

卒業論文要旨

4 発ティルトウィング機のフライトコントローラ的设计

Flight Controller Design for Quad rotor Tilt Wing

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1210130 丹羽 拓巳

1. 緒言

垂直離着陸機 (Vertical Take Off and Landing : VTOL) は垂直離着陸が可能で滑走路を必要としない回転翼機の特徴と、高速・長時間な航行が可能な固定翼機の特徴を併せ持った航空機の形態であり、災害現場や不整地などでの運用が期待されている。

4 発ティルトウィング機 (Quad rotor Tilt Wing : QTW) は垂直離着陸機の一つである。4 つの翼の機軸に対する角度を変える (=ティルトする) ことが特徴で、離陸時には翼を地面に対して 90° にすることでマルチコプターのように垂直離陸を行い、徐々に翼を水平に近づけていく遷移飛行を経て固定翼機のように水平飛行を行う。着陸時には逆のプロセスを経てホバリングしながら垂直に着陸する。しかしながら、遷移飛行中は不安定な状態になりやすく、実現には適切な制御が必要⁽¹⁾である。

QTW 無人機 (QTW-UAV) 実機での飛行試験を実施するためにはアクチュエータの制御を行うフライトコントローラが必要である。推力を細かく制御するホバリングの必要性や、ティルトという特殊な機構を持つ都合上、プロポからの直接制御や、既製品のマルチコプター用フライトコントローラの利用は困難であることから、自作でのフライトコントローラ的设计と製作、動作検証実験を行う。

2. フライトコントローラ的设计

2.1. システム概要

QTW のフライトコントローラに求められる機能は大きく



Fig.1 aircraft appearance

分けて3つである。機体の外観図を図1に示す。1つ目が、機体の状態推定のためのセンサの読み出し及び姿勢推定といった変換処理⁽²⁾、2つ目が、1つ目の機能で推定した状態をフィードバックして各アクチュエータへの入力値を生成し、制御を行うこと、3つ目が、2つ目の機能で生成した入力値により、前と後ろで独立した2つのティルト機構・4枚の翼のフラッペロン・尾翼のラダー制御用のサーボモータ計7個

