

2020（令和 2）年度 修士学位論文

## 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

2021 年 3 月 11 日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻  
航空宇宙工学コース

1235108 三田侑弥

指導教員 岡宏一 教授  
原田 明德 准教授

# 目次

|  |    |
|--|----|
| 第1章 序論   | 1  |
| 1.1 研究背景   | 1  |
| 1.2 QTW 機の問題点  | 3  |
| 1.3 研究の目的と流れ   | 3  |
| 第2章 実験機の設計   | 4  |
| 2.1 垂直離着陸時の推力と機体総重量の決定   | 4  |
| 2.2 水平飛行時に翼で発生する揚力の導出と翼の諸元の決定  | 6  |
| 2.3 胴体の設計  | 7  |
| 2.4 ティルト機構の設計  | 8  |
| 第3章 実験機の製作   | 10 |
| 3.1 翼の製作   | 10 |
| 3.2 胴体の製作  | 11 |
| 3.3 機体の組み立て  | 12 |
| 第4章 プロペラとモータ 4 基の推力測定実験  | 15 |
| 4.1 実験の目的と方法   | 15 |
| 4.2 実験結果と考察  | 15 |
| 第5章 航空機の運動方程式と QTW 実験機への適用   | 17 |
| 5.1 航空機の縦の微小擾乱運動方程式  | 17 |
| 5.2 QTW の縦の微小擾乱運動方程式の導出  | 19 |
| 第6章 風洞実験による安定・制御微係数の同定   | 20 |
| 6.1 実験の目的と方法   | 20 |
| 6.2 実験結果と考察  | 21 |
| 6.2.1 ティルト角 90[deg]について  | 21 |
| 6.2.2 ティルト角 50[deg]について  | 22 |
| 6.2.3 ティルト角 10[deg]について  | 24 |
| 第7章 風洞実験にて同定できない微係数の導出   | 28 |
| 7.1 風洞実験にて同定できない微係数について  | 28 |
| 7.2 微係数の推定   | 28 |
| 7.2.1 $\partial X/\partial w$ , $\partial Z/\partial w$ , $\partial M/\partial w$ について   | 28 |
| 7.2.2 $\partial Z/\partial q$ , $\partial M/\partial q$ について   | 31 |
| 7.2.3 $\partial X/\partial \delta_{thf}$ , $\partial X/\partial \delta_{thr}$ , $\partial Z/\partial \delta_{thf}$ , $\partial Z/\partial \delta_{thr}$ , $\partial M/\partial \delta_{thf}$ , $\partial M/\partial \delta_{thr}$ について | 33 |
| 第8章 Matlab-Simulink による QTW の縦の制御則設計   | 37 |
| 8.1 求めた QTW のシステム  | 37 |
| 8.1.1 ティルト角 50[deg]について  | 37 |
| 8.1.2 ティルト角 10[deg]について  | 37 |
| 8.2 姿勢制御則  | 38 |
| 8.3 結果と考察  | 38 |
| 8.3.1 ティルト角 50[deg]について  | 38 |
| 8.3.2 ティルト角 10[deg]について  | 40 |

|               |    |
|---------------|----|
| 第 9 章 結論..... | 42 |
| 謝辞.....       | 43 |
| 参考文献.....     | 44 |
| 付録.....       | 45 |

## 第1章 序論

### 1.1 研究背景

図 1-1 に示すヘリコプタやドローンなどの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，低速での飛行や空中での静止が可能だが，長時間飛行や高速飛行に向かない航空機である．図 1-2 に示すジェット機やグライダーなどの固定翼機は滑走路が必要であり，離着陸に回転翼機よりも長い距離を要するが，固定翼で揚力が生じるため，長時間・長距離飛行，高速での飛行に適した機体である．回転翼機と固定翼機の違いを表 1-1 にまとめる．



Fig.1-1 rotorcraft

[https://ja.wikipedia.org/wiki/ヘリコプター#/media/File:Bell\\_407\\_\(D-HBEN\).jpg](https://ja.wikipedia.org/wiki/ヘリコプター#/media/File:Bell_407_(D-HBEN).jpg)(2019.2.4)



Fig.1-2 fixed-wing aircraft

<https://ja.wikipedia.org/wiki/ジェット機#/media/File:Meteor.kemble.750pix.jpg>(2019.2.4)

Table.1-1 features of rotorcraft and fixed-wing aircraft

|       | 回転翼機 | 固定翼機   |
|-------|------|--------|
| 滑走路   | 不必要  | 必要     |
| 高速飛行  | 不適   | 可能     |
| 長時間飛行 | 不適   | 可能     |
| 長距離飛行 | 不適   | 可能     |
| 空中静止  | 可能   | 基本的に不可 |

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) の需要が高まっている。垂直離着陸や空中での静止が可能で、長時間、長距離の飛行も可能であるため、災害現場などの狭地や不整地をはじめとして様々な場面での運用が期待されている。4発ティルトウイング機 (Quad rotor Tilt Wing: QTW) は VTOL 機の一つであり、4つの翼を持つ。離陸時は翼を地面に対して  $90^\circ$  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る遷移飛行を行う。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を行う。着陸時は水平飛行から徐々に翼を  $90^\circ$  へ近づける遷移飛行を行い、空中でホバリングし、垂直に着陸する。図 1-3 に JAXA が製作した QTW 機を示す。



Fig.1-3 QTW aircraft (JAXA)

[http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/uas/uas-expand/\(2019.2.4\)](http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/uas/uas-expand/(2019.2.4))

ティルトウイング機と類似の形態の VTOL 機として、ティルトロータ機がある。ティルトウイング機がロータのついた翼ごと傾けるのに対して、ティルトロータ機は翼を固定して、翼端についたロータのみを傾ける。ティルトウイング機はティルトロータ機に比べ、メンテナンスが容易、翼端の構造が複雑にならない、離陸時に翼で生じる揚力を利用することができるため、短距離離陸性能に優れるといった利点をもつ。

## 1.2 QTW 機の問題点

QTW は垂直離着陸から水平飛行までの過程において、翼のティルト角が 90[deg]から 0[deg]まで変化することにより、機体・制御特性が大きく変化する。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。このことから、QTW を制御する際は、ティルト角の変化の変化による機体・制御特性の変化に応じ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ィルト角 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<sup>(1)(2)</sup>、QTW の飛行試験に成功した例は少ない。

## 1.3 研究の目的と流れ

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点に対して、制御則を設計して飛行を安定化させることを目的とする。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。

## 第2章 実験機的设计

本章では垂直離着陸時に発生する推力と，水平飛行時に発生する揚力を導出し，機体の諸元を決定する．

### 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]               |
| $\eta$         | 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]                    |
| $\rho$         | 空気密度[kg/m <sup>3</sup> ] |
| V              | 速度[m/s]                  |
| S              | 翼面積[m <sup>2</sup> ]     |
| C <sub>L</sub> | 揚力係数[-]                  |

### 2.1 垂直離着陸時の推力と機体総重量の決定

表 2-1 に本機体に搭載するモータ，プロペラ，バッテリーの諸元を，図 2-1，図 2-2，図 2-3 に外観示す．QTW は VTOL 機の一つであり，垂直離着陸において機体重量を浮上させ，水平飛行において必要な速度を出すための推力が必要であるため，モータは大型機に使用されるものを採用した．

Table.2-1 specifications of motor, propeller and battery

|          |                     |
|----------|---------------------|
| モータ KV 値 | 1300[rpm/V]         |
| プロペラ     | 10[inch]×5.5[pitch] |
| バッテリー    | 4s Li-Po (14.8V)    |



Fig.2-1 motor(NTM propdrive EF-1 1300KV)





Fig.2-2 propeller(10inch×5.5pitch)



Fig.2-3 battery(ZIPPY5000mAh 4S 40C)

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導出する。モータ回転数を  $N[\text{rpm}]$ , 1V あたりの無負荷回転数を  $KV$ , バッテリ電圧を  $E[\text{V}]$ , モータ回転効率を  $\eta[\%]$  とすると, モータ回転数は式(2-1)で表される。

$$N = KV \times E \times \eta \quad (2-1)$$

で表される。利用可能推力を  $T[\text{N}]$ , プロペラ直径を  $D[\text{inch}]$ , プロペラピッチを  $P[\text{pitch}]$ , 世界標準プロペラ係数を 22 とすると, 利用可能推力は式(2-2)で表される。

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



式(2-1)と式(2-2)を用いて求めたモータ出力と利用可能推力の関係を図 2-4 に示す。

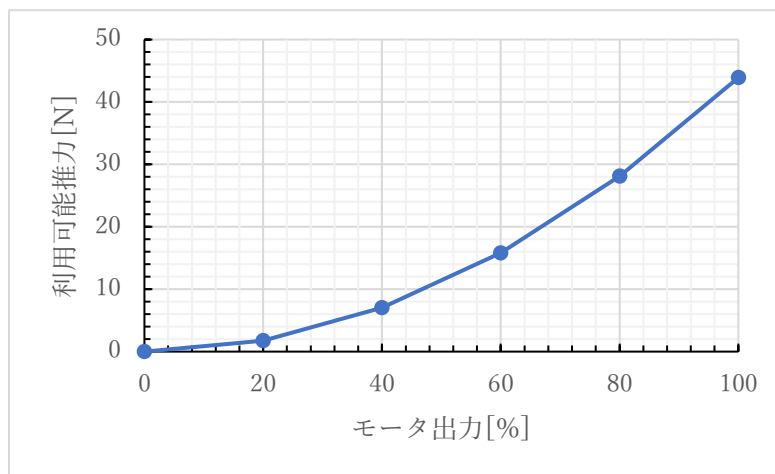


Fig.2-4 relationship between motor output and available thrust

図 2-4 より、モータ出力 40%で約 7N、モータ出力 60%で約 15N の推力が得られることが分かる。図 2-4 はモータ 1 基あたりの利用可能推力なので、モータ 4 基ではモータ出力 40%で約 28N、モータ出力 60%で約 60N の推力が得られると推察される。モータ出力 40%から 100%の区間では、モータ出力と利用可能推力は線型に近い関係であることが読み取れる。しかし、実際にモータが許容する電流の最大値によって電流が制限されることから、図 2-4 におけるモータ出力 100%時の利用可能推力は実際には得られないと考えられる。また、モータの出力が小さい 0%から 20%の区間では利用可能推力が小さい値になっているが、これはモータの負荷によるものだと考えられる。

QTW の飛行において、垂直離着陸と遷移飛行時において、機体重量を浮上させるのに必要な推力をモータとプロペラによる推力でまかなう必要があることから、モータ出力 50%から 60%で余裕をもって浮上可能な 3.5[kg]を製作する機体の重量の目標として決定した。

## 2.2 水平飛行時に翼で発生する揚力の導出と翼の諸元の決定

揚力を  $L$  [N]、空気密度を  $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>]、速度を  $V$  [m/s]、翼面積を  $S$  [m<sup>2</sup>]、揚力係数を  $C_L$  [-]とすると、揚力は式(2-3)で表される。

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

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。非対称翼は対称翼よりも水平飛行時に大きい揚力を得ることができるため、非対称翼である eppler193 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 2-5 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 2-5 より迎角が約 6~7° で揚力係数が 1.0 となる。また、図 2-5 より迎角 12~15° で失速が起こっていることが分かる。前翼ス

パンを 0.7[m], 後翼スパンを 0.8[m]揚力係数 1.0 と仮定して, 式 (2-3) 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  $34.3[\text{N}]$  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.

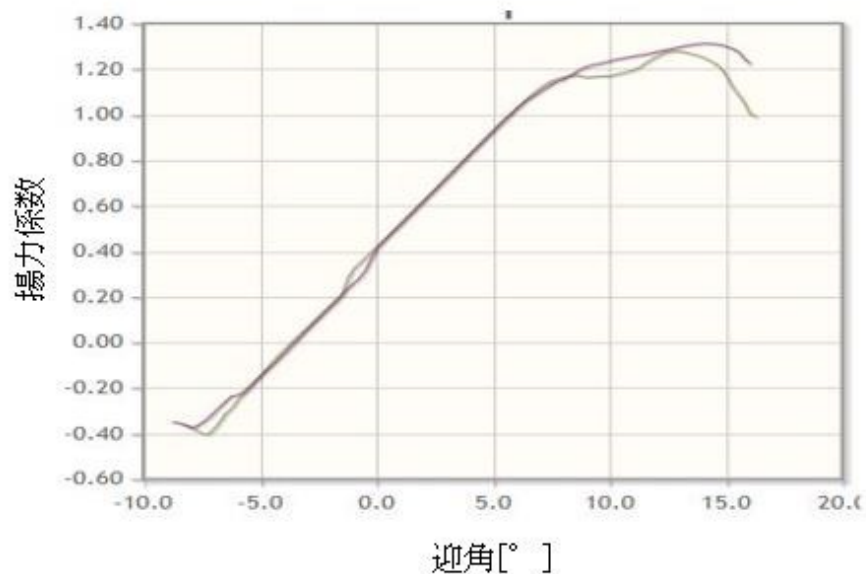


Fig.2-5 relationship between angle of attack and lift coefficient

本章で決定した機体の諸元を表 2-2 に示す.

Table.2-2 specifications of QTW aircraft decided in this chapter

|        |         |
|--------|---------|
| 機体の総重量 | 3.5[kg] |
| 前翼スパン  | 0.7[m]  |
| 後翼スパン  | 0.8[m]  |
| 翼弦長    | 0.2[m]  |

## 2.3 胴体の設計

胴体の設計の際に, 材料には軽量化のために 3[mm] のベニヤ板を採用し, 肉抜きを多く施した. 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って胴体にねじれやせん断力がかかると推測されるため, 図 2-6 に示すように各ベニヤ板の末端にほぞを作り, 直角にベニヤ板の溝へはめ込むことで力を胴体全体で受け持つようにした. また, 胴体の構造は航空機のモノコック構造を参考にして, 図 2-7 に示すように 4 枚の外板にかみ合い, 中板を挟み込むように補強材を設計した. 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.

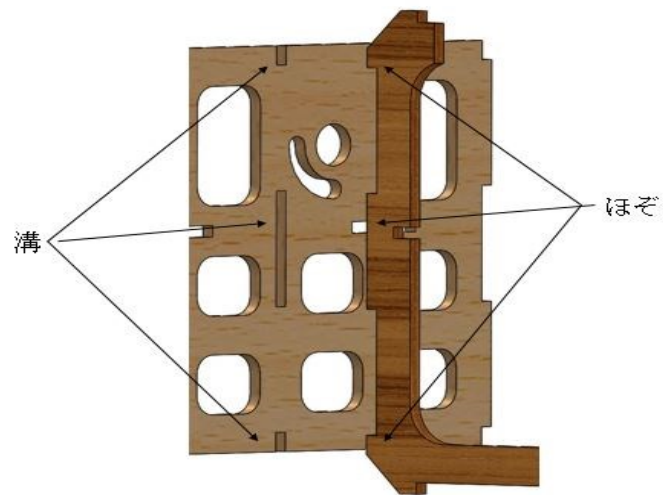


Fig.2-6 tenon and mortise of body

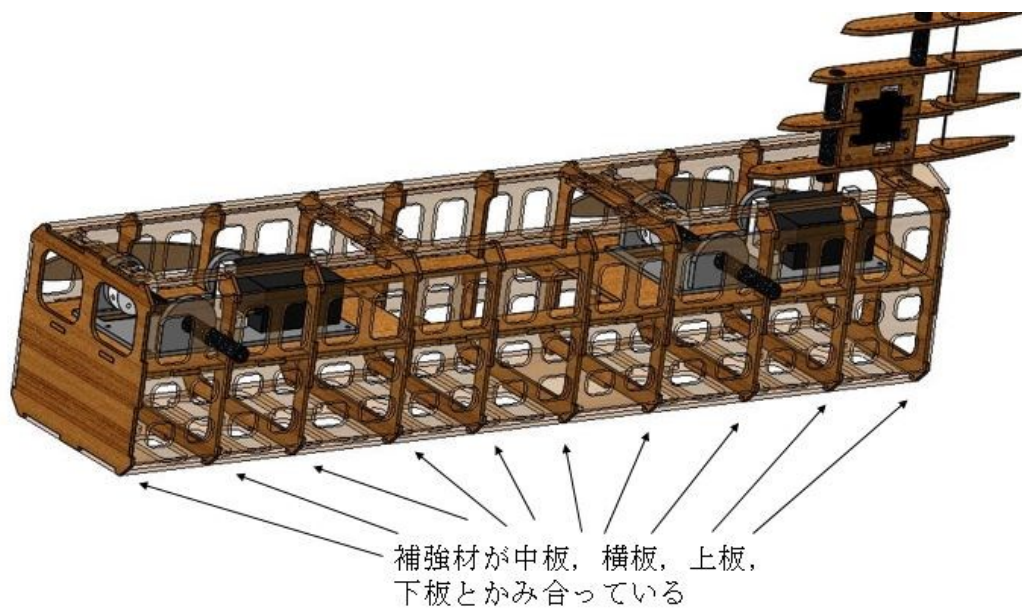


Fig.2-7 stringer of body

## 2.4 ティルト機構の設計

図 2-8 に設計したティルト機構を示す．ティルト機構に採用したサーボモータを図 2-9 と表 2-3 に示す．翼のシャフトをかしめて， $90^{\circ}$  回転させることができる．3D プリンタで製作し，材料には樹脂を用いた．

