

# ハンググライダー型小型無人航空機に関する研究

## Study on hang glider type small unmanned aerial vehicle

航空宇宙工学コース

機械・航空システム制御研究室

1235014 塩見 貫太

### 1. はじめに

無人航空機は電池の高性能化、電子機器の小型化および低価格化により簡便に利用されるようになってきた。これにより空撮、調査、点検に利用される機会が多くなった。また、惑星探査機としての利用も検討されている。無人航空機は主に回転翼機と固定翼機に区分され、調査や点検するときには必要性が高いことから空中静止が可能な回転翼機が普及している。しかし、作業の際に完全な空中静止を必要とせず、低速飛行で十分である場合には、固定翼機を用いたほうが航続時間の面で有利であると考えられる。

本研究では十分な翼面積をもち、構造が簡素であるハンググライダーを参考にした<sup>(3)</sup>。参考にするにあたり、その構造や空力的特徴について考察した。また無人化のために、機体の操縦に用いるコントロールバーに代わり、重心移動機構を提案する。ハンググライダーでは重心移動の他にパイロットがコントロールバーに加える力を考慮しているが、今回の提案ではこの力を無視する。重心移動機構は一般的な航空機の姿勢制御に用いる舵面とは異なり舵面力が機体速度に依存しないことから低速飛行に適していると考えられる。

本報告では文献<sup>(4)</sup>に記載された実機のハンググライダーの実験値を基に空力的特徴を考察し、模型機を製作するためにモデル化した。その後、重心移動機構を考案し模型機を設計し、線形モデルを用いてシミュレーションを行い、飛行性能を確認した。

### 2. 機体モデル

#### 2.1 ハンググライダー（実機）

ハンググライダーは一般的な航空機と構造や姿勢制御方法が異なるため、航空機の運動モデルで表現するには限界がある。本報告では、文献<sup>(4)</sup>のハンググライダーの運動モデルを適用させることでハンググライダーの特有の運動を表現する。下の表 1 に航空機とハンググライダーの相違点を簡易的に示す。

Table 1 Differences (airplane and hang glider)

|                       | Airplane   | Hang glider |
|-----------------------|------------|-------------|
| CG Position Shifting  | None       | Existence   |
| Stability derivatives | Wing       | Pilot, Wing |
| Wing                  | Rigid body | Flexible    |
| Control device        | Surface    | Control bar |

#### 2.2 ハンググライダーの空力性能

文献<sup>(4)</sup>ではハンググライダーの空力データを得るために実機による車上試験を行った。車上試験で使用された機体 (Hiway demon) と諸元を図 1 と表 2 で示す。



Fig. 1 hang glider (Hiway demon)

Table 2 Specifications of the actual plane

|                        |           |                     |
|------------------------|-----------|---------------------|
| Pilot mass             | $m_p$     | 80kg                |
| Wing mass              | $m_w$     | 31kg                |
| Total mass             | $m$       | 111kg               |
| Wing area              | $S$       | 16.26m <sup>2</sup> |
| Wing span              | $b$       | 10m                 |
| mean aerodynamic chord | $\bar{c}$ | 1.626m              |
| Sweepback angle        | $\Lambda$ | 27.5deg             |
| Dihedral angle         | $\Gamma$  | 1deg                |

次に、車上試験で得られた無次元安定微係数と機体諸元を用いた推算式<sup>(2)</sup>で得られた無次元安定微係数を比較した。表 3,4 に示す。\*が付いてない無次元安定微係数において大きな誤差なく、推算によって再現することができていると考えられる。一方で表において\*が付いている部分は、尾翼に関する安定微係数であり、推算式では 0 と算出されるが、仮想尾翼を定義することで値を得ている。文献<sup>(4)</sup>では British 形式で安定微係数が表記されているが、日本においては American 形式が主流であるため、本報告では文献<sup>(6)</sup>に従って変換し、American 形式で表記する。

