

4発ティルトウイング機の制御システム開発

Control system for Quad-Tilt Wing aircraft

航空宇宙工学コース

機械・航空システム制御研究室 1265034 森本 拓馬

1. 緒言

本研究の対象機体である4発ティルトウイング機,(Quad-Tilt-Wing-Aircraft: 以下 QTW)は VTOL 機の 1 種であり、4 枚の可動翼とそれぞれに取り付けられたプロペラを用いて機体を制御する。この機体最大の特徴は、図 1, 図 2 の様に機体に対する可動翼の角度であるティルト角を変化させることによって、機体の飛行特性を大きく変えることができる点である。図 1 はティルト角を 90 度に固定した図であり、この状態をマルチコプターモードと呼称する。このモードでは回転翼機やマルチコプターの様に垂直離着陸やホバリングを行う事ができる。対して、図 2 はティルト角を 0 度に固定した図であり、この状態を飛行機モードと呼称する。このモードでは固定翼機の様に、回転翼機に比べ高速度、長距離の飛行を可能とする。以上の様に、回転翼機と固定翼機の飛行特性を使い分けることができる点が本機体最大の利点である。



Fig. 1 Multicopter mode



Fig. 2 Aircraft mode

QTW は以上の特徴に加え、ヘリコプタなど従来の回転翼機への優位点として斜面への着陸が容易であるという点が挙げられる。例としてヘリコプタが斜面へ着陸する様子を図 3 に示す。斜面に着陸する場合、機体を斜面と平行に傾けなければいけないが、ヘリコプタではプロペラからの推力ベクトルは機体と常に垂直であるため、斜め方向に推力ベクトルが向いてしまい、重力と釣り合わせることができないため、着陸が困難であることが知られている。対して、QTW はティルト角を変化させることによって、推力ベクトルの方向を変化させることができるために、図 4 の様に機体は斜面と平行にし、推力ベクトルは鉛直上向きにすることで、斜面への着陸が容易となる。

丹羽ら(1)によって、最適制御を用いて機体姿勢とティルト角を制御することで、図 4 の様に機体を傾けながらのホバリングと斜面への着陸がシミュレーションを用いて可能であることが示されている。本稿では斜面着陸に必要な、着陸斜面傾斜の推定と斜面に対する機体の自己位置推定を行うアルゴリズムの検討と、実際に所有する QTW を用いて斜面着陸を検証するための制御システムを開発することが本研究の目的である。

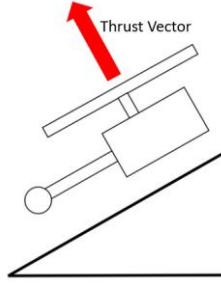


Fig. 3 Landing on slope by Helicopter

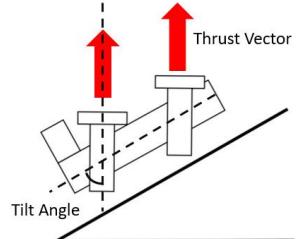


Fig. 4 Landing on slope by QTW

2. 着陸斜面の傾斜推定と斜面に対する自己位置推定

2.1 傾斜推定原理

本章では以下の図 6 に示すような斜面の傾斜 α について推定する。ここで斜面座標を斜面上部方向を X^s 軸、右手方向を Y^s 軸、斜面に垂直な方向を Z^s 軸と定義する。簡単のため、 X^s 軸方向の傾きは常に一定であり、 Y^s 軸方向の傾きが 0 である単純な斜面について考える。本研究では図 5 に示すように、機体に深度カメラ Intel®RealSense™Depth Camera D435i1 を取り付け赤点の 3 点の位置の深度情報 H_A, H_B, H_C を測定する。この場合、機体を図 6 の様に斜面上空にホバリングさせることで前方と後方の深度情報と深度情報取得位置から式(1)を用いて斜面の推定を行う事ができる。

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{H_C - H_A}{D} \right) \quad (1)$$

ただし、式(1)では前方左右の深度情報の内、左側深度情報 H_A を用いて計算したが、 Y^s 軸方向に傾きは無い事から、右側の深度情報 H_B を使用しても同様の結果を得る事ができる。

