

4 発テイルト翼 VTOL 機のシステム同定と制御則設計

System Identification and Controller Design of Quad Rotor 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 1235108 三田 侑弥

記号の説明

m	機体重量[kg]
U, V, W	xyz 軸方向の速度[m/s]
P, Q, R	xyz 軸まわりのモーメント[Nm]
θ, ϕ	オイラー角[deg]
X_a, Y_a, Z_a	xyz 軸方向の空気力[N]
L, M, N	xyz 軸まわりのモーメント{Nm}
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	慣性モーメント[kgm ²]
I_{xz}, I_{yz}	慣性乗積[kgm ²]
u, v, w	xyz 軸方向の速度[m/s]
X, Y, Z	xyz 軸方向の空気力[N]
W_0	釣り合い時の z 軸方向速度[m/s]
θ_0	釣り合い時のピッチ角[deg]
δ_e	エルロン舵角[deg]
δ_{th}	スロットル位置[%]
δ_{nr}, δ_{nr}	前後フラップエルロン舵角[deg]

1. 諸言

一般に回転翼機は固定翼を持たず、プロペラの回転で生じる推力によって飛行する。離着陸時に滑走路を必要とせず、狭地や不整地での離着陸性能に長ける。しかし、固定翼を持たず、プロペラの推力によって飛行するため長時間の飛行や大容量を積載した飛行には不向きである。固定翼機は固定翼を持ち、翼で生じる揚力で飛行する。長時間の飛行や大容量を積載した飛行が可能である。しかし、離着陸には滑走路が必要である。垂直離着陸機は回転翼機と固定翼機の性能を併せ持ち、滑走路を必要とせず、長距離、長時間の飛行が可能である。近年は、災害監視等の用途で研究が盛んである。モータが翼ごと傾くテイルトウイング機は、翼端のモータのみが傾くテイルトロータ機に比べ、メンテナンスが容易であり、離着陸時に翼で生じる揚力を利用することが出来るため短距離離着陸性能に優れる。本研究で扱う 4 発テイルトウイング機 (Quad rotor Tilt Wing: QTW) は垂直離着陸 (Vertical Take Off and Landing: VTOL) 機の一つである。離着陸時は翼を地面に対して垂直にして離着陸し、翼を徐々に水平へ傾ける遷移飛行をした後に、完全な水平飛行を行う。QTW は垂直離着陸から水平飛行までの過程において、翼のテイルト角が 90[deg] から 0[deg] まで変化することにより機体・制御特性が変化することから、特に翼を傾けて飛行する遷移飛行の際に不安定になりやすい。そのため QTW を制御する際は機体・制御特性の変化に対応した柔軟な制御則が求められる。先行研究では飛行試験によってテイルト角 90[deg] から 0[deg] までの全飛行領域における飛行成立性が証明されているが、QTW の飛行試験に成功した例は少ない。

本研究では前述した、QTW の遷移飛行中に不安定になりやすいという問題に対して、制御則を設計して飛行を安定化させることを最終的な目的とする。そのための流れは以下のとおりである。

- (1) 新しく QTW の実験機を設計・製作する。
- (2) 設計・製作した QTW の機体のシステムを縦の運動について風洞実験によって同定する。

(3) 縦の運動の制御則設計について検討を行う。

本稿では主に(2)の QTW の縦の運動のシステム同定について報告する。

2. 実験機の設計・製作

図 1 に本研究で設計・製作した QTW の実験機、表 1 に諸元を示す。機体の大部分はベニヤとバルサを使用して製作し、軽量化を図った。また、旅客機のモノコック構造を参考にして胴体に補強材をかみ合わせることで、十分な強度を得られるようにしている。機体の推力として 4 基のモータ、空力舵面として、フラップとエルロンを併せ持つフラップエルロン、ラダーを持つ。xyz 軸それぞれの周りは回転を表すローリング、ピッチング、ヨーイングについては、左右のフラップエルロンの舵角の差によってロール、前後のフラップエルロン舵角、モータ推力の差によってピッチ、左右のモータ推力の差、ラダーの舵角によってヨーと各軸まわりのモーメントを発生させる。



Fig. 1 QTW aircraft for experiment

Table 1 specification of QTW aircraft for experiment

Full length	0.9[m]	Weight	4.1[kg]
Height	0.41[m]	Motor	1300[rpm]
Front wing span	0.72[m]	Battery	4s(14.8V)
Rear wing span	0.82[m]	Propeller	10[inch]×5.5[pitch]