まず縦の無次元安定微係数に着目すると、基本的には安定した飛行する上で望ましい値であるが一部、一般的な航空機と相違点がある。その原因はハンググライダーのフレキシブル翼にあり、例えば、 $C_{m_u}$ は一般的な航空機では 0 であるが、ハンググライダーにおいて速度によって翼の形状が変化することでピッチングモーメントに影響を与えるため表 3 のような値をとると考えられる。

Table 3 Comparison of longitudinal derivatives

| longitudinal | Experimental value | Estimated value |
|--------------|--------------------|-----------------|
| $C_{x_u}$    | -0.179             | -0.3            |
| $C_{z_u}$    | -1.466             | -1.9            |
| $C_{x_w}$    | 0.675              | 0.409           |
| $C_{z_w}$    | -2.326             | -4.55           |
| $C_{m_u}$    | 0.172              | 0.321           |
| $C_{m_w}$    | -0.281             | -0.169          |
| $C_{x_q}$    | 0.176              | 0               |
| $C_{z_q}^*$  | -0.08              | -1.55           |
| $C_{m_q}^*$  | -1.11              | -0.891          |

表 4 より同様に、横・方向の無次元安定微係数は、縦と同様に望ましい値をとるが、 $C_{n_p}$  が正の値であり一般的な航空機とは異符号である。これは車上試験に使用された機体のアスペクト比が 6.15 と小さいことで、アドバース・ヨーが発生しにくいことが原因だと考えられる。

Table 4 Comparison of lateral and directional derivatives

| lateral and directional | Experimental value | Estimated value |
|-------------------------|--------------------|-----------------|
| $C_{y_v}^*$             | -0.226             | -0.195          |
| $C_{l_v}$               | -0.322             | -0.111          |
| $C_{n_v}^*$             | 0.0275             | 0.01802         |
| $C_{y_p}^*$             | -0.0326            | -0.000974       |
| $C_{l_p}$               | -0.930             | -0.907          |
| $C_{n_p}$               | 0.0568             | -0.0682         |
| $C_{y_r}^*$             | 0.0004             | 0.0360          |
| $C_{l_r}$               | 0.326              | 0.317           |
| $C_{n_r}^*$             | -0.0578            | -0.0533         |

### 3. 模型機の設計・開発

#### 3.1 ハンググライダー（模型機）

車上試験を使用した機体の約 1/10 モデルを基に機体を設計した。図 2 に模型機の概要を示し、機体の諸元を表 5 に示す。



Fig. 2 model plane

Table 5 Specifications of the model machine

|                           |           |                      |
|---------------------------|-----------|----------------------|
| Pilot mass                | $m_p$     | 406g                 |
| Weight in the X direction | $m_x$     | 60g                  |
| Weight in the Y direction | $m_y$     | 140g                 |
| Wing mass                 | $m_w$     | 103g                 |
| Total mass                | $m$       | 509g                 |
| Wing area                 | $S$       | 0.1626m <sup>2</sup> |
| Wing span                 | $b$       | 1m                   |
| Sweepback angle           | $\Lambda$ | 27.5deg              |
| Dihedral angle            | $\Gamma$  | 0deg                 |

#### 3.2 重心移動機構

パイロットがコントロールバーを用いて操縦するハンググライダーを無人化するために、重心移動機構を考案した。重心移動機構は縦の運動を操作する縦の重心移動機構と横・方向の運動を操作する横の重心移動機構があり、それぞれ模型機に搭載する。図 3,4 にそれぞれの機構を示す。

