

(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)



(10) 国際公開番号

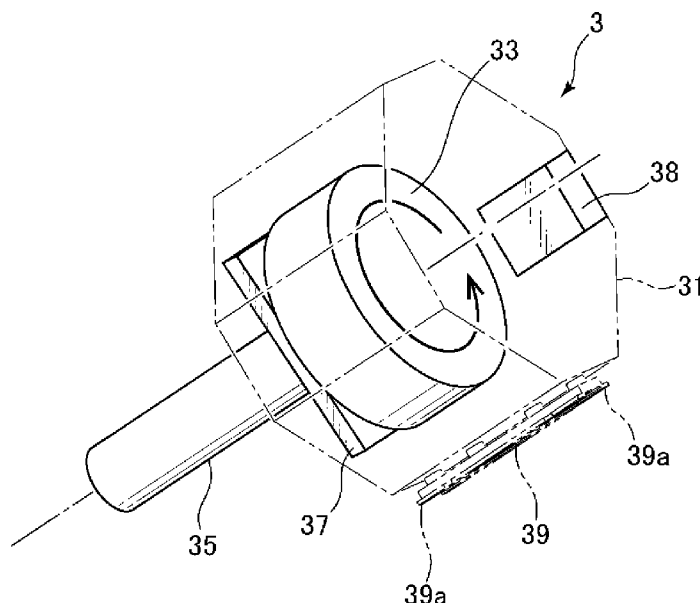
WO 2018/043737 A1

- (51) 国際特許分類:
B64G 1/16 (2006.01) *B64C 37/00* (2006.01)
B60K 8/00 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2017/031772
- (22) 国際出願日: 2017年9月4日(04.09.2017)
- (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 2016-172882 2016年9月5日(05.09.2016) JP
特願 2017-104820 2017年5月26日(26.05.2017) 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4番地1 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 加藤 裕基(KATO Hiroki); 〒3058505 茨城県つくば市千現2-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構内 Ibaraki (JP). 柳瀬 恵一(YANAGASE Keiichi); 〒3058505 茨城県つくば市千現2-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構内 Ibaraki (JP). 巳谷 真司(MITANI Shinji); 〒3058505 茨城県つくば市千現2-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構内 Ibaraki (JP). 谷嶋 信貴(TANISHIMA Nobutaka); 〒3058505 茨城県つくば市千現2-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構内 Ibaraki (JP).
- (74) 代理人: 田中 伸一郎, 外(TANAKA Shinichiro et al.); 〒1008355 東京都千代田区丸の内3丁目3番1号 新東京ビル 中村合同特許法律事務所 Tokyo (JP).

(54) Title: FLYING MOBILE UNIT

(54) 発明の名称: 飛翔移動体

[図2]



(57) **Abstract:** This flying mobile unit comprises a hull, a wheel, a propulsion device, and a control unit. The wheel has an axis of rotation oriented in the same direction as the direction of a thrust force to be produced by the propulsion unit. The control unit causes the wheel to produce an angular momentum, and then causes the propulsion device to produce the thrust force for takeoff and flight of the flight mobile unit, while causing the wheel to continue to produce the angular momentum.

[続葉有]

WO 2018/043737 A1

(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, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, 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: 飛翔移動体であって、外殻構造と、ホイールと、推進装置と、制御ユニットとを備え、前記ホイールは、その回転軸線が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、前記制御ユニットは、前記ホイールに角運動量が発生させた後に、前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力を発生させる飛翔移動体。

明 細 書

発明の名称： 飛翔移動体

技術分野

[0001] この発明は、飛翔移動体、飛翔移動体発射システム、飛翔移動体の姿勢制御方法に関する。

背景技術

[0002] 従来、月・惑星探査機としてローバーが用いられてきた（例えば、下記非特許文献 1 参照）。しかしながら、クレータの縁、山、岩等の粗い地形における探査では、ローバーは走行困難となる場合があった。また、粗い地形だけでなく砂や泥などの地形においても、ローバーは走行困難となる場合があった。

さらに、地球上の災害現場においても、ローバーを災害救助車として用いることが考えられるが、災害現場においては車両が走行困難となる場合がある。

そのため、走行困難な地形を飛び越えて目標地点へ到達することが可能な飛翔移動体が求められている。

[0003] 本発明者らは、走行困難な地形を飛び越えて目標地点まで飛翔することが可能である、小型・軽量の飛翔移動体を提案した（下記特許文献 1 参照）。

先行技術文献

特許文献

[0004] 特許文献1：特願 2015-100240号

非特許文献

[0005] 非特許文献1：K. Yoshida and B. Wilcox, Chap.45: Space Robots and Systems, in B. Siciliano and O. Khatib (Eds.), Springer Handbook of Robotics, Springer, 2008.

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0006] 上述のように、本発明者らによって、目的地まで飛翔して移動可能な飛翔移動体の実現された。しかしながら、更に精度よく目標到達地点に飛翔・着陸可能となる飛翔体が求められている。

[0007] また、飛翔移動体においては、最小飛翔距離以下の移動が困難であるため、着陸点と目標到達地点とにずれが生じた場合の位置修正や、着陸点の周囲へ移動して作業を行うことが困難であった。

[0008] そこで、本発明は、更に精度よく目標到達地点へ飛翔・着陸可能な飛翔移動体及びその発射システムを提供することを目的の1つとする。

[0009] また、本発明は、着陸後に最小飛翔距離以下の移動が容易に可能となる飛翔移動体を提供することを目的の1つとする。

課題を解決するための手段

[0010] 本発明の1つの態様は、飛翔移動体であって、外殻構造と、ホイールと、推進装置と、制御ユニットとを備え、前記ホイールは、その回転軸線の方が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、前記制御ユニットは、前記ホイールに角運動量が発生させた後に、前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力を発生させる飛翔移動体を提供するものである。

[0011] 前記外殻構造は、前記ホイールの発生する角運動量の制御によって、着陸面上において前記飛翔移動体を回転移動可能とする形状を有するものとしてすることができる。

[0012] 前記ホイールの発生する角運動量の制御は、前記ホイールの停止であるものとしてすることができる。

[0013] 前記飛翔移動体の前記回転移動の方向は、前記ホイールの回転軸線に対して垂直であるものとしてすることができる。

[0014] 前記外殻構造は、前記着陸面上において前記飛翔移動体が回転移動する際に前記着陸面と接する少なくとも一部が八角柱として構成され、該八角柱の軸の方向が、前記ホイールの回転軸線の方向と同一であるものとしてすることができる。

