

ハンググライダーの飛行試験とシミュレーション

高松太一 越智徳昌

令和4年3月

ハンググライダーの飛行試験とシミュレーション

高松 太一* 越智 徳昌**

(平成 21 年 10 月 15 日受付 : 平成 21 年 11 月 9 日受理)

Flight Tests and Simulation of a Hang Glider

By Taichi TAKAMATSU* and Yoshimasa OCHI**

This paper describes the development of a flight measurement system for flight tests of a hang glider and shows flight test results compared with simulation results obtained by using a dynamic model of a hang glider developed by the authors. The measurement system is composed of an inertial measurement unit (IMU) with GPS receivers, load sensors to measure the pilot's control forces installed on the hang glider, and an IMU installed on the back of the harness. The pilot performed several maneuver patterns: pitch-up-down, right-left-roll, steady right or left turn, and straight glide during about four-minute flight. Although some differences are found, including control forces, the simulation results qualitatively agree with the flight data during a steady right turn. This result suggests that the proposed model should be appropriate as a flight dynamics model of a hang glider.

Keywords: Flight test, Hang glider, Flight dynamics, Simulation

1. はじめに

ハンググライダーは、図1に示すように、キール、スパー、クロスバーの金属製の主要構造部材と合成繊維製の布を張った翼（セール）で構成される飛行体である。パイロットはハーネスと呼ばれる袋状の防護服を着用し機体重心付近からストラップで吊り下げられる。そして、キールに固定された三角形のコントロールフレームの底辺（ベースバー）に前後、左右に力を加えて操縦を行う。翼幅が 10m ほどあるが重量は 30kg ほどで、コンパクトに折りたたむことができるので乗用車にルーフキャリアを付ければ簡単に搬送できる。飛行速度は、標準的な機体で 30km/h から 70km/h である。滑空比は速度 40km/h で約 8 であり、高度差 300m で約 4 分飛行できる。上昇風を捕えれば長時間の飛行も可能であり、スカイスポーツとして多

くの愛好家に親しまれている。



図1 Wills Wing Sport2 (飛行試験時の写真)

Fig. 1 Wills Wing Sport2 (in the flight test)

しかし、その飛行特性に関する研究は少ない。翼の静的な空力特性については Kroo¹⁾が風洞実験で詳細に調べている。Dees²⁾は揚力係数、沈下率などの静特性について公開データや推算ソフトを用いて解析を行っている。自身も GPS 受信機を用いて沈下率の計測を行っているが、慣性計測装置 (Inertial Measurement

*防衛大学校 理工学研究科前期課程(第59期)

**防衛大学校 システム工学群 航空宇宙工学科 教授

Unit, IMU) を用いた機体運動の計測は行っていない。

パイロットも含めた全機の動特性については, de Matteis³⁾, Cook and Spottiswoode⁴⁾, Rogers⁵⁾の研究がある。de Matteis のモデルでは, 翼に対するパイロットの相対的な回転運動を考慮している。また, パイロットがコントロールフレームに加える力を入力としている。Cook and Spottiswoode のモデルではパイロットの相対的な姿勢角を入力として扱っており, 相対運動は考慮されていない。Rogers はパイロットの相対ピッチング運動を考慮し, 操縦力によるモーメントを相対ピッチ角に対する比例・微分制御としてモデル化している。しかし, これらのモデルでは, 機体とパイロットの間に作用する内力を考慮していない。

筆者らが提案するモデル化⁶⁾では, まず, ストラップによるパイロットの拘束を考慮しながら, 内力を外力とみなして翼とパイロットの運動方程式をそれぞれ作る。そして, 内力を消去することにより全体の運動方程式を求める。ただし, すべての内力は消去できないのでベースバーにおける内力を操縦入力とする。

このモデルの物理的妥当性はシミュレーションにより検討しているが, 真の有効性は飛行試験で検証する必要がある。筆者らは飛行試験を行うために, 飛行計測システムを開発し 2021 年 8 月 27 日に試験を行った。本稿では, 計測システムの概要を述べ, 飛行試験結果を示す。また, シミュレーション結果と比較し, 運動モデルの妥当性について考察する。

