(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2018年3月8日(08.03.2018)

WIPO | PCT

(10) 国際公開番号
WO 2018/043665 A1

(51) 国際特許分類:
B64C 25/32 (2006.01) *B64G 1/22* (2006.01)
B64C 39/02 (2006.01)

(21) 国際出願番号： PCT/JP2017/031429

(22) 国際出願日： 2017年8月31日(31.08.2017)

(25) 国際出願の言語： 日本語

(26) 国際公開の言語： 日本語

(30) 優先権データ：
特願 2016-171722 2016年9月2日(02.09.2016) JP

(71) 出願人: 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (**JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY**) [JP/JP]; 〒1828522 東京都調布市深大寺東町七丁目４４番地１ Tokyo (JP).

(72) 発明者: 大槻 真嗣 (**OTSUKI, Masatsugu**); 〒2525210 神奈川県相模原市中央区由野台３－１－１ 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所内 Kanagawa (JP). 前田 孝雄 (**MAEDA, Takao**); 〒1128551 東京都文京区春日１－１３－２７ 中央大学理工学部内 Tokyo (JP).

(74) 代理人: 大森 純一 (**OMORI, Junichi**); 〒1070052 東京都港区赤坂７－５－４７ Ｕ＆Ｍ赤坂ビル２Ｆ Tokyo (JP).

(81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,

(54) **Title:** LEG PART STRUCTURAL BODY AND FLYING BODY USING SAME

(54) 発明の名称： 脚部構造体及びこれを用いた飛翔体

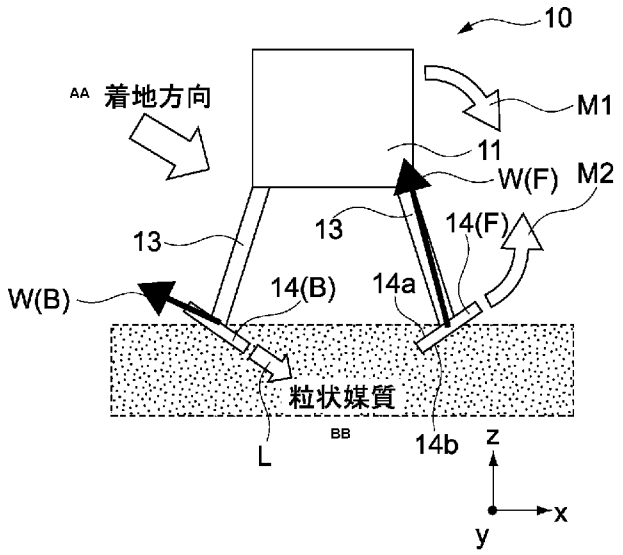


FIG. 4:
AA Landing direction
BB Granular medium

(57) **Abstract:** [Problem] To provide a technology for reliably landing a flying body on a ground surface that is covered with a granular medium. [Solution] The present invention is a leg part structural body which can support a body part of a flying body, the leg part structural body comprising: a plurality of grounding parts that are provided along a flat surface opposing the main body part and around an axis orthogonal to the flat surface; and a plurality of connection parts that connect the plurality of grounding parts and the main body part. Each of the plurality of grounding parts comprises: a first inclined surface that is oriented toward the main body part side and is inclined to the axis-side relative to the flat surface; and a second inclined surface that is oriented to the side opposite the main body part side and is inclined to the side opposite the axis relative to the flat surface. Due to this configuration, the leg part structural body can suppress the flying body from falling over forward in the traveling direction when the flying body is landing on the granular medium.

WO 2018/043665 A1

［続葉有］

HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

一　国際調査報告（条約第21条(3)）

(57) 要約：【課題】飛翔体を粒状媒質で覆われた地面に良好に着地させるための技術を提供する。【解決手段】本発明は、飛翔体の本体部を支持可能な脚部構造体であって、本体部に対向する平面に沿って、平面に直交する軸の周囲に設けられる複数の接地部と、複数の接地部と本体部とを接続する複数の接続部と、を具備し、複数の接地部はそれぞれ、本体部側を向き、平面に対して軸側に傾く第１傾斜面と、本体部側とは反対側を向き、平面に対して軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する、脚部構造体を提供する。この構成を備える脚部構造体は、飛翔体が粒状媒質への着地の際に進行方向前方に転倒することを抑制できる。

明　細　書

発明の名称 ： 脚部構造体及びこれを用いた飛翔体

技術分野

[0001] 本発明は、脚部構造体及びこれを用いた飛翔体に関する。

背景技術

[0002] 飛翔体が着地する場合に、着地する領域に粒状媒質（granular media）があると、飛翔体の接地部分が粒状媒質に足を取られてしまい、転倒しやすくなる。例えば、月や惑星などの天体には砂やレゴリスなどの粒状媒質で覆われた領域が多く存在する。したがって、天体を探査するための飛翔体である宇宙探査機は、天体に着地する際に転倒しやすい。

[0003] 宇宙探査機などの飛翔体の着地の際の転倒を防止するためには、飛翔体に加わる衝撃を抑制することが有効である。衝撃を抑制可能な公知の技術としては、ハニカム構造体を利用する技術（例えば、特許文献１、非特許文献１参照）やエアバッグを利用する技術（例えば、特許文献２参照）が知られている。

[0004] ハニカム構造体を利用する技術では、ハニカム構造体を塑性変形させることにより、衝撃を吸収する。エアバッグを利用する技術では、エアバッグに収容される気体の圧力上昇に伴う発熱ならびに材料減衰により、衝撃を吸収する。したがって、飛翔体の接地部分である脚部にハニカム構造体を用いることや、エアバッグを用いることにより、飛翔体に加わる衝撃を抑制することができる。

先行技術文献

特許文献

[0005] 特許文献1：特開２００１－３２２６００号公報

特許文献2：特開２００１－６３４９９号公報

非特許文献

[0006] 非特許文献1：Rogers, W. F., Apollo Experience Report Lunar Module Lan

ding Gear Subsystem, NASA TN D-6850, NASA, (1972), pp.6-21.

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0007] ハニカム構造体を利用する技術では、衝撃を吸収可能な方向が特定の方向に限定されるため、飛翔体の着地の角度によっては、適切に衝撃が吸収されない場合がある。また、この技術では、ハニカム構造体が塑性変形するため、飛翔体の着地の度にハニカム構造体を交換する必要がある。

[0008] エアバッグを利用する技術では、宇宙探査機が着地の際にエアバッグの弾力によって跳ねてしまう。これを防止するためには、宇宙探査機の着地の瞬間にエアバッグ内の気体を放出させる必要がある。

[0009] 以上の問題を解決するために、本発明の目的は、飛翔体を粒状媒質で覆われた地面に良好に着地させるための技術を提供することにある。

課題を解決するための手段

[0010] 上記目的を達成するため、本発明は、

飛翔体の本体部を支持可能な脚部構造体であって、

本体部に対向する平面に沿って、平面に直交する軸の周囲に設けられる複数の接地部と、

複数の接地部と本体部とを接続する複数の接続部と、を具備し、

複数の接地部はそれぞれ、

本体部側を向き、平面に対して軸側に傾く第１傾斜面と、

本体部側とは反対側を向き、平面に対して軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する

脚部構造体を提供する。

[0011] この構成を備える飛翔体では、飛翔体が粒状媒質に斜め方向に着地する場合に、進行方向前方の接地部が粒状媒質から反力を受けて上昇しようとする。これにより、飛翔体には、進行方向前方に転倒しようとするモーメントとは反対のモーメントが生じる。また、進行方向後方の接地部は、粒状媒質に沈み込むため、粒状媒質によって上方から保持される。このように、この脚

部構造体は、飛翔体が粒状媒質への着地の際に進行方向前方に転倒することを抑制できる。

[0012] 複数の接地部は、軸について相互に対称に設けられていてもよい。

この構成では、様々な着地方向の飛翔体において、着地の際の転倒を抑制する効果が得られる。

[0013] 軸は、飛翔体の重心を通っていてもよい。

この構成では、飛翔体が着地の際に転倒することを更に効果的に抑制できる。

[0014] 複数の接地部は、それぞれ平板状に形成されていてもよい。

この構成では、飛翔体における着地の際の転倒を抑制する効果を容易に得ることができる。

[0015] また、本発明は、

本体部と、前記本体部から延び、その先端部が、本体部に対向する平面に沿って、平面に直交する軸の周囲に配置された複数の脚部と、を有するドローンを支持可能な脚部構造体であって、