- [0015] 前記制御ユニットは、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングまで前記ホイールに角運動量の発生を続けさせ、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングに前記ホイールの発生する角運動量を制御することによって、前記着陸面上において前記飛翔移動体を回転移動させるものとすることができる。
- [0016] 前記飛翔移動体は、前記推進装置の推力に抗する推力を発生させる逆推力装置を更に含み、前記逆推力装置が発生すべき推力の方向は、前記ホイールの回転軸線方向と同一であるものとすることができる。
- [0017] 前記制御ユニットは、前記飛翔移動体が目標到達地点に着陸するように、前記逆推力装置に推力を発生させるものとすることができる。
- [0018] 前記制御ユニットは、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングに、前記ホイールを停止させるものとすることができる。
- [0019] 本発明の1つの態様は、発射レールを備えた発射台と、前記飛翔移動体を備え、前記飛翔移動体は、前記発射レールに沿って摺動可能に、該レールに連結する連結部材を更に備える飛翔移動体発射システムを提供するものである。
- [0020] 本発明の1つの態様は、飛翔移動体の姿勢制御方法であって、前記飛翔移動体は、外殻構造と、ホイールと、推進装置とを備え、前記ホイールは、その回転軸線方向が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、前記ホイールに角運動量を発生させるステップと、その後、前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力を発生させるステップとを含む方法を提供するものである。
- [0021] 本発明の1つの態様は、飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法であって、前記飛翔移動体は、外殻構造と、ホイールと、推進装置とを備え、前記ホイールは、その回転軸線方向が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、前記ホイールに角運動量を発生させるステップと、その後、前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、

前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力を発生させるステップと、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングまで前記ホイールに角運動量の発生を続けさせるステップと、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングに前記ホイールの発生する角運動量を制御することによって、着陸面上において前記飛翔移動体を回転移動させるステップとを含む方法を提供するものである。

[0022] 前記飛翔移動体は、前記推進装置の推力に抗する推力を発生させる逆推力装置を更に含み、前記逆推力装置が発生すべき推力の方向は、前記ホイールの回転軸線方向と同一であり、前記飛翔移動体が目標到達地点に着陸するように、前記逆推力装置に推力を発生させるステップを更に含むものとしてすることができる。

発明の効果

[0023] 本発明によれば、従来よりも更に精度よく目標到達地点へ飛翔・着陸可能な飛翔移動体及びその発射システムを提供することが可能となる。

また、本発明によれば、着陸後に最小飛翔距離以下の移動が容易に可能となる飛翔移動体を提供することも可能となる。

図面の簡単な説明

[0024] [図1]本発明の第1の実施形態に係る飛翔移動体発射システムの全体構成図である。

[図2]本発明の第1の実施形態に係る飛翔移動体の斜視図である。

[図3]本発明の第1の実施形態に係る飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の例のフローチャートである。

[図4]本発明の1つの実施形態に係る飛翔移動体の着陸後の運動を示す図である。

[図5]本発明の第2の実施形態に係る飛翔移動体の斜視図である。

[図6]本発明の第3の実施形態に係る飛翔移動体の斜視図である。

[図7]本発明の第3の実施形態に係る飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の概念図である。

[図8]本発明の第3の実施形態に係る飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の例のフローチャートである。

発明を実施するための形態

[0025] 以下、本発明の実施形態について図面を参照して説明する。

[0026] (第1の実施形態)

図1は、本発明の第1の実施形態に係る飛翔移動体発射システムの全体構成図、図2は、本発明の第1の実施形態に係る飛翔移動体の斜視図である。

[0027] 図1に示されるように本実施形態に係る飛翔移動体発射システム1は、飛翔移動体3と発射台2を備える。

[0028] 発射台2は、発射レール21を備え、発射レール21の長手方向、すなわち発射仰角と発射方位角が調節可能に構成されている。そして、発射レール21に飛翔移動体3が摺動可能に取り付けられ、飛翔移動体3を発射させることができる。

[0029] 飛翔移動体3は、筐体31、ホイール33、メインエンジン35、制御ユニット37、慣性計測ユニット(IMU)38を備える。

[0030] 飛翔移動体3の外殻構造である筐体31は、四角柱の四隅を面取りした八角柱の形状を有している。これによって、後述のように、ホイール33の発生する角運動量の減少によって、着陸面上において飛翔移動体3が回転移動することができる。また、筐体31は、ホイール33及び制御ユニット37を収容する。

[0031] ホイール33は、その回転軸線に周りに回転し、角運動量を発生する。ホイール33は、筐体31の内部に配置されているが、その回転軸線の方が、八角柱の筐体31の軸及びメインエンジン35が発生すべき推力の方向と同一となるように配置されている。これにより、飛翔移動体3の姿勢が安定し、目標到達地点への飛行安定性に優れる。ホイール33の回転軸線、八角柱の筐体31及びメインエンジン35は、ホイール33の回転軸線の方が、八角柱の筐体31の軸及びメインエンジン35が発生すべき推力の方向と同一となるように配置されていれば、同軸に配置されていなくても良い。

- [0032] メインエンジン３５は、推進装置であるロケットエンジン（スラスト）であり、筐体３１に接続されている。メインエンジン３５は、円柱の形状を有しており、噴射によってその軸方向下方に推力を発生する。推進装置は、円柱形のロケットエンジンに限定されるものではなく、適切な任意の推進装置とすることができる。
- [0033] 制御ユニット３７は、ホイール３３の回転速度を制御することにより、発生する角運動量を制御する。ホイールの発生する角運動量の制御は、飛翔移動体３に複数のホイールを設けて、駆動するホイールの数を変更することによって行ってもよい。また、制御ユニット３７は、メインエンジン３５の発生する推力を制御する。制御ユニット３７は、ＩＭＵ３８からの３軸の角速度や加速度等の検出情報等を取得し、この情報に基づいて各種計算を行ったり、取得した情報や計算結果に基づいて、飛翔移動体３の各部の制御等を行う。
- [0034] 連結部材３９は、長手方向に延びる板状部材であり、筐体３１の側面に取り付けられている。そして、連結部材３９は、筐体３１の側面の中央部に、その長手方向が、ホイール３３の回転軸線方向と同一となるように配置されている。
- [0035] 連結部材３９には凸状部３９ａが形成されている。一方、発射レール２１は、その断面が、連結部材３９の凸状部３９ａと相補的な形状の溝部２１ａが形成されている長尺状のレールである。連結部材３９の凸状部を発射レール２１の溝部２１ａに、両者が係合するように挿入することによって、飛翔移動体３を発射台２に設置することができ、また飛翔移動体３は、発射レール２１に沿って摺動することができる。
- [0036] 以上の装置構成を前提に、本発明の第１の実施形態に係る飛翔移動体及び飛翔移動体発射システムの動作原理、並びに飛翔移動体及び飛翔移動体発射システムを用いた飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の例を図１～４を参照して、以下に説明する。図３は、本発明の第１の実施形態に係る飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の例のフローチャートである。

[0037] まず、飛翔移動体 3 の連結部材 39 を発射台 2 の発射レール 21 に、両者が係合するように挿入し、飛翔移動体 3 を発射台 2 に設置する (S1)。

[0038] 続いて、制御ユニット 37 が、ホイール 33 を駆動して回転させることによって角運動量を発生させる (S2)。

[0039] その後、制御ユニット 37 は、ホイール 33 の回転を続けさせることによって角運動量の発生を続けさせつつ、メインエンジン 35 を噴射させ、メインエンジン 35 に飛翔移動体 3 の離陸及び飛翔のための推力を発生させる (S3)。飛翔移動体 3 は、発射レール 21 に沿って滑走し、離陸し、飛翔する。このとき、レールに沿って滑走して離陸するので、飛翔移動方向が、発射レール 21 の長手方向に一定程度制御される。本実施形態においては、更に、ホイール 33 の回転軸線方向が、発射レールの長手方向とメインエンジン 35 が発生すべき推力の方向と同一となるように配置されており、また、飛翔移動体 3 の離陸の前から角運動量の発生が続いているので、メインエンジン 35 が発生すべき推力の方向 (ホイール 33 の回転軸線方向) と実際に発生する推力の方向にずれが生じて、飛翔移動体 3 は、姿勢が安定して、離陸し、飛翔を続けることができる。

