

後退翼機の定常翼機に対する飛翔性比較に関する研究

松戸ヒコーキクラブ 林 善明

1. はじめに

競技会で使用される PLG (ゴムカタパルトで射出するバルサ製グライダー) の主翼翼形は、「石井式 PLG」に代表される後退角をつけない矩型翼又はテーパー翼機 (以下「定常翼機」) が一般的である。筆者はその翼形自体の美麗さと、垂直上昇性や正転性 (所謂「かえり」の良さ) 及び滑空安定性に優れた性能を持つと思われる後退翼機を好み、その特性や飛翔性向上について長年研究してきた。数々の野外実験を通し、又、筆者が公式の記録会に参加して所期の成績を収めることができたことで、後退翼機が定評ある定常翼機に遜色ないこと、加えて後退翼機の持つ優秀性を確認することができた。本稿は、先に発表した「後退翼機に於ける水平尾翼容積と重心位置の適性領域に関する研究 (文献 1)」に続き、その集大成として多角的な考察を試みたものである。

2. 定評ある定常翼機と後退翼機の飛翔性比較

無風状態に於ける定常翼機と後退翼機の飛翔性能に優劣の差異が無いことは既に観察済みであった。厳しい乱流条件下、「直交表」によって組まれた野外実験でも、両翼形の高度・滞空時間には統計的有意差がみられないことや、後退翼機の持つ様々な特性が確認された。(文献 2)

研究成果を取り入れた後退翼機で、平成 19 年度、「模型飛行機クラブランチャーズ」が主催する記録会に 4 回出場し、下表の成績を収めた。表中河田氏、工藤氏は当記録会の常勝者で共に優れた定常翼機を使用している。これにより実戦上でも両翼形での飛翔時間に統計上の有意差はみられず、後退翼機が定常翼機と比較して遜色なきことを証明する機会を得ることができた。

< 表 1: ランチャーズ記録会に於ける成績表 >

単位: 秒

月	名前	順位	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7	R8	R9	R10	計	F1	備考
6月	林	1	40	40	40	40	40						200	36	24 風 1 ~ 3 m / s
	工藤	2	26	36	40	33	31	40	40	40	39	40	200	26	19 40秒MAX
	河田	6	35	34	16	40	23	12	40	40	27	24	189		(5 / 10 投)
7月	工藤	1	40	40	30	35	40	40	40				200	60	風 1 ~ 4 m / s
	河田	2	40	40	40	28	40	40					200	49	50 40秒MAX
	林	4	31	30	32	40	36	40	33	40	40	35	196		(5 / 10 投)
10月	林	1	7	40	40	40	40	40					200	77	風 5 ~ 6 m / s
	河田	2	4	12	40	40	40	40	38	40			200	8	40秒MAX
	工藤	5	13	27	28	29	40	40	22	26	40	35	184		(5 / 10 投)
11月	林	6	51	60	53	60	48	42	6	60	60	56	296		風 1 ~ 3 m / s
	河田	7	7	59	50	55	28	33	60	60	55	60	294		60秒MAX
	工藤	12	31	37	60	31	60	42	60	46	60	15	286		(5 / 10 投)

(6、7月 は 於 グリンパーク、10、11月 は 於 大宮たんぼ。ランチャーズ「電脳会報」より)

3. 定常翼機と後退翼機の上昇特性について

さて、PLG は通常定常翼機、後退翼機共に主尾翼の取り付け角差を $\geq 0^\circ$ にする。これを「0 - 0 調整」と呼んでいる。このように調整された機体を出来るだけ垂直に近い角度で発射し、上昇頂点でスムーズに滑空状態に遷移させる。所謂「垂直上昇」させて高度を上げることが飛翔時間を稼ぐ第一の要所である。その際、定常翼機と後退翼機には以下の特性差異がある。

尚、代表的定常翼機である河田機と後退翼筆者モデル機の主な設計値は下表の通りである。

< 表 2 : 河田機と林機の設計値例 >

機体	Vh	Sw (cm ²)	Sh (cm ²)	Sh / Sw	Lh / c	重心	A	重量 (g)	翼面荷重
河田機	1.33	73.6	25.0	0.34	3.9	83%	5.6	5.2	7.0
林 機	0.86	85.0	22.9	0.27	3.2	61%	4.4	4.4	5.2

(g / dm²)

定常翼機の特徴

Vh、Lhを大きく取り、重心を後方に置いているのが特徴である。(表 2 及び 4 節以降参照)

上記の場合、多くは尾翼を揚力尾翼型にしている。

垂直発射して「バント飛行」(頂点で 90 度機首下げし、そのまま滑空状態に入る飛行)させるのが効率的だが難しい。そのため適度のバンク角 で持ち、80 度前後のセミ垂直上げをする。

