

02E1064 宮野 弘視      02E2032 杉本 直樹  
 ( 指導教員 河村 良行 教授 )

1. 緒言

飛行機には数多くの形状があり、設計する際は模型製作後、風洞を使用し模擬的な飛行状態を作りそれを観測し調整を行っている。しかし、支柱やワイヤ等での支持が必要で、その状態で風洞実験を行うと支持装置により気流が乱れ正確な計測が出来ない。位置制御システムをコンピュータでの遠隔制御とすれば支持装置を無くして気流の乱れを排除でき、より正確な計測が可能である。そこで、低速風洞内での飛行体の自動制御を目的としその制御対象となる風洞内飛行体の製作と特性評価を行う。



Fig .2 製作した飛行体の外観

2. 機体の製作

風洞内飛行体の主な概要を以下に記す。

- ・ 機体重量は 5 [g] 以内
- ・ 機体の制御はエレベータ ( 昇降舵 ) ラダー ( 方向舵 ) の 2 チャンネル制御
- ・ プロペラ等の推力を持たない

Fig.1 に製作した機体の主要寸法と形状を示す。

一般に小型飛行機では主翼の幅 ( 全幅 ) と全長はほぼ同じとするのでそれに従った。機体の骨組みはパルサ材を使い、主翼、尾翼などの大きな平面には厚さ 2 [ μm ] のフィルムを貼っている。主翼の形は製作性を考え矩形翼 ( 長方形 ) とし、ローリング安定向上のため翼端を上反させた形とし、また揚力を稼ぐ目的でキャンバー ( 翼面の反りの大きさ ) を持たせている。

エレベータ・ラダーの操舵にはコイルアクチュエータ ( 以降、アクチュエータと呼ぶ ) をそれぞれ一つずつ使用している。アクチュエータは 0.025 [mm] 銅線の 650 回巻き、内径 3 [mm]、外径 5 [mm]、幅 2 [mm]、抵抗値は約 300 [ Ω ] である。マグネットは 2.0 × 2.0 [mm] のネオジウムマグネットを使用。送受信機は Plantraco 社製の送信機は HFX900、受信機は Micro900 0.9 Gram Receiver を使用した。送受信機共に 3ch である。

製作した機体は全幅 × 全長 × 全高が 200 × 200 × 43 [mm] で機体総重量は 4.42 [g] となった。また、各実験において送信機の電圧は 5 [V] としている。これは自動制御時に送信機に印加する電圧である。

Fig.2 は実際に製作した機体で、重量的には軽量化の余地があったが、実験の際当初製作した機体は破損が多くとても実験にならなかったため強度を十分にとっている。

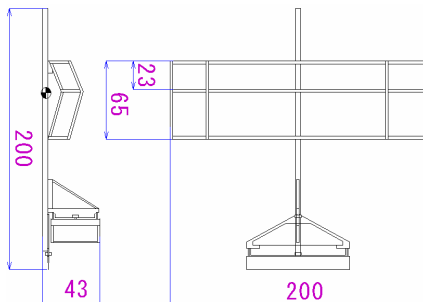


Fig.1 製作した飛行体

3. 実験及び考察

3.1 飛行状態の解析

無風状態での機体の滑空飛行をハイスピードカメラで撮影し、画像解析を行った。Fig.3 は滑空する機体を撮影したものである。機体は手で投げるため初速の変化等が撮影時の飛行状態に影響しないよう、機体を投げる位置と撮影位置に 4 [m] の距離を置いた。

