

4 発ティルトウィング機の傾斜地に対する着陸の検討

Landing on Slope of a Quad rotor Tilt Wing

航空宇宙工学コース

機械・航空システム制御研究室 1255038 丹羽 拓巳

1. 緒言

垂直離着陸(Vertical Take Off and Landing : VTOL)機は、滑走路を必要としない垂直離着陸や、定点でのホバリングが可能な回転翼機の特徴と、高速・長時間の飛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、滑走路が利用できない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 VTOL 機の一つである。実験機の外觀図を図 1 に、機体諸元を表 1 に示す⁽¹⁾。前後の主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、離陸時には主翼を地面に対して 90° にすることで回転翼機のように垂直離陸し、徐々に主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する。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。

VTOL 機は回転翼機と固定翼機の特徴を兼ね備える一方、低速(ホバリング)域に限れば回転翼機に、高速域に限れば固定翼機に性能が劣る⁽²⁾。QTW についても同様の欠点が課題のひとつとされるが、ティルト機構を活用することで、回転翼機には難しい運用が可能であると考えられる。

今回、QTW 機の特長を活かし、推力軸をティルト機構により操作し、図 2 に示すようにピッチ角を水平面に対して傾けた定点ホバリングおよび、傾斜地への着陸の可能性について検討する。これは、ヘリコプターでは推力軸が機軸に垂直なため、機軸を水平面に対して傾けた定点ホバリングを保つことは難しい飛行状態である。

本稿では、傾斜地への着陸という QTW の優位点について、Matlab/Simulink を用いたシミュレーションで実現性を確認することを目的とする。

2. 定点ホバリングを保った姿勢変化

傾斜地への着陸のためには、定点でのホバリングを保ったうえで、機体のピッチ角を傾斜地の角度に合わせ姿勢変更する必要があり、以下に示すようなフローによって実現を目指す。

- ① ホバリングを保った状態(つりあい状態)で、目標のピッチ角が与えられると、瞬間的に前後のプロペラが生み出す推力バランスを崩す。
- ② 機体にピッチングモーメントが与えられピッチ角速度が生じ、ピッチ角が変化する。
- ③ その間、ティルト角をピッチ角の逆符号の角度に追従させる。
- ④ 目標ピッチ角と現在のピッチ角の偏差に応じて推力を操作し、ピッチ角を収束させる。



Figure 1 QTW appearance

Table 1 QTW specifications

Length	0.9 m	Weight	4.1 kg
Height	0.41 m	Motor	OMA-3815
Front Wingspan	0.72 m	Battery	3s Li-Po
Back Wingspan	0.82 m	Propeller	10 x 5.5E

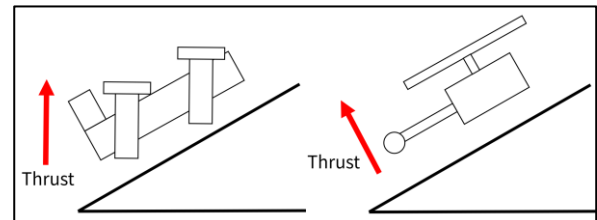


Figure 2 comparison of landing on slopes rotorcraft and QTW

3. 機体開発

2 章で示した姿勢変化を行うため、ティルト機構とフライトコントローラの開発を行った。

図 3 に設計したティルト機構の図を示す。

先行研究のティルト機構⁽¹⁾は 3D プリント製パーツを中心としたリンク機構により動力を伝達する設計であったが、強度やティルト機構の可動範囲に課題があった。そのため、一定の強度が担保され、サーボモータの出力角度範囲全体を使用できる既製品のギアを用いた機構を設計した。

フライトコントローラは先行研究⁽³⁾の設計を発展させ、ROS2(Robot Operating System2)を用いて開発を行った。フライトコントローラのシステム概念図を図 4 に示す。メインコンピュータに Raspberry Pi 4B を使用し、センシング、アクチュエータの駆動には Raspberry Pi Pico を使用した。