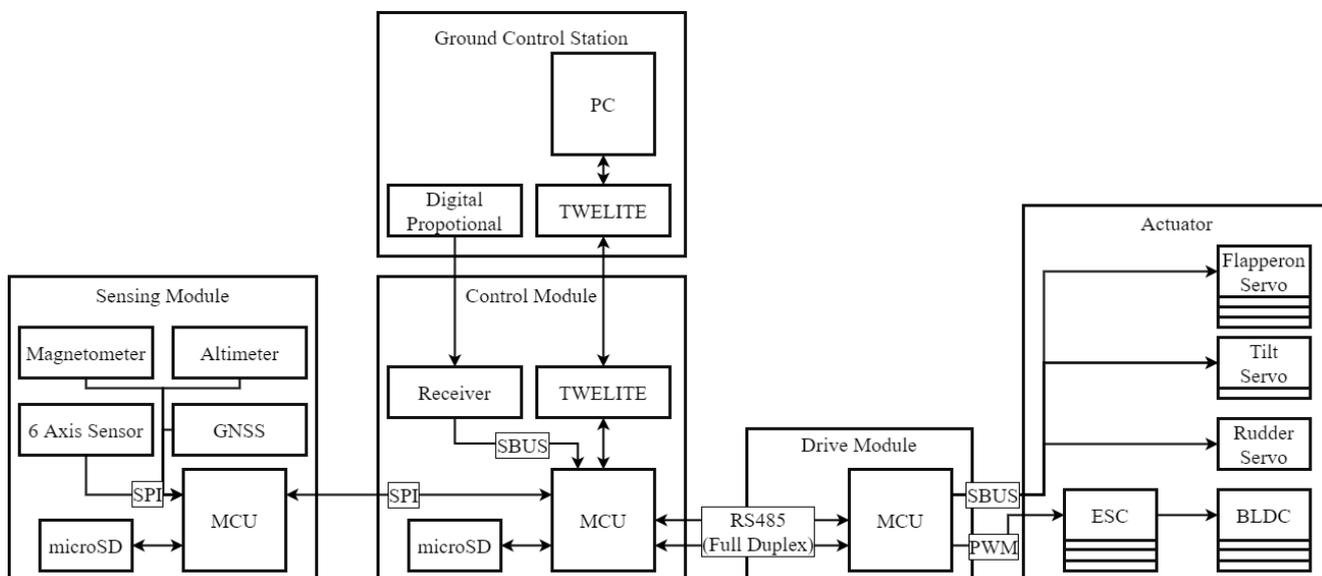


Fig.2 flight controller system

とプロペラ回転用のブラシレス DC モータ計 4 個のアクチュエータ⁽³⁾に適切な信号を送り駆動することである。

以上を踏まえ、今回設計したフライトコントローラのシステム概要を図 2 に示す。センシング・制御・アクチュエータ駆動の役割にそれぞれ 1 つの MCU を割り当て別基板とし、階層化するモジュール構造を採用することで、プログラムの簡易化、トラブルが起きた際のメンテナンス性の向上、制御により高性能な MCU が必要になった際にもセンシングモジュール、駆動モジュールは変更しなくてよいといった利点がある。

2. 2. 通信プロトコル

各モジュール間の通信は、センシングモジュールと制御モジュール間は短距離向けで高速な SPI 通信を用いる。制御モジュールと駆動モジュール間は、近辺にアクチュエータが配置されていることから、差動信号を用いておりノイズに強い RS485 を物理層に、多くの MCU で標準的に使用できる UART をデータ層に用いる。

駆動モジュールとアクチュエータ間の通信には、サーボモータには一度に複数のサーボモータを駆動できるシリアル通信のプロトコルである Futaba 社の S.BUS を、ブラシレス DC モータには ESC を介して PWM を用いて制御を行う。

2. 3. センサ

センシングモジュールでは 6 軸慣性センサ、3 軸地磁気センサ、気圧センサ、GNSS の 4 種類のセンサを処理する。Raw データはセンサモジュールの microSD に保存する。また、制御モジュールに対して時間、角速度、姿勢、高度、座標を送信する。

2. 4. GCS との通信

フライトコントローラと GCS (Ground Control Station) との通信のため、2 系統の 2.4GHz 帯レシーバトランシーバを搭載する。1 系統目は Futaba 社製のプロポ受信機であり、主に制御信号の入力による手動操縦に用いる。データ層は S.BUS である 2 系統目は MONO-WIRELESS 製 TWELITE を使用し、機体・センサの状態量やバッテリー電圧のダウンリンクとより細かい制御入力を行う。

3. フライトコントローラの製作

3. 1. 基板の製作

基板の外観図を図 3 に示す。基板は 2 層の FR-4 プリント基板を 2 章のシステム概要に基づいて設計し発注、部品の実装を行った。

外形はセンシングモジュール、制御モジュールは 50×50mm、アクチュエータを結線する駆動モジュールは 70×100mm である。全体の重量はハーネスを含めて 200g 程度となった。

3. 2. プログラムの実装

3. 2. 1. プロポからの制御入力

制御モジュールに対して、プロポからの S.BUS 信号入力を各チャンネルの値にデコードするプログラムを実装した。

3. 2. 2. アクチュエータの駆動

駆動モジュールに対して、3.2.1 項とは逆にチャンネルの値を S.BUS パケットにエンコードし、それをサーボモータに送信するプログラムを実装した。

また、ESC の入力範囲である 1~2ms パルス幅の PWM を生成し ESC に対して出力するプログラムを実装した。

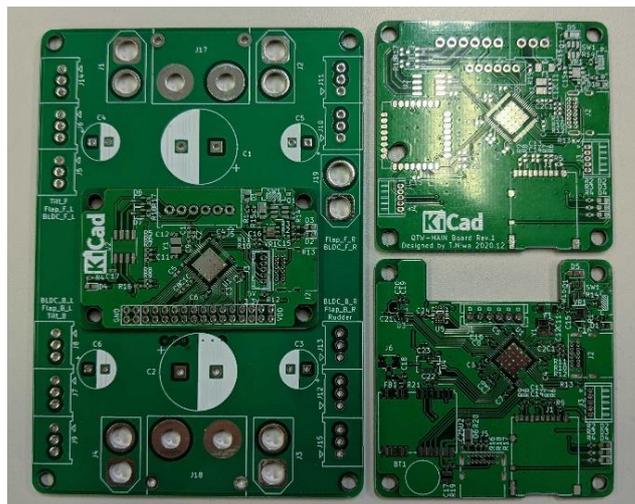


Fig.3 PCB appearance (after implementation)