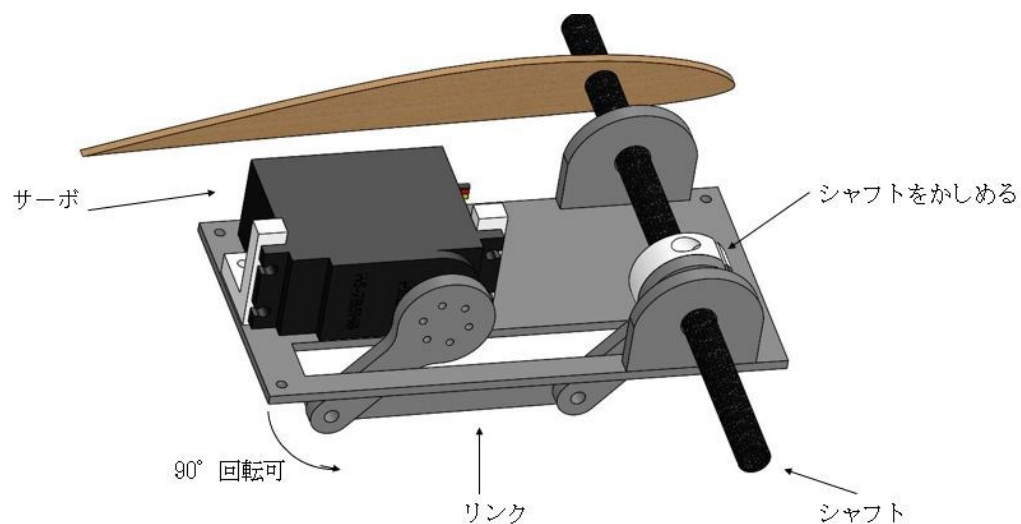


Fig.2-8 tilting mechanism

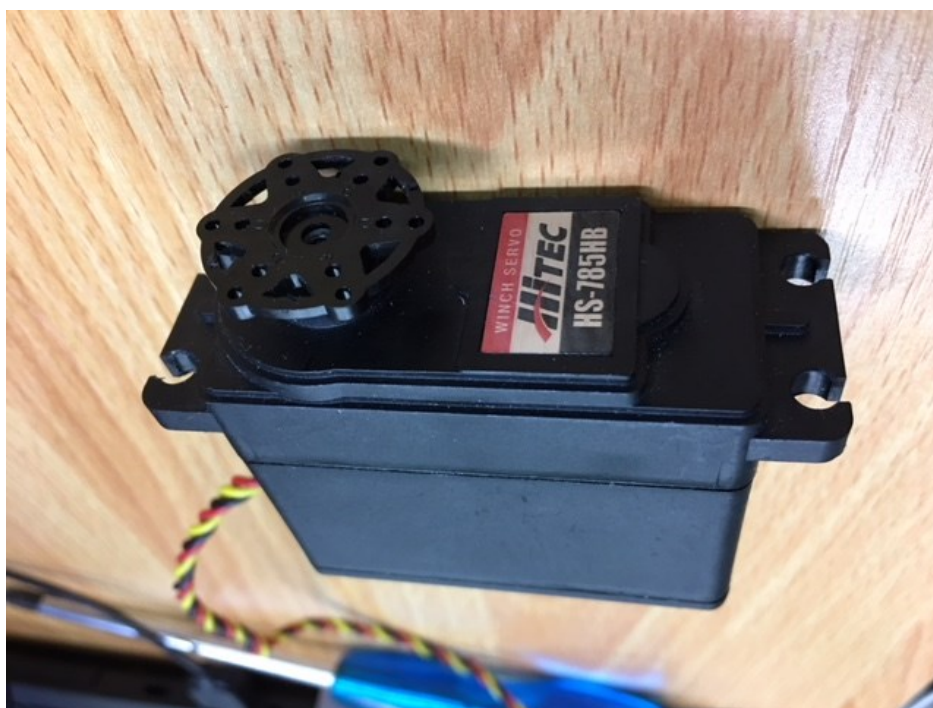


Fig.2-9.servomotor of tilting mechanism(HITEC HS-785HB)

Table.2-3 specifications of servomotor of tilting mechanism

|            |             |
|------------|-------------|
| 重量         | 110[g]      |
| 可動電圧       | 4.8～6.0[V]  |
| トルク (4.8V) | 11[kg・cm]   |
| トルク (6.0V) | 13.2[kg・cm] |



## 第3章 実験機の製作

### 3.1 翼の製作

製作した翼を図3-1に示す。翼は2章3節で決めた諸元通りにレーザー加工機で加工し、翼表面を航空機模型などに用いられる木材であるバルサで覆い、オラカバフィルムを貼った。方向舵面であるエルロンと高揚力装置フラップの役割を併せ持つフラップロンにはサーボモータを搭載している。図3-2と表3-1にエルロンのサーボモータを示す。モータを搭載するモータマウントはベニヤを組み合わせて製作した。モータとモータマウントには空気の流れを整流するカバーを取り付け、このカバー内に、モータに過電流が流れるのを防ぐESCを格納する。



Fig.3-1 wings and motor mounts

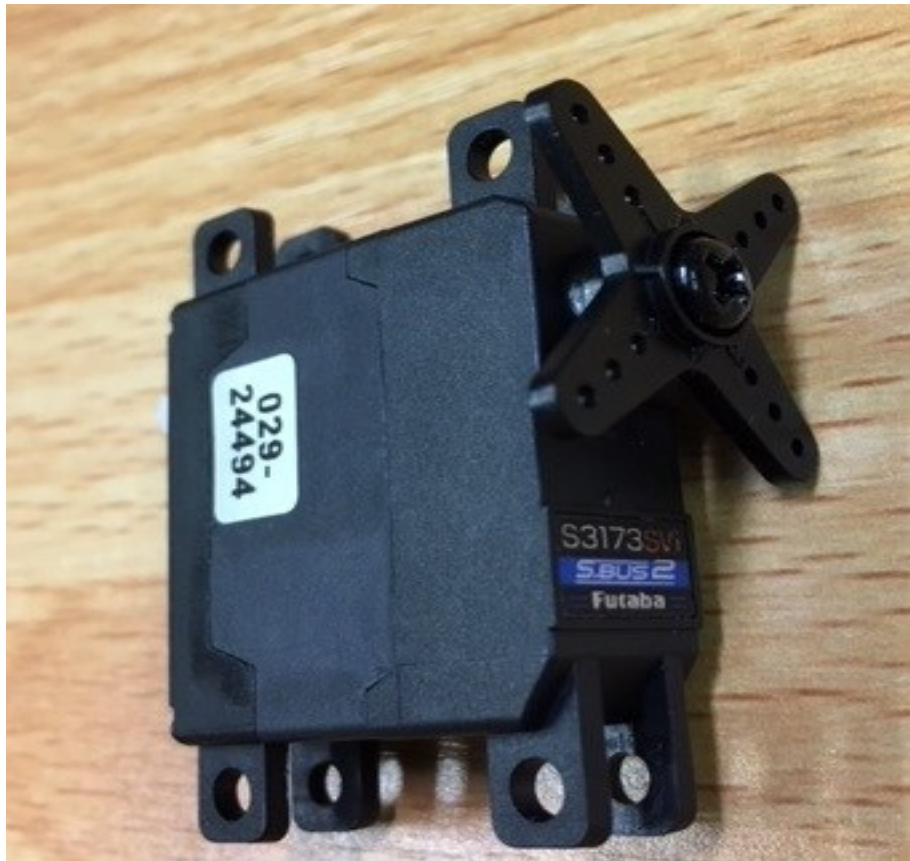


Fig.3-2 servomotor of flappellon (Futaba S3173SVi)

Table.3-1 specifications of servomotor of flappellon

|             |            |
|-------------|------------|
| 重量          | 20.6[g]    |
| 可動電圧        | 6.0～8.4[V] |
| トルク (6. 0V) | 3.5[kg・cm] |
| トルク (6. 6V) | 3.9[kg・cm] |
| トルク (7. 4V) | 4.3[kg・cm] |

### 3.2 胴体の製作

製作した胴体を図 3-3 に示す．胴体の中心部分は 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，M3 の爪付きナットを使用した．爪付きナットは直径 3mm の下穴をあけ，金槌で叩いてはめ込んだ．爪付きナットを入れ込んだ面と反対方向からねじを締めることでベニヤ板をねじと爪付きナットで固定することができる．図 3-4 に使用した爪付きナットを示す．





Fig.3-3 body



Fig.3-4 claw nut

### 3.3 機体の組み立て

図 3-3 の胴体にオラカバのフィルムを貼り，ティルト機構によって図 3-1 の翼と組み合わせて完成した機体を図 3-5，図 3-6 に，機体の諸元を表 3-2 に示す．設計時との相違は，機体に制御基板などを搭載した総重量が 4.1[kg]になったことと，前翼，後翼それぞれスパンが 20[mm]長くなったことである．機体重量が 4.1[kg]になったことにより，プロペラとモータの必要推力は設計時より大きくなるが，図 2-4 よりモータ出力 50%から 60%の推力で浮上させることができる範囲に収まっているため，大きな問題ではないと考えられる．



Fig.3-5 assembled QTW aircraft (0[deg])



Fig.3-6 assembled QTW aircraft (90[deg])

Table.3-2 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 | 0.73[m] | Battery   | 4s(14.8V)           |
| Rear wing span  | 0.83[m] | Propeller | 10[inch]×5.5[pitch] |



## 第4章 プロペラとモータ4基の推力測定実験

### 4.1 実験の目的と方法

2章1節ではプロペラとモータの式からモータ出力と利用可能推力の関係を導出した。本章では、導出した利用可能推力が実際にモータ4基で得られるかを確認することを目的として推力測定実験を行った。実験に使用した道具は図4-1に示す6軸力覚計と、図4-2に示す3Dプリンタで製作した治具である。QTW実験機を治具で6軸力覚計に固定し、ティルト角を $90[\text{deg}]$ で地面に対して直角にし、モータを15%、30%、45%で回転させた。6軸力覚計はレプトリノ社製で、 $x,y,z$ 軸方向の力と $x,y,z$ 軸まわりのモーメントを逐次モニタリングすることができる。本実験ではモータ出力15%と30%では10秒間、モータ出力45%では安全のため2秒間、1秒当たり100回 $z$ 軸方向の力を記録した。

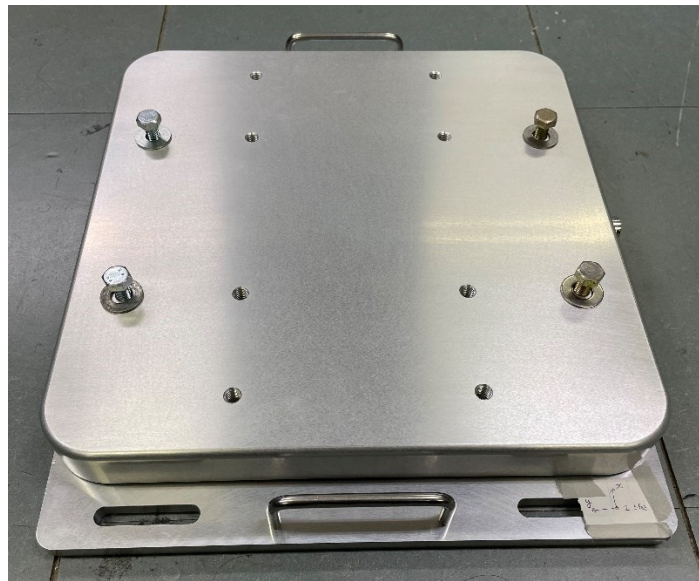


Fig.4-1 6-axis force sensor

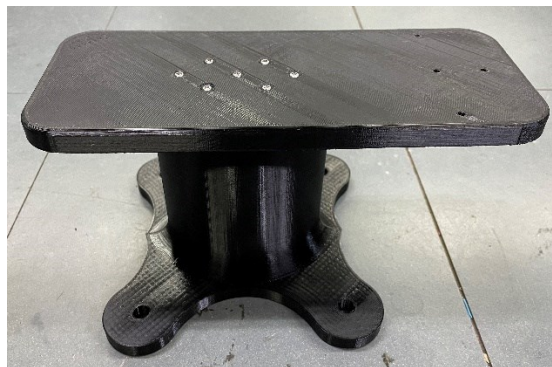


Fig.4-2 jig for fixing aircraft to the force sensor

### 4.2 実験結果と考察

15%、30%、45%それぞれの $z$ 軸方向の力の平均値を、横軸をモータ出力、縦軸を推力として図4-3に示す。

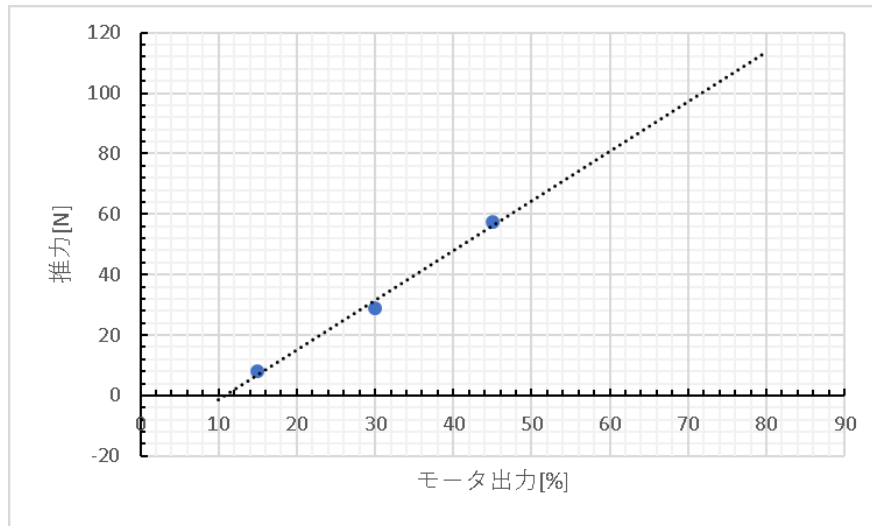


Fig.4-3 relationship between motor output and thrust

近似曲線を引くことによって、モータ出力と推力の関係は線型であることが分かった。事前の実験によってモータ出力 80%以上だと ESC がモータに流れる電流を制御することを確認したため、モータ出力 80%以上は使用しないことに決定した。近似曲線より、モータ出力 10%のときに推力が 0[N]になることが読み取れる。これによりモータ自体の負荷によってモータ出力が 10%以下の時は推力が得られないと推察される。2 章 1 節では、モータ出力とモータ 1 基あたりの利用可能推力の関係を計算によって導出した。理論値である図 2-4 と実測値である図 4-3 を比較すると、理論値が 2 次曲線に近い形をしているのに対して、実測値は線型であるという差異が読み取れた。また、理論値ではモータ出力が 60%の時は約 60[N]の推力が得られるとしているが、実測値ではモータ出力 45%の時点で推力が 60[N]となっており、実測値が理論値を大きく上回る事となった。この原因として、プロペラとモータから得られる利用可能推力の推算公式である式(2-1)と式(2-2)が間違っている、本実験におけるモータ出力のプログラムが間違っているなどが考えられるため、実機での飛行の際には再度確認する必要がある。

## 第5章 航空機の運動方程式と QTW 実験機への適用

### 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]         |
| $\theta, \Phi$               | 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 <sup>2</sup> ] |
| $I_{xz}, I_{yz}$             | 慣性乗積[kgm <sup>2</sup> ]    |
| $u, v, w$                    | 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]        |
| $\theta_0$                   | 釣り合い時のピッチ角[deg]            |
| $\delta_e$                   | エルロン舵角[deg]                |
| $\delta_{th}$                | スロットル位置[%]                 |
| $\delta_{flr}, \delta_{flr}$ | 前後フラップロン舵角[deg]            |

本章ではまず一般的な航空機の釣り合い定常飛行における微小擾乱運動方程式<sup>(3)(4)</sup>を示し、それを QTW に適用できる形へ書き換える。

### 5.1 航空機の縦の微小擾乱運動方程式

航空機の運動方程式は式(5-1)で表される<sup>(3)</sup>。

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg\sin\theta + X_a \quad (5-1a)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = mg\cos\theta\sin\phi + Y_a \quad (5-1b)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = mg\cos\theta\cos\phi + Z_a \quad (5-1c)$$

$$I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ = L \quad (5-1d)$$

$$I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})RP + I_{xz}(P^2 - R^2) = M \quad (5-1e)$$

$$-I_{xz}\dot{P} + I_{zz}\dot{R} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR = N \quad (5-1f)$$