ROS2 を用いた分散システムとすることで各機能のカプセル化を実現した。例えば制御則に関する開発を行う際に、他の機能を意識する必要がないということや、通常

のプログラミングとは異なる知識が必要なマイコンの低レイヤ処理をブラックボックスとして分離できるということがこの設計思想の利点である。

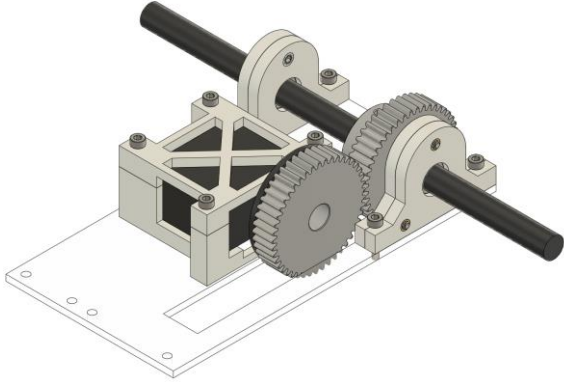


Figure 3 tilt mechanism

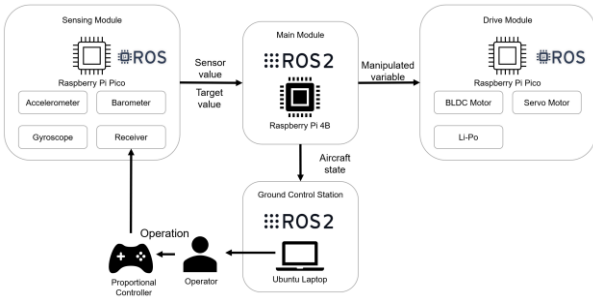


Figure 4 system concept

4. QTW のモデル化

図 5 は QTW の模式図である。

モデル化するにあたり 3 つの座標系を定義する。

1 つ目に、 XYZ からなる座標系は地面に固定された慣性座標系であり、この座標系上の速度を UVW とする。また、それぞれの軸まわりに ZXY 系のオイラー角 $\phi\theta\psi$ を定義する。

2 つ目に、 $X^B Y^B Z^B$ からなる座標系は機体に固定された座標系であり、それぞれの軸まわりに角速度 PQR 、慣性モーメント $I_{xx} I_{yy} I_{zz}$ を定義する。

3 つ目は、図 6 に示すような主翼に固定された $X^W Z^W$ からなる平面座標系であり、機体座標系に対してティルト角 ξ で回転する。モータの推力はこの座標系に沿って発生する。なお、図 1 のように、QTW の主翼が地面に対して垂直のときのティルト角を $\xi = 0 \text{ deg}$ とする。

プロペラはそれぞれ機体重心から X 軸方向に $L_{FX} L_{BX}$ 、 Y 軸方向に $L_{FY} L_{BY}$ の距離に配置されており、 $T_{FR} T_{FL} T_{BR} T_{BL}$ の推力を発生する。また、推力-トルク係数 B でトルクを生む。更に、機体重心に mg の重量が加わる。よって、QTW の慣性座標系における非線形微分方程式は式(1)のように記述できる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \cos \theta + R \sin \theta \\ P \tan \phi \sin \theta + Q - R \tan \phi \cos \theta \\ -P \frac{\sin \theta}{\cos \phi} + R \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \\ -\frac{1}{m} (\sin(\xi + \theta) \cos \psi + \sin \phi \cos(\xi + \theta) \sin \psi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (\sin(\xi + \theta) \sin \psi - \sin \phi \cos(\xi + \theta) \cos \psi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (\cos \phi \cos(\xi + \theta)) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) + g \\ (-I_{zz} - I_{yy}) QR + (-L_{FY} (T_{FR} + T_{FL}) - L_{BY} (T_{BR} - T_{BL})) \cos \xi - B (-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \sin \xi \\ \frac{1}{I_{yy}} (-I_{xz} - I_{zz}) RP + (L_{FX} (T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX} (T_{BR} + T_{BL})) \cos \xi \\ \frac{1}{I_{zz}} (-I_{yy} - I_{zz}) PQ + (L_{FY} (T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY} (T_{BR} - T_{BL})) \sin \xi - B (-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (1)$$

