一モータ駆動同軸二重反転機構を用いた Trirotor 型
ヘリコプタによるホバリング*滝田 好宏^{*1}, 大川 真弥^{*2}, 伊達 央^{*1}Hovering of coaxial Trirotor helicopter constructed
with coaxial mechanism driven by a motorYoshihiro TAKITA ^{*1}, Shinya OHKAWA and Hisashi DATE^{*1} National Defense Academy, Dept. of Computer Science
Hashirimizu 1-10-20, Yokosuka, Kanagawa, 239-8686 Japan

Received 3 November 2013

Abstract

This paper proposes a coaxial trirotor helicopter constructed with coaxial mechanism driven by one motor. There two types of trirotor unmanned aerial vehicles (UAVs) are existed. One is the single trirotor which has three motors for rotors and one servo motor for tilt angle. The other is the coaxial trirotor which has two rotors on each axis and six motors requires in total. In order to reduce the number of motor this paper discusses a coaxial mechanism which is driven by one motor. This mechanism is possible to suppress the reaction torques of each rotor. But, the counter torque of motor rotor in the direction to the rotor axis is remaining. For the control of yaw rotational angle and suppressing the reaming torque, one of the three axes has a servo motor for tilt angle rotation, as well as single trirotor type. In order to estimate the 3D orientation of trirotor, the integration of gyro sensors is mixed with inclinometers or magnetic campus to suppress the drifting by noise and vibration which is coming from the mechanical system. This paper is developed a trirotor type UAV with three motors and a servo motor. Experimental results show the advantage of proposed mechanism and control system.

Key Words : UAV, Trirotor, One motor, Coaxial, Hovering

1. はじめに

小型軽量で垂直離着陸性能を有するマルチプロペラ型UAV (Unmanned Aerial Vehicle) (中村他, 2000, 羽沢他, 2006, 鈴木他, 2002, Castillo, et al., 2005, Hoffmann, et al., 2007, Bristeau, et al., 2009, Courbon, et al., 2009, Puls et al, 2009)の研究が盛んに行われている. 背景としてアウトロータ型ブラシレスモータの小型大出力化と制御装置の小型高性能化がある. ヘリコプタのプロペラが回転することによって発生する抗力は回転軸に大きな反トルクを発生し, 回転数や迎え角の変動により大きさが変化することになり, これを抑えた機体の安定にエネルギーを消費する. マルチロータ型ヘリコプタではブレードの旋回による反トルクを, 互いに反対方向に回転するように組み合わせることで打ち消し, 市販されている. しかし, 購入した場合でも, 目的とする用途に合わせるためのプログラム変更が難しいことなど, 不都合なことが多い. また, 小型UAVの姿勢制御に用いるセンサはMEMS (Micro Electro Mechanical Systems) センサにほぼ限られ, 機体振動や温度ドリフト等が制御安定性に大きく影響することが知られており, 安定したホバリングにはこのような問題を解決する必要がある.

Trirotor型UAV (Salazar-Crus, et al., 2009, Rys, et al., 2011) は機体の三箇所に浮上モータを配置したもので, プロペラの駆動方法でシングルと二重反転方式があり市販されている. この型式は前部左右のプロペラでロール角, 前後部でピッチ角をそれぞれ制御することにより浮上が可能であるため, モータ制御入力 of の組み合わせが

* 論文 No.13-00796 [DOI: 10.1299/transjsme.2014trans0072]

^{*1} 正員, 防衛大学校情報工学科 (〒239-8686 神奈川県横須賀市走水 1-10-20)^{*2} 正員, 防衛大学校理工学研究科

E-mail: takita@nda.ac.jp

Quadrotor型より少ないのが特徴である。シングル方式の難しさは、後部プロペラの反トルクを抑えると同時にヨー角を制御するために、制御帯域が低いRC (Remote Control) サーボモータで後部プロペラのチルト角を変化させることにある。姿勢安定の確保は機体運動の固有周期を長くして、サーボモータの応答速度内にすることである。一方、二重反転方式は対のモータ軸のプロペラを互いに反転させて、反トルクの相殺と回転差を用いたヨーモーメントの発生により安定した姿勢制御を可能にしているが、六個の浮上用モータを必要とする。そこで、二重反転による安定性を保ちつつ、浮上用モータの数を減らすことができればシステム単価を抑制することが可能となる。

