

4 発ティルトウィング機の試作

Prototype of quad rotor tilt wing aircraft

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1190154 三田侑弥

記号の説明

N	:	モータ回転数[rpm]
KV	:	1Vあたりの無負荷回転数
E	:	バッテリー電圧[V]
η	:	モータ回転効率[%]
T	:	利用可能推力[N]
D	:	プロペラ直径[inch]
P	:	プロペラピッチ[pitch]
L	:	揚力[N]
ρ	:	空気密度[kg/m ³]
V	:	速度[m/s]
S	:	翼面積[m ²]
C _L	:	揚力係数[-]

ルロンとラダーが可動である。前後主翼のティルト角の違いによる揚力差を発生させるために、それぞれ独立したティルト機構を持ち、異なるティルト角をとることが可能である。



Fig.1 prototype of QTW aircraft

1 諸言

回転翼機は滑走路を必要とせず、垂直離着陸が可能であり、低速での飛行も可能である。しかし、長時間飛行や高速飛行には向かない機体である。一方、固定翼機は滑走路が必要で離着陸に距離を要するが、高速での飛行、長時間飛行に適した機体である。近年、回転翼機と固定翼機の性能を併せ持つ垂直離着陸機（Vertical Take Off and Landing: VTOL 機）の需要が高まっており、災害現場などの狭地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 機）は VTOL 機の一つであり、4つの翼をもつ。離陸時には翼を地面に対して 90° にして垂直に離陸しホバリングを行う。その後、徐々に翼を水平に近づけていく遷移飛行を行う。最終的に水平飛行へ移行し、固定翼機と同様に機体の前進によって揚力を得て前進飛行する。着陸時は水平飛行から徐々に翼を 90° へと近づける遷移飛行を行い、空中でホバリングを行い垂直に着陸する。

QTW は前後翼のピッチ角を変えることにより垂直離着陸と水平飛行を遷移する。このとき、オスプレイの事故が発生しているのと同様に不安定な状態になりやすい。

本研究では、前後主翼のピッチ角を独立に制御することによる機体の安定化を目指す。具体的な研究内容は軽量化を目指した機体を開発するとともに、前後主翼のティルト角を独立に設定することにより生じる揚力差を利用したピッチ方向の制御による安定性の高い飛行を検討し、風洞実験においてその有用性を検証する。本稿では、上記の前後主翼の揚力差を利用したピッチ方向の制御を行うためにまず実験機の設計・製作を述べる。

2 実験機の設計

2.1 試作した QTW の機体

図 1 に試作中の QTW の機体を示す。全長は 900[mm]で、エ

2.2 垂直離着陸時の利用可能推力の導出と目標とする機体重量の設定

垂直離着陸時と水平飛行時に大きな推力が必要となることから、モータは大型機に使用されるものを採用した。プロペラは機構の単純化のために固定ピッチプロペラを採用した。また、空中でホバリングを行うには大きな径が求められることから、10[inch]×5.5[pitch]を採用した。モータに対応したバッテリーは 3 セルと 4 セルであり、セル数が多い方が大きな推力を発生させることができるため、4 セルのバッテリーを採用した。

このモータ、プロペラ、バッテリーを使用して得られる推力を求める。モータ回転数を N [rpm]、1Vあたりの無負荷回転数を KV 、バッテリー電圧を E [V]、モータ回転効率を η [%]とすると、モータ回転数は

$$N = KV \times E \times \eta \quad (1)$$

で表される。利用可能推力を T [N]、プロペラ直径を D [inch]、プロペラピッチを P [pitch]、世界標準プロペラ係数を 22 とすると、利用可能推力は

$$T = \left(\frac{D}{10}\right)^3 \times \frac{P}{10} \times \left(\frac{N}{1000}\right)^2 \times \frac{1}{1000} \times 22 \times 9.8 \quad (2)$$

