



小規模飛行試験にもとづくパラフォイルの飛行特性の研究

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 溝端, 一秀, 大下, 智紀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008759

小規模飛行試験にもとづくパラフォイルの飛行特性の研究

著者	溝端 一秀, 大下 智紀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2010
ページ	34-38
発行年	2011-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008759

1. はじめに

将来の再使用型宇宙輸送機や飛行試験機等の回収のために、パラシュートに代わるものとして、飛行制御可能なパラフォイルの利用が考えられており、自律飛行可能なパラフォイル飛行システムの構築が待たれている。パラフォイルの自律飛行を実現するには、そのための基礎データとして、パラフォイルの運動特性を解明することが必要である。

パラフォイルの運動特性は、その拘束条件によって大きく異なる事が知られており、風洞試験や曳航試験のようにパラフォイルを固定した時の運動特性は、飛行中の運動特性とは異なる。そこで、パラフォイルを実際に飛行させながら運動特性を計測することが必要である。また、その飛行速度が比較的小さいことから、パラフォイルは風の影響を受けやすいため、風の影響をできるだけ排除した条件で飛行試験を実施することも肝要である。そこで本研究では、屋内において風の影響を排除した比較的小規模な飛行試験によってパラフォイルの運動特性の概略を把握することを目的とする。

2. 手法および理論

本研究では、体育館においてパラフォイル飛行実験機を手投げおよび無線操縦により飛行させ、飛行の様子を2台のビデオカメラで撮影し、動画を解析することによって飛行経路を同定する。また、機体に搭載した慣性センサー (INS) およびエアデータセンサー (ADS) によって加速度・角速度・対気速度ベクトルを計測し、これを後解析することによって飛行特性を調べる。解析手法は以下の通りである。

2-1. 動画解析

動画解析は、飛行実験機の飛行を2台のビデオカメラで撮影し、その2つの動画から実験機の軌跡データを得るものである。動画解析作業の一コマをFig.1に示す。これによって飛行中の各時刻における機体の位置(座標)が地面固定3次元座標系において推定される。これを時間微分することによって速度や加速度が推定される。

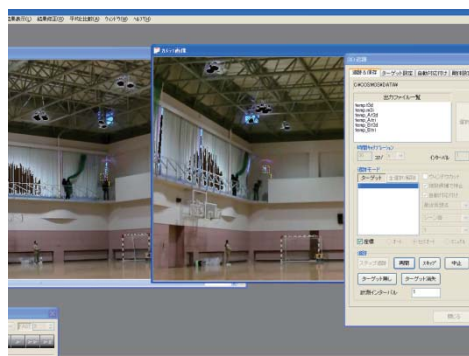


Fig.1 A snapshot of the moving picture analysis

2-2. 機上計測に基づく飛行特性解析

機体の姿勢角(オイラー角;ヨー角 ψ 、ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ)は、以下の微分方程式を解くことによって、機体固定座標系での角速度 p 、 q 、 r から推算できる:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta}\end{aligned}$$

また、空力係数は、以下の式にもとづいて機体固定座標系での加速度・角速度から推算される:

$$\begin{aligned}C_x &\equiv -C_A = \frac{ma_x}{\bar{q}S} & C_L &= -C_Z \cos \alpha + C_X \sin \alpha & C_l &= \frac{1}{\bar{q}Sb} [I_x \dot{p} - I_{xz} (pq + \dot{r}) + (I_z - I_y)qr] \\ C_y &= \frac{ma_y}{\bar{q}S} & C_D &= -C_X \cos \alpha - C_Z \sin \alpha & C_m &= \frac{1}{\bar{q}S\bar{c}} [I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz} (p^2 - r^2)] \\ C_z &\equiv -C_N = \frac{ma_z}{\bar{q}S} & & & C_n &= \frac{1}{\bar{q}Sb} [I_z \dot{r} - I_{xz} (\dot{p} - qr) + (I_y - I_x)pq]\end{aligned}$$

