

# 安定板式ゴム動力模型ヘリコプターの上昇と滑空

松本允介

Climb and Glide of Rubber-Powered Model Helicopters with Stabilizing Vane  
Masasuke MATSUMOTO

**Keywords:** Climb, Glide, Rubber-Powered, Model Helicopter, Stabilizing Vane

## Abstract

Free flight model helicopters with two rotors or a rotor and a vane are known to climb upward straight. Those with a front rotor and a rear vane glide in some conditions. We try to analyze the reasons why they behave so.

### 1. 前書き

安定板を有するゴム動力模型ヘリコプターは動力飛行時は垂直上昇し、動力終了後はプロペラの空転により安定滑空が可能です。その垂直上昇と安定滑空の動作原理を探ります。

### 2. ゴム動力ヘリコプターの色々

ゴム動力模型ヘリコプターの歴史は大変古くあのライト兄弟も 1878 年父がヨーロッパから買い帰った模型ヘリコプターで遊んで飛行機への関心を抱いたとも言われています。

1974 年に樹立して FAI に登録されたゴム動力ヘリコプター世界記録は獲得高度 600m、到達距離 5237m、滞空時間 28 分 45 秒で機体のサイズは全長 102cm、ローター直径 132cm です (文献 1)。



写真 1 垂直上昇形ヘリコプターの色々

ゴム動力ヘリコプターを分類すれば垂直上昇形と実機形の大別されます。垂直上昇形は更に

2 ローター形 (写真 1 右) と 1 ローター + 安定板形に別れ、それぞれが動力ローターの配置によりトラクターとプッシャーに分かれます。写真 1 左はトラクター形、中央はプッシャー形です。今回は 1 ローター + 安定板のトラクタータイプを主として取り上げます。本文中で特に断らない場合はこのタイプです。

### 3. なぜ垂直上昇するのか

重心が適切な位置におかれたゴム動力ヘリコプターは垂直上昇します。不適切な重心位置の場合は激しく蛇行したり弧を描いてダイブしたりもします。

まず垂直上昇の理由を考えて見ます。安定な垂直上昇のためには頭上げモーメントの発生機構が内在する必要がありますが、それはプロペラの翼としての働きです。文献 2 によれば『斜めからの気流中のプロペラは翼として働き、その効果は

— 相当翼の面積はプロペラの横投影面積に等しい

— 相当翼の有効アスペクト比は 8

— 相当翼の動圧は流入速度を加味したプロペラディスクの動圧に等しい

— 横からの力の進行率 ( $V/nD$ ) の変化に伴う変動はほとんど流入速度の変動に起因する

— 過去の実験値とこの計算の食い違いは 10% 以下であり、これは vortex theory によるプロペラ効率計算の誤差と同程度である』

です。

これによりプロペラ (ローター) が翼としても働くと考えれば、ヘリコプターの垂直上昇が定性的に説明可能です。なお垂直上昇の前提となる安定な姿勢維持にはローターのもつ大きな角運動量が貢献していると考えられます。

以下上昇時に前方にあるローターまたは安定

板を前翼（略称 f）、後方にあるローターまたは安定板を後翼（略称 r）と呼ぶことにします。

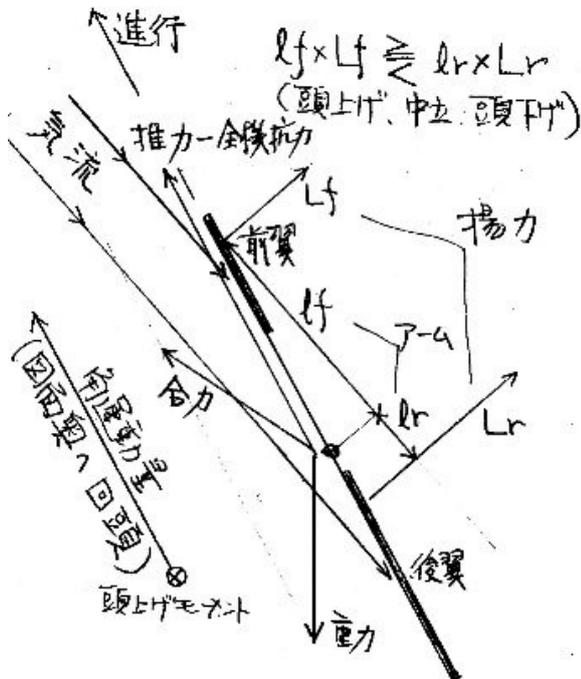


図1 垂直上昇の原理

機体は胴体軸方向に上昇中です。このとき機体に働く力はプロペラの推力-全機抗力と重力です。その合力は図の通り機体を斜め下方向に加速します。これにより機体は斜め下に「下滑り」し、長い2本の線で示した気流に対することとなります。ここで機能するのがプロペラの翼効果です。