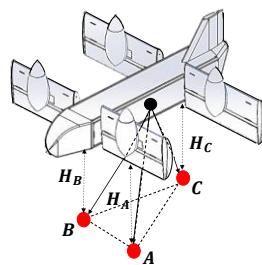


Fig. 5 Position of depth data

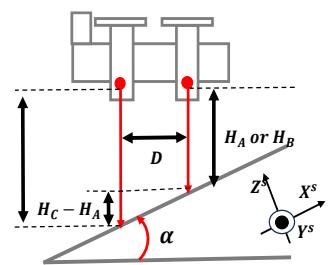


Fig. 6 Estimate slope angle

2.2 斜面に対する位置推定原理

ここでは図 7 の様に機体が斜面に対して、 β 回転している場合について考える。前節で述べた斜面の傾斜推定法は、機体が斜面に対してまっすぐの場合のみ、すなわち $\beta = 0$ の場合のみ、斜面の傾斜 α を推定することができる。そのため、斜面の傾斜を正しく推定するためには、現在機体が斜面に対してどの程度回転しているかを推定する必要がある。前章と

同様に簡単な斜面で考えると、機体の斜面に対する回転角 β は図 8 より 3 点の深度情報と、測定点についての諸言を用いて、式(2)で表すことができる。ただし、式中の A, B はそれぞれ式(3), (4)の様に表され、式中の l_{AB}, l_{BC}, ω はそれぞれ、測定点 A から B の距離、測定点 B から C の距離、測定点 A, B, C がなす角である。

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{A \sin \omega}{A \cos \omega + B} \right) \quad (2)$$

$$A = l_{BC}(H_B - H_A) \quad (3)$$

$$B = l_{AB}(H_C - H_B) \quad (4)$$

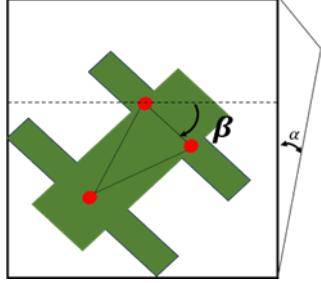


Fig. 7 Rotate angle

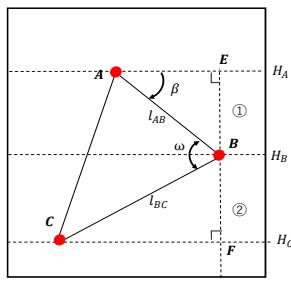


Fig. 8 Estimate rotate angle

3. 実機検証

3.1 検証方法

本章では前章で得られた推定方法について、実際に深度カメラを用いて検証する。検証方法としては先ず以下の図 9 の様に深度カメラを水平に固定する。その下には、斜面と仮定した黒色の板を動かすことによって、疑似的に斜面の傾斜角 α と斜面に対する回転角 β を生成する。また、黒色の板についてはモーションキャプチャを用いて得られた傾斜角 α と回転角 β を真値とし、深度カメラを用いて算出された推定値と比較することで推定精度について比較、検証する。

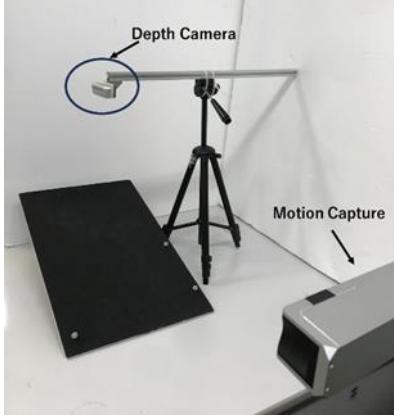


Fig. 9 Experiment situation

3.2 検証結果

以下の図 10 に斜面傾斜角 α の推定結果を示す。本検証では図 9 手前側に約 30 度、奥側に約 10 度の徐々に傾けながら検証した。結果として、傾斜の変動に対して、位相遅れなどもほとんど無く、精度良く追従できていることが結果からわかる。