2. 飛行計測システム

2.1 計測システムの概要

ハンググライダーの運動モデルには, 機体の速度, 角速度, 姿勢角, パイロットの相対角速度と相対姿勢角の 15 個の状態変数と左右の手がベースバーに加える力の 2 つの入力 (6 成分) がある。これらの変数と入力を計測するために次の計測装置を装着する。

- 1) GPS 受信機付き IMU (キール)
- 2) 荷重計 (ベースバー)
- 3) GPS 受信機付き IMU (ハーネス)
- 4) 小型ビデオカメラ (キール)

計測システムの概要を図 2 に示す。機体とハーネスに取り付けられた IMU の出力はハーネスに収納されたノートパソコンで記録される (慣性計測系統)。荷重計の出力はキールに取り付けられたアンプを介してクロスバーに取り付けられたノートパソコンで記録される (荷重計測系統)。ハーネスの背中にはピンポン玉のマークが 5 個取り付けられており, 小型ビデオカメラ

で撮影する (画像解析系統)。

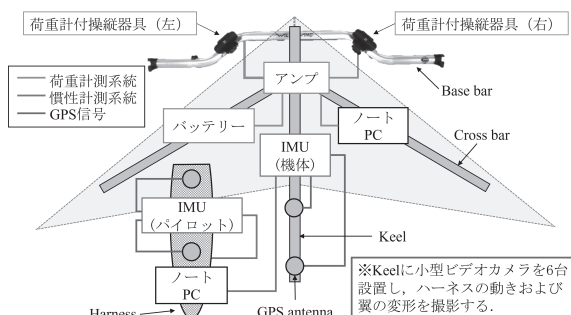


図2 飛行計測システム

Fig. 2 Flight measurement system

2.2 慣性計測系統

図 3 に示したように, キールの機体重心位置付近 (図 3 ①) とハーネス内部 (図 3 ④) に IMU を取り付けける。IMU には VectorNav 社の VN-300 Dual Antenna GPS/INS を用いた。キールの IMU に接続する GPS アンテナはキール後部に装着した (図 3 ②, ③)。ハーネス内の IMU は GPS アンテナとともにアクリル板に固定し, ハーネス用 IMU アセンブリを製作し, ハーネス内側のバックプレート収納部に取り付けた。ハーネスは布製なのでたわみにより変形することがあるが, これによって IMU の位置は固定され, 常にストラップの延長線上に位置するようになる。2 つの IMU は加速度, 角速度, 姿勢角, 対地速度, 緯度, 経度, 高度をそれぞれ計測し, データはノートパソコンに TXT 形式で記録される。

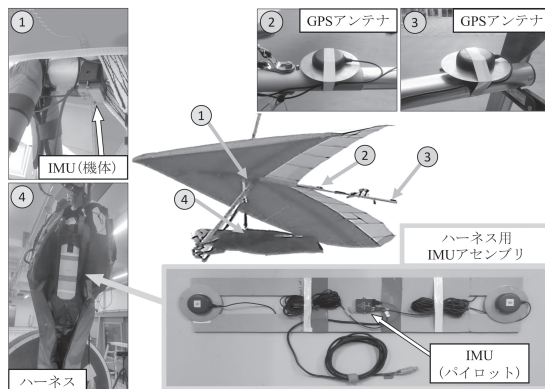


図3 IMU と GPS アンテナの取り付け方法

Fig. 3 Installation of IMUs and GPS antennas

2.3 荷重計測系統

図4に荷重計付き操縦器具と取り付け方法を示す。パイロットは通常、ベースバーの保持部（斜めになっている部分）をつかんで操縦を行うので、全体図のように保持部に荷重計付き操縦器具を取り付け、パイロットの操縦入力を計測する。操縦器具には透視図のように扁平なグリップの下に荷重センサ（小型3分力計：テック技販，TL3B05）が収納されている。荷重センサは、図4の部分拡大図に示したように、荷重センサのZ軸がベースバー水平面に垂直になり、Y軸が左右方向になるように取り付けられている。さらにグリップ部の断面形状はベースバーのそれと同様の楕円形状にし、操縦感覚に違和感がないように設計した。

図5に荷重センサのデータを収集・記録する機材の取り付け方法を示す。荷重センサで計測した力はひずみアンプ（テック技販，GDA-06B）を介して、ノートパソコンに記録される。ひずみアンプはキールに、アンプに電力を供給するためのモバイルバッテリーおよびノートパソコンは翼（セール）内のクロスバーにベルトで固定した。各機材とキールまたはクロスバーの間にはステーを入れて安定に固定できるようにした。

