

(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15日(15.03.2018)



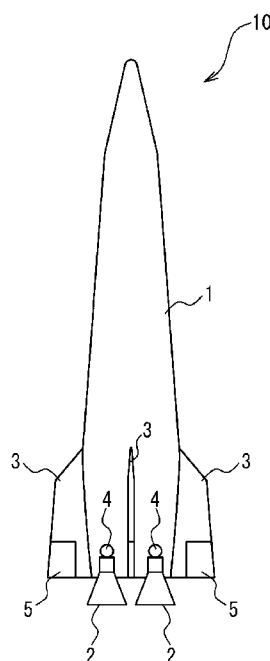
(10) 国際公開番号

WO 2018/047549 A1

- (51) 国際特許分類:
B64G 1/14 (2006.01) *B64G 1/24* (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2017/028439
- (22) 国際出願日: 2017年8月4日(04.08.2017)
- (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 2016-175109 2016年9月8日(08.09.2016) JP
- (71) 出願人: 三菱重工業株式会社 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.)
[JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目
1 6 番 5 号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 小 早 川 豊 範 (KOBAYAKAWA Toyonori); 〒1088215 東京都港区港南二丁目 1
6 番 5 号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP).
幅口 雄太 (HABAGUCHI Yuta); 〒1088215 東京都港区港南二丁目 1 6 番 5 号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 工藤 実 (KUDOH Minoru); 〒1400013
東京都品川区南大井六丁目 2 0 番 8 号 マル
イト大森第 2 ビル 9 階 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: SPACECRAFT AND LANDING METHOD THEREFOR

(54) 発明の名称: 宇宙機及びその着陸方法



(57) Abstract: A spacecraft (10) is provided configured so that after entering the atmosphere by a nose entry, the spacecraft (10) changes posture so as to achieve a target posture angle in which a vertical landing can be performed, and then lands after the posture change. The spacecraft (10) is equipped with: a fuselage (1); a rocket engine (2) attached to the fuselage (1); an aerodynamic element (5) attached to the fuselage, on which aerodynamic force acts; an observation amount acquisition system (7) for acquiring at least one observation amount of the spacecraft (10); and a control device (8) for

[続葉有]



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:

- 国際調査報告 (条約第21条(3))

calculating an operation amount for operating a gimbal steering angle of the rocket engine (2) and/or the aerodynamic characteristics of the aerodynamic element (5). The control device (8) is configured so as to calculate the operation amount in accordance with the observation amount so that during the posture change, the posture angle of the spacecraft (10) achieves, with a nonlinear optimal control using the stable manifold method, the target posture angle at which the vertical landing can be performed.

(57) 要約: ノーズエントリによって大気圏に突入した後、垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように姿勢変更を行い、姿勢変更の後に着陸するように構成された宇宙機(10)が提供される。宇宙機(10)は、機体(1)と、機体(1)に取り付けられたロケットエンジン(2)と、機体に取り付けられ、空気が作用する空力要素(5)と、宇宙機(10)の少なくとも一の観測量を取得する観測量取得システム(7)と、ロケットエンジン(2)のジンバル舵角と空力要素(5)の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を算出する制御装置(8)とを具備する。制御装置(8)は、姿勢変更において、安定多様体法を用いた非線形最適制御によって、宇宙機(10)の姿勢角が垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように観測量に応じて操作量を算出するように構成されている。

明 細 書

発明の名称：宇宙機及びその着陸方法

技術分野

[0001] 本発明は、宇宙機及びその着陸方法に関する。

背景技術

[0002] 宇宙へのアクセスに要するコストを低減するために、繰り返し使用可能な再使用型宇宙往還機の研究が盛んに進められている。以下に述べるように、様々な再使用型宇宙往還機が提案されている。

[0003] 特許文献 1（特許第 5 5 0 8 0 1 7 号）は、航空機エンジンとロケット推進ユニットと翼とを備えており、航空機エンジンを用いて大気中を飛行し、ロケット推進ユニットを用いて宇宙を飛行し、大気圏への再突入後、滑空又はエンジン飛行のいずれかを利用して地上に戻る宇宙飛行機を開示している。

[0004] 特許文献 2（特表 2 0 1 2 - 5 3 0 0 2 0 号公報）は、ブースター段を回収するように構成された宇宙打ち上げ機が開示されている。宇宙打ち上げ機が打ち上げられた後、ブースター段が上段から分離される。ブースター段は、船尾からの向きで地球の大気圏に再突入する。ブースター段は、予め位置決めされた海上航行プラットフォームのデッキ上への垂直動力式着陸を実施する。

[0005] しかしながら、これらの特許文献に開示された再使用型宇宙往還機には、その運用上の課題が存在する。例えば、特許文献 1 に開示された技術では、飛行機と同様の水平離着陸を行うため、離着陸のために空港に近い規模の大型の設備が必要である。また、特許文献 2 の技術では、海上でブースター段を回収するため、予めプラットフォームを海上に展開し、更に、回収の後には地上まで輸送する必要がある。

先行技術文献

特許文献

[0006] 特許文献1：特許第5508017号

特許文献2：特表2012-530020号公報

非特許文献

[0007] 非特許文献1：システム制御情報学会「システム／制御／情報」，vol. 7，No. 13，pp. 1-6，1996

非特許文献2：日本航空宇宙学会論文集 Vol. 61，No. 1，pp. 1-8，2013

発明の概要

[0008] したがって、本発明の目的の一つは、運用性に優れた宇宙機を提供することにある。本発明の他の目的は、以下の開示から当業者には理解されるであろう。

[0009] 本発明の一の観点では、ノーズエントリによって大気圏に突入した後、垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように姿勢変更を行い、姿勢変更の後に着陸するように構成された宇宙機が提供される。

[0010] 当該宇宙機は、機体と、機体に取り付けられたロケットエンジンと、機体に取り付けられ、空気力が作用する空力要素と、宇宙機の少なくとも一の観測量を取得する観測量取得システムと、ロケットエンジンのジンバル舵角と空力要素の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を算出する制御装置とを具備する。制御装置は、姿勢変更において、安定多様体法を用いた非線形最適制御によって、当該宇宙機の姿勢角が目標姿勢角になるように、該取得された観測量に応じて操作量を算出するように構成されている。

[0011] 好適な一実施形態では、取得される観測量は、宇宙機の迎角を含む。この場合、制御装置は、姿勢変更において、迎角に応答して当該宇宙機の姿勢角を制御することが好ましい。

[0012] 制御装置は、取得された観測量に基づいて宇宙機の迎角を算出してもよい。この場合、制御装置は、姿勢変更において、算出された迎角に応答して当該宇宙機の姿勢角を制御することが好ましい。特に、取得される一の観測量が、当該宇宙機の加速度を含む場合、制御装置は、該加速度に基づいて宇宙機の迎角を算出することが好ましい。