次に以下の図 11 に斜面に対する回転角 β の推定結果を示す。回転角の推定も傾斜推定と同様に、大きな位相遅れ無く追従できていることがわかる。しかし、全体を通して+5~10 度程度、推定結果にオフセットされていることがわかった。この結果について、実験では板を手にもって、回転させていたが、その際に、傾斜方向以外、すなわち Y^s 軸方向にも傾きが出てしまい、計測結果に誤差が生じていると考えられる。実際の斜面で計測する際にも、斜面に 2 方向の傾きがあるこ

とは容易に考えられることから、今後は斜面が 2 方向ある場合についても検討していくべきであると考えている。

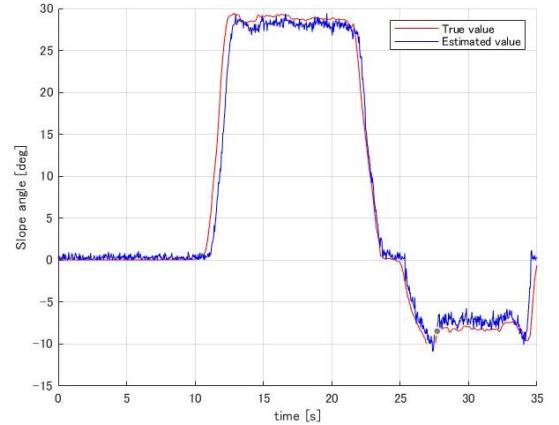


Fig. 10 Result of slope angle estimation

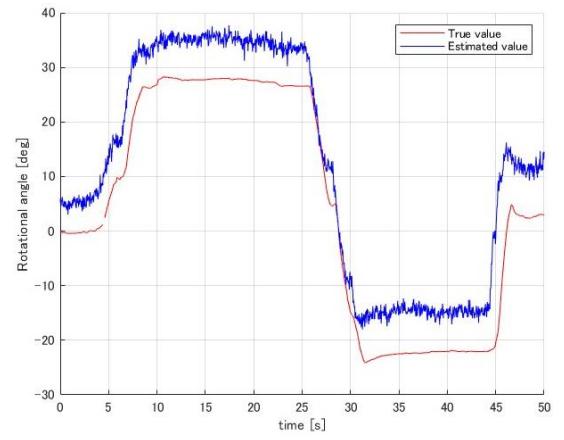


Fig. 11 Result of rotational angle estimation

4. QTW の運動モデル

4.1 プロペラ後流による揚力の発生

丹羽らによる先行研究では、マルチコプターモードで離陸を行う際にプロペラの後流を受けた翼から発生する揚力については、機体の運動に大きな影響は及ぼさないほど小さいと仮定し、この点について考慮せずにモデルリングを行っていた。しかし、実機での飛行試験を行った際には、プロペラの回転速度が上昇すると、機体が後ろに後退する様子が確認された。このことから、プロペラ後流を受けた翼の揚力発生は無視できないと考えモデリングを行う。

4.2 揚力測定

プロペラ後流による揚力を、プロペラに入力するデューティー比の関数としてシステム同定を行う。実験方法としては、以下の図 12 の様に 6 軸力覚系に固定した実機を全て同じデューティー比で駆動させ、6 軸力覚系座標 X^{FM} 方向の力を計測する。

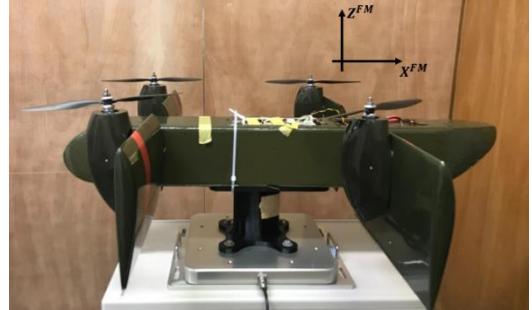


Fig. 11 Experiment situation and Force sensor frame

得られた力はプロペラからの後流を受け発した 4 枚の翼から発生した揚力 L_{all} であるのでこれらを各翼から発生する揚力を算出する。前後の翼は翼型が等しく、全て同じ速さの後流を同じ迎角で受けていると仮定すると、発生する揚力は翼面積の比である。前後の翼の面積比は先行研究⁽²⁾より、発生する揚力の比は

$$L_{front}:L_{rear} = 1.44:1.64 \quad (5)$$

したがて

$$L_{front} = 0.2338L_{all} \quad (6)$$

$$L_{rear} = 0.2662L_{all} \quad (7)$$

と

求めることができる。以下の図 6.6, 6.7 にはそれぞれ前翼 1 枚から得られた揚力 L_{front} とその近似曲線、後翼 1 枚から得られた揚力 L_{rear} とその近似曲線を示す。揚力モデルに関しては Matlab の Curve Fitting Toolbox を用い、指數関数モデルを用いて近似した。