本研究では、一つのモータで二重反転ロータが駆動できるユニットを考案して機体の三箇所に配置したTrirotor型UAVを提案する。一モータ二重反転機構は三個のマイタ歯車を組み合わせたもので、モータの回転によりそれぞれ反対に回転し、軸が直交することから駆動ユニットとして都合の良い形となっている。本ユニットによりプロペラの反トルクが相殺できるとすると、プロペラ軸に直交するモータ回転子の反トルクが残ることになる。そこで、前部左右二箇所に配置したユニットのモータは互いに反対回転すると、後部に配置したユニットのモータ回転子の反トルクのみを考慮すればよいことになる。モータ回転子の反力トルクは加速減速時に引き起こされるもので比較的小さく、ロール軸周りの制御により抑制が可能と考えられる。このままではヨーモーメントが得られないので、シングル方式と同様に後部のユニットをチルトさせることによりヨー軸回りの制御を可能にする。チルト角の制御はヨー角制御のみであり制御帯域が低いため、小型軽量のRCサーボモータを用いることにした。このような考え方に基づいて、一モータ二重反転式のTrirotor型UAVを試作している。また、本UAVの制御装置は、今後の実用化に向けた機能の拡充を可能とするため、FPU (Floating Point Unit) を内蔵したRX621CPUを用い、浮上制御に必要なMEMSジャイロ、磁気コンパス、傾斜センサを実装した小型軽量の制御基板を開発して用いている。本論文では提案するTrirotor型ヘリコプタの最初の段階として、ホバリング実現のために、傾斜センサとジャイロを組み合わせたドリフトしにくい姿勢角信号処理を組み込んだ制御プログラムを作成して、浮上実験を行い、提案するTrirotor型UAVの有効性を示す。

2. UAVの構造

2・1 UAVの仕様と形式

本研究で開発するUAVは撮影機材を搭載することにより、災害地域の観察、定期的な観測による状況把握を目的とするため、一回の飛行で10分程度の滞空時間を目標としている。UAVの制御パラメータは電池の電圧変化、搭載機材の重量に応じた調整が必要である。新開発の機体は、室内での飛行実験を可能にすれば調整の時間を短縮が可能となる。そのために、プロペラのガードを最初から設計して、機体に搭載することで、安全を確保して調整の効率を上げることにする。このような考えに基づいて、基本的な機体の設計を行っている。

小型UAVの形式として様々な性能を持った機体が提案され、市販されている。ヘリコプタで最も重要な点は、プロペラの回転によって発生する揚力と抗力を制御して安定したホバリングや飛行を可能にするかにある。まず、一ロータ型では反トルクを可動ベーンによるプロペラ後流の方向変化で反力を抑える方法や、後部に別のプロペラを付加してメインロータの反力を打ち消す方法が最も一般的な方法となっている。二ロータ型は、タンデム型と呼ばれ、前後または左右にプロペラを配置し、反トルクは打ち消せるが、UAVに用いる場合には姿勢安定の確保が難しい形式である。三プロペラ型はTrirotor型と呼ばれ、三箇所に配置したプロペラにより固定翼に近い運動が得られるが、後部のプロペラ推力の方向を変化することにより、ヨー軸周りの制御を行うことができる。Quadrotor型は対のモータがそれぞれ反対方向に回転することで反トルクを抑え、互いの速度差を発生することによってヨー軸周りの制御を行うことができる。

これらの形式に一軸に二つのプロペラを反対に回転する二重反転機構を用いると、反力は同軸で相殺できるので、様々な形式が試みられている。例えば、Trirotor型では同軸に二モータを配置し、回転差を用いてヨー軸周りの制御を可能にしたものが市販されている。また、Quadrotor型に二モータの反転プロペラを用いて安定性を向上させた例がある。

図1にTrirotor型ヘリコプタの飛行原理を示す。図1の(a)はシングルプロペラ型、(b)は二モータ二重反転プロペラ型、図2は今回提案する一モータ二重反転型となっている。

(a) single rotor

(b) dual motor coaxial rotors

Fig. 1 Dynamical force and torque generating by motors mounted on trirotor UAVs

Fig. 2 Dynamical model of Trirotor UAV using proposed mechanism

Fig. 3 One motor coaxial rotors mechanism

2・2 一モータ二重反転機構

図3に一モータ二重反転機構の概要を示す。マイタ歯車を組み合わせることにより、モータ軸が回転すると、歯車は互いに反対方向の回転が得られる。この軸にプロペラを装着して回転するとほぼプロペラの反トルクは抑えられるものと期待できるが、モータ回転子の反トルクをどのように処理するかが問題となる。本研究で試作したUAVでは、図2に示すように、試作したユニットを機体の三カ所に120度の放射状に配置している。前部の左右二箇所に配置したユニットは機体に固定し、後部のユニットはRCサーボモータによりロール軸周りに角度制御されるように設置している。