式(5-1)において、式(5-1a)(5-1c)(5-1e)が航空機の縦の運動に関する運動方程式である。以下、縦の運動方程式についてのみ論じる。機体に空気力や操縦による擾乱が生じた場合について、変数の変化を小文字で表すと、式(5-2)で表すことができる。

$$U = U_0 + u(t) \quad (5-2a)$$

$$W = W_0 + w(t) \quad (5-2b)$$

$$Q = q(t) \quad (5-2c)$$

$$\theta = \theta_0 + \theta(t) \quad (5-2d)$$

同様に釣り合い状態からの擾乱を引き起こす力とモーメントを  $\Delta$  をつけて表すと式(5-3)で表すことができる。



$$X_a = X_{a0} + \Delta X_a(t) \quad (5-3a)$$

$$Z_a = Z_{a0} + \Delta Z_a(t) \quad (5-3b)$$

$$M = \Delta M(t) \quad (5-3c)$$

式(5-2)(5-3)を式(5-1)に代入して、横・方向に関する変数をゼロにし、微小項を無視するなどの近似を行うことで式(5-4)が得られる<sup>(3)</sup>。

$$m(\dot{u} + qW_0) = -\theta mg \cos \theta_0 + \Delta X_a \quad (5-4a)$$

$$m(\dot{w} - qU_0) = -\theta mg \sin \theta_0 + \Delta Z_a \quad (5-4b)$$

$$I_{yy}\dot{q} = \Delta M \quad (5-4c)$$

式(5-4)における空気力とモーメントを線型化する．まず x 軸方向の空気力 $X_a$ について，機体の速度，角速度，舵角，スロットル位置の関数であり，いずれも微小だと仮定する．このとき， $X_a$ をテイラー級数に展開し，それぞれの第 1 項のみを用いると式(5-5)で表すことができる．

$$X_a \cong X_0 + \frac{\partial X_a}{\partial u}u + \frac{\partial X_a}{\partial v}v + \frac{\partial X_a}{\partial w}w + \frac{\partial X_a}{\partial p}p + \cdots + \frac{\partial X_a}{\partial \delta_t}\delta_{th} \quad (5-5)$$

式(5-4)における z 軸方向の空気力 $Z_a$ とピッチングモーメント  $M$  も同様にして近似し，その他微小な項を無視することで空気力とモーメントは式(5-6)で表すことができる．添え字  $a$  は省略する．

$$\Delta X_a = \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_t}\delta_{th} \quad (5-6a)$$

$$\Delta Z_a = \frac{\partial Z}{\partial u}u + \frac{\partial Z}{\partial w}w + \frac{\partial Z}{\partial q}q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_t}\delta_{th} \quad (5-6b)$$

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_t}\delta_{th} \quad (5-6c)$$

式(5-6)を式(5-4)に代入して整理することで式(5-7)を得る．

$$\dot{u} = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial w}w - W_0 q - g \cos \theta_0 \cdot \theta + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{th}}\delta_{th} \quad (5-7a)$$

$$\dot{w} = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u}u + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial w}w + (U_0 + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial q})q + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{th}}\delta_{th} \quad (5-7b)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{th}}\delta_{th} \quad (5-7c)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (5-7d)$$

式(5-7)が一般的な航空機の縦の微小擾乱運動方程式である<sup>(3)</sup>．変数  $u$ ， $w$ ， $q$ ， $\theta$ の係数を安定微係

数, 変数 $\delta_e$ ,  $\delta_{th}$ の係数を制御微係数と呼ぶ.

## 5.2 QTW の縦の微小擾乱運動方程式の導出

式(5-7)における運動方程式は, 主翼が 1 つの航空機におけるものである.  $\delta_e$ ,  $\delta_{th}$ の項は主翼の空力舵面であるエルロンの舵角と推力を発生させるスロットルによって引き起こされる擾乱を表す微係数である. QTW は前後に主翼があり, 各主翼に空力舵面であるフラップロンと推力を発生させるプロペラがあるため書き換える必要がある. 本研究では, 前後フラップロンと前後スロットル位置の操作が  $x, z$  軸方向の空気力とピッチングモーメントに擾乱をもたらすとして, 前フラップロン舵角, 後フラップロン舵角, 前スロットル位置, 後スロットル位置として  $\delta_{flf}$ ,  $\delta_{flr}$ ,  $\delta_{thf}$ ,  $\delta_{thr}$  の 4 つの入力変数を定義する. 式(5-7)の $\delta_e$ を $\delta_{flf}$ ,  $\delta_{flr}$ へ,  $\delta_{th}$ を $\delta_{thf}$ ,  $\delta_{thr}$ へ書き換えると式(5-8)を得る. これにより, 本研究で定義する QTW のシステムでは縦運動の制御を前後フラップロンの舵角と前後スロットル位置によってのみ行うものとする.

$$\dot{u} = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial w} w - W_0 q - g \cos \theta_0 \cdot \theta + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{flf}} \delta_{flf} + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{flr}} \delta_{flr} + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}} \delta_{thf} + \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}} \delta_{thr} \quad (5-8a)$$

$$\dot{w} = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u} u + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial w} w + (U_0 + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial q}) q + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{flf}} \delta_{flf} + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{flr}} \delta_{flr} + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}} \delta_{thf} + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}} \delta_{thr} \quad (5-8b)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{flf}} \delta_{flf} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}} \delta_{flr} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}} \delta_{thf} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}} \delta_{thr} \quad (5-8c)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (5-8d)$$

状態行列を  $x=[u, w, q, \theta]^T$ , 制御入力行列を  $u=[\delta_{flf}, \delta_{flr}, \delta_{thf}, \delta_{thr}]^T$  とすると, 式(5-8)は $\dot{x}=Ax+Bu$ で表される 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(5-8)を求めたい QTW のシステムとして各微係数を求めるために風洞実験を行う. 各係数の意味は, QTW が釣り合い飛行をしているとき  $x, z$  軸方向の速度  $u, w$ , ピッチ角速度  $q$ , 舵角 $\delta_{flf}, \delta_{flr}$ , スロットル位置 $\delta_{thf}, \delta_{thr}$ の各変数の擾乱をそれぞれ横軸にとり, それ以外の変数を変化させないときの  $x, z$  軸方向の力  $X, Z$  とモーメント  $M$  の変化を縦軸にとった関数の傾きである.

## 第6章 風洞実験による安定・制御微係数の同定

### 6.1 実験の目的と方法

本章では式(5-8)の空力微係数 $\frac{\partial X}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial u}$ , 制御微係数 $\frac{\partial X}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{nr}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{nr}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{nr}}$ を求めるために風洞実験を行う。実験方法は以下の通りである。

・  $\frac{\partial X}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial u}$ を求める手順

- (1) ティルト角を設定する。(90[deg]~0[deg]で10[deg]刻み)
- (2) 各ティルト角における釣り合い飛行を風洞内で再現して力覚計をゼロリセットする。
- (3) 変数  $u$  を変化させてそのときの力とモーメントを6軸力覚計にて測定する。
- (4) 横軸に擾乱に該当する変数である  $x$  軸方向速度  $u$ , 縦軸に力  $X$ ,  $Z$  またはピッチングモーメント  $M$  をとった関数の近似曲線より各微係数を同定する。

データは計測開始後と計測終了前の数秒をトリミングすることで擾乱に関係ない部分を除くようにした。風速の計測には手持ちのベーン式風速計を用いている。図 6-1 に実験の様子, 図 6-2 に使用したベーン式風速計, 表 6-1 に各ティルト角における釣り合い飛行の条件を示す。ただし, ティルト角 0[deg]では定常速度を 19[m/s]としているが, 安全上の理由でこの風速を出せないため, 風速 16[m/s]で前後フラップロンを 0[deg], 10[deg]として計測した。座標系は機体軸を採用し, 機体の進行方向に  $x$  軸, 右方向に  $y$  軸, 鉛直下向きに  $z$  軸をとる。

・  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{nr}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{nr}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{nr}}$ を求める手順

- (1) ティルト角を設定する。(90[deg]~0[deg]で10[deg]刻み)
- (2) 各ティルト角における釣り合い飛行を風洞内で再現して力覚計をゼロリセットする。
- (3) 定常状態における力  $X$ ,  $Z$ , モーメント  $M$  を計測し, 平均を求める。
- (4) フラップロン舵角 $\delta_{nf}$ ,  $\delta_{nr}$ を変化させて力  $X$ ,  $Z$ , モーメント  $M$  を計測し, 平均を求める。
- (5) 定常状態とフラップロン舵角を変化させた状態について, 横軸にフラップロン舵角, 縦軸に力  $X$ ,  $Z$  とピッチングモーメント  $M$  をとったグラフを作り, 直線の傾きから制御微係数を求める。

各ティルト角において定義した定常飛行状態（釣り合い飛行）を表 6-1 に示す。定常飛行の条件は事前の実験と計算でプロペラによる推力と, 翼で発生する揚力の鉛直成分が機体重量と釣り合う状態になるように調整した。推力と揚力の鉛直成分と重力が釣り合っており, 鉛直上向きの力が働いていないことから,  $z$  軸方向速度  $w$  はゼロと仮定している。ティルト角 0[deg]については, 安全上の理由により風洞で 19[m/s]の風速を出すことができないため, 参考として風速 16[m/s]で実験を行った。

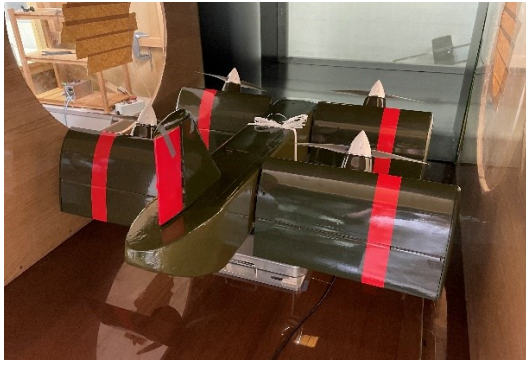


Fig.6-1 appearance of wind tunnel test



Fig.6-2 anemometer

Table.6-1 conditions of steady flight

| tilt angle[deg] | x-axis velocity[m/s] | front flapellon angle[deg] | rear flapellon angle[deg] | Throttle position[%] |
|-----------------|----------------------|----------------------------|---------------------------|----------------------|
| 90              | 0                    | 0                          | 0                         | 35                   |
| 80              | 1                    | 0                          | 0                         | 35                   |
| 70              | 2                    | 0                          | 0                         | 35                   |
| 60              | 4                    | 0                          | 0                         | 35                   |
| 50              | 5                    | 0                          | 0                         | 40                   |
| 40              | 6                    | 0                          | 0                         | 40                   |
| 30              | 8                    | 0                          | 0                         | 45                   |
| 20              | 11                   | 0                          | 10                        | 45                   |
| 10              | 14                   | 0                          | 10                        | 45                   |
| 0               | 19*                  | 0                          | 10                        | 45                   |

## 6.2 実験結果と考察

ティルト角は 90[deg]から 0[deg]まで 10[deg]刻みで 10 個の設計点をとっており、全て記載すると冗長になるため、ティルト角 90[deg], 50[deg], 10[deg]について代表して記載する。その他のティルト角における空力微係数は表にまとめ、風洞実験の結果は付録に記載する。結果は状態変数  $u$ , 入力変数  $\delta_{ff}$ ,  $\delta_{fr}$ , のそれぞれを横軸に、力  $X$ ,  $Z$ , ピッチングモーメント  $M$  を縦軸に取ったグラフで示す。フラップロン舵角  $\delta_{ff}$ ,  $\delta_{fr}$  に関する微係数はプロペラを回さずに力とモーメントを調べた。フラップロンはプロペラ後流の影響を受けると考えられることから、厳密にはプロペラを回して力とモーメントの変化を調べるのが望ましい。しかし、事前の実験でプロペラを回すことで振動が発生し正確な力とモーメントの正確な値が得られなかったため、本実験においてはプロペラを回さずに同定を行った。同様の理由でスロットル位置  $\delta_{thr}$ ,  $\delta_{thr}$  に関する微係数も実験で同定することが難しいので、計算によって同定した結果を 7 章で記述する。

### 6.2.1 ティルト角 90[deg]について

ティルト角 90[deg]について変数  $u$  の擾乱に対する力  $X$ ,  $Z$  とモーメント  $M$  の関係を図 6-3 から図 6-5 に示す。データは毎秒 100 個記録し、50 個ごとの平均をプロットしている。近似は 2 次関数で近似を行っている。

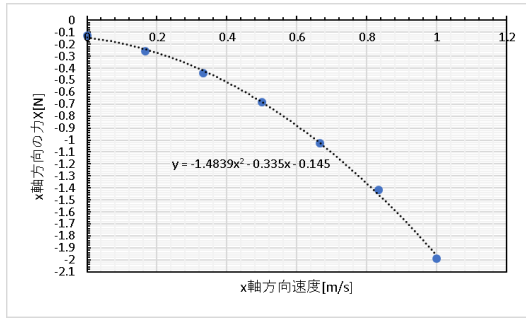


Fig.6-3 relationship between u and X

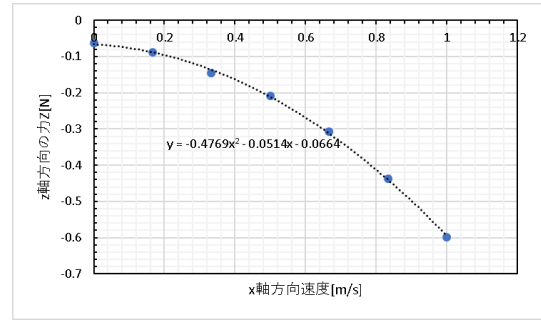


Fig.6-4 relationship between u and Z

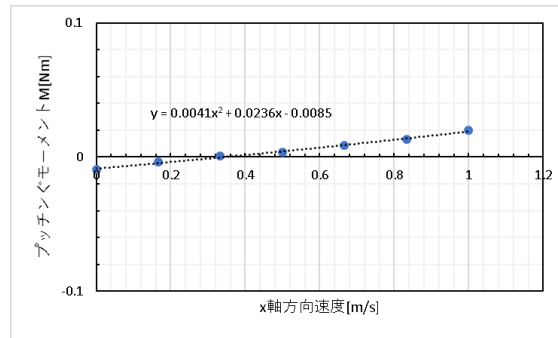


Fig.6-5 relationship between u and M

x 軸方向の力は x 軸方向の速度の変化に対して明らかに変化しているが、z 軸方向の力の変化はそれに比べて小さかった。ティルト角 90[deg]に関して、今回の条件では主流の向きに対して、迎角 90[deg]となるため、風速が大きくなると x 軸方向の力が大きくなるのは適当な結果だと考えられる。ピッチングモーメントは風速が増加すると機首上げのモーメントが働くことがわかった。

図 6-3~図 6-5 の結果より、 $\frac{\partial X}{\partial u} = -0.335$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial u} = -0.0514$ ,  $\frac{\partial M}{\partial u} = 0.0236$ と求めることができた。

ティルト角 90[deg]についてはプロペラを回さず、定常飛行における x 軸方向速度は 0[m/s]なので、フラップロン舵角 $\delta_{flr}$ ,  $\delta_{flr}$ が変化しても力 X, Z, ピッチングモーメント M は変化しないため

$$\frac{\partial X}{\partial \delta_{flr}} = \frac{\partial X}{\partial \delta_{flr}} = \frac{\partial Z}{\partial \delta_{flr}} = \frac{\partial Z}{\partial \delta_{flr}} = \frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}} = \frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}} = 0 \text{ となる.}$$

### 6.2.2 ティルト角 50[deg]について

ティルト角 50[deg]について x 軸方向速度 u の擾乱に対する力 X, Z とモーメント M の関係を図 6-6~図 6-8 に示す。

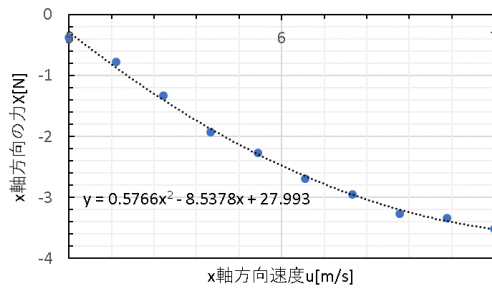


Fig.6-6 relationship between u and X

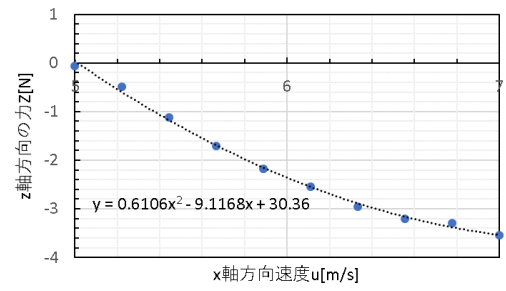


Fig.6-7 relationship between u and Z

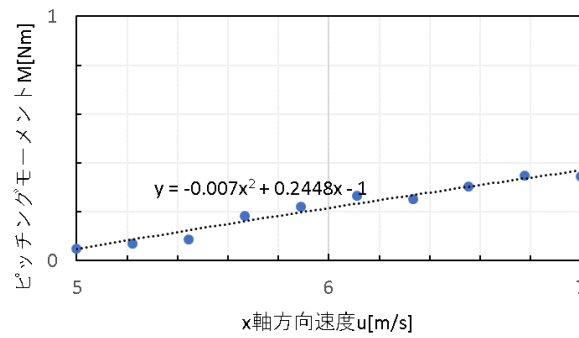


Fig.6-8 relationship between u and M

$\frac{\partial X}{\partial u} = -2.7718$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial u} = -3.0108$ ,  $\frac{\partial M}{\partial u} = 0.1748$ と求めることができた.  $\frac{\partial X}{\partial u}$ が負であることから, 速度が増加すると, x 軸と逆方向へ力を受けることが分かる. また,  $\frac{\partial M}{\partial u}$ が正であることから, x 軸方向速度が増加すると, ピッチ上げの方向へ pitching モーメントが生じると考えられる.