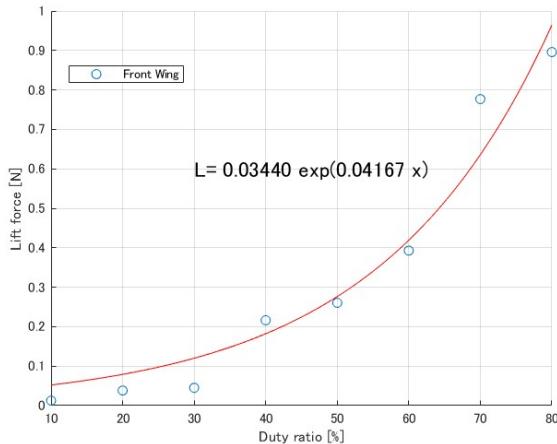


Fig. 12 Lift force from a front wing

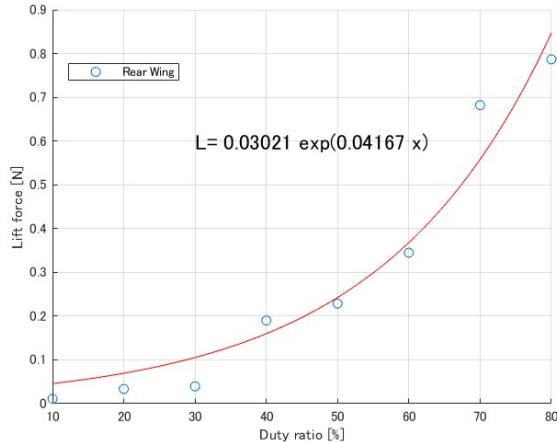


Fig. 13 Lift force from a rear wing

5. シミュレーション

5.1 制御系

本研究では先行研究で使用された最適制御ではなく、比較的自由度の高い、PID 制御を用いて制御を行う。以下の図 14 には今回用いた制御系のブロック線図を示す。

ブロック線図で使用する記号を以下のように定義した。

y : オイラー角、角速度 $[P \ Q \ R \ \phi \ \theta \ \psi]$

Ω : 姿勢角速度 $[P \ Q \ R]$

E : オイラー角 $[\phi \ \theta \ \psi]$

ref_E : 姿勢角目標値 $[ref_\phi \ ref_\theta \ ref_\psi]$

ref_Ω : 角速度目標値 $[ref_P \ ref_Q \ ref_R]$

u : モーターへの制御入力 $[u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]$

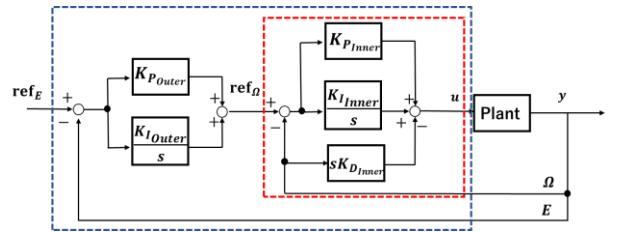


Fig. 14 Block diagram of control system

以上の制御系は姿勢角をフィードバックする青線で囲まれたアウターループと角速度をフィードバックする赤線で囲まれたインナーラープを用いたカスケード型 PID 制御である。インナーラープには微分先行型 PID を用いることで、角速度目標値の急変に対するキックが起きる事を防いでいる。それぞれのゲインについてはシミュレーションを用いて試行錯誤的に決定する。