複数の脚部の先端部にそれぞれ取り付け可能な複数の接地部を具備し、

複数の接地部はそれぞれ、

本体部側を向き、平面に対して軸側に傾く第１傾斜面と、

本体部側とは反対側を向き、平面に対して軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する

脚部構造体を提供する。

[0016] また、本発明は、

本体部と、本体部を支持可能な脚部構造体と、を具備し、

脚部構造体は、

本体部に対向する平面に沿って、平面に直交する軸の周囲に設けられる複数の接地部と、

複数の接地部と本体部とを接続する複数の接続部と、を有し、

複数の接地部はそれぞれ、

本体部側を向き、平面に対して軸側に傾く第１傾斜面と、

本体部側とは反対側を向き、平面に対して軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する

飛翔体を提供する。

飛翔体は、粒状媒質で覆われた天体に着地可能な宇宙探査機として構成されていてもよい。

飛翔体は、粒状媒質で覆われた地面に着地可能なドローンとして構成されていてもよい。

図面の簡単な説明

[0017] [図1]本発明の一実施形態に係る飛翔体の斜視図である。

[図2]上記飛翔体を二次元的に示す模式図である。

[図3]上記飛翔体が垂直方向に着地する状態を示す模式図である。

[図4]上記飛翔体が斜め方向に着地する状態を示す模式図である。

[図5]上記飛翔体が横滑りする状態を示す模式図である。

[図6]上記飛翔体が着地する瞬間の静的モデルを示す図である。

[図7]上記静的モデルにおける接地部の微小領域を示す図である。

[図8]上記静的モデルで得られる各アスペクト比R_Aにおける最適な角度βを示すグラフである。

[図9A]動的条件（水平方向速度と垂直速度がある条件）下での転倒性能を示しているグラフである。

[図9B]動的条件（水平方向速度と垂直速度がある条件）下での転倒性能を示しているグラフである。

[図9C]動的条件（水平方向速度と垂直速度がある条件）下での転倒性能を示しているグラフである。

[図9D]動的条件（水平方向速度と垂直速度がある条件）下での転倒性能を示しているグラフである。

[図10A]上記飛翔体の接地部の他の実施形態を示す模式図である。

[図10B]上記飛翔体の接地部の他の実施形態を示す模式図である。

[図10C]上記飛翔体の接地部の他の実施形態を示す模式図である。

[図11]上記飛翔体の他の実施形態を示す斜視図である。

発明を実施するための形態

[0018] 以下、図面を参照しながら、本発明の実施形態を説明する。なお、本発明は、以下の実施形態によって限定的に解釈されるものではない。図面には、適宜相互に直交するｘ軸、ｙ軸、及びｚ軸が示されている。ｘ軸、ｙ軸、及びｚ軸は全図において共通である。

[0019] １．飛翔体１０

図１～５を参照しながら、本発明の一実施形態に係る飛翔体１０について説明する。

[0020] １．１　概略構成

図１は、本実施形態に係る飛翔体１０の斜視図である。飛翔体１０は、宇宙空間を飛翔し、月や惑星などの天体に着地可能な宇宙探査機として構成される。飛翔体１０は、本体部１１と、複数の脚部構造体１２と、を具備する。複数の脚部構造体１２は、本体部１１のｚ軸方向下側に配置されている

[0021] 本体部１１は、ｚ軸に平行な中心軸Ｃを有する円柱状に形成されている。つまり、本体部１１は、ｘｙ平面に平行な上下面と、ｚ軸方向に延びる円周面である側面と、を有する。なお、本体部１１は、円柱状以外であってもよく、任意の立体形状とすることができる。いずれの場合にも、中心軸Ｃは、飛翔体１０の重心を通っていることが好ましい。

[0022] 本体部１１は、様々な機器などを収容している。本体部１１に収容される機器としては、例えば、飛翔体１０を動作させるための機器や、外部との通信を行うための機器や、天体の探査に必要な機器などが挙げられる。飛翔体１０は、本体部１１に人を収容しない無人探査機であっても、本体部１１に人を収容可能な有人探査機であってもよい。

[0023] 飛翔体１０は、共通の構成を有する複数の脚部構造体１２を備えている。各脚部構造体１２は、接続部１３と、接地部１４と、を有する。接続部１３は、円形の断面を有する細長い棒状に形成されている。接地部１４は、円盤

状に形成されたフットパッドとして構成される。脚部構造体１２は、本体部１１を支え、飛翔体１０を自立可能とする。

[0024] 複数の接続部１３は、そのｚ軸方向上端部において本体部１１のｚ軸方向下面に取り付けられている。より詳細に、複数の接続部１３のｚ軸方向上端部は、本体部１１の下面の外周に沿って等間隔に配置されている。また、各接続部１３は、中心軸Ｃから離間するように斜め下方に延びている。

[0025] 複数の接地部１４は、本体部１１のｚ軸方向下方に配置されたｘｙ平面に平行な平面Ｐ（図２参照）に沿って、中心軸Ｃの周囲に配置されている。脚部構造体１２は、地面に接地部１４を接触させた状態で本体部１１を保持する。接地部１４は、飛翔体１０を安定して支持可能なように、中心軸Ｃについて対称となるように配置されている。

[0026] 接地部１４は、そのｚ軸方向上面１４ａの中心部において接続部１３のｚ軸方向下端部に接続されている。つまり、接続部１３は、接地部１４を本体部１１に接続している。なお、接続部１３の構成は、接地部１４を本体部１１に接続可能であればよく、様々に変更可能である。

[0027] 接地部１４は、ｘｙ平面に対して傾けられた状態で配置されている。より詳細に、接地部１４のｚ軸方向上面１４ａは、中心軸Ｃ側に向けて傾いた第１傾斜面として構成される。また、接地部１４のｚ軸方向下面１４ｂは、中心軸Ｃとは反対側に傾いた第２傾斜面として構成される。

[0028] これらにより、脚部構造体１２は、中心軸Ｃについて相互に対称な構成となっている。なお、飛翔体１０では、複数の脚部構造体１２が設けられていればよく、脚部構造体１２の数は４つでなくてもよい。脚部構造体１２の数がいずれであっても、脚部構造体１２は、中心軸Ｃについて相互に対称となるように配置されることが好ましい。

[0029] 飛翔体１０は、脚部構造体１２の接地部１４から粒状媒質（granular media）で覆われた地面に着地可能である。接地部１４は、複雑な構成を追加することなく、飛翔体１０が粒状媒質で覆われた地面に着地する際における飛翔体１０の転倒を抑制可能な構成を実現可能である。以下、接地部１４の詳細

について説明する。

[0030] １．２　接地部１４の詳細

図２は、飛翔体１０を二次元的に示す模式図である。図２には、本体部１１と、ｘ軸方向に相互に対向する２つの脚部構造体１２と、が示されている。また、図２には、本体部１１のｚ軸方向下方に配置されたｘｙ平面に平行な平面Ｐが示されている。上記のとおり、複数の接地部１４は、平面Ｐに沿って設けられている。

[0031] 接地部１４の平面Ｐに対する角度βは、０°より大きく、９０°より小さい。これにより、接地部１４は、上記のように、上面１４ａが中心軸Ｃ側に向けて傾き、下面１４ｂが中心軸Ｃとは反対側に向けて傾いた構成となる。接地部１４の角度βの設計方法については後述する。

[0032] 図３，４は、飛翔体１０が粒状媒質で覆われたｘｙ平面に平行に延びる地面に着地する瞬間の状態を示す図である。図３，４には、粒状媒質から各接地部１４に加わる反力Ｗがベクトルとして示されている。なお、図３，４に示される反力Ｗのベクトルは、おおまかなものであり、正確なものではない。

[0033] 図３，４では、飛翔体１０の粒状媒質への着地方向が異なる。つまり、図３では、飛翔体１０の着地方向がｚ軸方向（垂直方向）下方であり、ｘ軸方向への進行を伴わずに粒状媒質に着地する。一方、図４では、飛翔体１０の着地方向が右斜め下方であり、飛翔体１０がｘ軸方向に進行しながら粒状媒質に着地する。

[0034] 図３に示す状態では、いずれの接地部１４にも、粒状媒質からｚ軸方向上方へのｘ軸方向やや内向きの反力Ｗが加わる。したがって、粒状媒質から２つの接地部１４に加わる反力Ｗのｘ軸方向の成分が相互に打ち消し合うため、飛翔体１０全体としては粒状媒質からｘ軸方向の反力を受けない。

[0035] したがって、図３に示す状態では、飛翔体１０に、転倒しようとするモーメントが発生しにくい。また、接地部１４は、ｚ軸方向下方を向いたｘ軸方向内側端部から矢印Ｌ方向へ粒状媒質中に潜り込むため、粒状媒質中に埋没

する。このため、図３に示す状態において、飛翔体１０は転倒しにくい。

[0036] 図４では、ｘ軸方向（進行方向）前方の接地部１４が「接地部１４（Ｆ）」と示され、ｘ軸方向後方の接地部１４が「接地部１４（Ｂ）」と示されている。また、ｘ軸方向前方の接地部１４（Ｆ）に粒状媒質から加わる反力Ｗが「反力Ｗ（Ｆ）」と示され、ｘ軸方向後方の接地部１４（Ｂ）に粒状媒質から加わる反力Ｗが「反力Ｗ（Ｂ）」と示されている。

[0037] 図４に示す状態では、ｘ軸方向前方の接地部１４（Ｆ）には、粒状媒質からｚ軸方向上方及びｘ軸方向やや後方を向いた斜め向きの反力Ｗ（Ｆ）が加わる。また、ｘ軸方向後方の接地部１４（Ｂ）には、粒状媒質からｚ軸方向上方及びｘ軸方向後方を向いた斜め向きの反力Ｗ（Ｂ）が加わる。つまり、接地部１４（Ｆ），１４（Ｂ）に加わる反力Ｗ（Ｆ），Ｗ（Ｂ）は、いずれもｘ軸方向後方の成分を持っている。

[0038] このため、図４に示す状態では、飛翔体１０にｘ軸方向前方に転倒しようとするモーメントＭ１が発生する。しかし、ｘ軸方向前方の接地部１４（Ｆ）が粒状媒質からの反力Ｗ（Ｆ）によって上昇しようとするため、飛翔体１０にモーメントＭ１とは反対のモーメントＭ２が発生する。このため、モーメントＭ１の一部又は全部がモーメントＭ２によって打ち消される。