[0040] ここで、飛翔移動体 3 の飛翔中において、 J_3 ：飛翔移動体 3 の機体の推進方向軸周りの慣性モーメント、 J_1 ：飛翔移動体 3 の機体の J_3 軸と垂直な軸周りの慣性モーメント、 J_2 ：飛翔移動体 3 の機体の $J_3 \cdot J_1$ 軸と垂直な軸周りの慣性モーメント、 J_h ：ホイールの回転軸周りの慣性モーメント、 ω_1 ：飛翔移動体 3 の J_1 と同一軸周りの回転角速度、 ω_2 ：飛翔移動体 3 の J_2 と同一軸周りの回転角速度、 ω_3 ：飛翔移動体 3 の J_3 と同一軸周りの回転角速度、 ω_h ：飛翔移動体 3 の J_h と同一軸周りの回転角速度としたとき、

$$J_1 \dot{\omega}_1 = (J_2 - (J_3 + J_h)) \omega_2 \omega_3 - J_h \omega_2 \omega_h$$

$$J_2 \dot{\omega}_2 = (J_3 + J_h - J_1) \omega_3 \omega_1 + J_h \omega_1 \omega_h$$

$$(J_3 + J_h) \dot{\omega}_3 = (J_1 - J_2) \omega_1 \omega_2 - J_h \dot{\omega}_h$$

が成立する。

[0041] 所定時間が経過すると、飛翔移動体 3 は着陸するが、制御ユニット 37 は、飛翔移動体 3 の飛翔中から着陸時又は着陸後の所定のタイミングまでホイール 33 の回転を続けさせ、ホイール 33 に角運動量の発生を続けさせる（S4）。制御ユニット 37 が、飛翔移動体 3 の着陸時又は着陸後の所定のタイミングでホイールの回転を停止させることにより、発生する角運動量をゼロとすると、飛翔移動体 3 は天体の表面等の着陸面上で、ホイール 33 の回転軸線に対して垂直な方向に回転移動を開始する（S7）。この点について、以下、詳細に説明する。

[0042] ホイール 33 は、飛翔移動体 3 の飛翔中及び着陸後を通じて回転し続けていたところ、それまで回転していたホイール 33 を停止させると、ホイール 33 が発生していた角運動量とは逆向きの角運動量が飛翔移動体 3 に発生する。この飛翔移動体 3 に発生した角運動量によるトルクの大きさが、重力によるトルクより大きいと、飛翔移動体 3 は回転移動することができる。

[0043] 図 4 は、飛翔移動体 3 の着陸後の運動を示す図である。 θ ：接地点 P を中心に回転した角度、L：接地点 P と飛翔移動体 3 の重心 CG との距離、m：飛翔移動体 3 の全質量、g：重力加速度、J：飛翔移動体 3 の主慣性モーメント、 τ ：ホイールにより発生するトルクとしたとき、接地点 P を支点とした回転運動の方程式は、

$$(mL^2 + J)\ddot{\theta} + mgL\sin(\theta) = \tau$$

となる。

[0044] また、 J_h ：ホイールの回転軸周りの慣性モーメント、 α_h ：ホイール回転角加速度とすると、

$$\tau = J_h \alpha_h$$

が成立する。

[0045] したがって、筐体 31 の形状が、その軸の方向がホイール 33 の回転軸線の方角と同一である、四角柱を面取りした八角柱であるので、ホイール 33

を停止させたときに、飛翔移動体 3 を八角柱の軸周りに 22.5° 以上回転させるのに十分な回転角速度 α_h を得ることができれば、重力に打ち勝って飛翔移動体 3 を回転移動させることができる。ここで、ホイールの角運動量発生・ブレーキ性能に余裕があれば、ホイール 33 の回転を停止させるまでホイール 33 の回転速度を減少させなくとも、ホイール 33 の回転速度を減少させることによって、飛翔移動体 3 を八角柱の軸周りに 22.5° 以上回転させるのに十分な回転角加速度 α_h を得ることができれば、飛翔移動体 3 を回転移動させることができる。また、逆に、飛翔移動体にホイールを複数設け、そのうちの駆動していなかったホイールを駆動させる等によって、ホイールの発生する角運動量を増加させることによって、飛翔移動体 3 を八角柱の軸周りに 22.5° 以上回転させるのに十分な回転角加速度 α_h を得ることができれば、飛翔移動体 3 を逆方向に回転移動させることができる。飛翔移動体 3 が一旦停止した後に、ホイールの発生する角運動量を増加させることによって、飛翔移動体 3 を逆方向に回転移動させてもよい。

[0046] 本実施形態によれば、飛翔移動体の着陸後に、飛翔移動体が回転移動することができるので、最小飛翔距離以下の距離の移動が可能となり、着陸点と目標到達地点にずれが生じた場合の位置修正や、着陸点の周囲で作業を行うことができる。

[0047] また、本実施形態によれば、飛翔移動体の離陸から着陸までの姿勢を精度よく安定させることができるので、着陸時の飛翔移動体の姿勢の予測が可能となる。よって、着陸時の衝撃緩和のための構成を、飛翔移動体全体でなく一部に絞って施すことが可能となる。また、これにより、飛翔移動体の軽量化を図ることができる。

[0048] (第 2 の実施形態)

図 5 は、本発明の第 2 の実施形態に係る飛翔移動体の斜視図である。本実施形態において、飛翔移動体 3' の外殻構造である筐体 31' 以外の飛翔移動体 3' の構成は図 2 と同様であり、図 5 において図 2 と対応する部分には同一符号を付し、第 1 の実施形態と同様の部分の説明は省略する。

[0049] 図5に示されるように、本発明の第2の実施形態に係る飛翔移動体3'は、筐体31'の形状を、筐体31'の一部が四角柱の四隅を面取りした八角柱として構成される、斜方立方八面体様とし、メインエンジン35が筐体31'により覆われるように構成したものである。

[0050] このような構成により、筐体31'が、着陸時にメインエンジン35が受ける衝撃を緩和することができる。

[0051] (第3の実施形態)

図6は、本発明の第3の実施形態に係る飛翔移動体の斜視図である。本実施形態において、逆噴射エンジン36が更に備えられている以外の飛翔移動体3''の構成は図2と同様であり、図6において図2と対応する部分には同一符号を付し、第1の実施形態と同様の部分の説明は省略する。