で表される。

プロペラとモータとバッテリーの諸元を表 1 に示す。

式 (1) と式 (2) を用いて求めたモータ回転効率 η と利用可能推力 T の関係を図 2 に示す。

Table1 specifications of the motor, the propeller and the battery

motor	1300kv
propeller	10inch×5.5pitch
battery	4S(14.8V)

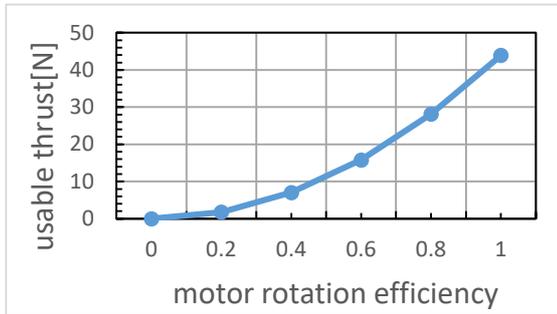


Fig.2 relationship between motor rotation efficiency and usable thrust

式 (1) と式 (2) より, モータ回転効率 $\eta=60\%$ において1発あたり利用可能推力 $T=15.8\text{[N]}$, 80% において $T=28.1\text{[N]}$ となった. モータは4発あるので, 垂直離着陸時に利用可能な推力は $\eta=60\%$ において 63.2[N] , $\eta=80\%$ において 112[N] となった. この結果より, 機体の総重量はモータ回転効率 60% において余裕をもって浮上可能な 3.5kg を目標とした.

2.3 水平飛行時に発生する揚力の導出と翼の諸元の決定

揚力を $L\text{[N]}$ 、空気密度を $\rho\text{[kg/m}^3\text{]}$ 、速度を $V\text{[m/s]}$ 、翼面積を $S\text{[m}^2\text{]}$ 、揚力係数を $C_L\text{[-]}$ とすると, 揚力は

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3)$$

で表される. 水平飛行時の速度を 15[m/s] 、翼弦長を 0.2[m] と仮定してレイノルズ数を計算すると, 317649 である. 非対称翼である epppler193 翼型を使用すると仮定して, 翼型の性能をシミュレーションできる Airfoil Tools を用いて迎角と揚力係数の関係をシミュレーションした結果を図3に示す. 緑線がレイノルズ数 200000 , 紫線がレイノルズ数 500000 のときのグラフである. 図3より迎角が約 $6\sim 7^\circ$ で揚力係数が 1.0 となる. 前翼スパンを 0.7[m] 、後翼スパンを 0.8[m] と仮定して, 式 (1) を用いると, 揚力 $L=41.47\text{[N]}$ となり, 機体重量の目標である 35[N] を上回った. これにより, 翼のスパンは前翼 0.7[m] 、後翼 0.8[m] とした.

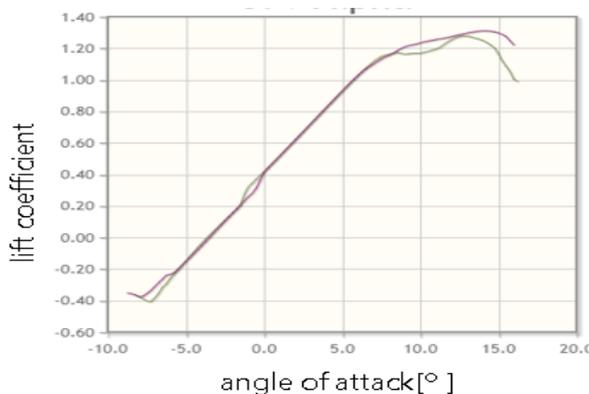


Fig.3 relationship between lift coefficient and angle of attack⁽³⁾

2.4 胴体の設計

胴体を製作する際, 軽量化のために材料には 3[mm] のベニヤを採用し, 肉抜きを多くした. 機体は本学の風洞実験装置に入れることができるように全長を 1[m] 以下にする必要があるため, ベニヤ板で製作する胴体の中心部分を 600[mm] 、空気の流れを整流する前後のコーンをそれぞれ 150[mm] として, 全長は 900[mm] とした. また, 翼に生じる揚力により胴体にねじれやせん断力がかかると推測されるため, 各ベニヤ板の末端にほぞを作り直角にベニヤ板の溝にはめ込むことで力を胴体全体で受け持つようにした. 胴体上部にはハッチを3つつけて, 前後のハッチは翼をティルトさせる機構, 中心のハッチは積載物の出し入れを可能にする.

