

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2014-169038

(P2014-169038A)

(43) 公開日 平成26年9月18日(2014.9.18)

(51) Int.Cl.
B64C 13/18 (2006.01)

F I
B 6 4 C 13/18

テーマコード (参考)

Z

審査請求 未請求 請求項の数 15 O L (全 20 頁)

(21) 出願番号 特願2013-42437(P2013-42437)
(22) 出願日 平成25年3月4日(2013.3.4)

特許法第30条第2項適用申請有り ▲1▼発行日：平成24年9月4日 刊行物名：「人間活動のための支援技術・システムに関する研究会」予稿集 発行者：大阪工業大学・大阪市立大学・関西学院大学・摂南大学合同研究会 ▲2▼発行日：平成24年9月25日 刊行物名：平成24年度 卒業研究中間発表会予稿集 発行者：大阪市立大学工学部機械工学科 ▲3▼開催日：平成24年11月27日 集会名：第1回サステナブルストックマネジメントに関するシンポジウム 開催場所：大阪市立大学 学術情報総合センター 10F

(71) 出願人 506122327
公立大学法人大阪市立大学
大阪府大阪市住吉区杉本3丁目3番138号
(74) 代理人 100168583
弁理士 前井 宏之
(72) 発明者 今津 篤志
大阪府大阪市住吉区杉本3丁目3番138号 公立大学法人大阪市立大学内

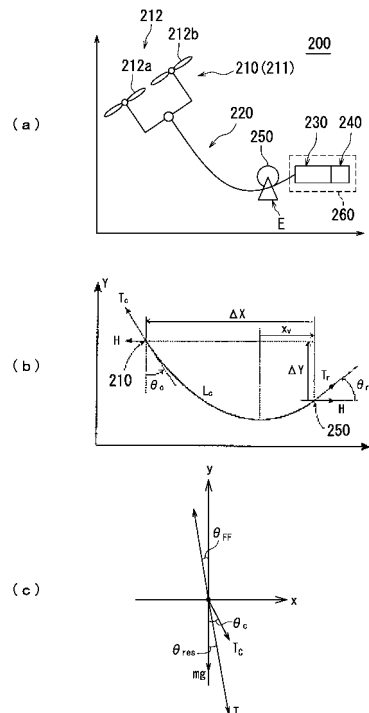
(54) 【発明の名称】 飛行体システム及び飛行体制御方法

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 目標位置への飛行制御の応答性が良好な飛行体システムを提供する。

【解決手段】 飛行体210と、飛行体に曳航されたケーブル220と、飛行体に作用するケーブルの張力に基づいて、飛行体の位置を制御する制御部230とを備えた。例えば、制御部は、飛行体の現在位置と飛行体の目標位置とに基づく差分値と、ケーブルの張力とに基づいて、飛行体の位置を制御する。本発明によれば、飛行体がケーブルを曳航する場合においても、飛行体の目標位置への飛行制御の応答性が良好に保たれる。

【選択図】 図3



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

飛行体と、
前記飛行体に曳航されたケーブルと、
前記飛行体に作用する前記ケーブルの張力に基づいて、前記飛行体の位置を制御する制御部と
を備えた、飛行体システム。

【請求項 2】

前記制御部は、前記飛行体の現在位置と前記飛行体の目標位置とに基づく差分値と、前記ケーブルの前記張力とに基づいて、前記飛行体の位置を制御する、請求項 1 に記載の飛行体システム。

10

【請求項 3】

前記制御部は、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の方向に基づいて、前記飛行体の姿勢角度を制御する、請求項 1 又は請求項 2 に記載の飛行体システム。

【請求項 4】

前記制御部は、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の大きさに基づいて、前記飛行体の推力を制御する、請求項 1 から請求項 3 のいずれか 1 項に記載の飛行体システム。

【請求項 5】

前記ケーブルの前記張力に基づいて、前記ケーブルの長さを調整する長さ調整器を備えた、請求項 1 から請求項 4 のいずれか 1 項に記載の飛行体システム。

20

【請求項 6】

前記長さ調整器は、前記ケーブルの前記張力が最小になるように、前記ケーブルの長さを調整する、請求項 5 に記載の飛行体システム。

【請求項 7】

前記飛行体の前記現在位置に基づいて、前記ケーブルの前記張力を算出する張力算出部を備える、請求項 2 に記載の飛行体システム。

【請求項 8】

前記ケーブルの前記張力を測定する張力測定部を備え、
前記張力測定部は、前記飛行体と前記ケーブルとの間に設けられる、請求項 1 から請求項 7 のいずれか 1 項に記載の飛行体システム。

30

【請求項 9】

ケーブルを曳航する飛行体を制御する制御方法であって、
前記飛行体に作用する前記ケーブルの張力を取得する取得ステップと、
前記ケーブルの張力に基づいて、前記飛行体の位置を制御する制御ステップと
を包含した、飛行体制御方法。

【請求項 10】

前記制御ステップは、前記飛行体の現在位置と前記飛行体の目標位置との差分値と、前記ケーブルの前記張力とに基づいて、前記飛行体の位置を制御するステップを包含する、請求項 9 に記載の飛行体制御方法。

40

【請求項 11】

前記制御ステップは、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の方向に基づいて、前記飛行体の姿勢角度を制御するステップを包含する、請求項 9 又は請求項 10 に記載の飛行体制御方法。

【請求項 12】

前記制御ステップは、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の大きさに基づいて、前記飛行体の推力を制御するステップを包含する、請求項 9 から請求項 11 のいずれか 1 項に記載の飛行体制御方法。

【請求項 13】

50

前記ケーブルの前記張力に基づいて、前記ケーブルの長さを調整する長さ調整ステップを包含する、請求項 9 から請求項 12 のいずれか 1 項に記載の飛行体制御方法。

【請求項 14】

前記長さ調整ステップは、前記ケーブルの前記張力が最小になるように、前記ケーブルの長さを調整するステップを包含する、請求項 13 に記載の飛行体制御方法。

【請求項 15】

前記制御ステップは、前記飛行体の前記現在位置に基づいて前記ケーブルの前記張力を算出する張力算出ステップを包含する、請求項 10 に記載の飛行体システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

10

【0001】

本発明は、ケーブルを曳航する飛行体を備えた飛行体システム及び飛行体制御方法に関する。

【背景技術】

【0002】

高速道路や橋梁の老朽化が進んでおり、また、一般のマンション等の建築物においても定期報告が義務化されていることから、建築物の目視検査のニーズが高まっている。建築物の目視検査の際には、足場や大型クレーンを用いることが多いが、コストや検査時間がかかるため、より簡便な目視検査方法が求められている。また、天井や橋梁裏等の目視検査の際には、足場や大型クレーンの使用が困難な場合が多く、カメラ等を搭載した小型ヘリコプタの使用が検討された。

20

【0003】

そこで、天井や橋梁裏等の目視検査の際にバッテリー搭載のヘリコプタを使用しているが、バッテリーの電源容量に限界があるため、ヘリコプタ飛行時間に制限がある。バッテリーの電源容量の限界の対策の一つは、電源容量に余裕のある地上の基地局からヘリコプタに電源ケーブルをつないで、ヘリコプタに継続的に給電することである。