[0013] 好適な一実施形態では、制御装置は、当該宇宙機を着陸させるべき着陸地点付近に予め設定した領域に当該宇宙機が到達したときに姿勢変更を開始し、姿勢変更によって当該宇宙機の姿勢角が目標姿勢角に制御された後、当該宇宙機の水平面内の位置を調節しながら当該宇宙機を降下させて当該宇宙機を着陸地点に着陸させる。

[0014] 本発明の他の観点では、宇宙機が、機体と、機体に取り付けられたロケットエンジンと、機体に取り付けられ、空気力が作用する空力要素と、当該宇宙機の少なくとも一の観測量を取得する観測量取得システムと、ロケットエンジンのジンバル舵角と空力要素の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を算出する制御装置とを具備する。取得される観測量は、宇宙機の迎角を含む。制御装置は、姿勢変更において、迎角に応じて、当該宇宙機の姿勢角が目標姿勢角になるように操作量を算出するように構成されている。

[0015] 本発明の更に他の観点では、機体と、機体に取り付けられたロケットエンジンと、機体に取り付けられ、空気力が作用する空力要素とを備える宇宙機の着陸方法が提供される。当該着陸方法は、（Ａ）宇宙機をノーズエントリによって大気圏に突入させるステップと、（Ｂ）（Ａ）ステップの後、宇宙機の姿勢角が垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように宇宙機の姿勢変更を行うステップと、（Ｃ）姿勢変更の後に宇宙機の垂直着陸を行うステップとを具備する。（Ｂ）ステップは、宇宙機の少なくとも一の観測量を取得するステップと、安定多様体法を用いた非線形最適制御によって、ロケットエンジンのジンバル舵角と空力要素の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を、宇宙機の姿勢角が目標姿勢角になるように観測量に応じて算出するステップとを備えている。

[0016] 当該着陸方法は、更に、（Ｄ）宇宙機を大気から揚力を得ながら飛行させ、宇宙機を着陸させるべき着陸地点付近の予め設定した設定領域に到達させるステップを具備していてもよい。この場合、姿勢変更は、該設定領域に宇宙機が到達した後で開始されることが好ましい。

[0017] 本発明によれば、運用性に優れた宇宙機を提供することができる。

図面の簡単な説明

[0018] [図1]一実施形態の宇宙機の構成を概略的に示す正面図である。

[図2]宇宙機に搭載される制御システムの構成を概略的に示すブロック図である。

[図3]本実施形態における宇宙機の姿勢角及び迎角の定義を示す図である。

[図4]本実施形態における宇宙機の着陸動作を概念的に示す図である。

[図5]外乱に対するロバスト性及び姿勢角の収束性が不足した場合の、姿勢変更における宇宙機の挙動の例を概念的に示すグラフである。

[図6]姿勢変更における宇宙機の姿勢角の制御を図示する制御ブロック図である。

[図7]姿勢変更時に、安定多様体法を用いた非線形最適制御が行われる場合の宇宙機の挙動の例を概念的に示すグラフである。

発明を実施するための形態

[0019] 以下、添付図面を参照しながら、本発明の実施形態について説明する。

[0020] 図1は、本発明の一実施形態の宇宙機10の構成を概略的に示す正面図である。本実施形態では、宇宙機10は、再使用型の宇宙往還機として構成されている。ただし、本発明は、垂直着陸を行う宇宙機一般に適用可能であることに留意されたい。宇宙機10は、機体1と、ロケットエンジン2と、フィン（翼）3とを備えている。ロケットエンジン2は、推進剤によって噴流を生成して推力を発生する。本実施形態では、宇宙機10に複数のロケットエンジン2が設けられている。ただし、ロケットエンジン2は、1基でもよい。

[0021] ロケットエンジン2のそれぞれは、機体1の下端部に、ジンバル機構4によって支持されている。ロケットエンジン2のジンバル舵角（即ち、ロケットエンジン2のノズルの向き）は、ジンバル機構4によって制御可能である。ジンバル舵角は、例えば、宇宙機10と共に運動するように定義された球座標において、ロケットエンジン2のノズルの中心軸の方向を規定する2つの

偏角として定義され得る。

[0022] フィン 3 は、機体 1 の外面に取り付けられており、大気圏内の飛行において所望の空気力を宇宙機 10 に作用させる空力要素として用いられる。本実施形態では、フィン 3 のそれぞれに舵面 5 が設けられており、舵面 5 の舵角を制御することによって、フィン 3 の空力特性、即ち、フィン 3 に作用する空気力を制御可能である。

[0023] なお、フィン 3 の代わりに、又は、フィン 3 に加え、様々な空力要素が、所望の空気力を宇宙機 10 に作用させる目的で使用され得る。例えば、空力要素としては、フラップが設けられてもよいし、また、角度が調節可能なカナードが設けられてもよい。

[0024] 図 2 は、宇宙機 10 に搭載される制御システム 6 の構成を概略的に示すブロック図である。制御システム 6 は、計測システム 7 と、制御装置 8 とを備えている。

[0025] 計測システム 7 は、宇宙機 10 の様々な観測量を取得する。本実施形態では、計測システム 7 は、ジンバル舵角検出部 11 と、舵面舵角検出部 12 と、姿勢角検出部 13 と、姿勢角速度検出部 14 と、迎角検出部 15 と、加速度検出部 16 とを備えている。

[0026] ジンバル舵角検出部 11 は、ロケットエンジン 2 のジンバル舵角を検出し、検出したジンバル舵角を示すジンバル舵角データを生成する。

[0027] 舵面舵角検出部 12 は、舵面 5 の舵角を検出し、検出した舵角を示す舵面舵角データを生成する。

[0028] 姿勢角検出部 13 は、宇宙機 10 の姿勢角を検出し、検出した姿勢角を示す姿勢角データを生成する。本実施形態では、図 3 に図示されているように、姿勢角 θ が、水平面 H と宇宙機 10 に規定された基準軸 10a（典型的には中心軸）との間の角度として定義される。

[0029] 図 2 に戻り、姿勢角速度検出部 14 は、宇宙機 10 の姿勢角速度（単位時間の姿勢角の変化量）を検出し、検出した姿勢角速度を示す姿勢角速度データを生成する。

