定した場合も、制御用噴射ノズル 17 から噴流（補助ジェット）を水平方向などに噴射して機体本体 6 を駆動することで、当該着陸不可能な着陸予想地点 LP から素早く移動してこれを回避することができる。

【0035】

以下、本発明の宇宙飛翔体の他の実施形態について図面を用いて説明する。第一実施形態と重複する説明は適宜省略する。

【0036】

< 第二実施形態 >

図 2 は本発明の第二実施形態の宇宙飛翔体 101 を説明する概観図である。

【0037】

第二実施形態の宇宙飛翔体 101 は、エアブレーキ構造体（パラシュート 1）が、機体本体 6 に向けて突出する中央凸部 2 と、この中央凸部 2 の周囲に連続形成されていて機体本体 6 に向かって凹形状に湾曲する凹面部 2a と、を備えている点で第一実施形態と相違する。図 2 に示すようにパラシュート 1 の中央凸部 2 は噴射ノズル 5 に向かって「とんがり帽子」状に突出している。すなわち、中央凸部 2 の先端（下端）およびその近傍は下に

凸形状をなし、凹面部 2 a は上に凸形状をなしている。そして中央凸部 2 は、先端部の周囲に、下に凸形状から上に凸形状に遷移する変曲点を有している。噴流 J による噴射圧力は、とんがり帽子状の中央凸部 2 からパラシュート 1 の底部 7 で U ターンし、凹面部 2 a に沿って流れる噴流 J 1 となる。中央凸部 2 は凸部支持ロープ 4 によってパラシュート 1 の支持ロープ 3 に連結されている。複数本の凸部支持ロープ 4 が中央凸部 2 の先端（下端）の近傍に周回状に接続され、各凸部支持ロープ 4 は放射状に延びて複数本の支持ロープ 3 の中間部に対してそれぞれ連結されている。すなわち凸部支持ロープ 4 は支持ロープ 3 の中間部から分岐しており、所定の張力をもって中央凸部 2 を支持している。このように放射状に配置された複数本の凸部支持ロープ 4 で中央凸部 2 を引っ張りながら支持することで、可撓性の材料で作成された中央凸部 2 の変形を抑制し、噴流 J が中央凸部 2 に吹き付けられても中央凸部 2 をパラシュート 1 の中央に維持することができる。

【 0 0 3 8 】

噴流 J は中央凸部 2 に衝突するように噴射ノズル 5 からパラシュート 1 に向けて噴射される。本実施形態の宇宙飛翔体 1 0 1 によれば、噴射ノズル 5 に向かって近づくように中央凸部 2 がパラシュート 1 から突き出ているため、噴流 J は減速する前に中央凸部 2 で放射状にスプリットされて底部 7 で反転する。このためパラシュート 1 の内部で噴流 J が渦流となって滞留して減衰してしまうことを回避し、噴流 J 2 が多くの運動量を維持したままパラシュート 1 の周縁から吹き出されて高い反動力 F を得ることができる。

【 0 0 3 9 】

中央凸部 2 と凹面部 2 a とは底部 7 を介して連続形成されているため、中央凸部 2 でスプリットされた噴流 J が乱れることなく底部 7 で向きを反転させて凹面部 2 a に沿って流れる。そして本実施形態の宇宙飛翔体 1 0 1 でも、第一実施形態の宇宙飛翔体 1 0 0 と同様に、噴流 J の噴射の反動力 F が機体本体 6 の重心位置 G よりも上方で発生するため、機体本体 6 の重心まわりの回転モーメントを不安定に増大させることなく機体本体 6 の落下を減速させて安全に着陸面 2 0 0 に着陸させることができる。

【 0 0 4 0 】

図 2 では脚 6 2 を図示していない。機体本体 6 に脚 6 2 を設けず機体本体 6 の底面 6 a で着陸面 2 0 0 に着陸してもよい。ただしこれに代えて、本実施形態においても第一実施形態の宇宙飛翔体 1 0 0 のように機体本体 6 に脚 6 2 を設けてもよい。

【 0 0 4 1 】

図 3 は第二実施形態の宇宙飛翔体 1 0 1 が宇宙ステーション 2 0 2 にドッキングした状態を説明する概観図である。パラシュート 1 は、中央凸部 2 の中心を通る面で切断面した端面を図示している。図 3 は、月面などの地面ではなく宇宙ステーション 2 0 2 のドッキング部 2 0 4 に宇宙飛翔体 1 0 1 が着陸した状態を示す。すなわち宇宙ステーション 2 0 2 のドッキング部 2 0 4 が着陸面 2 0 0 にあたる。機体本体 6 の底面 6 a には連結部（図示せず）が設けられている。また機体本体 6 の側面 6 b には、上述の第一実施形態でも説明したように、機体本体 6 の位置および向きを微調整するための制御用噴射ノズル 1 7 が設けられている。制御用噴射ノズル 1 7 は機体本体 6 の位置および向きを 6 自由度で制御するための補助スラスタである。制御用噴射ノズル 1 7 は、対向する少なくとも 1 対の側面 6 b にそれぞれ設けられている。着陸直前の宇宙飛翔体 1 0 1 において、噴射ノズル 5 から十分な噴射量で噴流 J を噴射し、宇宙飛翔体 1 0 1 の自重と釣り合う反動力 F を発生させることで宇宙飛翔体 1 0 1 をホバリングさせることができる。この状態で制御用噴射ノズル 1 7 を作動させ、機体本体 6 の位置および向きを宇宙ステーション 2 0 2 のドッキング部 2 0 4 に合わせる。その状態を維持して噴流 J の噴射量を僅かに低減することで宇宙飛翔体 1 0 1 は自重により降下してドッキング部 2 0 4 に着陸する。

【 0 0 4 2 】

< 第三実施形態 >

図 4 および図 5 は本発明の第三実施形態の宇宙飛翔体 1 0 2 を模式的に示す図である。支持ロープ 3 や凸部支持ロープ 4 などのロープ類は一部本数を適宜図示省略している。

本実施形態の宇宙飛翔体 1 0 2 は噴射ガイド 9 を有する点で第二実施形態の宇宙飛翔体

101 (図2参照)と相違する。噴射ガイド9は、噴射ノズル5とエアブレーキ構造体(パラシュート1)との間に配置されて噴流Jが通過する耐熱性の部材である。

【0043】

図2に示した第二実施形態の宇宙飛翔体101は、噴射ノズル5から「とんがり帽子」状の中央凸部2までの距離が大きいため、噴射ノズル5から噴射された噴流Jが中央凸部2に到達するまでに拡散してしまい、中央凸部2に到達するのは噴流Jの一部である。また噴流Jが拡散してしまうことで、底部7で反転した後の噴流J1が低速となり、必ずしも大きな反動力Fを得ることができない。そこで、第三実施形態の宇宙飛翔体102のように噴流Jを通過させる噴射ガイド9を設けることで噴流Jの拡散を抑制して集束させた状態でパラシュート1の中央凸部2に対して吹き付けることができる。これにより中央凸部2に対して噴流Jを集中せしめ、噴流J2の高い流速と大きな反動力Fが得られる。

【0044】

噴射ガイド9は、燃焼または化学反応により生成された高温の噴流Jを通過させるため耐熱性を有することが好ましい。このため噴射ガイド9は炭素繊維や複合耐熱材料などの耐熱性材料で作成されている。

【0045】

図4および図5に示す第三実施形態の宇宙飛翔体102では、第二実施形態と同様にパラシュート1が中央凸部2および凹面部2aを有する態様を図示している。これに換えて、図1に示した第一実施形態の宇宙飛翔体100のように中央凸部2を具備しないパラシュート1に対して噴射ガイド9を設けてもよい。その場合、噴射ノズル5から噴射された噴流Jが噴射ガイド9を通過することで拡散が抑制され、パラシュート1の底面1aの中央部に集中して噴流Jが吹き付けられる。これにより噴流Jを確実にUターンさせて噴流J1および噴流J2が生成され、大きな反動力Fを得ることができる。

【0046】

噴射ガイド9は中空の管状をなしている。噴射ガイド9の開口形状は円形が好ましいがこれに限られない。噴射ノズル5から噴射された噴流Jの実質的に全量が噴射ガイド9でガイドされるように、噴射ガイド9の開口径は噴射ノズル5の開口径よりも大きいことが好ましい。ただし、噴射ガイド9の開口径が過大であると噴流Jが噴射ガイド9の内部で拡散するため、噴射ガイド9の開口径は噴射ノズル5の開口径と略同等、具体的には噴射ノズル5の開口径の2倍未満が好ましい。

【0047】

噴射ガイド9は噴射ノズル5と同心軸上に配置されている。また、図5に示すように噴射ノズル5の上端は噴射ガイド9の内部に位置していることが好ましい。かかる配置により、噴射された噴流Jが噴射ガイド9の下端から漏出することが防止され、実質的に噴流Jの全量が噴射ガイド9を通じてその上端からパラシュート1に向けて吹き出され、そしてパラシュート1によってUターンする。

【0048】

本実施形態の噴射ガイド9の開口形状は円形であり、噴射ガイド9は軸心が直線形状の円筒形である。噴射ガイド9の開口断面積は、図5に示すように長手方向に亘って均一である。噴射ガイド9の下端部は複数本の下支持ロープ13により機体本体6の上部と連結されている。噴射ガイド9の上端部は中央凸部2の先端(下端)よりも下方に位置しており、複数本の上支持ロープ14によりパラシュート1における中央凸部2と連結されている。これにより、噴射ガイド9は中央凸部2と機体本体6との間に吊り下げられた状態で、かつ中央凸部2の先端と噴射ノズル5の軸心とを結ぶ直線が噴射ガイド9の軸心と一致するようにして支持される。そして各複数本の下支持ロープ13および上支持ロープ14で噴射ガイド9を支持することで、噴射ガイド9が軸心まわりに回転することが抑制される。

【0049】

噴射ガイド9の形状は図5に示すものに限られない。以下、図6および図7の断面図を参照して噴射ガイドの変形例について説明する。

10

20

30

40

50

【 0 0 5 0 】

図 6 は第三実施形態の宇宙飛翔体 1 0 2 にかかる第 1 変形例の断面図である。脚 6 2 は図示を省略している。第 1 変形例の噴射ガイド 1 0 は、少なくともエアブレイキ構造体（パラシュート 1）に近接する側の端部（上端部）が、エアブレイキ構造体（パラシュート 1）に向かって徐々に拡径している点で図 5 の形態と相違する。また、図 6 に示すように、噴射ガイド 1 0 の上端の高さ位置は中央凸部 2 の先端（下端）と同等である。このように噴射ガイド 1 0 の上端部を拡径することで、噴射ガイド 1 0 の上端を中央凸部 2 の下端に近づけて両者を同等の高さに配置しても、噴流 J の流路面積を十分に確保することができる。この結果、噴射ガイド 1 0 の上端をパラシュート 1 に近づけることができ、噴流 J の拡散を更に抑制することができる。また、噴射ノズル 5 から噴射される噴流 J が超音速流である場合は、噴射ガイド 1 0 の上端部が拡径していることで噴流 J の流速が増加し、ひいては反転後の噴流 J 2 の速度を増加させることができる。