後退翼機の特徴

VH 及び Lh を特に大きくする必要はない。重心位置も定常翼機に比してかなり前方に置くことが可能である。(表 2 及び 4 節以降並びに文献 1 参照)

尾翼は平板型にする。

バンク角 0 で垂直発射し、「インメルマントーン」させるのが有効である。この飛行は、垂直上昇した後、頂点で上昇速度を有効に保ちながら背面飛行に入り、姿勢を 180 度転換してそのまま滑空状態に入る飛行で後退翼機に特徴的に顕れる。先の野外実験で高度・滞空性共に好成績が得られている。(文献 2 参照) 技術的には多少訓練が必要である。

4 . 垂直上昇と動安定について

ところで、飛行機がある状態で飛行している時、外乱により釣り合い姿勢を変化させられた場合、自然に復元しようとする度合いを安定性といい、<この安定性は、元に戻るまでの時間的経過を考えるとどうかによって、静安定と動安定に分けられ、状態が変化した時、元の状態に戻ろうとする性質を持つ場合、静安定が正であるといい、また、状態の変動が時間的に減衰する性質を持つ場合、動安定が正であるという。>(文献 3) PLG に関しては、静安定と動安定の影響が上昇時と定常滑空時に於いて異なり、それが定常翼機と後退翼機の特徴差異を誘引している。

高崎浩一氏「模型滑空機の垂直上昇について」(文献 4) の解析によれば、高速時(ピッチ角、迎角変化の少ない時)即ち垂直上昇時は、動安定の影響が大きくなり、<通常形態で水平尾翼容積比とテールモーメントアームを増やすほど垂直上昇の可能な重心範囲が広がる。すなわち調整のやさしい機体になることが推測できる。>としている。

周知の通り、ピッチングに関する安定性即ち「縦安定」の静安定に関するパラメータが水平尾翼容積 Vh であり、動安定に関するパラメータは減衰係数 Vh' と呼ばれ次式に従う。

$$Vh' = Sh / Sw \times (Lh / c)^2 = Vh \times Lh / c \quad (\text{式 1})$$

即ち、動安定は Vh と Lh / c の積に影響される。式 1 と高崎理論は、定評ある定常翼機が Vh 及び Lh を大きく取っているのは、垂直上昇時の動安定効果をもたらす設計であることを理論的に後押しするものといえる。

5. 静安定余裕について

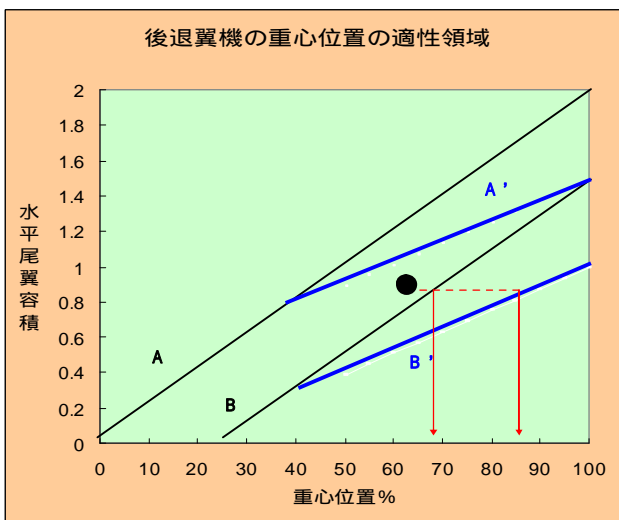
機体が上昇頂点から定常滑空に遷移するに際しては、動安定の影響が小さくなり静安定が支配的になる。そして縦安定に対する静安定の度合は「静安定余裕」の値に左右される。加藤寛一郎著「隠された飛行の秘術」(文献5)によれば、静安定余裕 ms は以下の式に従う。

$$ms = (h_n - h) / c \quad (h_n = \text{重心の後方限界、} h = \text{重心位置、} c = \text{翼弦長}) \quad (\text{式2})$$

式2は、重心の後方限界と重心位置との差が大きいくほど静的に安定であることを示している。優れた定常翼機は重心位置を後方に置きながらも、この値を大きく取ること静安定を図っている。

後退翼機についてはどうか。後退翼機は、“後退翼機の重心位置の適性領域自体が、定説領域よりも静安定余裕幅を持っている”という特長を活かして自由に機体設計ができる利点がある。

筆者は文献1で、後退翼機には従来定説とされた領域とは別の領域があることを指摘した。それによれば右図のBが従来の重心後方限界線で、B'が後退翼機の後方限界線である。今、黒点の位置に、或る V_h 及び重心を持つ機体は、後退翼機領域にある場合の方が、重心後方限界との差が大きく、静安定余裕が高いことが読み取れる。(黒点の重心位置と の差)
筆者設計の後退翼機が定常翼機に比して V_h 、 $L h / c$ を小さくし、重心位置を前方に置きながらも静安定を十分保持している所以である。