[0039] また、図４に示す状態では、ｘ軸方向後方の接地部１４（Ｂ）が、ｚ軸方向下方を向いたｘ軸方向内側端部から矢印Ｌ方向へ粒状媒質中に潜り込むため、粒状媒質によってｚ軸方向上方から押さえられる。これにより、接地部１４（Ｂ）は、粒状媒質によって上方への移動が妨げられる。つまり、モーメントＭ１がモーメントＭ２よりも大きい場合であっても、飛翔体１０のｘ軸方向前方への転倒が抑制される。

[0040] このように、飛翔体１０では、ｘ軸方向前方に転倒しようとするモーメントＭ１の一部又は全部がｘ軸方向前方の接地部１４の作用によるモーメントＭ２によって打ち消される。更に、飛翔体１０では、ｘ軸方向後方の接地部１４（Ｂ）の粒状媒質中に潜り込む作用によって、飛翔体１０のｘ軸方向前方への転倒が抑制される。

[0041] このため、飛翔体１０は、ｘ軸方向に進行しながら粒状媒質に着地する場合に転倒しにくい。また、上記で図１を参照しながら説明したように、接地部１４は、中心軸Ｃについて対称に設けられている。このため、飛翔体１０は、ｘｙ平面に沿った任意の方向に進行しながら粒状媒質に着地する場合にも同様に、転倒を抑制することができる。

[0042] 図５は、飛翔体１０が粒状媒質に着地した後にｘ軸方向前方に横滑りしている状態を示す図である。図５に示す状態では、接地部１４（Ｆ），１４（Ｂ）に加わる反力Ｗ（Ｆ），Ｗ（Ｂ）の方向がいずれもｘ軸方向後方である。このため、飛翔体１０には、上記の図４に示す状態と同様に、ｘ軸方向前方に転倒しようとするモーメントＭ１が発生する。

[0043] しかしながら、図５に示す状態でも、図４に示す状態と同様に、ｘ軸方向前方の接地部１４（Ｆ）が上昇しようとするため、飛翔体１０にモーメントＭ１とは反対のモーメントＭ２が発生する。したがって、飛翔体１０では、ｘ軸方向前方に転倒しようとするモーメントＭ１の一部又は全部がモーメントＭ２によって打ち消される。

[0044] また、図５に示す状態でも、図４に示す状態と同様に、ｘ軸方向後方の接地部１４（Ｂ）が、ｚ軸方向下方を向いたｘ軸方向内側端部から矢印Ｌ方向へ粒状媒質中に潜り込むため、飛翔体１０のｘ軸方向前方への転倒が抑制される。このため、飛翔体１０は、着地した後に横滑りしている状態でも、転倒しにくい。

[0045] 更に、図５に示す状態では、粒状媒質中に潜り込んだｘ軸方向後方の接地部１４（Ｂ）が、着地後の飛翔体１０の横滑りを妨げるブレーキの役割を果たす。これにより、飛翔体１０では、粒状媒質への着地後におけるｘ軸方向への横滑り量が抑制される。したがって、着地後の飛翔体１０は、迅速に安定した姿勢を確保可能となる。

[0046] 以上述べたように、飛翔体１０では、接地部１４の作用によって、粒状媒質に着地する際の転倒を抑制することができる。また、飛翔体１０では、斜めに着地する場合であっても、着地後の横滑りを抑制することができる。こ

のように、飛翔体１０は、粒状媒質に覆われた地面に良好に着地することができる。

[0047] また、本実施形態に係る飛翔体１０では、任意の粒状媒質に対して上記の効果が得られる。このため、飛翔体１０は、例えば、未知の特性を有する粒状媒質で覆われた惑星の探査を行う惑星探査機に特に適している。また、飛翔体１０は、重力が小さい場合にも上記の効果が得られるため、微小重力天体の探査を行う宇宙探査機にも適している。

[0048] なお、以上では、飛翔体１０が粒状媒質の表面に水平な姿勢で着地する場合について説明した。しかし、飛翔体１０の姿勢が粒状媒質の表面に対して多少傾いていても、上記と同様の効果が得られる。また、飛翔体１０は、粒状媒質の表面が多少の勾配のある傾斜面であっても良好に着地可能であるため、特に緊急時の着地に有利である。

[0049] また、飛翔体１０が着地する粒状媒質には、上記のような作用が得られる範囲において、粒子でない要素が含まれていても構わない。このような要素としては、例えば、金属板や岩盤などの物体や、多数の粒子が寄せ集まって形成された粒子塊や、水などの液体成分などが挙げられる。

[0050] ２．接地部１４の角度βの設計方法

以下では、接地部１４の角度βの設計方法の一例について説明する。しかし、接地部１４の角度βの設計方法は、下記のものに限定されない。また、接地部１４の角度βは、下記の設計方法により得られる数値に限定されず、０°＜β＜９０°の範囲内において適宜決定可能である。

[0051] ２．１ 静的モデルを用いた設計方法

本実施形態では、飛翔体１０が粒状媒質で覆われた地面に着地する際のモデルとして、Ｒｅｓｉｓｔｉｖｅ Ｆｏｒｃｅ Ｔｈｅｏｒｙ（ＲＦＴ）を用いる。ＲＦＴでは、粒状媒質中の剛体に作用する力は、剛体表面の微小面積に作用する力（すなわち圧力）を剛体の進行方向側の面積で積分することで求まる。

[0052] ここで、図６，７に示すような構成を想定する。図６は飛翔体１０を示し

、図７は接地部１４の微小領域１４ｄを拡大して示している。図６，７に示す構成は、飛翔体１０が粒状媒質に着地する瞬間が表現された静的モデルである。このモデルでは、接地部１４の全体が粒状媒質中に埋まっているものと仮定している。

[0053] ＲＦＴ理論において接地部１４の微小領域１４ｄの面積ｄＡ$_S$に作用する圧力は、圧力関数$\alpha_{x,z}(\beta,\gamma)$で与えられ、$\alpha_{x,z}$を式（１）に示すように接地部１４の面積で積分することで，力ｆ$_{x,z}$が求まる。

[数1]

$$f_{x,z} = \zeta \int_S \alpha_{x,z}(\beta_S, \gamma_S)\,|d_S|\,\mathrm{d}A_S \qquad (1)$$

[0054] ここで、β_sは、微小領域１４ｄの水平面に対する角度である。γ_sは、ベクトルνで示される微小領域１４ｄの進行方向が水平面となす角度である。ｄ$_s$は、微小領域１４ｄの粒状媒質の表面からの沈下量である。ζは、スケーリングファクタで、粒状媒質の嵩密度や摩擦特性により決定される。

[0055] 接地部１４は平板状であるため、接地部１４の水平面に対する角度β、及び接地部１４の進行方向が水平面となす角度γは、接地部１４全面で一様になる。したがって、式（１）を簡略化することにより、式（２）が得られる。

[数2]

$$f_{x,z} = rqd_0\zeta\alpha_{x,z}(\beta,\gamma) \qquad (2)$$

[0056] ここで、ｒは、接地部１４のｙ方向（紙面方向）の長さである。ｑは、接地部１４の幅である。ｄ$_0$は、接地部１４の中心の粒状媒質の表面からの沈下量である。一方、飛翔体１０に粒状媒質から作用するトルクτは、反時計回りを正として、式（３）で定義される。

[数3]

$$\tau = r_b f_{zF} - h_b f_{xF} - r_b f_{zR} - h_b f_{xR} \qquad (3)$$

[0057] ここで、r_b，h_bはそれぞれ、飛翔体１０の重心Ｇから接地部１４の中心までのｘ，ｚ方向の距離である。f_{xF}，f_{zF}は、進行方向前方（図６では右側）の接地部１４に作用するｘ，ｚ方向の力である。f_{xR}，f_{zR}は、進行方向後方（図６では左側）の接地部１４に作用するｘ，ｚ方向の力である。

[0058] このトルクτは、接地部１４の取り付け角度βに依存する。このため、トルクτを最大化する角度βを求めることで、耐転倒性の高い接地部１４が設計できる。

[0059] r_bとh_bとの関係をアスペクト比R_A（＝h_b／r_b）として表すと、トルクτは式（４）で表される。

[数4]

$$\tau = r_b \{f_{zF} - R_A f_{xF} - f_{zR} - R_A f_{xR}\} \qquad (4)$$

[0060] ここで、進行方向前方の接地部１４の角度β_F及び進行方向後方の接地部１４の角度β_Rは、角度βが中心対称であるものとし、つまり$\beta_F = -\beta_R = \beta$とする。式（４）の力ｆに式（２）を代入すると、式（５）が得られる。

[数5]

$$\begin{aligned}\tau = rqd_0 r_b \zeta \{&\alpha_z(\beta,\gamma) - R_A \alpha_x(\beta,\gamma) \\ &-\alpha_z(-\beta,\gamma) - R_A \alpha_x(-\beta,\gamma)\}\end{aligned} \qquad (5)$$

[0061] ＲＦＴでは関数$\alpha_{x,z}$が三角関数の足し合わせで表現されているため、式（５）の$\alpha_{x,z}$に代入すると、式（６）のように表現できる。

[数6]

$$\begin{aligned}\tau =& rqd_0 r_b \zeta \\ &\times \sum_{m=-1}^{1} \sum_{n=0}^{1} [A_{m,n}\cos(2m\beta+n\gamma) + B_{m,n}\sin(2m\beta+n\gamma) \\ &-\{A_{m,n}\cos(-2m\beta+n\gamma) + B_{m,n}\sin(-2m\beta+n\gamma)\} \\ &-R_A\{C_{m,n}\cos(2m\beta+n\gamma) + D_{m,n}\sin(2m\beta+n\gamma)\} \\ &-R_A\{C_{m,n}\cos(-2m\beta+n\gamma) + D_{m,n}\sin(-2m\beta+n\gamma)\}]\end{aligned} \qquad (6)$$