翼をティルトさせる機構にはサーボを搭載し, 材料は POM と ABS を用いる.

3 実験機の製作

3.1 翼の製作

製作した翼を図4に示す. 翼は2.3で決めた諸元の通りにレーザー加工機で加工し, 翼表面をパルサで覆い, オラカパフィルムを貼った. サーボを搭載しているためエルロンが可動で, 高揚力装置としても利用可能である. モータマウントはベニヤを組み合わせて製作した.



Fig.4 experimental aircraft wing

3.2 胴体の製作

製作した胴体を図5に示す. 胴体中心の部分は 3[mm] のベニヤ板をレーザー加工機で加工し, ほぞをはめ込んで組み立て, シアノボンドで接着した. 前後のコーンはスタイロフォームを電熱線で切断し, やすりで削り成型した. ベニヤ板にそのままねじを通すと板が欠けることがあるため, 爪付きナットを使用した.



Fig.5 experimental aircraft body

4 プロペラの推力測定実験

2.2で導出した利用可能推力を実際に使用するモータ, プロペラ, ESC, 受信機を用いて測定した. その結果を図6に示す.

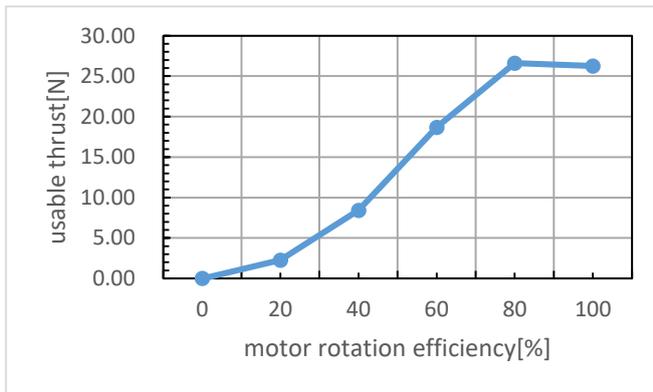


Fig.6 observed value of relationship between motor rotation efficiency and usable thrust

図2と図6より, モータ回転効率0~80%では, 2.2で導出した利用可能推力に近い値が計測されていることが分かる. モータ回転効率を100%にしたときの利用可能推力は, モータ回転効率80%のときと同じ推力になっている. これは, モータに流れる電流をESCが制限したためだと考えられる. また, モータ回転効率60%においては平均18.67[N]の推力となっているため, モータ4発使用時は機体総重量の目標である3.5[kg]の機体を浮上させる推力が十分に得られると考えられる.

5 結言

本稿では, QTWの前後主翼の揚力差によるピッチ方向の制御を行うために, 機体の設計・製作を行った. また, 導出したプロペラの利用可能推力を実験にて測定し, 実際に機体が浮上するのに十分な推力を得られることを確認した. 今後は垂直尾翼を製作し機体全体を完成させ, 導出した推力を風洞実験にて測定し, 制御則を検討する.

謝辞

本研究の機体製作において多大なご協力をいただいたサーマル工房様に感謝申し上げます.

参考文献

- (1)柳澤勇希, “Quad Tilt Wing 機的设计, 製作”, 高知工科大学附属情報図書館, 2017年学位論文
- (2)江崎享, “QTW (Quad Tilt Wing) 機的设计と試作”, 高知工科大学附属情報図書館, 2016年学位論文
- (3)“Airfoil Tools”
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e193-il#polars>
(2019.1.31)
- (4)牧野光雄. ”航空力学の基礎(第3版)”. 産業図書株式会社. 2013. 9. 25