【先行技術文献】

【非特許文献】

【0004】

【非特許文献 1】羽沢、外 5 名、「ホビー用小型無人ヘリコプタの自律制御」、日本機械学会論文集 C 編、vol. 70, No. 691 (2004-3), pp. 112 - 119。

30

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

しかしながら、ヘリコプタがケーブルを曳航することにより、ケーブルの張力等の外力がヘリコプタに作用する。その結果、ヘリコプタの飛行制御に悪影響が及ぶ。特に、ケーブルの重量がヘリコプタの重量に比べて大きい場合には、ヘリコプタの目標位置への飛行制御の応答性が悪くなったり、ヘリコプタの飛行制御が不安定になったりする。

【課題を解決するための手段】

40

【0006】

本発明による飛行体システムは、飛行体と、前記飛行体に曳航されたケーブルと、前記飛行体に作用する前記ケーブルの張力に基づいて、前記飛行体の位置を制御する制御部とを備える。

【0007】

ある実施形態において、前記制御部は、前記飛行体の現在位置と前記飛行体の目標位置とに基づく差分値と、前記ケーブルの前記張力とに基づいて、前記飛行体の位置を制御する。

【0008】

ある実施形態において、前記制御部は、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記

50

張力との合力の方向に基づいて、前記飛行体の姿勢角度を制御する。

【0009】

ある実施形態において、前記制御部は、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の大きさに基づいて、前記飛行体の推力を制御する。

【0010】

ある実施形態において、前記ケーブルの前記張力に基づいて、前記ケーブルの長さを調整する長さ調整器を備える。

【0011】

ある実施形態において、前記長さ調整器は、前記ケーブルの前記張力が最小になるように、前記ケーブルの長さを調整する。

10

【0012】

ある実施形態において、前記飛行体の前記現在位置に基づいて、前記ケーブルの前記張力を算出する張力算出部を備える。

【0013】

ある実施形態において、前記ケーブルの前記張力を測定する張力測定部を備え、前記張力測定部は、前記飛行体と前記ケーブルとの間に設けられる。

【0014】

本発明による飛行体制御方法は、ケーブルを曳航する飛行体を制御する制御方法であって、前記飛行体に作用する前記ケーブルの張力を取得する取得ステップと、前記ケーブルの張力に基づいて、前記飛行体の位置を制御する制御ステップとを包含する。

20

【0015】

ある実施形態において、前記制御ステップは、前記飛行体の現在位置と前記飛行体の目標位置との差分値と、前記ケーブルの前記張力とに基づいて、前記飛行体の位置を制御するステップを包含する。

【0016】

ある実施形態において、前記制御ステップは、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の方向に基づいて、前記飛行体の姿勢角度を制御するステップを包含する。

【0017】

ある実施形態において、前記制御ステップは、前記飛行体に対する重力と前記ケーブルの前記張力との合力の大きさに基づいて、前記飛行体の推力を制御するステップを包含する。

30

【0018】

ある実施形態において、前記ケーブルの前記張力に基づいて、前記ケーブルの長さを調整する長さ調整ステップを包含する。

【0019】

ある実施形態において、前記長さ調整ステップは、前記ケーブルの前記張力が最小になるように、前記ケーブルの長さを調整するステップを包含する。

【0020】

ある実施形態において、前記制御ステップは、前記飛行体の前記現在位置に基づいて前記ケーブルの前記張力を算出する張力算出ステップを包含する。

40

【発明の効果】

【0021】

本発明によれば、飛行体がケーブルを曳航する場合においても、飛行体の目標位置への飛行制御の応答性が良好に保たれる。

【図面の簡単な説明】

【0022】

【図1】(a)は、本発明の実施形態1におけるヘリコプタシステム100を示す模式図である。(b)は、ヘリコプタ110に作用する力を示す模式図である。

【図2】ヘリコプタ110の制御方法を示すフローチャートである。

50

【図 3】(a) は、ヘリコプタシステム 200 の 2 次元モデルを簡略的に示す模式図である。(b) は、カテナリーの理論に基づくケーブル 220 のモデルを示す。(c) は、ヘリコプタ 210 に作用する力を示す模式図である。

【図 4】ヘリコプタシステム 200 の各構成部分間の制御関係を示す模式図である。

【図 5】目標角度の補正と推力のフィードフォワード補償との制御ブロック図である。

【図 6】目標角度の補正とフィードフォワード補償の概念図を示す。

【図 7】ヘリコプタ 210 の制御方法を示すフローチャートである。

【図 8】ヘリコプタ 210 の移動の模式図である。

【図 9】ヘリコプタ 210 の移動時の張力 T_c の変化を示す模式図である。

【図 10】目標角度補正制御のみを行った結果（各変数の時刻歴応答）を示す。

10

【図 11】推力フィードフォワード補償制御のみを行った結果（各変数の時刻歴応答）を示す。

【図 12】目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行った結果（各変数の時刻歴応答）を示す。

【発明を実施するための形態】

【0023】

以下、図面を参照して本発明の実施形態によるヘリコプタシステム及びヘリコプタ制御方法の実施形態を説明する。ただし、本発明は以下の実施形態に限定されない。本発明の実施形態はヘリコプタ以外にも飛行機等の飛行体全般に適用され得る。

【0024】

20

[実施形態 1：基本原理]

図 1 (a) は、本発明の実施形態 1 におけるヘリコプタシステム 100 を示す模式図である。以下、図 1 (a) を参照して、ヘリコプタシステム 100 を説明する。

【0025】

ヘリコプタシステム 100 は、ヘリコプタ 110 と、ヘリコプタ 110 に曳航されたケーブル 120 と、ヘリコプタ 110 の位置を制御する制御部 130 とを備える。

【0026】

ケーブル 120 は、ヘリコプタ 110 に電力を供給するあるいは信号を伝達する電線ケーブルである。ケーブル 120 は、ヘリコプタ 110 の飛行中は、ケーブル 120 の自重により垂下している。

30

【0027】

制御部 130 は、ヘリコプタ 110 に作用するケーブル 120 の張力に基づいて、ヘリコプタ 110 の位置を制御する。例えば、制御部 130 は、ヘリコプタ 110 を目標位置に飛行させるように制御する。本実施形態において、ヘリコプタ 110 の重量を軽減させること、及び信号やデータをリアルタイムで確実にヘリコプタ 110 に伝達させることを考慮し、制御部 130 は、ヘリコプタ 110 から離れた位置に設置される。制御部 130 とヘリコプタ 110 とはケーブル 120 を介して回転自由に連結されている。制御部 130 は、ケーブル 120 を利用してヘリコプタ 110 と信号を伝達したり、データを交換したりすることができる。

【0028】

40

制御部 130 は、例えば、ヘリコプタ 110 の現在位置とヘリコプタ 110 の目標位置とに基づく差分値（位置ずれ）と、ケーブル 120 の張力とに基づいて、ヘリコプタ 110 の位置を制御する。制御部 130 は、ヘリコプタ 110 の現在位置を示すデータや、ヘリコプタ 110 に作用するケーブル 120 の張力 T_c （例えば張力 T_c の大きさや張力 T_c が作用する方向）を示すデータを取得することができる。