3. 実験機のシステム同定

3.1 航空機の運動方程式と QTW 実験機への適用

航空機の運動方程式は式(1)で表される。

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg \sin \theta + X_a \quad (1a)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = mg \cos \theta \sin \phi + Y_a \quad (1b)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = mg \cos \theta \cos \phi + Z_a \quad (1c)$$

$$I_{xx} \dot{P} - I_{xz} \dot{R} + (I_{zz} - I_{yy}) QR - I_{xz} PQ = L \quad (1d)$$

$$I_{yy} \dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz}) RP + I_{xz} (P^2 - R^2) = M \quad (1e)$$

$$-I_{xz} \dot{P} + I_{zz} \dot{R} + (I_{yy} - I_{xx}) PQ + I_{xz} QR = N \quad (1f)$$

式(1)について、式(1a)(1c)(1d)が縦の運動、式(1b)(1e)(1f)が横・方向の運動である。本研究ではまず縦の運動に限定して検討を行う。式(1a)(1c)(1e)について、いくつかの近似と空気力項の線型化を行った結果が式(2)であり、一般によく知られている航空機の線型化された縦の微小擾乱運動方程式である。

$$\dot{u} = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial w} w - W_0 q - g \cos \theta_0 \theta + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{th}} \delta_{th} \quad (2a)$$

$$\dot{w} = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u} u + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial w} w + (U_0 + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial q}) q + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{th}} \delta_{th} \quad (2b)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_t} \delta_{th} \quad (2c)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (2d)$$

式(2)の変数 u , w , q , θ の係数を安定微係数, 変数 δ_e , δ_{th} の係数を制御微係数と呼ぶ. QTW は通常の航空機と異なり, 前後に翼がある. 前後のフラップロンがそれぞれ独立して動くため, 式(2)の δ_e を前後のフラップロン舵角を表す δ_{fr} , δ_{nr} へ, δ_{th} を前後スロットル位置を表す δ_{thf} , δ_{thr} と書き換えると, 縦の微小擾乱運動方程式を QTW に適用した形である式(3)が得られる.

$$\dot{u} = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial w} w - W_0 q - g \cos \theta_0 \theta + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{fr}} \delta_{fr} + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{nr}} \delta_{nr} + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}} \delta_{thf} + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}} \delta_{thr} \quad (3a)$$

$$\dot{w} = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u} u + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial w} w + (U_0 + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial q}) q + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{fr}} \delta_{fr} + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{nr}} \delta_{nr} + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}} \delta_{thf} + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}} \delta_{thr} \quad (3b)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{fr}} \delta_{fr} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{nr}} \delta_{nr} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}} \delta_{thf} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}} \delta_{thr} \quad (3c)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3d)$$

式(3)は状態変数 $x = [u, w, q, \theta]^T$, 制御入力 $u = [\delta_{fr}, \delta_{nr}, \delta_{thf}, \delta_{thr}]^T$ としたとき, $\dot{x} = Ax + Bu$ の形になり, 4 入力 4 出力の MIMO (Multiple-Input and Multiple-Output) システムとなる. 本研究では, 式(3)を求めたい機体の縦運動のシステムとして, 変数 u , δ_{fr} , δ_{nr} , δ_{thf} , δ_{thr} の擾乱に対する空気力 X , Z とモーメント M の擾乱である計 12 の微係数 $\frac{\partial X}{\partial u}$, $\frac{\partial Z}{\partial u}$, $\frac{\partial M}{\partial u}$ …… をティルト角 $90[\text{deg}] \sim 0[\text{deg}]$ についてそれぞれ求めるために風洞実験と計算を行う.

3.2 釣り合い状態の定義

QTW はティルト角の変化に伴い, 主流を受ける翼の角度, 推力の方向などが変化することにより, ティルト角に応じた機体モデル, 制御則の選択が必要となる. このような制御をゲインスケジューリング(GS)制御という. GS 制御の流れは, いくつかの設計点を選択してゲインを設計し, その他の区間では線型補間などを用いて全区間に対応した制御則を設計するというものである. 設計点の選択は経験に基づくものが大きく, 先行研究である文献⁽²⁾ではティルト角の設計点を $90[\text{deg}]$, $80[\text{deg}]$, $60[\text{deg}]$, $30[\text{deg}]$, $15[\text{deg}]$, $0[\text{deg}]$, CLN の 7 点として設計しているが, 本研究では実験的にティルト角を $10[\text{deg}]$ 刻みで $90[\text{deg}]$ から $0[\text{deg}]$ までの 10 点を設計点として選択する.

式(3)における安定・制御微係数は, 機体が釣り合い飛行をしているときに, 各変数のみを変化させたときの空気力とモーメントの変化率である. 各微係数を風洞実験で求めるためには釣り合い飛行の条件を定義する必要がある. 本研究で定めた各ティルト角における釣り合い飛行の条件を表 2 に示す.