前翼には揚力  $L_f$  が発生し、その重心周りの頭上げモーメントは  $L_f \times l_f$ 、一方後翼にも揚力  $L_r$  が発生してその頭下げモーメントは  $L_r \times l_r$  です。安定板は回転しているので揚力の大きさ、方向は回転にしたがって変化しますが、ここでは1回転の平均値とします。前後翼の位置を適切に選べた頭上げモーメント  $L_f \times l_f$  は頭下げモーメント  $L_r \times l_r$  よりも十分に大きく、機首を垂直方向に向けることとなります。このメカニズムは機体が傾いている限り継続するので最終的には機体は垂直上昇します。

重心位置を動かしてみましょう。重心を前進させ、 $L_t$  を大きくすると  $L_t \times l_t > L_p \times l_p$  になり、頭下げのモーメントが頭上げのそれよりも大きいので機体は徐々に機首を下げていき、地面に向かって墜落します（ダイブ）。

一方、重心を後退させ  $L_t$  の作用点が重心よりも前進すると前翼、後翼の効果が相加され、強力な頭上げモーメントが発生します。この強力な

頭上げモーメントにより機体は垂直上方を通り越して逆方向に傾きます。逆方向ではちょうど反対方向の頭上げモーメントが発生して逆向きの頭上げをおこし、この振動つまり蛇行が繰り返されます。

以上の動作解釈は、ヘリコプターの垂直上昇調整のポイントである

ア 蛇行のときは安定板の重心位置を前進（翼を後退または機首に重り）

イ 上昇の途中から垂直上昇の進路がそれで墜落に向かうダイブ気味の場合は安定板の重心位置を後退（翼を前進または機尾に重り）

とよく一致します。

図の左下は頭上げモーメントに起因する歳差運動についての説明です。右回りプロペラの角運動量のベクトルは左上向き、翼による頭上げのモーメントベクトルは図面の奥に向かっていきます。これにより推進軸はモーメントの方向（画面奥）に向きを変えてプロペラの回転と同じ右回りの歳差運動を起こします。飛行の観測によれば発進直後の高回転飛行時は角運動量が大きいためか歳差運動は殆ど無く、プロペラの回転が落ちてくると歳差運動が目立ちます。

#### 4. なぜ滑空するのか

重心位置を適切に選べばヘリコプターは滑空します。但しちゃんと滑空するのはローター+安定板のトラクター形、それもプロペラが空転する場合に限られます。

写真1左のプロペラ直径15cm、安定板スパン15cm\*コード8cmの機体で安定板をずらして重心位置を変更し、安定に滑空する重心範囲を求めてみました。その結果、安定滑空の範囲は重心位置が安定板上の約9%から34%までという広い範囲で空力中心25%の前後に分布しています。ただし、34%ではフラットスピン直前、9%ではスパイラルダイブ直前です。

とても滑空しそうでない形態のヘリコプターがなぜ滑空するのか？そのヒントは低レイノルズ数の平板翼の特性と空転プロペラの安定化効果にあると考えられます。

##### 4.1 平板翼の滑空

写真2は15.5cmx7.9cmx0.5mmスチレン平板翼

のグライダー、絶対滑空しないと考えられている構成ですが、重心位置21%付近でちゃんと滑空しました。屋内で約10m、風速1m強の屋外でもそれに近い距離滑空しています。

無尾翼機の滑空条件は

1. 自律安定のために重心は空力中心（25%付近）より前に置く
  2. 空力中心に発生する揚力による頭下げモーメントに釣合うために、翼には固有の頭上げモーメントが発生している必要がある
- の2点です。ところが「平板翼では固有モーメントは0であり今回の構成は1の条件は満たしても2の条件は満たさない」と従来考えていました。滑空テストの結果から考えると低レイノルズ数の平板翼では固有モーメントが頭上げ（図でCmが正）になっており、重心cgが空力中心acより前にあれば安定滑空が可能です。釣合いの条件は

揚力による頭下げモーメント = 固有頭下げモーメント

つまり

$$\text{動圧} \times \text{翼面積} \times C_l \times (ac - cg) = \text{動圧} \times \text{翼面積} \times C_m \times c$$

または簡略化して

$$C_l \times (ac - cg) = C_m \times c$$

です。

実際に滑空した平板翼の滑空時の揚力係数C<sub>l</sub>と固有の頭上げモーメント係数（正確には空力中心周りのピッチングモーメント係数C<sub>mac</sub>）C<sub>m</sub>を推定してみます。

