

模型飛行機の飛行に関わる誤解

松本允介

Misunderstandings on Model Airplane Flight
Masasuke MATSUMOTO

Keywords: Flight, Misunderstanding, Wind direction, Dihedral, Stability, Decalage

Abstract

In free flight model airplane community, there are several unreasonable beliefs on model airplane flight behaviors, e.g., "Airplane rises in a headwind." "High wing is stable.", etc. We try to find the reasons of these misunderstandings and correct them.

1. 前書き

フリーフライト模型飛行機の世界では幾つかの誤解が常識のごとくに扱われています。たとえば「風上に向けた機体は上昇する」「重心は低いほうが良い」「HLGの主翼・尾翼取り付け角差は0」などです。これらの誤解を正し、また誤解の理由を探ってみます。

2. 飛行機は向い風で上昇する

風上に向かって飛ばした模型飛行機は対地初速に風速が加わった対気初速をえてごく短時間だけ上昇がよいが、その後は風速に乱れない限り無風時の機体の運動と風速による定速運動の合成運動を行います。平均風速が与えられ、其中で風速が小刻みに変動している状況では風上に向けて上昇もすれば下降もする、風下を向いて上昇も下降もします。

「機体が風上を向いてずっと上昇した。」あるいは「風下を向いて高度を失った。」の類の言葉をよく聞きますが、これらの誤解の原因の第一は上記離脱直後の上昇ですが、もう一つは風下で旋回している機体を見たときの錯覚です。

図1で機体は風下150メートル、高度40メートルの位置を中心に直径40メートルの円を描いて旋回しているとします。この場合遠端と近端では約4度の視差があり、機体が近づいてくるときは上昇、遠ざかるときは下降の錯覚が生じます。この4度の視差は130メートル先では約10メートルの高度差に相当します。通常手元から発進した機体は風下に向かうため、「機体が近づくと風上に向かう→上昇」の印象になり誤解をあたえることとなります。

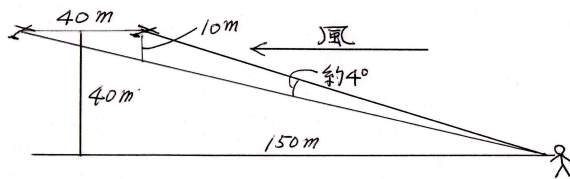


図1 風下での旋回飛行

風上に向かって飛行中の機体が実際に上昇することはあります。それは風速が増加した場合ですが、風速が低下すれば降下します。風下を向いた機体でも風速が低下すれば対気速度が増加して機体上昇、風速が増加すれば機体降下ですから、風速の変化も平均すれば影響はなしとなります。

飛行経路への風の影響を説明する方法の一案です。巨大タンカーの空の原油タンクで模型飛行機を飛ばす状況を考えて見ます(図2)。タンカーは秒速4メートルで右から左に航行しており、タンクの大きさは各辺40メートルの立方

体とします。このなかで、模型飛行機を床面の点Aから上昇角63度で直線上昇させ40メートルの天井の点Bに20秒で到達した様子を示しています。タンクの中の人がこの飛行を見ていると地上で無風の時の飛行と同じに見えます。

このタンカーは岸の近くを航行しているとしてこの飛行の様子を岸から透視したらどう見えるでしょうか?秒速4メートルのタンカーは20秒で80メートル移動しますから、タンクの天井の点Bは点Cに移動します。したがって、岸から見ていると模型飛行機は点Aから点Cに直線飛行しています。このときの上昇角は24度、タンク内で観測した63度の半分以下の角度です。

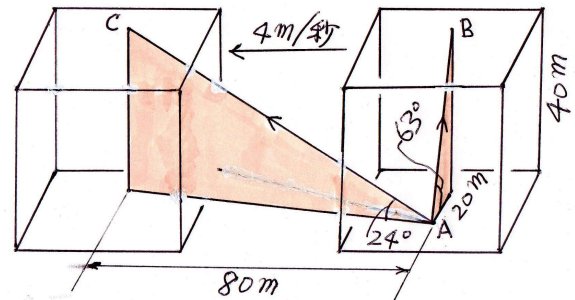


図2 船内飛行

実はこの点Aから点Cへの飛行は風速4メートルのときの地上での飛行と気流の乱れを別にすれば同じです。地上でも風速を考慮して初速を設定すれば風速の飛行経路への影響はありません。