【0029】

ヘリコプタシステム 100 は、電源 E を備え得る。電源 E は蓄電所として飛行時のヘリコプタ 110 の下方に設置されている。ヘリコプタ 110 と電源 E とは、ケーブル 120 を介して連結されている。電源 E は、ケーブル 120 を通じて、ヘリコプタ 110 に電力を供給する。なお、電源 E は、商用電源として、電源コンセントによりヘリコプタ 110

50

に電力を供給してもよい。

【 0 0 3 0 】

以下、図 1 (b) を参照して、実施形態 1 におけるヘリコプタシステム 1 0 0 の原理を説明する。ここで、ヘリコプタシステム 1 0 0 は、本来 3 次元的なものであるが、簡潔のため、ヘリコプタシステム 1 0 0 のモデルを 2 次元的に示す。ヘリコプタ 1 1 0 のロール運動とピッチ運動の両方を制御することにより、2 次元モデルから 3 次元モデルに拡張可能である。

【 0 0 3 1 】

図 1 (b) は、ヘリコプタ 1 1 0 に作用する力を示す模式図である。図 1 (b) において、推力 F_h 、重力 $m_h g$ 、張力 T_c 、姿勢角度 θ_h 、角度 θ_c が示される。推力 F_h はヘリコプタ 1 1 0 の推力を示し、重力 $m_h g$ はヘリコプタ 1 1 0 に作用する重力を示し、張力 T_c はヘリコプタ 1 1 0 に作用するケーブル 1 2 0 の張力を示す。更に姿勢角度 θ_h は水平面に対するヘリコプタ 1 1 0 の飛行姿勢角度を示し、角度 θ_c は鉛直方向に対する張力 T_c の角度を示す。

10

【 0 0 3 2 】

ヘリコプタ 1 1 0 に作用する力 F の x 成分 F_x と y 成分 F_y とは、それぞれ、

【 0 0 3 3 】

【 数 1 】

$$F_x = -F_h \times \sin\theta_h + T_c \times \sin\theta_c \quad \dots \text{式1}$$

20

【 0 0 3 4 】

【 数 2 】

$$F_y = F_h \times \cos\theta_h - T_c \times \cos\theta_c - m_h g \quad \dots \text{式2}$$

【 0 0 3 5 】

である。

30

【 0 0 3 6 】

また、ヘリコプタ 1 1 0 の移動距離の x 成分 x とヘリコプタ 1 1 0 に作用する力 F の x 成分 F_x との関係、及びヘリコプタ 1 1 0 の移動距離の y 成分 y とヘリコプタ 1 1 0 に作用する力 F の y 成分 F_y との関係は、それぞれ、

【 0 0 3 7 】

【 数 3 】

$$F_x = m_h \times a_x = m_h \times (d^2 x / dt^2) \quad \dots \text{式3}$$

40

【 0 0 3 8 】

【 数 4 】

$$F_y = m_h \times a_y = m_h \times (d^2 y / dt^2) \quad \dots \text{式4}$$

【 0 0 3 9 】

である。

【 0 0 4 0 】

ここで、質量 m_h はヘリコプタ 1 1 0 の質量を示し、加速度 a_x はヘリコプタ 1 1 0 の加

50

速度 a の x 成分を示し、加速度 a_y はヘリコプタ 110 の加速度 a の y 成分を示す。

【0041】

式 1 から式 4 を参照して理解できるように、ヘリコプタ 110 の水平方向に沿った移動距離の成分 x 及びヘリコプタ 110 の鉛直方向に沿った移動距離の成分 y は、いずれも、ヘリコプタ 110 の推力 F_h とケーブル 120 の張力 T_c とにより決定される。従来技術のように、ケーブル 120 の張力 T_c を考慮せずにヘリコプタ 110 を制御すると、ケーブル 120 の張力 T_c の影響により位置ずれが大きくなる。一方、本発明の実施形態によれば、ケーブル 120 の張力 T_c に基づく影響が考慮され、ヘリコプタ 110 が目標位置に飛行できるように、ヘリコプタ 110 を制御することができる。

【0042】

制御部 130 は、式 1 及び式 2 に示される原理に基づいて、予め設定した目標位置の情報及び取得した張力 T_c の情報により、ヘリコプタ 110 を目標位置に飛行させるようにヘリコプタ 110 の推力 F_h の大きさ及び向きを決定する。続いて、制御部 130 は、決定された推力 F_h が出力されるようにヘリコプタ 110 のモータを制御し、ヘリコプタ 110 が推力 F_h で目標位置に飛行する。

【0043】

なお、制御部 130 は、ヘリコプタ 110 と離れた位置に設置されているが、制御部 130 の設置位置は特に限定されず、例えば、制御部 130 の構成の全部又は一部をヘリコプタ 110 内に設置可能である。

【0044】

なお、本実施形態において、ヘリコプタ 110 は、ケーブル 120 を介して電源 E に接続されているが、本発明は、本実施形態に限定されず、ヘリコプタ 110 は、例えば、データを処理したり貯蔵したりする他の遠隔装置に接続されてもよい。

【0045】

以下、図 1 と図 2 とを参照して、実施形態 1 におけるヘリコプタ 110 の制御方法を説明する。図 2 は、ヘリコプタ 110 の制御方法を示すフローチャートである。ヘリコプタ 110 の制御方法は、ケーブル 120 を曳航するヘリコプタ 110 を制御する制御方法であって、ステップ S_{110} とステップ S_{120} とを実行することにより実現される。

【0046】

ステップ S_{110} において、制御部 130 は、ヘリコプタ 110 に作用するケーブル 120 の張力 T_c を取得する。次に、ステップ S_{120} において、制御部 130 は、ケーブル 120 の張力 T_c に基づいて、ヘリコプタ 110 の位置を制御する。

【0047】

ステップ S_{120} において、例えば、制御部 130 は、ヘリコプタ 110 の現在位置とヘリコプタ 110 の目標位置とに基づく差分値（位置ずれ）と、ケーブル 120 の張力とに基づいて、ヘリコプタ 110 の位置を制御する。制御部 130 は、ヘリコプタ 110 の現在位置及び姿勢を示すデータ、ケーブル 120 の張力 T_c （例えば張力 T_c の大きさや張力 T_c が作用する方向）を示すデータを取得することができる。ヘリコプタ 110 の目標位置は予め制御部 130 に設定されている。

【0048】

以上、図 1 と図 2 とを参照して、実施形態 1 におけるヘリコプタ 110 の制御方法を説明した。実施形態 1 におけるヘリコプタ 110 の制御方法によれば、ステップ S_{110} 及びステップ S_{120} を実行することによって、ヘリコプタ 110 を目標位置に飛行させることができる。

【0049】

[実施形態 2]

図 3 から図 7 を参照して、本発明の実施形態 2 におけるヘリコプタシステム 200 を説明する。図 3 (a) は、ヘリコプタシステム 200 の 2 次元モデルを簡略的に示す模式図である。

【0050】

10

20

30

40

50

ヘリコプタシステム 200 は、ヘリコプタ 210 と、ヘリコプタ 210 に曳航されたケーブル 220 と、ヘリコプタ 210 の位置を制御する制御装置 260 と、長さ調整器 250 とを備える。制御装置 260 は、制御部 230 と外力情報取得装置 240 とを含む。

