

FFグライダーの調整についての解析的な試み

高崎浩一

Analytical and computational studies on a free-flight model glider
Koichi Takasaki

Key Words: model aircraft, flight dynamics, thermal soaring, stabilizer

Abstract

On a free-flight model glider, following analytic and computational studies are shown.

1) The flight dynamics in the situation in which the center of gravity is placed nearby the dynamic stability limit; 2) The adjustment that achieve longer duration time in the core of thermal; and 3) The aerodynamic characteristics of different tail configurations.

1. 滑空機の重心位置が動安定限界点付近にある場合、垂直近くのパッチ角での上昇飛行状態の解析

1.1 導入

文献1において、ゴムカタパルトで射出される0-0調整の垂直上昇機について、

(1) 直線上昇と滑空を両立するための条件として、重心位置が、静安定限界点(hn)とそれより後方にある動安定限界(hn')との間に位置しなければならないこと

(2) 2次元面での直線上昇時の揚力は速度に無依存で、パッチ角と重心位置でのみ決まること

(3) ある迎角以上で働く前縁剥離による頭下げモーメント²⁾により定常滑空が可能となること

が示された。実際、(2)の導出から表れる発生揚力の式は、重心位置が静安定限界点からおおよそ $0.5 \times (hn' - hn)$ まで後方までは、式の導出に用いた近似を使用しない2次元数値シミュレーションの結果と、広い速度域で良い一致を示す。実際の重心位置もこの範囲内に収まっていると考えられるが、重心位置が動安定限界点に近づくと、数値シミュレーションではパッチ角は発散または振動を始める。この挙動は、実際の調整において動安定限界を見極めるための目安になると考えられるので、通常の発射状態に近い垂直近くの上昇について簡単な解析を行った。

主な記号：

h	: 平均空力翼弦基準重心位置	h_n	: 平均空力翼弦基準全機空力中心
$C_{m_\alpha}, C_{m_q}, C_{z_\alpha}$: 縦方向無次元安定微係数	M_α, M_q, Z_α	: 縦方向有次元安定微係数
q	: 有次元パッチ角速度	α	: 迎角
ρ	: 空気密度	U	: 対気速度
S	: 主翼面積	c	: 主翼平均空力翼弦長
Θ	: 機体パッチ角	$\theta = \Theta - \frac{\pi}{2}$: 垂直軸基準パッチ角
m	: 機体質量	g	: 重力加速度

1.2 関係式の導出

機体がバンク角0、および垂直近くのパッチ角で飛行している場合、パッチ方向慣性率 $I_{yy} \cong 0$ の仮定をおくと、次の微少擾乱方程式が成り立つ。

$$\dot{\alpha} = \frac{Z_\alpha}{U} \alpha + q - \frac{g}{U} \theta$$

$$0 = M_\alpha \alpha + M_q q \quad \dots \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = q$$

(1)式にラプラス変換を施すと、特性多項式は次式となる。

$$s^2 - \left(\frac{Z_\alpha}{U} - \frac{M_\alpha}{M_q} \right) \cdot s - \frac{M_\alpha}{M_q} \frac{g}{U} = 0 \quad \dots \quad (2)$$

無次元安定微係数に変換すると、

$$s^2 - \frac{2U}{c} \frac{C_{z_\alpha}}{C_{m_q}} \left[\frac{\rho S c}{4m} C_{m_q} + (h - h_n) \right] s - \frac{2g}{c} \frac{C_{m_\alpha}}{C_{m_q}} = 0 \quad \dots \quad (3)$$

2.3 考察

これらの式から、運動の特徴として、以下の点と言える。

- ・ (3) 式第2項の大括弧の中が正となると動的に不安定となり、括弧の中が0となる重心位置が、文献1で導出した動安定限界 h_n' となる。なお、この位置は飛行速度に依存しない。
- ・ (3) 式第3項は、振動根の場合には運動の周期を規定するが、これも飛行速度に依存しない。
- ・ 重心位置が動安定限界と一致する時((3)式第2項=0)には、運動は必ず振動根となる。
- ・ ピッチ角と迎角は同位相である。((1) 式から明らか。)