[0062] 転倒を抑制するトルクを最大化する角度βを求めるためには、式（６）で

示される関数の極大値がわかればよい。そこで、式（６）で示される関数の停留点を求めるため、式（６）を角度βで偏微分し、積和公式、合成公式を適用すると、式（７）が得られる。

[数7]

$$\frac{\partial \tau}{\partial \beta} = rqd_0 r_b \zeta \sum_{m=-1}^{1} \sum_{n=0}^{1} 4m \left[J_{m,n} \sin(2m\beta + \eta_{m,n}) + K_{m,n} \sin(2m\beta + \xi_{m,n}) \right] \quad (7)$$

[0063] ここで、$J_{m,n}$，$K_{m,n}$，$\eta_{m,n}$、$\xi_{m,n}$は、以下のとおりである。

[数8]

$$J_{m,n} = \sin(n\gamma)\sqrt{A_{m,n}^2 + R_A^2 D_{m,n}^2} \quad (8)$$

$$K_{m,n} = \cos(n\gamma)\sqrt{B_{m,n}^2 + R_A^2 C_{m,n}^2} \quad (9)$$

$$\eta_{m,n} = \arctan\left(\frac{-A_{m,n}}{R_A D_{m,n}}\right) + \pi U(-D_{m,n}) \quad (10)$$

$$\xi_{m,n} = \arctan\left(\frac{B_{m,n}}{R_A C_{m,n}}\right) + \pi U(-C_{m,n}) \quad (11)$$

[0064] ただし、m∈（－１，０，１）、n∈（０，１）である。U（・）は単位ステップ関数である。もし、m＝０ならば、式（７）の右辺＝０となる。ゆえに、m∈（－１，１）かつn∈（０，１）の場合だけを考えれば良く、式は簡略化される。計算に用いるＲＦＴパラメータは、表１に示す通りである。

[0065]

[表1]

$A_{m,n}$	$n=0$	$n=1$	$B_{m,n}$	$n=0$	$n=1$
$m=-1$	0.000	0.000	$m=-1$	0.000	0.055
$m=0$	0.206	0.000	$m=0$	0.000	0.358
$m=1$	0.169	0.000	$m=1$	0.000	0.212
$C_{m,n}$	$n=0$	$n=1$	$D_{m,n}$	$n=0$	$n=1$
$m=-1$	0.000	0.007	$m=-1$	0.000	0.000
$m=0$	0.000	0.253	$m=0$	0.000	0.000
$m=1$	0.000	−0.124	$m=1$	0.088	0.000

[0066] $A_{m,n}$，$B_{m,n}$，$C_{m,n}$，$D_{m,n}$を式（８），（９）へ代入すると、値が０のパラメータもあるため、更に簡略化され、下記のようになる。

[数9]

$$J_{-1,0}=0 \tag{12}$$
$$J_{-1,1}=0 \tag{13}$$
$$J_{1,0}=0 \tag{14}$$
$$J_{1,1}=0 \tag{15}$$
$$K_{-1,0}=0 \tag{16}$$
$$K_{-1,1}=\cos(\gamma)\sqrt{B_{-1,1}^2+R_A^2C_{-1,1}^2} \tag{17}$$
$$K_{1,0}=0 \tag{18}$$
$$K_{1,1}=\cos(\gamma)\sqrt{B_{1,1}^2+R_A^2C_{1,1}^2} \tag{19}$$

[0067] この結果より、式（７）は次式のように表され、転倒を抑制するトルクが最大になる角度βは式（２０）を解くことで求まる。

[数10]

$$0=K_{-1,1}\sin(-2\beta+\xi_{-1,1})+K_{1,1}\sin(2\beta+\xi_{1,1}) \tag{20}$$

[0068] 式（２０）を解くと、∂τ／∂βが停留する角度βは、三角関数の位相も考慮すると、機体水平速度が＋ｘ方向の場合に、転倒を抑制するトルクを最大化する角度β、すなわち、転倒に寄与するトルクの絶対値を最小化する角

度βは、式（２１）で示すようになる。

[数11]

$$\beta = \frac{\xi_{-1,1} - \psi}{2} \qquad (21)$$

[0069] ただし、ψは、式（２２）で表される。

[数12]

$$\psi = \arctan\left(\frac{K_{1,1}\sin(\xi_{-1,1} + \xi_{1,1})}{(-K_{-1,1}) + K_{1,1}\cos(\xi_{-1,1} + \xi_{1,1})}\right) \qquad (22)$$

なおかつ、$K_{-1,1}$，$K_{1,1}$はγを含むが、約分して消去できる。

[0070] ここで着目すべきは、ξ及びψには、式（１１），（２２）に示す通り、着地方向の角度γが含まれていない点である。これが意味するのは。転倒を抑制するのに適した角度βは、ＲＦＴパラメータ$A_{m,n}$，$B_{m,n}$，$C_{m,n}$，$D_{m,n}$と アスペクト比R_Aのみで決定されるということである。

[0071] したがって、この静的モデルを用いた設計方法では、様々な着地条件下でも共通の指針で接地部１４における角度βを決定することが可能である。当然ながら、両側の接地部１４の取り付け角度βは中心軸Ｃについて対称であるため、飛翔体１０が－ｘ方向の水平方向速度で着地する場合にも同様に転倒を抑制する効果が得られる。

[0072] 図８は、式（２１）から求められる、各アスペクト比R_Aにおける望ましい角度βを示すグラフである。つまり、以上のような静的モデルを用いた設計方法では、飛翔体１０の着地する際の転倒を抑制するために、飛翔体１０におけるアスペクト比R_Aに応じた角度βを選択することができる。

[0073] ２．１ 動的モデルを用いた検証

接地部１４の最適な角度βをより正確に得るためには、上記のような静的モデルではなく、動的モデルを用いることが好ましい。しかし、動的モデルを用いると、計算が非常に煩雑になる。したがって、静的モデルを用いることにより、接地部１４の角度βを簡便に設計可能となる。

[0074] そこで、以下では、上記の静的モデルを用いた設計方法による図８に示す結果の信頼性について、動的モデルを用いたシミュレーションによって検証した結果について説明する。

[0075] 具体的に、様々な角度βに設定した飛翔体１０が着地する際に転倒しない条件として、飛翔体１０が着地する際に転倒しないｘ方向（水平方向）速度V_xの最大値V_{xmax}を求めた。飛翔体１０が着地する際のｚ方向（垂直方向）速度V_zは、－５．０ｍ／ｓ、－３．０ｍ／ｓ、－１．０ｍ／ｓの３通りとした。また、粒状媒質のスケーリングファクタζは、１．０とした。

[0076] 図９Ａは、R_A＝１．５とした場合の結果を示すグラフである。図９Ｂは、R_A＝２とした場合の結果を示すグラフである。図９Ｃは、R_A＝２．５とした場合の結果を示すグラフである。図９Ｄは、R_A＝３とした場合の結果を示すグラフである。図９Ａ～９Ｄでは、横軸を角度βとし、縦軸をV_{xmax}としている。

[0077] なお、図９Ａ～９Ｄにおいて、角度βがゼロのときは接地部１４が平面Ｐに平行であり、角度βがマイナスのときは接地部１４が図６に示す状態とは反対側に傾いているものとしている。

[0078] 飛翔体１０は、ｘ方向速度V_xが大きいほど、転倒しやすくなる。したがって、ｘ方向速度V_xの最大値V_{xmax}が大きくなる角度βを選択することにより、飛翔体１０の転倒を効果的に抑制することができる。つまり、図９Ａ～９Ｄでは、V_{xmax}の最大値となる角度βが、飛翔体１０の転倒を抑制するために最適である。

[0079] また、図９Ａ～９Ｄには、静的モデルを用いて得られた図８に基づく、それぞれのR_Aに応じた望ましい角度βが破線で示されている。したがって、図９Ａ～９Ｄにおいて、この破線の位置がV_{xmax}の最大値の位置に近いほど、静的モデルを用いた設計方法の信頼性が高いということになる。

[0080] これを踏まえて、図９Ａ～９Ｄを参照すると、R_Aが大きいほど、破線の位置が、V_{xmax}の最大値となる位置に近くなる傾向が見られる。具体的に、R_Aが２以上である図９Ｂ～９Ｄでは、破線の位置がV_{xmax}のピークの位置に近

くなっている。したがって、R_Aが２以上の場合に、静的モデルを用いた設計方法でも適切な角度βが得られることがわかる。

[0081] 更に、R_Aが３である図９Ｄでは、破線の位置がV_{xmax}のピークの位置がほぼ一致している。したがって、R_Aが３の場合には、静的モデルを用いた設計方法でも、動的モデルを用いた設計方法と遜色のない最適な角度βが得られることがわかる。このように、角度βを得るために静的モデルによる設計方法を利用可能な条件があることがわかった。

[0082] ３．その他の実施形態

以上、本発明の実施形態について説明したが、本発明は上述の実施形態にのみ限定されるものではなく、例えば以下のように、種々変更を加え得ることは勿論である。

[0083] ３．１　接地部１４の形状

接地部１４の形状は、上記の効果が得られる範囲において様々に変更可能である。例えば、接地部１４の平面形状は、円形以外であってもよく、例えば、多角形や楕円形などであってもよい。また、接地部１４は、例えば、以下の図１０Ａ～１０Ｃに示す形状であってもよい。