【0051】

ヘリコプタ 210 は、例えば、マルチロータヘリコプタとして、第 1 ロータ 212 a と第 2 ロータ 212 b とを有する。図示されていない第 3 ロータ及び第 4 ロータを用いると、ヘリコプタ 210 の紙面外の運動を独立に制御可能であるため、図 3 (a) に示す 2 次元モデルを 3 次元モデルに容易に拡張可能である。

【0052】

長さ調整器 250 は、例えば、地上又は地上を走行する台車上に設置され、ケーブル 220 の長さを調整する。例えば、長さ調整器 250 は、ケーブル 220 の張力が最小になるように、ケーブル 220 の長さを調整する。

【0053】

ヘリコプタ 210 の運動方程式は、次のように与えられる。

【0054】

【数 5】

$$m\ddot{x} = -F_1 \sin \theta_h - F_2 \sin \theta_h + T_c \sin \theta_c \quad \dots \text{式5}$$

10

20

【0055】

【数 6】

$$m\ddot{y} = F_1 \cos \theta_h + F_2 \cos \theta_h - T_c \cos \theta_c - mg \quad \dots \text{式6}$$

【0056】

【数 7】

$$I\ddot{\theta}_h = \frac{1}{2} r F_1 - \frac{1}{2} r F_2 \quad \dots \text{式7}$$

30

【0057】

ここで、位置 x 及び位置 y は長さ調整器 250 に対するヘリコプタ 210 の位置を示し、距離 r はヘリコプタ 210 の重心からロータ 212 までの距離を示し、慣性モーメント I はヘリコプタ 210 の慣性モーメントを示し、推力 F_1 及び推力 F_2 は第 1 ロータ 212 a の推力及び第 2 ロータ 212 b の推力を示す。

【0058】

図 4 は、ヘリコプタシステム 200 の各構成部分間の制御関係を示す模式図である。図 5 は、目標角度の補正と推力のフィードフォワード補償との制御ブロック図である。以下、図 4 及び図 5 を参照して、制御部 230 によるヘリコプタシステム 200 の制御を説明する。

40

【0059】

制御部 230 は、角度制御部 231 と位置制御部 232 と外力補償部 233 とを有している。

【0060】

角度制御部 231 は、ヘリコプタ 210 が姿勢角度 θ_h で傾斜して飛行するようにモータ 211 を制御する。位置制御部 232 は、予め設定された位置 x_{ref} 及び y_{ref} を目標位置にしてヘリコプタ 210 が飛行するようにモータ 211 を制御する。

50

【 0 0 6 1 】

外力補償部 2 3 3 は、外力情報取得装置 2 4 0 により取得した外力の情報に基づいて、外力により生じる位置ずれを補償するように、角度制御部 2 3 1 とモータ 2 1 1 が出力する推力 F_1 及び F_2 に対して補償値を与える。これらの補償値を用いて制御することによって、ヘリコプタ 2 1 0 の飛行位置は、目標位置に修正される。その結果、制御部 2 3 0 は、ヘリコプタ 2 1 0 が目標位置に移動するようヘリコプタ 2 1 0 を制御できる。

【 0 0 6 2 】

なお、ヘリコプタ 2 1 0 の飛行位置は、目標角度指令の補正及び推力のフィードフォワード補償のうち少なくとも一方によって、目標位置に修正される。以下、図 3 から図 6 を参照して、目標角度指令の補正及び推力のフィードフォワード補償の詳細を説明する。

10

【 0 0 6 3 】

< 目標角度指令の補正 >

始めに目標角度指令の補正を説明する。目標角度指令の補正では、推力 F_1 及び推力 F_2 が外力と対向する方向を向くように推力 F_1 及び推力 F_2 を制御することによって、張力により生じる位置ずれが補正される。角度制御部 2 3 1 は、算出した回転速度となるように推力 F_1 及び推力 F_2 を制御する。角度制御部 2 3 1 は、ヘリコプタ 2 1 0 の姿勢角度を変更させ、推力 F_1 及び推力 F_2 の方向が補正される。以下、外力情報取得装置 2 4 0 により取得した外力の情報に基づいて、推力 F_1 及び F_2 の向きの姿勢角度 θ_h を決定することについて説明する。

【 0 0 6 4 】

ケーブル 2 2 0 は、剛性を考慮せず、自重により理想的に弛んでおり、一定の長さ L_c を有するものとする。また、目標位置への移動は、例えば、壁面検査時の移動として想定されている。ヘリコプタ 2 1 0 の飛行が十分遅く、ヘリコプタ 2 1 0 が静的に移動することを仮定可能である。そのため、ケーブル 2 2 0 はカテナリー（懸垂線）形状であるとみなすことができる。

20

【 0 0 6 5 】

実施形態 2 において、外力情報取得装置 2 4 0 は、ケーブル 2 2 0 の両端部の相対位置（ x 、 y ）と、ケーブル 2 2 0 の長さ L_c とに基づき、カテナリーの理論から、張力 T_c の情報を算出し、取得する。図 3（b）は、カテナリーの理論に基づくケーブル 2 2 0 のモデルを示す。図 3（b）に示されるモデルに基づくケーブル 2 2 0 のカテナリー曲線による方程式は、

30

【 0 0 6 6 】

【数 8】

$$\Delta Y = -C \left(\cosh \frac{x_V + \Delta X}{C} - \cosh \frac{x_V}{C} \right) \quad \dots \text{式8}$$

【 0 0 6 7 】

【数 9】

$$L_c = C \left(\sinh \frac{x_V + \Delta X}{C} - \sinh \frac{x_V}{C} \right) \quad \dots \text{式9}$$

40

【 0 0 6 8 】

【数 10】

$$C = \frac{H}{w} \quad \dots \text{式10}$$

【 0 0 6 9 】

50

【数 1 1】

$$\theta_c = \tan^{-1}\left(\sinh\frac{x_v}{C}\right) + \frac{\pi}{2} \quad \dots \text{式11}$$

【0 0 7 0】

【数 1 2】

$$\theta_r = \tan^{-1}\left(\sinh\frac{x_v + \Delta X}{C}\right) \quad \dots \text{式12}$$

10

【0 0 7 1】

【数 1 3】

$$T_c = H \csc \theta_c \quad \dots \text{式13}$$

【0 0 7 2】

【数 1 4】

$$T_r = H \sec \theta_r \quad \dots \text{式14}$$

20

【0 0 7 3】

である。

【0 0 7 4】

ここで、距離 x_v はケーブル 2 2 0 の最下点から長さ調整器 2 5 0 までの水平距離を示し、水平分力 H はケーブル 2 2 0 両端の水平分力を示し、質量 w はケーブル 2 2 0 の単位長質量を示し、角度 θ_r は長さ調整器 2 5 0 とケーブル 2 2 0 との角度を示し、張力 T_r は長さ調整器 2 5 0 に作用するケーブル 2 2 0 の張力を示す。