ティルト角 50[deg]についてフラップロン舵角 $\delta_{flf}$ ,  $\delta_{flr}$ の擾乱に対する力 X, Z とモーメント M の関係を図 6-9~図 6-14 に示す.

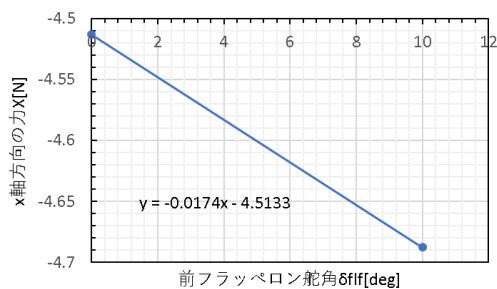


Fig.6-9 relationship between  $\delta_{flf}$  and X

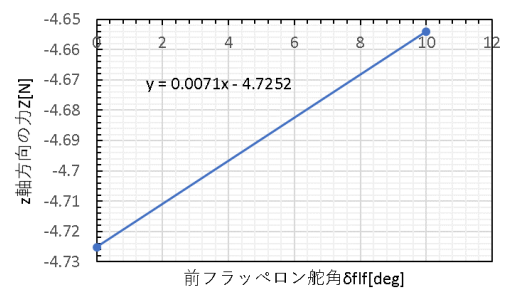


Fig.6-10 relationship between  $\delta_{flf}$  and Z



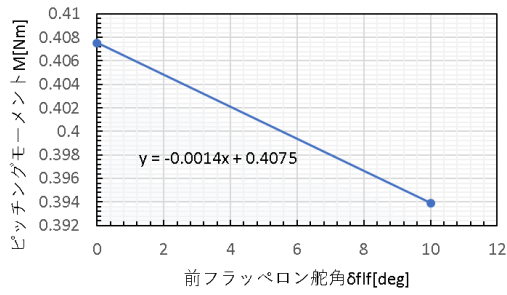


Fig.6-11 relationship between  $\delta_{flf}$  and  $M$

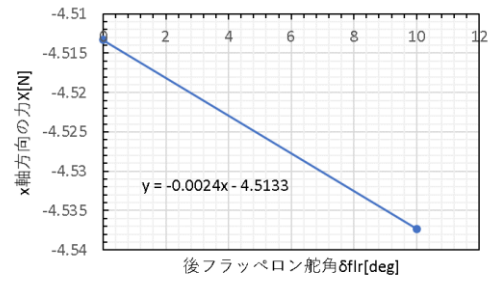


Fig.6-12 relationship between  $\delta_{flr}$  and  $X$

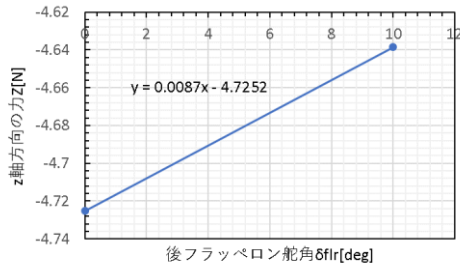


Fig.6-13 relationship between  $\delta_{flr}$  and  $Z$

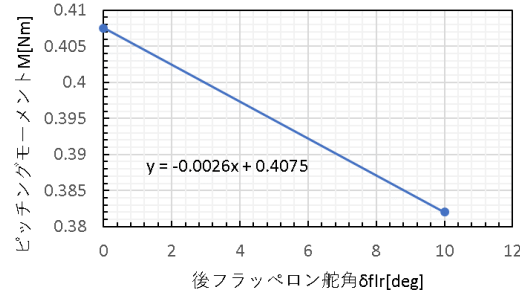


Fig.6-14 relationship between  $\delta_{flr}$  and  $M$

グラフの傾きが微係数に一致することから,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{flf}} = -0.0174$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{flr}} = -0.0024$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{flf}} = 0.0071$ ,

$\frac{\partial Z}{\partial \delta_{flr}} = 0.0087$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flf}} = -0.0014$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}} = -0.0026$  と求めることができた. 前後フラップロンともに微係数が小さいことから, ティルト角 50[deg]においてはフラップロンの効きが良くないと考えられる. また, 前フラップロンに関する微係数  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flf}}$  と後フラップロンに関する微係数  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}}$  とともに負となっている. 前フラップロンを下げることによってピッチ上げのモーメントが発生すると考えられるが, ティルト角 50[deg]においてはピッチ下げのモーメントが生じることが読み取れる. この原因として, ティルト角 50[deg]において大迎角をとっていることから翼の流れが剥離を起こし乱れていることなどが考えられるが, 本実験だけでは定かにできない.

### 6.2.3 ティルト角 10[deg]について

ティルト角 10[deg]について変数  $u$  の擾乱に対する力  $X$ ,  $Z$  とモーメント  $M$  の関係を図 6-15~図 6-17 に示す.

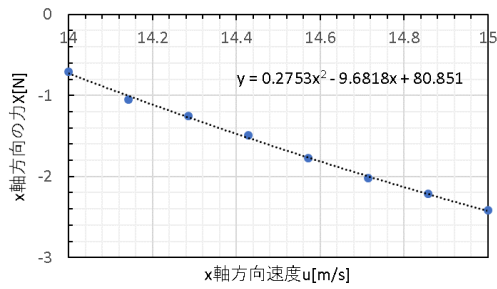


Fig.6-15 relationship between u and X

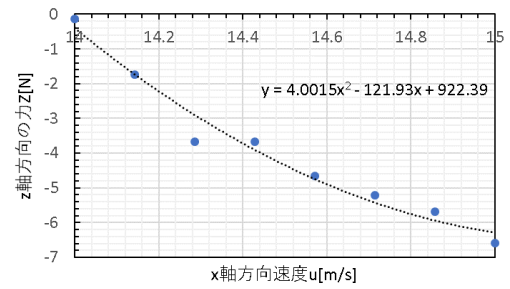


Fig.6-16 relationship between u and Z

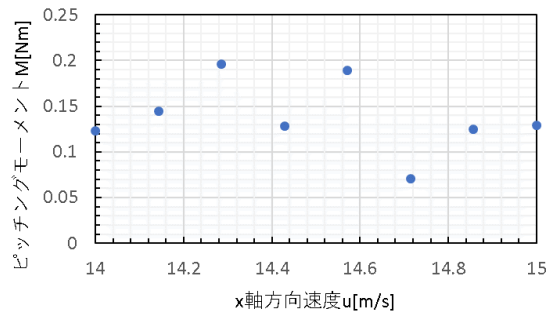


Fig.6-17 relationship between u and M

$\frac{\partial X}{\partial u} = -1.9734$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial u} = -9.888$ と求めることができた.  $\frac{\partial M}{\partial u}$ については, ばらつきが大きく近似ができ

なかったため  $\frac{\partial M}{\partial u} = 0$ と仮定した.  $\frac{\partial X}{\partial u}$ が負であることから, x 軸方向速度が増加すると x 軸と逆方向

に力を受けると考えられる. また,  $\frac{\partial Z}{\partial u}$ が負であることから, x 軸方向速度の増加によって鉛直上向

きに力を受けると考えられる. また, ティルト角 50[deg]のときより,  $\frac{\partial Z}{\partial u}$ の値が大きくなっている

理由として, ティルト角 10[deg]では, 翼で発生する揚力がティルト角 50[deg]の時より大きいこ  
となどが考えられる.

ティルト角 10[deg]についてフラップロン舵角  $\delta_{ff}$ ,  $\delta_{fr}$ の擾乱に対する力 X, Z とモーメント M  
の関係を図 6-18~図 6-23 に示す.

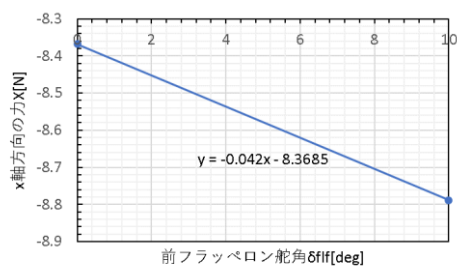


Fig.6-18 relationship between  $\delta_{ff}$  and X

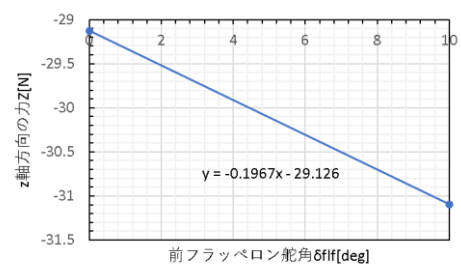


Fig.6-19 relationship between  $\delta_{ff}$  and Z

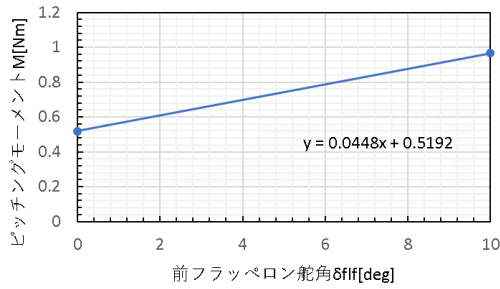


Fig.6-20 relationship between  $\delta_{flf}$  and M

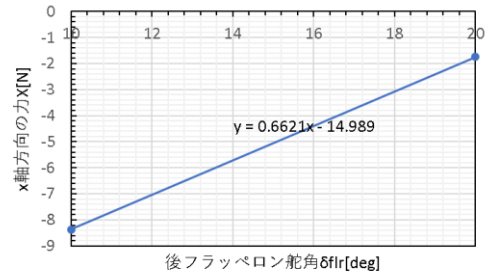


Fig.6-21 relationship between  $\delta_{flr}$  and X

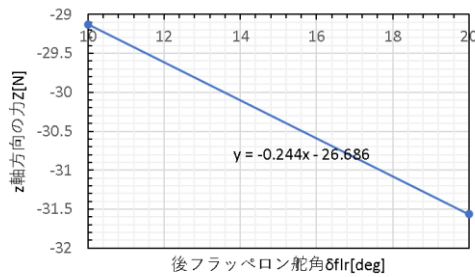


Fig.6-22 relationship between  $\delta_{flr}$  and Z

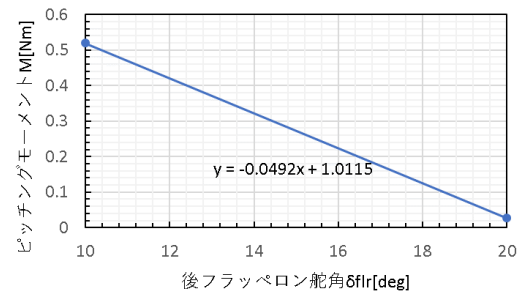


Fig.6-23 relationship between  $\delta_{flr}$  and M

グラフの傾きが微係数に一致することから、 $\frac{\partial X}{\partial \delta_{flf}} = -0.042$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{flr}} = 0.6621$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{flf}} = -0.1967$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{flr}} = -0.244$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flf}} = 0.0448$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}} = -0.0492$  と求めることができた。 $\frac{\partial X}{\partial \delta_{flf}}$ が負で $\frac{\partial X}{\partial \delta_{flr}}$ が正であることから、前フラップロンを下げると x 軸と逆方向の力が増加し、後フラップロンを下げると x 軸方向の力が増加することが読み取れる。Z 軸は鉛直下向きが正であるので、 $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{flf}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{flr}}$ が負であることから前後フラップロンとも下げると鉛直上向きの力が増加することが読み取れる。また、 $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flf}}$ が正で $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}}$ が負となっていることから、前フラップロンを下げることでピッチ上げのモーメントが発生し、後フラップロンを下げることでピッチ下げのモーメントが発生することが分かる。 $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flf}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{flr}}$ ともに値が小さいので、フラップロンでピッチングの制御をできるかシミュレーションによって確かめる必要がある。

表 6-2 に求めた空力微係数と制御微係数を示す。表 6-2 の空力微係数と制御微係数を力 X, Z に関するものは機体重量で、ピッチングモーメント M に関するものは慣性モーメントで除することで式(5-8)の状態変数である A 行列と、制御入力変数である B 行列を求めることができる。ただし、ティルト角 0[deg]については定常状態の 19[m/s]を安全上の理由により風洞で再現することが出来なかったので今回は同定していない。また、ティルト角 20[deg]と 10[deg]については x 軸速度 u に対するピッチングモーメント M のばらつきが大きかったので $\frac{\partial M}{\partial u}$ を求めていない。

Table 6-2 aerodynamic coefficient and control coefficient

|    | $\frac{\partial X}{\partial u}$ | $\frac{\partial Z}{\partial u}$ | $\frac{\partial M}{\partial u}$ | $\frac{\partial X}{\partial \delta_{\text{nr}}}$ | $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{\text{nr}}}$ | $\frac{\partial M}{\partial \delta_{\text{nr}}}$ | $\frac{\partial X}{\partial \delta_{\text{lr}}}$ | $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{\text{lr}}}$ | $\frac{\partial M}{\partial \delta_{\text{lr}}}$ |
|----|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|--|--|--|--|--|--|
| 90 | -0.335                          | -0.0514                         | 0.0236                          | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |
| 80 | -0.6057                         | -0.276                          | 0.0144                          | -0.0019  | 0.0048   | -0.001   | -0.0007  | 0.0041   | -0.0003  |
| 70 | -1.4889                         | -0.9297                         | 0.077                           | -0.001   | 0.0098   | -0.0018  | 0.0007   | 0.007  | -0.0008  |
| 60 | -2.9395                         | -2.5095                         | 0.1882                          | -0.0018  | 0.0143   | 0.0037   | -0.0134  | -0.0005  | 0.0035   |
| 50 | -2.7718                         | -3.0108                         | 0.1748                          | -0.0174  | 0.0071   | -0.0014  | -0.0024  | 0.0087   | -0.0026  |
| 40 | -3.766                          | -5.538                          | 0.3191                          | -0.0127  | -0.0188  | 0.0058   | -0.0034  | -0.007   | 0.0001   |
| 30 | -3.7724                         | -8.4594                         | 0.1293                          | -0.0341  | -0.0006  | 0.0224   | -0.0616  | -0.0058  | -0.0029  |
| 20 | -3.0216                         | -10.807                         | -                               | -0.0398  | -0.0054  | 0.0227   | -0.0456  | -0.0572  | -0.0179  |
| 10 | -1.9734                         | -9.888                          | -                               | -0.042   | -0.1967  | 0.0448   | 0.6621   | -0.244   | -0.0492  |
| 0  | -                               | -                               | -                               | -  | -  | -  | -  | -  | -  |

## 第7章 風洞実験にて同定できない微係数の導出

記号の説明

|           |                       |
|-----------|-----------------------|
| $V_h^*$   | 水平尾翼容積                |
| $l_t$     | 主翼と尾翼の空力中心間距離[m]      |
| $\bar{c}$ | 翼弦長[m]                |
| $S_t$     | 尾翼面積[m <sup>2</sup> ] |
| $a_t$     | 尾翼揚力傾斜                |
| $S$       | 翼面積[m <sup>2</sup> ]  |

### 7.1 風洞実験にて同定できない微係数について

6章では風洞実験で、機体の空力微係数のうち、 $\frac{\partial X}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{nr}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{nr}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{nf}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{nr}}$ を同定した。しかし、求めたい機体のモデルである式(5-8)のうち、 $\frac{\partial X}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}}$ は変数の  $z$  軸方向速度  $w$  とピッチ角速度  $q$  を変化させることができない、プロペラを回すと振動が発生し正確な値が記録できないという理由から風洞実験によって推定することが難しい。本章では風洞実験で求められない微係数を求める手段を考察する。 $\frac{\partial Z}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial q}$ を求める手順は以下のとおりである。

- (1)機体諸元と風洞試験のデータから無次元空力微係数を求める。
- (2)無次元空力微係数を有次元空力微係数に変換する。

### 7.2 微係数の推定

#### 7.2.1 $\partial X/\partial w$ , $\partial Z/\partial w$ , $\partial M/\partial w$ について

$\frac{\partial X}{\partial \alpha}$ を求めて $\frac{\partial X}{\partial w}$ に変換する。今回の風洞実験では治具が機体と力覚計に固定で動かせず、また風軸に機体軸を合わせているので迎角を変化させることができない。本実験においては、ティルト角が主流の方向に対する迎角になっているので、特別にティルト角と迎角が一致すると仮定する。この仮定により縦軸にそれぞれ  $X$ ,  $Z$ ,  $M$  をとり、横軸に迎角(ティルト角)をとることで $\frac{\partial X}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial w}$ を各ティルト角付近での関数の傾きから求めることができる。 $\frac{\partial X}{\partial \alpha}$ から $\frac{\partial X}{\partial w}$ への変換は式(7-1)を用いて行うことができる。 $\frac{\partial Z}{\partial w}$ と $\frac{\partial M}{\partial w}$ も同様である。

$$\frac{\partial X}{\partial w} = \frac{1}{U_0} \frac{\partial X}{\partial \alpha} \quad (7-1)$$

迎角(ティルト角)と x, z 軸方向の力とピッチングモーメントの関係を図 7-1~図 7-3 に示す.