[0052] 図6に示されるように、本発明の第3の実施形態に係る飛翔移動体3''は、逆噴射エンジン36を備える。逆噴射エンジン36は、推進装置であるメインエンジン35の推力に抗する推力を発生させる逆推進装置であるロケットエンジン（スラスト）であり、筐体31に接続されている。逆噴射エンジン36は、円柱の形状を有しており、噴射によってその軸方向上方に推力を発生する。逆噴射エンジン36は、逆噴射エンジン36が発生すべき推力の方向が、ホイール33の回転軸線方向と同一となるように配置されている。逆噴射エンジン36は、複数のロケットエンジンから構成されてもよく、その場合、複数のロケットエンジンが発生すべきの合成推力の方向が、ホイール33の回転軸線方向と同一となるように配置されていればよい。ホイール33の回転軸線、八角柱の筐体31、メインエンジン35、逆噴射エンジン36は、ホイール33の回転軸線方向が、八角柱の筐体31の軸、メインエンジン35が発生すべき推力の方向及び逆噴射エンジン36が発生すべき推力の方向と同一となるように配置されていれば、同軸に配置されていなくても良い。逆推進装置は、円柱形のロケットエンジンに限定されるものではなく、適切な任意の逆推進装置とすることができる。

[0053] 以上の装置構成を前提に、本発明の第3の実施形態に係る飛翔移動体及び

飛翔移動体発射システムの動作原理、並びに飛翔移動体及び飛翔移動体発射システムを用いた飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の例を図 1 ～ 4、6 ～ 8 を参照して、以下に説明する。図 7 は、本発明の第 3 の実施形態に係る飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の概念図である。また、図 8 は、本発明の第 3 の実施形態に係る飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法の例のフローチャートである。本実施形態において、逆噴射に係る制御ステップ以外のステップは図 3 と同様であり、図 8 において図 3 と対応する部分には同一符号を付し、第 1 の実施形態と同様の部分の説明は省略する。

[0054] 飛翔移動体 3'' の離陸後において、メインエンジン 35 の噴射の終了後、制御ユニット 37 は、IMU からの 3 軸の角速度や加速度等の検出情報や逆噴射エンジン 36 のデルタバイに基づいて、逆噴射エンジン 36 の逆噴射のタイミングを計算する (S5)。この点について、以下、詳細に説明する。

[0055] 飛翔移動体 3'' が振動していても、並進方向 (図 8 の x 方向) については、メインエンジンの噴射終了後は、飛翔移動体 3'' は自由落下のふるまいを行う。

[0056] 上で述べたように、ホイール 33 の回転を続けさせることによって、飛翔移動体 3'' の姿勢はホイール 33 の回転軸線の方角のまま安定して、飛翔移動体 3'' は飛翔を続ける。よって、飛翔移動体 3'' の飛翔中において、逆噴射エンジン 36 が発生すべき推力の方角は、ホイール 33 の回転軸線の方角と同一となるように配置されているから、ホイール 33 の回転軸線の方角のまま安定している。

[0057] したがって、メインエンジンの噴射終了後に逆噴射エンジン 36 の噴射を行った場合は、飛翔移動体 3'' の並進方向の運動は、単純に自由落下運動と考えればよいから、

$$\Delta x = \int_{t_o}^{t_o+t_l} v_x(t) dt = v_{0x} t_b + (v_{0x} - \Delta v_x)(t_l - t_b)$$

$$\Delta z = \int_{t_o}^{t_o+t_l} v_z(t) dt = v_{0z} t_l - \frac{gt_l^2}{2} - \Delta v_z(t_l - t_b)$$

が成立する。ここで、 g ：重力加速度、 t_0 ：現在時刻、 t_l ：現在時刻を基準とした飛翔移動体3''の目標到達地点に着陸する時刻、 t_b ：飛翔移動体3''が目標到達地点に着陸するための現在時刻を基準とした逆噴射エンジン36を噴射すべき時刻、 Δx ：飛翔移動体3''の現在位置から目標到達地点までの x 方向の距離、 Δz ：飛翔移動体3''の現在位置から目標到達地点までの z 方向の距離、 $v_x(t)$ ：飛翔移動体3''の時刻 t における x 方向の速度、 $v_z(t)$ ：飛翔移動体3''の時刻 t における z 方向の速度、 v_{0x} ：飛翔移動体3''の現在時刻 t_0 における x 方向の速度、 v_{0z} ：飛翔移動体3''の現在時刻 t_0 における z 方向の速度、 Δv_x ：逆噴射エンジン36のデルタバイの x 方向の成分、 Δv_z ：逆噴射エンジン36のデルタバイの z 方向の成分である。

[0058] よって、 Δx 、 Δz 、 $v_x(t)$ 、 $v_z(t)$ 、 v_{0x} 、 v_{0z} は、IMU38の検出情報から得られ、 Δv_x 、 Δv_z は、例えば公称値を用いることができるので、上式を解くことにより、飛翔移動体3''が目標到達地点に着陸するための現在時刻を基準とした逆噴射すべき時刻 t_b を計算することができる。そして、計算された時刻 t_b に逆噴射を行えば、飛翔移動体3''は、並進方向について、目標到達地点と同じ座標の地点に着陸する。

[0059] 続いて、制御ユニット37は、時刻 t_b を計算した時刻から時間 t_b 後に逆噴射エンジン36の噴射を行う(S6)。ここで、制御ユニット37が、時刻 t_b を常時リアルタイムで計算する構成を採用すると、計算された t_b がゼロとなった時点で逆噴射エンジン36を噴射すればよい。この場合、制御ユニット37の逆噴射エンジン36の噴射指示から実際に逆噴射エンジン36が噴射を開始するまでに遅延が発生する場合は、遅延時間を t_{th} とすると、 $t_b = t_{th}$ となった時点で、制御ユニット37は、逆噴射エンジン36の噴射指示を出せばよい。

[0060] 上記実施形態においては、飛翔移動体3''の飛翔中において、飛翔移動体3''の姿勢は一定であると仮定したが、IMUからの検出情報等に基づく公知のカルマンフィルタを用いた姿勢予測方法等によって飛翔移動体3''の姿勢予測を行えば、より正確な逆噴射タイミングの算出を行うことができる。

[0061] 本実施形態によれば、飛翔移動体をより正確に目標到達地点に着陸させることができる。

[0062] 上記の各実施形態において、筐体の形状は、ホイールの発生する角運動量の制御によって、着陸面上において飛翔移動体が回転移動することを可能とする形状であれば、適切な任意の形状を用いることができる。例えば、筐体の形状は、その軸がホイールの回転軸線と同一である n 角柱（ n は 3 以上の整数）としてもよい。この場合、 n の値が大きいほど、着陸面上において飛翔移動体を回転移動させるために、ホイールが発生する必要がある角運動量は小さくなるが、姿勢が安定しないために飛翔移動体を停止させるのが難しくなる。特に、 n を無限大にした場合は筐体の形状は円柱となるが、筐体の表面に摩擦力を増大させる構造を付加しないと、所望の位置で停止させることが困難であり、また登坂が困難である。逆に、 n の値が小さいと、着陸面上において飛翔移動体を回転移動させるために、ホイールが発生する必要がある角運動量は大きくなり、ホイールの角運動量発生・ブレーキ性能との関係で、着陸面上において飛翔移動体を回転移動させることができない場合が生じる。また、例えば、筐体の形状は、筐体が着陸面上において飛翔移動体が回転移動する際に着陸面と接する少なくとも一部が n 角柱として構成されていれば、第 2 の実施形態のように、筐体の一部が n 角柱以外の形状として構成されてもよい。