推定の手がかりは滑空速度です。これはかなり高速で4m/秒か5m/秒程度でした。この機体の諸元は翼面積 15.5cm\*7.9cm、翼の大きさ 15.5cm\*7.9cm、翼コード c=7.9cm、空力中心 ac=7.9/4cm、重心 cg=1.9cm、胴体を含めた機体重量は1.8グラム重です。

これらの数字を

$$\text{揚力} = 0.5 \times \text{空気密度} \times \text{滑空速度}^2 \times \text{翼面積} \times C_l = \text{機体重量} (= \text{機体質量} \times \text{重力の加速度})$$

の式に適用すると（単位はメートル、キログラムに換算）

$$C_l = 0.0018 \times 9.8 / (0.5 \times 1.20 \times 5^2 \times 0.155 \times 0.079) = 0.096$$

です。

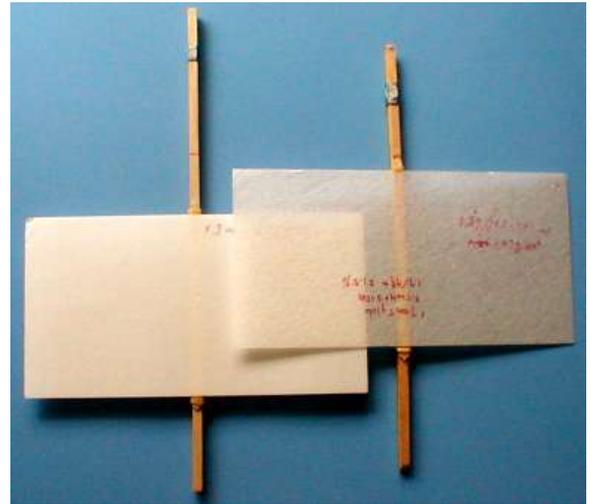


写真2 滑空する平板翼

安定滑空時には揚力による頭下げモーメントと固有頭上げモーメントとが等しい、つまり

$$\text{動圧} \times \text{翼面積} \times (cg - ac) \times C_l = \text{動圧} \times \text{翼面積} \times c \times C_m$$

から

$$(cg - ac) \times C_l = 0.275 \times 0.096 = c \times C_m = 7.9 \times C_m$$

より

$$C_m = 0.275 \times 0.096 / 7.9 = 0.0033$$

です。まとめると

滑空速度を 5m とすれば C<sub>l</sub>=0.096, C<sub>m</sub>=0.0033

滑空速度を 4m とすれば C<sub>l</sub>=0.150, C<sub>m</sub>=0.0052

滑空速度を 3m とすれば C<sub>l</sub>=0.267, C<sub>m</sub>=0.0093

です。

#### 4.2 機首の空転プロペラの気流正対

自由に回転出来る様ピボットの先に取り付けた胴体の先端のプロペラを動いている扇風機に向けて軽く回転を与えてやると、多少左右にゆれながら何分間でも、扇風機に向かって空転を続けます。つまり機首に付いた空転プロペラは気流に正対する性質があります。

扇風機の気流は大変複雑で扇風機の真正面より僅かに左寄りまたは右より、ごく接近してプロペラを置いたほうがより安定な感じですが、扇風機の風速を最大にしても全然問題ありません。この位置が扇風機の気流の乱れが少ないでしょう。安定に正対を続けない位置もあります。

この現象はプロペラが何かの拍子に多少横を向いてもそれを元に戻す力が働いていることを意味します。つまり水平に支えた場合は方向安定があるということです。今回の実験ではプロ

ペラは左右に回転できるのですが、実際に滑空しているプロペラは左右のみならず上下にも機首を向けることがあります。その場合もプロペラの気流に正対する機能は働きますから縦安定も保証されます。

#### 4.3 ヘリコプターの滑空

ヘリコプターの滑空については「機首の空転プロペラの気流への正対」の実験からも明らかな様に空転プロペラの安定化の機能があります。動力飛行時のプロペラの不安定効果が翼に相当しますから、この安定化の効果は翼の反対の効果ということで反翼と仮称します。その具体的な効果はプロペラと等価な翼が重心をはさんで反対の位置、つまり機尾にあると考えればいいでしょう（図2でプロペラ反翼）。