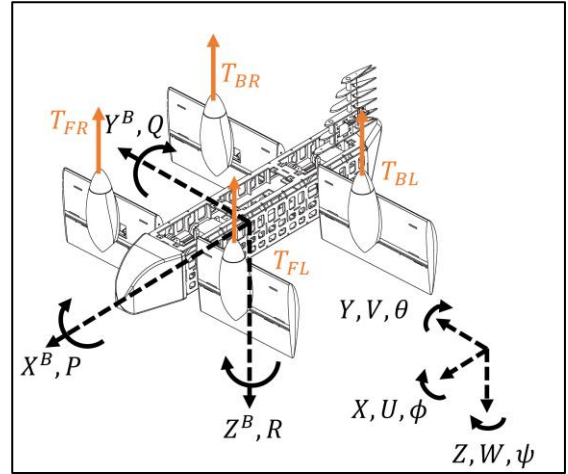


Figure 5 QTW diagram

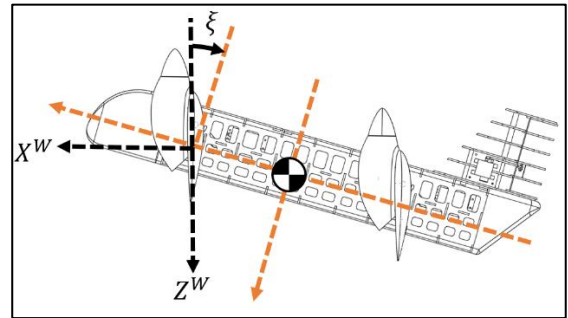


Figure 6 QTW wing frame

5. シミュレーション

システムのコントローラには、式(1)の非線形システムを、 $\xi = 0 \text{ deg}$ でのホバリング状態を平衡状態として線形化を行い、LQR 制御⁽⁴⁾を用いた。

操作者の操縦による操作を想定し、高度(Z)、高度方向速度(W)、姿勢角($\phi\theta\psi$)、姿勢角速度(PQR)を制御量とした。平面方向の位置(XY)については、操作者が目視で原点からの偏差に応じて姿勢角の目標値を操作することで制御を行う。また、推力($T_{FR} T_{FL} T_{BR} T_{BL}$)、ティルト角(ξ)を操作量とした。

得られたコントローラを用いて、式(1)の非線形モデルに対し、離陸、着陸地点の傾斜角(30°)に合わせた姿勢変更、着陸の実験フローをシミュレーションによって確認した。シミュレーションには、加速度、角速度センサ、気圧センサのシステムモデルおよび、センサからの姿勢、高度、高度方向速度の推定もモデル化し組み込んでいる。

結果を図 7 に示す。図は上から位置、速度、姿勢角、角速度、推力を示している。また、点線は目標値である。シミュレーション結果より、ティルト機構を用いることで、ホバリングを保ったまま、機体のピッチ角を傾斜角に合わせて変化させることが可能であることが確認できた。

一方、15 秒以後にピッチ姿勢角を変化させようとする際、 X 軸方向の位置が原点から離れたのち原点に再び収束している。姿勢変更は瞬間的に前後の推力バランスを崩しピッチ角を変化させた後、それに追従するようにティルト角を変化させることで実現している。その際、アクチュエータの立ち上がり時間やセンサによる姿勢推定誤差の影響からピッチ角、ティルト角の値が一致せず、前後方向の速度が生まれてしまい、また位置、速度偏差が直接フィードバックされず、操作者の目視によるティルト角のフィードバック制御となるため、姿勢角の目標値入力の遅れが大きいことが原因だと考えられる。