すなわち、動圧 \bar{q} 、翼面積 S 、翼幅 b 、迎角 α 、機体固定座標系における加速度 a_x 、 a_y 、 a_z 、角速度 p 、 q 、 r 、慣性モーメント I_x 、 I_y 、 I_z 、および慣性乗積 I_{xz} を計測できれば飛行中の姿勢角や空力係数を推定できる。

3. 実験装置

3-1. 機体とキャノピー

パラフォイル飛行実験機の機体本体は全備質量約 450g であり、内部には慣性センサーボード、エアデータセンサー、操舵信号ボード、ラジコン受信機、操舵用サーボモータ、LED、バッテリー、およびレギュレータを搭載している。搭載物によって空力特性が変化しないように外側をカウリングで覆っている。

パラフォイル飛行実験機のキャノピーの平面形状は翼幅 125cm、翼弦長 42cm の矩形であり、質量は約 80g である。キャノピーと機体をつなぐラインとしてサスペンションラインとコントロールラインがある。サスペンションラインはキャノピー前部の下面につながっており長さ 65cm である。また、コントロールラインはキャノピー後部下面につながっており長さ 61cm である。



Fig.2 The fuselage and the canopy of the parafoil experimental vehicle.

3-2. 慣性センサー (INS)

慣性センサーとして三軸加速度センサーと三軸角速度センサーを搭載しており、機体固定座標系での加速度・角速度を計測する。

3-3. エアデータセンサー (ADS)

5 孔ピトー管と差圧センサーボードで構成され、対気速度の大きさと方向(迎角、横滑り角)を計測できる。5 孔ピトー管の較正は、風洞試験によって迎角と各圧力孔の圧力の関係を調べることによって行っている。差圧センサーの較正は、精密な圧力生成器を用いて各差圧センサーに規定の圧力を与え、センサーボードの AD 変換器出力値との対応関係を調べるによって行っている。これらを機体に搭載した様子を Fig. 5 に示す。

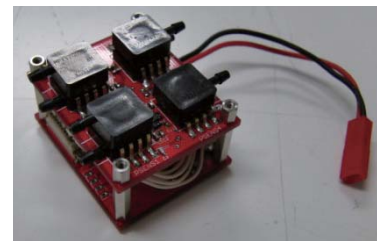


Fig.3 The inertial sensor board.

Fig.4 The five-port Pitot tube and the differential pressure gauge board.

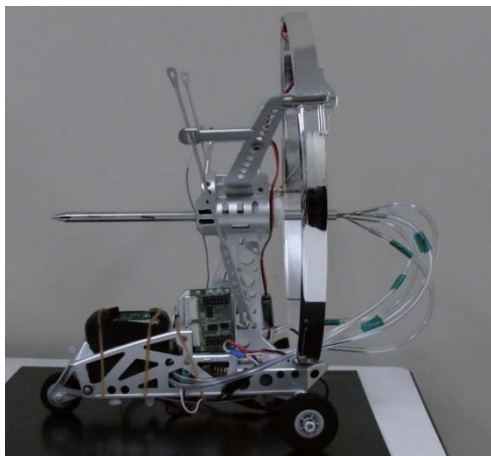


Fig.5 The parafoil experimental vehicle with the inertial sensor board and the ADS installed.

4. 解析結果と考察

機体固定座標系は、機体の重心から機軸前方向に x 軸、右方向に y 軸、下方向に z 軸をとる。直線滑空の場合の加速度の履歴の一例を Fig.6 に示す。横軸は慣性センサーの電源を投入してから時間である。時刻 109.2sec において z 方向加速度の符号が反転しており、この時点が手投げ発射の瞬間である。その後滑空し時刻 113sec に床面に着地しており、着地衝撃の加速度が捉えられている。同じ直線滑空の場合の角速度の履歴を Fig.7 に示す。手投げ発射の際の急激な姿勢変化や、着地の際の衝撃が捉えられている。滑空中にはピッチングの大きな振動、およびヨーイング・ローリングの小さな振動が捉えられており、これは滑空中の機体の振り子運動に対応する。

