

模型滑空機に関する解析的な試み

○高崎浩一

Analytical and computational studies on a model glider

Koichi TAKASAKI (koichi.takasaki@nifty.ne.jp)

Key Words: model glider, optimal trajectory, discus launch, vertical climb

Abstract

The computer analyses of trajectories of a model glider was conducted. The results obtained by the each mathematical model are described.

1) Optimal trajectories of a radio controlled, discus-launched glider;

2) The trajectory of a free-flight glider with a nonlinear pitching moment characteristic at the zero lift coefficient.

1. 翼端持ち投げラジオコントロールグライダー (DL-HLG) の最適軌道解析について

1.1 概要

翼端持ち投げラジオコントロールグライダー (以下DL-HLGと略す) とは、主翼翼端を持ち、振り回して投げ上げる遠隔操縦グライダーのことで、今まで用いられてきた、胴体を持ち真直ぐ投げ上げる方法に比べて獲得高度が容易に得られることから、ここ数年で急速に普及が進んだ方式である。この章では、このDL-HLGの最適軌道を解析した結果を報告する。

1.2 使用数学モデル

解析に使用した数学モデルは、6自由度、機体軸基準、3舵の制御入力 (エルロン, エレベーター, ラダー) を用いた連立微分方程式である。

最適化解析においては、文献1のように少ない自由度を用い、バンク角を直接制御し、安定軸を用いるモデルを使用する場合があるが、今回用いた数学モデルは、激しいヨー角速度変化とラダー入力の影響を再現するため、筆者が用いるフライトシミュレーションと同様のモデルを用いた。

今回の解析では、横滑りによる空気抵抗の増加を考慮するため、横滑り角の2乗に比例したファクターを抵抗値に追加した。

1.3 解析手法

解析に使用したプログラムは文献2に基づいて作成されたもので、文献1で用いた物と同様である。これは初期条件と終端条件を与えられた微分方程式について、ある評価関数を最小にする、2点境界値問題を解く手法の一種である。プログラムに用いるタイムステップについては、今回は操舵および時定数の短いモードも含むため、通常用いる100-200に比べ500と詳細とした。

1.4 解析条件

最適化解析の主なパラメータ及び初期値は以下の物を用いた。一般のDL-HLGに近いスペックである。

- ・全機質量 0.25kg
- ・質量中心 0.3MAC
- ・全機形状抗力 0.025
- ・主翼ピッチングモーメント係数 -0.05
- ・主翼翼幅 1.5m
- ・主翼面積 0.25sq.dm
- ・主翼テーパー比 0.8
- ・水平尾翼:面積 2.5sq.dm / テールモーメントアーム 3.0m / アスペクトレシオ 2.5
- ・垂直尾翼:面積 1.0sq.dm / テールモーメントアーム 3.5m / アスペクトレシオ 2.5
- ・エルロン内端位置/0.5スパン 0.1
- ・エルロン外端位置/0.5スパン 0.9
- ・速度: 20m/sec
- ・横滑り角: 0/-0.1/-0.2rad
- ・ヨー角速度 12.9rad/sec

なお、比較のため、以下の異なるケースをそれぞれ設定した。

- ・上反角 [0/8/15°]
- ・垂直尾翼テールモーメントアーム [0.6m/1.0m]
- ・エルロン入力 [あり/なし] (上反角15°のケースについて)
- ・初期ピッチ角 [0°/30°]

舵角は、エルロン以外は各翼面全体の取付角変更に換算した以下の値を用いた。

- ・エレベーター／エルロン：±10°
- ・ラダー：±15°

ラダーについては、操舵の生み出すヨーモーメントを一定とするために、垂直尾翼テールモーメントアーム1.0mの値を基準とし、テールモーメントアームに反比例した値を設定した。