これら二通りの見え方は観測者と風の相対速度に起因するもので、無風時に秒速4メートルの船上から発進した機体を船上と陸上から見た場合や風速と同速の気球から発進した機体を気球上から見た場合と地上で見た場合なども同様です。

風が無い時と風がある時の飛行経路の違いも錯覚の原因となります。上昇角63度で頭上に上がれば高いという印象ですが、上昇角24度では緩上昇で性能が低下した様な印象を受けます。乱れの少ない風なら実際の到達高度はほぼ同じです。

3. 重心が高い高翼は安定

重心が高い機体は安定と信じて図3の様な胴体の細いライトプレーンで主翼を持ち上げた機体を作る人がいます。船や床に置かれた置物などで重心が高いと不安定なことからの類推などによる誤解と思われる。



図3 高翼ライトプレーンの横滑り

模型飛行機の横安定は機体が横に傾くと横滑りを始め、横滑り→左右翼の迎角に差→左右翼の揚力に差→復元モーメントが発生して翼が元の位置に戻る
ことにより保たれます。

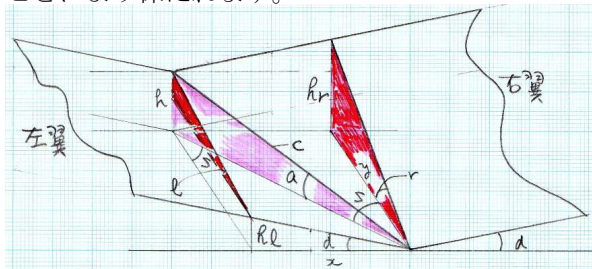


図4 横滑り時の迎角

この復元モーメントを大きくする手段には上反角を大きくする方法と主翼を持ち上げて重心を下げる方法がありますが、以下それらの効果を比較します。

3-1 横滑り時の翼迎角

横滑り時の上反角のある翼の迎角を図4に示しました。翼を左後から見ています。薄色の三角は平常滑空時の翼の迎角、右の濃い三角は横滑り時の右翼の迎角、左の濃く細い三角は同じく左翼の迎角です。

翼コード: c , 上半角: d , 迎角: a , 横滑り角: s として (他の記号は図4参照)

$$h = c \cdot \sin(a), x = c \cdot \cos(a) \cdot \sin(s),$$

$$y = c \cdot \cos(a) \cdot \cos(s), hl = x \cdot \tan(d), hr = hl + h$$

$$\text{横滑り時の右翼迎角: } r = \arctan(hr/y)$$

$$\text{横滑り時の左翼迎角: } l = \arctan((h-hl)/y)$$

$$\text{左右翼迎角差: } r - l$$

の関係があるので

上半角: $d=10$ 度 迎角: $a=6$ 度 横滑り角: $s=10$ 度の場合

横滑り時の右翼迎角=7.847度

横滑り時の左翼迎角=4.325度

左右翼迎角差: $r - l = 3.522$ 度

となります。

3-2 上反角増の効果

上反角10度の場合の横滑りによる左右翼迎角差は3.522度、上反角11度の場合は3.882度に増加します。復元モーメントは左右翼迎角差に比例するので上反角を10度から11度に増やした場合の復元モーメントの増加率は $3.882/3.522$

$= 1.102$ つまり10.2%です。

一方、上反角10度と11度における投影翼面積の相違は $\cos(11^\circ)/\cos(10^\circ) = 0.997$

つまり僅かに0.3%、無視できる数字です。

上記の数字は横滑り角10度のばあいですが、横滑り角を5度で計算してもこの数字はほとんど変わりません。

3-3 高翼の効果

図5で重心が翼中央にある場合(重心1)のモーメントアームは1で復元モーメントは $L \cdot 1$ 、パイロン等により下に移動した重心2の場合は m 面とアームを l' とすると復元モーメントは $L \cdot l'$ 。こ