- [0030] 迎角検出部 15 は、宇宙機 10 の迎角を検出し、検出した迎角を示す迎角データを生成する。本実施形態では、図 3 に図示されているように、迎角 α は、宇宙機 10 の基準軸 10a と対気速度ベクトル U （即ち、空気に対する宇宙機 10 の速度ベクトル）との間の角度として定義される。
- [0031] 図 2 に戻り、加速度検出部 16 は、宇宙機 10 の加速度を検出し、検出した加速度を示す加速度データを生成する。
- [0032] なお、計測システム 7 は、宇宙機 10 の制御に必要とされる観測量を取得するように構成されていればよい。計測システム 7 は、ジンバル舵角検出部 11、舵面舵角検出部 12、姿勢角検出部 13、姿勢角速度検出部 14、迎角検出部 15 及び加速度検出部 16 の全てを含んでいる必要は無い。
- [0033] 制御装置 8 は、計測システム 7 によって取得された観測量に基づいて、ロケットエンジン 2 のジンバル舵角を調節するジンバル機構アクチュエータ 31 及び宇宙機 10 に設けられた空力要素の空力特性を調節するアクチュエータ、本実施形態では、舵面 5 の舵角を調節する舵面アクチュエータ 32 を制御する。制御装置 8 は、ジンバル舵角データ取得部 21 と、舵面舵角データ取得部 22 と、姿勢角データ取得部 23 と、姿勢角速度データ取得部 24 と、迎角データ取得部 25 と、加速度データ取得部 26 と、演算装置 27 と、記憶装置 28 とを備えている。
- [0034] ジンバル舵角データ取得部 21 は、ジンバル舵角検出部 11 からジンバル舵角データを取得する。舵面舵角データ取得部 22 は、舵面舵角検出部 12 から舵面舵角データを取得する。姿勢角データ取得部 23 は、姿勢角検出部 13 から姿勢角データを取得する。姿勢角速度データ取得部 24 は、姿勢角速度検出部 14 から姿勢角速度データを取得する。迎角データ取得部 25 は、迎角検出部 15 から迎角データを取得する。加速度データ取得部 26 は、加速度検出部 16 から加速度データを取得する。
- [0035] 演算装置 27 は、宇宙機 10 の制御のための様々な演算を行う。例えば、本実施形態では、演算装置 27 が、取得されたジンバル舵角データ、舵面舵角データ、姿勢角データ、姿勢角速度データ、迎角データ及び加速度データに

基づいて、ジンバル機構アクチュエータ 31 の操作量を示すジンバル操作信号 33 と舵面アクチュエータ 32 の操作量を示す舵面操作信号 34 とを生成する。後

述されるように、本実施形態では、安定多様体法を用いた非線形最適制御により、ジンバル機構アクチュエータ 31 及び舵面アクチュエータ 32 の操作量が算出される。

[0036] 記憶装置 28 は、演算装置 27 による演算に用いられる様々なプログラム及びデータを記憶する。

[0037] 続いて、本実施形態における宇宙機 10 の着陸動作について説明する。図 4 は、本実施形態における宇宙機 10 の着陸動作を概念的に示す図である。

[0038] 宇宙に打ち上げられた宇宙機 10 は、ノーズエントリによって、即ち、機首（本実施形態では、機体 1 のロケットエンジン 2 が設けられている端と反対の端）から大気圏に突入する。

[0039] 大気圏に突入した後、宇宙機 10 は、大気から揚力を得ながら飛行し、着陸地点の上空に到達する。揚力は、フィン 3 を用いて、又は、宇宙機 10 の機体そのものによって発生される。着陸地点の上空に到達した後（より厳密には、着陸地点付近に予め設定された所定の設定領域に到達した後）、宇宙機 10 は、垂直着陸時の目標姿勢角（最も典型的には 90° ）になるように姿勢変更を行う。その後、宇宙機 10 の水平面内の位置を調節しながら降下し、所望の着陸地点に垂直着陸する。

[0040] このような着陸動作は、宇宙機 10 の運用性の向上に好適である。より具体的には、本実施形態の着陸動作によれば、大気から揚力を得ながら飛行して目標の着陸地点付近に移動するので、着陸地点を自在に選ぶことができ、また、垂直着陸を行うので、着陸地点に設けるべき施設の規模を低減できる。加えて、着陸の直前に大きな姿勢変更（典型的には、 90° を超える姿勢角の変更）を行うことで推力の向きが変更され、宇宙機 10 が減速されるので、減速のための燃料消費を小さくできるという利点もある。

[0041] 上記の着陸動作において生じ得る困難性の一つは、大きな姿勢変更を実行す

る際の制御のロバスト性と収束性である。大きな姿勢変更が行われる場合、迎角が大きいことによって空力外乱は大きくなり、また、ロケットエンジン 2 の推進剤のスロッシングによる外乱も大きくなる。外乱が大きくなる一方で、ロケットエンジン 2 のジンバル舵角や舵面 5 の舵角を制御するアクチュエータ（本実施形態では、ジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2）の性能には制約がある。例えば、ロケットエンジン 2 のジンバル舵角や舵面 5 の舵角の変化速度には制約がある。このため、ロバスト性が不足することがあり、また、宇宙機 10 の姿勢角の収束性が悪くことが生じ得る。

[0042] 図 5 は、外乱に対するロバスト性及び姿勢角の収束性が不足した場合の、姿勢変更における宇宙機 10 の挙動の例を概念的に示すグラフである。姿勢変更の開始時の姿勢角と垂直着陸時の目標姿勢角との差が大きいため、姿勢角が目標姿勢角を過ぎて逆方向に大きく振れてしまう事態が発生する。このため、姿勢角が発散する事態や、非常にゆっくりとしか収束しないような事態が生じ得る。

[0043] このような問題に対応するために、本実施形態では、安定多様体法を用いた非線形最適制御によってジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 の操作量が算出される。安定多様体法とは、非線形最適制御問題におけるハミルトン－ヤコビ（Hamilton-Jacobi）方程式の安定化解を算出する方法の一つであり、ハミルトン－ヤコビ方程式に対応するハミルトン系の安定多様体を求め、その安定多様体上において解を見つけるというものである。なお、安定多様体法を用いた非線形最適制御については、例えば、下記に開示されている。 システム制御情報学会「システム／制御／情報」, vol. 7, No. 13, pp. 1-6, 1996 日本航空宇宙学会論文集 Vol. 61, No. 1, pp. 1-8, 2013

[0044] 計測システム 7 によって取得された観測量に基づいて、ジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 の操作量の最適値を算出するという問題は、ハミルトン－ヤコビ方程式として記述できる。安定多様体法によ

ってジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 の操作量の最適値を算出することで、外乱に対してロバストであり、且つ、収束性の良い制御を実現することができる。安定多様体法の実装においては、計測システム 7 によって取得された観測量とジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 の操作量の関係が多項式で記述され、又はマッピングデータで記述され、この多項式を用いて、又は、該マッピングデータを用いたマッピングにより、取得された観測量からジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 の操作量が算出される。