1.5 解析結果

解析結果，及び考察を各々のケースについて以下に示す。

なお，特に付記のない場合，エルロン操舵入力あり，テールモーメントアームは1.0m，上反角は0°，初期ピッチ角は0°とした。

1.5.1 初期ピッチ角の影響

初期ピッチ角0° / 30° の比較を図1.1, 1.2に示す。ピッチ角30° は0° に比べ獲得高度で勝り，発進直後の引き起こし（迎角／エレベータ舵角）の影響以外に特徴的な違いは見られなかった。常識的な結果と考える。なお，他のケースについても同様な傾向であったことを付記しておく。

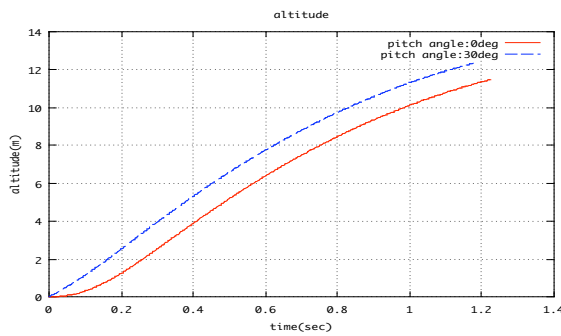


図1.1 高度時歴

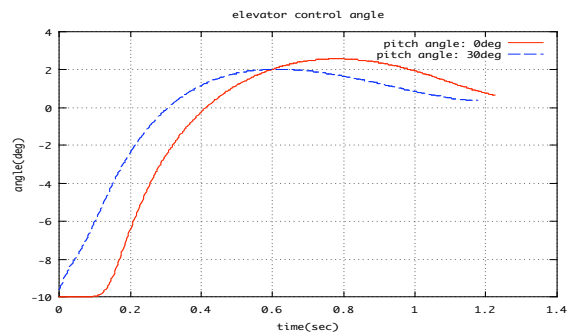


図1.2 エレベータ舵角時歴

1.5.2 テールモーメントアームの影響

垂直尾翼テールモーメントアーム0.6m/1.0mの比較を図1.3, 1.4に示す。テールモーメントアーム1.0mは0.6mに比べ，10%弱高い獲得高度を得た。横滑り角／ラダー舵角ともに少ない値を示し，これが投げ上げ直後の低い抵抗の要因と考えられる。なお，初期の右方向ラダー舵角の時歴は同様の傾向を示した。

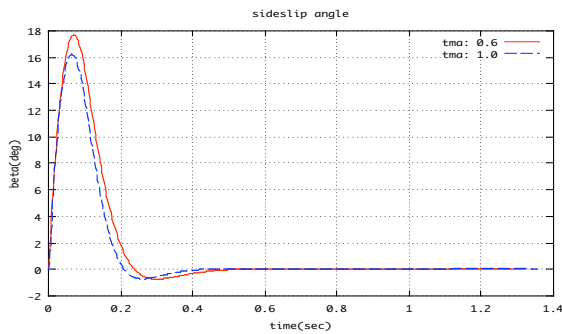


図1.3 横滑り角時歴

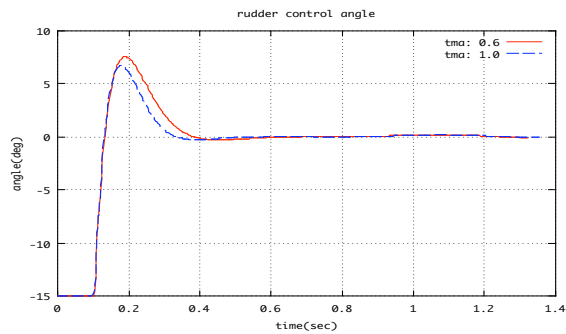


図1.4 ラダー舵角時歴

1.5.3 上反角の影響

上反角0° / 8° / 15° のバンク角／エルロン舵角時歴の比較を図1.5, 1.6に示す。

上反角が大きいケースは，初期バンク角をより大きく取る傾向を示した。それに対応して，エルロン舵角は，上反角が大きいケースではより少ない舵角であったが，バンク角を戻すときの操舵はより要する傾向を示した。なお，このように初期にバンク角（右投げの場合は左方向，つまり操縦者から見て外側に腹を向ける方向）を取る傾向は全般的に見られる。これは一種のダイナミックソアリングと考えられる。