この振動が始まる点は必ず静安定限界と動安定限界の間にあり、その位置は下式となる。

$$h_n + (h_n' - h_n) \left(k - \sqrt{k^2 - 1} \right), \quad k = 1 - \frac{1}{C_{z\alpha}} \frac{8mg}{\rho U^2 S}, \quad h_n' = h_n - \frac{\rho S c}{4m} C_{m_q} \dots (4)$$

実際の数値シミュレーションでは、この振動運動は、重心位置が動安定限界付近より後ろに配置された時点で初めて目に見える形で表れる。また機体は重力により速度を落とし続けるため、これらの式の導出は厳密ではないが、実際の数値シミュレーションでも広い速度域でこれらの特徴が成り立つ。

垂直面内のシミュレーション結果を図1に示す。重心位置が動安定限界より後方に配置された時には振動が増幅している様子が分かる。実際にもこのような運動が現れると考えられるが、その場合、機体は垂直上昇の0-0調整¹⁾、かつ横運動を起こさないよう調整されている必要がある。

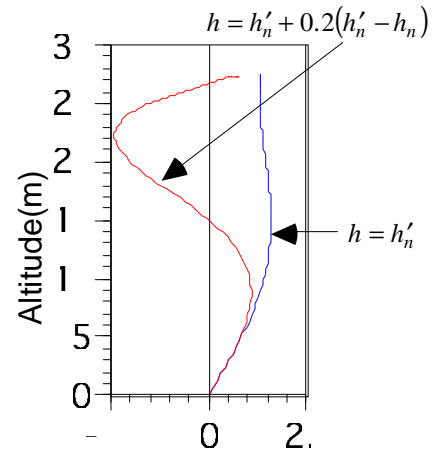


図1 各重心位置での上昇軌道

2. サーマル内で模型滑空機の上昇率を高める調整の解析

2.1 導入

模型滑空機を飛ばす者にとって、どのようにサーマルに入れるかは最大の関心事の1つである。そのためには、1つには地上でサーマルをどう見つけるかという問題があるが、もう1つは、機体がよりサーマルを捕捉し留まりやすい調整を施すという方法がある。今回の解析では、最適解ではないが、少なくともこのような調整の方向が可能であるかについて数値シミュレーションを試みた。

2.2 モデル機とシミュレータの概要

本解析で使用するモデル機は、文献1と同様の、筆者設計のケント紙製手投げ滑空機(スパン300mm)である。(図2)

主翼と尾翼の安定微係数は、揚力線理論の1種であるワイシニング法を、2次元翼の非線形な空力特性に対応できるように拡張したプログラムを作成し、各迎角で得られた安定微係数を線形補間する形で直接利用した。舵面はラダー、エレベーター、スタブテイルト(水平尾翼のロール方向ねじり)の入力が可能である。また、重心位置は前後方向に加えて横方向にも移動が可能である。2次元翼の揚力係数は、 $c_l \geq 0.8$ より大きな に対して一定とし、また、文献2より c_m にはある迎角以上の時、主翼の前縁剥離による迎角に対する直線的な変化を追加した。シミュレータは12個の状態変数の1階微