[0045] 姿勢角の制御の困難性を軽減するためには、姿勢変更と水平面内の位置の調節とを、別々のステップで行うという手法を採用してもよい。図 4 には、この手法を採用する場合の着陸動作が図示されている。詳細には、姿勢変更において、宇宙機 1 0 の姿勢角を垂直着陸時の目標姿勢角に制御し、姿勢角が目標姿勢角に制御された後、宇宙機 1 0 の水平面内の位置を調節しながら宇宙機 1 0 が降下される。姿勢変更においては、宇宙機 1 0 の水平面内の位置は制御されない。このような手法によれば、姿勢角の制御の困難性を軽減することができる。

[0046] 図 6 は、姿勢変更における宇宙機 1 0 の姿勢角の制御を図示する制御ブロック図である。宇宙機 1 0 の機体運動が計測システム 7 によって観測され、観測量が取得される。本実施形態では、姿勢角、姿勢角速度、迎角、加速度、ジンバル舵角、舵面 5 の舵角が取得される。取得された姿勢角、姿勢角速度、迎角、加速度、ジンバル舵角、舵面 5 の舵角に基づいて、安定多様体法を用いた非線形最適制御が行われてジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 の操作量がそれぞれに算出され、算出された操作量を示すジンバル操作信号 3 3 及び舵面操作信号 3 4 が生成される。この安定多様体法を用いた非線形最適制御は、演算装置 2 7 によって行われる。ジンバル操作信号 3 3 及び舵面操作信号 3 4 は、それぞれ、ジンバル機構アクチュエータ 3 1 及び舵面アクチュエータ 3 2 に供給され、これにより、ロケットエンジン 2 のジンバル舵角と舵面 5 の舵角とが制御される。

[0047] 計測システム 7 によって取得される観測量が宇宙機 10 の迎角を含んでいることは、宇宙機 10 の姿勢角の制御において有用である。本実施形態では、大きな姿勢変更が行われるので、宇宙機 10 に作用する空気力の影響が大きい。宇宙機 10 に作用する空気力は、迎角（即ち、空気の流れと宇宙機 10 の基準軸 10a との間の角度）に強く依存するので、迎角が計測システム 7 によって取得される観測量に含まれていることは、良好な姿勢角の制御を実現するために有効である。ここで、迎角は空気の流れの方向に影響を受けるので、迎角が姿勢角と完全に一対一に対応するパラメータではないことに留意されたい。

[0048] ただし、宇宙機 10 の実際の実装においては、迎角を検出する迎角検出部 15 を設けることが困難な場合もある。この場合、迎角は、他の観測量から算出してもよい。例えば、迎角は、宇宙機 10 の加速度に影響を及ぼすから、加速度検出部 16 によって検出された加速度に基づいて迎角を算出してもよい。

[0049] 図 7 は、姿勢変更時に、安定多様体法を用いた非線形最適制御が行われる場合の宇宙機 10 の挙動の例を概念的に示すグラフである。上述のように、本実施形態の着陸動作では、姿勢変更の開始時の姿勢角と垂直着陸時の目標姿勢角との差が大きい。しかしながら、本実施形態では、安定多様体法を用いた非線形最適制御を用いることによって収束性が向上され、姿勢角が素早く目標姿勢角に収束する。加えて、安定多様体法を用いた非線形最適制御を用いることにより、ロバスト性を向上することもできる。

[0050] 以上には、本発明の実施形態が具体的に記述されているが、本発明は、上記の実施形態に限定されない。本発明が種々の変更と共に実施され得ることは、当業者には理解されよう。

請求の範囲

- [請求項1] ノーズエントリによって大気圏に突入した後、垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように姿勢変更を行い、前記姿勢変更の後に着陸するように構成された宇宙機であって、
- 機体と、
- 前記機体に取り付けられたロケットエンジンと、
- 前記機体に取り付けられ、空気力が作用する空力要素と、
- 当該宇宙機の少なくとも一の観測量を取得する観測量取得システムと、
- 前記ロケットエンジンのジンバル舵角と前記空力要素の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を算出する制御装置とを具備し、
- 前記制御装置は、前記姿勢変更において、安定多様体法を用いた非線形最適制御によって、当該宇宙機の姿勢角が前記目標姿勢角になるように前記観測量に応じて前記操作量を算出するように構成されている
- 宇宙機。
- [請求項2] 請求項1に記載の宇宙機であって、
- 前記少なくとも一の観測量は、前記宇宙機の迎角を含み、
- 前記制御装置は、前記姿勢変更において、前記迎角に応答して当該宇宙機の前記姿勢角を制御する
- 宇宙機。
- [請求項3] 請求項1に記載の宇宙機であって、
- 前記制御装置は、前記少なくとも一の観測量に基づいて前記宇宙機の迎角を算出し、
- 前記制御装置は、前記姿勢変更において、算出された前記迎角に応答して当該宇宙機の前記姿勢角を制御する
- 宇宙機。

[請求項4] 請求項3に記載の宇宙機であって

前記少なくとも一の観測量は、当該宇宙機の加速度を含み、

前記制御装置は、前記加速度に基づいて前記宇宙機の前記迎角を算出する

宇宙機。

[請求項5] 請求項1に記載の宇宙機であって、

前記制御装置は、当該宇宙機を着陸させるべき着陸地点付近に予め設定された設定領域に当該宇宙機が到達した後で前記姿勢変更を開始し、前記姿勢変更によって当該宇宙機の前記姿勢角が前記目標姿勢角に制御された後、当該宇宙機の水平面内の位置を調節しながら当該宇宙機を降下して前記着陸地点に着陸するように当該宇宙機を制御する宇宙機。

[請求項6] ノーズエントリによって大気圏に突入した後、垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように姿勢変更を行い、前記姿勢変更の後に着陸するように構成された宇宙機であって、

機体と、

前記機体に取り付けられたロケットエンジンと、

前記機体に取り付けられ、空気力が作用する空力要素と、

当該宇宙機の少なくとも一の観測量を取得する観測量取得システムと、

前記ロケットエンジンのジンバル舵角と前記空力要素の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を算出する制御装置とを具備し、

前記少なくとも一の観測量は、前記宇宙機の迎角を含み、

前記制御装置は、前記姿勢変更において、前記迎角に応じて、当該宇宙機の姿勢角が前記目標姿勢角になるように前記操作量を算出するように構成されている

宇宙機。

[請求項7] 機体と、前記機体に取り付けられたロケットエンジンと、前記機体に取り付けられ、空気力が作用する空力要素とを備える宇宙機の着陸方法であって、

(A) 前記宇宙機をノーズエントリによって大気圏に突入させるステップと、

(B) 前記(A)ステップの後、前記宇宙機の姿勢角が垂直着陸が行われる目標姿勢角になるように前記宇宙機の姿勢変更を行うステップと、

(C) 前記姿勢変更の後に前記宇宙機の垂直着陸を行うステップとを具備し、

前記(B)ステップは、

前記宇宙機の少なくとも一の観測量を取得するステップと、

安定多様体法を用いた非線形最適制御によって、前記ロケットエンジンのジンバル舵角と前記空力要素の空力特性の少なくとも一方を操作するための操作量を、前記宇宙機の姿勢角が前記目標姿勢角になるように前記観測量に応じて算出するステップとを備える