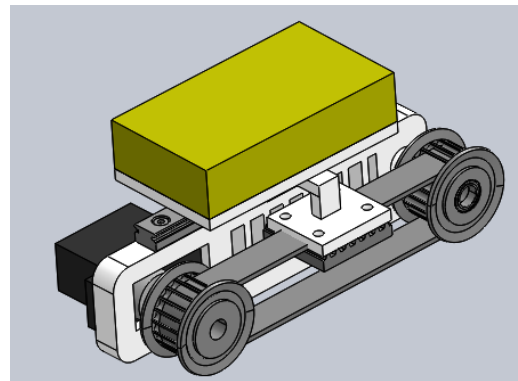


Fig. 3 longitudinal CG Position Shifting mechanism

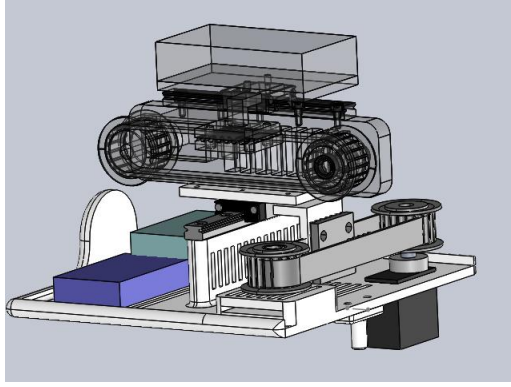


Fig. 4 lateral CG Position Shifting mechanism

縦、横どちらもサーボモータを用いてベルトを動かすことでおもりを移動させる。縦の重心移動機構では図3の黄色のバッテリーをおもりとする。一方、横の重心移動機構において図4の半透明で表示されている部分は縦の重心移動機構であり、おもりとして利用される。重心移動機構の総質量は機体の総質量の約25%にあたる。

次に、コントロールバーを重心移動機構の変更に對し、重心移動量の定義および制御微係数を適応させる必要がある。まず、重心移動量の定義を適応させる。コントロールバーによる重心移動で定義されているが、主な変更点は操作量が $\delta$  (角度) が $\delta_x, \delta_y$  (距離) になる点である。表6にコントロールバーの重心移動量に對する重心移動機構の重心移動量を示す。

Table 6 Definition of the amount of CG Position Shifting by the control device

|              | actual plane<br>(Surface)                 | Model plane<br>(Control bar)              |
|--------------|-------------------------------------------|-------------------------------------------|
| $\delta x_w$ | $\frac{m_p}{m} l_2 \cos \delta_e \delta$  | $-\frac{m_x}{m} \delta_x$                 |
| $\delta z_w$ | $\frac{m_p}{m} l_2 \sin \delta_e \delta$  | 0                                         |
| $\delta x_p$ | $-\frac{m_w}{m} l_2 \cos \delta_e \delta$ | $\frac{m_x}{m_p} \frac{m_w}{m} \delta_x$  |
| $\delta z_p$ | $-\frac{m_w}{m} l_2 \sin \delta_e \delta$ | 0                                         |
| $\delta y_w$ | $-\frac{m_p}{m} l_2 \cos \delta_e \xi$    | $-\frac{m_y}{m} \delta_y$                 |
| $\delta y_p$ | $\frac{m_w}{m} l_2 \cos \delta_e \xi$     | $-\frac{m_y}{m_p} \frac{m_w}{m} \delta_y$ |

添字 $x, y, z$ は方向を表し、またそれらの添字 $p, w$ はpilot, wingを指し、 $p$ は全体の重心位置からパイロットの重心位置までの距離、 $w$ は全体の重心位置から翼の重心位置までの距離である。模型機において $\delta z_p, \delta z_w$ が0なのは $z$ 方向の重心移動がないためであり、

実機ではコントロールバーを用いるため幾何学的に $z$ 方向の重心移動が生じている。また、実機と模型機で $\delta x$ の符号が異なるのは実機の操作量が進行方向と逆の方向で正の値をとるのに対し、模型機では進行方向と同じ方向で正の値をとるためである。

重心移動量を求めた後は空力モーメントに代入して、操作量で偏微分をすると制御微係数が求まる。表6の実機、模型機の重心移動量を代入することでそれぞれの制御微係数を求めることができる。