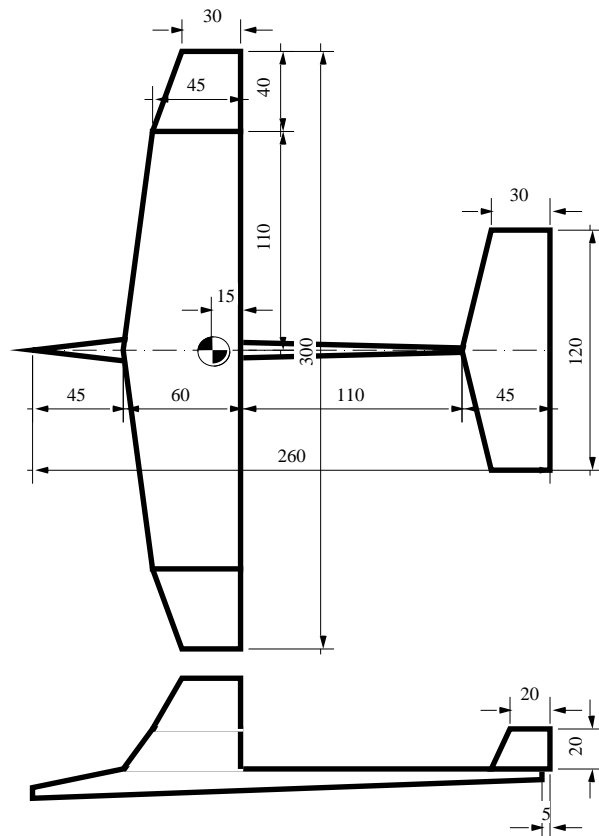


図2 モデル機の概略図

分方程式を2次ルンゲクッタ法で時間積分を行う。広い飛行速度域に対応するため、速度に対する線形化は行わない。また今回の解析はサーマルも考慮するため、風速勾配の生み出す角速度の影響と、風速との相対速度の影響を導入し、サーマルからはじかれる現象を再現している。

2.3 解析内容

サーマルの形態は、今回は上下方向の気流のみとし、次式の数値分布とした。

$$w = w_{\max} \exp\left[-2.5\left(\frac{r}{r_0}\right)^2\right] \quad \dots \quad (5)$$

(w_{\max} : サーマル中心部の最大速度, r_0 : サーマルの基準半径)

今回の解析では、 $w_{\max}=2.5\text{m/sec}$, $r_0=10\text{m}$ とした。

発進位置は、図3下のように3点から行い、初速は5m/secとした。前後左右の各5点の重心位置、及び3操舵入力各5～7点について、全ての組み合わせで50秒間の上昇率を計算した。この方法は一般的な最適化手法に比べ洗練さを欠くが、評価関数(上昇率)は多峰性となること、また今回の解析では全入力についての上昇率に対する相関を調べるのが目的のため、この方法を用いた。

2.4 解析結果, 考察

図3に各発進位置、及び重心位置における最大の上昇率を示す。上昇率は横方向の重心位置に高い相関を示した。この場合は機体は左旋回となるが、重心位置は右寄りとなっている。図に示されていない左寄りの重心位置範囲では、逆に上昇率は直線的に減少した。この際、操舵入力についての相関も調べたところ、横方向重心とスタブティルトについても相関が見られた。それについては、

- 1) 横重心を0に固定した結果、スタブティルトと上昇率に大きな相関が無かったこと
- 2) スタブティルトが相対的に効く後方重心では逆にその角度(旋回方向)が減る傾向にあることから、スタブティルトは横方向重心が反対方向に旋回しようとする効果を補正する役割を担っているのではないかと考えられる。図4に最大の上昇率を示したケースについての飛行軌道を示す。

全体的に解析結果を見ると、旋回している機体は、その旋回中心はサーマルから直線的に離れるのではなく、その周りをかすめるように動き、その傾向は旋回させる方法に依らないようである。

現段階では、これらの数値解析からはまだ定性的な傾向しか議論することが出来ない。将来的には、このメカニズムについて、もっとシンプルなモデルを立てて定量的な検証を行うことが課題である。