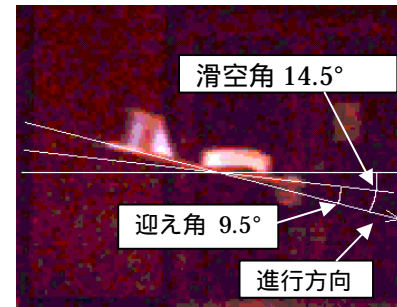


Fig .3 機体滑空時の画像

その結果ハイスピードカメラにより撮影された滑空している画像より機体が安定して滑空する状態は滑空角 ( 水平面に対する進行方向の傾き ) 14.5 °、迎え角 ( 進行方向と翼とが作る角度 ) 9.5 °、速度 2.5 [m/sec] であることがわかった。Fig.4 に機体滑空の移動量を示す。これより、多少のズレはあるがほぼ直線で示されているため測定時は手で投げた影響を受けていない安定した滑空状態であることがわかった。

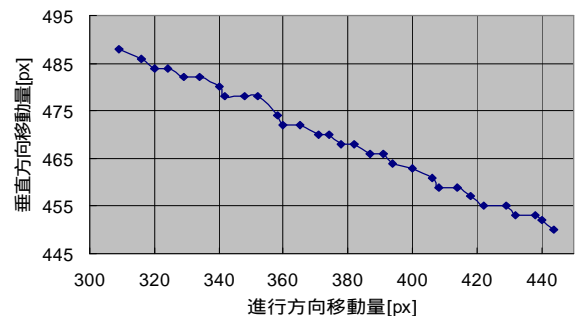


Fig .4 機体の滑空

### 3.2 揚力、抗力の算出

機体に加わる力の揚力  $L$ 、効力  $D$  と抗力空気密度、飛行速度  $V$ 、主翼面積  $S$  から滑空角  $14.5$  度、迎え角  $9.5$  度の時の揚力係数  $C_L$  は

$$L = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S \times C_L$$

$$C_L = \frac{2L}{\rho \times V^2 \times S}$$

$$= \frac{2 \times 4.42 \times 10^{-3} \times \cos 14.5^\circ}{0.125 \times (2.5)^2 \times 1.3 \times 10^{-2}} = 0.84 \quad (1)$$

となり、同様に抗力係数  $C_D$  を求めると

$$C_D = \frac{2D}{\rho \times V^2 \times S}$$

$$= \frac{2 \times 4.42 \times 10^{-3} \times \sin 14.5^\circ}{0.125 \times (2.5)^2 \times 1.3 \times 10^{-2}} = 0.22 \quad (2)$$

となる。典型的な翼の場合  $C_L$ 、 $C_D$  は迎え角  $9.5$  度なら  $C_L=1.1$ 、 $C_D=0.08$  となっている<sup>(1)</sup>。数値のみの比較では今回作成した機体の揚力係数、抗力係数ともに一般的な翼に劣っている様に見えるが、これは主翼のみでの測定ではなく完成した機体での測定なので一概に性能が劣っているのではなく、尾翼などの特性も考慮した上で比較で、典型的な翼に対し揚力係数は約 80%、抗力係数は約 280%の結果となった。

### 3.3 アクチュエータの特性

Fig.5 はアクチュエータに印加させた電圧[V]とそのときのトルク[N/m]の関係である。Fig.6 は送信機の電圧変化とアクチュエータの角度の関係である。

Fig.5,6 より送信機電圧とアクチュエータのトルク・角度は基本的に比例関係であることがわかる。しかし、アクチュエータの角度が殆ど一定で変化するのにに対して電圧・トルクの関係ではばらつきが見られる。これはアクチュエータのトルクを測る際、パルス制御のためアクチュエータが振動し安定した値が出ない、またトルク自体も微小であることが原因であると思われるが、アクチュエータのトルク曲線であるサインカーブの再現性は高い。今回使用したようなサイズのアクチュエータでは静止時に尾翼を曲げる事が出来ても飛行時にその角度を保てる程のトルクは発生していないことがわかった。