の差 $L \cdot (l' - 1)$ が低い重心の効果です (L は揚力)。

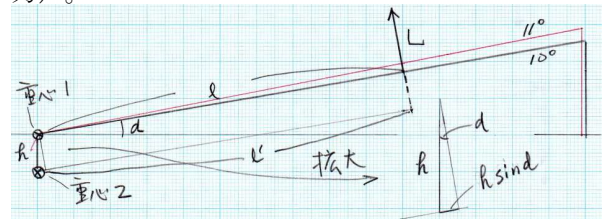


図5 重心低下の効果

主翼の翼中央から揚力作用点までの距離: $l = 12.5\text{cm}$ 、重心1、重心2間距離: $h = 1\text{cm}$ 、上反角: $d = 10$ 度とすると

図から $l' = l + h \cdot \sin(d)$ となるので

$$L \cdot l' / (L \cdot l) = (l + h \cdot \sin(d)) / l = 1.014$$

つまり重心位置を1cm下げたことによる復元モーメントの増加は1.4%に過ぎません。

重心を1cm下げるには約2cmのパイロンが必要でしょう。これによる重量の増加、抵抗の増加、動力飛行時の頭上げ、更には重心位置から離れた主翼による縦・横の慣性モーメントの増加による静安定・動安定の実質低下など不利な要素がたくさんあります。ただ、パイロンの高さを適切に取れば水平尾翼を主翼の後流(wake)の外に置き安定性を向上できるとも言われています。

一方、上反角を1度増やした場合は復元モーメントが10%も増えるのにこの種の不利はまったくありません。横の安定性を向上させたいのなら、重心の低下ではなく上反角増を行うべきです。

4. HLGの主翼・尾翼取り付け角差は0

ハンドランチグライダー(HLG)やカタパルトグライダーでは主翼と水平尾翼の取り付け角差を0にするのが普通です(0-0構成)。「取り付け角差は頭上げ・宙返りの原因であり、HLGやカタパルトグライダーでは角差0が絶対必要」というのは根拠のない誤解です。

グライダーでも動力機でも同じですが、滑空のときはちゃんとバランスして飛ぶ機体が高速のときは何故頭をあげ、極端な場合は宙返りしたり、頭あげの途中で失速したりするのはなぜでしょうか?

その原因は過剰(滑空より速い)速度による過剰揚力です。高速飛行で①の状態の機体は主翼・水平尾翼に同じ比率で過剰揚力が発生するため縦のバランスを保ったまま上昇を始め、前進と上昇の組み合わせで②に到ります。このとき機体に対する気流は矢印の通り斜め上方からです。縦の静安定とは、流入する気流に機体の姿勢を合わせるようにする機能ですから、機体は流入気流に姿勢を合わせる様に頭上げの復元運動を開始します。図の動きは前進速度が滑空速度より大きい限り続きます。したがってその間機体は頭上げ(回転運動)を続け、だんだん上向きになり最悪宙返りや失速で高度を失うこともあります。

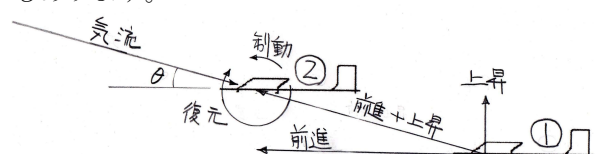


図6 高即時の頭あげメカニズム

この復元運動は重心の周りの回転運動ですからこの頭上げには機体の慣性モーメント、静安

定、動安定が関与します。これらの関係を正確さは犠牲にして簡略に表現すると
 慣性モーメント*角加速度 = 静安定*角度 θ - 動安定*角速度
 となります。右辺第1項が復元モーメント、同第2項が制動モーメントです。この式から頭上げを強めるのは、過剰揚力、大きな静安定、小さな慣性モーメント、小さな動安定と言えます。慣性モーメント、静安定、動安定の3者が同じなら、同じ上昇特性を示すと考えられます。