3. 2. 3. 姿勢推定

センシングモジュールに対して姿勢推定を実装した。アルゴリズムを示す。

姿勢推定には実装の簡易さからクォータニオン⁽⁴⁾を用いた相補フィルタを採用した。

クォータニオンを用いることで姿勢を 1 つのスカラーと 3 つのベクトルで表現できる。また、ノルムは 1 である。

$$\mathbf{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} \quad (1)$$

またクォータニオンは回転軸の単位ベクトル \mathbf{n} と回転角 θ [rad] で表すことができる。

$$\mathbf{q} = \cos \frac{\theta}{2} + \mathbf{n} \sin \frac{\theta}{2} \quad (2)$$

クォータニオンを用いて位置ベクトル \mathbf{r} を回転させ \mathbf{r}' とする場合、以下ようになる。

$$\mathbf{r}' = \mathbf{A}\mathbf{r} \quad (3)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

クォータニオン \mathbf{q} と \mathbf{p} の積は回転の合成とみなすことができる。

$$\mathbf{qp} = [1 \quad \mathbf{i} \quad \mathbf{j} \quad \mathbf{k}] \begin{bmatrix} q_0p_0 - q_1p_1 - q_2p_2 - q_3p_3 \\ q_1p_0 + q_0p_1 - q_3p_2 + q_2p_3 \\ q_2p_0 + q_3p_1 + q_0p_2 - q_1p_3 \\ q_3p_0 - q_2p_1 + q_1p_2 + q_0p_3 \end{bmatrix} \quad (4)$$

以上を用いて姿勢推定アルゴリズムの概要を示す。

まずジャイロセンサから取得できる角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ [rad/s] より、クォータニオン $\mathbf{q} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ は以下の微分方程式で表せる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(5)を積分することで現在姿勢のクォータニオンが得られる。しかし、ジャイロセンサのみでの姿勢推定はジャイロセンサの誤差が積分処理によって累積し、ドリフトが発生してしまう。よって、この誤差を加速度センサで補正する。

考え方は、もしジャイロセンサに誤差がないと仮定すると、角速度のみで更新したクォータニオン \mathbf{q}_ω で現在の加速度ベクトル \mathbf{a} を回転させた場合、そのベクトルは重力加速度の初期ベクトル $\mathbf{g} = [0 \quad 0 \quad 1]^T$ [G] に一致するはずである。一致しなかった場合、そこから \mathbf{g} に一致させるような回転のクォータニオン \mathbf{q}_a をつくり、回転角度 θ に係数 α をかけ、角速度のみで更新したクォータニオン \mathbf{q}_ω にかけることで補正するという

ものである。

まず、式(5)よりジャイロのみでクォータニオンを更新する。

$$\mathbf{q}_\omega = \int \frac{1}{2} \Omega \mathbf{q} dt \quad (6)$$

次に加速度センサより得た加速度ベクトル $\mathbf{a} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$ を \mathbf{q}_ω で回転させる。回転後のベクトルを \mathbf{a}' とする。

$$\mathbf{a}' = \mathbf{A} \mathbf{a} \quad (7)$$

このとき、 \mathbf{q}_ω および \mathbf{a} に誤差が含まれていない場合、回転後の \mathbf{a}' は \mathbf{g} と一致するが、実際には誤差が含まれるので一致しない。これを一致させるような回転のクォータニオン \mathbf{q}_α をつくる。

\mathbf{a}' と \mathbf{g} の回転軸単位ベクトル \mathbf{n} は外積を用いることで求められる。

$$\mathbf{n} = \frac{\mathbf{a}' \times \mathbf{g}}{|\mathbf{a}' \times \mathbf{g}|} \quad (8)$$