この構成は安定板を主翼、プロペラ反翼を水平尾翼と考えれば翼配置は通常の飛行機と同じですから、安定板の前後の広い重心範囲で滑空が可能と考えられます。

前後の翼間に吹き下し・吹き上げの影響が無くかつ両翼は平板と仮定すれば、両翼の揚力傾斜の比と面積比を用いて機体の縦の静安定と釣合いが評価できます。

プロペラ反翼の揚力傾斜/安定板の揚力傾斜=e

とすれば縦安定の条件は中立点を np として

$$np = (ac * Sr + (cg + lf) * Sf * e) / (Sr + Sf * e) > cg$$

つまり中立点（全機空力中心）が重心より後にある必要があります（平板翼の滑空安定条件  $ac > cg$  に対応）。

一方揚力は

全機揚力 = 安定板揚力 + プロペラ反翼揚力

= 動圧 \* 安定板面積  $Sr * Cl$  + 動圧 \* プロペラ反翼面積

$Sf * Cl * e = 動圧 * (Sr * Cl + Sf * Cl * e)$

= 動圧 \*  $Sr * Cl * (1 + Sf * e / Sr)$

となるので、安定板の揚力係数が  $(1 + Sf * e / Sr)$  倍されたと解釈できます。

重心より後に発生する揚力との釣合いに必要な固有モーメント係数は平板翼のそれと等しく正の条件を満たしています（プロペラ反翼の影響は無視できるとして）。

これらを総合すると、ヘリコプターは安定板

で  $ac$  を  $np$  に、 $Cl$  を  $Cl * (1 + Sf * e / Sr)$  に置き換えた場合の平板翼に相当します。従って滑空時の縦の釣合いの条件は

$$Cl * (1 + Sf * e / Sr) * (np - cg) = Cm * c$$

あるいは

$$Cl = Cm * c / (1 + Sf * e / Sr) * (np - cg)$$

但し  $np = (ac * Sr + (cg + lf) * Sf * e) / (Sr + Sf * e)$

となります。

これにより重心が安定板の空力中心より後の場合も含めて広い重心位置での滑空が可能になっていると解釈できます。

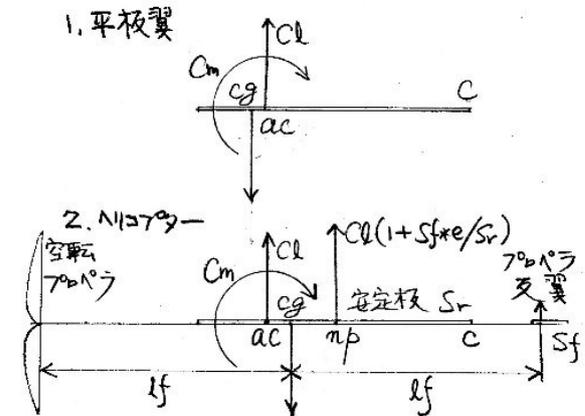


図2 平板翼とヘリコプターの滑空

#### 5. 結び

ゴム動力ヘリコプターの垂直上昇と滑空の原理の解明を試みましたが、結論については皆様のご批判を期待します。

#### 6. 附録 プロペラの翼効果の検証

ゴム動力ヘリコプターでは後翼のモーメントが前翼のモーメントより大きい場合（通常機で安定の場合）には機体は上昇から大きな弧を描いて墜落（ダイブ）する特徴があるため、中立点は飛行試験により比較的簡単に求められます。僅かにダイブの傾向がある重心点を求め、それから僅かに重心を前進させダイブ傾向が消えた時の重心位置が中立点です。

前翼に15cmプロペラ、後翼にその相当翼であ

る10cm\*1.26cm平板翼を用いたテスト機では前翼モーメントアーム長 $l_f=10.1\text{cm}$ と後翼モーメントアーム長 $l_r=10.9\text{cm}$ はほとんど等しく（表1参照）、理論値とよく一致した結果です。

15cmプロペラの前翼と4種の安定板の組み合わせで中立点をもとめた結果を表1に示します。

表1 中立点

安定板	f-np	np-r	fmmt	rmmt	r/f
15*13	11.9	1.2	150.3	224.3	1.49
15*8	10.9	1.8	137.7	216.0	1.57
14*1.8	10.4	4.9	131.4	122.2	0.93
10*1.26	10.1	10.9	126.9	137.3	1.08
cm*cm	cm	cm	$\text{cm}^3$	$\text{cm}^3$	

f: 前翼 r: 後翼 np: 中立点 mmt: 面積モーメント

面積モーメントは力もモーメントの近似値です。中立点周りの前翼と後翼の力のモーメントは定義により同一（方向は逆）ですが、前翼と後翼の面積モーメントは必ずしも一致していません。その原因としては前翼と後翼の迎角の相違、翼特性（特にアスペクト比）の相違が考えられます。

## 7. 参考文献

- (1) Giulio Pelegi: Rubber Powered Helicopter, Ninth Annual Symposium of the National Free Flight Society for 1976
- (2) H. S. Ribner: Propellers in yaw, NACA Technical Report, 1943
- (3) Web 掲示板：ゴム動力模型飛行機
- (4) Web サイト：ゴム動力模型飛行機