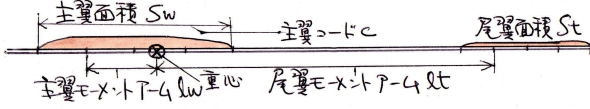


図7 安定性関連パラメータ

水平尾翼の大きさと静安定、動安定の大きさの関係を調べて見ます。縦の静安定に関しては空力中心（平均翼弦の25%位置）が重心より前にある翼は不安定要因、空力中心が重心より後にある翼は安定要因になります。機体の縦安定は図7の記号を用いて面積モーメントで表せば尾翼の安定化モーメントから主翼の不安定化モーメントを引いて

$$e*St*lt - Sw*lw$$

となります。式には水平尾翼の効率（推定値 $e = 0.5$ ）を加味しています。これを $Sw*c$ で割って無次元化すれば

$$(e*St*lt - Sw*lw) / (Sw*c) = e*St*lt / (Sw*c) - lw/c$$

となります。この第1項は水平尾翼容積比 Vt です。複数の機体の静安定が同一で $lw = 0$ （重心位置25%）の水平尾翼容積比 $Vt0$ 等しければ $Vt - lw/c = Vt0$ 変形して $Vt = lw/c + Vt0$

の関係があります（図9）。 $Vt0$ は縦の静安定の分かりやすい指標です。

これらの関係を検証するための簡単な飛行実験を行いました。図8の右のグライダーは石井英夫氏設計のカタパルトグライダー：トレーナーです。主翼面積 $Sw: 118\text{cm}^2$ 、水平尾翼面積 $Wt: 39.6\text{cm}^2$ 、主翼平均翼弦 $c: 4.63\text{cm}$ 、重心位置 $cg: 3.8\text{cm}$ (82%)、主翼モーメントアーム $lw: 21.64\text{cm}$ 、尾翼モーメントアーム $lt: 19.34\text{cm}$ です。25%位置換算の水平尾翼容積比 $Vt0: 0.130$ です。左の写真は石井トレーナーで重心位置を29%まで前進させて、 $Vt0$ （縦の静安定）は同じに保った設計で $lt=18.8\text{cm}$ 、 $St=2\text{cm} * 4.75\text{cm} = 9.5\text{cm}^2$ です。

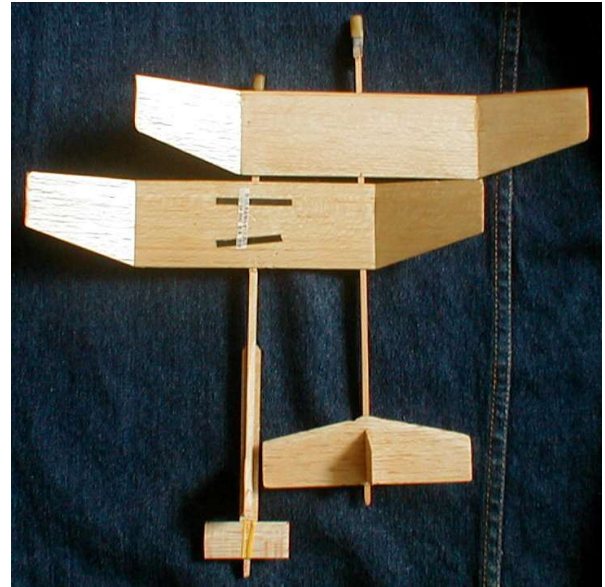


図8 カタパルトグライダー

この構成で当初は縦安定を減らせば頭あげは無くなると（誤って）予想して水平尾翼をどんどん切り詰めて、カタパルトに引きを徐々に強めてテストしました。引きが弱い内は直線的に上昇しますが、引きが強いと宙返り・失速気味、トレーナー並の高度を獲得できませんでした。水平尾翼を $2\text{cm} * 3\text{cm} = 6\text{cm}^2$ まで切り詰めても本来設計並みの上昇は得られず、不安定領域に入ってしまった。