### 3.3 模型機の空力性能

2章の仮想尾翼と推算式を用いて、模型機の無次元安定微係数を算出した。表7に示す。

Table 7 Theoretical derivatives of model plane

| longitudinal |        | lateral and directional |          |
|--------------|--------|-------------------------|----------|
| $C_{x_u}$    | -0.604 | $C_{y_v}$               | -0.195   |
| $C_{z_u}$    | -1.9   | $C_{l_v}$               | -0.160   |
| $C_{x_w}$    | 0.409  | $C_{n_v}$               | 0.0180   |
| $C_{z_w}$    | -4.55  | $C_{y_p}$               | -0.00273 |
| $C_{m_u}$    | 0.321  | $C_{l_p}$               | -1.05    |
| $C_{m_w}$    | -0.169 | $C_{n_p}$               | -0.0682  |
| $C_{x_q}$    | 0      | $C_{y_r}$               | 0.03605  |
| $C_{z_q}$    | -1.55  | $C_{l_r}$               | 0.317    |
| $C_{m_q}$    | -0.891 | $C_{n_r}$               | -0.0533  |

実機の推算値と比較すると、車上試験に用いた実機の模型機であるため、ほぼ同じ値である。しかし前述した通り再現性が欠けているため、多少のばらつきが生じている。

### 3.4 模型機の運動

3.1節より模型機の運動方程式を示す。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q - W_e & -g \cos \theta_e \\ Z_u & Z_w & Z_q + U_e & -g \sin \theta_e \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ M_{\delta x} \end{bmatrix} \delta x \quad (3.1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p + W_e & Y_r - U_e & g \cos \theta_e & g \sin \theta_e \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ L_{\delta y} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta y \quad (3.2)$$

実機と模型機の運動方程式で異なる項は操縦装置の変化によって生じた項のみである。

次に、推算式で得られた無次元安定微係数を有次元化したもの(理論値)を運動方程式に代入し、応答を考察する。まず、縦の応答を考察する。10.8m/sで定常飛行を行う機体において、縦の重心移動機構によって5秒間、1cm前方におもりを移動させたときの時間応答を図5に示す。実機と同様に長周期モードが不安定で

あり、応答性に関しては実機より悪い。また、入力による機首下げ応答や速度上昇していることも図 12 からは読み取りにくく、非常に不安定な運動だと考えられる。推算値 $C_{m_u}$ の大きさや実機にはない推力装置を付けたことによる影響で不安定になっていると考えられる。また、コントロールバーから重心移動機構に変更したことによる影響もあると考えられる。