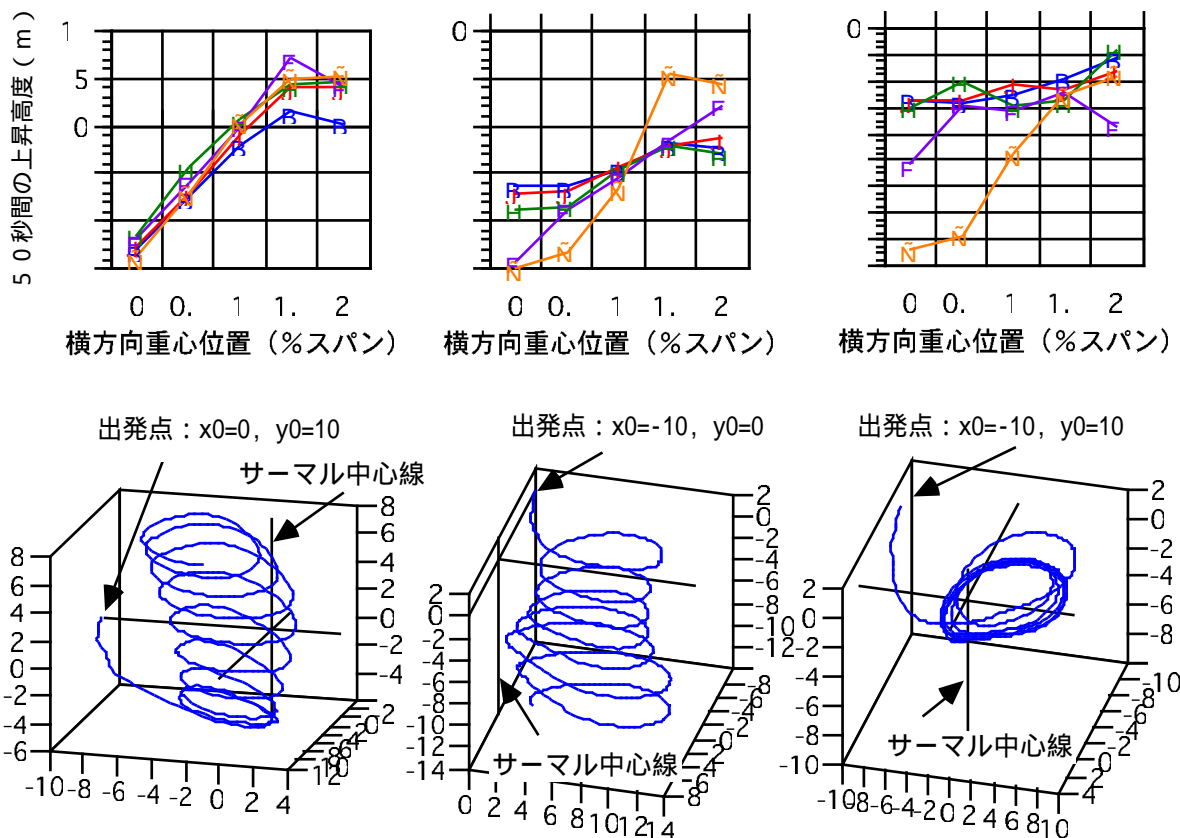


図3 上: 各発進位置と重心位置における最大の上昇率, 下: 各発進位置での最大上昇率時の軌道

3. 各尾翼形状の空力特性についての解析

3.1 V尾翼の等価面積の解析

模型飛行機を設計する際、尾翼面積はその容積比の経験値を参考にすることが多い。しかし最近のRCグライダーではV尾翼とする場合も多く、通常尾翼に対する面積をどのように対応させるかが問題である。従来、簡単な解析から、V尾翼と等価な水平尾翼及び垂直尾翼の面積はV尾翼の上反角の $(\cos)^2$ 及び $(\sin)^2$ に比例し、両者の必要総面積には違いがないことが知られている。本解析では、前節の解析のために作成された拡張ワイシंगा法を用いて、より実際に近いモデルで検証を行った。計算モデルは、同一のテーパ比(0.66)を持つ6種類のアスペクト比(2.4~6.4)の形状で、安定微係数の計算は 5° ステップの上反角で行われた。計算結果を図4に示す。また、解析結果から、簡単な近似式(6)~(8)を導出した。この結果を通常尾翼形式との比較に用いる場合は、対象となる通常尾翼の安定微係数に各尾翼面積を掛けたものが、図4の微係数にV尾翼の面積を掛けた物と等しくなるようV尾翼の面積と角度を調整する。もちろんこの微係数を直接設計に使うこともできる。

$$C_{z_\alpha} = C_{z_{\alpha 0}} \cdot (\cos \Gamma)^{1.75} \quad \dots (6) \quad (\Gamma: \text{上反角(rad)})$$

$$C_{y_\beta} = C_{z_{\alpha 0}} \cdot (\sin \Gamma)^{1.75} \cdot V_c \quad \dots (7) \quad (C_{z_{\alpha 0}}: \text{上反角0の時の揚力傾斜})$$

$$V_c = 0.8 - 0.68 \left[1 - 1 / (1 + 2 / AR) \right] \quad \dots (8) \quad (AR: \text{アスペクトレシオ})$$