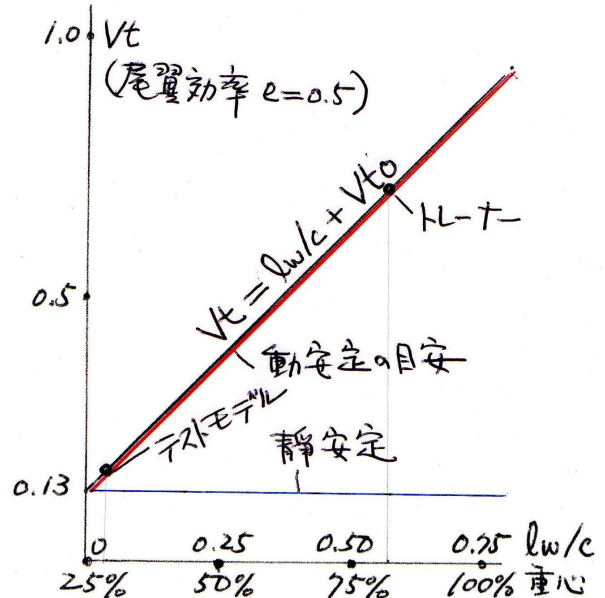


図9 トレーナーと同一静安定の尾翼容積比

この時点で動安定の不足を疑いチェックしたところ後者では動安定が著しく不足していることがわかりました。動安定はいわば団扇を扇いだ時の抵抗ですから、水平尾翼の面積モーメントにほぼ比例し、更に Vt にほぼ比例します。図9で重心位置82%と29%の場合の Vt をくらべてみると前者が0.70、後者が0.17で約5倍の差があります。

この動安定不足を補うために写真左のグライダーには $1\text{cm} * 10\text{cm}$ の平板ダンパーを追加しました（胴体後半）。縦長で機体が回転しても揚力は発生せず、抗力だけを発生させる狙いです。こ

れでオリジナルのトレーナー並の高度が獲得できる様になりました。

HLG やカタパルトグライダーでは主翼と水平尾翼の取り付け角差を 0 にするの (0-0 構成) が普通ですが、左の機体では約 3.5 度の角差で 0-0 構成のトレーナー並の飛行が可能です。つまり 0-0 構成は必須ではない訳です。

5. 附録 V_{t0} と静安定余裕の関係

加藤寛一郎：隠された飛行の秘術 (1994 年、講談社) に述べられた静安定余裕との関係を求める。同書の記号 (l: 主翼・尾翼空力中心間距離、h: 重心位置、hw: 主翼空力中心) を用いれば

$$l_t = l - (h - hw) = l + hw - h$$

$$l_w = h - hw$$

を代入して

$$\begin{aligned} St * l_t - Sw * l_w &= St * (l + hw - h) - Sw * (h - hw) \\ &= l * St - (h - hw) * (Sw + St) \end{aligned}$$

これを $(Sw + St) * c$ で割ると

$$(l * St / (Sw + St) + hw - h) / c = (l_n - h) / c$$

すなわち静安定余裕が得られる。

$h_n = l * St / (Sw + St) + hw$ は全機空力中心である。

つまり復元面積モーメント $St * l_t - Sw * l_w$ を $(Sw + St) * c$ で無次元化すれば静安定余裕が得られ、 $Sw * c$ で無次元化すれば V_{t0} が得られる。 $(Sw + St) * c$ と $Sw * c$ のどちらが機体の慣性モーメントをより正確に反映しているかで両指標の優劣が定まるとおもわれる。

5. むすび

「風上に向いた機体は上昇する」、「重心は低いほうが良い」、「HLG の主翼・尾翼取り付け角差は 0」が誤解であることを説明したつもりですが、この種のテーマでのアマチュアの理解には限界があります。筆者の「模型飛行機の飛行に関わる誤解」をご指摘いただければ幸いです。

6. 参考文献

- (1) Fred Pearce: Wing Wake Effect on Longitudinal Stability, Twenty-seventh Annual Symposium of the National Free Flight Society, 1994
- (2) Web サイト: ゴム動力模型飛行機
- (3) Web 掲示板: ゴム動力模型飛行機
- (4) 牧野光雄: 航空力学の基礎 (第 2 版)、産業図書、1989 年
- (5) 石井トレーナー
<http://www.ypl.yippee.ne.jp/launchers/splg/splg006.html>