宇宙機の着陸方法。

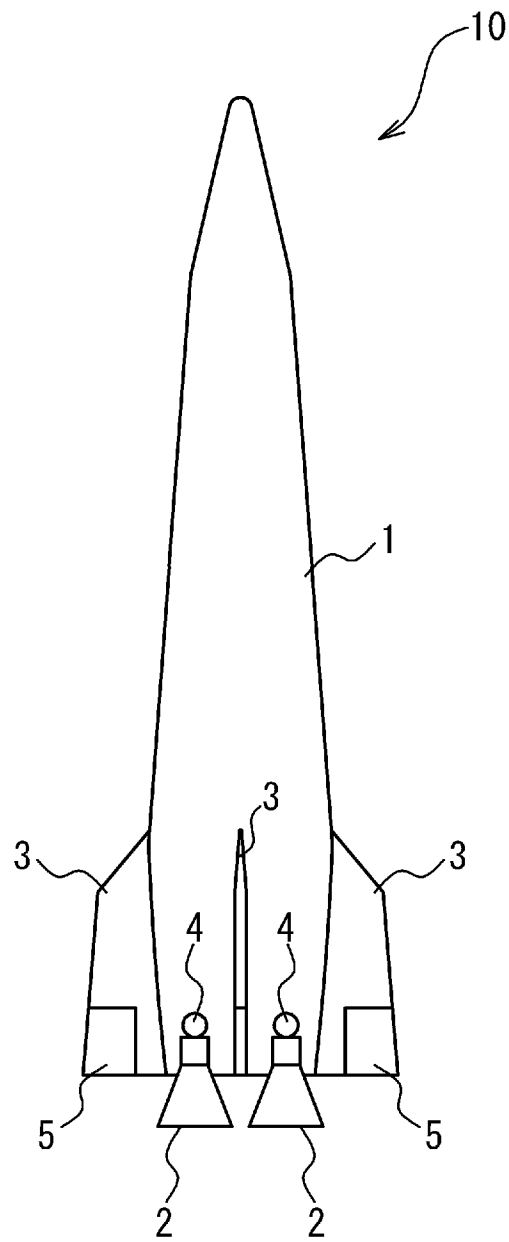
[請求項8] 請求項7に記載の宇宙機の着陸方法であって、

(D) 前記宇宙機を大気から揚力を得ながら飛行させ、前記宇宙機を着陸させるべき着陸地点付近に予め設定された設定領域に到達させるステップを更に含み、