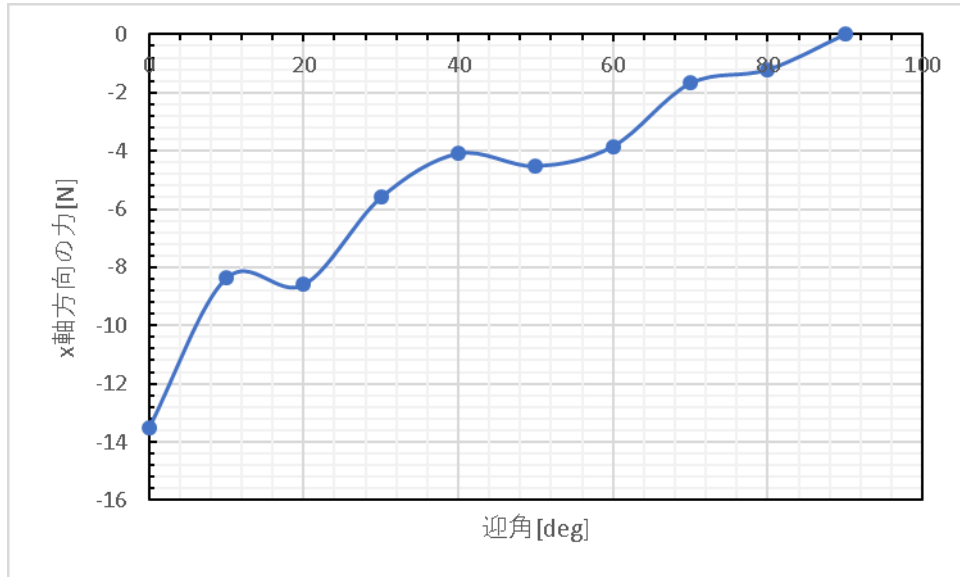


Fig.7-1 relationship between angle of attack and x-axis force

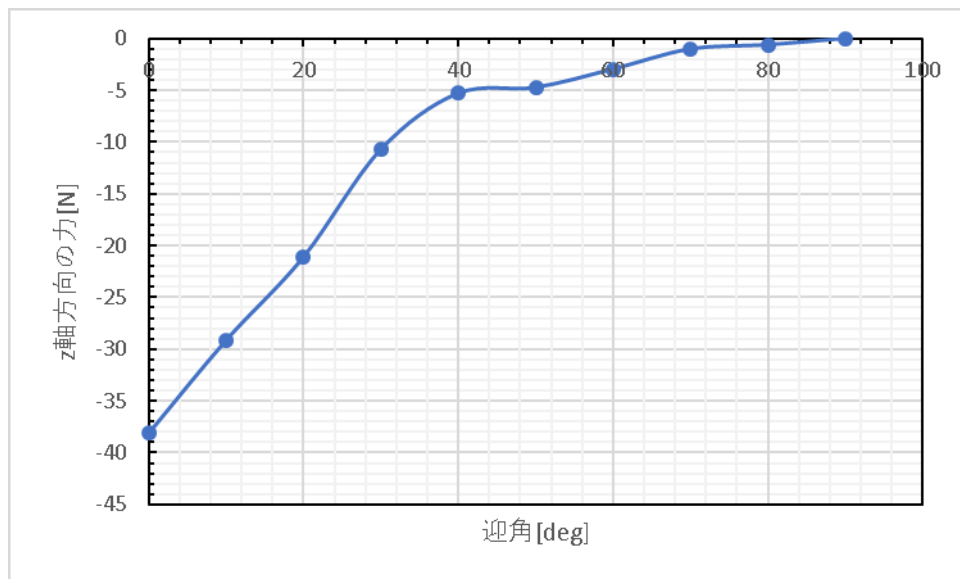


Fig.7-2 relationship between angle of attack and z-axis force



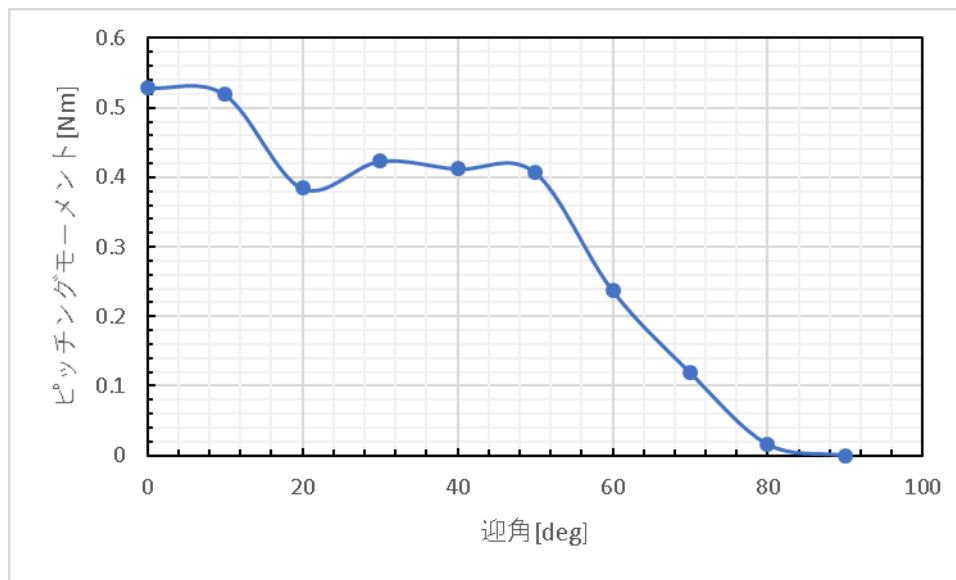


Fig.7-3 relationship between angle of attack and moment around y-axis

図 7-1~図 7-3 より各迎角について求めた  $\frac{\partial X}{\partial \alpha}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \alpha}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \alpha}$  を表 7-1 に示す.

Table.7-1  $\frac{\partial X}{\partial \alpha}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \alpha}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \alpha}$  of each angle of attack

| 迎角[deg] | $\frac{\partial X}{\partial \alpha}$ | $\frac{\partial Z}{\partial \alpha}$ | $\frac{\partial M}{\partial \alpha}$ |
|---------|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|
| 90      | 0.1208                               | 0.0618                               | -0.0017                              |
| 80      | 0.0838                               | 0.052                                | -0.0067                              |
| 70      | 0.1314                               | 0.1171                               | -0.0111                              |
| 60      | 0.1426                               | 0.1846                               | -0.0136                              |
| 50      | 0.0121                               | 0.1163                               | -0.0082                              |
| 40      | 0.0544                               | 0.2993                               | -0.0008                              |
| 30      | 0.2257                               | 0.7896                               | 0.0024                               |
| 20      | 0.1385                               | 0.92                                 | -0.0024                              |
| 10      | 0.2456                               | 0.8494                               | -0.0068                              |
| 0       | 0.5149                               | 0.8976                               | 0.001                                |

表 7-1 の値を式(7-1)を用いて  $\frac{\partial X}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial w}$  に変換した値を表 7-2 に示す.

Table.7-2  $\frac{\partial X}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial w}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial w}$  of each angle of attack

| 迎角[deg] | $\frac{\partial X}{\partial w}$ | $\frac{\partial Z}{\partial w}$ | $\frac{\partial M}{\partial w}$ |
|---------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| 90      | 1.208                           | 0.618                           | -0.017                          |
| 80      | 0.0838                          | 0.052                           | -0.0067                         |
| 70      | 0.0657                          | 0.05855                         | -0.00555                        |
| 60      | 0.03565                         | 0.04615                         | -0.0034                         |
| 50      | 0.00242                         | 0.02326                         | -0.00164                        |
| 40      | 0.009066                        | 0.04988                         | -0.0001333                      |
| 30      | 0.02821                         | 0.0987                          | 0.0003                          |
| 20      | 0.01259                         | 0.08363                         | -0.0002181                      |
| 10      | 0.01754                         | 0.06067                         | -0.0004857                      |
| 0       | 0.03218                         | 0.0561                          | 0.0000625                       |

### 7.2.2 $\partial Z/\partial q$ , $\partial M/\partial q$ について

$\frac{\partial Z}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial q}$ は $U_0$ ,  $\alpha$ を一定に保ち、ピッチ角速度  $q$  のみを変数として変化させたときの  $z$  軸方向の力

$Z$  とピッチングモーメント  $M$  の微小変化であり、尾翼に発生する揚力が主要な寄与である<sup>(3)</sup>。今回の風洞実験ではピッチ角速度を変化させることはできないので、式による導出を行う。無次元空力微係数 $C_{Zq}$ ,  $C_{mq}$ は式(7-2), 式(7-3)で表すことができる。式(7-2), (7-3)は一般に主翼と尾翼をもつ航空機に適用される。QTW は前後に主翼をもち水平尾翼をもたない、通常の航空機が尾翼によって行うピッチング運動を QTW は前後主翼の揚力差によって行うとして、以下 QTW の前後主翼のうち、後ろの翼を通常の航空機でいう水平尾翼に置き換えて考えるものとする。

$$C_{Zq} = -2V_h^* a_t \quad (7-2)$$

$$C_{mq} = -2V_h^* \frac{l_t}{\bar{c}} a_t \quad (7-3)$$

水平尾翼容積 $V_h^*$ は式(7-4)で表すことができる。

$$V_h^* = \frac{l_t' S_t}{\bar{c} S} \quad (7-4)$$

尾翼揚力傾斜 $a_t$ は式(7-5)で表すことができる。

$$a_t = \left( \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right)_{tail} \quad (7-5)$$

前述と同様に迎角がティルト角に等しいと仮定する．後翼単体の風洞試験結果を，横軸を迎角，縦軸を揚力係数として図 7-4 に示す．本研究においては機体軸を採用し，z 軸は鉛直下向きを正としているので揚力係数は通常議論されるものと符号が逆になる．図 7-4 に限っては実験から求めた揚力係数に-1 をかけて，鉛直上向きを正としている．

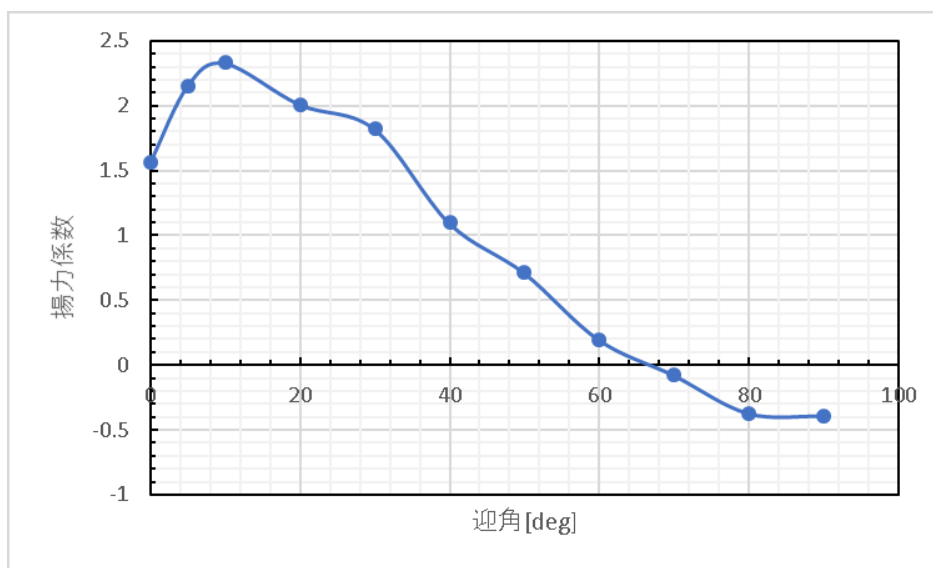


Fig.7-4 relationship between angle of attack and lift coefficient

各ティルト角における揚力傾斜 $a_t$ と式(7-4)と(7-5)を式(7-3)に代入して求めた各微係数をそれぞれ表 7-3 に示す．

Table.7-3  $a_t$ ,  $C_{Zq}$ ,  $C_{mq}$  of each angle of attack

| 迎角[deg] | $a_t$   | $C_{Zq}$ | $C_{mq}$ |
|---------|---------|----------|----------|
| 90      | 0.0769  | -0.16365 | -0.16365 |
| 80      | -0.0232 | 0.04937  | 0.04937  |
| 70      | 0.0264  | -0.05618 | -0.05618 |
| 60      | 0.0461  | -0.09811 | -0.09811 |
| 50      | 0.0556  | -0.11832 | -0.11832 |
| 40      | 0.0458  | -0.09747 | -0.09747 |
| 30      | 0.0399  | -0.08491 | -0.08491 |
| 20      | 0.0282  | -0.06001 | -0.06001 |
| 10      | 0.0152  | -0.03234 | -0.03234 |
| 0       | 0.002   | -0.00425 | -0.00425 |

無次元空力微係数 $C_{Zq}$ ,  $C_{mq}$ は式(7-6), (7-7)で有次元空力微係数 $\frac{\partial Z}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial q}$ に変換することができる．

$$\frac{\partial Z}{\partial q} = \frac{\rho U_0 S \bar{c}}{4} C_{Zq} \quad (7-6)$$

$$\frac{\partial M}{\partial q} = \frac{\rho U_0 S \bar{c}^2}{4} C_{mq} \quad (7-7)$$

式(7-6),(7-7)を用いて求めた $\frac{\partial Z}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial q}$ を各テイルト角についてまとめたものを表 7-4 に示す.

Table.7-3  $\frac{\partial Z}{\partial q}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial q}$  of each angle of attack

| 迎角[deg] | $\frac{\partial Z}{\partial q}$ | $\frac{\partial M}{\partial q}$ |
|---------|---------------------------------|---------------------------------|
| 90      | -0.04901                        | -0.00980                        |
| 80      | 0.01294                         | 0.00258                         |
| 70      | -0.01156                        | -0.00231                        |
| 60      | -0.01469                        | -0.00293                        |
| 50      | -0.01329                        | -0.00265                        |
| 40      | -0.00912                        | -0.00182                        |
| 30      | -0.00635                        | -0.00127                        |
| 20      | -0.00224                        | -0.000449                       |
| 10      | -0.000605                       | -0.000121                       |
| 0       | -0.00000796                     | -0.00000159                     |

### 7.2.3 $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}}$ , $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}}$ , $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}}$ , $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}}$ , $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}}$ , $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}}$ について

6 章の風洞実験において, プロペラを回転させると振動が発生し正確な値を得ることができなかった. 前スロットル位置, 後スロットル位置の擾乱に対する x 軸方向の力 X, z 軸方向の力 Z, ピッチングモーメント M の擾乱である $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}}$ ,  $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}}$ ,  $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}}$ ,  $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}}$ の 6 つの変数については計算によって求めた. 図 7-5 に重心と推力の作用点の位置関係を示す.