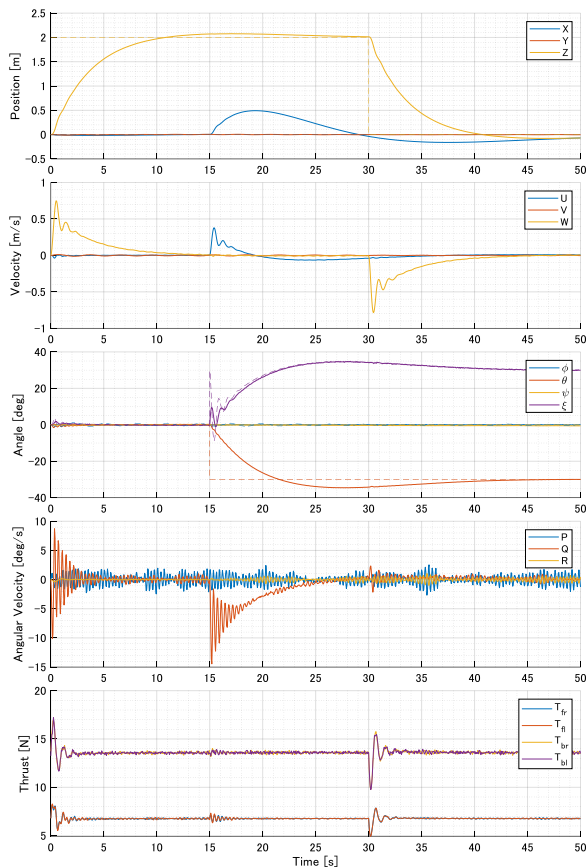


Figure 7 simulation results

6. 実機での飛行実験

開発したティルト機構，フライトコントローラの機能試験および，本稿の主点であるホバリングを保つうえでの姿勢角変化が行えるかの実験を行った。

実験は屋内で実施し，センサ値や制御量等のパラメータを記録した．また，ビデオカメラで実験の様子を録画した．

制御コントローラにはシミュレーションに用いたものを簡略化し，姿勢角・角速度のみを状態量としたコントローラを用いた．ゲインについては実験時に適宜調整した．

実験結果として，ティルト機構，フライトコントローラの機能確認は達成できたものの，安定した離陸を行うことができず，姿勢角変化について実験することができなかった．

実験動画の切り出しと，そのときの姿勢推定値をプロットした図を図8から図13に示す．なお，それぞれの翼から伸びる矢印は推力の大きさを示す．図のように，離陸時に機体のロール角，ピッチ角のバランスを崩してしまう挙動が解決できなかった．

原因について考察する．

一つ目に考えられることがゲインの調整不足である．実験中，計5回程度ゲインの調整を行ったが，機体がロールし倒れてしまうという問題は解決できなかった．今回の一連の実験ではあまり多くのパターンを試すことができなかったため，適切なゲインを与えることで改善する可能性が考えられる．

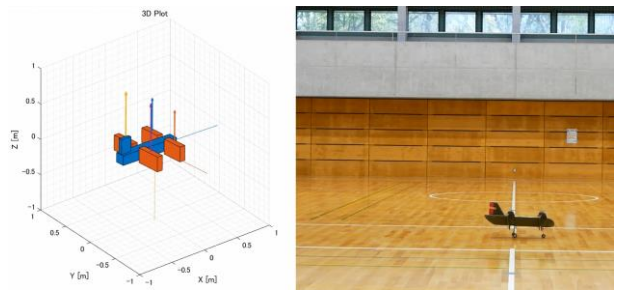


Figure 8 comparison attitude estimation and video (X+0.0 s)

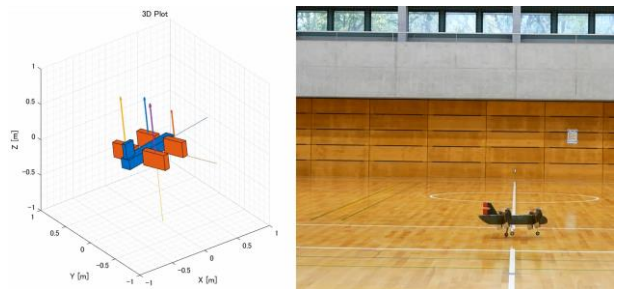


Figure 9 comparison attitude estimation and video (X+0.3s)

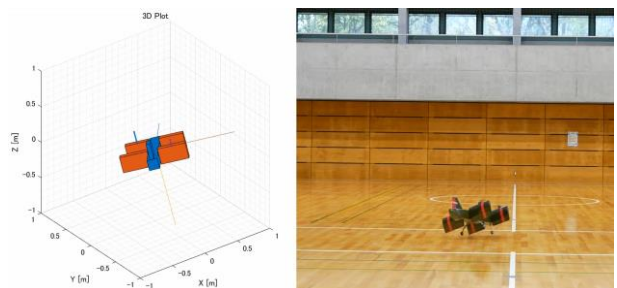


Figure 10 comparison attitude estimation and video (X+0.6 s)