【 0 0 5 1 】

図 6 に示す第 1 変形例の噴射ガイド 1 0 は、下端から上端までその全長に亘って開口径が徐々に拡大している。すなわち噴射ガイド 1 0 は全長に亘ってラッパ状（スカート状）に広がる形状をなしている。これにより、噴流 J の拡散を抑制しつつも噴射ガイド 1 0 の上端に向かって噴流 J を徐々に拡幅することができる。ただし、噴射ガイド 1 0 の下端から中間部までは開口径を一定とし、中間部から上端に亘る一部長さのみで開口径が拡大する形状としてもよい。図 6 に示す第 1 変形例の場合、噴射ガイド 1 0 を吊り下げる上支持ロープ 1 4 の上端は、パラシュート 1 のうち中央凸部 2 の下端近傍より高い位置に取り付けるとよい。

【 0 0 5 2 】

図 7 は第三実施形態の宇宙飛翔体 1 0 2 にかかる第 2 変形例の断面図である。第 2 変形例の噴射ガイド 1 1 は、少なくともエアブレイキ構造体（パラシュート 1）に近接する側の端部（上端部）が、エアブレイキ構造体（パラシュート 1）に向かって徐々に縮径している。このように噴射ガイド 1 1 が中央凸部 2 に向かう上端部で窄んでいることで、噴射ガイド 1 1 から吹き出す噴流 J を中央凸部 2 に向けてより集中させることができる。

【 0 0 5 3 】

< 第四実施形態 >

図 8 は本発明の第四実施形態の宇宙飛翔体 1 0 3 を説明する断面図である。

エアブレイキ構造体は第一から第三実施形態と同様にパラシュート 1 である。そして本実施形態の噴射ガイド 1 2 は、下側筒部 1 2 a と、この下側筒部 1 2 a の上方に配置されてパラシュート 1 の内側に並んで配置される第 2 パラシュート 1 2 b と、を有している点で上述した実施形態および変形例と相違する。そして噴射ノズル 5 より噴射されて下側筒部 1 2 a を通過した噴流 J は、パラシュート 1 と第 2 パラシュート 1 2 b との間隙部 V を流れることによりその流れの向きが反転する。本実施形態のように噴射ガイド 1 2 が第 2 パラシュート 1 2 b を備えることで、噴射ガイド 1 2 に導入された噴流 J がパラシュート 1 の内部で拡散することを抑制し、高い流速で噴流 J 2 をパラシュート 1 の周囲から吹き出させることができる。これにより大きな反動力 F を得ることができる。

【 0 0 5 4 】

第 2 パラシュート 1 2 b（インナーパラシュート）は炭素繊維や複合耐熱材料などの耐熱性材料で作成されている。パラシュート 1 と第 2 パラシュート 1 2 b との間隙部 V の幅寸法は、図 8 に示す例ではパラシュート 1 の全体において均一である。第 2 パラシュート 1 2 b は支持ロープ 1 3 a により機体本体 6 に取り付けられている。

【 0 0 5 5 】

第 2 パラシュート 1 2 b（インナーパラシュート）と下側筒部 1 2 a の上端部とは隙間なく連続形成されている。これにより、下側筒部 1 2 a を通過した噴流 J が実質的に減速されずに間隙部 V に導入され、高い流速の噴流 J 2 を得ることができる。

【 0 0 5 6 】

< 第五実施形態 >

10

20

30

40

50

図9は本発明の第五実施形態の宇宙飛翔体104が宇宙空間を飛行して宇宙ゴミ(スペースデブリD)を回収する状態を説明する概観図である。同図において、飛行する宇宙飛翔体104の進行方向DRは同図の上方である。図10は第五実施形態の宇宙飛翔体104から宇宙ゴミ(スペースデブリD)を打ち出す状態を説明する概観図である。

【0057】

第五実施形態の宇宙飛翔体104は、上述した第一から第四実施形態の宇宙飛翔体100~103のように着陸面200への着陸装置として用いることができるほか、図9に示すように宇宙空間を飛行してスペースデブリDを捕集する宇宙ゴミ回収装置、および図10に示すように地球表面(着陸面200)に向けてスペースデブリDを打ち出して投下する宇宙ゴミ廃棄装置として用いられる。

10

【0058】

図9に示すように、本実施形態の宇宙飛翔体104におけるエアブレーキ構造体(パラシュート1)は、第二実施形態(図2参照)と同様に、機体本体6に向けて突出する中央凸部2と、この中央凸部2の周囲に連続形成されていて機体本体6に向かって凹形状に湾曲する凹面部2aと、を備えている。宇宙飛翔体104は噴射ノズル5から上向きに噴流Jを噴射し、第二および第三実施形態(図2~図7)で説明したとおり、この噴流Jを中央凸部2で放射状にスプリットする。そして凹面部2aの下面に沿って流れる噴流J1を底部7で反転させて噴流J2としてパラシュート1の周縁から後方に吹き出すことで反動力Fを得る。この反動力Fにより、宇宙飛翔体104は宇宙空間において進行方向DRへの推進力を得ることができる。

20

【0059】

パラシュート1の周縁部は複数本の支持ロープ3によって機体本体6と連結されている。反動力Fはパラシュート1を前方に付勢し、支持ロープ3を引っ張り方向に牽引するため、支持ロープ3には実質的に張力のみが負荷される。このため、柔軟で可撓性を有する支持ロープ3であっても座屈等のおそれがなく、機体本体6を牽引して前進させることができる。

【0060】

本実施形態のエアブレーキ構造体(パラシュート1)は、中央凸部2を底部として一方側(上方)の遠方に向かって開口する播り鉢状をなしている。エアブレーキ構造体が播り鉢状であるとは、噴流Jの噴射方向の前方(図9における上方)から宇宙飛翔体104を見たときにエアブレーキ構造体が凹形状をなし、かかる凹形状の少なくとも一部における幅寸法が噴流Jの噴射方向(前方)に向かって連続的または段階的に幅広に拡大している形状をいう。本実施形態では、中央凸部2は噴流Jの噴射方向を軸心方向とする直筒状かつ均一径の円筒状をなし、中央凸部2の上端に連続形成された凹面部2aは機体本体6から遠ざかるに従って拡径する円錐台形状をなしている。

30

【0061】

反動力Fによって前進する宇宙飛翔体104は、パラシュート1の前方の空間に漂うスペースデブリDを中央凸部2に取り込むことができる。特に、パラシュート1が飛行方向の前方に向かって拡径する播り鉢状であることで、凹面部2aの広い開口面積で掃引される空間内のスペースデブリDを凹面部2aに沿って集めて中央凸部2の内部に取り込むことができる。

40

【0062】

中央凸部2は、凹面部2aに沿って一方側(上方)から取り込まれるスペースデブリDを収容するデブリ収容部70を備えている。デブリ収容部70は、中央凸部2に取り込まれたスペースデブリDを捕集する領域であり、中央凸部2のうちスペースデブリDの流入側(上方)とは反対側(下方:すなわち下端)が閉塞されて構成されている。パラシュート1の中央凸部2は、播り鉢状の凹面部2aの最も深い中央部に連なる窪み状に連続形成されており、中央凸部2の最奥部(図9における下端)が閉塞されている。このため、パラシュート1の前方から宇宙飛翔体104に向かって相対的に近づくスペースデブリDは播り鉢状の凹面部2aに沿ってパラシュート1の内側に移動し、そして中央凸部2を通じ

50

てデブリ收容部 70 の内部に捕集される。取付部 72 は、放射状に配置された複数本の凸部支持ロープ 4 によって支持ロープ 3 または機体本体 6 に連結されている。このため、スペースデブリ D がデブリ收容部 70 に取り込まれて開閉蓋 71 に衝突しても、中央凸部 2 やデブリ收容部 70 のぐらつくことが抑制される。

【0063】

デブリ收容部 70 は開閉可能な開閉蓋 71 を有している。開閉蓋 71 は、噴射ノズル 5 に対向し、かつ噴射ノズル 5 からみて噴流 J の噴射方向の前方に配置されている。開閉蓋 71 の少なくとも一部は、デブリ收容部 70 の深さ方向に膨出する球面状をなしている。本実施形態においてデブリ收容部 70 の深さ方向とはスペースデブリ D の取り込み方向であり、換言するとパラシュート 1 から機体本体 6 に向かう方向である。具体的には、本実施形態の開閉蓋 71 は一對の部分球面状の曲面形状をなしている。より具体的には、開閉蓋 71 は一對の四分の一球面を組み合わせたものである。中央凸部 2 の先端（下端）には補強用の環状の取付部 72 が装着されている。取付部 72 は中央凸部 2 よりも高剛性の材料で作成されており、中央凸部 2 の下端の周囲に取付部 72 が装着されている。開閉蓋 71 はヒンジ機構 73 を介してこの取付部 72 に回転可能に取り付けられている。図 9 に示すように、一對の開閉蓋 71 が互いに合わさることで半球のドーム状をなし、筒状の中央凸部 2 の下端を閉塞する。ドーム状の開閉蓋 71 の内部がデブリの收容空間となる。一對の開閉蓋 71 はフランジ状の突き当て部 74 をそれぞれ有している。突き当て部 74 は、一對の開閉蓋 71 が合わさって半球のドーム状を形成した際の子午線上に形成されたフランジ面である。

【0064】

図 9 に示すように一對の開閉蓋 71 が閉じることで、開閉蓋 71 は噴射ノズル 5 に向かって正対して膨出する半球状をなす。これにより開閉蓋 71 には噴流 J が正面から噴射されてこれをスプリットする。図 10 に示すように、一對の開閉蓋 71 は、ヒンジ機構 73 を中心にそれぞれ外向きに回動することで開き、中央凸部 2 の先端（図 10 では上端）は開放される。開閉蓋 71 を開放する機構は特に限定されない。例えばヒンジ機構 73 は開閉蓋 71 に対して、当該開閉蓋 71 が開く方向にバネなどにより弾性力を付勢しておくともよい。また図 9 に示すように一對の開閉蓋 71 が閉じた状態で突き当て部 74 同士をロック機構（図示せず）により解除可能にロックしておく。そして開閉蓋 71 を開く場合は、ロック機構を火工品または電磁石などで作動させてロックを解除することにより、図 10 に示すように開閉蓋 71 同士を外向きに開くことができる。開いた開閉蓋 71 はヒンジ機構 73 の弾性力により開放状態を維持することができる。なお、開閉蓋 71 の開閉動作は本実施形態のようにヒンジ機構 73 によって行われることに限られない。例えばシャッター機構（図示せず）により開閉蓋 71 を開閉可能としてもよい。