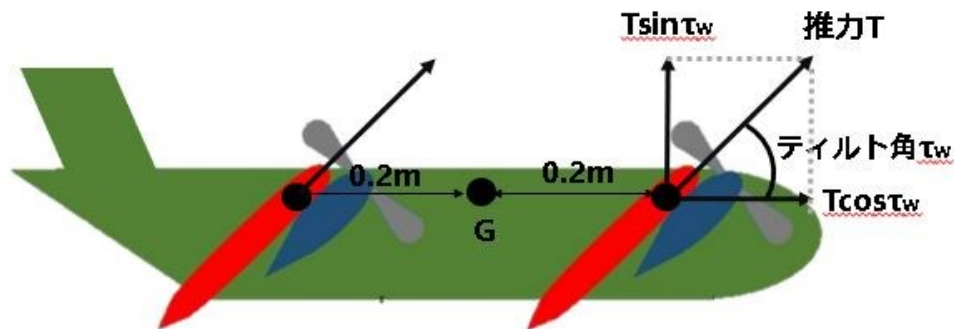


Fig. 7-5 thrust and center of gravity

図 7-5 より，前後推力に対する x 軸方向の力  $X$ ，z 軸方向の力  $Z$ ，ピッチングモーメント  $M$  はそれぞれ式(7-8)で表すことができる．式(7-8c)は前スロットル，式(7-8d)は後スロットルによるピッチングモーメント  $M$  を表している．

$$X = T \cos \tau_w \quad (7-8a)$$

$$Z = -T \sin \tau_w \quad (7-8b)$$

$$M = 0.2 \times T \sin \tau_w \quad (7-8c)$$

$$M = 0.2 \times (-T) \sin \tau_w \quad (7-8d)$$

実験で計測したモータ出力と推力の関係を 2 次近似したものを図 7-6 に示す．

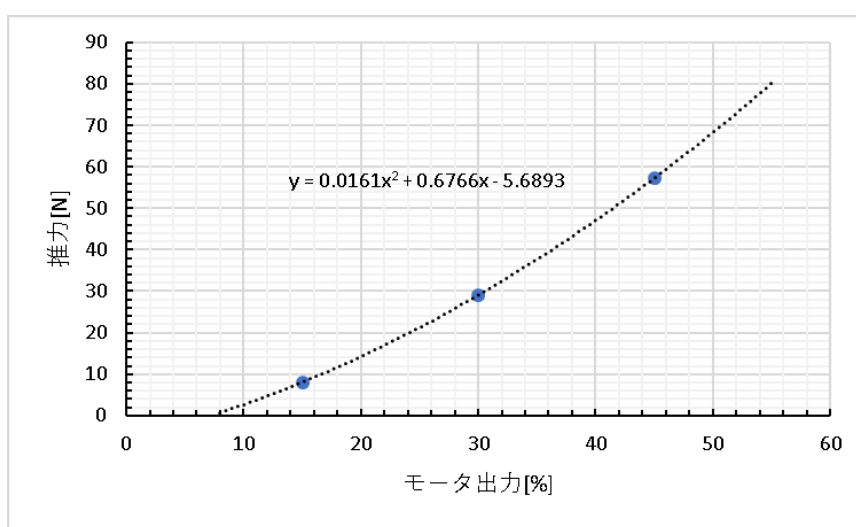


Fig.7-6 relationship between motor-output and thrust

図 7-6 より，各ティルト角の定常状態の推力  $T$ ，力  $X$ ， $Z$ ，モーメント  $M$  とモータ出力が 1[%]増加したときの推力  $T'$ ，力  $X'$ ， $Z'$ ，モーメント  $M'$  は表 7-4 のようになる．ただし，モーメント  $M$ ， $M'$  は前スロットルによる擾乱についてののみ示し，後スロットルによる擾乱は  $M$ ， $M'$  の符号を負にしたものとなる．

Table 7-4 disturbance of X, Z and M against disturbance of throttle position

| テイル<br>ト角<br>[deg] | モータ<br>出力<br>[%] | 推力<br>T[N] | X[N]   | Z[N]    | M[Nm]  | 推力<br>T'[N] | X'[N]  | Z'[N]   | M'[Nm] |
|--------------------|------------------|------------|--------|---------|--------|-------------|--------|---------|--------|
| 90                 | 35               | 37.714     | 0      | -37.7   | 7.54   | 39.533      | 0      | -39.533 | 7.9066 |
| 80                 | 35               | 37.714     | 6.5465 | -37.127 | 7.4254 | 39.533      | 6.8648 | -38.932 | 7.7864 |
| 70                 | 35               | 37.714     | 12.894 | -35.426 | 7.0852 | 39.533      | 13.521 | -37.148 | 7.4297 |
| 60                 | 35               | 37.714     | 18.85  | -32.649 | 6.5298 | 39.533      | 19.766 | -34.236 | 6.8473 |
| 50                 | 40               | 47.1347    | 30.275 | -36.080 | 7.2161 | 49.115      | 31.570 | -37.624 | 7.5248 |
| 40                 | 40               | 47.1347    | 36.080 | -30.275 | 6.0550 | 49.115      | 37.624 | -31.570 | 6.3141 |
| 30                 | 45               | 57.36      | 49.623 | -28.65  | 5.73   | 59.501      | 51.529 | -29.750 | 5.9501 |
| 20                 | 45               | 57.36      | 53.844 | -19.597 | 3.91   | 59.501      | 55.912 | -20.350 | 4.0701 |
| 10                 | 45               | 57.36      | 56.429 | -9.95   | 1.99   | 59.501      | 58.597 | -10.332 | 2.0664 |
| 0                  | 45               | 57.36      | 57.3   | 0       | 0      | 59.501      | 59.501 | 0       | 0      |

前後スロットル位置の擾乱はそれぞれ 1[%]なので、スロットルに関する制御微係数は X' と X, Z' と Z, M' と M の差で求めることができ、式(7-9)のようになる。

$$\frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}} = X' - X \quad (7-9a)$$

$$\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}} = X' - X \quad (7-9b)$$

$$\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}} = Z' - Z \quad (7-9c)$$

$$\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}} = Z' - Z \quad (7-9d)$$

$$\frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}} = M' - M \quad (7-9e)$$

$$\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}} = -(M' - M) \quad (7-9f)$$

式(7-9)を用いて求めた前後スロットルに関する制御微係数を表 7-5 に示す。



Table 7-5 control coefficient of throttle

| ティルト角<br>[deg] | $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thf}}$ | $\frac{\partial X}{\partial \delta_{thr}}$ | $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thf}}$ | $\frac{\partial Z}{\partial \delta_{thr}}$ | $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}}$ | $\frac{\partial M}{\partial \delta_{thr}}$ |
|----------------|--|--|--|--|--|--|
| 90             | 0  | 0  | -1.833                                     | -1.833                                     | 0.3666                                     | -0.3666                                    |
| 80             | 0.3183                                     | 0.3183                                     | -1.805                                     | -1.805                                     | 0.361                                      | -0.361                                     |
| 70             | 0.627                                      | 0.627                                      | -1.722                                     | -1.722                                     | 0.3445                                     | -0.3445                                    |
| 60             | 0.916                                      | 0.916                                      | -1.587                                     | -1.587                                     | 0.3175                                     | -0.3175                                    |
| 50             | 1.295                                      | 1.295                                      | -1.544                                     | -1.544                                     | 0.3087                                     | -0.3087                                    |
| 40             | 1.544                                      | 1.544                                      | -1.295                                     | -1.295                                     | 0.2591                                     | -0.2591                                    |
| 30             | 1.906                                      | 1.906                                      | -1.1                                       | -1.1                                       | 0.2201                                     | -0.2201                                    |
| 20             | 2.068                                      | 2.068                                      | -0.753                                     | -0.753                                     | 0.1601                                     | -0.1601                                    |
| 10             | 2.168                                      | 2.168                                      | -0.382                                     | -0.382                                     | 0.0764                                     | -0.0764                                    |
| 0              | 2.201                                      | 2.201                                      | 0  | 0  | 0  | 0  |

$\frac{\partial M}{\partial \delta_{thf}}$ をティルト角 50[deg]と 10[deg]で比較すると，ティルト角 50[deg]の時の方が大きく，ティルト

角 10[deg]の時の方が小さい値となっている．このことから，ティルト角 10[deg]のときより 50[deg]のときの方がピッチングへのスロットルの寄与が大きいと推察される．また，x 軸方向の力への影響はティルト角 10[deg]，z 軸方向の力への影響はティルト角 50[deg]の時がそれぞれ大きくなっている．これはそれぞれ，推力が鉛直方向と水平方向へ分解されるためだと考えられる．実際にどの程度姿勢制御に影響するかをシミュレーションで確かめる必要がある．

以上で式(5-8)のすべての空力微係数と安定微係数を同定することができた．

## 第 8 章 Matlab-Simulink による QTW の縦の制御則設計

7 章までで求めた QTW の状態空間行列を matlab-simulink を用いて構築し、解析する.

### 8.1 求めた QTW のシステム

ティルト角は 90[deg]~0[deg]まで 10[deg]刻みで 10 個の設計点をとっており, 数が多いので代表してティルト角 50[deg]と 10[deg]に関して, 求めた QTW のシステムを示す. システムは式(5-8)における状態変数を  $x=[u,w,q,\theta]^T$ , 入力変数を  $u=[\delta_{flf}, \delta_{flr}, \delta_{thf}, \delta_{thr}]^T$  とした状態変数  $\dot{x}=Ax+Bu$  である. 本章では紙面の都合上, A 行列と B 行列に分けて示す. また, 状態行列 A と制御入力行列 B に関して, 7 章にて求めた空力微係数と制御微係数を, 力 X, Z に関する微係数は機体重量  $m=4.1[\text{kg}]$  で除した値, ピッチングモーメント M に関する微係数は慣性モーメント  $I_y=0.097958[\text{kgm}^2]$  で除した値となっている. 機体重量は制御基盤やバッテリーを積載したうえでの実測値で, 慣性モーメントは 3D-CAD ソフト solidworks の質量特性の評価によって求めた値である.

#### 8.1.1 ティルト角 50[deg]について

ティルト角 50[deg]について, 状態変数を表す A 行列と制御入力変数を表す B 行列をそれぞれ示す.

$$\begin{bmatrix} A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.6760 & 0.0005902 & 0 & -9.8 \\ -0.7343 & 0.005673 & 4.9967 & 0 \\ 1.784 & -0.01674 & -0.02705 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.004243 & -0.0005853 & 0.3158 & 0.3158 \\ 0.001731 & 0.002121 & -0.3765 & -0.3765 \\ -0.01429 & -0.02654 & 3.1532 & -3.1532 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

#### 8.1.2 ティルト角 10[deg]について

ティルト角 10[deg]について, 状態変数を表す A 行列と制御入力変数を表す B 行列をそれぞれ示す.

$$\begin{bmatrix} A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.4813 & 0.004278 & 0 & -9.8 \\ -2.4117 & 0.01479 & 13.99 & 0 \\ 0 & -0.004958 & -0.001235 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.01024 & 0.16148 & 0.5287 & 0.5287 \\ -0.04797 & -0.05951 & -0.09317 & -0.09317 \\ -0.4573 & 0.5022 & 0.7803 & -0.7803 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

## 8.2 姿勢制御則

図 8-1 に設計した縦の姿勢制御則のブロック線図を示す。ピッチ角の目標値を 3[deg]で与え、ピッチ角とピッチ角速度をフィードバックする簡単な制御則となっている。ただし、求めたシステムの入力は前後フラップロン舵角、前後スロットル位置の 4 入力だったが、本解析に限ってフラップロンとスロットルの効き度合いを調べるために、前フラップロンまたは前スロットル位置の単入力とした。また、アクチュエータは 1 次遅れ系で仮定している。

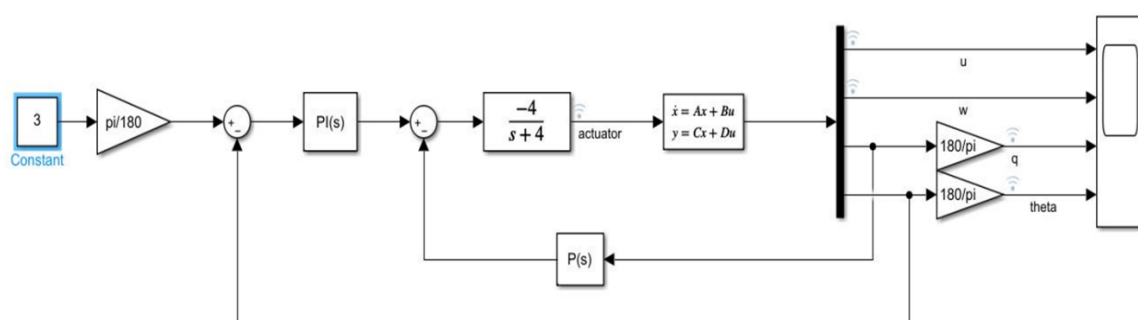


Fig. 8-1 attitude controller

ゲインには比例ゲインと積分ゲインを用いた PI 制御となっており、ティルト角 50[deg]と 10[deg]のときについて代表して表 8-1 に示す。ゲインは matlab-simulink のゲイン調整機能を用いて試行錯誤的に求めた。

Table 8-1 proportional gain and integral gain of each tilt angle

| ティルト角[deg]  | PI 制御 |       | ピッチ角速度 q<br>ループ |
|-------------|-------|-------|-----------------|
|             | 比例ゲイン | 積分ゲイン | 比例ゲイン           |
| 50(前フラップロン) | 6800  | 186   | 172276          |
| 50(前スロットル)  | -11   | -9    | -21             |
| 10(前フラップロン) | 27    | 8     | 25              |
| 10(前スロットル)  | -20   | -10   | -20             |

## 8.3 結果と考察

ティルト角 50[deg]と 10[deg]について、ピッチ角 3[deg]を目標値として与えた時の結果をそれぞれ示す。結果はそれぞれ横軸に時間[s]、縦軸にそれぞれ状態変数をとっている。

### 8.3.1 ティルト角 50[deg]について

入力が前フラップロン舵角の場合について図 8-2 に状態変数  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $\theta$  と操作量である前フラップロン舵角の時間履歴を示す。

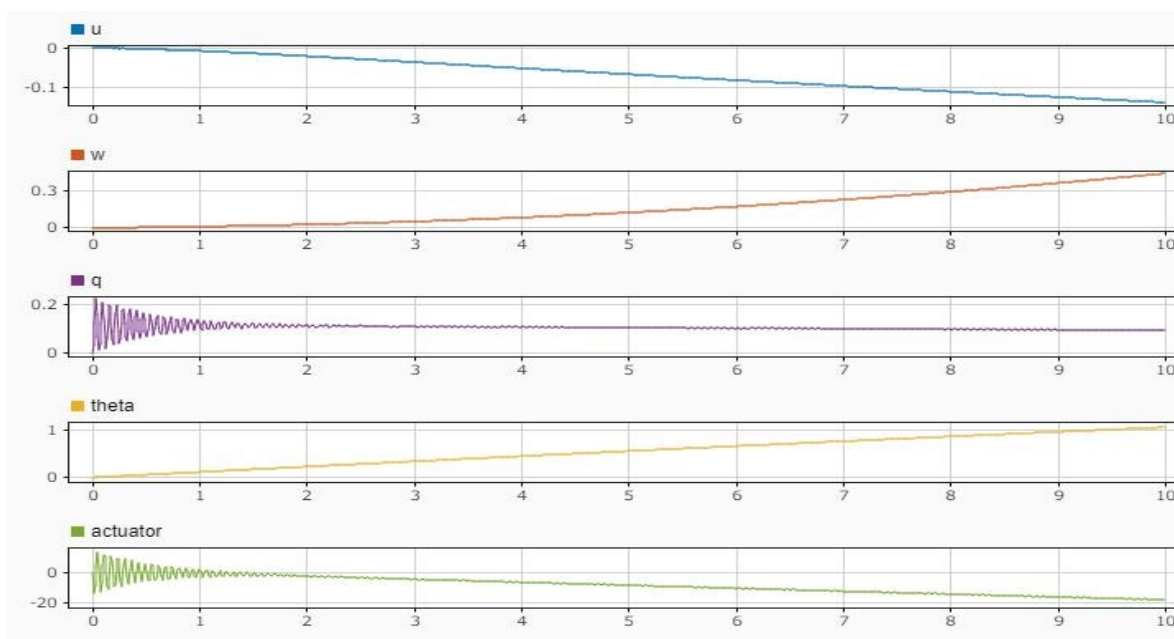


Fig. 8-2 relationship between front flappellon angle and  $u$ ,  $w$ ,  $q$  and  $\theta$

入力の前フラッペロン舵角とピッチ角速度に振動が見られた。ピッチ角は 10 秒後に 1[deg]であり、目標値の 3[deg]になるまでに時間がかかり現実的でない。ゲインを調整しても改善は見られなかった。これらの理由から、ティルト角 50[deg]ではフラッペロンによるピッチングの制御はできないと考えられる。x 軸方向速度  $u$  と z 軸方向速度  $w$  に関しては変化量が少ないことから、ティルト角 50[deg]においてはピッチングのみでなく、x 軸、z 軸それぞれに関してフラッペロンの速度への寄与が小さい状態であると考えられる。

入力が前スロットル位置の場合について、図 8-3 に状態変数  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $\theta$ , と操作量である前スロットル位置の時間履歴を示す。