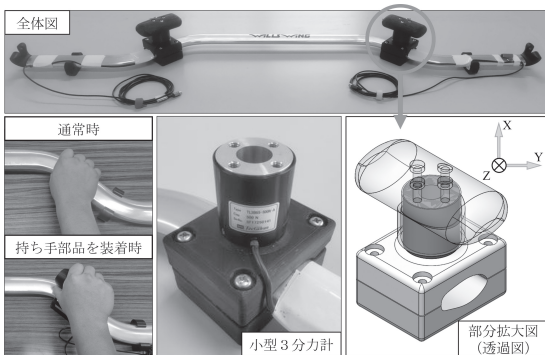


図4 荷重計付き操縦器具

Fig. 4 Control device with load sensors

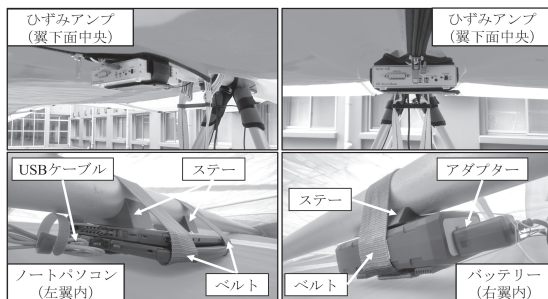


図5 荷重データ収集機材の取り付け方法

Fig. 5 Installation of load-data logging unit

2.3 画像解析系統

キールに6台の小型ビデオカメラを取り付け、4台でハーネスの動きを、2台で左右の翼の変形の様子をそれぞれ撮影した。図6に小型ビデオカメラの配置と撮影画像を示す。小型ビデオカメラは Sony 社の HDR-AS50 および GoPro, Inc. 社の GoPro Hero を用いた。図6のカメラ①、②の写真のように、ハーネス背面のパイロット重心付近とその前後および左右にマーカ（ピンボン玉）を等間隔で取り付けた。撮影した動画と画像解析ソフトを用いてハーネスの位置や姿勢を計算する。画像解析ソフトはディテクト社の Dipp-Motion V を用いる。

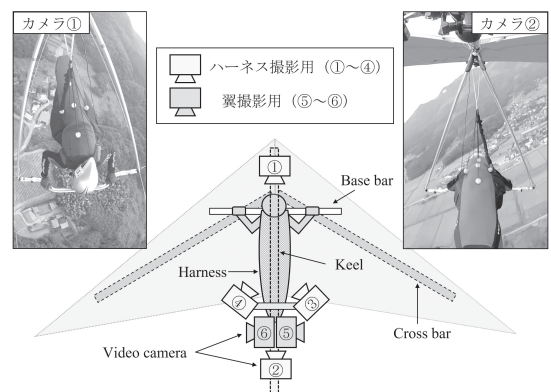


図6 小型ビデオカメラの配置と撮影画像

Fig. 6 Location of video cameras and pictures taken in the flight test

3. 飛行試験

3.1 試験機の諸元

試験に使用した機体は WillsWing 社の Sports2 (model 155) である。図1および表1にその外観と機体諸元を示す。

表1 機体諸元

Table 1 Configuration Characteristics

翼面積	14.4 m ²
翼の型式	ダブルサーフェス
翼幅（スパン）	9.60 m ²
アスペクト比	6.4
機体重量	26.8 kg
機体全長	5.08 m
許容搭載重量	68 – 113 kg
推奨パイロット体重	60 – 80 kg

3.1 飛行条件

茨城県石岡市板敷山周辺空域において、2021 年 8 月 27 日に飛行試験を実施した。飛行試験実施区域地図を図 7 に、飛行試験実施時の気象等の条件を表 2 に示す。離陸地点および着陸地点の標高はそれぞれ 355m と 49m であり、高度差は 306m である。朝 6 時 41 分に 1 回目の飛行を行い、8 時 22 分に 2 回目の飛行を行った。それぞれの飛行時間は約 4 分である。離陸地点ではほぼ無風であった。計測装置を含む機体重量は 33.4 kg、ハーネスおよび計測装置を含むパイロット重量は 72.6 kg であり、表 1 の許容搭載重量の範囲内にある。