【0065】

スペースデブリ D をデブリ收容部 70 に捕集した宇宙飛翔体 104 は、開閉蓋 71 を閉じた状態で噴流 J を噴射ノズル 5 から噴射して得られる反動力 F を推進力として地球に向けて飛行する。宇宙飛翔体 104 は、図 10 に示すようにパラシュート 1 を地表面（着陸面 200）に向けて地球の上空（重力圏）の所定高さまで飛行する。この状態で開閉蓋 71 を開き、そして噴射ノズル 5 から噴流 J を噴射することで、噴流 J は開いた一對の開閉蓋 71 同士の間を通じて中央凸部 2 の内部に吹き込まれ、デブリ收容部 70 に捕集されていたスペースデブリ D を地表面に向けて直接に押し出す。噴流 J がデブリ收容部 70 でスプリットされず中央凸部 2 に吹き込まれることで反動力 F（図 9 参照）は発生せず、噴流 J の噴射反力は機体本体 6 に対して図 10 の上向きに作用する。これにより、宇宙飛翔体 104 に作用する地球の重力の一部または全部がキャンセルされ、宇宙飛翔体 104 は所定の高度を維持する。一方、スペースデブリ D は噴流 J に押し出された勢いで中央凸部 2 から地球方向に打ち出され、その後、大気圏に突入（再突入）し、燃焼して除去される。

【0066】

本実施形態の宇宙飛翔体 104 によれば、ロボットアームなどで捕獲することが困難な比較的小型のスペースデブリ D であってもデブリ收容部 70 に回収することができる。そ

してデブリ収容部 70 にスペースデブリ D を回収した後に宇宙飛翔体 104 が反動力 F を推進力として更に地球に向かって所定の方向に飛行することで、宇宙空間を飛行するスペースデブリ D は自身の周回軌道から離脱して減速する。このため、上述したようにスペースデブリ D を大気圏再突入させて燃焼させることができる。

【 0067 】

第五実施形態では宇宙飛翔体 104 でスペースデブリ D を捕集した後、このスペースデブリ D を地球に向かって打ち出す態様を例示したが、宇宙飛翔体 104 の動作はこれに限られない。すなわち、宇宙飛翔体 104 はデブリ収容部 70 にスペースデブリ D を捕集した状態で自ら大気圏再突入して宇宙飛翔体 104 ごとスペースデブリ D を燃焼させてもよい。または、第一から第四実施形態で説明したように、機体本体 6 の脚 62 を着陸面 200 の側に向けた状態で噴射ノズル 5 から噴流 J を噴射して反動力 F を下向きに得ることで、宇宙飛翔体 104 を減速させる着陸装置として用い、スペースデブリ D ごと宇宙飛翔体 104 を地上に回収してもよい。

【 0068 】

なお、開閉蓋 71 の具体的な構造は本実施形態に限られず、デブリ収容部 70 である中央凸部 2 の少なくとも後方側を開放可能に閉塞する可動の蓋体を広く用いることができる。開閉蓋 71 の形状は、ドーム状に代えて平板状でもよい。また、本実施形態では中央凸部 2 (デブリ収容部 70) の下端側 (後方側) のみを閉鎖する開閉蓋 71 を例示したが、これに限られない。例えば、開閉蓋をデブリ収容部 70 の前方側および後方側にそれぞれ開閉可能に設けてもよい。この場合、図 9 に示すようにスペースデブリ D を捕集する際はデブリ収容部 70 の前方側の開閉蓋を開放し、後方側の開閉蓋を閉鎖しておくもよい。スペースデブリ D を捕集した後は、前方側および後方側の開閉蓋の双方を閉鎖した状態で宇宙飛翔体 104 は地球表面に向かって必要により向きを変え、そして飛行してもよい。そして図 10 に示すようにスペースデブリ D を地球に向けて打ち出す際は、前方側および後方側の開閉蓋の双方を開放した状態で噴射ノズル 5 から噴流 J を噴射するとよい。

【 0069 】

以上説明したように本発明の宇宙飛翔体は、地球表面や月面等の地面や宇宙ステーション等の人工天体に対して着陸する着陸装置として用いられるほか、スペースデブリ D を回収して周回軌道から除去する宇宙ゴミの回収および廃棄装置として用いることができる。

【 0070 】

図 11 (a) は第五実施形態の宇宙飛翔体 104 の変形例を説明する概観図である。図 11 (b) は当該変形例の宇宙飛翔体 104 における開閉蓋 71 を噴射ノズル 5 の側から見た模式図である。

図 12 は、第五実施形態の変形例にかかる宇宙飛翔体 104 からスペースデブリ D を打ち出す状態を説明する概観図である。

【 0071 】

第五実施形態 (図 9 参照) と同様に、本変形例における開閉蓋 71 の少なくとも一部は、図 11 (a) に示すようにデブリ収容部 70 の深さ方向に膨出する球面状をなしている。デブリ収容部 70 の深さ方向はスペースデブリ D の取り込み方向であり、図 11 (a) における下向きである。

【 0072 】

一方、本変形例は、開閉蓋 71 の形状および開閉蓋 71 の内表面に緩衝体 75 を有する点で、図 9 および図 10 に示した第五実施形態と相違する。すなわち、第五実施形態の宇宙飛翔体 104 における開閉蓋 71 は、一對の四分の一球面を組み合わせたものであり、図 9 に示すように閉じた状態で全体として半球状を為し、そして当該半球の直径は中央凸部 2 の直径と同等である。これに対し、本変形例の宇宙飛翔体 104 における開閉蓋 71 は、図 11 (a) および図 11 (b) に示すように、同一形状の 3 個の蓋部材を組み合わせて構成されており、開閉蓋 71 が閉じた状態において、中央凸部 2 の外径よりも大径に膨出している点で第五実施形態と相違する。

【 0073 】

10

20

30

40

50

すなわち、開閉蓋 7 1 の少なくとも一部は、デブリ收容部 7 0 の深さ方向に加えて更にデブリ收容部 7 0 の径方向の外向きにも膨出する球面状である。ここでいう球面状とは部分球面や略球面を含む。そして開閉蓋 7 1 が閉じた状態で、開閉蓋 7 1 の球面状の外表面の一部が中央凸部 2 よりも径方向の外側まで突き出ている。そのみならず、開閉蓋 7 1 の球面状の内表面の一部も、中央凸部 2 の外形線を超えて径方向の外側に位置している。図 1 1 (b) に示すように、破線でしめされる中央凸部 2 の外形線よりも径方向の外側まで、開閉蓋 7 1 の外表面および内表面の一部が膨出して突き出ている。

【 0 0 7 4 】

図 1 1 (a) に示すように、デブリ收容部 7 0 には凹面部 2 a に沿って一方側 (上方) からスペースデブリ D が取り込まれる。本変形例の開閉蓋 7 1 は、取り込まれたスペースデブリ D を開閉蓋 7 1 の内表面に沿って転動させ、そして他の取り込まれたスペースデブリ D との衝突やデブリ收容部 7 0 との摩擦力によりスペースデブリ D を減速させて捕集することができる。すなわち、第五実施形態のように半球状の開閉蓋 7 1 の場合はデブリ收容部 7 0 に取り込まれたスペースデブリ D が開閉蓋 7 1 で U ターンして再びデブリ收容部 7 0 から前方に離脱するおそれもある。これに対し、本変形例のように開閉蓋 7 1 の球面状の内表面が中央凸部 2 の外形線を超えて径方向の外側まで膨出していることで、デブリ收容部 7 0 に取り込まれたスペースデブリ D は、開閉蓋 7 1 の内表面に沿ってデブリ收容部 7 0 の内部でくるくると転動して減速される。このためスペースデブリ D がデブリ收容部 7 0 から再び離脱するおそれが低減される。

【 0 0 7 5 】

デブリ收容部 7 0 は、炭素繊維または複合耐熱材料などの耐熱性材料で作成された耐熱性デブリ收容部であることが好ましい。デブリ收容部 7 0 のうち、特に噴流 J が噴射される開閉蓋 7 1 は、噴流 J により加熱される加熱温度よりも高い耐熱性を有していることが好ましい。開閉蓋 7 1 の材料としては、金属材料、炭素繊維または複合耐熱材料を例示することができる。

開閉蓋 7 1 の内表面には、当該開閉蓋 7 1 よりも軟質の材料で作成された緩衝体 7 5 が設けられている。緩衝体 7 5 や開閉蓋 7 1 の具体的な材料は特に限定されないが、例えば緩衝体 7 5 の材料としてはゴム材料、多孔質樹脂材料、ゲルを例示することができる。開閉蓋 7 1 の内表面に軟質の緩衝体 7 5 を設けることで、デブリ收容部 7 0 に取り込まれたスペースデブリ D が開閉蓋 7 1 に衝突する際の弾性的な反発が抑制され、スペースデブリ D が開閉蓋 7 1 の内表面 (言い換えると緩衝体 7 5 の内表面) に沿ってくるくると転動することを促進する。また、スペースデブリ D が開閉蓋 7 1 に衝突した際の反発力を低減することで開閉蓋 7 1 やヒンジ機構 7 3 の機械的な損傷を防止することができる。

【 0 0 7 6 】

緩衝体 7 5 の厚み寸法は、開閉蓋 7 1 の肉厚よりも大きくてもよい。これによりスペースデブリ D が開閉蓋 7 1 に衝突する際の反発力を十分に低減することができる。なお、本明細書において緩衝体 7 5 とは、スペースデブリ D の衝突衝撃を十分に低減できるだけの厚みを有する部材であり、断熱コーティングや絶縁コーティングなど開閉蓋 7 1 の肉厚よりも十分に薄く塗布形成される塗布層を除くものである。

【 0 0 7 7 】

図 1 1 (a) および図 1 1 (b) では、リング状の取付部 7 2 の周囲に配置されてヒンジ機構 7 3 でそれぞれ連結された 3 個の蓋部材で開閉蓋 7 1 を構成する態様を例示しているが、これに限られない。開閉蓋 7 1 を構成する蓋部材は 4 個以上でもよく 2 個以下でもよい。ヒンジ機構 7 3 の配置、個数、形状も任意であり、ヒンジ機構 7 3 以外の機構によって開閉蓋 7 1 を開閉可能としてもよい。

【 0 0 7 8 】

図 1 2 に示すように、開閉蓋 7 1 が開いた状態で噴流 J を噴射ノズル 5 から噴射してスペースデブリ D を地表面に向けて押し出すことは第五実施形態と共通である。開閉蓋 7 1 が展開した状態で、開閉蓋 7 1 が十分に広く展開していることが好ましく、具体的には取付部 7 2 および中央凸部 2 の開口の全体が、噴射ノズル 5 から視て開閉蓋 7 1 から完全に

露出していることが好ましい。言い換えると、取付部 7 2 および中央凸部 2 の円形の開口を、当該開口の中心から噴射ノズル 5 に向けて延びるベクトル（すなわち噴射ノズル 5 からの噴流 J の噴射方向と逆向きのベクトル）に沿って投影した円柱形の仮想空間の外部に、開放状態の開閉蓋 7 1 の全体が配置されているとよい。これにより、噴射ノズル 5 から噴射された噴流 J がリング状の取付部 7 2 および中央凸部 2 の内部に吹き込まれてスペースデブリ D を押し出すにあたり、噴流 J が開閉蓋 7 1 と干渉して減速してしまうことを防止できる。

【 0 0 7 9 】

< 第六実施形態 >

図 1 3 は本発明の第五実施形態またはその変形例として上述したデブリ収容部 7 0 を備える宇宙飛翔体 1 0 4 を有するデブリ除去システム 3 0 0 の平面模式図である。同図はデブリ除去システム 3 0 0 を宇宙飛翔体 1 0 4 の進行方向 DR（図 1 4 参照）の前方から見た図である。図 1 4 は本実施形態のデブリ除去システム 3 0 0 を宇宙飛翔体 1 0 4 の進行方向 DR の側方から見た側面図である。