2・3 提案機構を有する Trirotor 型 UAV の特性

図2において、 f_i はプロペラの推力、 τ_i はモータ回転子の反力トルクとする。ここで、 i は *right*, *left*, *rear* とする。また、 m は機体重心の質量、 g は重力加速度、 δ はチルト角、 l_{yr} , l_{yl} , l_{xr} , l_{xl} は重心からxおよびy方向のプロペラ回転軸までの距離とする。各ユニットで発生する推力 f_i は

$$f_i = k_f \omega_i \quad (1)$$

と仮定する。ここで、 ω_i はモータ角速度、 k_f はプロペラに依存する定数とする。 τ_i は

$$\tau_i = I_m \dot{\omega}_i \quad (2)$$

ここで、 I_m はモータ回転子の慣性モーメントとする。

ホバリングにおける高度制御では重力と釣り合い、高度の維持に次の関係が得られる。

$$mg = f_{right} + f_{left} + f_{rear} \cos \delta \quad (3)$$

$$m\ddot{z} = 0 \quad (4)$$

ここで、 $\ddot{z}$ は z 方向の加速度とする。

また、ロール角 ϕ 、ピッチ角 θ 、ヨー角 φ の運動は次のように得られる。

$$I_x \ddot{\phi} = l_{yr} f_{left} - l_{yl} f_{right} - \tau_{rear} \quad (5)$$

$$I_y \ddot{\theta} = l_{xf} (f_{right} + f_{left}) - l_{xr} f_{rear} \cos \delta - \tau_{right} + \tau_{left} \quad (6)$$

$$I_z \ddot{\varphi} = -l_{xl} f_{rear} \sin \delta \quad (7)$$

ここで、 I_x 、 I_y 、 I_z は各慣性主軸の慣性モーメントとする。

式 (6) において、左右のモータが互いに反対に回転して、 τ_{right} と τ_{left} が相殺されるものとする。一方、式 (5) の τ_{rear} は残り、ロール軸周りの制御で抑えることになる。式 (7) から、ヨー軸回りのモーメントはチルト角 δ により発生し、制御可能である。ホバリング時の制御目標は、式 (4) から式 (7) をゼロにすることである。本研究では、姿勢角推定に基づいた姿勢制御システムを構築して実験的に浮上させることにする。

3. 実験装置と実験結果

3・1 Trirotor 型 UAV

図4に本研究で試作した一モータ二重反転機構を持った Trirotor 型 UAV の外観を示す。プロペラ回転軸は一辺 0.4m の正三角形に配置した。10 インチプロペラを駆動するブラシレスモータの軸は 120 度の放射状に設置されている。後部のチルト角の制御に小型サーボモータを用い、出力軸を直接反転ユニットに接続している。本 UAV において DC ブラシレスモータは GUEC GM-412S (GAUI 製)、スピードコントローラは 500X-18A (GAUI 製) およびサーボモータは ES-375 (JR Servo 製) を用いた。Lipo 電池 11.1V 2100mAh を搭載し、全体の質量は 0.918kg であった。

3・2 制御システムの構成

図5に本 UAV に搭載した制御システムの構成を示す。ここでは、CPU に単精度浮動小数点演算装置を内蔵した RX621 (ルネサスエレクトロニクス製) を搭載した。制御基板には二軸傾斜角センサ SCA100T (VTI Technology 製)、三軸ジャイロ L3G4200D (ST micro 製)、三軸磁気コンパス HMC5883L (Honeywell 製) を実装している。また、飛行高度は 0.8m レンジと 5m レンジの PSD 距離センサを用いて計測した。本 UAV を浮上させるコマンドは主にスロットルで、六チャンネル無線受信機の信号を解析して用いている。制御プログラムの開発において便利なインターフェースとして、有機 EL パネル、SD カード、LED、DIP スイッチ等を基板に実装している。

3・3 制御プログラム

図6に本研究で用いた Trirotor 型 UAV の制御システムの構成を示す。この図において、Throttle は式 (3) に基づいて推力を発生するモータコントローラの目標値で、無線送信機からの指令値を受信して、ホバリング時のスラスト力が決定される。高度制御は、目標高度になるように PSD センサの信号を用いてスロットルの PD 制御系を構成している。