3.3 風洞実験による空力微係数と制御微係数の同定

風洞実験にて表 2 の釣り合い条件からの擾乱を再現し, 式

Table 2 conditions of balanced flight

tilt angle[deg]	true air speed[m/s]	front flapellon angle[deg]	rear flapellon angle[deg]
90	0	0	0
80	1	0	0
70	2	0	0
60	4	0	0
50	5	0	0
40	6	0	0
30	8	0	0
20	11	0	10
10	14	0	10
0	19	20	25

(3)の安定微係数と制御微係数を求めた. 求めた微係数の数はティルト角の設計点を多くとったことで多くなり, 紙面の都合上, すべての結果を掲載することが出来ないため, ティルト角 $50[\text{deg}]$ について風速 u を 5m/s から 7m/s へ変化させることで得られた $\frac{\partial X}{\partial u}$, $\frac{\partial Z}{\partial u}$, $\frac{\partial M}{\partial u}$ を代表して図 2, 図 3, 図 4 に示す. 使用した器具は, 6 軸力覚計, ベーン式風速計である. 実験方法は, $90[\text{deg}] \sim 0[\text{deg}]$ の各ティルト角において, 釣り合い状態の風速を風洞で再現し, 6 軸力覚計にて検出している数値のゼロリセットを行った状態を基準として, x 軸方向の風速(u), 前のフラップロン舵角(δ_{fr}), 後のフラップロン舵角(δ_{nr})をそれぞれ増加させることで擾乱を再現した. ただし, ティルト角 0° においては, 安全上の理由から, 19m/s の風速を出すことが出来なかったため, 16m/s の風速で参考値を求めた. 図 2, 図 3, 図 4 において, 2 次近似した関数の速度 $5[\text{m/s}]$ における傾きが空力微係数にあたるので, $\frac{\partial X}{\partial u} = -2.7718$, $\frac{\partial Z}{\partial u} = -3.0108$, $\frac{\partial M}{\partial u} = -0.1748$ と求めることができた. この値は, 本研究とサイズや重量に近い QTW の機体を扱っている文献⁽⁹⁾の値と, 符号, オーダーとともに一致していることから適当な値であると推察される. そのほかの係数も同様にして求めることができた.

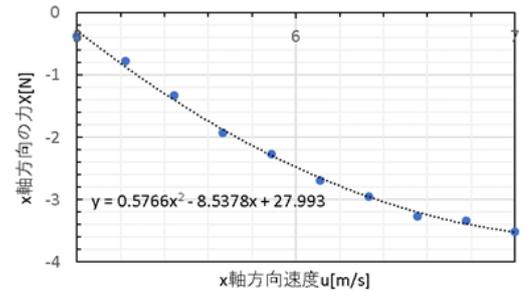


Fig. 2 relationship between x-axis velocity u and x-axis force X

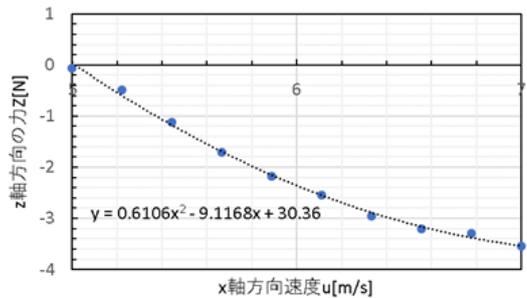


Fig. 3 relationship between x-axis velocity u and z-axis force Z

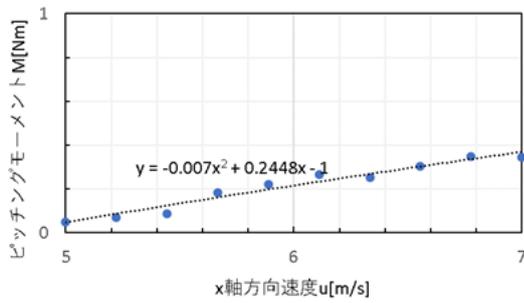


Fig. 4 relationship between x-axis velocity u and moment around y-axis M

4. 風洞試験で同定できない微係数の導出

風洞実験にて同定できなかった $\frac{\partial X}{\partial w}$, $\frac{\partial Z}{\partial w}$, $\frac{\partial M}{\partial w}$, $\frac{\partial Z}{\partial q}$, $\frac{\partial M}{\partial q}$, $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}}$, $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}}$, $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}}$ は式による推算を行い導出した. $\frac{\partial X}{\partial w}$, $\frac{\partial Z}{\partial w}$, $\frac{\partial M}{\partial w}$ についてはティルト角が迎角と等しいと仮定して $\frac{\partial X}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial Z}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial M}{\partial \alpha}$ を導出した後に $\alpha = w/U_0$ の関係を用いて変換した. $\frac{\partial X}{\partial q}$, $\frac{\partial M}{\partial q}$ については QTW の後翼を通常の航空機の水平尾翼に置き換えて、尾翼揚力傾斜を求め、機体形状と揚力傾斜の式から無次元空力微係数を求め、有次元空力微係数へと変換した. $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}}$, $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}}$, $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}}$ は推力(スロットル位置)の変化による力 X, Z , モーメント M の変化から求めた.