[0063] 上記の各実施形態において、飛翔移動体の外殻構造を、機器を収容する筐体としたが、飛翔移動体の外殻構造は、これに限定されるものでなく、例えば、機器を収容する筐体の外側に設けられた衝撃緩衝部材としてもよい。

[0064] 以上、本発明について、例示のためにいくつかの実施形態に関して説明してきたが、本発明はこれに限定されるものでなく、本発明の範囲から逸脱することなく、形態及び詳細について、様々な変形及び修正を行うことができることは、当業者に明らかであろう。

符号の説明

[0065] 1 飛翔移動体発射システム

2 発射台

2 1 発射レール

2 1 a 溝部

3、3'、3' 飛翔移動体

3 1、3 1' 筐体

3 3 ホイール

3 5 メインエンジン

3 6 逆噴射エンジン

3 7 制御ユニット

3 8 IMU

3 9 連結部材

3 9 a 凸状部

請求の範囲

- [請求項1] 飛翔移動体であって、
外殻構造と、
ホイールと、推進装置と、制御ユニットと、
を備え、
前記ホイールは、その回転軸線の方が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、
前記制御ユニットは、前記ホイールに角運動量が発生させた後に、
前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力を発生させる、
飛翔移動体。
- [請求項2] 前記外殻構造は、前記ホイールの発生する角運動量の制御によって、
着陸面上において前記飛翔移動体を回転移動可能とする形状を有する請求項1に記載の飛翔移動体。
- [請求項3] 前記ホイールの発生する角運動量の制御は、前記ホイールの停止である請求項2に記載の飛翔移動体。
- [請求項4] 前記飛翔移動体の前記回転移動の方向は、前記ホイールの回転軸線に対して垂直である請求項2又は3に記載の飛翔移動体。
- [請求項5] 前記外殻構造は、前記着陸面上において前記飛翔移動体が回転移動する際に前記着陸面と接する少なくとも一部が八角柱として構成され、
該八角柱の軸の方向が、前記ホイールの回転軸線の方向と同一である請求項2～4のいずれか1項に記載の飛翔移動体。
- [請求項6] 前記制御ユニットは、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングまで前記ホイールに角運動量の発生を続けさせ、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングに前記ホイールの発生する角運動量を制御することによって、前記着陸面上において前記飛翔移動体を回転移動させる請求項1～5のいずれか1項に記載の飛翔移動体。

- [請求項7] 前記制御ユニットは、前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングに、前記ホイールを停止させる請求項6に記載の飛翔移動体。
- [請求項8] 前記推進装置の推力に抗する推力を発生させる逆推力装置を更に含み、
前記逆推力装置が発生すべき推力の方向は、前記ホイールの回転軸線方向と同一である請求項1～7のいずれか1項に記載の飛翔移動体。
- [請求項9] 前記制御ユニットは、前記飛翔移動体が目標到達地点に着陸するように、前記逆推力装置に推力を発生させる請求項8に記載の飛翔移動体。
- [請求項10] 発射レールを備えた発射台と、
請求項1～9のいずれか1項の飛翔移動体と、
を備え、
前記飛翔移動体は、前記発射レールに沿って摺動可能に、該レールに連結する連結部材を更に備える、
飛翔移動体発射システム。
- [請求項11] 飛翔移動体の姿勢制御方法であって、
前記飛翔移動体は、外殻構造と、ホイールと、推進装置とを備え、
前記ホイールは、その回転軸線方向が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、
前記ホイールに角運動量を発生させるステップと、
その後、前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力を発生させるステップと、
を含む方法。
- [請求項12] 飛翔移動体の姿勢及び移動制御方法であって、
前記飛翔移動体は、外殻構造と、ホイールと、推進装置とを備え、

前記ホイールは、その回転軸線の方が、前記推進装置が発生すべき推力の方向と同一となるように配置され、

前記ホイールに角運動量が発生させるステップと、

その後、前記ホイールに角運動量の発生を続けさせつつ、前記推進装置に、前記飛翔移動体の離陸及び飛翔のための推力が発生させるステップと、

前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングまで前記ホイールに角運動量の発生を続けさせるステップと、

前記飛翔移動体の着陸時又は着陸後の所定のタイミングに前記ホイールの発生する角運動量を制御することによって、着陸面上において前記飛翔移動体を回転移動させるステップと、

を含む方法。

[請求項13]

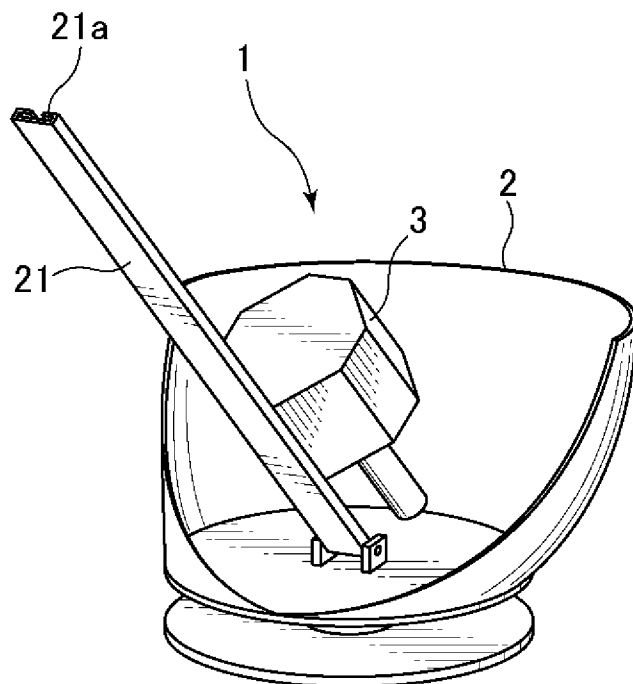
前記飛翔移動体は、前記推進装置の推力に抗する推力が発生させる逆推力装置を更に含み、