[0084] つまり、図１０Ａに示すように、接地部１４では、上面１４ａの角度β_1と、下面１４ｂの角度β_2と、が相互に異なっていてもよい。また、図１０Ｂに示すように、接地部１４の上面１４ａ及び下面１４ｂが曲面であってもよい。更に、図１０Ｃに示すように、上面１４ａ及び下面１４ｂの一方が平面で他方が曲面であってもよい。

[0085] ３．２　飛翔体１０の他の実施形態

飛翔体１０は、宇宙探査機に限定されない。宇宙探査機以外の飛翔体１０としては、例えば、砂に覆われた砂丘や砂漠、火山の噴火によって火山灰が堆積した地域や、地震などの災害などで土砂が堆積した地域などに着地する必要があるドローンやヘリコプターなどの飛行機が挙げられる。

[0086] 一例として、飛翔体１０は、図１１に示すような、複数のプロペラ２１や、荷物Ｆを積載可能な積載部２２を有するドローンであってもよい。このよ

うな飛翔体１０では、積載部２２が本体部１１に設けられるため、荷物Ｆの重量によって重心が高くなると転倒しやすくなる。

[0087] 図１１に示すような飛翔体１０では、着地の際に転倒すると、プロペラ２１と地面との接触などにより全損したり、破損したプロペラ２１の破片が飛散したりすることにより大きな被害が発生する場合がある。しかしながら、このような飛翔体１０においても、接地部１４の作用によって転倒が抑制されるため、上記の被害を未然に防ぐことができる。

[0088] また、飛翔体１０は、上記のとおり、多少の勾配のある傾斜面にも良好に着地可能である。したがって、この飛翔体１０では、平坦面を探し出すことなく、傾斜面に着地可能である。このため、図１１に示すような飛翔体１０では、平坦面のみならず傾斜面においても、物資の提供や、データの計測や、充電などを行うことが可能である。

[0089] なお、図１１に示す飛翔体１０は、上記の構造に限定されない。例えば、飛翔体１０は、接地部１４が接続部１３に着脱可能に構成されていてもよい。これにより、飛翔体１０では、粒状媒質上に着地する場合に接地部１４を装着し、粒状媒質以外に着地する場合に接地部１４を取り外すことが可能となる。

[0090] また、着脱可能な接地部１４は、既製のドローンに着地用に備えられた複数の脚部の先端部の底面や側面にそれぞれ装着可能に構成されていてもよい。接地部１４は、ドローンの脚部とともに脚部構造体１２の機能を実現することができる。このため、接地部１４は、ドローンの着地時の転倒を抑制することができる。

[0091] 更に、飛翔体１０は、自力飛行を行う飛行機のみでなく、上空や地上において空間に放たれることにより飛翔する物体であってもよい。このような飛翔体１０としては、人が立ち入ることの困難な災害地や火山地域などに、ヘリコプターなどの飛行機から投下されることにより設置される計測機器などが挙げられる。

[0092] ３．３ 追加の構成

飛翔体１０は、必要に応じて、上記以外の構成を備えていてもよい。例えば、飛翔体１０は、ハニカム構造体やエアバッグなどの緩衝機構を備えていてもよい。一例として、緩衝機構が本体部１１の下部に設けられ、脚部構造体１２が緩衝機構の下面に取り付けられていてもよい。更に、緩衝機構は、脚部構造体１２に設けられていてもよい。

符号の説明

[0093] １０…飛翔体

１１…本体部

１２…脚部構造体

１３…接続部

１４…接地部

１４ａ…上面

１４ｂ…下面

Ｃ…中心軸

Ｐ…平面

Ｍ１，Ｍ２…モーメント

Ｗ…反力

β…角度

請求の範囲

[請求項1] 飛翔体の本体部を支持可能な脚部構造体であって、

前記本体部に対向する平面に沿って、前記平面に直交する軸の周囲に設けられる複数の接地部と、

前記複数の接地部と前記本体部とを接続する複数の接続部と、を具備し、

前記複数の接地部はそれぞれ、

前記本体部側を向き、前記平面に対して前記軸側に傾く第１傾斜面と、

前記本体部側とは反対側を向き、前記平面に対して前記軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する

脚部構造体。

[請求項2] 請求項１に記載の脚部構造体であって、

前記複数の接地部は、前記軸について相互に対称に設けられる

脚部構造体。

[請求項3] 請求項１又は２に記載の脚部構造体であって、

前記軸は、前記飛翔体の重心を通る

脚部構造体。

[請求項4] 請求項１から３のいずれか１項に記載の脚部構造体であって、

前記複数の接地部は、それぞれ平板状に形成されている

脚部構造体。

[請求項5] 本体部と、前記本体部から延び、その先端部が、前記本体部に対向する平面に沿って、前記平面に直交する軸の周囲に配置された複数の脚部と、を有するドローンを支持可能な脚部構造体であって、

前記複数の脚部の前記先端部にそれぞれ取り付け可能な複数の接地部を具備し、

前記複数の接地部はそれぞれ、

前記本体部側を向き、前記平面に対して前記軸側に傾く第１傾斜面

と、

前記本体部側とは反対側を向き、前記平面に対して前記軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する