6. 後退翼機の垂直上昇性について

次に後退翼機が垂直上昇性に優れる理由を推察する。それには縦安定のみでなく横安定(ローリングに関する安定性)や方向安定(後述)をも考慮する必要がある。そこで先ず定常翼機について再度検討してみる。機体を上昇発射する際、定常翼機では、先述した通りバンク角で持ち80度前後のセミ垂直上げをする。しかも揚力尾翼にしていることを併せ考えると、バンク(旋回傾斜)による横滑りや、ピッチ(縦揺れ)による直進性阻害の影響は避けられない。

文献3によれば、<バンク角の大きさは、釣り合い旋回を行う場合に非常に重要なものであり、旋回時のバンク角が小さすぎると機体は旋回の外方向に横滑りを起こし、また大きすぎると内方向に横滑りを起こす。バンク角を減少させる役割が上反角効果である。>とある。とすると、定常翼機では、ピッチ(揚力尾翼による機首下げ)には尾翼のエレベーター調整で可及的に直線推進を図り、頂上付近で「かえり」に遷移する段階のバンクによる「横滑り」には、主翼に付けた上反角が傾きに対する復元力に対応していると考えられる。

後退翼機ではどうか。第一にバンク角0で発射し、水平尾翼を平板にしていることが「慣性の法則」による直進性を阻害せず、垂直上昇性を良くしている。第二は、周知の通り後退翼自体に上反角効果がある。又、筆者設計の後退翼機は上反角をつけている。垂直上昇効率と横滑り対応に優れていることが「かえり」の良さに好影響を与えている一因でもあろう。第三に考慮す

べきなのが「方向安定」である。飛行機の機首が横滑りを起こしたとき、機首方向を変化させ、気流の方向と機首方向を一致させる所謂“ヨーイングに関する安定性”が方向安定で風見安定とも呼ばれる。方向安定は一般に垂直尾翼の働きによって得られるが、後退翼自体、上反角効果に加え方向静安定性を持つことが推測され(文献5)、高速飛行時の方向安定性の良さは実機に取り入れられている。(文献6) 後退翼機が垂直上昇性に優れる理由の一つに、後退翼の持つ方向安定性も好影響していると考えてよいだろう。

7. おわりに

よく調整された後退翼機は、以上の如き“後退翼効果”によってほぼ90°に近い垂直上昇をし、背面飛行から素早く正転移行をするインメルマンターンから定常滑空状態に入る。これにより高度損失や外乱による失速・墜落頻度を最小限に止めることが可能である。残る課題は滑空性と沈下率の問題である。滑空性能に関しては、上述以外にも機体設計(特にキャンバー厚やアスペクト比)、製作の精緻度合い、機体調整の適否に至る数多の諸要因が影響しあう。それらについては研究途上にあるので後日談とし、本稿では沈下率について略述するに止める。

沈下率 V_s は一般に次の式で表される。(文献7)

$$V_s = \sqrt{\rho / 2 \times (W / S) \times (C_D / C_L^{1.5})}$$

(ρ = 空気密度、 W = 機体重量、 $S = S_w + S_h$ = 総面積、 C_L = 揚力係数、 C_D = 抗力係数)

即ち、機体間の ρ 、 C_L 、 C_D が同等ならば W / S (翼面荷重) の平方根に影響することを示す。定常翼機に比較して V_h 、 L_h を小さくして飛翔性を保てる後退翼機は、結果として総重量を押さえることができ、翼面荷重を低減させ得る。(表2参照) 但し、経験上PLGのような空気力に大きく左右される機体にとって、翼面荷重差がどれほど実際の沈下率に影響するかは不明である。以上浅学の謗りを顧みず大胆な推論を展開してみた。大方の御叱正を乞う次第である。最後に、推論の根拠となった貴重な参考文献や、協力頂いた会員諸兄に御礼を申し添えたい。

< 参考文献 >

1. 林 善明「後退翼機に於ける水平尾翼容積と重心位置の適正領域に関する研究」

http://www.geocities.jp/hikoki_club/ronbun/hayasi11.pdf

2. 林 善明「定常翼機と後退翼機の飛翔性比較の試み」

http://www.geocities.jp/hikoki_club/ronbun/hayasi22.pdf

3. JAL 航空実用用語事典

<http://www.jal.co.jp/jiten/dict/p062.html>

4. 高崎浩一「模型滑空機の垂直上昇について」

http://homepage.mac.com/koichi_takasaki/lib/2ndSSS.pdf

5. 加藤寛一郎著「隠された飛行の秘術」(講談社)

6. 飯野明監修「よくわかる航空力学の基本」(秀和システム)

7. 小林昭夫著「紙ヒコーキで知る飛行の原理」(講談社)