\mathbf{a}' と \mathbf{g} の回転角 θ は内積を用いることで求められる。

$$\theta = \arccos(\mathbf{a}' \cdot \mathbf{g}) \quad (9)$$

θ にかける係数 α を決める。この係数が大きいほど加速度による補正量が大きくなり、小さければ補正量も小さくなる。加速度センサに重力加速度以外の加速度が働いている場合は正常な補正ができないので、そういった場合は α を小さくするような関数を設定する。今回は指数関数を用いて、加速度のノルムが 1 から離れるほど α が小さくなるように以下のような関数とした。 β および γ は任意係数である。

$$\alpha = \beta \exp(-\gamma(|\mathbf{a}| - 1)^2) \quad (10)$$

α を用いて式(2)より \mathbf{q}_α を求める。

$$\mathbf{q}_\alpha = \cos \frac{\alpha \theta}{2} + \mathbf{n} \sin \frac{\alpha \theta}{2} \quad (11)$$

最後に、式(5)を用いてジャイロで更新したクォータニオン \mathbf{q}_ω を加速度センサから求めたクォータニオン \mathbf{q}_α で補正する。補正後のクォータニオンを \mathbf{q}' とする。

$$\mathbf{q}' = \mathbf{q}_\alpha \mathbf{q}_\omega \quad (12)$$

最後に必要になり次第クォータニオンをオイラー角 [rad] に変換する。

$$\begin{bmatrix} \text{pitch} \\ \text{roll} \\ \text{yaw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan2}(2(q_2 q_3 + q_1 q_0), q_0 q_0 - q_1 q_1 - q_2 q_2 + q_3 q_3) \\ \text{asin}(-2(q_1 q_3 - q_2 q_0)) \\ \text{atan2}(2(q_1 q_2 + q_3 q_0), q_0 q_0 + q_1 q_1 - q_2 q_2 - q_3 q_3) \end{bmatrix} \quad (13)$$

3.2.4. 高度推定

同様にセンシングモジュールに対して高度推定を実装した。

高度 11km までは高度と気圧の関係式は式(14)のようになる。このとき、 h は高度 [m]、 p はその高度での気圧 [hPa]、 p_0 は地上気圧 [hPa]、 T_0 は地上での気温 [K] である。

$$h = - \frac{T_0 \left(\left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} - 1 \right)}{0.00649} \quad (14)$$

式(14)を用いて高度推定を行う。

4. 動作検証実験

4.1. プロポからの制御入力・アクチュエータの駆動

制御モジュール・駆動モジュールを使用する。プロポから制御モジュールに入力を行い、サーボモータ、ブラシレス DC モータをフィードフォワード制御する。

機体を 6 軸力覚センサ上に設置し、ティルト角は 90° 固定とする。ロギングは 600Hz で行う。ノイズ除去として、カットオフ周波数 10Hz のローパスフィルタをロギングソフト側で通過させる。

4 発のブラシレス DC モータをすべて同じ PWM 信号で駆

動する。パルス幅を 1ms から出力 50% である 1.5ms まで、出力の 5% にあたる 0.05ms ずつ増やしていき、ブラシレス DC モータの回転が安定してから 10s のロギングを行う。

結果から、機体重量と釣り合う推力を発生させられるパルス幅を検討する。

またその状態で前側のフラップロンを駆動する。機体の重量と釣り合う推力を発生させたあと、力覚計をゼロリセットし、フラップロンの角度を 0° から 30° まで 5° ずつ変化させた場合のデータを 10s ロギングする。結果から、プロペラ後流によるピッチングモーメントの発生を観察する。

4.2. 姿勢推定

センシングモジュールを静置状態からランダムに動かしたあとまた静置状態に戻す。ジャイロのみでクォータニオンを更新した場合と、3.2.2 項で示した姿勢推定アルゴリズムを用いた場合とのオイラー角の出力を比較する。

4.3. 高度推定

センシングモジュールを使用する。建造物において、階高はおおよそ 3m だということが知られている。2 階建ての建物を上り下りして、高度推定の出力値における高度差が 3m 程度になるということを確認する。