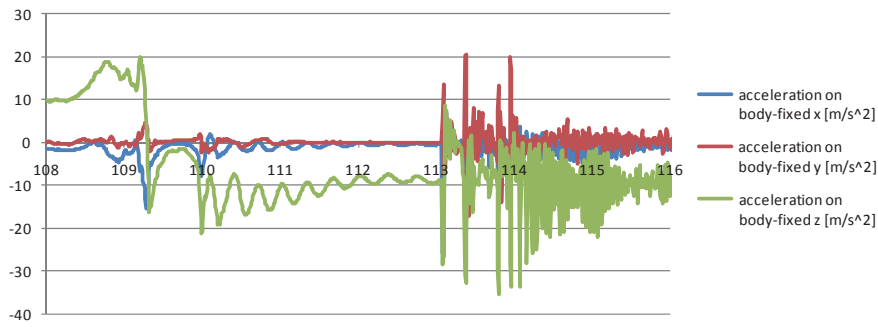


Fig.6 Acceleration history of a flight experiment.

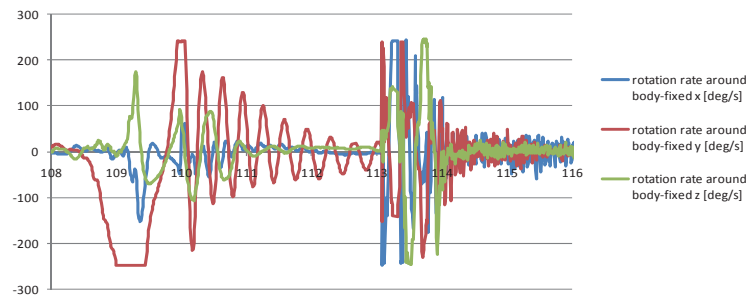


Fig.7 Angular rate history of a flight experiment.

次に、角速度計測値を用いて微分方程式を解いて得られるオイラー角（ピッチ角、ヨー角、ロール角）の推定値を Fig.8 に示す。飛行中のピッチ角の大きな振動およびヨー角・ロール角の小さな振動が示されている。なお、機体の慣性モーメントおよび慣性乗積は、懸吊状態における捻れ振子運動の周期および機体コンポーネントの質量・座標から推算している。

加速度計測値等から推算された軸力係数および垂直力係数の履歴を Fig.9 に、迎角との関係を Fig.10 に示す。この推算においては、上述のオイラー角の推定値を用いて、加速度計測値に含まれる重力加速度成分を除去している。さらに ADS によって計測された迎角を用いて、揚力係数・抗力係数に換算した結果を Fig.11 に示す。正の値を持つべき揚力係数・抗力係数として一部負の値が得られており、また値が散らばっている。これは、誤差を含む計測データを元にした積分計算で得られるオイラー角が比較的大きな誤差を含み、そのため重力加速度成分の補正が正確でないためと考えられる。