30

【0 0 7 5】

式 8 ~ 式 1 4 に基づいて、外力情報取得装置 2 4 0 は、張力 T_c の情報を取得する。

【0 0 7 6】

外力情報取得装置 2 4 0 は、相対位置 (x 、 y) 及び長さ L_c の情報を取得する。ケーブル 2 2 0 の両端部の相対位置 (x 、 y) は、ヘリコプタ 2 1 0 と長さ調整器 2 5 0 との相対位置に相当しており、ヘリコプタ 2 1 0 の内部に搭載している GPS や気圧計などのセンサにより検出することが可能である。また、ケーブル 2 2 0 の長さ L_c は、長さ調整器 2 5 0 により繰出し量を積算する方法で検出可能である。なお、ケーブル 2 2 0 の両端部の相対位置 (x 、 y) の検出方法は、本実施形態に限定されず、例えば、ヘリコプタ 2 1 0 を外部から撮像して画像処理することにより検出することが可能である。

40

【0 0 7 7】

外力情報取得装置 2 4 0 は、張力算出部 2 4 1 を有する。張力算出部 2 4 1 は、入力された相対位置 (x 、 y) 及び長さ L_c を式 8 及び式 9 に代入して、距離 x_v 及びカテナリー数 C を算出し、ケーブル 2 2 0 のカテナリー曲線の形状を決めることができる。

【0 0 7 8】

さらに、張力算出部 2 4 1 で算出された距離 x_v 及びカテナリー数 C を式 1 1 及び式 1 2 に代入することにより、ケーブル 2 2 0 の両端における張力 T_c の向き及び張力 T_r の向きを算出する。また、張力 T_c の大きさ及び張力 T_r の大きさを算出する。このように、張

50

力算出部 241 は、ヘリコプタ 210 に作用するケーブル 220 の張力 T_c を測定することができる。

【0079】

次に、取得した張力 T_c の情報は、外力情報取得装置 240 から、外力補償部 233 に入力される。外力補償部 233 は、ケーブル 220 の張力 T_c を考慮した上で、ヘリコプタ 210 の目標角度 θ_{FF} を算出する。その後、算出した目標角度 θ_{FF} の情報は、外力補償部 233 から、角度制御部 231 に入力されると共に、位置制御部 232 から入力された情報に加算されることにより、ヘリコプタ 210 の姿勢角度の目標値 θ_{REF} が算出される。さらに、角度制御部 231 は、ヘリコプタ 210 が θ_{REF} で飛行するようにモータ 211 を制御する。その結果、ヘリコプタ 210 は、姿勢角度の目標値 θ_{REF} で飛行すること

10

【0080】

以下、図 3 (c) を参照して、外力補償部 233 が張力 T_c に基づいて目標角度 θ_{FF} を算出する原理について説明する。

【0081】

図 3 (c) は、ヘリコプタ 210 に作用する力を示す模式図である。ヘリコプタ 210 にかかる外力は、ヘリコプタ 210 に加わる重力 mg とケーブル 220 の張力 T_c との合力である。そのため、目標角度 θ_{FF} は、合力の方向と推力の方向が正反対になるように、式 15 に基づいて算出することができる。

【0082】

【数 15】

20

$$\theta_{FF} = \theta_{res} = \tan^{-1} \left(\frac{T_c \sin \theta_c}{|-T_c \cos \theta_c - mg|} \right) \quad \dots \text{式15}$$

【0083】

ここで、角度 θ_{res} は、重力 mg と合力 T (重力 mg と張力 T_c との合力) のベクトルが成す角度を示す。

【0084】

なお、本発明に係る外力補償部 233 は、ケーブル 220 の張力 T_c に起因する水平方向における位置ずれを補正するように、ヘリコプタ 210 の目標角度 θ_{FF} を制御する。ヘリコプタ 210 の目標角度 θ_{FF} の制御は、ヘリコプタ 210 の角度を直接制御するため、ヘリコプタ 210 の位置制御の水平方向の応答速度が向上する。

30

【0085】

< 推力のフィードフォワード補償 >

次に推力のフィードフォワード補償を説明する。推力のフィードフォワード補償によって、推力 F_1 及び推力 F_2 の大きさが補正され、張力により生じる位置ずれが補正される。以下、外力情報取得装置 240 により取得した外力の情報に基づく推力のフィードフォワード補償について説明する。

【0086】

外力補償部 233 は、張力 T_c と重力 mg との合力を補償可能な補償推力 F_{FF} を算出する。制御部 230 は、位置制御部 232 からの出力に補償推力 F_{FF} が加算された上でロータ 212 が出力するように、モータ 211 を制御する。

40

【0087】

図 6 は、フィードフォワード補償の概念図を示す。ヘリコプタ 210 の姿勢角度 θ_h とヘリコプタ 210 の目標角度 θ_{FF} とは一致していないため、推力ベクトル方向における重力 mg と張力 T_c との成分をフィードフォワード補償することにより、張力 T_c と重力 mg とによる影響を低減する。

【0088】

外力補償部 233 は、フィードフォワード補償の推力 F_{FF} を式 16 により算出すること

50

ができる。ここで、係数 K_{FF} は、フィードフォワード係数を示す。

【 0 0 8 9 】

【 数 1 6 】

$$F_{FF} = \frac{1}{2} K_{FF} | \vec{T}_c + m\vec{g} | \cos(\theta_h - \theta_{FF}) \quad \dots \cdot \text{式16}$$

【 0 0 9 0 】

さらに、目標角度 θ_{FF} と補償推力 F_{FF} との両方を補償することができる。係数 K_{FF} を 1 とし、ヘリコプタ 2 1 0 の姿勢角度 θ_h が目標角度 θ_{FF} に一致しているとき、張力 T_c と重力 $m g$ との合力は完全に補償される。その結果、ヘリコプタ 2 1 0 は、張力 T_c による影響を受けず、目標位置に飛行することができる。

10

【 0 0 9 1 】

なお、本実施形態において、外力情報取得装置 2 4 0 は、ケーブル 2 2 0 の長さ L_c 及びヘリコプタ 2 1 0 の相対位置に基づいて、張力 T_c を算出しているが、本発明は、本実施形態に限定されず、例えば、ケーブル 2 2 0 の張力を測定する張力測定部を備える。張力測定部は、ヘリコプタ 2 1 0 とケーブル 2 2 0 との間に設けることにより張力 T_c を測定することができる。この場合、張力測定部は、例えばロードセル又は歪みゲージであり得る。また、ケーブル 2 2 0 とヘリコプタ 2 1 0 とが相対的に回転自由な場合、回転した角度を測定することにより、張力 T_c の角度 θ_c を測定することができる。

20

【 0 0 9 2 】

< 長さ調整器によるケーブルの張力制御 >

長さ調整器 2 5 0 は、ケーブル 2 2 0 を巻き取ったり、繰出したりするために設けられている。長さ調整器 2 5 0 は、ヘリコプタ 2 1 0 の飛行距離に応じて、必要な長さでケーブル 2 2 0 を繰出すことができると共に、ヘリコプタ 2 1 0 に連結していないケーブル 2 2 0 の一端部を固定することができる。図 3 (a) に示すモデルでは、長さ調整器 2 5 0 は、電源 E と同じ位置に設置されている。