5.2 シミュレーション結果

以下の図 15, 16 にはそれぞれ角速度のシミュレーション結果、オイラー角のシミュレーション結果を示す。

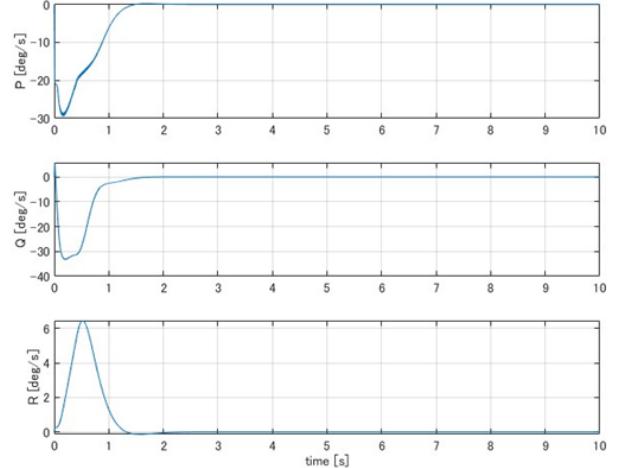


Fig. 15 Simulation result for angular velocity

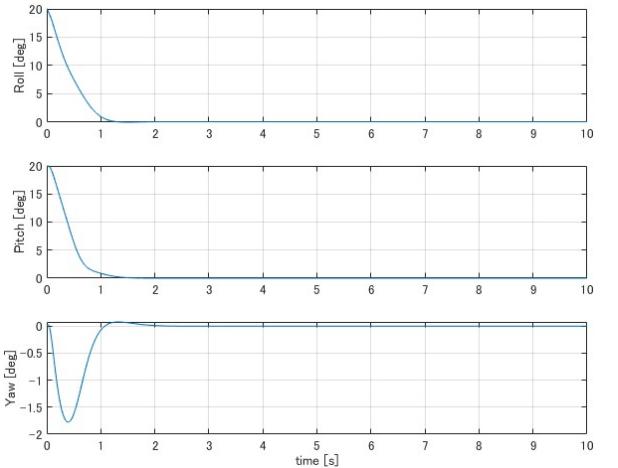


Fig. 16 Simulation result for Euler angle

このシミュレーションはロール角、ピッチ角にそれぞれ 20deg の初期値を与えた時の初期値応答の結果である。各軸共に 1 秒以内に収束しており、オーバーシュートも無い事から以上で用いた制御系を用いて次章の実機実験に臨んだ。

6. 実機試験

6.1 実験結果

設計した制御系を実装し、姿勢を安定化したまま離陸、ホバリングについての試験を行った。本実験は風などの外乱が無い室内で実験を行った。

制御系に関しては、室内では正確な地磁気を測定することが難しいため、地磁気を用いた方位角推定は行わず、ヨー軸に関しては姿勢角は常に 0 とし角速度のみをフィードバックすることで姿勢角を制御している。以下の図 17, 18, 19 にはそれぞれ角速度の実験結果、オイラー角の実験結果、制御入力の実験結果を示す。