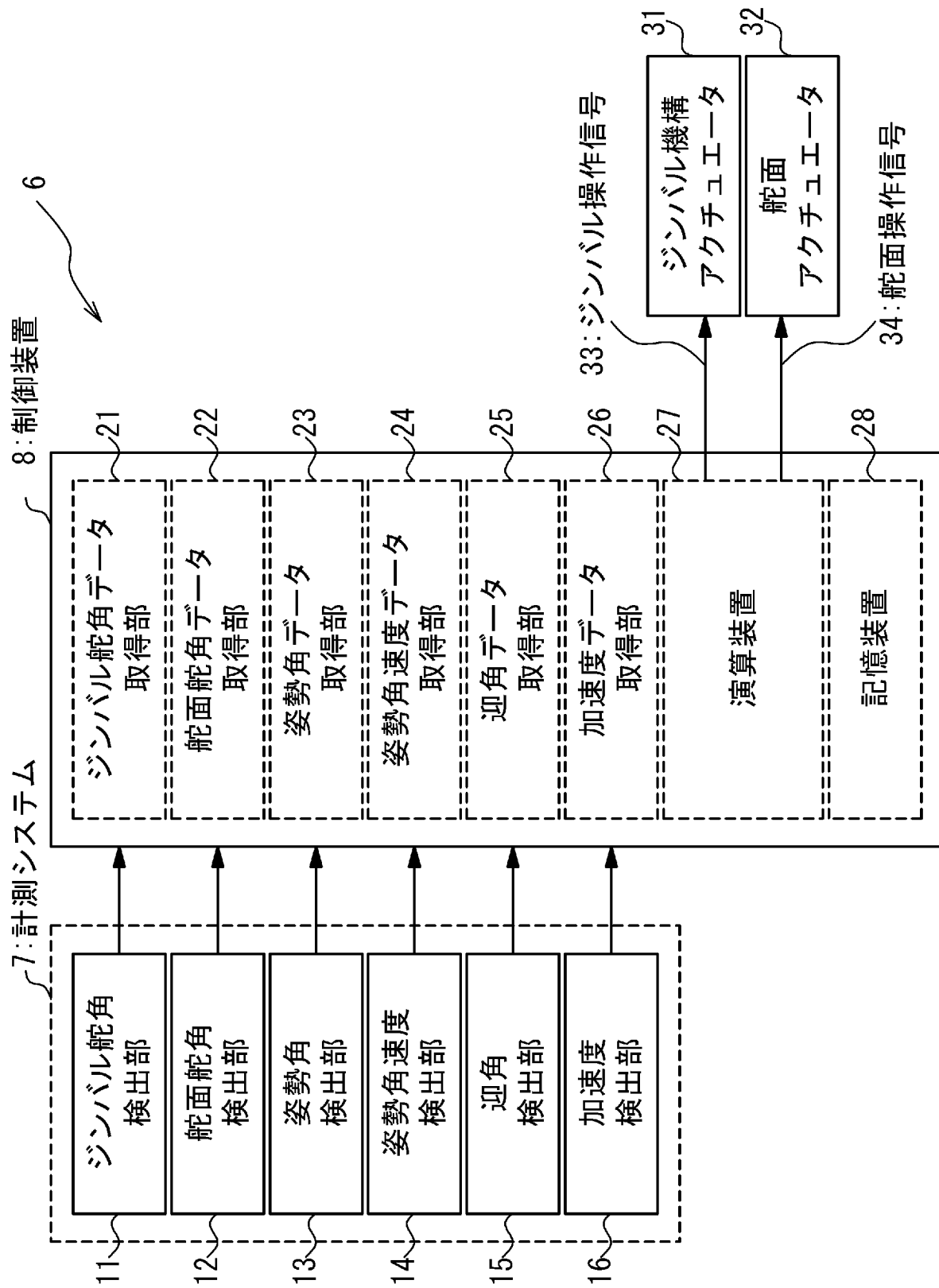
前記姿勢変更は、前記設定領域に前記宇宙機が到達した後で開始される

宇宙機の着陸方法。

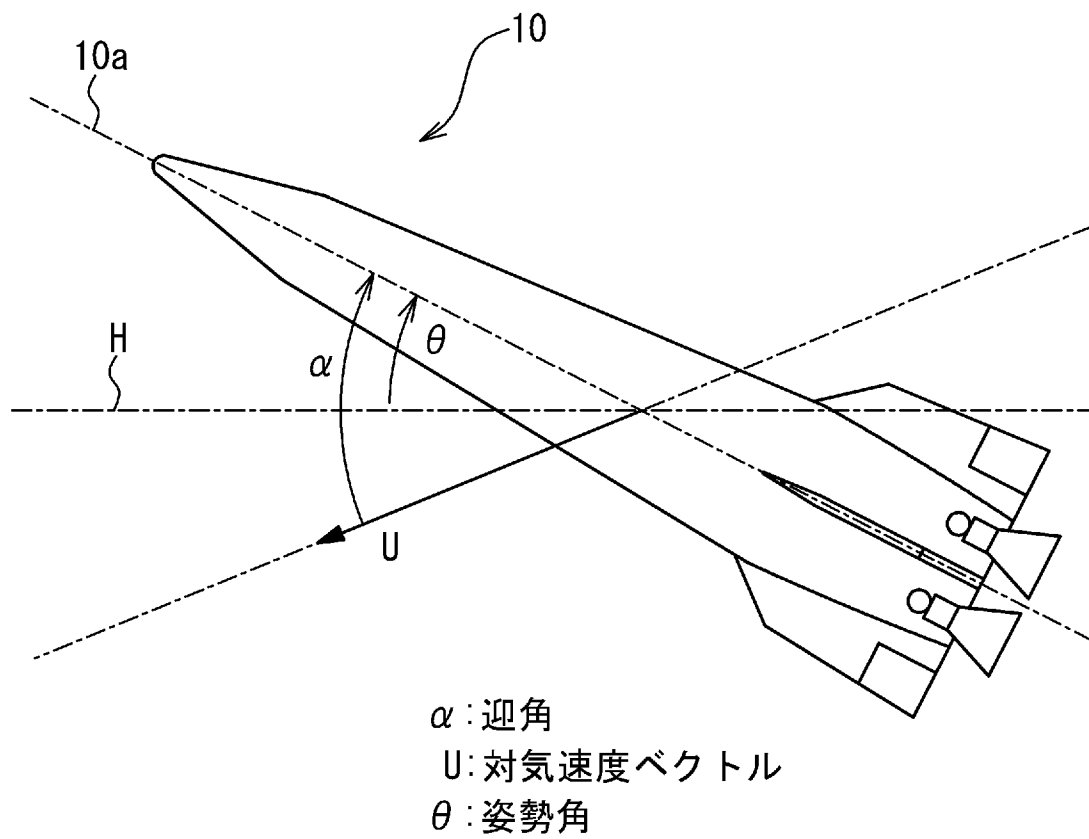
[図1]



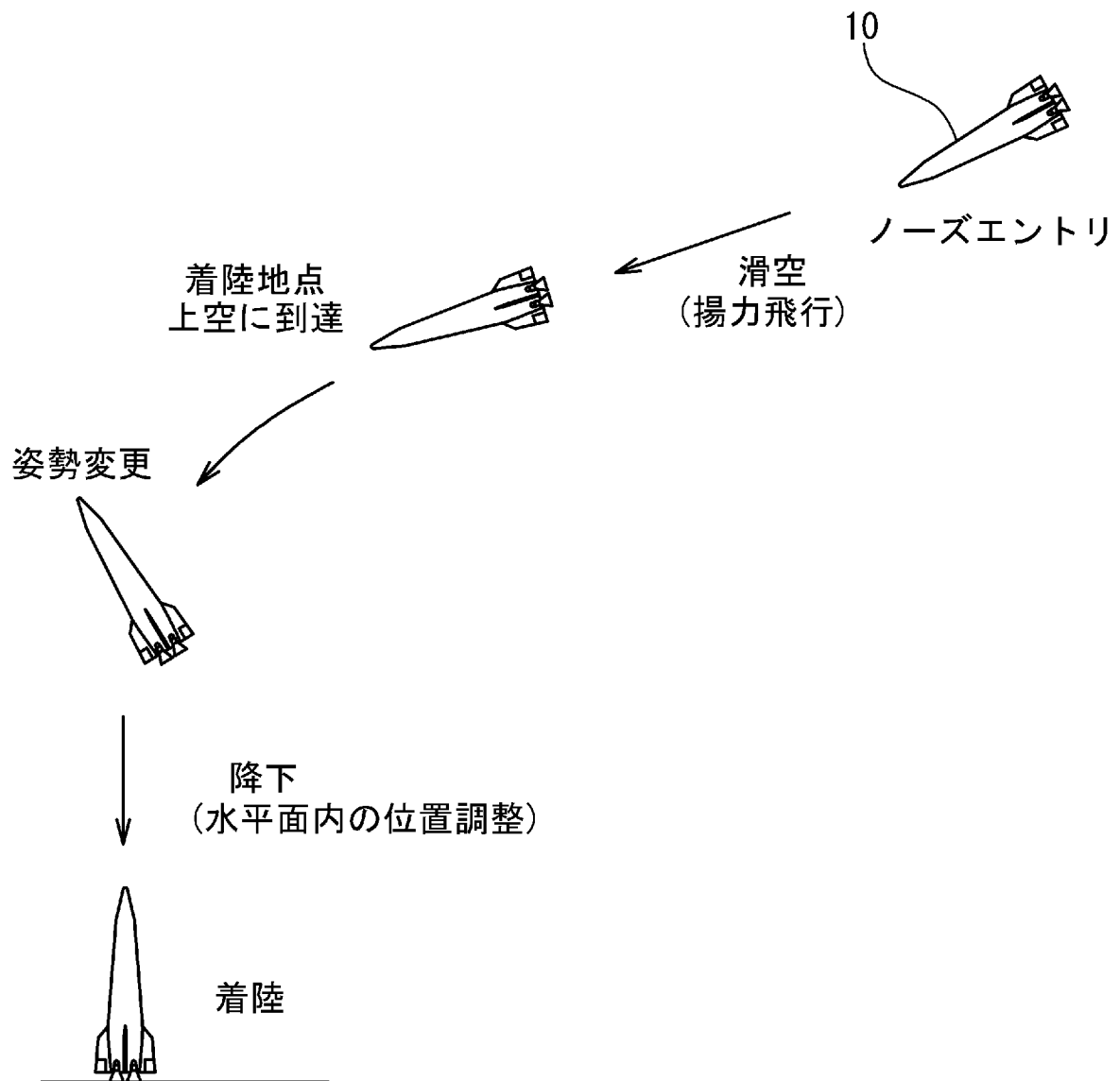
[図2]