著者らのこれまでの Quadrotor の研究において、UAV の姿勢角検出のために、ジャイロの積分を安定化するには、モータとプロペラの回転による機体の振動をセンサに入力させないことが重要であることを学んだ。しかし、本研究で用いたジャイロの信号を積分するとドリフトする問題があることが分かった。そこで、図に示すように、低周波数領域に重力を用いた姿勢角センサの値と、高い周波数領域にジャイロの積分の組み合わせによる方法 (新里, 田中, 2007) を採用する。ここでは、ローパスとハイパスフィルタのクロスオーバー周波数を 2.5Hz に設定した。ヨー角の検出には磁気コンパスを低周波領域の信号として用いている。このようにして得られたロール、ピ

ッチ, ヨー角と三軸ジャイロの信号により, 式 (5) から式 (7) の値をゼロにするための PD 制御系を構成して姿勢角制御プログラムを作成した.

Fig. 4 Developed trirotor equipped with one motor coaxial mechanism and 10-inch propellers

Fig. 5 Construction of control system using RX621 CPU

Fig. 6 Block diagram of hovering control system designed for developed trirotor

なお、制御周波数は 200Hz で、ブラシレスモータコントローラとサーボモータの制御周波数は 100Hz に設定してホバリングの実験を行った。

3・4 ホバリング実験

本実験において、飛行状態は三次元モーションキャプチャ ProReflex (Qualysis 製) を使用して、200Hz のサンプリング周波数で計測を行い、QTM (Qualisys Track Manager) の剛体検出機能を用いて運動軌跡を求めている。制御装置内部のデータは無線シリアルポートを介して、地上の PC で受信可能になっている。

図 7 に地上から浮上し、ホバリングした状態での機体重心の飛行軌跡を示す。図において start point から浮上を開始して、90 度左旋回して高度 0.7m でホバリングするように目標値が設定されている。なお、浮上位置を保つためのフィードバック制御を行っていないために、空中を漂うような軌跡になっている。図 8 には QTM で求めた各姿勢角のデータを示す。この実験では、浮上開始後 90 度旋回する指令を与えているため、ほぼ目標のヨー

角に到達していることが分かる。また、浮上後ロール、ピッチ角が減衰しながら0度に収束しようとしていることが分かる。

図9には別の実験結果として、静止状態からスロットルを上げてモータを回転し、その後ホバリングに移行する場合のセンサデータの変化を示している。図において、3.2秒からモータ回転開始し、5.2秒からホバリング状態となることを示している。図9 (a) はジャイロ、(b) は傾斜角センサ、(c) は高度計で0.55m 以上は計測していない、(d) は制御プログラムの姿勢角推定によって得られた三軸の姿勢角となっている。これらの図から、

Fig. 7 Measured trajectory of experiment. Developed trirotor is leaving from the start point and hovering for a while. The control system keeps its posture and height without position control over the desired point.

Fig. 8 Measured roll, pitch and yaw angle using 3D measurement system when the trirotor is hovering shown in Fig. 7.

(a) gyro scope data

(b) inclinometer data

(c) measured height of UAV

(d) estimated orientation

Fig. 9 Measured data and estimated orientation by the controller. Motor rotation is started at 3.3s. Trirotor is leaving from the ground at 5.2s and hovering. The posture estimation method is working well.

モータの回転が開始すると、特に (b) の姿勢角に高周波ノイズが大きくなるが、(d) を見ると信号処理がされてノイズが抑えられて、ほぼ適切な姿勢角が得られていることが分かる。

4. おわりに

本研究では、駆動モータが最少で安定したホバリングを実現する UAV 開発のために、Trirotor 型に注目して、一モータ二重反転機構を考案して機体を試作した。本機体に制御装置と各種センサを搭載することにより、ホバリングを実現して、次の知見を得た。

- (1) 提案する機構でプロペラの反力トルクはほぼ相殺可能である。
- (2) 機体前部左右のモータをそれぞれ反対に回転させることで、モータ回転子の反力がほぼ相殺されるが、後部のモータ回転子の反力が残る。この反力はロール角制御によって抑制が可能である。
- (3) ヨー軸回り運動は、後部プロペラ軸をロール軸回りにチルトさせることで、ヨーモーメントを発生して制御することが可能である。
- (4) 傾斜角センサの低周波成分とジャイロの積分値の高周波成分を組み合わせて、ドリフトしにくいロール角とピッチ角の推定値が得られることを示した。また、ヨー角は磁気コンパスの方位角を低周波成分に用いて、同様の結果が得られた。