【 0 0 8 0 】

デブリ除去システム 3 0 0 は、宇宙飛翔体 1 0 4 と隊列飛行する旋回飛翔体 3 2 0 を用いてスペースデブリ D の飛来軌道を変化させることにより、宇宙飛翔体 1 0 4 単体でスペースデブリ D を捕集する場合よりも効率的にスペースデブリ D を除去するものである。デブリ除去システム 3 0 0 は、宇宙空間を飛翔する宇宙飛翔体 1 0 4 および旋回飛翔体 3 2 0 のみで構成されてもよく、または地球上の地上システムを含めて構成されてもよい。

【 0 0 8 1 】

本実施形態のデブリ除去システム 3 0 0 は、宇宙飛翔体 1 0 4 と、当該宇宙飛翔体 1 0 4 の進行方向 DR の前方を宇宙飛翔体 1 0 4 と隊列飛行する一機または複数機の旋回飛翔体 3 2 0（3 2 0 a, 3 2 0 b）と、を有して構成される。旋回飛翔体 3 2 0 は、宇宙飛翔体 1 0 4 の進行方向 DR を中心軸として当該中心軸まわりに旋回飛行しながら宇宙飛翔体 1 0 4 の進行方向 DR に沿って飛行する。そして旋回飛翔体 3 2 0 は、飛来するスペースデブリ D に向けて噴流 J 3 を噴射してスペースデブリ D の飛来軌道を変化させるデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 を備えている。スペースデブリ D が旋回飛翔体 3 2 0 に飛来するとは、スペースデブリ D が旋回飛翔体 3 2 0 に対して相対的に接近することをいう。

【 0 0 8 2 】

旋回飛翔体 3 2 0 は、筐体 3 2 1 と、宇宙飛翔体 1 0 4 の進行方向 DR に沿って飛行するための加速度を得る前進ノズル 3 3 2（図 1 3 参照）と、中心軸 AX まわりに旋回するための角速度を得る旋回ノズル 3 3 4 と、を更に備えている。前進ノズル 3 3 2 からは進行方向 DR と逆向き（図 1 4 における下方）に噴流 J 4 が噴射され、旋回飛翔体 3 2 0 は進行方向 DR と平行な速度成分を得る。また旋回ノズル 3 3 4 からは中心軸 AX を中心とする円弧の接線方向に噴流 J 5 が噴射され、旋回飛翔体 3 2 0 は中心軸 AX まわりに旋回する速度成分を得る。図 1 3 では中心軸 AX を中心に反時計回りに旋回飛翔体 3 2 0 が旋回することを例示している。このため旋回飛翔体 3 2 0 から中心軸 AX（図 1 3 では宇宙飛翔体 1 0 4 のデブリ収容部 7 0 の位置）を中心とする円（図示せず）に対して時計回りの成分を有する接線方向に噴流 J 5 は噴射される。ただし、旋回飛翔体 3 2 0 の旋回方向は上記と逆向きでもよい。また、後述するように本実施形態のデブリ除去システム 3 0 0 は複数機の旋回飛翔体 3 2 0 が複数段の環状に配置されて隊列飛行する。各段を構成する複数機の旋回飛翔体 3 2 0 は互いに同じ向きに旋回する。そして、異なる段を構成する旋回飛翔体 3 2 0 は、中心軸 AX まわりに同じ向きに旋回してもよく、または逆向きに旋回してもよい。

【 0 0 8 3 】

前進ノズル 3 3 2、旋回ノズル 3 3 4 およびデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 における推進原理は特に限定されず、互いに共通でもよく、または異なるものでもよい。前進ノズル 3 3 2 から噴射される噴流 J 4、旋回ノズル 3 3 4 から噴射される噴流 J 5 およびデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から噴射される噴流 J 3 にそれぞれ用いられる推進剤は共用して

もよい。デブリ軌道修正用ノズル 330、キャンセル用ノズル 331、前進ノズル 332、後退ノズル 333、旋回ノズル 334 および減速ノズル 335 は筐体 321 に搭載されている。筐体 321 には、上記各ノズルから噴射される噴流の噴射時期や噴射量を制御する噴射制御部や姿勢制御用の各種制御機器（図示せず）が搭載されている。

【0084】

旋回飛翔体 320 は、筐体 321 に関して前進ノズル 332 の反対側に設置された後退ノズル 333 を有する。図 13 においては、筐体 321 の上面に現れる後退ノズル 333 の図示を省略している。後退ノズル 333 は、前進ノズル 332 から噴射される噴流 J4 と逆向きに噴流を噴射する。これにより宇宙飛翔体 104 の進行方向 DR と同方向に前進飛行する旋回飛翔体 320 の速度を微調整することができる。また旋回飛翔体 320 は、筐体 321 に関して旋回ノズル 334 の反対側に設置された減速ノズル 335 を有する。減速ノズル 335 は、旋回ノズル 334 から噴射される噴流 J5 と逆向きに噴流を噴射する。旋回ノズル 334 から噴射される噴流 J5 により得られる中心軸 AX まわりの角速度が過大となる場合に、減速ノズル 335 から噴流（図示せず）を噴射して角速度を減少させて微調整することができる。

【0085】

デブリ軌道修正用ノズル 330 はスペースデブリ D に向けて噴流 J3 を噴射してスペースデブリ D の飛来軌道を変化させる。旋回飛翔体 320 は、筐体 321 に関してデブリ軌道修正用ノズル 330 の反対側に設置されたキャンセル用ノズル 331 を有する。キャンセル用ノズル 331 は、デブリ軌道修正用ノズル 330 から噴流 J3 を噴射するのと同じタイミングで、噴流 J3 と反対向きに、噴流 J3 と同速度かつ同流量で噴流（図示せず）を噴射する。これにより、デブリ軌道修正用ノズル 330 から噴射される噴流 J3 の運動量の反作用により旋回飛翔体 320 が飛行軌道から外れることをキャンセルすることができる。

【0086】

本実施形態のデブリ除去システム 300 においては、デブリ軌道修正用ノズル 330 からスペースデブリ D に向けて噴流 J3 を噴射してスペースデブリ D の飛来軌道を変化させることにより宇宙飛翔体 104 のデブリ収容部 70 でスペースデブリ D を捕集する。すなわち本実施形態の旋回飛翔体 320 は、宇宙飛翔体 104 の進行方向 DR である中心軸 AX に向けてデブリ軌道修正用ノズル 330 から噴流 J3 を噴射する。これにより、宇宙飛翔体 104 の掃引体積の外部に位置するスペースデブリ D を、掃引体積の内部に移動させることができる。

【0087】

ただし、デブリ軌道修正用ノズル 330 からスペースデブリ D に向けて噴射される噴流 J3 の向きは上記に限定されない。例えば本実施形態に代えて、旋回飛翔体 320 と地球との間に位置するスペースデブリ D に向けてデブリ軌道修正用ノズル 330 から噴流 J3 を噴射してもよい。これにより、スペースデブリ D を地球に向けて落下させ、大気圏で燃焼させて当該スペースデブリ D を除去することができる。このほか、静止軌道などの周回軌道上を飛行するスペースデブリ D に対して飛行方向の逆向きの加速度を噴流 J3 によって付与することでスペースデブリ D は減速され、徐々に周回軌道から地球に向かって落下していく。これによりスペースデブリ D を大気圏で燃焼させて除去することもできる。

【0088】

デブリ除去システム 300 は軌道修正用演算部 340 を更に備えている。軌道修正用演算部 340 は、飛来するスペースデブリ D のデブリ条件に基づいて、デブリ軌道修正用ノズル 330 から噴射する噴流 J3 の噴射時期または噴射量の少なくとも一方を決定する。より詳細には、デブリ条件は、飛来するスペースデブリ D の位置、飛来方向および飛来速度を少なくとも含む。そして軌道修正用演算部 340 は、噴流 J3 の噴射により飛来軌道が変化した後のスペースデブリ D の飛来位置および飛来時刻が、当該飛来時刻における宇宙飛翔体 104 のエアブレーキ構造体（パラシュート 1）の通過位置と一致するように、噴流 J3 の噴射時期または噴射量を決定する。ここで、噴流 J3 の噴射量とは、噴流 J3

の流速または単位時間あたりの噴流 J 3 の流量である。すなわち旋回飛翔体 3 2 0 は、その後方を飛行する宇宙飛翔体 1 0 4 のエアブレーキ構造体（パラシュート 1）が通過する空間領域および時間帯にスペースデブリ D がちょうど到達するように、当該スペースデブリ D に噴流 J 3 を噴射する。

【 0 0 8 9 】

軌道修正用演算部 3 4 0 はコンピュータにより実現される。軌道修正用演算部 3 4 0 は宇宙飛翔体 1 0 4 に設けられてもよく、旋回飛翔体 3 2 0 に設けられてもよく、もしくは地球上の地上システムに設けられてもよく、またはこれらに分散して設けられてもよい。図 1 4 では宇宙飛翔体 1 0 4 の機体本体 6 の内部に軌道修正用演算部 3 4 0 が搭載されている場合を図示している。

【 0 0 9 0 】

デブリ除去システム 3 0 0 は、旋回飛翔体 3 2 0 の前方に飛来するスペースデブリ D の位置、飛来方向および飛来速度を、観測機器（図示せず）を用いて光学的または電磁的に計測する。かかる観測機器は地上システムに設けられてもよく、または宇宙飛翔体 1 0 4 もしくは旋回飛翔体 3 2 0 に設けられてもよい。観測機器は、更にスペースデブリ D の大きさを計測するとよい。スペースデブリ D の大きさおよびスペースデブリ D の平均的な密度値からスペースデブリ D の質量を推算し、あわせてスペースデブリ D に対してデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から噴流 J 3 を噴射した際にスペースデブリ D が付勢力を受ける平均的な投影面積を推算する。軌道修正用演算部 3 4 0 は、スペースデブリ D と旋回飛翔体 3 2 0 との距離および位置関係に基づき、当該旋回飛翔体 3 2 0 のデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から噴流 J 3 を単位出力で噴射した場合に当該スペースデブリ D が受ける力積を推算する。軌道修正用演算部 3 4 0 は、スペースデブリ D の質量を推算値、位置、飛来方向および飛来速度に基づき、かかる力積を受けて飛来軌道が変化した後の当該スペースデブリ D の軌道を算出する。軌道修正用演算部 3 4 0 は、噴流 J 3 の噴射時期または噴射量の少なくとも一方を変数として、スペースデブリ D の軌道が宇宙飛翔体 1 0 4 のパラシュート 1 が通過する空間領域と重なり、かつスペースデブリ D が宇宙飛翔体 1 0 4 の僅かに前方を通過してデブリ収容部 7 0 で捕集されるように（かかる軌道を「捕集軌道」と呼称する）、当該変数の解を求める。デブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から噴射される噴流 J 3 の噴射量が常に一定である場合には、軌道修正用演算部 3 4 0 はデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から連続的または間欠的に噴射すべき噴流 J 3 の噴射時期（タイミング）が変数となる。