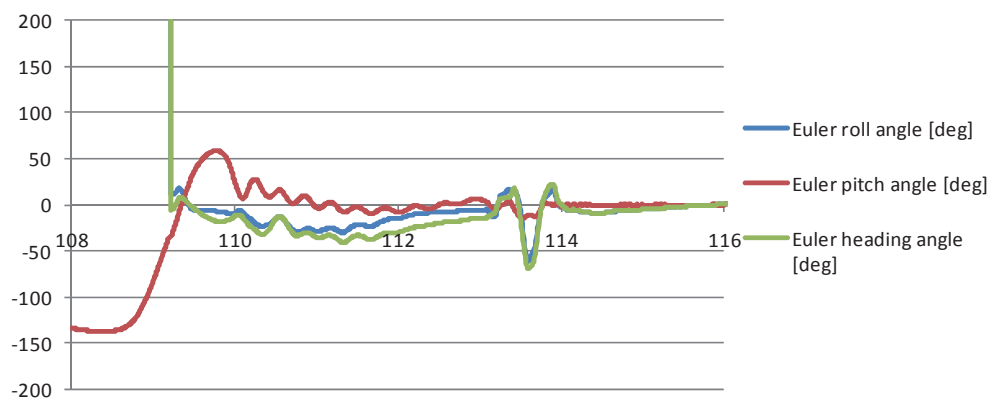


Fig.8 History of the evaluated Euler angles

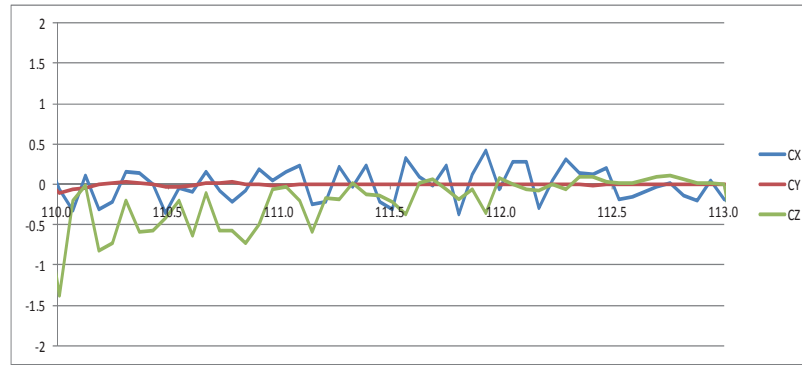


Fig.9 History of the evaluated axial and normal force coefficients.

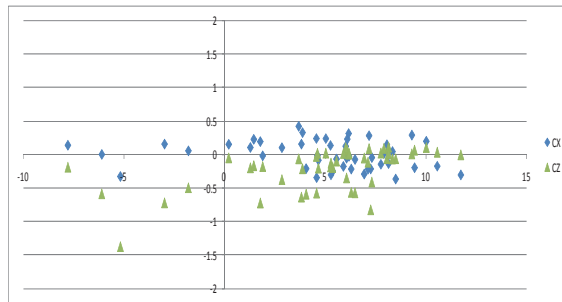


Fig.10 Evaluated force coefficients versus angle of attack.

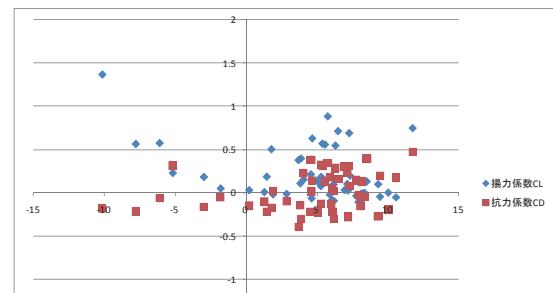


Fig.11 Evaluated lift and drag coefficients versus angle of attack.

5. 結言

本研究は、屋内において風の影響を排除した比較的小規模な飛行試験によってパラフォイルの運動特性の概略を把握することを目的として、室蘭工大の体育館アリーナでの飛行に適合した翼幅 1.25m、キャンピーを含む全備質量 550g 程度のパラフォイル飛行実験機を製作し、慣性センサー、エアデータセンサー、および操舵信号記録器を搭載し、加速度、角速度、対気速度ベクトル、操舵量、等を計測した。また、床面に設置した 2 台のビデオカメラで飛行の様子を動画撮影した。動画を解析することから飛行経路の概略を把握するとともに、オンボード計測データを解析することによって飛行中の座標や姿勢角の履歴、および空力係数を推定した。これらの解析結果から、パラフォイル飛行実験機の運動特性の一部を示すことができた。一方、今後の課題として、姿勢角(オイラー角)推定の精度を改善し、これにもとづいて空力係数推定の正確度を高めることが必要である。

参考文献

- (1)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11月20日
- (2)Vladislav Klein and Eugene A. Morelli, Aircraft System Identification Theory and Practice, American Institute of Aeronautics and Astronautics (2006)
- (3)守屋富治朗・鷺津久一郎,「力学概論」,培風館,1980年4月10日 改訂第14版