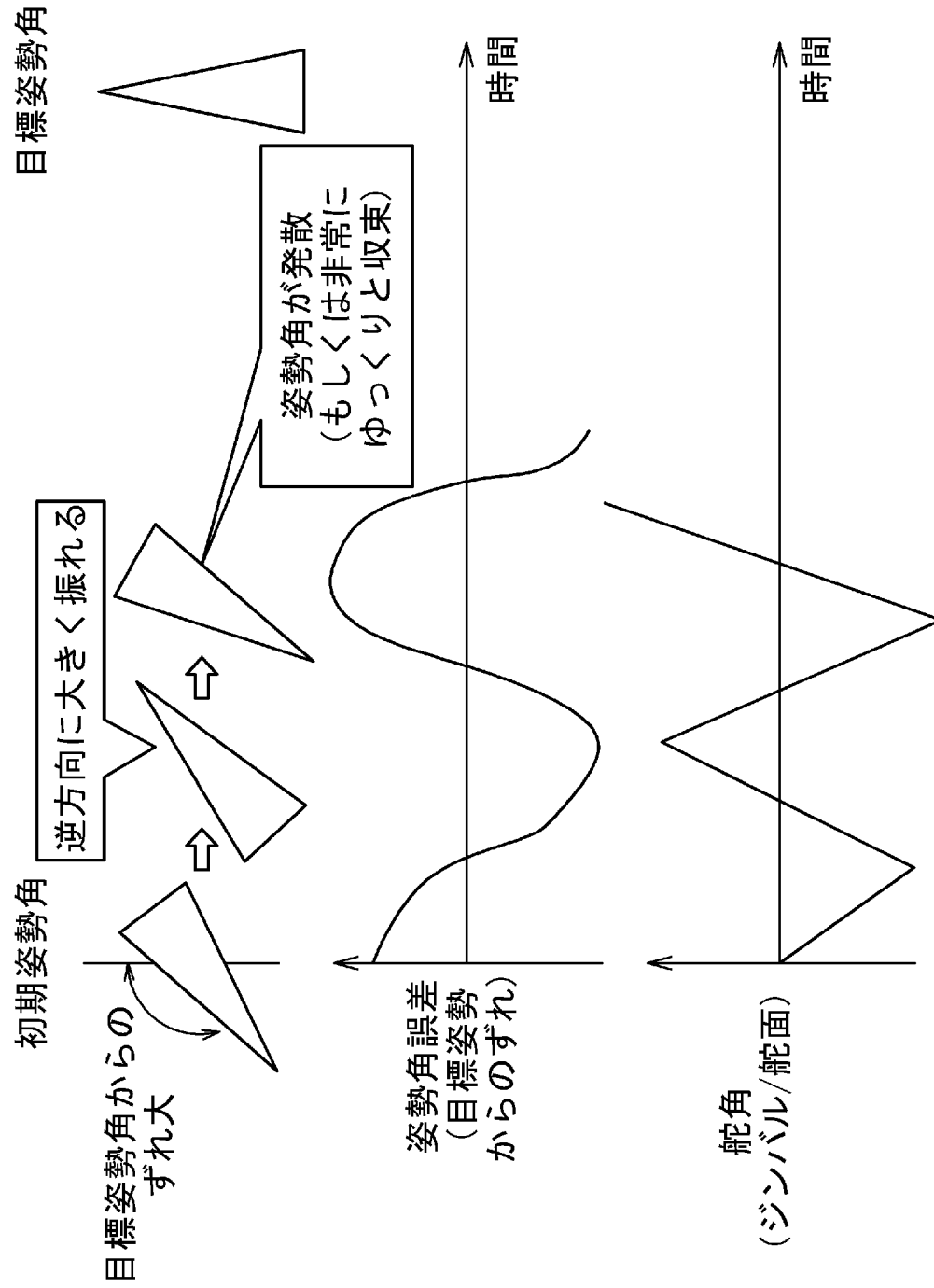
[図3]



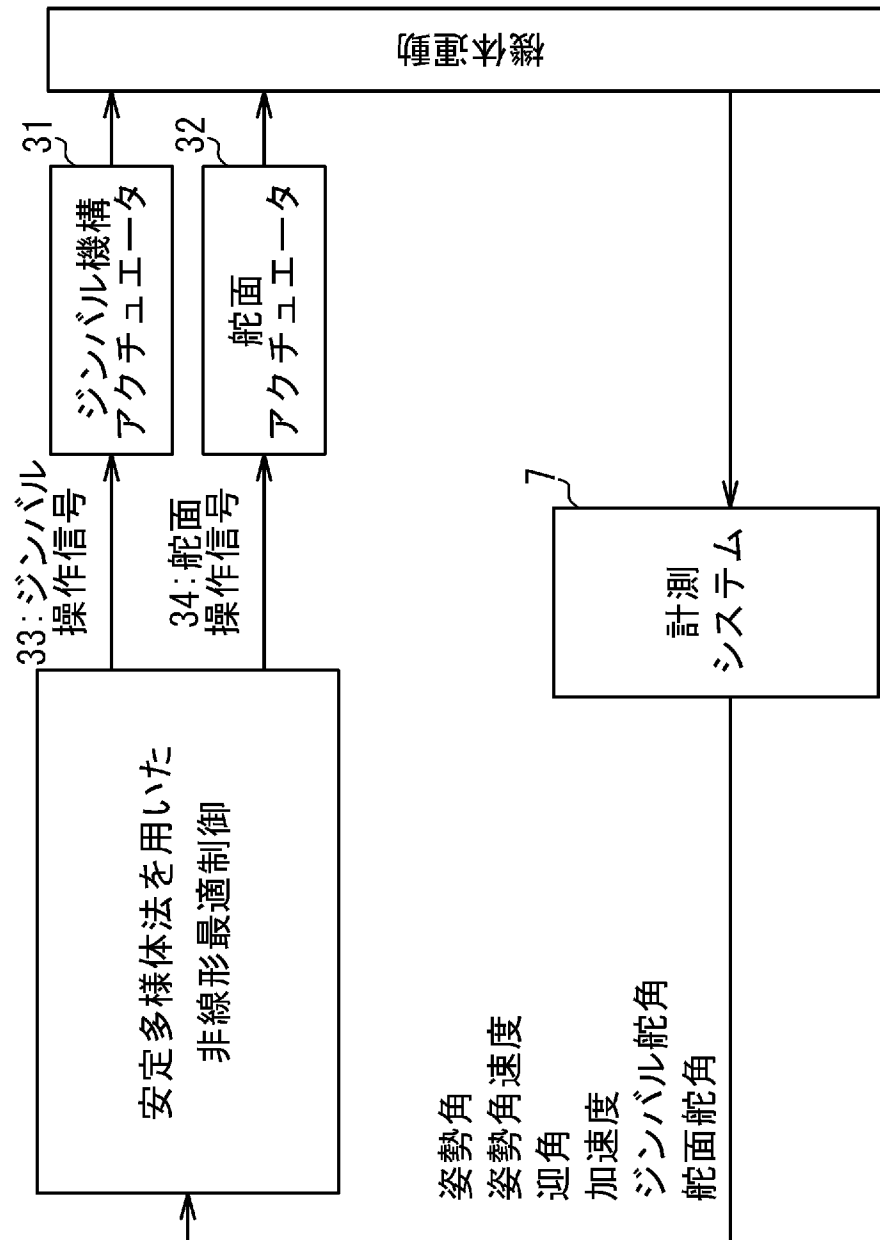
[図4]