獲得高度／ラダー舵角／ヨー角速度／迎角／横滑り角は，各ケースでほとんど同一の時歴であった。

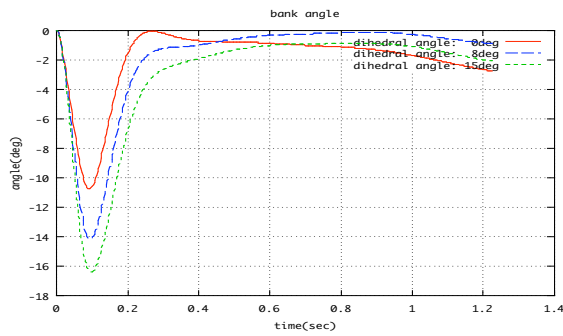


図1.5 バンク角時歴

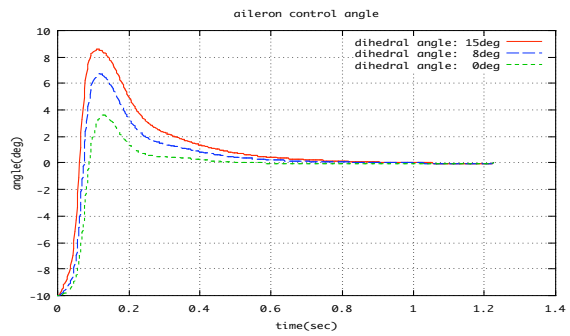


図1.6 エルロン舵角時歴

1.5.4 エルロン操舵入力あり／なしの影響

上反角 15° のケースについて、バンク角／ラダー舵角時歴の比較を図1.7, 1.8に示す。

ラダーのみのロールコントロールでは、図1.7の赤実線に見られるように、バンク角を増す、いわゆる「巻き込み」を起こしているように見える。ラダー舵角も、これに対応してバンク角による内滑りを減少させるような操舵となっている。この巻き込み現象は、初期内滑り角をつけた場合にはほとんど消滅した。著者の想定外であったが、獲得高度を含む他のパラメータについては、ほぼ同じ時歴を示した。

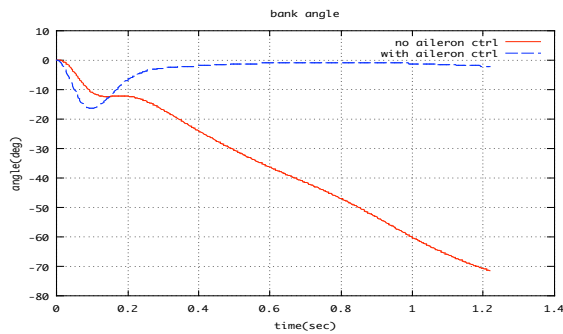


図1.7 バンク角時歴

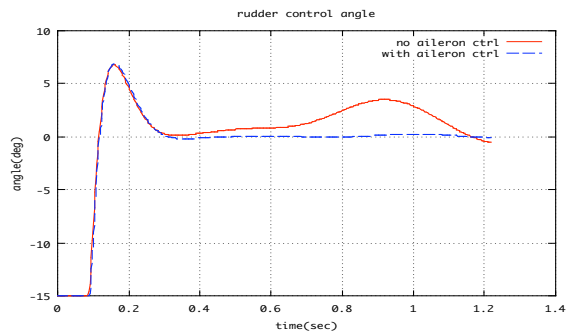


図1.8 ラダー舵角時歴

1.5.5 初期横滑り角の影響

上反角 15° のケースについて、初期横滑り角 $0/0.1/0.2\text{rad}$ の横滑り角／ラダー舵角時歴の比較を図1.9, 1.10に示す。獲得高度は、 0.2rad の場合が最も高く、 0rad の2割近く多く獲得した。最初の内滑りにより、ヨー角速度による外滑りが減少している様子が分かる。ラダー舵角もこれに対応して必要量が減少している。この傾向は、上反角の量、およびエルロン操舵入力の有無等に関わらず一般的に現れた。