脚部構造体。

[請求項6] 本体部と、前記本体部を支持可能な脚部構造体と、を具備し、

前記脚部構造体は、

前記本体部に対向する平面に沿って、前記平面に直交する軸の周囲に設けられる複数の接地部と、

前記複数の接地部と前記本体部とを接続する複数の接続部と、を有し、

前記複数の接地部はそれぞれ、

前記本体部側を向き、前記平面に対して前記軸側に傾く第１傾斜面と、

前記本体部側とは反対側を向き、前記平面に対して前記軸とは反対側に傾く第２傾斜面と、を有する

飛翔体。

[請求項7] 請求項６に記載の飛翔体であって、

粒状媒質で覆われた天体に着地可能な宇宙探査機として構成される

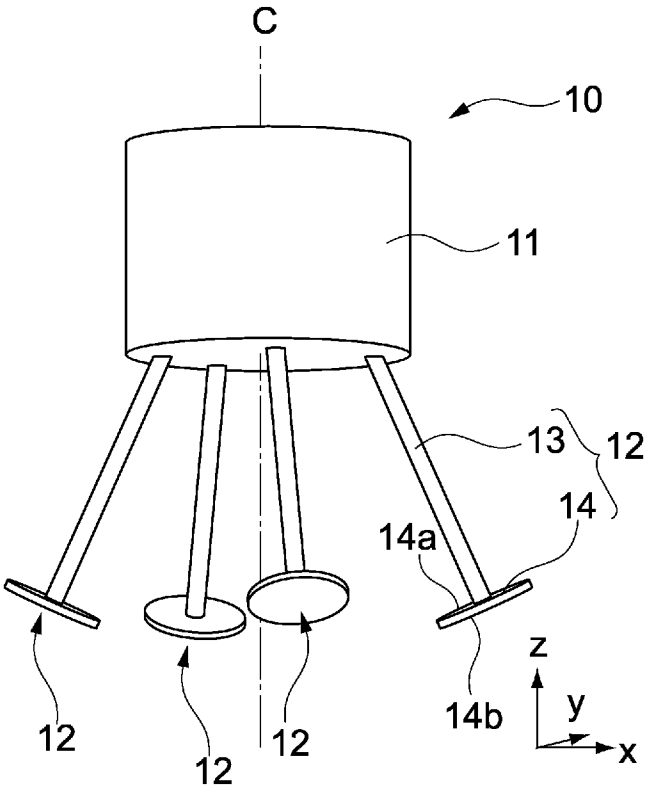
飛翔体。

[請求項8] 請求項６に記載の飛翔体であって、

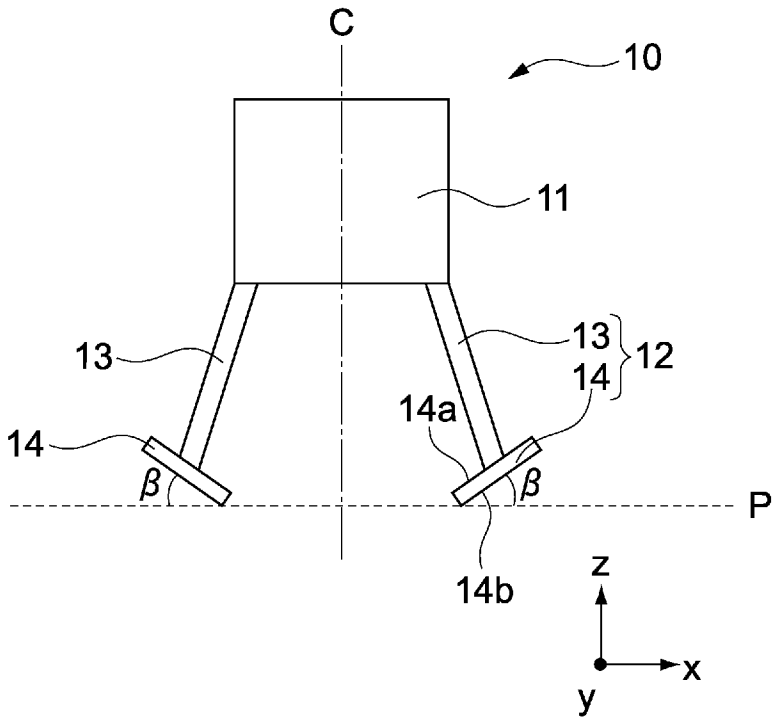
粒状媒質で覆われた地面に着地可能なドローンとして構成される

飛翔体。

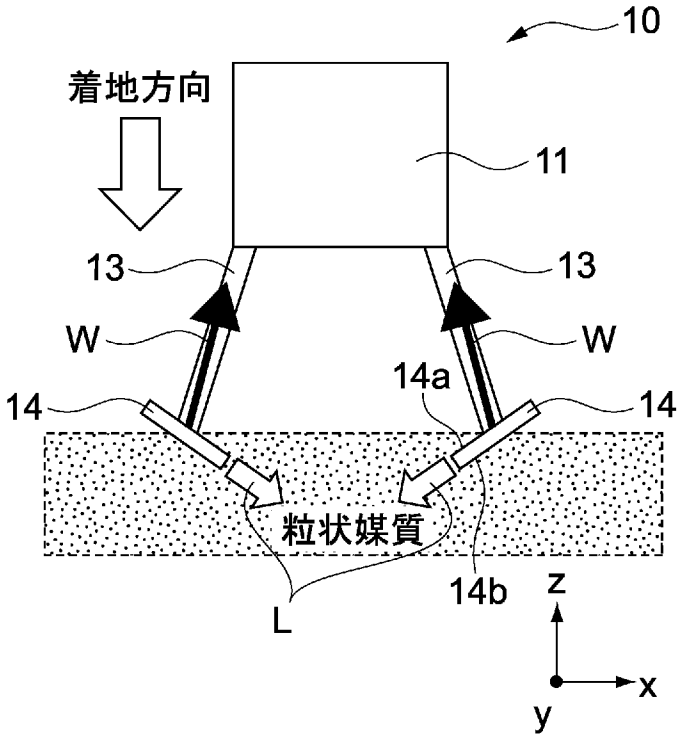
[図1]


C
10
11
13
12
14
14a
14b
12
12
12
z
y
x

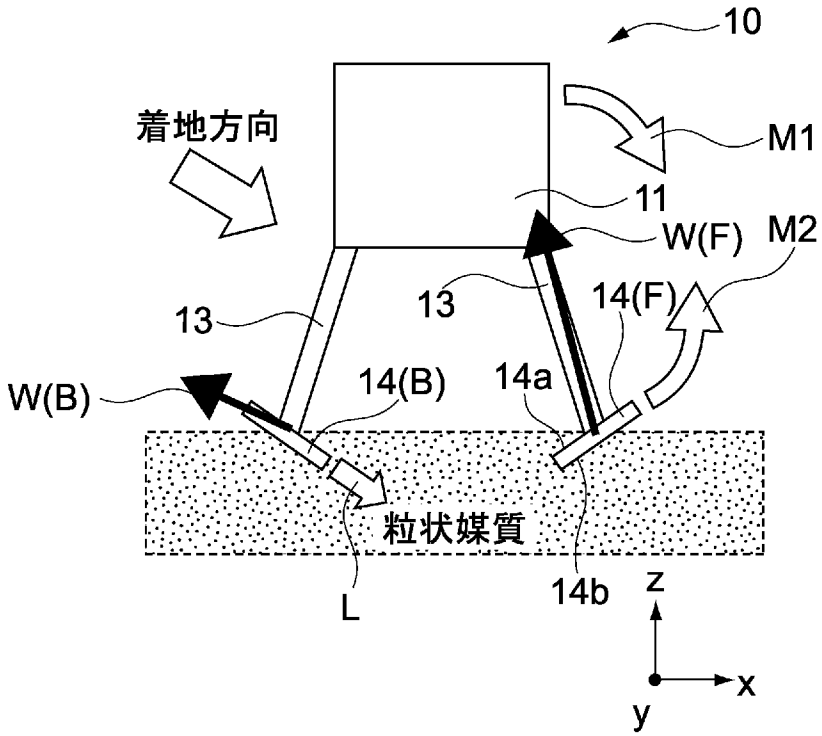
[図2]


C
10
11
13
13
12
14
14a
14
β
β
P
14b
z
x
y

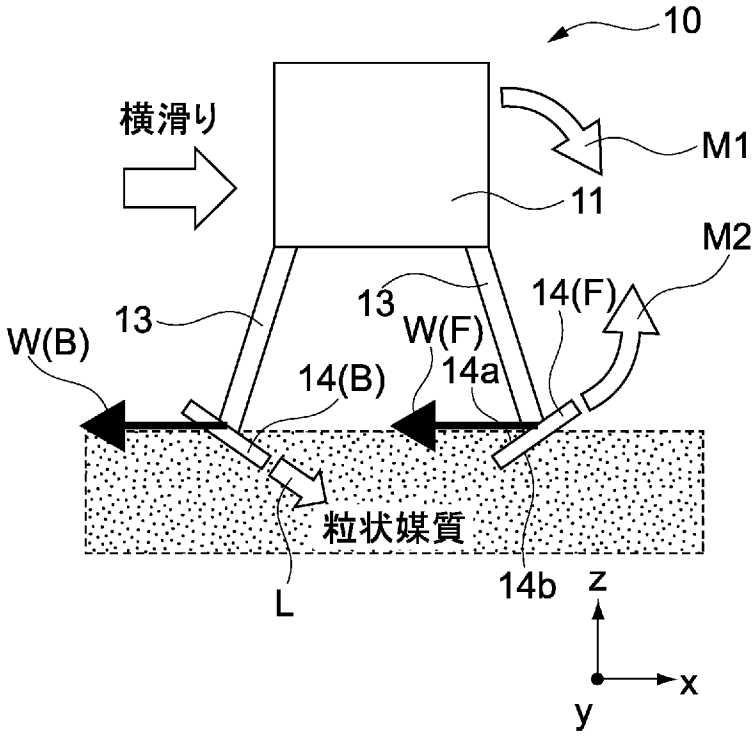
[図3]


10
着地方向
11
13
13
W
W
14a
14
14
粒状媒質
14b
L
z
x
y

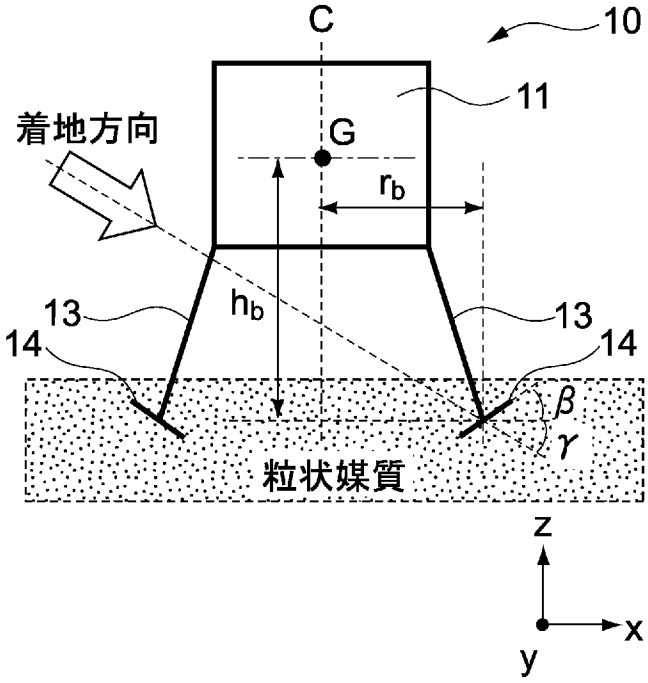
[図4]


10
着地方向
M1
11
W(F)
M2
13
13
14(F)
W(B)
14(B)
14a
粒状媒質
L
14b
z
x
y

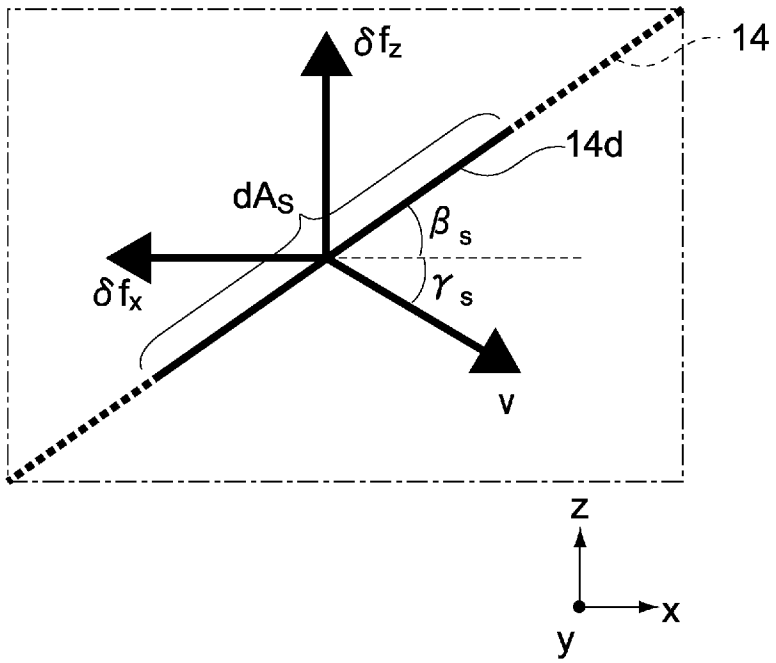
[図5]