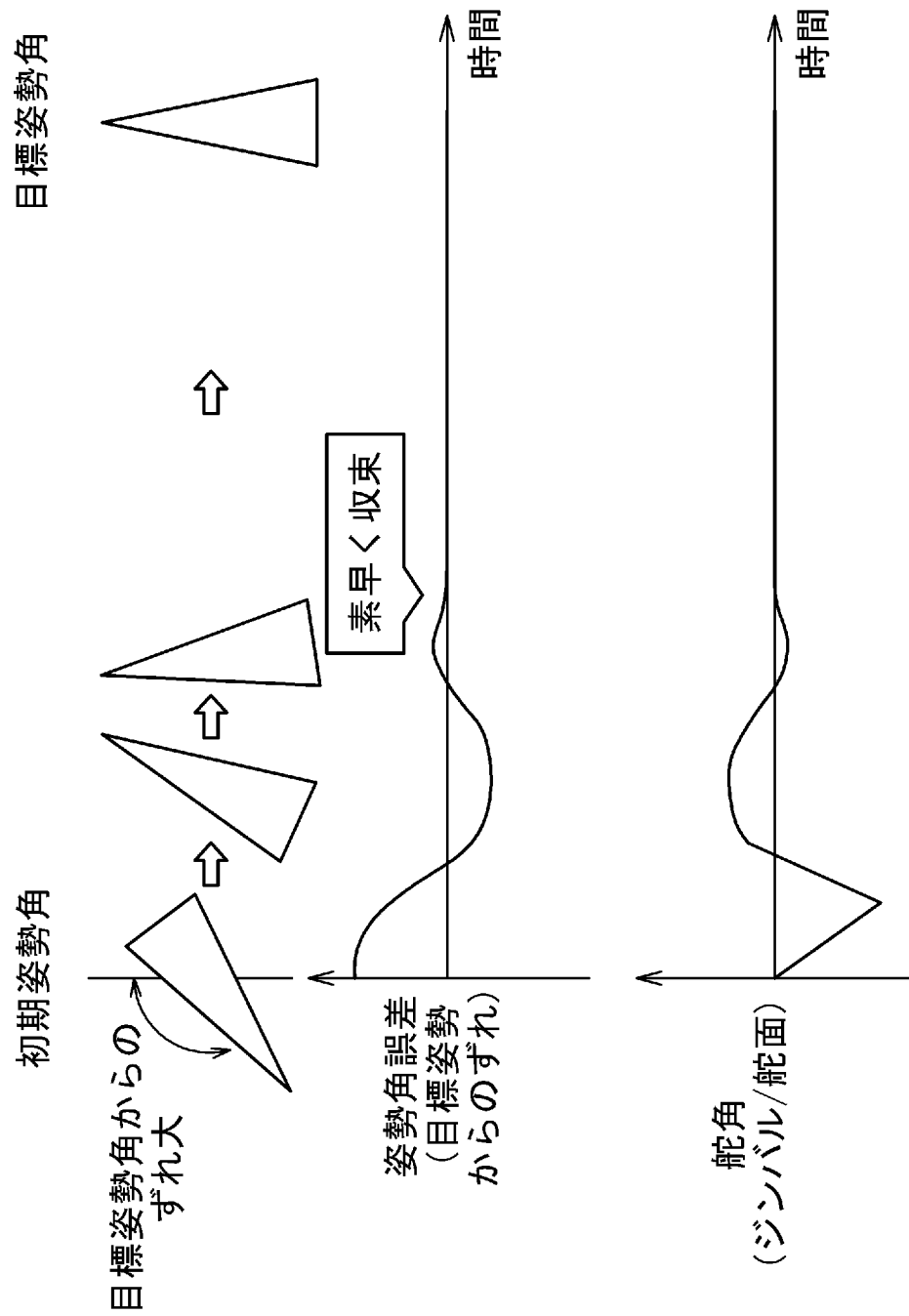
[図5]



[図6]



[図7]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2017/028439

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64G1/14(2006.01)i, B64G1/24(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)

B64G1/14, B64G1/24

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.
Y A	US 2007/0012820 A1 (BUEHLER, David), 18 January 2007 (18.01.2007), paragraphs [0055], [0059], [0070] to [0076]; claims 1, 9, 18; fig. 1 to 3 (Family: none)	1, 6-7 2-5, 8
Y A	US 8571727 B1 (THE AEROSPACE CORP.), 29 October 2013 (29.10.2013), column 3, lines 65 to 67; column 10, lines 47 to 60; column 11, lines 4 to 16; column 12, lines 48 to 60; fig. 11 to 12 (Family: none)	1, 6-7 2-5, 8

☒ 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
17 October 2017 (17.10.17)

Date of mailing of the international search report
31 October 2017 (31.10.17)

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

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2017/028439

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	JP 2016-68579 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 09 May 2016 (09.05.2016), paragraphs [0077] to [0080]; fig. 13 to 15 & WO 2016/047343 A1 & US 2017/0267379 A1 paragraphs [0097] to [0100]; fig. 13 to 15	1, 6-7 2-5, 8

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））

Int.Cl. B64G1/14(2006.01)i, B64G1/24(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. B64G1/14, B64G1/24

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
Y A	US 2007/0012820 A1 (BUEHLER, David) 2007.01.18, 段落 0055, 0059, 0070-0076, 請求項 1, 9, 18, 図 1-3 (ファミリーなし)	1, 6-7 2-5, 8
Y A	US 8571727 B1 (THE AEROSPACE CORPORATION) 2013.10.29, 第3欄第65-67行, 第10欄第47-60行, 第11欄第4-16行, 第12欄第48-60行, 図 11-12 (ファミリーなし)	1, 6-7 2-5, 8

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

17.10.2017

国際調査報告の発送日

31.10.2017

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）

志水 裕司

3D

9528

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 A	JP 2016-68579 A (三菱重工業株式会社) 2016.05.09, 段落 0077-0080, 図 13-15 & WO 2016/047343 A1 & US 2017/0267379 A1, 段落 0097-0100, 図 13-15	1, 6-7 2-5, 8