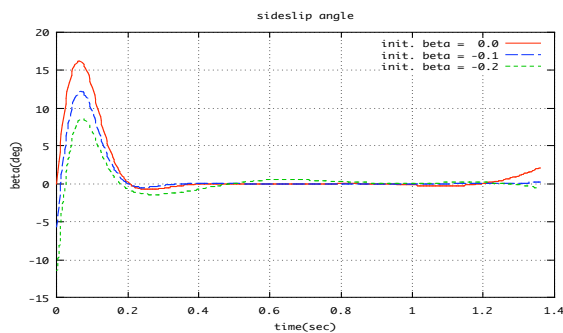


図1.9 横滑り角時歴

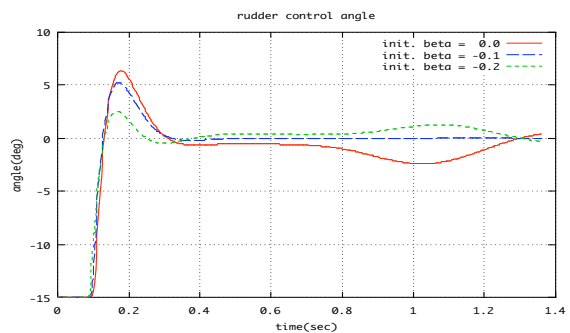


図1.10 ラダー舵角時歴

2. 垂直上昇フリーフライト機の揚力係数0付近での非線形ピッチングモーメントが及ぼす影響について

本章の考察は、著者が岡本正人氏の好意により得た、長松康男氏作成の垂直上昇フリーフライト機の、重心位置周りの全機縦方向パラメータ(図1.1)の実機風洞試験結果を元としている。本データは、揚力係数が0付近、迎角 $\pm 2^\circ$ 付近において、静安定が負から静方向に非線形に逆転しており、この特性がどのように垂直上昇などに影響するかどうかを考察する。

垂直上昇フリーフライト機が直線上昇と定常滑空を両立させる条件として、全機ゼロ揚力点での静安定が負であること、また、滑空トリム点付近において前縁剥離渦による頭下げモーメントが働くことの2条件が、筆者により文献3で示されている。筆者は岡本氏のデータ（図2.1）を元に6自由度数学モデルに対して[迎角-ピッチングモーメント係数]分布を反映し（図2.2）、ゼロ揚力付近の静安定の逆転がないモデル（同図2.2）との比較をシミュレーションにより行った。