前記逆推力装置が発生すべき推力の方向は、前記ホイールの回転軸線の方角と同一であり、

前記飛翔移動体が目標到達地点に着陸するように、前記逆推力装置に推力が発生させるステップを更に含む請求項11又は12に記載の方法。

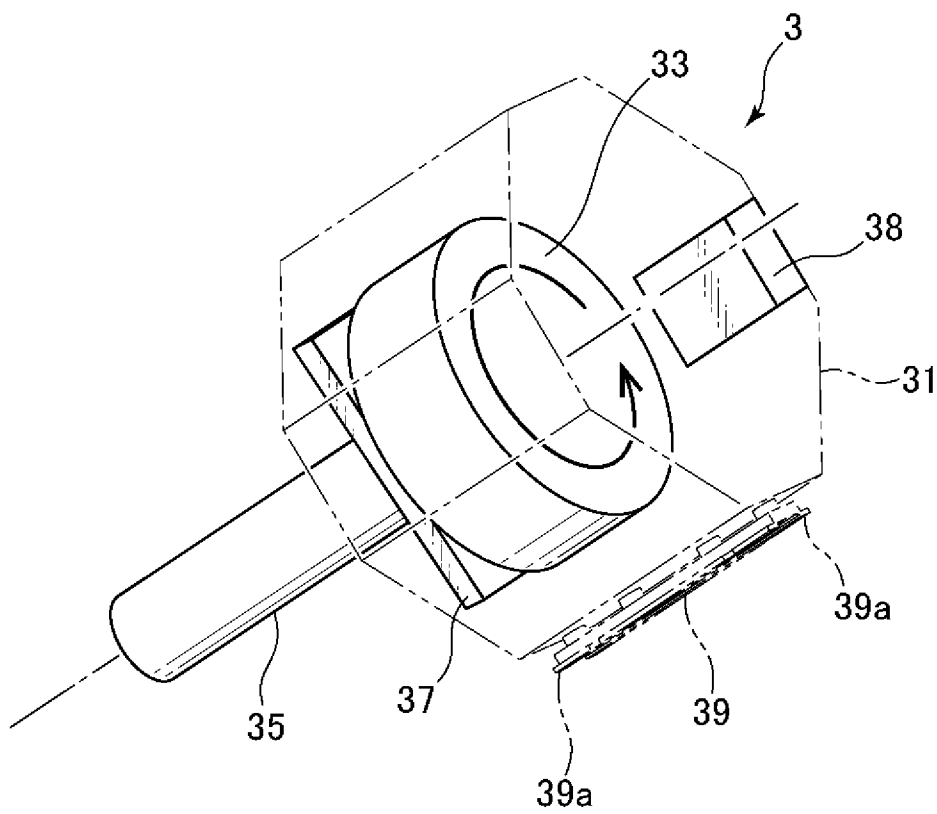
[図1]

FIG.1



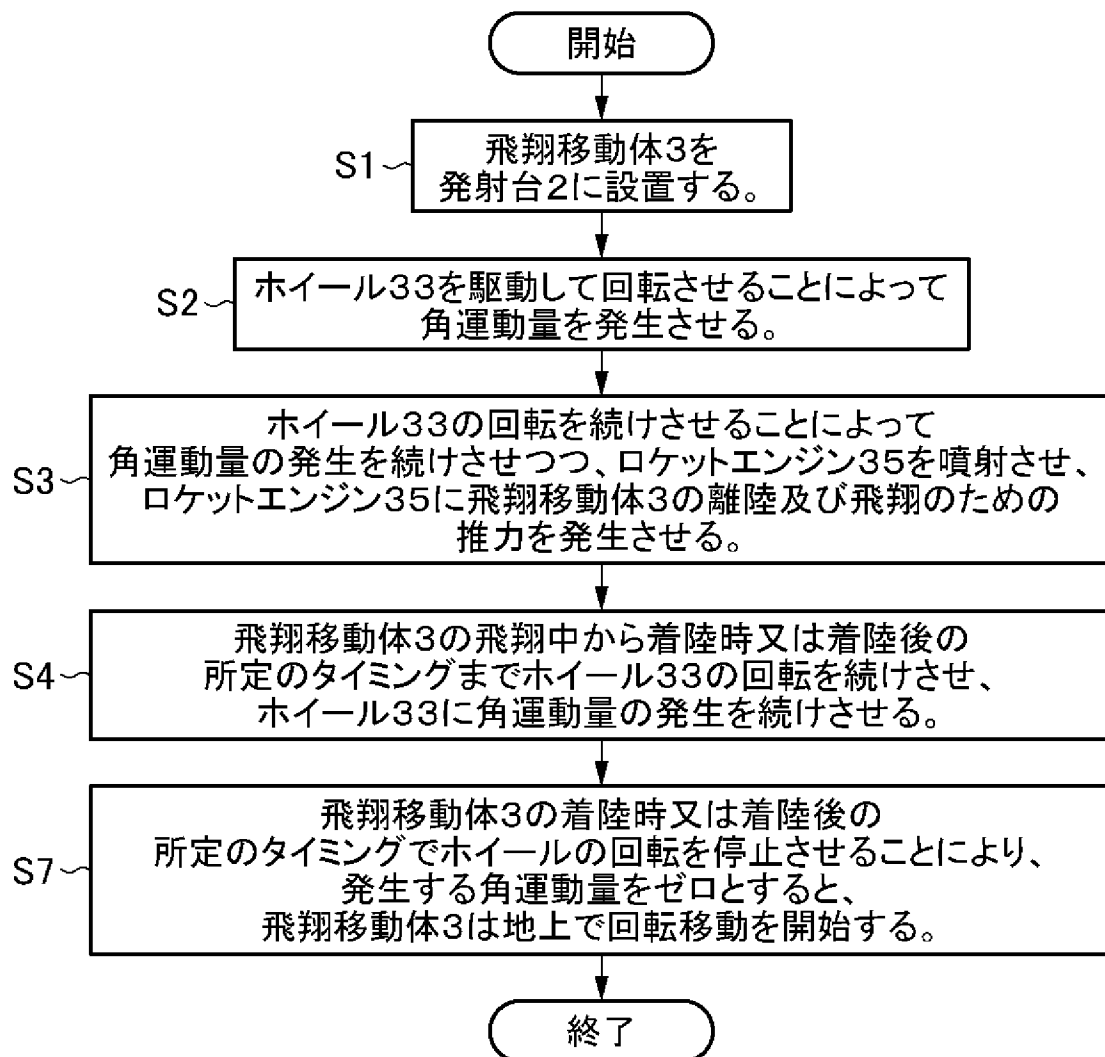
[図2]

FIG.2



[図3]

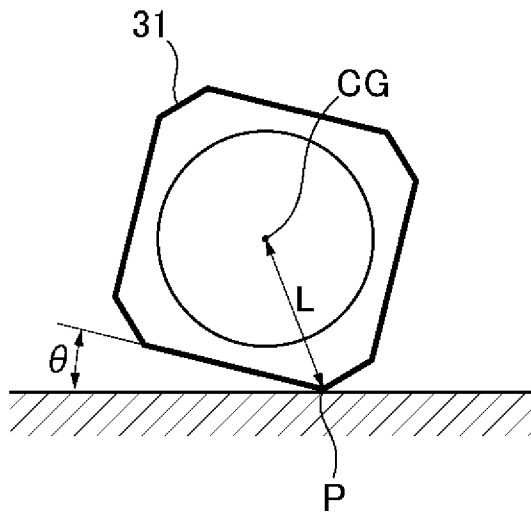
FIG.3



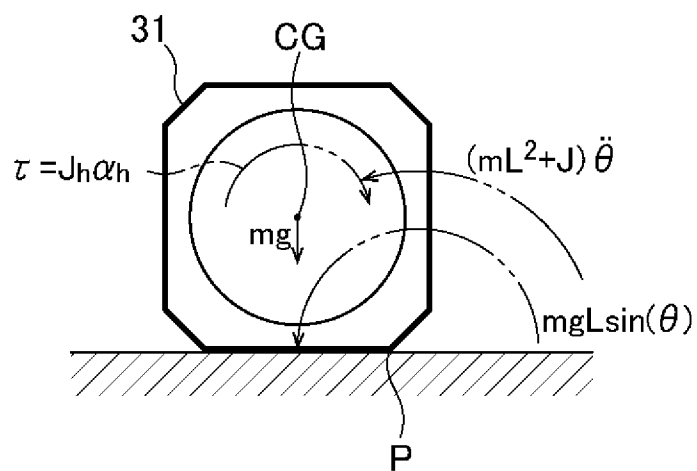
[図4]