【 0 0 9 3 】

以下、長さ調整器 2 5 0 を利用して張力 T_c を間接的に調整する一例を説明する。始めに、制御部 2 3 0 はヘリコプタ 2 1 0 の位置情報を取得する。次に、制御部 2 3 0 は、カテナリーの理論に基づいて、張力算出部 2 4 1 がヘリコプタ 2 1 0 の位置に対し最小張力となる場合のケーブル 2 2 0 の長さ L_{cm} を算出する。さらに、制御部 2 3 0 は、算出されたケーブル 2 2 0 の長さ L_{cm} を繰出すように、長さ調整器 2 5 0 を制御する。その結果、長さ調整器 2 5 0 から繰出すケーブル 2 2 0 の長さを調整することができ、張力 T_c を最小にすることができる。

30

【 0 0 9 4 】

なお、張力算出部 2 4 1 は、最小張力となるケーブル 2 2 0 の長さ L_{cm} を算出する場合、ケーブル 2 2 0 の最下点の高さなどの拘束条件を考慮しても良い。

【 0 0 9 5 】

なお、制御部 2 3 0 は、長さ調整器 2 5 0 とケーブル 2 2 0 とが成す角度 θ_c が 0 度となるように、長さ調整器 2 5 0 を制御しても良い。

40

【 0 0 9 6 】

以上、長さ調整器 2 5 0 によるケーブル 2 2 0 の張力制御を説明した。

【 0 0 9 7 】

以下、図 3 ~ 図 7 を参照して、実施形態 2 におけるヘリコプタ 2 1 0 の制御方法を説明する。図 7 は、ヘリコプタ 2 1 0 の制御方法を示すフローチャートである。ヘリコプタ 2 1 0 の制御方法は、ケーブル 2 2 0 を曳航するヘリコプタ 2 1 0 を制御する制御方法であって、ステップ S 2 1 0 とステップ S 2 2 0 とを実行することにより実現される。

【 0 0 9 8 】

まず、ステップ S 2 1 0 において、外力情報取得装置 2 4 0 は、ヘリコプタ 2 1 0 に作

50

用するケーブル 220 の張力 T_c を取得する。

【0099】

ステップ S210 は、ステップ S211 及びステップ S212 により実行される。ステップ S211 において、外力情報取得装置 240 は、ケーブル 220 の両端部の相対位置 (x , y) の情報を取得する。さらに、ステップ S212 において、外力情報取得装置 240 は、取得したケーブル 200 の両端部の相対位置 (x , y) 及びケーブル 220 の長さ L_c に基づいて、張力 T_c の大きさ及び方向を算出する。

【0100】

次に、ステップ S220 において、制御部 230 は、ケーブル 220 の張力 T_c に基づいて、ヘリコプタ 210 の位置を制御する (ヘリコプタ 210 を目標位置に移動させる)。

10

【0101】

ステップ S220 は、ステップ S221 及びステップ S222 のうちの少なくとも一方と、ステップ S223 とにより実行される。ステップ S221 において、外力補償部 233 は、取得した張力 T_c に基づいて、目標角度 θ_{FF} を算出する。ステップ S222 において、外力補償部 233 は、取得した張力 T_c に基づいて、フィードフォワード補償推力 F_{FF} を算出する。さらに、ステップ S223 において、算出した目標角度 θ_{FF} 及び算出したフィードフォワード補償推力 F_{FF} のうち少なくとも一方に基づいて、ヘリコプタ 210 を目標位置に移動させる。

【0102】

20

以上、図 3 ~ 図 7 を参照して、本発明の実施形態 2 を説明した。実施形態 2 において制御装置 260 は制御部 230 と外力情報取得装置 240 とを含むが、制御装置 260 は、制御部 230 と外力情報取得装置 240 とのうち制御部 230 のみを含み得る。制御部 230 と外力情報取得装置 240 とは、別々の装置として機能し得る。

【0103】

[実施例]

以下、図 8 から図 12 を参照して、本発明の実施例を説明する。本実施例に係るヘリコプタ 210 の飛行制御においては、姿勢角度制御を内側ループとし、水平方向の位置制御の操作量が姿勢角度制御の目標値となる外側ループを構成する。位置制御と姿勢角度制御とは、それぞれ PID 制御とする。第 1 ロータ 212 a 及び第 2 ロータ 212 b への制御入力信号の算出方法を次に示す。

30

【0104】

【数 17】

$$u_1 = G_y(y_{ref} - y) + G_\theta(G_x(x_{ref} - x) - \theta_h) \dots \text{式17}$$

【0105】

【数 18】

$$u_2 = G_y(y_{ref} - y) - G_\theta(G_x(x_{ref} - x) - \theta_h) \dots \text{式18}$$

40

【0106】

【数 19】

$$\theta_{ref} = G_x(x_{ref} - x) \dots \text{式19}$$

【0107】

【数 2 0】

$$u_y = G_y(y_{ref} - y) \quad \dots \text{式20}$$

【0 1 0 8】

【数 2 1】

$$u_\theta = G_\theta(\theta_{ref} - \theta_h) = G_\theta(G_x(x_{ref} - x) - \theta_h) \quad \dots \text{式21}$$

10

【0 1 0 9】

【数 2 2】

$$u_1 = u_y + u_\theta \quad \dots \text{式22}$$

【0 1 1 0】

【数 2 3】

20

$$u_2 = u_y - u_\theta \quad \dots \text{式23}$$

【0 1 1 1】

ここで、位置 x_{ref} 及び位置 y_{ref} はヘリコプタ 2 1 0 の位置の目標値を示し、角度 θ_{ref} はヘリコプタ 2 1 0 の姿勢角度の目標値を示す。関数 G_x 、関数 G_y 、関数 G_θ は P I D 制御関数を示し、操作量 x_{ref} は水平方向の誤差に基づく姿勢角度への操作量を示す。更に信号 u_y は垂直方向の制御入力信号を示し、信号 u_θ は、姿勢角度の制御信号を示し、信号 u_1 及び信号 u_2 は、第 1 ロータ 2 1 2 a 及び第 2 ロータ 2 1 2 b への制御入力信号を示す。

30

【0 1 1 2】

本発明の実施例は、式 1 から式 1 4 に基づいて、ヘリコプタ 2 1 0 とケーブル 2 2 0 の物理モデル及び飛行制御モデルを M A T L A B - S i m u l i n k 上に作成することにより行われた。本発明の実施例を確立するために、最初に同定実験を行った。

【0 1 1 3】

< 同定実験 >

本モデルにおいて、ロータ 2 1 2 の推力は、推力指令値から、むだ時間 + 1 次遅れで遅れるものと仮定し、以下のモデルを用いた。

40

【0 1 1 4】

【数 2 4】

$$F_{1,2} = \frac{K}{1 + T_S s} e^{-Ls} u_{1,2} \quad \dots \text{式24}$$

【0 1 1 5】

50

ここで、係数 K は比例ゲインを示し、定数 T は時定数を示し、時間 L はむだ時間を示す。

【0116】

また、その係数は 12 A モータと 9×5 の 3 ブレードプロペラの組み合わせによる同定実験によって求めた以下の表 1 の値を用いた。

【0117】

【表 1】

	数値
K	15
$T(s)$	0.1
$L(s)$	0.1

10

【0118】

表 2 は、シミュレーションモデルの詳細を示す。

【0119】

【表 2】

	パラメータ	数値
ヘリコプタの重量(kg)	m	0.5
慣性モーメント(kgm^2)	I	0.0104
ケーブルの単位長質量(kg/m)	w	0.055
ケーブルの長さ(m)	L_c	10
機体の重心からロータまでの距離(m)	r	1