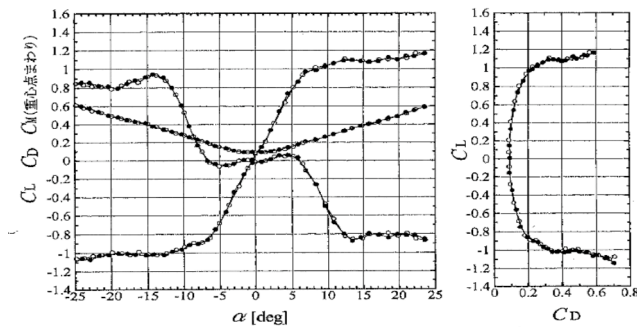


図2.1 長松機縦方向係数（岡本氏の好意による）

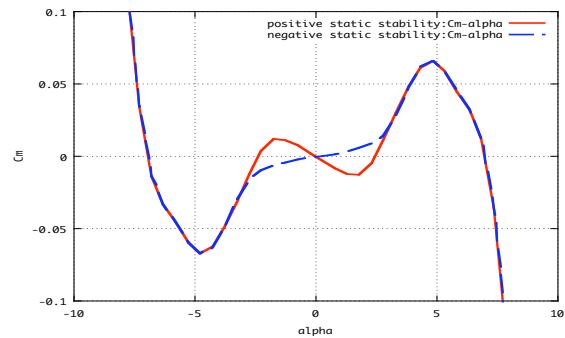


図2.2 数学モデルに用いたCm分布

以下に解析結果を示す。図2.3の初期ピッチ角75°の飛行から、ゼロ揚力付近の正の静安定は垂直上昇から離れる向きに働くことが分かる。この静安定のために垂直上昇が可能であると考えられる方がいれば、この点で逆の印象を持つかもしれないが、これは文献3に書かれた通り、ゼロ揚力付近の負の静安定は常に直線よりわずかにピッチ角を上げる傾向を与えるため、これは合理的な結果と言える。

図2.4の初期ピッチ角10°の飛行から、ゼロ揚力付近の正の静安定は水平飛行の両立性も妨げることが分かる。これも先の説明と同様、ゼロ揚力付近の負の静安定は、水平飛行において常に1Gよりわずかに大きい揚力を生み出すため、これも合理的な結果である。

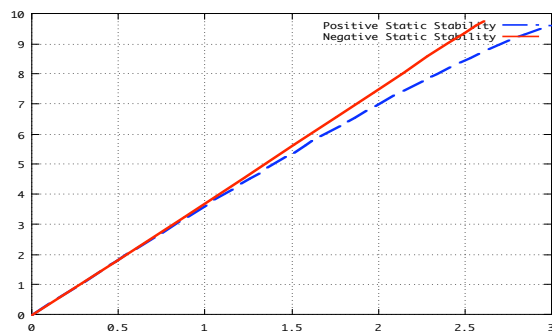


図2.3 初期ピッチ角75°の軌道

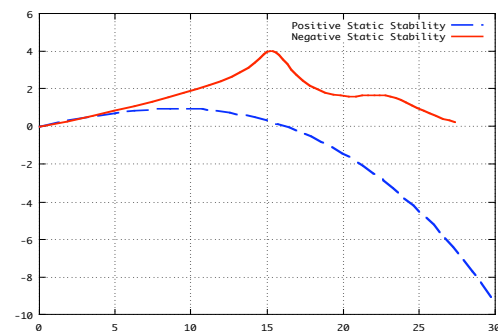


図2.4 初期ピッチ角10°の軌道

しかしながら、図2.5の初期ピッチ角75°、バンク角60°の飛行軌道の図から、両者とも垂直上昇から定常飛行への遷移は行うことができる。

余談であるが、この非線形性が、よく調整された垂直上昇機で見ることができる「バント」（垂直上昇からそのままピッチを急速に下げて定常飛行に移る飛行）に影響するかを調査したが、現在のところ、そのような完全なバントはシミュレーション上では確認されていない。

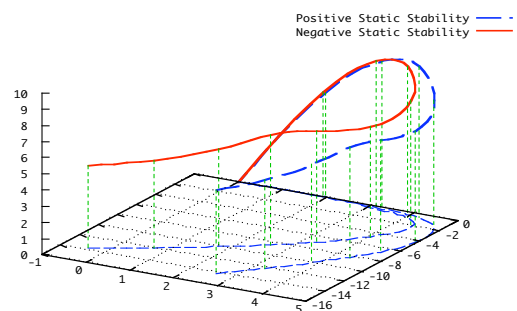


図2.5 初期ピッチ角75°、バンク角60°の軌道

参考文献

1. 高崎浩一, 模型飛行機に関する解析的な試み: ダイナミックソアリングの最適軌道, 第6回スカイスポーツシンポジウム
2. B.L.Pierson, Panel flutter optimization by gradient projection, Int. J. num. meth. eng., V9, p 271-296
3. 高崎浩一, 模型滑空機の垂直上昇について, 第2回スカイスポーツシンポジウム