FIG.4

(a)

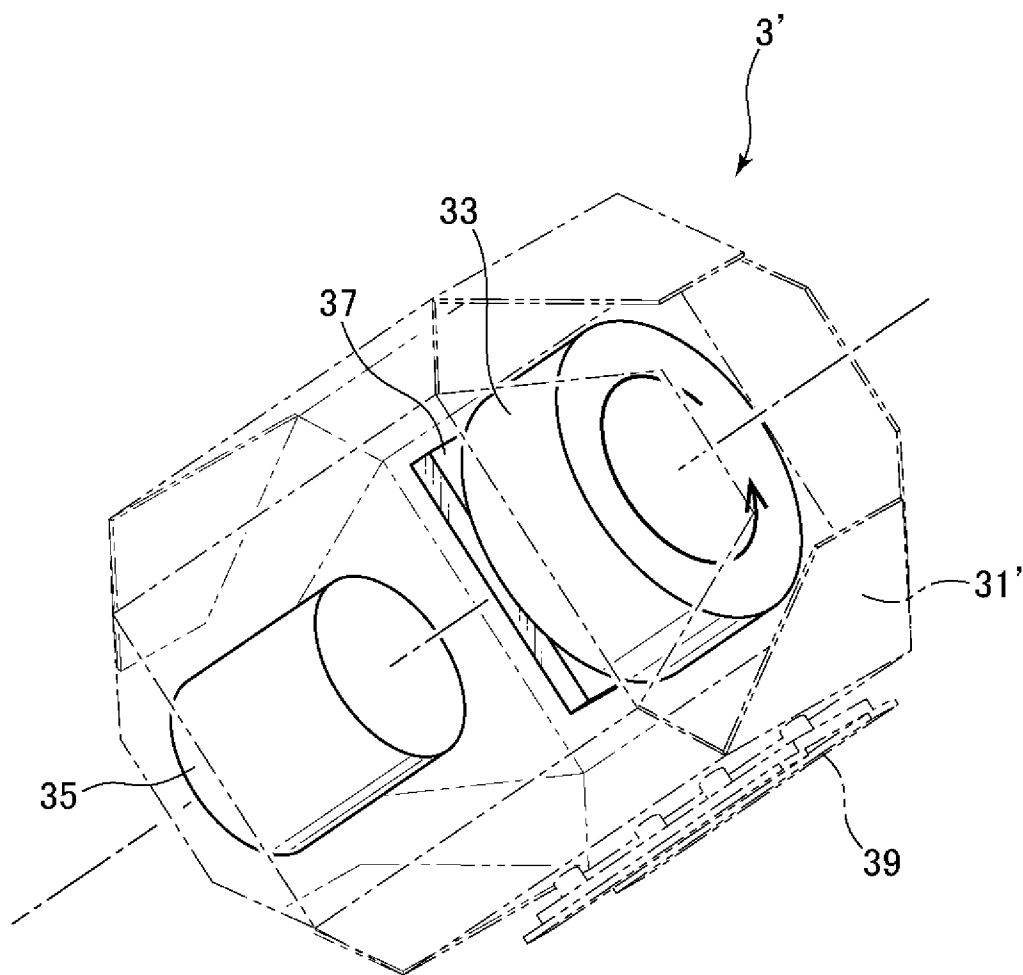


(b)



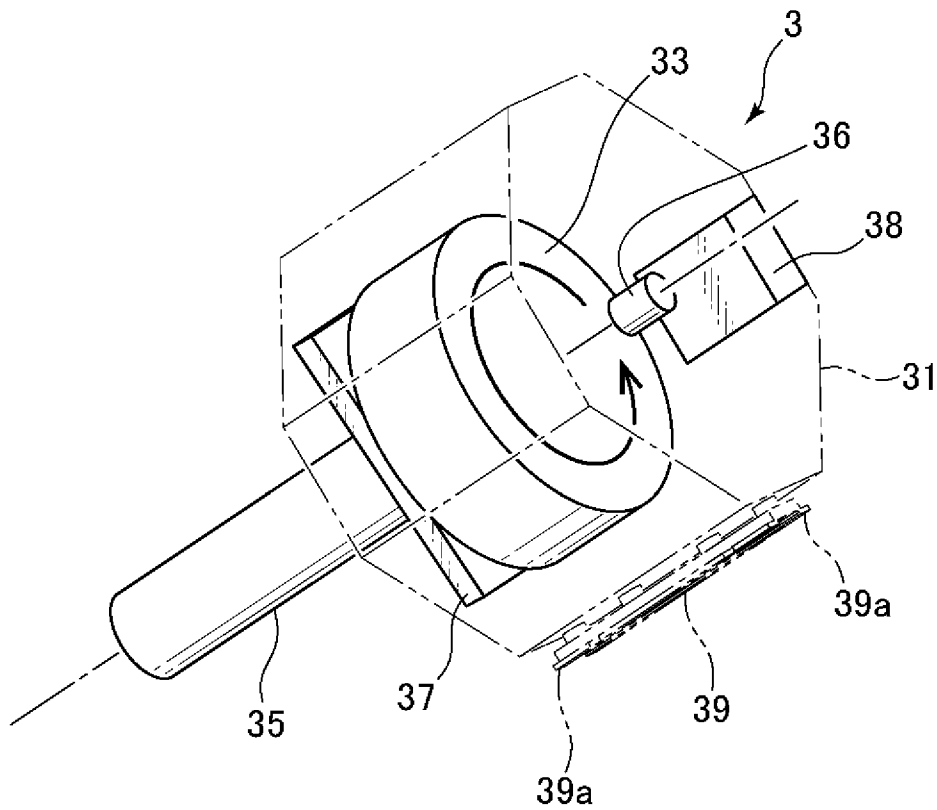
[図5]