【 0 0 9 1 】

軌道修正用演算部 3 4 0 によりスペースデブリ D の変化後の飛来軌道（捕集軌道）が決定されると、当該捕集軌道を実現するための噴流 J 3 の噴射時期および噴射量が決定される。軌道修正用演算部 3 4 0 は、旋回飛翔体 3 2 0 の噴射制御部と無線接続されている。軌道修正用演算部 3 4 0 は、決定された噴射時期および噴射量でデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から噴流 J 3 が噴射されるように、デブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 の噴射制御部にコマンド信号を送信する。かかるコマンド信号に基づいて、決定された旋回飛翔体 3 2 0 におけるデブリ軌道修正用ノズル 3 3 0 から所定のタイミングおよび噴射量にて噴流 J 3 が噴射される。これにより、旋回飛翔体 3 2 0 の円形の旋回軌道の内部に飛来するスペースデブリ D の飛来軌道を捕集軌道に変更し、当該スペースデブリ D を宇宙飛翔体 1 0 4 のデブリ収容部 7 0 で捕集することが可能になる。

【 0 0 9 2 】

デブリ除去システム 3 0 0 は、一機または複数機の旋回飛翔体 3 2 0 を有している。一機の旋回飛翔体 3 2 0 を宇宙飛翔体 1 0 4 の前方で旋回飛行させてスペースデブリ D に噴流 J 3 を噴射してもよいが、複数機の旋回飛翔体 3 2 0 を旋回飛行させることが好ましい。これにより、スペースデブリ D の飛来速度が速い場合でも、旋回飛翔体 3 2 0 の旋回周期との関係で旋回飛翔体 3 2 0 の近傍を通過せずにスペースデブリ D がデブリ除去システム 3 0 0 を空過してしまう確率が低減できる。

【 0 0 9 3 】

10

20

30

40

50

すなわち本実施形態のデブリ除去システム 300 は、中心軸 AX まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の旋回飛翔体 320 を有している。軌道修正用演算部 340 は、上記種々のデブリ条件に基づいて、複数機のうち、デブリ軌道修正用ノズル 330 から噴流 J3 を噴射する旋回飛翔体 320 を決定する。すなわち軌道修正用演算部 340 は、飛来するスペースデブリ D が旋回飛翔体 320 の円形の旋回軌道により描かれる円領域を通過する瞬間に当該スペースデブリ D に最も近接する旋回飛翔体 320 を、噴流 J3 を噴射すべき旋回飛翔体 320 として決定する。軌道修正用演算部 340 は、1 個のスペースデブリ D に対して、複数機（例えば互いに隣接する複数機）の旋回飛翔体 320 から噴流 J3 を噴射するように決定してもよい。

【0094】

図 13 および図 14 では合計 12 機の旋回飛翔体 320 を有するデブリ除去システム 300 を例示している。ただし旋回飛翔体 320 の機数はこれに限られるものではない。

【0095】

本実施形態のデブリ除去システム 300 において、複数機の旋回飛翔体 320 は宇宙飛翔体 104 の進行方向 DR の前方に複数段の環状に配置されて隊列飛行する。本実施形態の例では、宇宙飛翔体 104 に近い一段目の環状の旋回軌道上に 6 機の旋回飛翔体 320 a が互いに等間隔に分散配置されている。そして一段目よりも更に進行方向 DR の前方に位置する二段目の環状の旋回軌道上に 6 機の旋回飛翔体 320 b が互いに等間隔に分散配置されている。このように旋回飛翔体 320 の旋回軌道を複数段に構成することで、宇宙飛翔体 104 の通過領域にスペースデブリ D の飛来軌道をより確実に変化させることができる。すなわち、宇宙飛翔体 104 よりも遠方の二段目の旋回飛翔体 320 b がスペースデブリ D に噴射する噴流 J3 によっては当該スペースデブリ D の飛来軌道を宇宙飛翔体 104 の通過領域上に変化させることができない場合でも、旋回飛翔体 320 b の後方に続く旋回飛翔体 320 a が更に噴流 J3 を噴射することで、より確実に当該スペースデブリ D の飛来軌道を宇宙飛翔体 104 の通過領域上に変化させることができる。各段を構成する旋回飛翔体 320 の機数は互いに等しくてもよく、または異なってもよい。

【0096】

本実施形態では複数機の旋回飛翔体 320 が複数段の環状に配置されて隊列飛行することを例示したが、これに代えて、複数機の旋回飛翔体 320 が宇宙飛翔体 104 の進行方向 DR の前方において螺旋状に配置されて隊列飛行してもよい。旋回飛翔体 320 が配置される螺旋軸は中心軸 AX と一致させ、旋回飛翔体 320 の各機は三次元螺旋上に配置されて中心軸 AX まわりに同方向に旋回飛行する。これにより、複数機の旋回飛翔体 320 と宇宙飛翔体 104 との間の中心軸 AX に沿う方向の距離が互いに異なることになり、飛来するスペースデブリ D に対していずれかの旋回飛翔体 320 が接近して噴流 J3 を噴射し、宇宙飛翔体 104 に向けてスペースデブリ D の飛来軌道を変更できる可能性が高められる。

【0097】

複数機の旋回飛翔体 320 同士はケーブル 350 で互いに連結されている。具体的には、一段目の旋回軌道を描く 6 機の旋回飛翔体 320 a は、互いに隣接する機体の筐体 321 同士がケーブル 350 で連結されている。そして二段目の旋回軌道を描く 6 機の旋回飛翔体 320 b も、互いに隣接する機体の筐体 321 同士が他のケーブル 350 で連結されている。このように各段の旋回軌道を描く旋回飛翔体 320 同士がケーブル 350 で連結されていることで、噴流 J5 の噴射反力で同方向に回転する複数機の旋回飛翔体 320 は円形の旋回軌道を描く。また、複数機の旋回飛翔体 320 が中心軸 AX まわりの旋回軌道上に等間隔で配置されていることで、旋回飛翔体 320 の各機に個別に発生する遠心力同士が相殺される。一方、旋回飛翔体 320 の各機は、前進ノズル 332 から噴流 J4 を同速で噴射するなどして進行方向 DR に関しては等しい速度成分を有している。宇宙飛翔体 104 は、第五実施形態にて上述したように噴射ノズル 5 から噴射された噴流 J1 をパラシュート 1 で反転させ、噴流 J2 としてパラシュート 1 の周縁から後方に吹き出すことで進行方向 DR の速度成分をもって飛行する。以上により、各段の旋回飛翔体 320 および

10

20

30

40

50

宇宙飛翔体 104 は、戦隊を崩すことなく進行方向 DR (中心軸 AX) に沿って同速度で並進移動することができる。

【0098】

ケーブル 350 で連結される各段の旋回飛翔体 320 の機数は限定されないが、3機以上であることで、3本以上のケーブル 350 が多角形を描く。具体的には図 13 に示すように 6機でもよく、5機でも 4機でもよく、3機または 7機以上でもよい。これにより、ケーブル 350 は当該多角形の辺上に張られることになり、当該多角形の中心にはケーブル 350 が配置されない。このため、旋回飛翔体 320 の旋回軌道の中心を宇宙飛翔体 104 に向かって遠方から飛来するスペースデブリ D がケーブル 350 と干渉することがなく、当該スペースデブリ D を宇宙飛翔体 104 のデブリ収容部 70 が捕集することを妨げない。

【0099】

ケーブル 350 の長さは特に限定されないが、例えば数キロメートルから数十キロメートルとすることができる。図 13 に示すように正六角形の頂点上に 6機の旋回飛翔体 320 が配置されて円形の旋回軌道を描く場合、当該旋回軌道の直径はケーブル 350 の 2倍の長さ、すなわち数十キロメートルのオーダーとすることができる。一方、宇宙飛翔体 104 のパラシュート 1 の直径は数十メートルから 100メートル程度とすることができる。したがって、宇宙飛翔体 104 単独で飛行してパラシュート 1 でスペースデブリ D を捕集する場合に比べて、本実施形態のデブリ除去システム 300 によってスペースデブリ D を宇宙飛翔体 104 に向けて移動させてこれを捕集する場合、スペースデブリ D を除去可能な領域は、直径比で 1000 倍、面積比で 100 万倍もの大きさとすることができる。

【0100】

一段目を構成する第一の旋回飛翔体 320 a の旋回半径は、当該第一の旋回飛翔体 320 a よりも宇宙飛翔体 104 のより前方を旋回飛行する二段目を構成する第二の旋回飛翔体 320 b の旋回半径よりも小さい。これにより、デブリ除去システム 300 が配置される空間は、図 14 に示すように二段目の旋回飛翔体 320 b の旋回軌道から一段目の旋回飛翔体 320 a の旋回軌道に向かって縮径し、更に宇宙飛翔体 104 のパラシュート 1 に向かって縮径する。言い換えると、デブリ除去システム 300 が配置される空間は、進行方向 DR の前方から後方に向かって縮径する掘り鉢形状をなしている。これにより、デブリ除去システム 300 に向かって飛来するスペースデブリ D の飛来軌道を、大きな旋回軌道を描く第二の旋回飛翔体 320 b によって中心軸 AX に向かう方向に変更 (第一段変更) させて、第一の旋回飛翔体 320 a の小さな旋回軌道の内側まで、まずは移動させる。次に、小さな旋回軌道を描く後続の第一の旋回飛翔体 320 a によって、当該スペースデブリ D の飛来軌道を、更に宇宙飛翔体 104 のパラシュート 1 の通過領域上まで、高い精度で更に変更 (第二段変更) させることができる。

【0101】

以上説明したように、本実施形態のデブリ除去システム 300 によれば、飛行する宇宙飛翔体 104 が単独で掃引する体積よりも遙かに広い空間内に任意の向きで飛来するスペースデブリ D を、宇宙飛翔体 104 のデブリ収容部 70 で効率的に捕集することができる。

【0102】

本実施形態では宇宙飛翔体 104 と組み合わせて用いることを説明したがこれに限られない。すなわち本実施形態のデブリ除去システムは、宇宙飛翔体と組み合わせずに旋回飛翔体のみで構成してもよい。かかるデブリ除去システムは、複数機の隊列飛行する旋回飛翔体を有し、前記旋回飛翔体が、所定の中心軸まわりに旋回飛行しながら前記中心軸に沿って飛行し、かつ飛来するスペースデブリに向けて噴流を噴射して前記スペースデブリの飛来軌道を変化させるデブリ軌道修正用ノズルを備えるデブリ除去システムとして構成することができる。

そしてデブリ軌道修正用ノズルから噴射される噴流により、スペースデブリを地表に向けて落下させてもよい。これにより、宇宙飛翔体によってスペースデブリを捕集しなくて

も、スペースデブリを大気圏再突入させて燃焼させることによりこれを除去することができる。

【0103】

図15は、変形例にかかるデブリ除去システム310の平面模式図である。同図はデブリ除去システム310を宇宙飛翔体104の進行方向の前方から見た図である。図16はデブリ除去システム310を宇宙飛翔体104の進行方向DRの側方から見た側面図である。