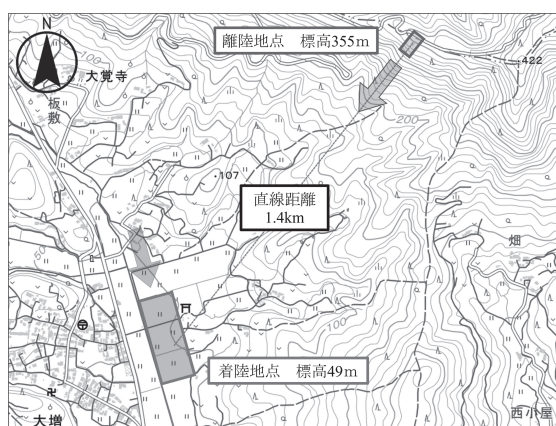


図 7 飛行試験実施区域地図 [7]

Fig. 7 Flight test area [7]

表2 飛行試験実施時の気象等の条件

Table 2 Conditions in flight test

試験日	2021/8/27	
場所	茨城県石岡市板敷山	
天気	晴時々曇り	
離陸地点と着陸地点の 標高差	306 m	
計測装置を含む機体重量	33.4 kg	
ハーネスおよび計測装置を 含むパイロット重量	72.6 kg	
Flight No.	1	2
気温	22.4 °C	28.3 °C
湿度	87 %	70 %
離陸地点風速	0 m/s	0 m/s
離陸地点風向	—	—
飛行時間	4 分 1 秒	3 分 57 秒

3.2 試験方法

飛行試験における試験項目は以下の通りである。

- ① Case 1：定常直進滑空（直進飛行）
- ② Case 2：ピッチング運動
- ③ Case 3：右旋回（定常旋回）
- ④ Case 4：左旋回（定常旋回）

ハンググライダーは機体重量が小さいので風の影響を受けやすい。そのため飛行試験は気温が上がる前の気流が比較的穏やかである朝方（午前 6 時から 9 時）の時間帯に実施した。ハンググライダーは通常、離陸してから上昇気流に乗って高度を上げるが、本試験では、離陸した後、そのまま滑空状態に移行し、4 つの試験項目を連続で実施して着陸した。

荷重計と IMU の計測の同期をとるため、飛行開始直前にベースバーを少し持ち上げて地面に落下させ、機体全体に衝撃を加える。これにより荷重計と加速度計に衝撃が記録されるので、同期信号として使用できる。また、各 Case の開始前と終了時に、パイロットが荷重計付き操縦器具を叩くことで衝撃を加えることにより、各試験の開始と終了を明確化した。

3.3 試験結果

離陸地点では無風であったが、Case 1 と Case 2 の試験を行った高度 250m から 300m の間で、2 回の飛行いずれでも少し気流の乱れがあったとパイロットがコメントしている。そのため、直線飛行においてわずかに左右のトリムをとる操縦が行われ、ビデオカメラの動画でもそれが確認された。しかし、Case 3 と Case 4 では風の影響をほとんど受けず試験を行うことができた。また、ベースバーに取り付けた荷重計付き操縦装置については、操縦上の違和感はなかったとの所見を得ている。

2 回の試験で IMU/GPS の飛行データ、荷重計による操縦入力データ、ビデオカメラによる画像データを得ることができた。ただし、画像データについては、2 回目の飛行開始の際にスマートフォンを用いた複数カメラの同時起動操作にミスがあり 5 台のカメラ（HDR-AS50）で撮影が行われていなかった。

ここでは、1 回目の飛行における Case 3 の試験結果を示す。図 8 から図 10 は IMU で計測された機体の姿勢角、姿勢角速度と加速度の時間履歴である。

図 8 のロール角の応答から約 30°のロール角で定常旋回していることがわかる。パイロットのロール角は機体より約 3°が小さい。これは、旋回によりパイロットが遠心力で旋回中心から外側に振られ、機体対称面より約 3°右側の位置で重力と釣り合っていることを

意味する。旋回に入る場合はパイロットが右側に移動するので、パイロットのロール角は翼のロール角より小さく、逆に、旋回から直線飛行に戻る場合は、左に移動するのでロール角は大きくなる。ただし、定常状態でのロール角は翼の方が約 3° 大きいので、パイロットの移動によるロール角の増加と相殺されてほぼ同じロール角で減少している。