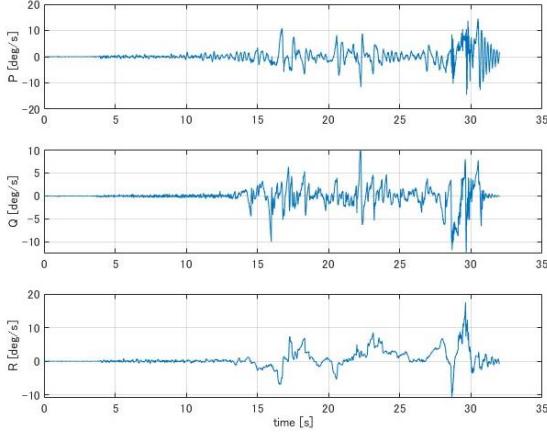


Fig. 17 Experimental result for angular velocity

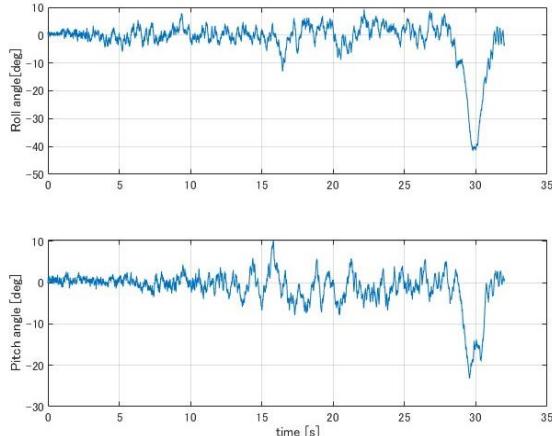


Fig. 18 Experimental result for Euler angle

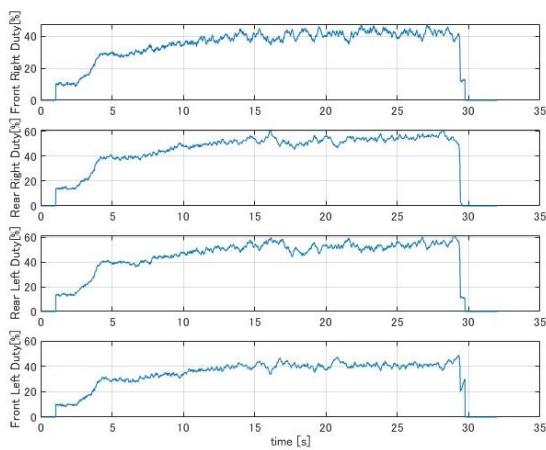


Fig. 19 Experimental result for Input value

以上の結果では、モーターの出力を上昇させていくとそれに伴い機体が徐々に不安定となっていることが結果からわかる。また、30s 付近では機体が大きく傾いてしまい、その後転倒してしまった所で実験を終了した。

6.2 考察

機体の安定化ができなかった原因について考察する。以下の図 20 にはアウターループによって生成された角速度目標値（赤線）と角速度のセンサ値（青線）を示す。

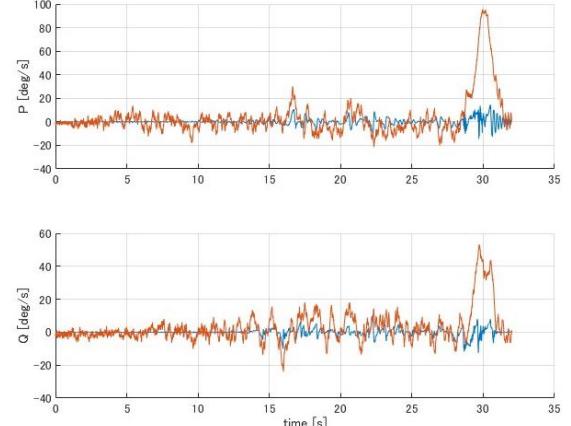


Fig. 20 Comparison sensor data with reference data

この結果から、角速度目標値が 20deg/s 以下の場合には追従しているが、角速度目標値が 20deg/s を超えた場合には機体の角速度データが追従できていないことがわかる。

以上の原因として考えられることは、一つ目が制御系のゲインが不足している事である。ゲインが小さすぎることで、目標値に追従できなくなっていることが 1 つ考えらえる。もう一つは、プログラムにミスがあった可能性である。インナーループの制御には微分先行型 PID を用いていたため、P ゲインにも偏差ではなく、センサ値をかけていると考えられる。

7. 結言

本研究では傾斜着陸に優位点を持つと考えられる QTW 気について、斜面への着陸の実機検証を目標に、着陸斜面と機体の斜面に対する回転角の推定方法を提案し、検証を行った。また、実機開発に関して、カスケード型の PID システムを実装し、実機の離陸試験を行ったが機体姿勢を安定化し、離陸、ホバリングを行う事は出来なかった。今後は、開発した機体を基に実機試験を中心にゲインを調整していく事で実機の離陸、ホバリングを安定化させ開発した、斜面推定器と合わせることで、斜面着陸の実現を目指す。

参考文献

- (1) 丹羽拓巳, ”4 発ティルトウイング機の傾斜地に対する着陸の検討” 高知工科大学付属情報図書館, 2023 修士論文
- (2) 三田侑弥, “4 発ティルト翼 VTOL 機のシステム同定と制御則設計” 高知工科大学付属情報図書館, 2020 修士論文