【0104】

デブリ除去システム310は、宇宙飛翔体104と、当該宇宙飛翔体104の進行方向DRの前方を宇宙飛翔体104と隊列飛行する複数機の旋回飛翔体320と、を有して構成されている点で第六実施形態と共通する。複数機の旋回飛翔体320は、宇宙飛翔体104を通り進行方向DRに沿って延在する中心軸AXまわりにそれぞれ旋回飛行する。

そして本実施形態のデブリ除去システム310は、複数機の旋回飛翔体320が、それぞれ宇宙飛翔体104とケーブル352で連結されている点で第六実施形態のデブリ除去システム300と相違する。

【0105】

ケーブル352は、旋回飛翔体320の筐体321と、例えば宇宙飛翔体104のパラシュート1の外周縁部とを連結している。複数機の旋回飛翔体320は、旋回ノズル334から噴流J5を噴射することにより、宇宙飛翔体104の中心軸AXまわりに旋回軌道を描く。旋回飛翔体320が旋回飛行することで、ケーブル352に牽引されて宇宙飛翔体104は中心軸AXまわりに軸回転しながら進行方向DRに前進飛行する。旋回飛翔体320は中心軸AXまわりに均等に分散配置されているため、各機の旋回飛翔体320がケーブル352を介して宇宙飛翔体104を牽引する力は互いに相殺される。

【0106】

デブリ除去システム310によるスペースデブリDの捕集動作は第六実施形態と同様である。ケーブル352の長さは、例えば数キロメートルから数十キロメートルとすることができる。旋回飛翔体320の各機は前進ノズル332から進行方向DRと反対向きに噴流J4を噴射することにより、進行方向DRに沿って前進する等しい速度成分を得る。これにより、旋回飛翔体320と宇宙飛翔体104とは進行方向DRに所定の距離を保ったまま隊列飛行する。そしてデブリ除去システム310に対して相対的に飛来するスペースデブリDに対して、最も近接する旋回飛翔体320を軌道修正用演算部340で特定し、デブリ軌道修正用ノズル330から噴流J3を噴射することでスペースデブリDの飛来軌道を捕集軌道に変化させる。これによりスペースデブリDを宇宙飛翔体104のデブリ収容部70で捕集することが可能となる。

【0107】

第六実施形態のデブリ除去システム300およびその変形例のデブリ除去システム310においては、筐体321に固定的に設置されたデブリ軌道修正用ノズル330からスペースデブリDに対して中心軸AXに向けて噴流Jを噴射することを説明したが、これに限られない。デブリ軌道修正用ノズル330は筐体321に対して可動に取り付けられ、噴流J3の噴射方向を変更可能としてもよい。特に、旋回軌道の内向きの方向成分のみならず、進行方向DRと逆向き（すなわち宇宙飛翔体104に向かう方向）の方向成分を持つようにデブリ軌道修正用ノズル330から噴流J3を噴射してもよい。これにより、様々な軌道で飛来するスペースデブリDを、より確実に捕集軌道に変化させることができる。

【0108】

なお、本発明は上述の実施形態に限定されるものではなく、本発明の目的が達成される限りにおける種々の変形、改良等の態様も含む。

たとえば上記実施形態においては直方体または円柱状の機体本体6の上部にパラシュート1が取り付けられる態様を例示したが、本発明はこれに限られない。航空機のように両翼を有する宇宙往還機の後部に、折り畳み可能なパラシュート1を搭載し、宇宙往還機のロケットエンジンから後方に噴射される噴流Jの延長線上にパラシュート1を展開可能と

10

20

30

40

50

してもよい。

また、上記実施形態では支持ロープ3および13a、凸部支持ロープ4、下支持ロープ13、上支持ロープ14など各種のロープ類を説明したが、これらが連結される部位は上記実施形態に限られず変更が可能である。またこれらのロープ類は、各1本のロープで実現されてもよく、または連結具を介して互いに連結された複数本のロープによりそれぞれ実現されてもよい。

【0109】

本発明の宇宙飛翔体100～104の各種の構成要素は、個々に独立した存在である必要はなく、複数の構成要素が一個の部材として形成されていること、一つの構成要素が複数の部材で形成されていること、ある構成要素が他の構成要素の一部であること、ある構成要素の一部と他の構成要素の一部とが重複していること、等を許容する。

【0110】

上記実施形態は、以下の技術思想を包含するものである。

(1) 機体本体と、前記機体本体よりも飛行方向の後方に設けられ前記機体本体に向かって凹形状に湾曲するエアブレーキ構造体と、前記機体本体に設けられ前記機体本体の重心位置よりも前記飛行方向の後方から前記エアブレーキ構造体に向けて噴流を噴射する噴射ノズルと、を有し、噴射された前記噴流の向きが凹形状の前記エアブレーキ構造体に沿って反転することにより前記機体本体に前記飛行方向の後方に向けて前記噴流の反動力を生じさせることを特徴とする着陸装置。

(2) 前記エアブレーキ構造体が、少なくとも一部が炭素繊維で作成されたパラシュートである上記(1)に記載の着陸装置。

(3) 前記エアブレーキ構造体が、前記機体本体に向けて突出する中央凸部と、前記中央凸部の周囲に連続形成されていて前記機体本体に向かって凹形状に湾曲する凹面部と、を備える上記(1)または(2)に記載の着陸装置。

(4) 前記噴射ノズルと前記エアブレーキ構造体との間に配置されて前記噴流が通過する耐熱性の噴射ガイドを有する上記(1)から(3)のいずれか一つに記載の着陸装置。

(5) 前記噴射ガイドの開口断面積が長手方向に亘って均一である上記(4)に記載の着陸装置。

(6) 前記噴射ガイドのうち少なくとも前記エアブレーキ構造体に近接する側の端部が、前記エアブレーキ構造体に向かって徐々に拡径している上記(4)に記載の着陸装置。

(7) 前記噴射ガイドのうち少なくとも前記エアブレーキ構造体に近接する側の端部が、前記エアブレーキ構造体に向かって徐々に縮径している上記(4)に記載の着陸装置。

(8) 前記エアブレーキ構造体がパラシュートであり、前記噴射ガイドが、下側筒部と、前記下側筒部の上方に配置されて前記パラシュートの内側に並んで配置される第2パラシュートと、を有し、前記下側筒部を通過した前記噴流が前記パラシュートと前記第2パラシュートとの間隙部を流れることにより該噴流の向きが反転する上記(4)から(7)のいずれか一つに記載の着陸装置。

(9) 前記第2パラシュートと下側筒部とが隙間なく連続形成されている上記(8)に記載の着陸装置。

(10) 前記機体本体の高度を算出する高度算出部と、前記高度算出部が算出した前記高度を示す高度情報に基づいて、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流を制御する噴射制御部と、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流の向きとは異なる少なくとも一方向に他の噴流を噴射する制御用噴射ノズルと、を備える上記(1)から(9)のいずれか一つに記載の着陸装置。

(11) 前記機体本体の高度および飛行速度に基づいて前記機体本体の着陸予想地点を算出する予想演算部と、前記着陸予想地点の表面状態を示す表面情報または前記着陸予想地点に着陸可能であるか否かを示す可否情報を取得する情報取得部と、前記情報取得部が取得した前記表面情報または前記可否情報に基づいて、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流を制御する噴射制御部と、を備える上記(1)から(10)のいずれか一つに記載の着陸装置。

10

20

30

40

50

【 0 1 1 1 】

(2 1) 機体本体と、前記機体本体よりも飛行方向の一方側に設けられ前記機体本体に向かって凹形状に湾曲するエアブレーキ構造体と、前記機体本体に設けられ前記機体本体の重心位置よりも前記飛行方向の前記一方側から前記エアブレーキ構造体に向けて噴流を噴射する噴射ノズルと、を有し、噴射された前記噴流の向きが凹形状の前記エアブレーキ構造体に沿って反転することにより前記機体本体に前記飛行方向の前記一方側に向けて前記噴流の反動力を生じさせることを特徴とする宇宙飛翔体。

(2 2) 前記エアブレーキ構造体が、少なくとも一部が炭素繊維または複合耐熱材料で作成されたパラシュートである上記 (2 1) に記載の宇宙飛翔体。

(2 3) 前記エアブレーキ構造体が、前記機体本体に向けて突出する中央凸部と、前記中央凸部の周囲に連続形成されていて前記機体本体に向かって凹形状に湾曲する凹面部と、を備える上記 (2 1) または (2 2) に記載の宇宙飛翔体。 10

(2 4) 前記凹面部が、前記一方側の遠方に向かって開口する掘り鉢状をなしている上記 (2 3) に記載の宇宙飛翔体。

(2 5) 前記中央凸部が、前記凹面部に沿って前記一方側から取り込まれるスペースデブリを収容するデブリ収容部を備える上記 (2 3) または (2 4) に記載の宇宙飛翔体。

(2 6) 前記デブリ収容部は開閉可能な開閉蓋を有し、前記開閉蓋は前記噴射ノズルに対向し、かつ前記噴射ノズルからみて前記噴流の噴射方向の前方に配置されている上記 (2 5) に記載の宇宙飛翔体。

(2 7) 前記開閉蓋の少なくとも一部が、前記デブリ収容部の深さ方向に膨出する球面状をなしている上記 (2 6) に記載の宇宙飛翔体。 20

(2 8) 前記開閉蓋の少なくとも一部が、更に前記デブリ収容部の径方向の外向きにも膨出する球面状であり、前記開閉蓋が閉じた状態で、前記開閉蓋の球面状の内表面の一部が、前記中央凸部の外形線を超えて径方向の外側に位置している上記 (2 7) に記載の宇宙飛翔体。

(2 9) 前記開閉蓋の内表面に、前記開閉蓋よりも軟質の材料で作成された緩衝体が設けられている上記 (2 6) から (2 8) のいずれか一つに記載の宇宙飛翔体。

(3 0) 前記噴射ノズルと前記エアブレーキ構造体との間に配置されて前記噴流が通過する耐熱性の噴射ガイドを有する上記 (2 1) から (2 9) のいずれか一つに記載の宇宙飛翔体。 30

(3 1) 前記噴射ガイドの開口断面積が長手方向に亘って均一である上記 (3 0) に記載の宇宙飛翔体。

(3 2) 前記噴射ガイドのうち少なくとも前記エアブレーキ構造体に近接する側の端部が、前記エアブレーキ構造体に向かって徐々に拡径している上記 (3 0) に記載の宇宙飛翔体。

(3 3) 前記噴射ガイドのうち少なくとも前記エアブレーキ構造体に近接する側の端部が、前記エアブレーキ構造体に向かって徐々に縮径している上記 (3 0) に記載の宇宙飛翔体。

(3 4) 前記エアブレーキ構造体がパラシュートであり、前記噴射ガイドが、下側筒部と、前記下側筒部の上方に配置されて前記パラシュートの内側に並んで配置される第 2 パラシュートと、を有し、前記下側筒部を通過した前記噴流が前記パラシュートと前記第 2 パラシュートとの間隙部を流れることにより該噴流の向きが反転する上記 (3 0) から (3 3) のいずれか一つに記載の宇宙飛翔体。 40