旋回時のピッチ角は直線飛行時より 7° 前後減少している。パイロットはピッチの操縦は行っていないので、ロールにより揚力の鉛直方向成分が減ると機体は横滑りをしながら、迎角静安定により機首を下げ増速する。ピッチ角の減少は機首下げの状態を表している。時間応答に見られる周期約 6s の振動は翼の固有の振動モードによると考える。

図9の姿勢角速度 (p : ロール角速度, q : ピッチ角速度, r : ヨー角速度) の応答は姿勢角の応答にほぼ対応しているが、機体とパイロットのロール角速度の違いは、主に図8に見られるピッチ角の違い (約 10°) によるものである。いずれの角速度もパイロットの方に周波数の高い応答が見られ、細かく姿勢を変えていることがわかる。

図10の加速度の応答には重力によるものと慣性力によるものが含まれる。 Z 軸方向加速度 A_z は重力と遠心力による加速度の Z 軸成分から成り、 X 軸方向加速度 A_x はほぼ重力による加速度である。機体とパイロットで A_x に違いがあるのは、ロール角速度と同様にピッチ角の違いによると考える。 Y 軸成分 A_y は機体、パイロットとも小さいが、これは旋回による遠心力と重力の左右方向成分が釣り合っていることを示している。

図11は荷重計の出力である。図4に示したように荷重計の X , Y , Z 座標軸の正の方向はそれぞれ機体の前方向、右方向、下方向に対応している。左右方向の力 F_Y が旋回開始時に負の値を、終了時に正の値をとっていることから、旋回に入るときにベースバーを左に押し、戻るときに右に押ししていることがわかる。その際、前後方向の力 F_X が左右の手で逆方向に生じているのは、重心移動時にパイロットができるだけベースバーに垂直な姿勢を保とうとするためである。右に移動する場合は、左手で前に押して右手で手前に引くことによりこの姿勢がとれる。この姿勢をとることにより重心移動が確実に行えるとパイロットは操縦訓練で教えられる。 Z 軸方向の力を見ると、旋回開始時に左手が、終了時に右手が下向きの力を生じている。これは、パイロットの位置がベースバーより少し上であるため、ベースバーを前に押したときに、下向きの力

も生じるためと考える。

図12および図13の実線はそれぞれ3次元の飛行軌跡と高度の時間履歴を示している。旋回半径は約 32 m であり、高度変化は約 35 m である。

3.4 試験結果の考察

ハンググライダーのロール操縦では、一般に、「パイロットの重心移動により機体が右または左に傾く」と言われる。すなわち、パイロットの体重移動によってローリングモーメントが生じ、それが機体を傾けているように考えられている。

しかし、これは翼がロールするしくみを正しく表現していない。確かに、図8の飛行データや（ここでは示さないが）画像データでもパイロットが右に移動していることが確認できる。しかし、旋回から戻るときの場合は、パイロットは旋回時より左に移動しているがロール角は翼とほぼ同じであり、パイロット位置は機体対称面上にある。これは、パイロットの体重移動によって生じたモーメントが機体を傾けているわけではないことを示している。また、パイロットの体重を支えるストラップはキール（機体中心軸）の重心付近に取り付けられており、物理的にもパイロットに作用する重力が機体に与えるモーメントは小さい。特にローリングモーメントはほとんど発生しないと考えてよい。むしろ、パイロットがベースバーに加える左右方向の力がローリングモーメントを与えていると考える方が妥当である。左右方向の力はそれほど大きくないが、モーメントアームが大きいので左右の翼の揚力によるモーメントのバランスを崩すことができると考えられる。パイロットはベースバーを押した際の反動として左右に動くのである。つまり、パイロットの体重移動はベースバーを押した結果であってローリングの原因ではない。

図11の説明で述べたように、体重移動の際、パイロットはベースバーに垂直な姿勢をとるためにしっかりとバーをつかみ前後方向の力を加える。これにより翼とパイロットが一つの剛体になったとみることができかもしれない。しかし、荷重計の出力を見ると、旋回開始時の Z 軸方向の左手の力は下向きなので、右ロールを生じる方向とは逆である。したがって、パイロットの体重の一部が操縦によりベースバーに作用したとしても、機体をロールさせることは考えられない。ベースバーに垂直な姿勢をとるのは、そのような姿勢をとらないと体が左右に回転してしまい、ベースバーに横方向の力を十分に加えられないためであると考え