20

【0120】

表 3 は、式 17 及び式 18 に基づく PID 制御の各制御ゲインを示す。

【0121】

【表 3】

	x	y	θ_h
K_p	3.8×10^{-1}	3.8×10^{-1}	7.5×10^{-2}
K_i	5.3×10^{-2}	2.3×10^{-1}	1.5×10^{-4}
K_d	3.0×10^{-1}	1.5	6.8×10^{-2}

30

【0122】

図 8 は、ヘリコプタ 210 の移動の一例の模式図である。ヘリコプタ 210 の目標位置は、壁面検査時の移動を想定して徐々に移動するように設定された。位置 $(-5 \text{ m}, 5 \text{ m})$ から位置 $(-7 \text{ m}, 5 \text{ m})$ まで、開始点及び終点での速度と加速度とを 0 とする 5 次多項式に沿って 30 秒間かけて移動させた。ケーブル 220 の長さ L_c は一定とした。

40

【0123】

位置 $(-5 \text{ m}, 5 \text{ m})$ から位置 $(-7 \text{ m}, 5 \text{ m})$ まで直線で移動した場合の張力 T_c の変化を式 8 から式 14 に基づいて求めた。図 9 は、張力 T_c の変化を示す模式図である。横軸はヘリコプタ 210 の x 位置を示し、縦軸は張力 T_c の大きさを示す。図 9 から、ヘリコプタ 210 が右から左に移動し、長さ調整器 250 から離れるに従って、張力 T_c が増加することを理解できる。

【0124】

50

本実施例では、(1)従来制御、(2) $K_{FF} = 0$ として目標角度補正を行った目標角度補正制御、(3)推力フィードフォワード補償制御、及び(4)目標角度補正と推力フィードフォワード補償との制御を行った。各制御の結果を以下に示す。

【0125】

<目標角度補正制御>

図10は、目標角度補正制御のみを行った結果(各変数の時刻歴応答)を示す。図10(a)及び図10(b)において、横軸は時間を示し、縦軸は、それぞれ、ヘリコプタ210の水平方向の位置誤差(位置ずれ)、鉛直方向の位置誤差(位置ずれ)を示す。また、図10において、実線は目標角度補正のみの制御の結果を示し、破線は従来制御の結果を示す。

10

【0126】

図10(a)において、目標角度補正制御は、ケーブル220の張力と釣り合うためのヘリコプタ210の姿勢角度が直接求められるため、従来制御と比較して目標位置が移動した時の水平方向の応答速度が向上した。図10(b)において、目標角度補正制御は、従来制御と比較して鉛直方向の応答はそれ程変わっていない。

【0127】

図10に示された結果から理解できるように、目標角度補正制御のみでヘリコプタ210を制御する場合、従来制御と比較して、特に水平方向において応答速度が向上した。

【0128】

<推力フィードフォワード補償制御>

図11は、推力フィードフォワード補償制御のみを行った結果(各変数の時刻歴応答)を示す。図11において、実線は推力フィードフォワード補償のみ制御の結果を示し、破線は従来制御の結果を示す。

20

【0129】

図11(a)は、水平方向における時刻歴応答を示す。図11(a)において、横軸は時間を示し、縦軸は水平方向における位置を示す。推力フィードフォワード補償制御を行っても、従来制御と比較して水平方向の応答はそれ程変わっていない。

【0130】

図11(b)は、鉛直方向における時刻歴応答を示す。図11(b)において、横軸は時間を示し、縦軸は鉛直方向における位置誤差(位置ずれ)を示す。推力フィードフォワード補償制御のみを行った場合、従来制御と比較して、鉛直方向における目標値に対する誤差が低減された。

30

【0131】

<目標角度補正と推力フィードフォワード補償との制御>

図12は、目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行った結果(各変数の時刻歴応答)を示す。図12において、実線は目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行った結果を示し、破線は従来制御の結果を示す。

【0132】

図12(a)及び図12(b)は、ヘリコプタ210の各変数の時刻歴の応答状況を示しており、横軸は時間を示す。

40

【0133】

図12(a)は、水平方向における時刻歴の応答状況を示し、縦軸はヘリコプタ210の水平方向の位置誤差(位置ずれ)を示す。目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行う場合、従来制御と比較して、目標位置が移動した時の水平方向の応答速度が向上した。従来制御の場合における水平方向の誤差の最大値は0.385mであるのに対して、目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行う場合における誤差の最大値は0.013mであった。すなわち、目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御によれば、軌跡の誤差の最大値を約30分の1に低減することができた。

【0134】

50

図 1 2 (b) は、鉛直方向における時刻歴応答を示す。図 1 2 (b) において、横軸は時間を示し、縦軸はヘリコプタ 2 1 0 の鉛直方向の位置誤差 (位置ずれ) を示す。目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行う場合、従来制御と比較して、鉛直方向における目標値に対する誤差が低減された。従来制御の場合における垂直方向の誤差の最大値は 0 . 0 6 4 m であるのに対して、目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行う場合における誤差の最大値は 0 . 0 0 1 3 m であった。すなわち、目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御によれば、軌跡の誤差の最大値を約 5 0 分の 1 に低減することができた。

【 0 1 3 5 】

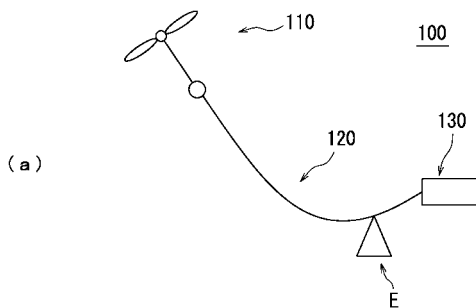
図 1 2 に示された結果から理解できるように、目標角度補正制御及び推力フィードフォワード補償制御の両方を行った場合、従来制御に対して、飛行経路の精確性と、水平方向及び鉛直方向における時刻歴の応答速度はいずれも向上した。

【 産業上の利用可能性 】

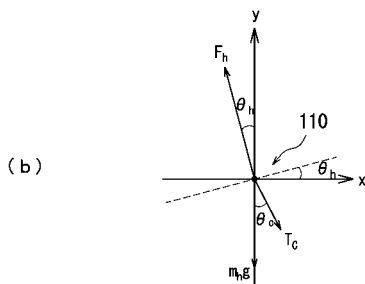
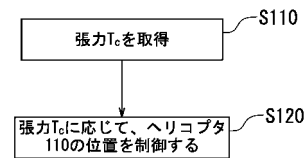
【 0 1 3 6 】