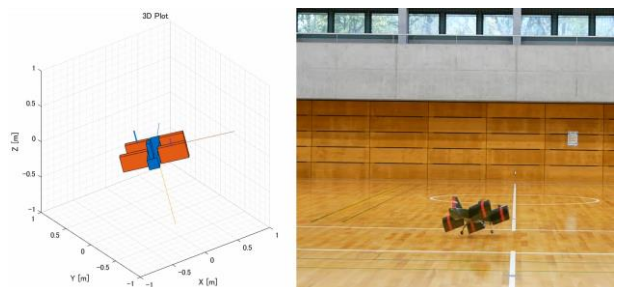


Figure 11 comparison attitude estimation and video (X+1.0s)

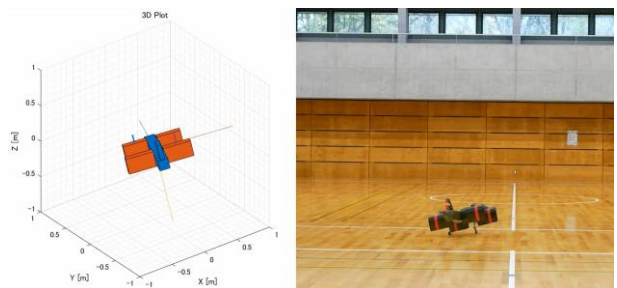


Figure 12 comparison attitude estimation and video (X+1.3 s)

二つ目に考えられることが，機体システム同定時の誤差である．実機には4つあるプロペラのうち，1つのみを代表としてシステム同定を行い，4つが同じシステムであるとした．各プロペラおよびモータの個体差が大きい場合，同じ入力を与えても出力が異なり，バランスを保つことができない．よって，それぞれでシステム同定を行い，コントローラに反映させることで，改善する可

能性が考えられる。

三つ目に考えられることが、機体をモデル化する上で、影響が大きい要素を組み込めていないということである。

現在のモデルでは空力を無視している。そのため、プロペラ交流により生じる力・モーメントや、ダウンウォッシュをモデル化することで改善する可能性が考えられる。

四つ目に考えられることが、プログラム実装時のバグである。現状、プログラム上の不具合は確認できていないが、型や符号、次元等について、Matlab/Simulink のシミュレーションを忠実に移植できているかを精査する必要があると考えられる。

7. 結言

低速域における回転翼機に対する QTW の優位点として、傾斜地に対する着陸を挙げ、ROS2 を用いた機体の基礎システム開発、機体の数理モデル化、シミュレーションを行い、目標の動作が可能であることを確認した。また、実機飛行に近い条件の下でのシミュレーション結果から、実機飛行の際に生じる課題の検討を行った。

一方、実機飛行による傾斜地着陸については有用なデータが得られない結果となった。実現のためにはプログラムのデバッグを行うこと、システム同定の再検討、場合によってはモデル、制御則の変更等が必要であると考えられる。

今後の展望として、上述の改善を施したうえでの飛行実験を行うとともに、屋内のみならず、位置情報が取得できる屋外で実験を行うことにより、姿勢だけでなく平面位置も含めた自律制御の検証、現在位置の傾斜面角度を計測し、着陸が可能であるかを判断するシステムの開発等を行う。

文献

- (1) 三田侑弥, “4 発テイルトウイング機の試作”, 高知工科大学附属情報図書館, 2018 年度学位論文, 2019
- (2) 浦久保孝光, “VTOL 型ドローンの研究開発一次世代ドローンの実現に向けて”, システム/制御/情報, 2016, 60 巻, 10 号, p. 437-442.
- (3) 丹羽拓巳, “4 発テイルトウイング機のフライトコントローラの開発”, 高知工科大学附属情報図書館, 2020 年度学位論文, 2021
- (4) 池田 雅夫, 須田 信英, 積分型最適サーボ系の構成, 計測自動制御学会論文集, 1988, 24 巻, 1 号, p. 40-46