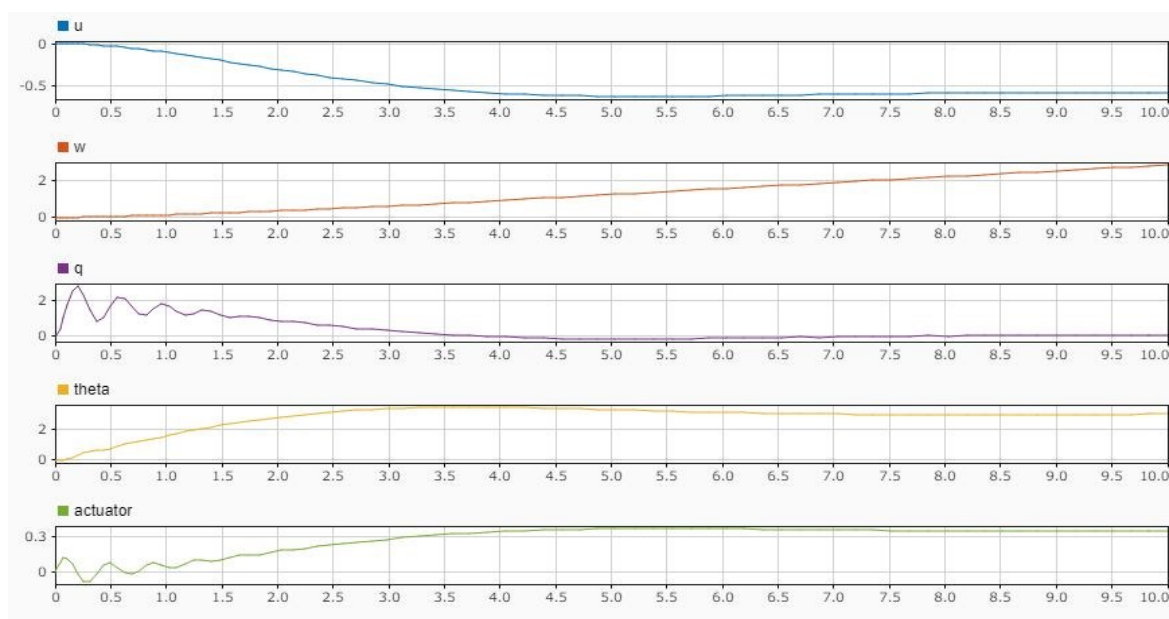


Fig. 8-3 relationship between front throttle position and  $u$ ,  $w$ ,  $q$  and  $\theta$

前スロットル位置とピッチ角速度に振動がみられるが、約 3 秒で目標値のピッチ角 3[deg]になっている。少しオーバーシュートもみられるが、ティルト角 50[deg]においてはスロットルによるピッチングの制御ができると考えられる。x 軸方向速度  $u$  に関しては変化量が小さいことから、スロットルによる x 軸方向速度への影響が小さい状態であることが読み取れる。ティルト角 50[deg]において、前フラップロン舵角が入力の場合にはピッチングの制御ができず、前スロットル位置が入力の場合にはピッチングの制御を行うことができた。この理由として、フラップロンを下げることで揚力が増加せず抗力のみが増加したことが考えられる。通常、航空機はフラップを下げることで揚力を得るが、QTW のティルト角 50[deg]の状態では、フラップロンを下げると、主流に対して垂直に近い角度になり揚力が得られないと推察する。スロットルに関しては、推力のうち、 $\sin 50[\text{deg}]$ にあたる約 77%が鉛直上向きの成分として得られるため、ピッチングへの寄与が大きいと考えられる。

### 8.3.2 ティルト角 10[deg]について

入力が前フラップロン舵角の場合について図 8-4 に状態変数  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $\theta$ , と操作量である前フラップロン舵角の時間履歴を示す。

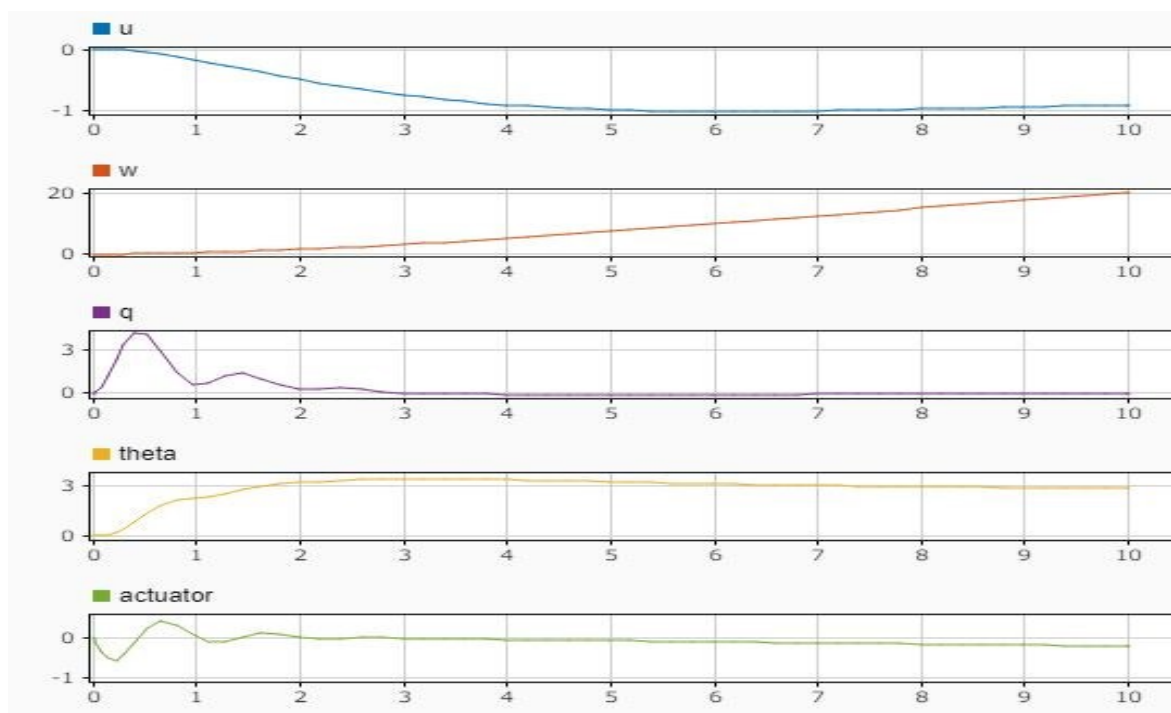


Fig. 8-4 relationship between front flappellon angle and  $u$ ,  $w$ ,  $q$  and  $\theta$

約 3 秒でピッチ角の目標値 3[deg]になっている。前項と同様、振動的な応答はみられるが、ティルト角 10[deg]についてはフラップロンによるピッチングの制御ができると考えられる。ティルト角 50[deg]では効きが悪かったフラップロンがティルト角 10[deg]では効いた理由として、ティルト角が小さくなり、通常の固定翼機に近い形状になったことで、主流に対して適切な迎角をとることができフラップロンで揚力が発生したためだと考えられる。

入力が前スロットル位置の場合について図 8-5 に状態変数  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $\theta$ , と操作量である前スロットル位置の時間履歴を示す。

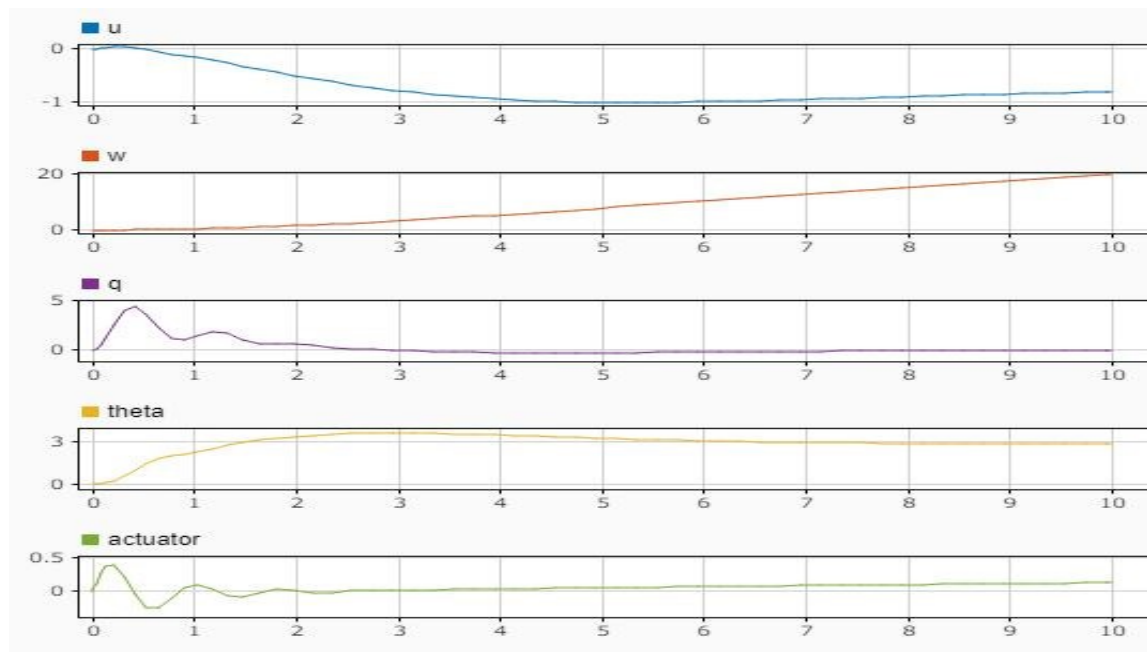


Fig. 8-5 relationship between front throttle position and  $u$ ,  $w$ ,  $q$  and  $\theta$

軽微なオーバーシュートやスロットル位置とピッチ角速度に振動的な応答がみられるが、約 2 秒で目標値のピッチ角  $3[\text{deg}]$  になった。このことから、スロットルによるピッチングの制御が可能であると考えられる。この理由として、推力のうち、 $\sin 10[\text{deg}]$  にあたる約  $17[\%]$  が鉛直上向きの成分となり、ピッチングへ影響を与えたと考えられる。ピッチングの制御について、ティルト角  $50[\text{deg}]$  ではフラップペロンでのみ制御可能、ティルト角  $10[\text{deg}]$  ではフラップペロン、スロットルともに可能であると結論付けた。これらを踏まえて、ピッチングの制御を行う際はフラップペロンとスロットルを組み合わせることでより応答を早くして、操縦性を向上させることが可能であると考えられる。



## 第9章 結論

本研究では QTW の不安定な遷移飛行状態に関して、飛行を安定化させることを目的として、新しく実験機を設計・製作し、航空機の微小擾乱運動方程式を変形することで QTW のモデルを定義した。その後風洞実験にて空力微係数と制御微係数を同定し、風洞実験による同定が難しい微係数については、計算による導出を行った。求めた QTW のシステムを用いた姿勢制御則を設計し、前フラップロンと前スロットルの単入力でピッチ角の応答を解析した。今後の展望として横・方向運動のモデル導出、モデル化誤差の検討、操縦性増大装置や安定性増大装置を用いることによる姿勢制御則の改善、飛行試験などを行う。

## 謝辞

本研究を行うにあたり，多くの指導・助言をいただいた岡宏一教授と原田明德准教授に深く感謝申し上げます。

また，風洞実験でお世話になった野崎先生と野崎研究室の皆様，実験を手伝っていただいた丹羽君，研究に関して助言をいただいた研究室の皆さんに深く感謝申し上げます。

最後に，6年間大学生活を支えていただいた両親に感謝します。ありがとうございました。

## 参考文献

- (1) 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
- (2) 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
- (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) 村岡浩治，佐藤昌之，“4 発ティルト翼無人機の誘導則”，第 56 回飛行機シンポジウム，2018 年
- (6) 村岡浩治，佐藤昌之，“4 発ティルト翼 VTOL 機次世代小型無人航空機の開発”，第 57 回飛行機シンポジウム，2019 年

## 付録

本文で省略した,  $x$  軸方向速度  $u$  の擾乱に対する力  $X, Z$ , モーメント  $M$  の変化について風洞実験の結果を示す.