本発明は、飛行体及び飛行体の制御に適用することができる。

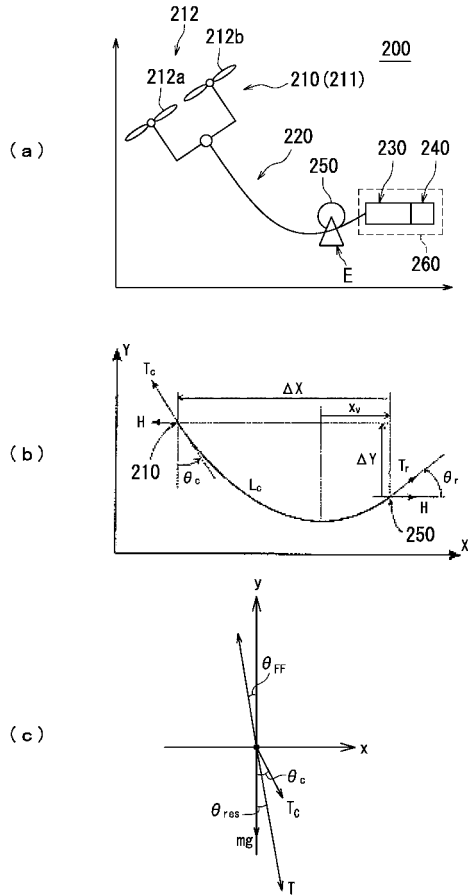
【 図 1 】



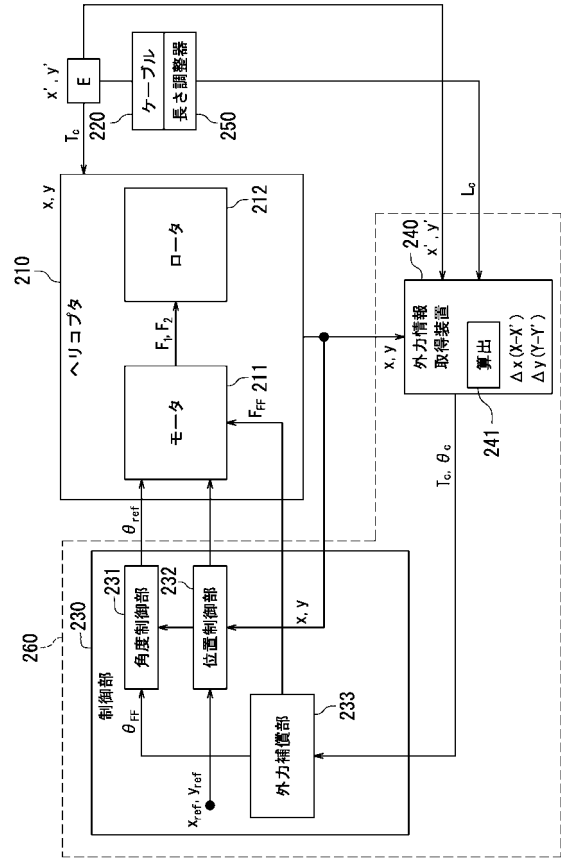
【 図 2 】



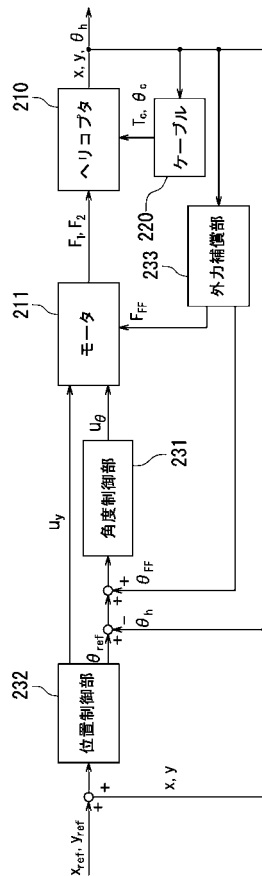
【図3】



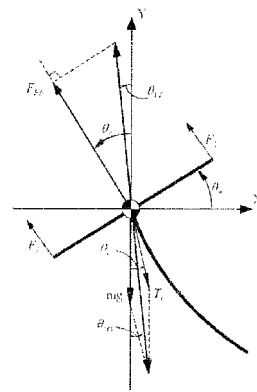
【図4】



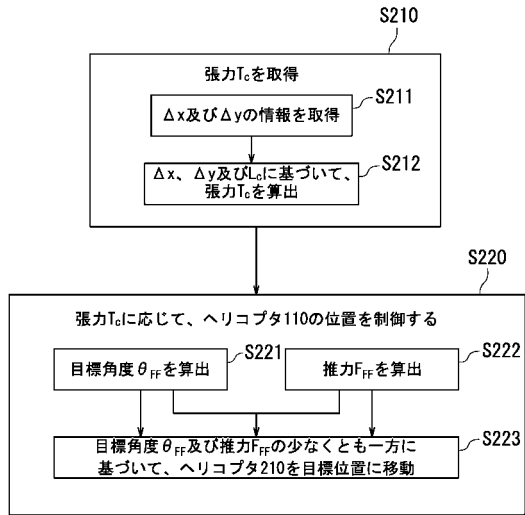
【図5】



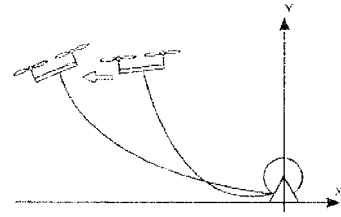
【図6】



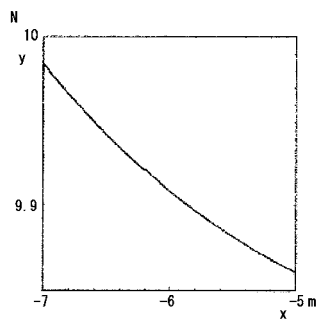
【 図 7 】



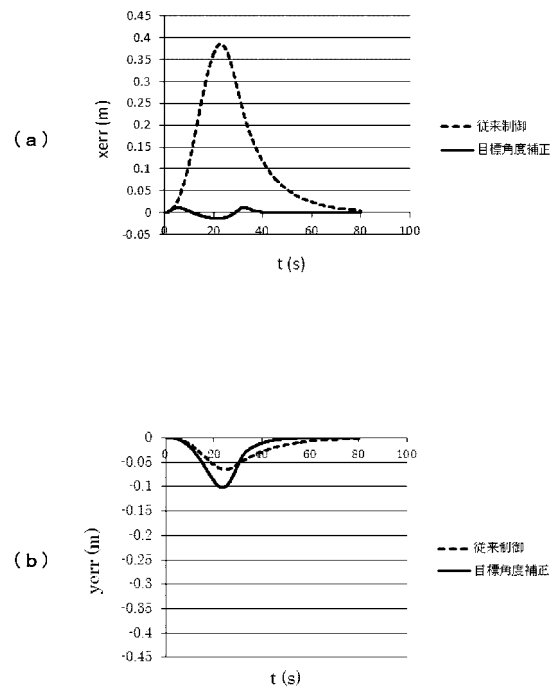
【 図 8 】



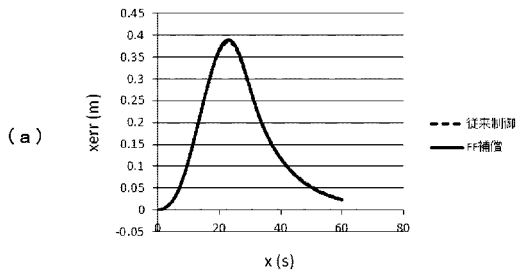
【 図 9 】



【 図 10 】



【 図 1 1 】



【 図 1 2 】