(3 5) 前記第 2 パラシュートと下側筒部とが隙間なく連続形成されている上記 (3 4) に記載の宇宙飛翔体。

(3 6) 前記機体本体の高度を算出する高度算出部と、前記高度算出部が算出した前記高度を示す高度情報に基づいて、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流を制御する噴射制御部と、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流の向きとは異なる少なくとも一方向に他の噴流を噴射する制御用噴射ノズルと、を備える上記 (2 1) から (3 5) のいずれか一つに記載の宇宙飛翔体。 50

(3 7) 前記機体本体の高度および飛行速度に基づいて前記機体本体の着陸予想地点を算出する予想演算部と、前記着陸予想地点の表面状態を示す表面情報または前記着陸予想地点に着陸可能であるか否かを示す可否情報を取得する情報取得部と、前記情報取得部が取得した前記表面情報または前記可否情報に基づいて、前記噴射ノズルから噴射される前記噴流を制御する噴射制御部と、を備える上記(2 1)から(3 6)のいずれか一つに記載の宇宙飛翔体。

(3 8) 上記(2 5)から(2 9)のいずれか一つに記載の宇宙飛翔体と、前記宇宙飛翔体の進行方向の前方を前記宇宙飛翔体と隊列飛行する一機または複数機の旋回飛翔体と、を有し、前記旋回飛翔体が、前記宇宙飛翔体の前記進行方向を中心軸として前記中心軸まわりに旋回飛行しながら前記進行方向に飛行し、かつ飛来するスペースデブリに向けて噴流を噴射して前記スペースデブリの飛来軌道を変化させるデブリ軌道修正用ノズルを備えるデブリ除去システム。

(3 9) 前記旋回飛翔体が、前記中心軸に向けてデブリ軌道修正用ノズルから前記噴流を噴射する上記(3 8)に記載のデブリ除去システム。

(4 0) 軌道修正用演算部を更に備え、前記軌道修正用演算部は、飛来する前記スペースデブリの位置、飛来方向および飛来速度を含むデブリ条件に基づいて、前記飛来軌道の変化後の前記スペースデブリの飛来位置および飛来時刻が、当該飛来時刻における前記宇宙飛翔体の前記エアブレーキ構造体の通過位置と一致するように、前記デブリ軌道修正用ノズルから噴射する前記噴流の噴射時期または噴射量の少なくとも一方を決定する上記(3 9)に記載のデブリ除去システム。

(4 1) 前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、前記軌道修正用演算部は、前記デブリ条件に基づいて、前記複数機のうち、前記デブリ軌道修正用ノズルから前記噴流を噴射する前記旋回飛翔体を決定する上記(4 0)に記載のデブリ除去システム。

(4 2) 前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、複数機の前記旋回飛翔体同士がケーブルで互いに連結されている上記(3 8)から(4 1)のいずれか一つに記載のデブリ除去システム。

(4 3) 前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、複数機の前記旋回飛翔体がそれぞれ前記宇宙飛翔体とケーブルで連結されている上記(3 8)から(4 1)のいずれか一つに記載のデブリ除去システム

(4 4) 前記中心軸まわりにそれぞれ旋回飛行する複数機の前記旋回飛翔体を有するデブリ除去システムであって、複数機の前記旋回飛翔体が、前記宇宙飛翔体の前記進行方向の前方に螺旋状または複数段の環状に配置されて隊列飛行する上記(3 8)から(4 3)のいずれか一つに記載のデブリ除去システム。

(4 5) 第一の前記旋回飛翔体の旋回半径が、第一の前記旋回飛翔体よりも前記宇宙飛翔体のより前方を旋回飛行する第二の前記旋回飛翔体の旋回半径よりも小さいことを特徴とする上記(4 4)に記載のデブリ除去システム。

(4 6) 複数機の隊列飛行する旋回飛翔体を有し、前記旋回飛翔体が、所定の中心軸まわりに旋回飛行しながら前記中心軸に沿って飛行し、かつ飛来するスペースデブリに向けて噴流を噴射して前記スペースデブリの飛来軌道を変化させるデブリ軌道修正用ノズルを備えるデブリ除去システム。

(4 7) 前記デブリ軌道修正用ノズルが、地球と当該デブリ軌道修正用ノズルとの間に位置する前記スペースデブリに対して、地球に向けて前記噴流を噴射する上記(4 6)に記載のデブリ除去システム。

【符号の説明】

【 0 1 1 2 】

1 パラシュート

1 a パラシュートの底面

2 中央凸部(とんがり帽子部)

10

20

30

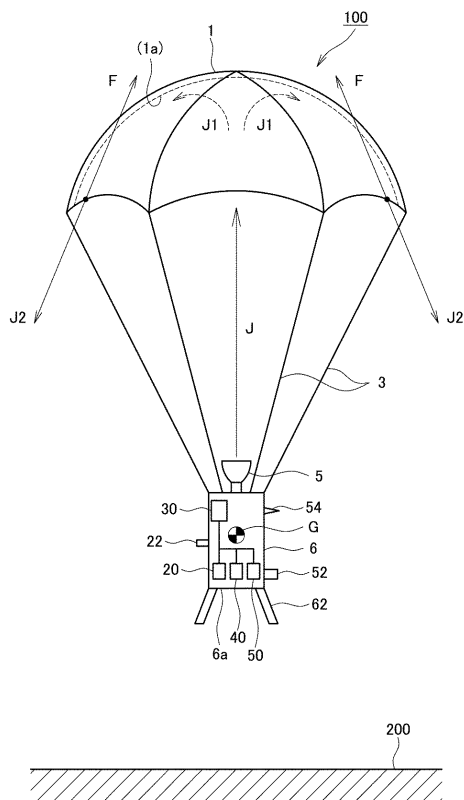
40

50

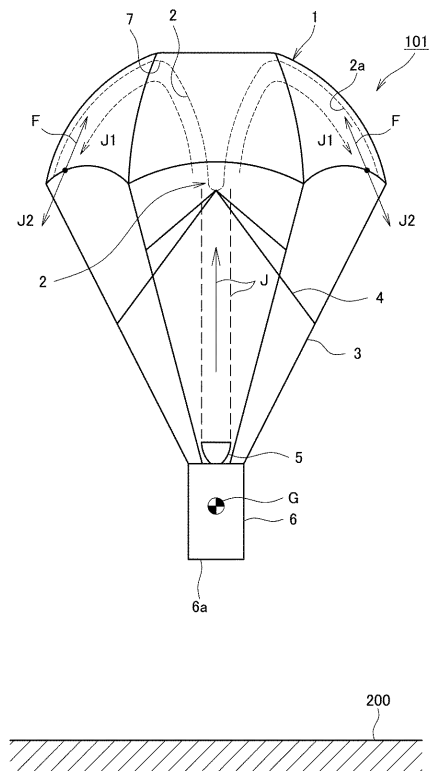
2 a	凹面部	
3 , 1 3 a	支持ローブ	
4	凸部支持ローブ	
5	噴射ノズル	
6	機体本体	
6 a	機体本体の底面	
6 b	側面	
7	底部	
9 ~ 1 2	噴射ガイド	
1 2 a	下側筒部	10
1 2 b	第2パラシュート	
1 3	下支持ローブ	
1 4	上支持ローブ	
1 7	制御用噴射ノズル	
2 0	高度算出部	
2 2	測距センサ	
3 0	噴射制御部	
4 0	予想演算部	
5 0	情報取得部	
5 2	カメラ	20
5 4	アンテナ	
6 2	脚	
7 0	耐熱性デブリ収容部	
7 1	開閉蓋	
7 2	取付部	
7 3	ヒンジ機構	
7 4	突き当て部	
7 5	緩衝体	
1 0 0 ~ 1 0 4	宇宙飛翔体	
2 0 0	着陸面(月面)	30
2 0 2	宇宙ステーション	
2 0 4	ドッキング部	
3 0 0 , 3 1 0	デブリ除去システム	
3 2 0	旋回飛翔体	
3 2 0 a	第一の旋回飛翔体	
3 2 0 b	第二の旋回飛翔体	
3 2 1	筐体	
3 3 0	デブリ軌道修正用ノズル	
3 3 1	キャンセル用ノズル	
3 3 2	前進ノズル	40
3 3 3	後退ノズル	
3 3 4	旋回ノズル	
3 3 5	減速ノズル	
3 4 0	軌道修正用演算部	
3 5 0 , 3 5 2	ケーブル	
A X	中心軸	
D	スペースデブリ	
D R	進行方向	
F	反動力	
G	重心位置	50