- ・ティルト角  $80[\text{deg}]$ について

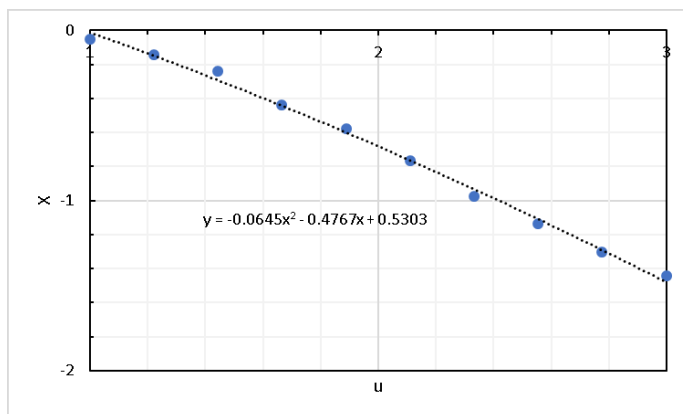


Fig.A-1 relationship between  $u$  and  $X$

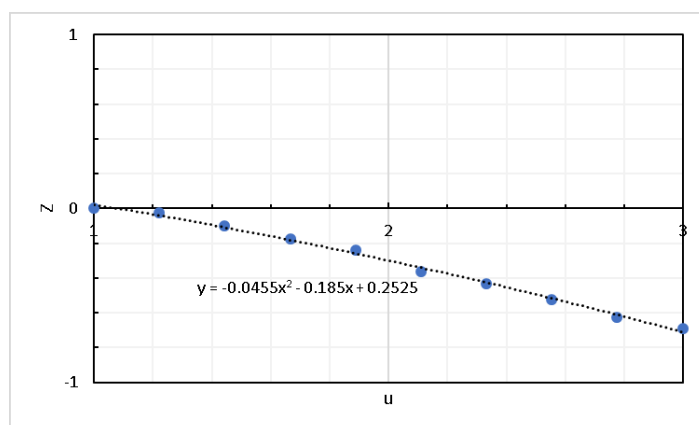


Fig.A-2 relationship between  $u$  and  $Z$

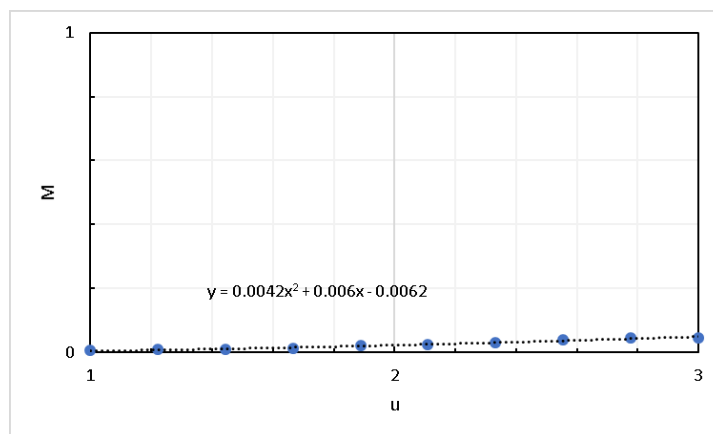


Fig.A-3 relationship between  $u$  and  $M$

- ティルト角 70[deg]について

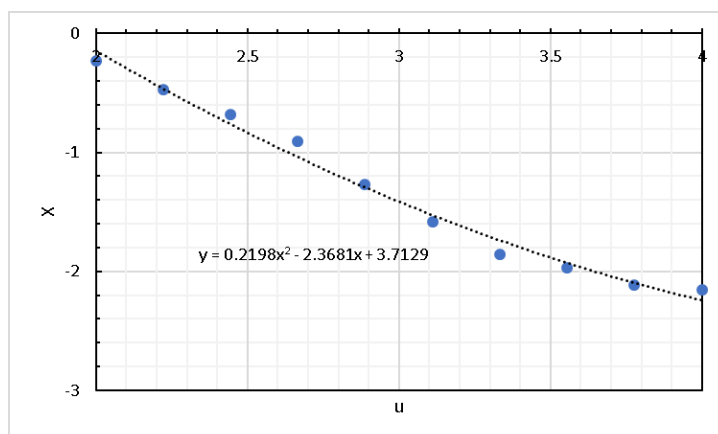


Fig.A-4 relationship between  $u$  and  $X$

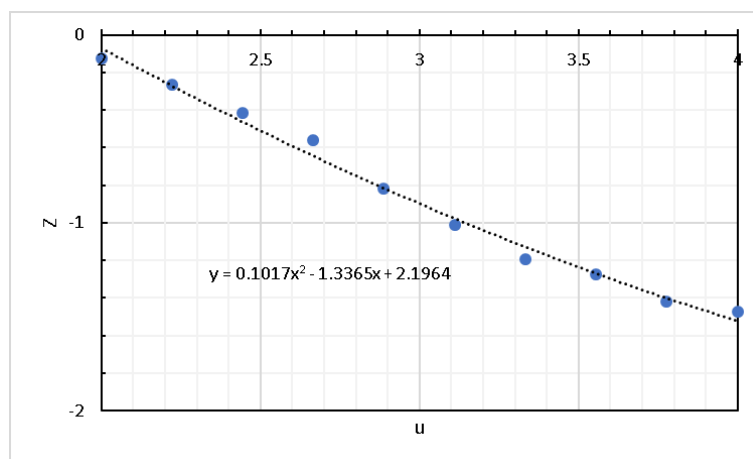


Fig.A-5 relationship between  $u$  and  $Z$

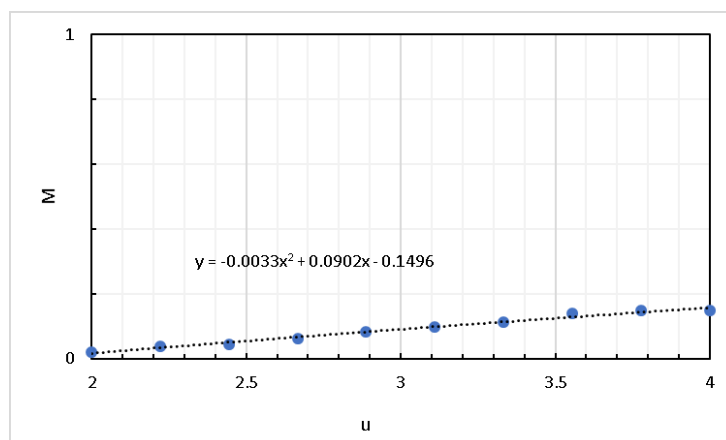


Fig.A-6 relationship between  $u$  and  $M$

- ティルト角 60[deg]について

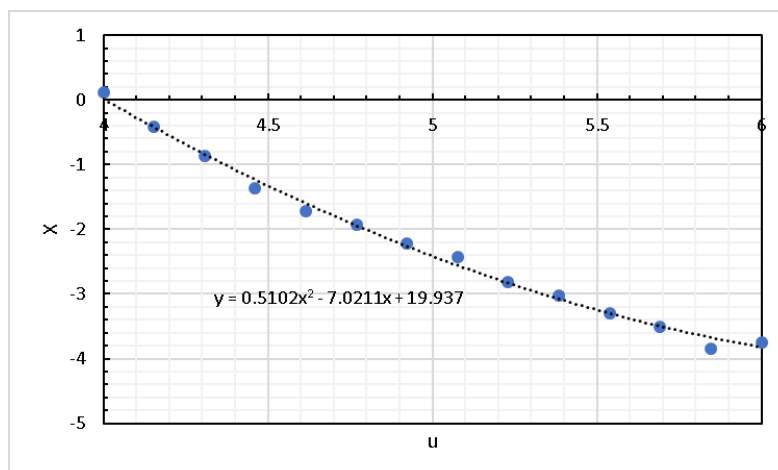


Fig.A-7 relationship between  $u$  and  $X$

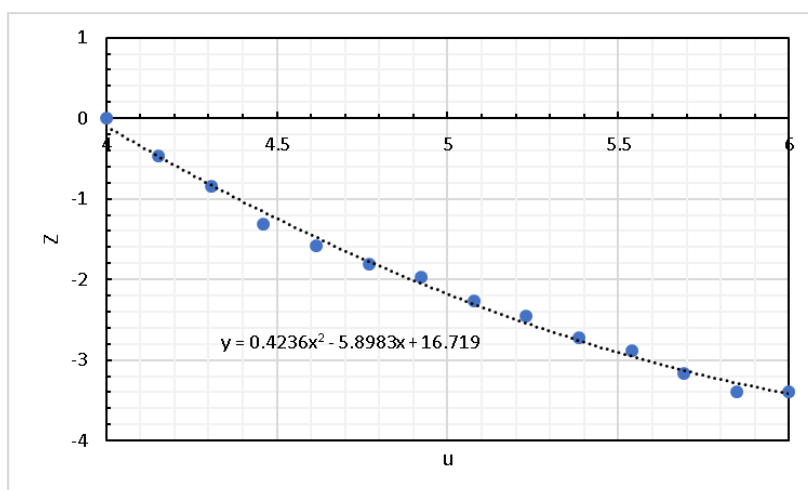


Fig.A-8 relationship between  $u$  and  $Z$

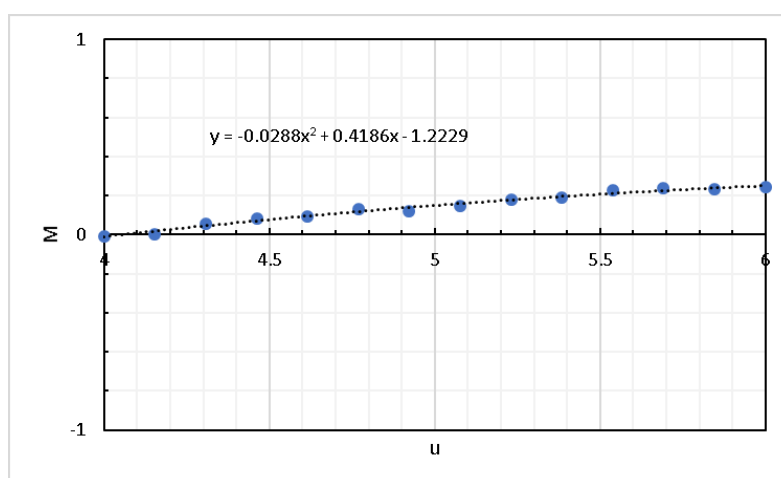


Fig.A-9 relationship between  $u$  and  $M$



- ・ ティルト角 40[deg]について

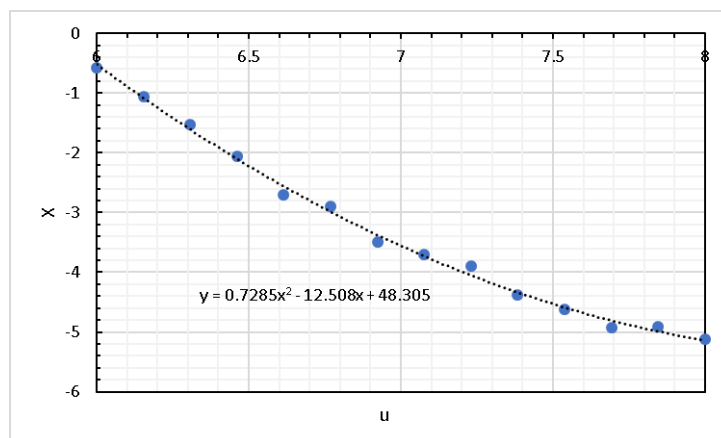


Fig.A-10 relationship between  $u$  and  $X$

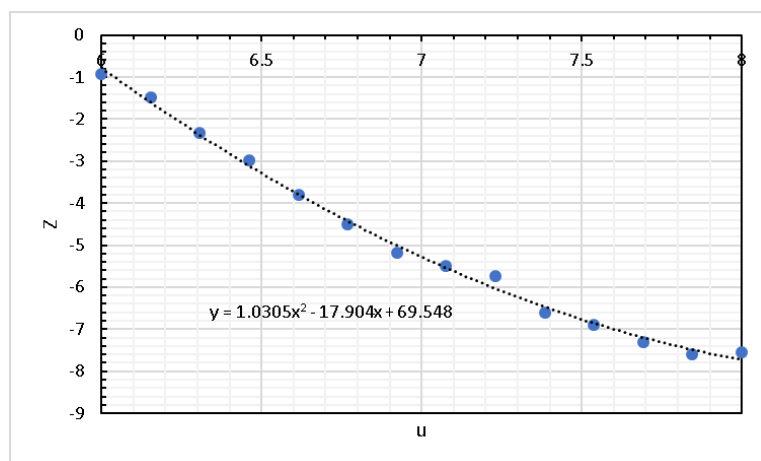


Fig.A-11 relationship between  $u$  and  $Z$

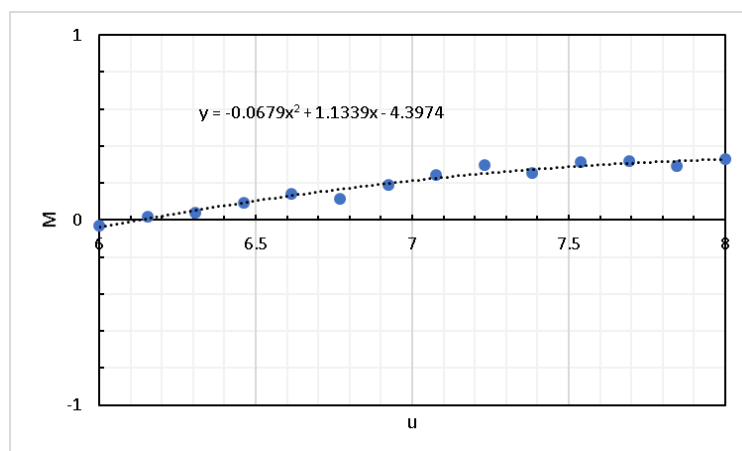


Fig.A-12 relationship between  $u$  and  $M$

- ティルト角 30[deg]について

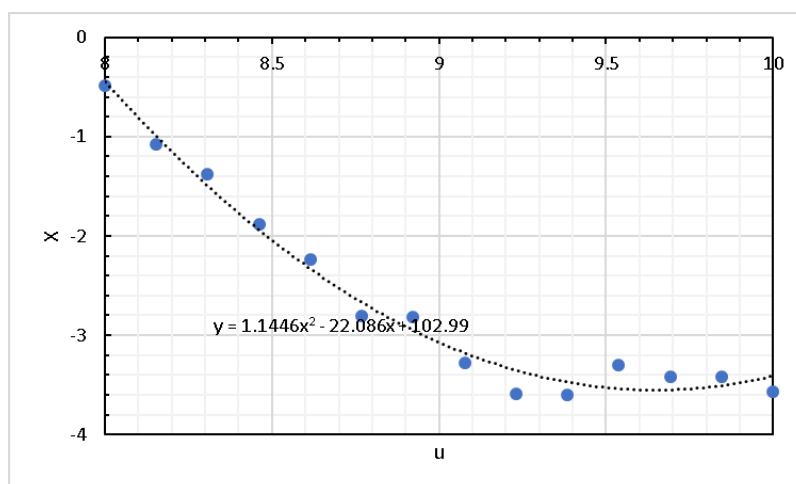


Fig.A-13 relationship between  $u$  and  $X$

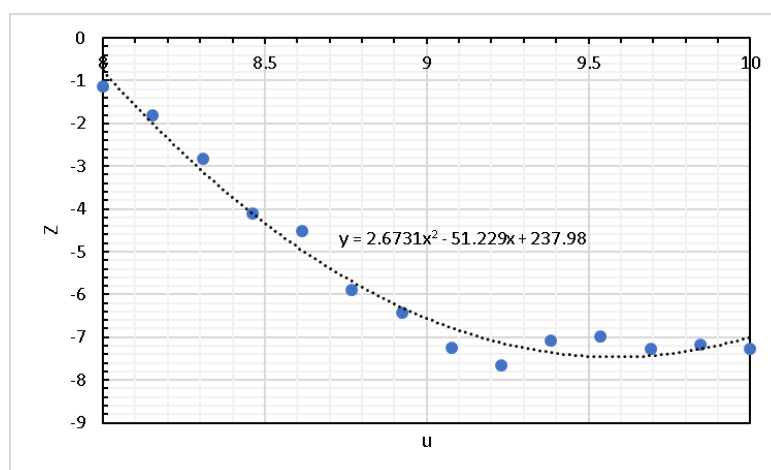


Fig.A-14 relationship between  $u$  and  $Z$

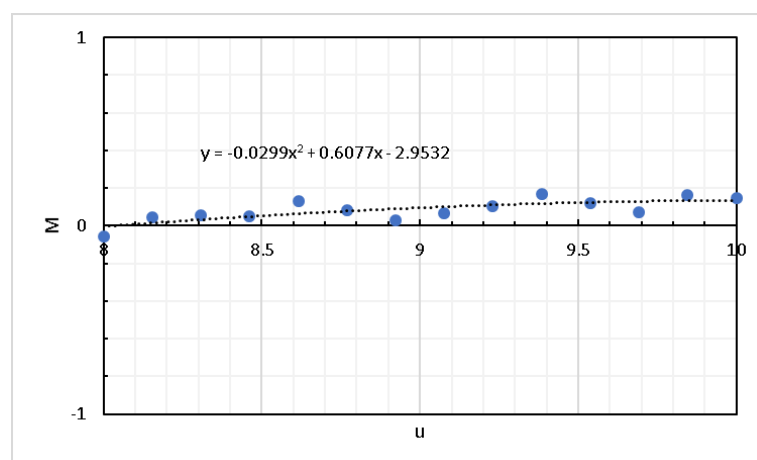


Fig.A-15 relationship between  $u$  and  $M$

- ・ ティルト角 20[deg]について

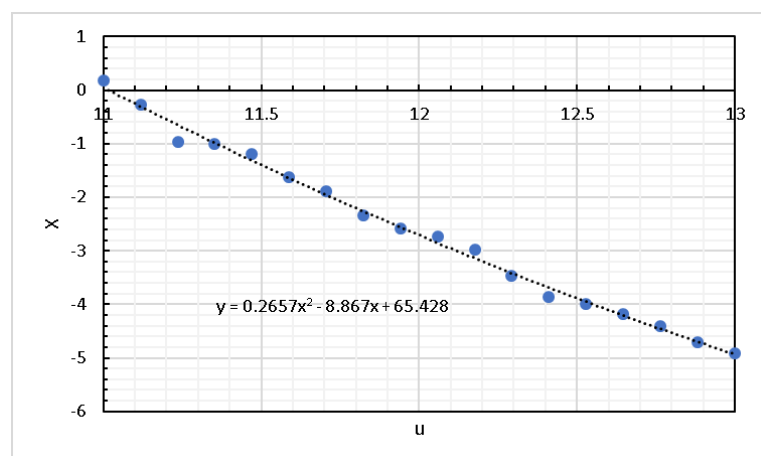


Fig.A-16 relationship between  $u$  and  $X$

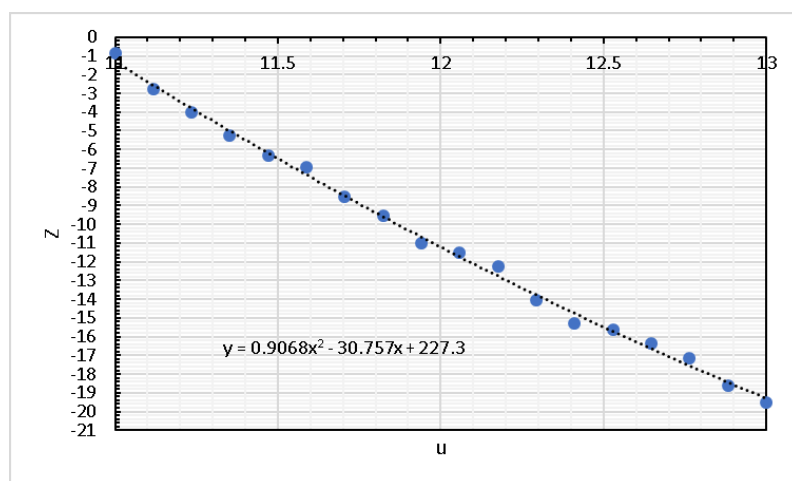


Fig.A-17 relationship between  $u$  and  $Z$

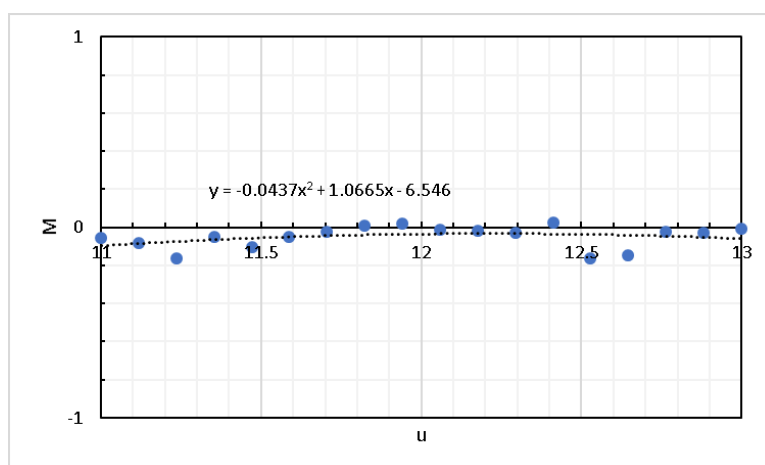


Fig.A-18 relationship between  $u$  and  $M$