10
横滑り
M1
11
M2
13
13
14(F)
W(B)
W(F)
14(B)
14a
粒状媒質
L
14b
z
x
y

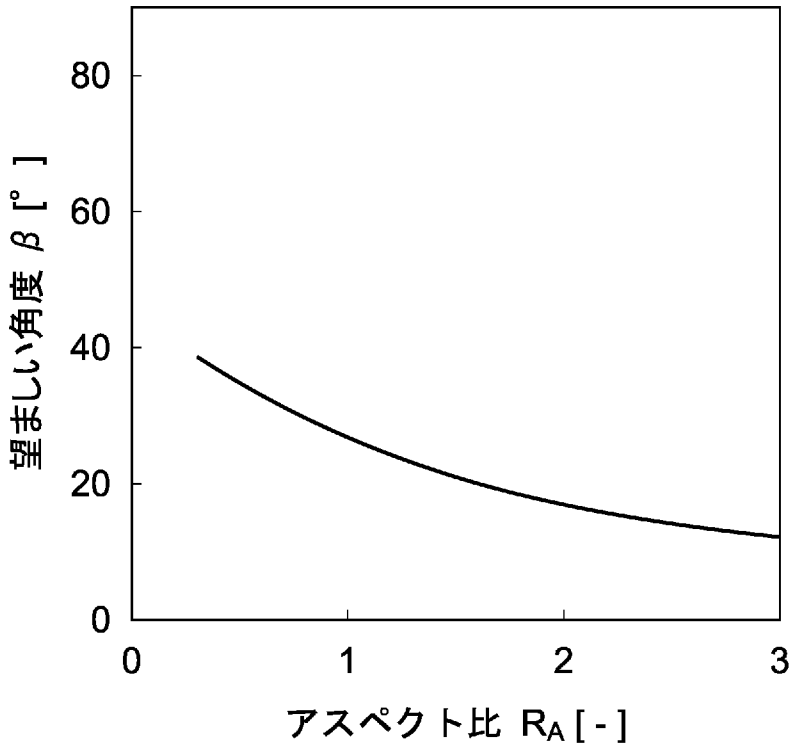
[図6]


C
10
11
着地方向
G
r_b
h_b
13
13
14
14
β
γ
粒状媒質
z
x
y

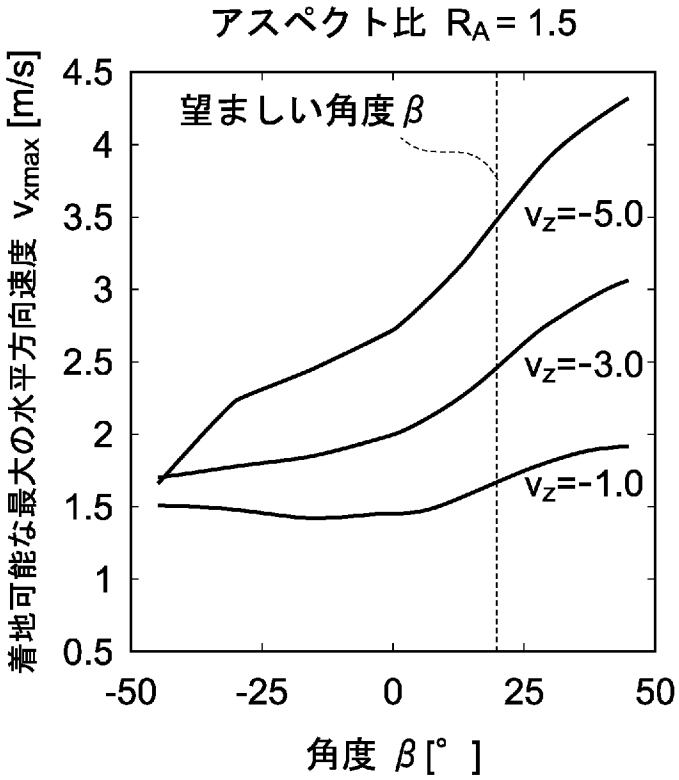
[図7]


δfz
14
14d
dAS
β s
γ s
δfx
v
z
x
y

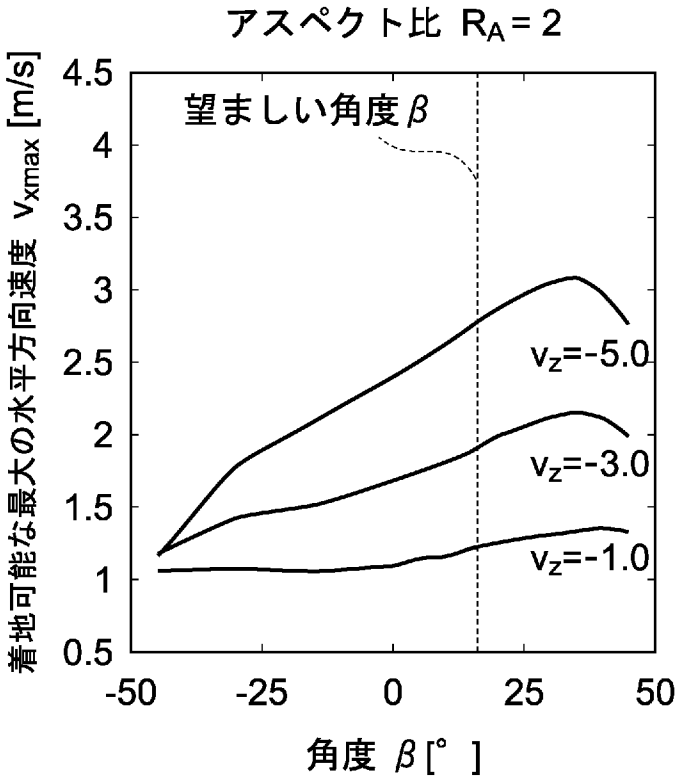
[図8]


80
60
40
20
0
望ましい角度 β [°]
0
1
2
3
アスペクト比 RA [-]

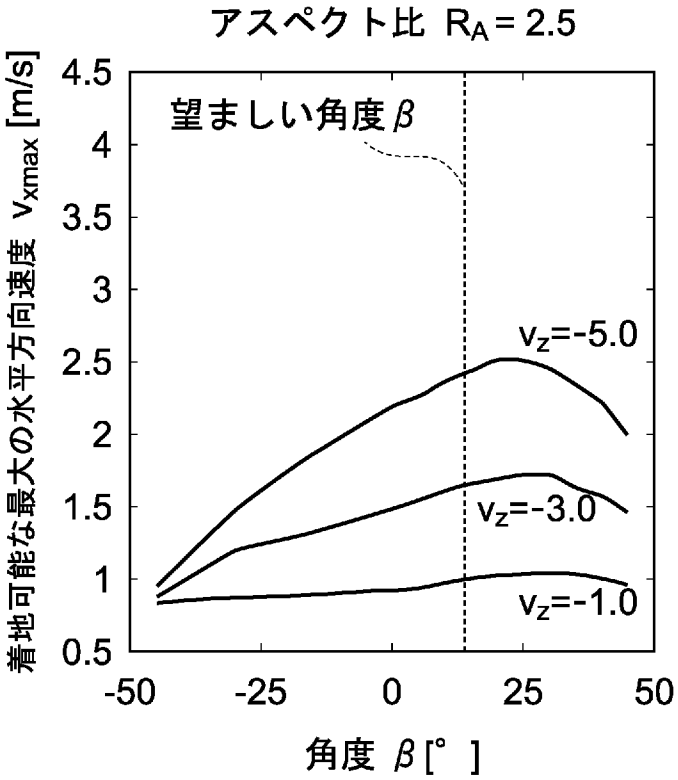
[図9A]


アスペクト比 $R_A = 1.5$
望ましい角度β
v_z=-5.0
v_z=-3.0
v_z=-1.0
着地可能な最大の水平方向速度 v_{xmax} [m/s]
角度 β[°]
4.5
4
3.5
3
2.5
2
1.5
1
0.5
-50
-25
0
25
50

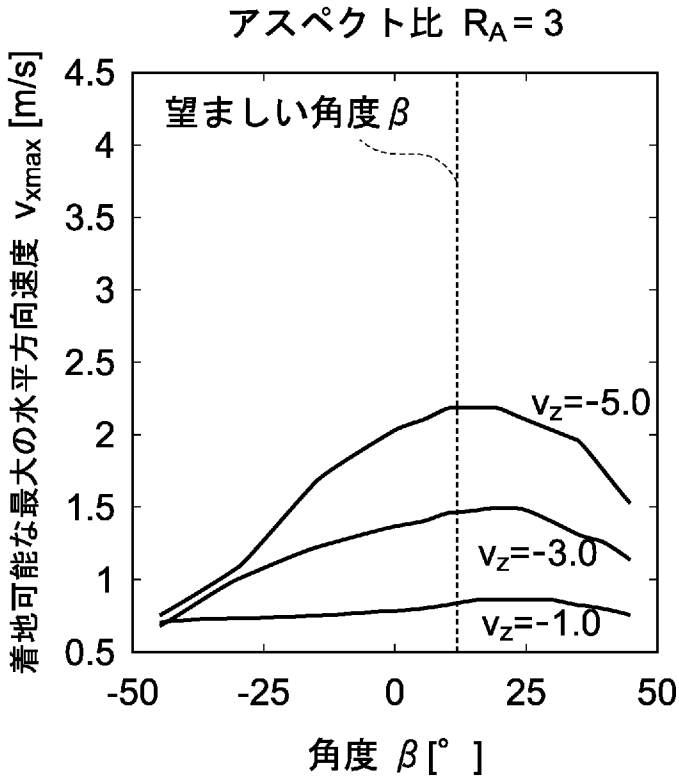
[図9B]