J, J 1, J 2, J 3, J 4, J 5 噴流
L P 着陸予想地点
V 間隙部

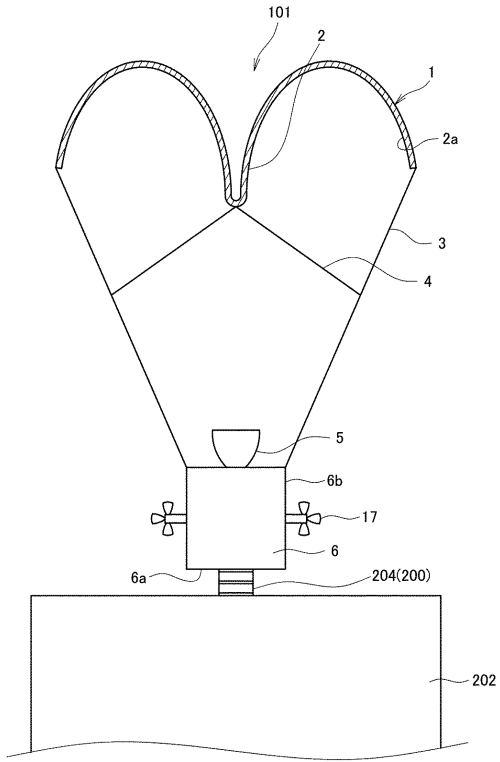
【図 1】



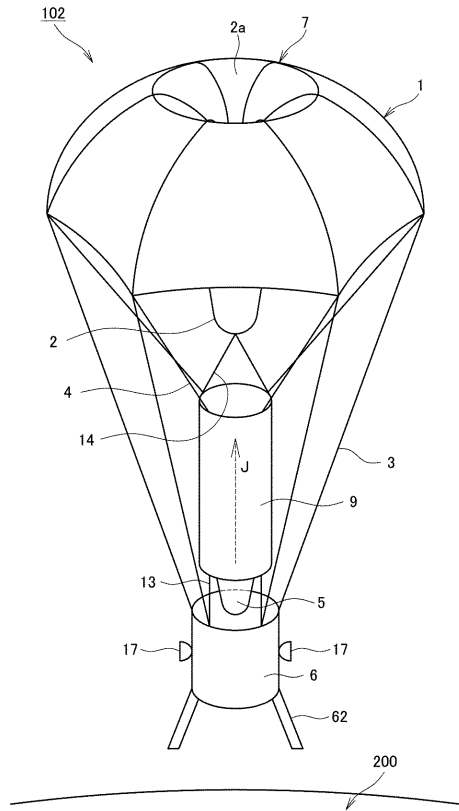
【図 2】



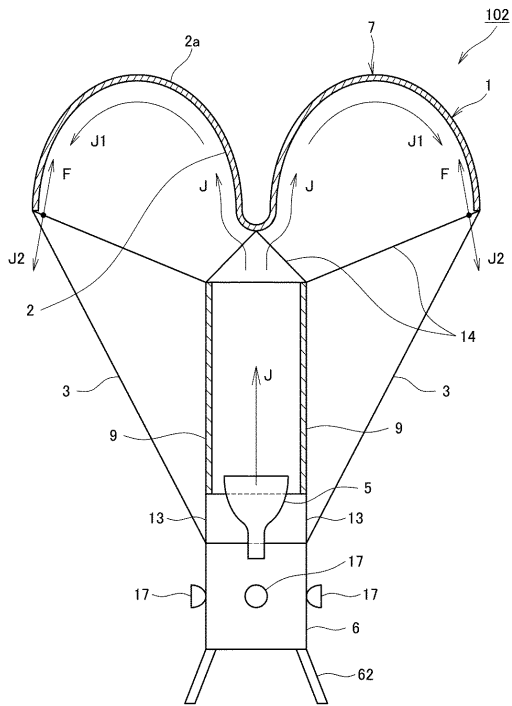
【 図 3 】



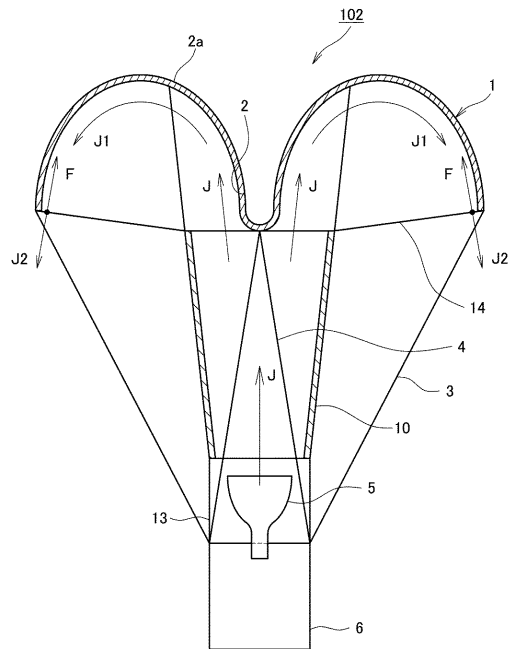
【 図 4 】



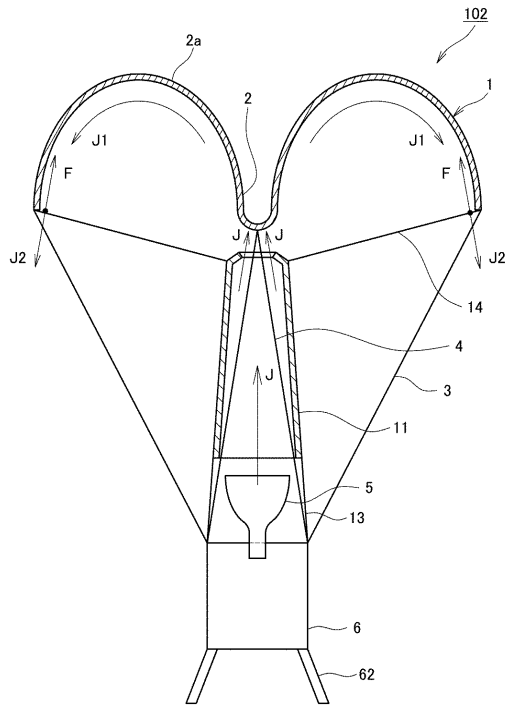
【 図 5 】



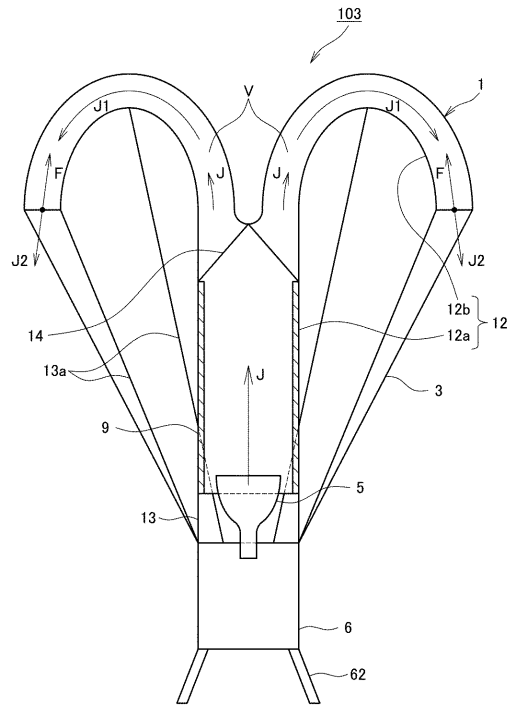
【 図 6 】



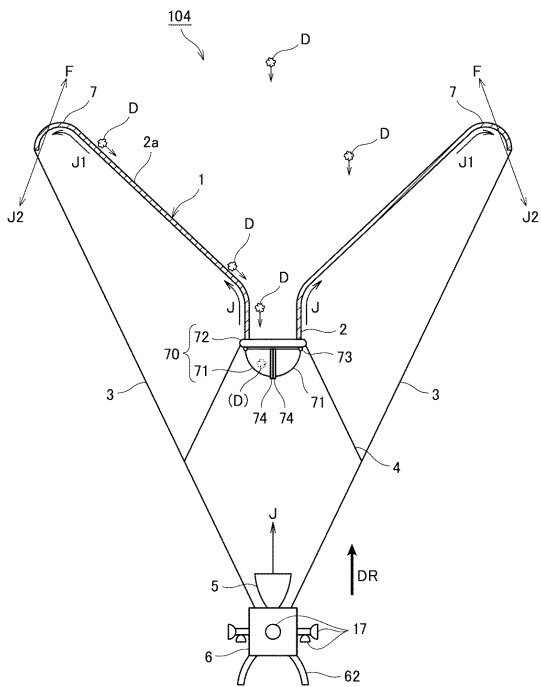
【 図 7 】



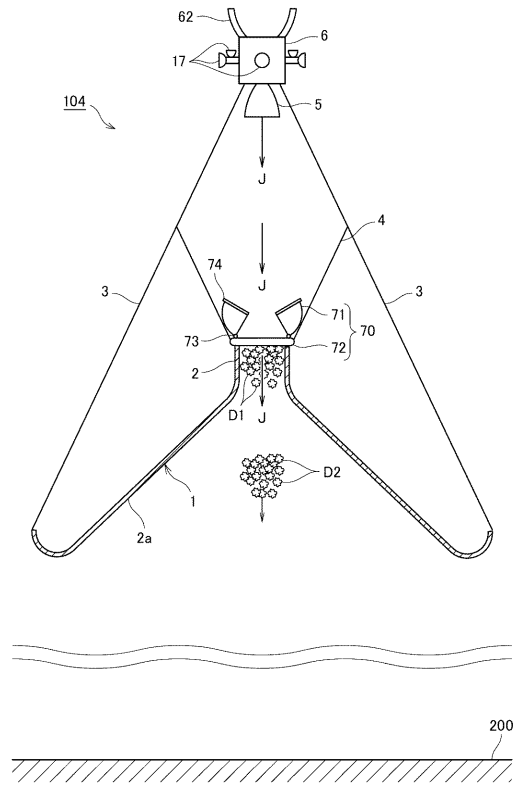
【 図 8 】



【 図 9 】

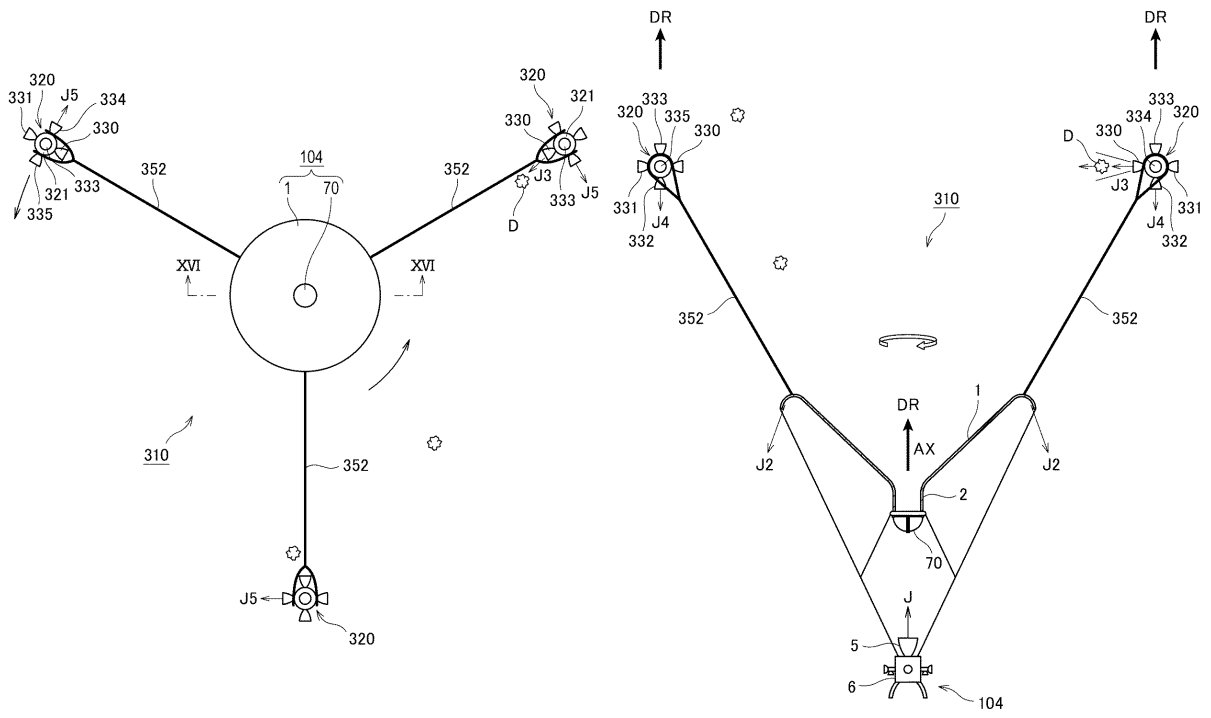


【 図 10 】



【 図 1 5 】

【 図 1 6 】



フロントページの続き

- (31)優先権主張番号 特願2017 206524(P2017 206524)
(32)優先日 平成29年10月25日(2017.10.25)
(33)優先権主張国・地域又は機関
日本国(JP)

早期審査対象出願

- (56)参考文献 特表2012 - 513330(JP, A)
米国特許出願公開第2007/0285304(US, A1)
米国特許出願公開第2006/0219846(US, A1)
米国特許第4903918(US, A)
米国特許第4832288(US, A)
米国特許第3508724(US, A)
国際公開第2017/034174(WO, A1)
米国特許第5722231(US, A)
米国特許第5620153(US, A)
米国特許第2479746(US, A)
米国特許出願公開第2018/0134417(US, A1)
英国特許出願公開第2559044(GB, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B 6 4 G	1 / 0 0	-	1 / 6 8
B 6 4 C	2 9 / 0 4		
B 6 4 D	1 7 / 8 0		