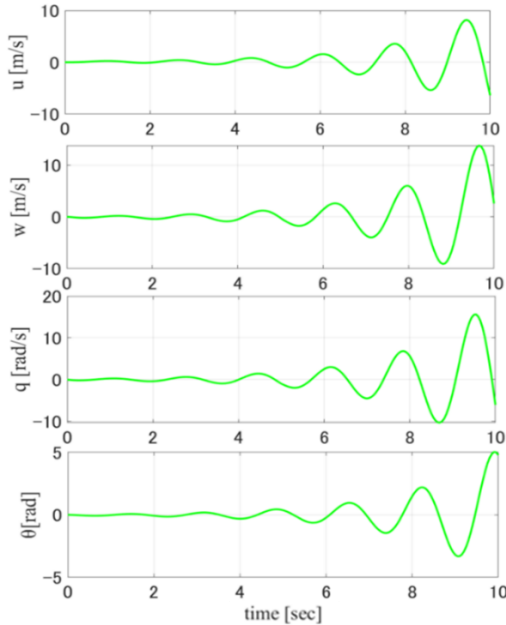


Fig. 5 longitudinal response of model plane

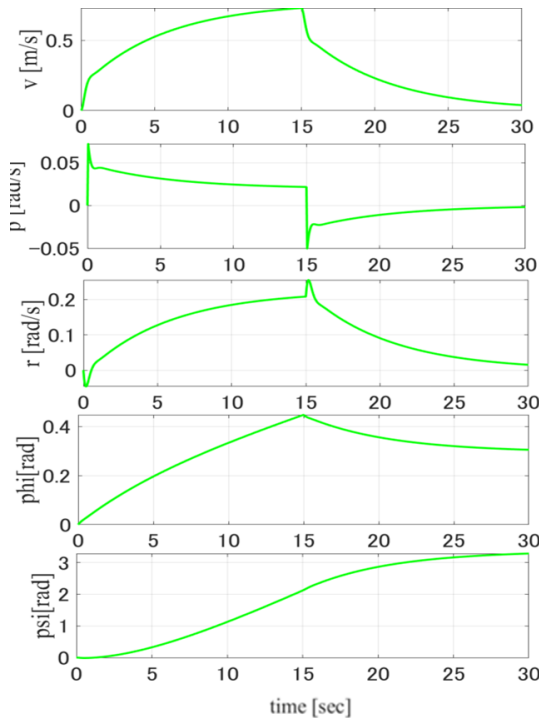


Fig. 6

lateral and directional response of model plane

次に、横・方向の応答を考察する。10.8m/s で定常飛行を行う機体において、横の重心移動機構によって 15 秒間、3cm 右方におもりを移動させたときの時間応答を図 6 に示す。実機の推算値と似た応答を取り、非常に強い安定性があることが分かる。入力に対するロールレート $p$ は実機の推算値の応答に比べ、より瞬間的な上昇が示されているが、全体的にみると実機より比較的小さなロールレート $p$ でゆっくりと横滑りしていることがわかる。よって、模型機の横・方向の運動において、推力装置や重心移動機構による影響はあまりないと考えられる。しかし、横・方向の運動に関する安定微係数は、理論的取扱いが困難な部分が多いため、推算式によるモデルの再現性は低いと考えられる。

シミュレーションの結果、模型機においても縦の長周期モードを除き一貫した安定性があることがわかった。しかし縦の長周期モードは実機のとより応答性が悪く不安定であるので、的確に素早く対応できる重心移動機構を用いて積極的に制御する必要があると考えられる。

#### 4. 実験システムの構築

機体を自律飛行可能にするために、機体状態量のセンシングと制御計算を含む操縦システムを含むフライトコントローラを利用する。まず、オンボードソフトウェアについては、オートパイロットのアルゴリズムが構築されている PX4 を選定した<sup>(11)</sup>。センサ値は PX4 上の Position & Attitude Estimator によって、状態量が推定される。その値と L1 controller と TECS の 2 つの制御則<sup>(8) (12)</sup>から目標姿勢角と推力が決定され、PID 制御によって PWM 値が決定し、信号が送られる。また、フライトコントローラは PX4 に対応しているいくつかのうち、軽量でコンパクトである Pixracer<sup>(13)</sup>を選定した。

フライトコントローラを用いた実験システムの構成を図 7、表 8 を示す。UART to USB adapter で地上局 (Ground Control Station: GCS) から予め指令を送ることで自律飛行が可能になっている。模型機に対応した制御プログラムは IDE 環境でミキシングファイルを作成して、再コンパイルすることで構築可能である。

構築した実験システムの動作確認のために、コンパニオンコンピュータから Mavlink<sup>(14)</sup>で姿勢の設定値を送信し、模型機を制御する。このとき模型機は、PX4 の Offboard mode であり、Mavlink メッセージの設定のみ受信し、動作する。現在、この実験システムが難航しており、実験ができない状態である。