アスペクト比 $R_A = 2$
望ましい角度β
v_z=-5.0
v_z=-3.0
v_z=-1.0
着地可能な最大の水平方向速度 v_{xmax} [m/s]
角度 β[°]
4.5
4
3.5
3
2.5
2
1.5
1
0.5
-50
-25
0
25
50

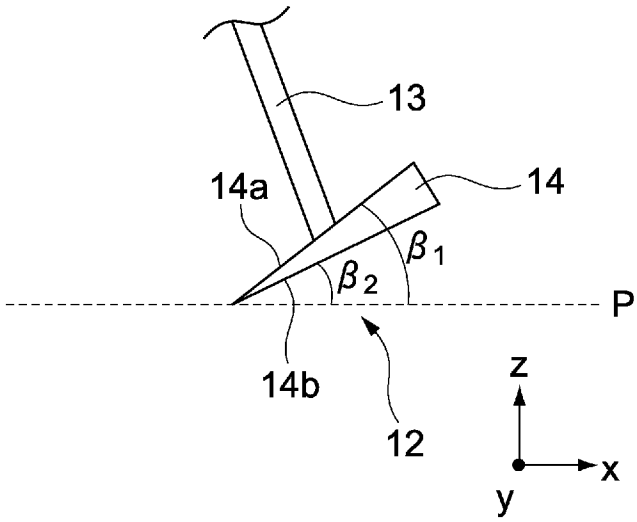
[図9C]


アスペクト比 $R_A = 2.5$
望ましい角度β
v_z=-5.0
v_z=-3.0
v_z=-1.0
着地可能な最大の水平方向速度 v_{xmax} [m/s]
角度 β[°]
4.5
4
3.5
3
2.5
2
1.5
1
0.5
-50
-25
0
25
50

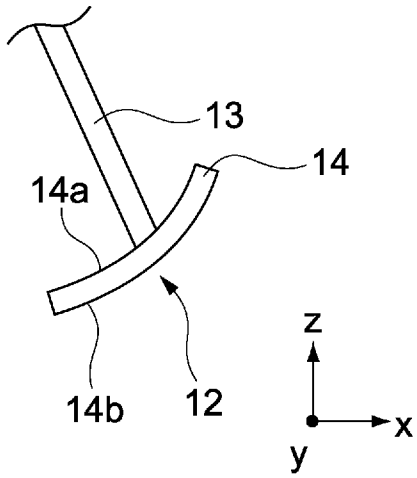
[図9D]


アスペクト比 $R_A = 3$
望ましい角度β
v_z=-5.0
v_z=-3.0
v_z=-1.0
着地可能な最大の水平方向速度 v_{xmax} [m/s]
角度 β[°]
4.5
4
3.5
3
2.5
2
1.5
1
0.5
-50
-25
0
25
50

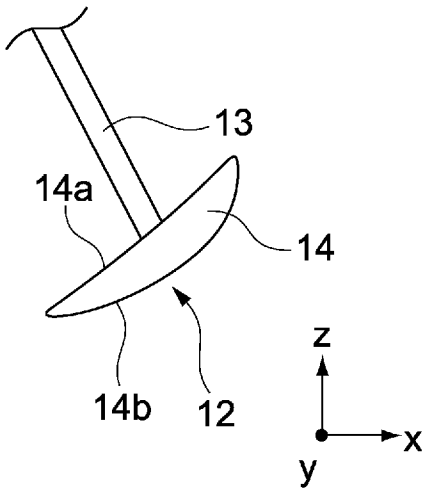
[図10A]



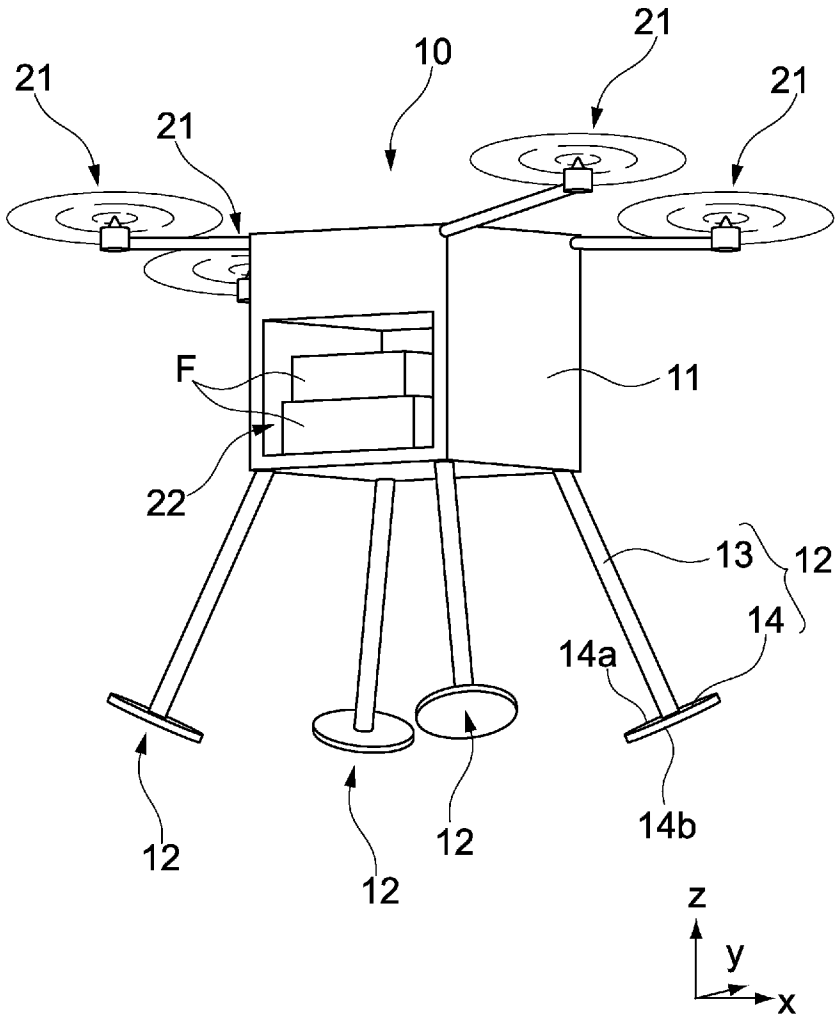
[図10B]



[図10C]



[図11]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2017/031429

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64C25/32(2006.01)i, *B64C39/02*(2006.01)i, *B64G1/22*(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64C25/32, B64C39/02, B64G1/22

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2017
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2017	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2017

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y	JP 2011-136686 A (Astrium GmbH), 14 July 2011 (14.07.2011), fig. 4 & US 2011/0163201 A1 fig. 4 & EP 2340999 A2 & DE 102010004571 B3 & CA 2726626 A1	1,4,6-7 2-3,5,8
Y	JP 2001-322640 A (Sumitomo Heavy Industries, Ltd.), 20 November 2001 (20.11.2001), all drawings (Family: none)	2-3

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
10 October 2017 (10.10.17)	24 October 2017 (24.10.17)

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
Japan Patent Office 3-4-3,Kasumigaseki,Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915,Japan	Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2017/031429

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP 2016-107843 A (JFE Steel Corp.), 20 June 2016 (20.06.2016), paragraph [0020] (Family: none)	5,8

国際調査報告

国際出願番号　ＰＣＴ／ＪＰ２０１７／０３１４２９

Ａ．　発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64C25/32(2006.01)i, B64C39/02(2006.01)i, B64G1/22(2006.01)i

Ｂ．　調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64C25/32, B64C39/02, B64G1/22

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	１９２２－１９９６年
日本国公開実用新案公報	１９７１－２０１７年
日本国実用新案登録公報	１９９６－２０１７年
日本国登録実用新案公報	１９９４－２０１７年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

Ｃ．　関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー＊	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求項の番号
X Y	JP 2011-136686 A (アストリウム　ゲゼルシャフト　ミット　ベシュレンクテル　ハフツング) 2011.07.14, 第４図 & US 2011/0163201 A1, 第４図 & EP 2340999 A2 & DE 102010004571 B3 & CA 2726626 A1	1,4,6-7 2-3,5,8
Y	JP 2001-322640 A (住友重機械工業株式会社) 2001.11.20, 全図 (ファミリーなし)	2-3

☑　Ｃ欄の続きにも文献が列挙されている。　　☐　パテントファミリーに関する別紙を参照。

＊　引用文献のカテゴリー
「Ａ」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「Ｅ」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「Ｌ」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）
「Ｏ」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「Ｐ」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献
「Ｔ」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「Ｘ」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Ｙ」特に関連のある文献であって、当該文献と他の１以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「＆」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日	国際調査報告の発送日
１０．１０．２０１７	２４．１０．２０１７

国際調査機関の名称及びあて先
日本国特許庁（ＩＳＡ／ＪＰ）
郵便番号１００－８９１５
東京都千代田区霞が関三丁目４番３号

特許庁審査官（権限のある職員）　３Ｄ　４８５１
前原　義明
電話番号　０３－３５８１－１１０１　内線　３３４１

Ｃ（続き）．　関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー＊	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求項の番号
Y	JP 2016-107843 A（ＪＦＥスチール株式会社） 2016.06.20, 段落[0020] (ファミリーなし)	5,8