FIG.5



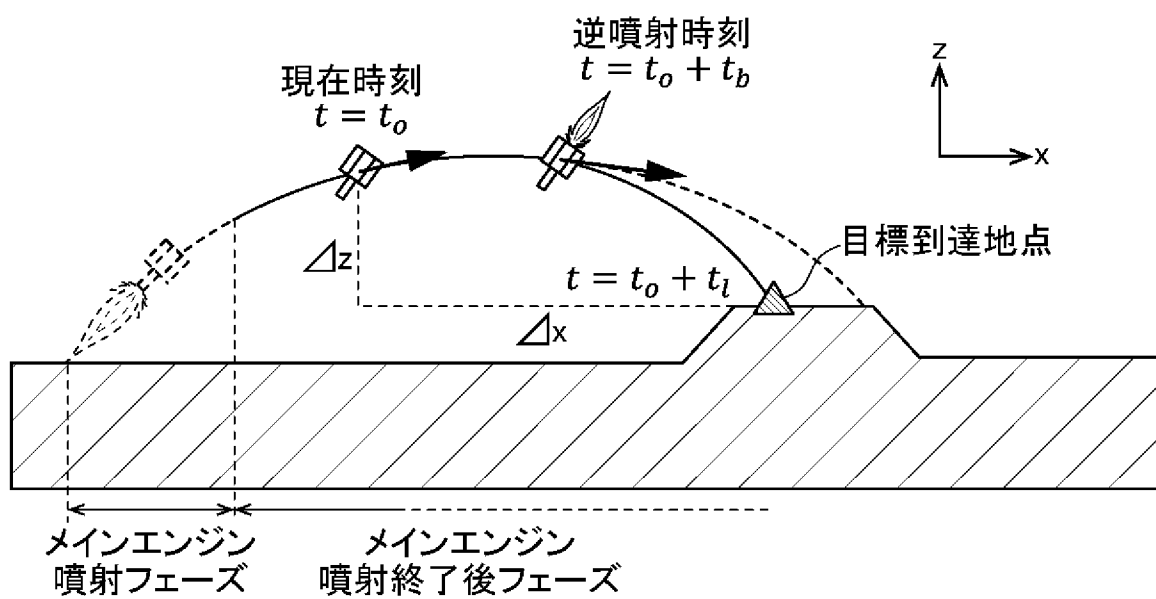
[図6]

FIG.6



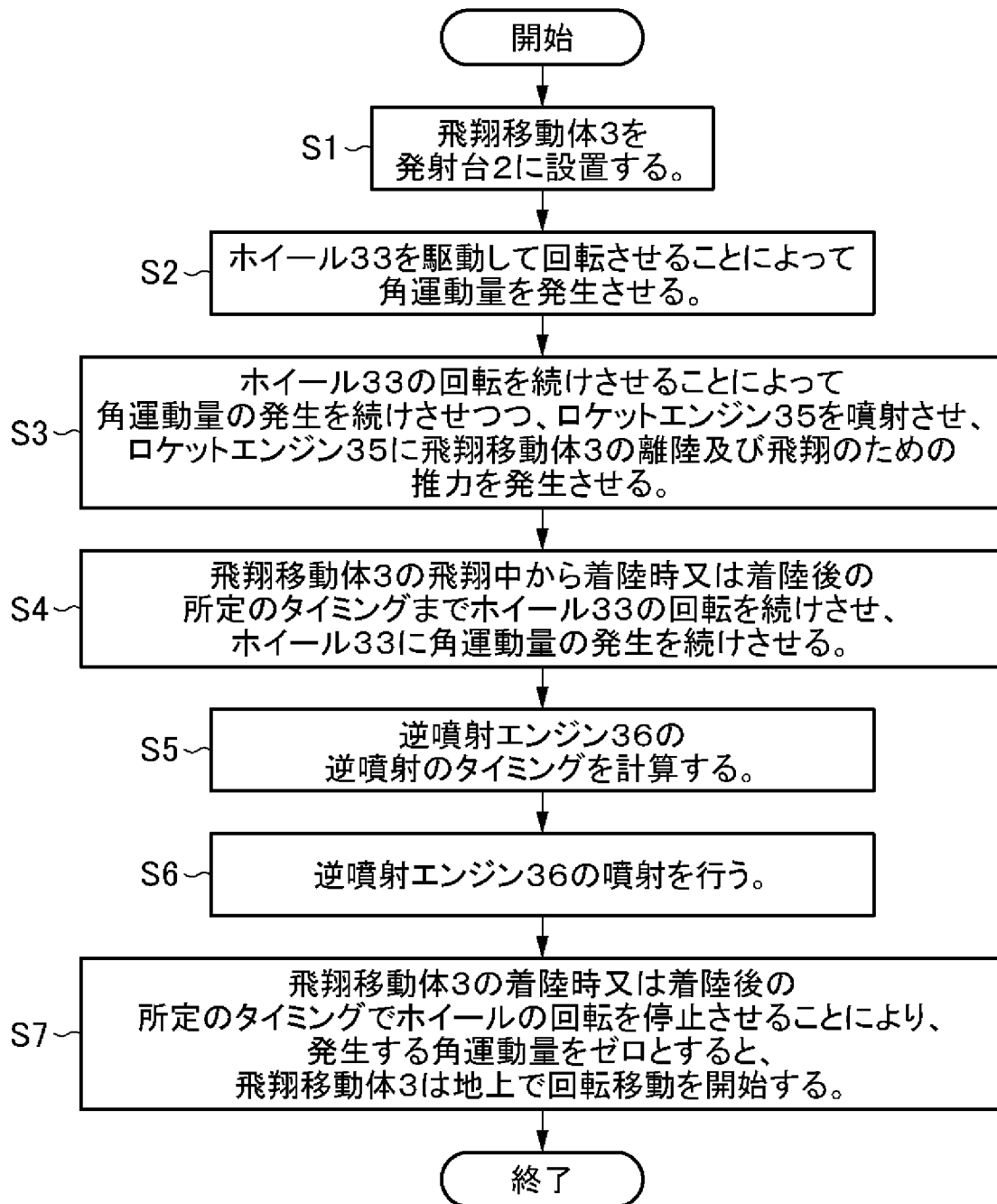
[図7]

FIG.7



[図8]

FIG.8



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2017/031772

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64G1/16(2006.01)i, B60K8/00(2006.01)i, B64C37/00(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)

B64G1/16, B60K8/00, B64C37/00

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 A	JP 6-156399 A (General Electric Co.), 03 June 1994 (03.06.1994), paragraph [0003] & US 5308024 A column 1, lines 41 to 54 & FR 2694821 A1	1, 11 8-10, 13 2-7, 12
Y	JP 60-88700 A (Mitsubishi Electric Corp.), 18 May 1985 (18.05.1985), specification, column 1, right column (Family: none)	8-10, 13
Y	JP 2003-170900 A (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.), 17 June 2003 (17.06.2003), paragraph [0026] (Family: none)	10

☐ 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
16 October 2017 (16.10.17)

Date of mailing of the international search report
24 October 2017 (24.10.17)

Name and mailing address of the ISA/
Japan Patent Office
3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku,
Tokyo 100-8915, Japan

Authorized officer

Telephone No.

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））

Int.Cl. B64G1/16(2006.01)i, B60K8/00(2006.01)i, B64C37/00(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. B64G1/16, B60K8/00, B64C37/00

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 A	JP 6-156399 A（ゼネラル・エレクトリック・カンパニー） 1994.06.03, 段落[0003] & US 5308024 A, 第1欄第41-54行 & FR 2694821 A1	1, 11 8-10, 13 2-7, 12
Y	JP 60-88700 A（三菱電機株式会社） 1985.05.18, 明細書第1欄右欄 （ファミリーなし）	8-10, 13

☑ 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

16.10.2017

国際調査報告の発送日

24.10.2017

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁（ISA/J P）

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）

前原 義明

3D

4851

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 2003-170900 A (石川島播磨重工業株式会社) 2003.06.17, 段落[0026] (ファミリーなし)	10