4. シミュレーションとの比較

文献6の運動モデルを用いてシミュレーションを行った。ただし、試験機の空力パラメータ等は未知なので、シミュレーションではそれらが既知の機種（HIWAY Demon）⁴を用いている。飛行試験における右旋回を再現するために、パイロットの操縦入力を比例・積分（PI, Proportional-Integral）制御則で与える。具体的には、図8よりロール角の目標値を 30° 、ピッチ角の目標値を 10.9° とし、ロール角とピッチ角がこれらの目標値に一致するようにPI制御則で操縦入力を決定する。

シミュレーション結果を図14から図17に示す。

図14からわかるように、定常旋回時のパイロットのロール角が試験では翼のロール角より $3\sim4^\circ$ 小さいが、シミュレーションではわずかに大きくなっている。これは、試験ではパイロットが翼対称面より少し右に位置しているが、シミュレーションではわずかに左に位置していることを意味する。この違いにより、18s以降ロール角を減少するとシミュレーションではパイロットのロール角が翼のロール角より大きな値になっている。

姿勢角速度の応答については、図15のようにシミュレーションと試験で似た応答になっている。翼とパイロットのロール角速度の差がシミュレーションと試験で少し違うが、これは姿勢角の違いによるものと考ええる。

図16は翼とパイロット重心における加速度を示す。パイロットの A_x がわずかに負の値（ -0.3 から -0.2m/s^2 ）をとり、18s以降で翼より最大 2m/s^2 ほど

小さい点以外は、飛行試験における加速度に近い値になっている。

図17に操縦入力を示す。変化のしかたは似ているが、シミュレーションの方が2倍から3倍の力を要している。上下方向の力 F_z を加えているのは、パイロットがベースバーより上側に位置しているため、バーを押す（引く）際に下向き（上向き）の力も生じるためと考える。この点も飛行試験結果と同じである。

図12および図13の破線はそれぞれ3次元の飛行軌跡と高度の時間履歴を示している。旋回半径は約40mであり、高度変化は約60mである。

飛行試験とシミュレーション結果の主な違いとして

- ・定常旋回時のパイロットのロール角の値
- ・定常旋回時の横速度（横滑り）
- ・パイロットの操縦入力
- ・高度変化

があげられる。その原因として

- ・機種の違い
- ・シミュレーションモデルのパラメータの誤差
- ・ピッチ角の目標値の与え方
- ・パイロットの操縦とPI制御の違い
- ・風の影響
- ・付加質量の影響

が考えられる。これらの点については、他のCaseについても比較を行い、必要に応じモデルを修正する必要がある。しかし、定性的には飛行試験とシミュレーションの結果は比較的良好であっており、運動モデルが物理的に妥当であると考えられる。

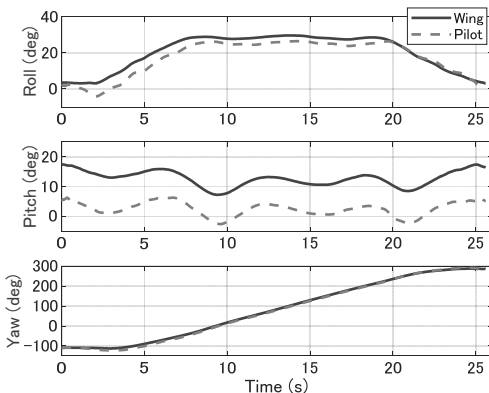


図8 姿勢角の時間履歴（飛行試験）

Fig. 8 Time histories of attitude angles (flight test)

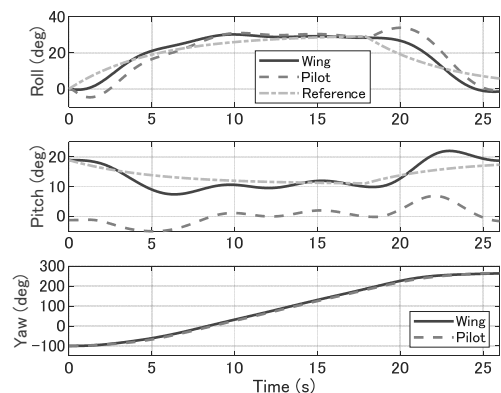


図14 姿勢角の時間履歴（シミュレーション）

Fig. 14 Time histories of attitude angles (simulation)