今後の課題は、本機体の運動モデルの導出に基づいた制御系の設計による姿勢制御特性の改善および高度な飛行制御技術の取得がある。

文 献

- Bristeau, P., Martin, P., Salaun, E. and Petit, N., The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV, Proceedings of the European Control Conference 2009, Budapest(2009), pp. 683-688.
- Castillo, P., Lozano, R. and Dzul, A., Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors, IEEE Control Systems Magazine (2005), pp. 45-55.
- Courbon, J., Mezouar, Y., Guenard, N. and Martinet, P., Visual navigation of a quadrotor aerial vehicle, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, St. Louis(2009), pp. 5315-5320.
- Hoffmann, M. G., Huang, H., Waslander, L. S. and Tomlin, J. C., Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, South Carolina(2007), AIAA 2007-6461.
- 羽沢健作, 辛振玉, 藤原大悟, 五十嵐一弘, Dilshan FERNANDO, 野波健蔵, 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), pp. 720-727.
- 中村心哉, 片岡顕二, 菅野道夫, アクティブビジョンと GPS を用いた無人ヘリコプタの自動着陸に関する研究, 日本ロボット学会誌, Vol. 18, No. 2 (2000), pp. 252-260.
- 新里浩司, 田中智大, 移動補助具の安定性を評価する機器の開発, 埼玉県産業技術総合センター研究報告, Vol. 5 (2007), pp.24-28.
- Puls, T., Kemper, M., Kuke, R. and Hein, A., GPS-based position control and waypoint navigation system for quadcopters, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, St. Louis(2009), pp. 3374-3379.
- Rys, A., Czyba, R. and Szafranski, G., Practical aspects of trirotor MAV development, Proceedings of the International Micro Air Vehicles Conference 2011 Summer Edition(2011), pp. 64-69.
- Salazar-Crus, S., Lozano, R. and Escareno, J., Stabilization and nonlinear control for novel trirotor mini-aircraft, Control Engineer Practice, Vol. 17(2009), pp. 886-894.
- 鈴木智, 任之家, 堀田良和, 野波健蔵, 木村學, 坂東俊夫, 平田大輔, 古屋光啓, 安田憲太, ティルト翼機構を有する 4 発ロータ QTW-UAV の姿勢制御, 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 73, No. 731 (2007), pp. 2012-2019.

References

- Bristeau, P., Martin, P., Salaun, E. and Petit, N., The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV, Proceedings of the European Control Conference 2009, Budapest(2009), pp. 683-688.

- Castillo, P., Lozano, R. and Dzul, A., Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors, IEEE Control Systems Magazine (2005), pp. 45-55.
- Courbon, J., Mezouar, Y., Guenard, N. and Martinet, P., Visual navigation of a quadrotor aerial vehicle, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, St. Louis(2009), pp. 5315-5320.
- Hoffmann, M. G., Huang, H., Waslander, L. S. and Tomlin, J. C., Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, South Carolina(2007), AIAA 2007-6461.
- Hazawa, K., Shin, J., Fujiwara, D., Igarashi, K., Fernando, D. and Nonami K., Autonomous flight control of hobby-class small unmanned helicopter - Trajectory following control by using preview control considering heading direction -, Transactions of Robotics Society of Japan, Vol.24, No.3 (2006), pp.370-377(in Japanese).
- Nakamura, S., Kataoka, K. and Sugeno, M., A study on autonomous landing of an unmanned helicopter using active vision and GPS, Transactions of Robotics Society of Japan, Vol.18, No.2 (2000), pp.94-102(in Japanese).
- Niisato, K. and Tanaka, T., Development of equipment that evaluates stability of movement assistance tools, Technical Report of Saitama Industrial Technology Center, Vol.5 (2007), pp.24-28(in Japanese).
- Puls, T., Kemper, M., Kuke, R. and Hein, A., GPS-based position control and waypoint navigation system for quadcopters, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, St. Louis(2009), pp. 3374-3379.
- Rys, A., Czyba, R. and Szafranski, G., Practical aspects of trirotor MAV development, Proceedings of the International Micro Air Vehicles Conference 2011 Summer Edition(2011), pp. 64-69.
- Salazar-Crus, S., Lozano, R. and Escareno, J., Stabilization and nonlinear control for novel trirotor mini-aircraft, Control Engineer Practice, Vol. 17(2009), pp. 886-894.
- Suzuki, S., Zhujuan, R., Horita, Y., Nonami, K., Kimura, G., Gando, T., Hirabayashi, D., Furuya, M. and Yoshida, K., Attitude control of quad rotors QTW-UAV with tilt wing mechanism(Mechanical systems), Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series C, Vol. 73, No.731(2002), pp. 2012-2019(in Japanese).