5. matlab-simulink による QTW の縦の制御則設計

求めた QTW のシステムを matlab-simulink で再現し制御則を設計する. 設計した姿勢制御則を図 5 に示す. ピッチ角の目標値を 3[deg] として与え、アクチュエータは 1 次遅れ系として仮定している. また、縦運動の線型近似モデルである式 (3) は δ_{flr} , δ_{flr} , δ_{thr} , δ_{thr} の 4 入力だが、本解析においては前フラップロン舵角 δ_{flr} , または前スロットル位置 δ_{thr} の単入力としている. 前フラップロン舵角が入力の場合の結果を図 6 に、前スロットル位置が入力の場合の結果を図 7 に示す. 結果は横軸に時間[s], 縦軸に状態変数 u, w, q, θ をとっている.

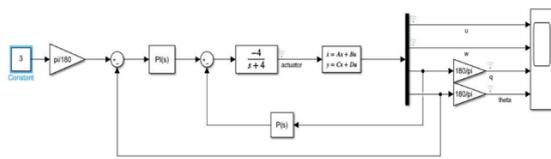


Fig. 5 attitude controller

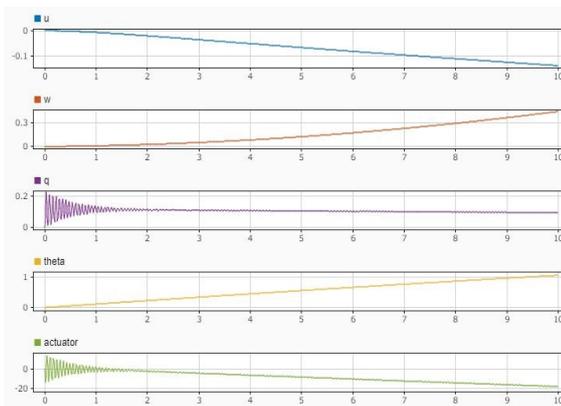


Fig. 6 relationship between δ_{flr} and u, w, q and θ

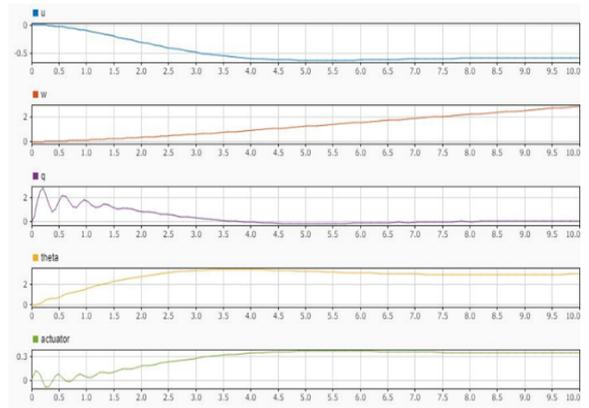


Fig. 7 relationship between δ_{thr} and u, w, q and θ

図 6 より前フラップロン舵角が入力の場合では、操作量とピッチ角速度が振動的で、かつ目標のピッチ角 3[deg] になっていないことから、制御ができていないと考えられる. 図 7 では約 3 秒で目標値のピッチ角 3[deg] になっており、制御ができていていると考えられる. これらのことから、ティルト角 50[deg] はフラップロンによるピッチングの制御が難しく、スロットルによるピッチングの制御が可能な状態である推察される. この理由として、スロットルに関しては推力の約 77[%] が鉛直上向きの成分としてピッチングへ寄与するが、フラップロンは主流に対して垂直に近い角度になり、抗力のみが増加し揚力が得られにくいことが考えられる.

6. 結言

本研究では新たに設計・製作した QTW 実験機の縦の運動の微小擾乱運動方程式を導出し、風洞実験にてシステムの同定を行った. 風洞実験にて同定できなかった係数についても機体形状と揚力傾斜の式より導出し、求めた QTW のシステムを用いて姿勢制御則を設計し、応答を解析した. 今後の展望としては、横・方向の機体モデルの同定、モデル化誤差に関する検討、飛行試験などを行う.

参考文献

- (1) 三田侑弥, “4 発ティルトウイング機の試作”, 高知工科大学情報附属図書館, 2019 年学位論文
- (2) 佐藤昌之, 村岡浩治, “Quad Tilt Wing 無人航空機の飛行制御”, 日本航空宇宙学会論文集, 2013 年
- (3) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, “航空機力学入門” 東京大学出版会, 1982 年
- (4) 嶋田有三, 佐々修一, “飛行力学”, 森北出版株式会社, 2017 年
- (5) 佐藤昌之, 村岡浩治, “小型 QTW 無人航空機の飛行制御則設計”, 日本航空宇宙学会論文集, 2016 年