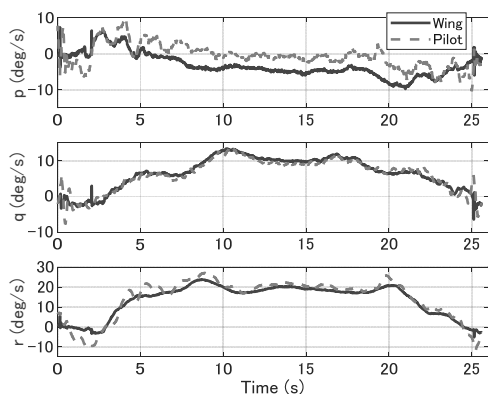


図 9 角速度の時間履歴 (飛行試験)

Fig. 9 Time histories of angular rates (flight test)

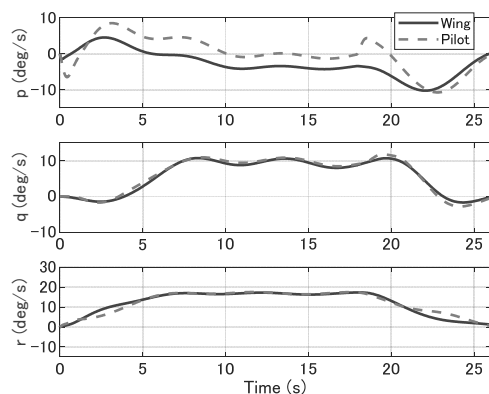


図 15 角速度の時間履歴 (シミュレーション)

Fig. 15 Time histories of angular rates (simulation)

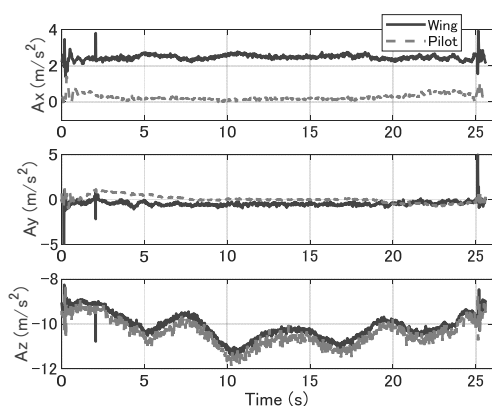


図 10 加速度の時間履歴 (飛行試験)

Fig. 10 Time histories of accelerations (flight test)

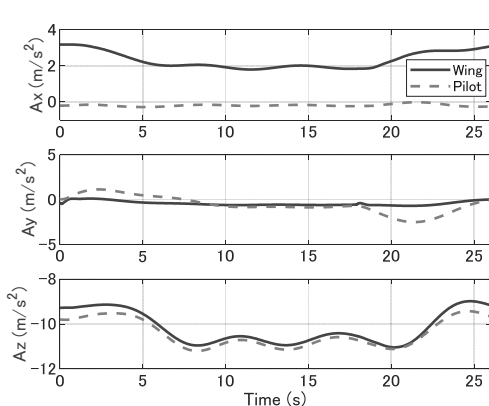


図 16 加速度の時間履歴 (シミュレーション)

Fig. 16 Time histories of accelerations (simulation)

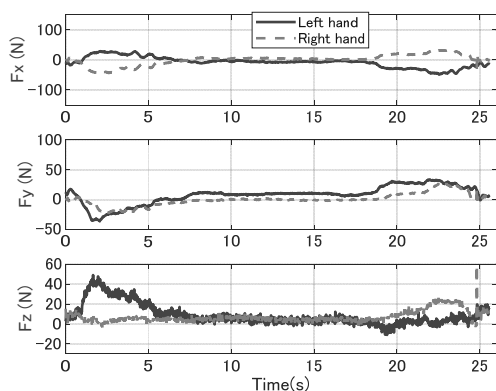


図 11 操縦入力の時履歴 (飛行試験)

Fig. 11 Time histories of control forces (flight test)