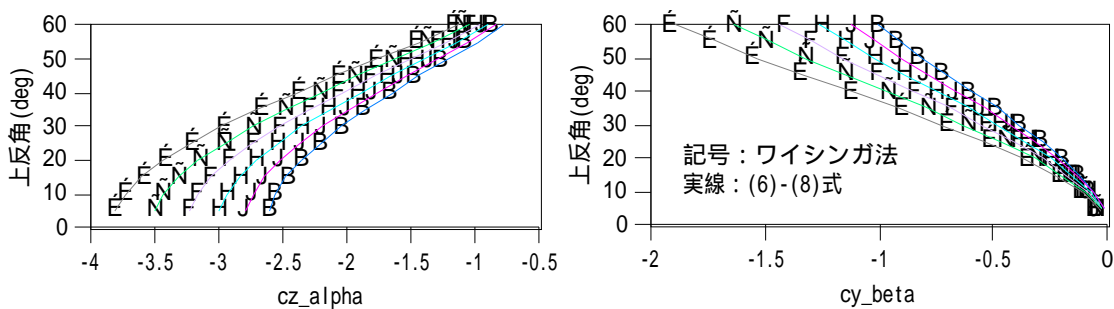


図4 V尾翼の縦/横方向安定微係数

3.2 双垂直尾翼と通常尾翼についての、スタブフォルトが及ぼす影響の解析

バルサ製ハンドランチグライダーの巡回テクニックの1つにスタブフォルト(水平尾翼のねじり)があるが、経験から、双垂直尾翼でこれを行うと、通常尾翼とは逆でしかも強力な、ラダーに似た効果が表れる。この傾向について同様のプログラムで解析を行った。解析対象は、図5の双垂直尾翼と通常尾翼で、両者はその垂直尾翼の利きがほぼ同じになるように設定された。ねじり角は、水平尾翼の両翼で逆方向に、スパン方向に対して線形に変化させた。図6に、両尾翼形状の単位ねじり角あたり揚力係数分布を示す。翼端での単位ねじり角あたりの横方向無次元係数は、それぞれ双垂直尾翼:-1.40、通常尾翼:0.568であった。この場合、双垂直尾翼では翼端のねじり角の0.71倍の角度で垂直尾翼を傾けたのと同じ効果がある。これに比べ、通常形状では0.29倍と小さく、向きも逆である。なお、双垂直尾翼で右エルロンの方向にねじった場合、垂直尾翼の利きは左ラダーに相当する。

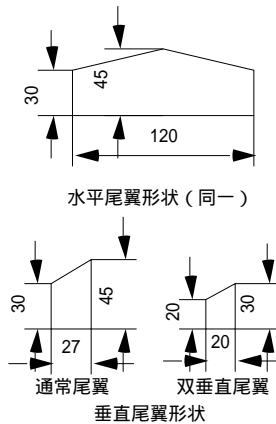


図5 各尾翼形状

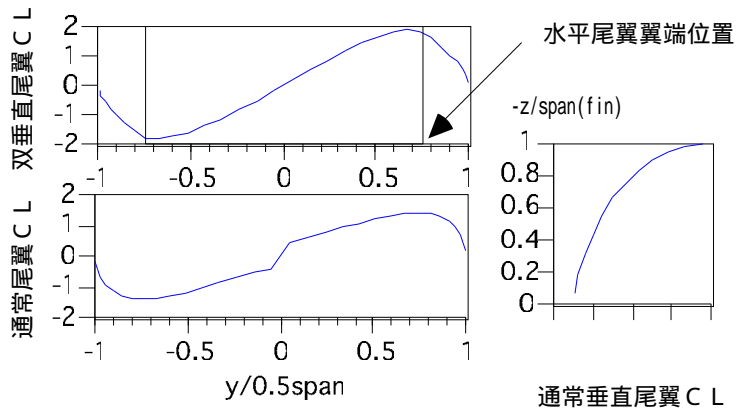


図6 各尾翼形状に対するスタブフォルト時の揚力係数分布

参考文献 1. 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
2. 岡本正人, 模型飛行機のための翼型特性, 第1回スカイスポーツシンポジウム