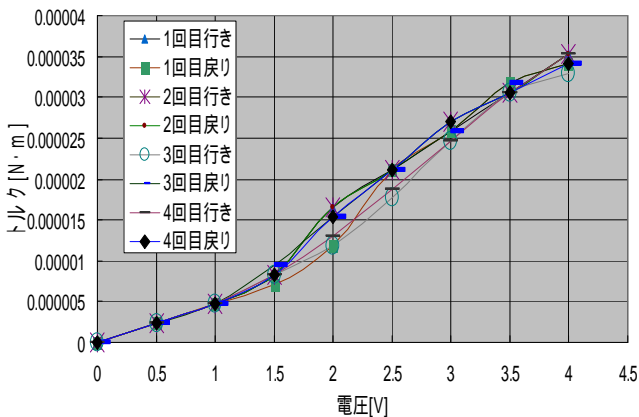


Fig .5 アクチュエータに印加した電圧・トルクの関係

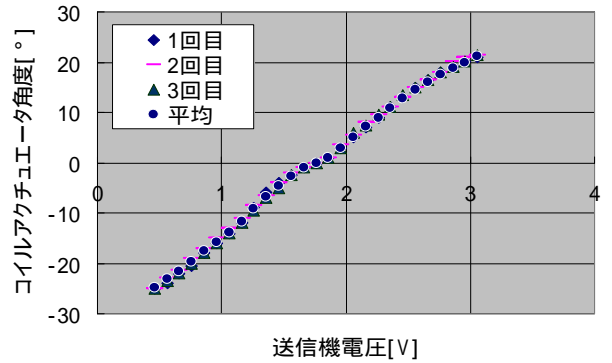


Fig .6 送信機電圧とアクチュエータ角度の関係

### 3.4 機体の旋回性能評価

静止時ラダーを右に  $20$  度(最大角)曲げた状態で機体がどの程度曲がるかを測定した。測定の結果、前に  $2.5$  [m] 進んだ時点で右に  $0.6$  [m] 進んだ。その時、上方から見た機体の軌跡は直線ではなく曲線を描いた。その軌跡を 3 次関数と見て ( $X$ : 進行横方向の移動距離 [m]、 $Y$ : 水平進行方向の移動距離 [m]) 式に表すと

$$X = 3.8 \times 10^{-2} \times Y^3 \quad (3)$$

となった。位置制御プログラムのループ時間は約  $1/60$  [s] なので無制御状態から制御に入ったとき 1 ループ間で最大制御を行っても

$$X = 3.8 \times 10^{-2} \times \left( \frac{1}{60} \times 2.5 \right)$$

$$= 2.8 \times 10^{-5} \text{ [m]} \quad (4)$$

となり、 $0.03$  [mm] 移動するだけである。これに対して位置検出システムの検出範囲は  $\pm 2.5$  [mm] なのでプログラムの 1 ループ後でも十分に対処し次の制御ができる値である。

最後に制御用の電圧の関数を記す。制御は PD 制御と考えるが、今回は微分値  $D$  を 0 と考え P 制御の制御関数を  $A$  とする。送信機の電圧を + 側に变化させたときアクチュエータの角度も + 側の角度に駆動するとし、送信機電圧を  $E$  とする。  $E$  は無制御からの電圧の差なので最大制御時の電圧を  $E_{max}=3.06$  [V]、無制御時の送信機電圧を  $E_0=1.76$  [V] とおくと、

$$E = E_{max} - E_0 \quad (5)$$

となる。今回位置検出範囲は  $\pm 2.5$  [mm] なので検出した値  $X$  が最大値のとき最大制御すると考えると

$$A = -\frac{E}{X} = -\frac{3.06-1.76}{2.5 \times 10^{-3}} = -520$$

となり、送信機電圧  $E$  は検出距離  $X$  に対して

$$E = AX + 1.76 = -520X + 1.76 \quad (6)$$

となる。この値を使い送信機電圧を自動制御する。

### 4. 今後の課題

今後の課題として位置検出システムを用いた風洞内でのグライダー機体の 2 軸制御、また今回使用した機体にモーターとプロペラを付けたプロペラ機体での 3 軸制御を行う

#### 参考文献

(1) 小林 昭夫 : 「紙ヒコーキで知る飛行の原理 身近に学ぶ航空力学」 講談社