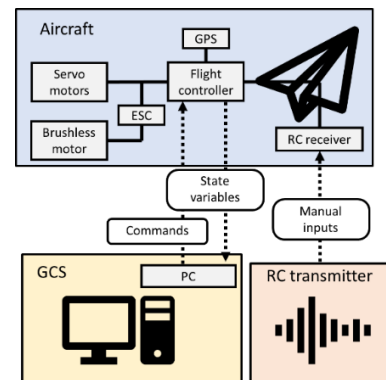


Fig. 7 Configuration of the experimental system

Table 8 Components of the experimental system

| group    | part              | component         | Details                       |
|----------|-------------------|-------------------|-------------------------------|
| Aircraft | Thrust            | Brushless motor   | E-MAX CF2812                  |
|          |                   | Propeller         | GEMFAN EP 10x6 (1060)         |
|          |                   | ESC               | Sunrise Model 20A PRO SBEC 3A |
|          | Steering          | Servo motor       | FS90R                         |
|          | Battery           | Lipo battery      | KYPOM K6 7.4V 850mA 35C-70C   |
|          | Control device    | Flight controller | Pixracer                      |
|          |                   | RC receiver       | Futaba R3106GF                |
|          | Additional sensor | GPS               | Ublox NEO-M8N                 |
| GCS      | PC                | Desktop PC        | Ubuntu 18.04                  |

## 5. まとめ

本研究では十分な翼面積をもち、構造が簡素であるハンググライダーを参考にし、その構造や空力的特徴について考察した。また、無人化するにあたり機体の操縦に用いるコントロールバーに代わって重心移動機構を提案した。その後、その重心移動機構を搭載した模型機のモデル化を行い、線形の運動モデルを用いてシミュレーションを行い、飛行性能を確認した。

今後は風洞試験より実測値を算出し、推算した無次元安定微係数との比較を行う。その結果を基にモデルを改善する。また、実験システムを構築させ、予備検証実験を行う予定である。その後、調整し飛行試験を行い、シミュレーションとの比較することで、低速での自律飛行が可能になると期待できる。

## 文献

- (1) 嶋田有三, 佐々木修一, “飛行力学”, 森北出版
- (2) 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
- (3) 越智 徳昌, “パラグライダー・ハンググライダーの運動モデルと飛行制御”, 計測と制御 57(4), 247-252, 2018
- (4) M. V. Cook and M. Spottiswoode: “Modelling the Flight Dynamics of the Hang Glider”, Aeronautical J., December, (2005)
- (5) KILKENNY, E.A: “An Experimental Study of the Longitudinal Aerodynamic and Static Stability Characteristics of Hang Gliders”, 1986, PhD thesis, College of Aeronautics, Cranfield Institute of Technology
- (6) M. V. Cook: “Flight Dynamics Principles Second edition”, pp413-437, 2007
- (7) 函館ハンググライダースクール, “ハンググライダー用語集”. ハンググライダー関連用語集. <http://web1.nazca.co.jp/hp/je8rwworz/HP3/lang.htm>(参照 2020/07/16)
- (8) Georg Robert Balmer, “Modelling and Control of a Fixed-wing UAV for Landings on Mobile Landing Platforms”, TRITA-MAT-E, 2015
- (9) 滝田 好宏, 樫谷 賢士, “1kg ペイロードを考慮した Tailless Quad Tilt Rotor 機の飛行実験, 「運動と振動の制御」シンポジウム講演論文集, 2019.16 巻(2019)
- (10) 中村 舜, 竹内 祥太, 原 進, 宮田 喜久子, 固定翼 UAV による低速降下物体空中回収の実現を

目指して, ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集, 2020 巻(2020)

- (11) Open Source Autopilot for Drones - PX4 Autopilot, (online), <https://px4.io/>, (accessed Jan. 1, 2021)
- (12) Sanghyuk Park, John Deyst, and Jonathan P. How, “A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking”, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 16 - 19 August 2004, AIAA 2004-4900
- (13) mRo Pixracer · PX4 v1.9.0 User Guide, (online), [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight\\_controller/pixracer.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixracer.html), (accessed Jan. 1, 2021)
- (14) Introduction · MAVLink Developer Guide, (online), <http://mavlink.io/en/>, (accessed Jan. 1, 2021)