5. 実験結果

5.1. アクチュエータの駆動

入力パルス幅と発生した推力のグラフを図 4 に示す。機体重量は約 3.5 kg であるため、パルス幅 1350ms の PWM を入力した際、約 36N の推力が発生し重力と釣り合うことがわかった。

次に、その状態でフラップロンを変化させたときのモーメントの変化を図 5 に示す。プロペラ後流によってモーメントが発生していることが確認できる。フラップロン角度が 20° の際が最も大きく、以降は減衰している様子が確認できた。

5.2. 姿勢推定

実験によって得られたオイラー角を図 6 に示す。

ロール、ピッチ角について、角速度センサのみの場合は誤差が積算し静置したあとにもゼロ点に戻らずドリフトが発生しているが、6 軸センサで補正した場合は加速度センサによって誤差が補正されているのがわかる。

しかし、ヨー角についてはどちらの場合もドリフトが発生している。重力加速度がヨー軸を貫いていることから、ヨー角は加速度センサで補正できないためであり、これは今回テストを行わなかった地磁気センサを 3.2.3 項で示したアルゴリズムに組み込むことによって改善すると考える。

5.3. 高度推定

実験によって得られた高度を図 7 に示す。

2 階に移動した場合の高度は 3.5 m 程度であり、概ね予想通りの結果であると言える。しかしながら、指標となる高さが正確ではないことから、あくまで参考程度で、気圧センサが正常に動作していることは確認できたが、高度推定の方法に問題がないことを担保できる結果ではない。

また仮に高さの指標が正しかったとしても、実験結果 45 秒前後の 1 階に戻ってきた際にゼロ点に戻りきっていないことから、高度推定の方法は再考する必要がある。この方法は地上気圧が変化しないことが前提であるが、実際には気圧は変化しやすく、それによってゼロ点誤差が発生していると考えられる。加速度センサを 2 階積分し気圧を相補することや、絶対高度を出力できる超音波センサを採用し、気圧センサはその補助に用いるといった対策が考えられる。