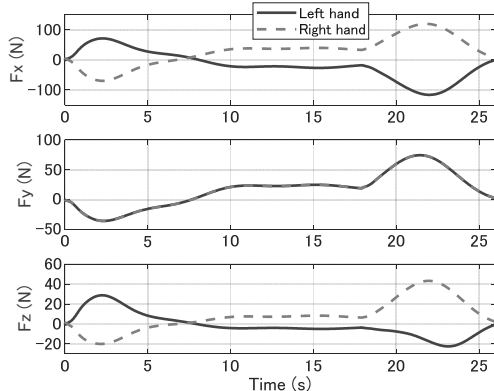


図 17 操縦入力の時履歴 (シミュレーション)

Fig. 17 Time histories of control forces (simulation)

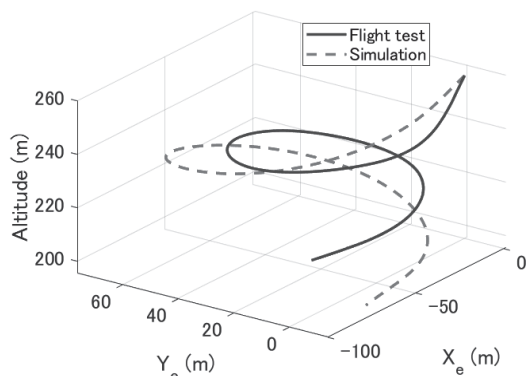


図 1 2 飛行経路

Fig. 12 Flight trajectories

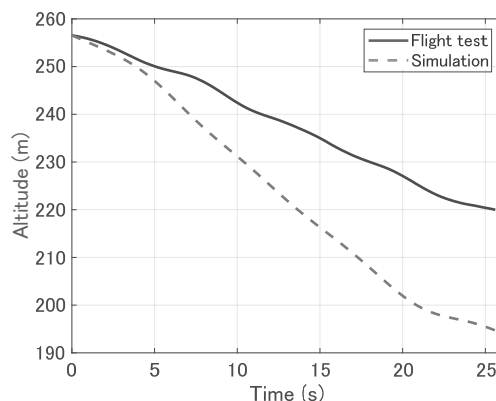


図 1 3 高度の時間履歴

Fig. 13 Time histories of altitude

5. おわりに

平成 29 年度特別研究でハンググライダーと計測機器、画像解析ソフトを購入した。本稿ではそれらを使用した飛行計測システムの開発について述べ、本年（2021 年）8 月に実施した飛行試験結果を示した。さらに、本研究の最終的な目標である運動モデルの検証のためシミュレーションとの比較を行った。その結果、定性的には筆者らが提案している運動モデルの妥当性が確かめられた。今後は、得られた飛行データを用いて試験機の空力パラメータなどを推定し、運動モデルの有効性をさらに検証する必要がある。

謝辞

本研究は平成 29 年度特別研究の研究費で実施しました。本研究を遂行するにあたり、飛行試験のパイロットを引き受けてくださった鈴木由路氏はハンググライダー日本代表選手 (<http://suzukiyuji.com/>) であり、貴重な意見や助言を賜りました。同氏に深く感謝申し上げます。

参考文献

- 1) I. M. Kroo, “Aerodynamics, aeroelasticity, and stability of hang gliders - experimental results”, NASA-TM-81269 (1981).
- 2) P. Dees, “Hang glider design and performance”, *Proc. of AIAA Aviation Technology, Integration, and Operation Conf.*, September (2010), pp. 1-13. (AIAA 2010-9300).
- 3) G. de Matteis, “Dynamics of hang gliders”, *AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 14, No. 6, (1991), pp. 1145-1152.
- 4) M. V. Cook and M. Spottiswoode, “Modelling the flight dynamics of the hang glider”, *The Aeronautical J.*, January, (2006), pp. 1-20.
- 5) R. M. Rogers, “Longitudinal dynamics and stability of hang-gliders with pilot control reaction”, *Proc. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf.*, August (2007), pp. 1-14. (AIAA 2007-6307).
- 6) Y. Ochi, “Modeling of Flight Dynamics and Pilot's Handling of a Hang Glider”, *Proc. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conf.*, January (2017), pp. 1-19. (AIAA 2017-1758)
- 7) 地理院地図 / GSI Maps | 国土地理院 : <https://maps.gsi.go.jp/#16/36.313145/140.184560/&base=std&ls=std&disp=1&vs=c1j0h0k0l0u0t0z0r0s0m0f1&d=m>, (参照 2021-09-08)