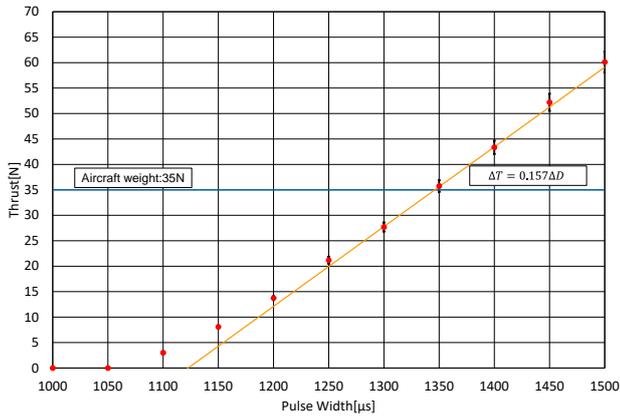


Fig.4 relationship between pulse width and thrust

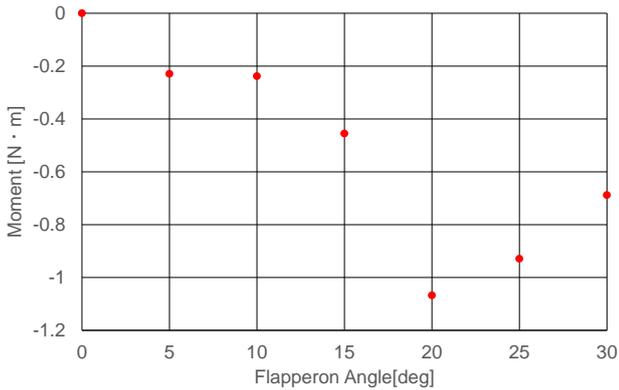


Fig.5 relationship flapperon angle and pitching moment

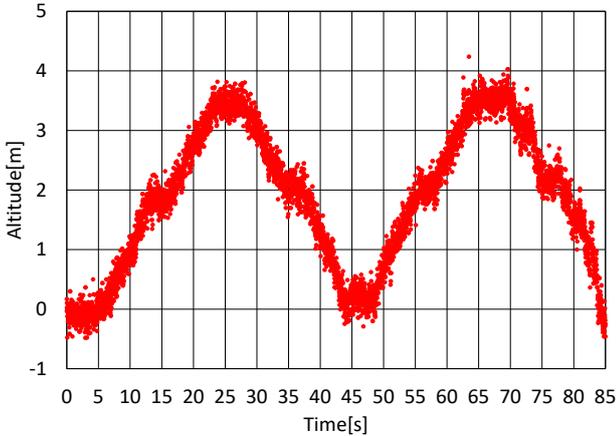
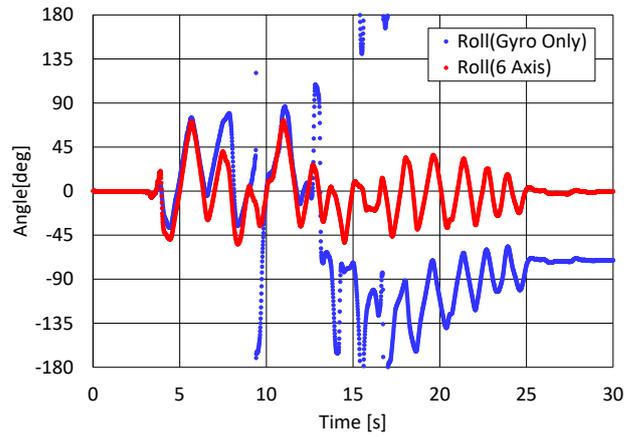
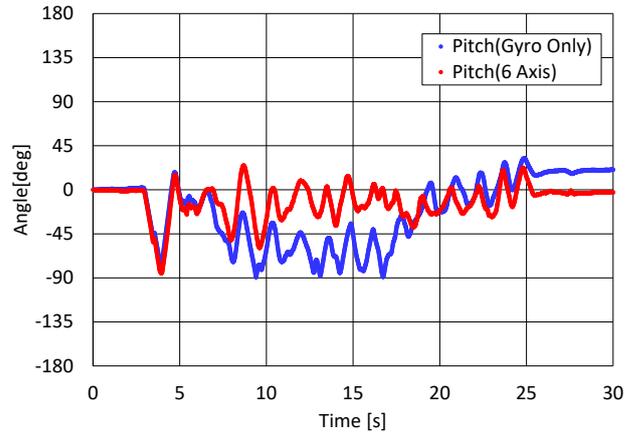


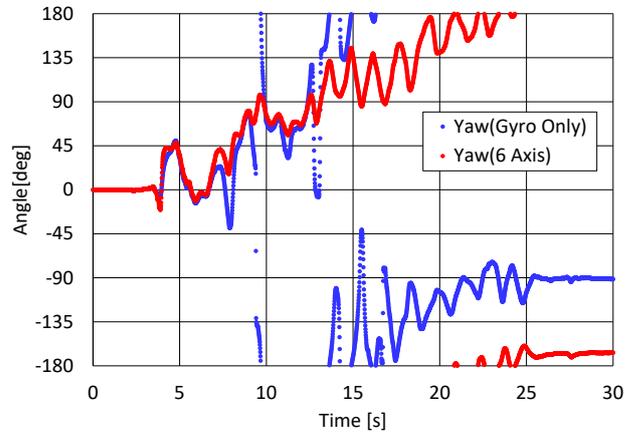
Fig.7 relationship flapperon angle and pitching moment



(i) comparison roll angle



(ii) comparison pitch angle



(iii) comparison yaw angle

Fig.6 attitude estimation experiment results

6. 結言

本稿では、QTW-UAV 実機での飛行実験を行うため、フライトコントローラの設計と製作を行い、求められる役割の動作検証実験を行った。今後は機体のモデル化、制御則の検討と実機の飛行実験を行っていく。

文献

- (1) 鈴木智他, “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, No731(2007), pp.104-111.
- (2) 野波健蔵, “ドローン工学入門 モデリングから制御まで”, コロナ社(2020), pp.56.
- (3) 三田侑弥, “4 発ティルトウィング機の試作”, 高知工科大学附属情報図書館, 2019 年学位論文(2019)
- (4) 矢田部学, “クォータニオン計算便利ノート”, MSS 技報, Vol.18(2007), pp29-34.