

多重機翼超輕航機之飛行性能分析

Flight Performance of an Ultralight Vehicle with Multiple Wings

潘永堅¹ 周炳煌¹ 徐子圭²

Uon -Jing Payne¹, Biing-Hwang Jou¹, Uzu-Kuei Hsu²

¹ 空軍航空技術學院飛機工程系副教授

² 空軍航空技術學院飛機工程系助理教授

¹ Associate Professor, Department of Aircraft Engineering, Air Force Institute of Technology.

² Assistant Professor, Department of Aircraft Engineering, Air Force Institute of Technology.

摘要

本文將超輕航機 EIPPER 之單主翼設計更改為多重翼，並進行飛行性能分析，得知增加多重翼數目有：造成整機之固有與誘導阻力係數增大、穩態水平飛行性能下降、爬升靈活性變低、及水平轉彎較慢等負面影響，但具有失速速度較低、等速下滑飛行緩慢的特性，對於安全性則有正向效果；也可使起飛需求跑道長度大幅縮短。其中，以雙重翼機在飛行性能及安全性兩方面可獲有正面效益，各項分析性能均優於原 EIPPER 輕航機。

關鍵詞：多重機翼、超輕航機、飛行性能

Abstract

Flight performance of an ultralight vehicle with multiple wings is analyzed to realize that the increase of wing number tends to decrease the performance at steady level flight, climbing and gliding, and accelerated level turn, but promote the flight security during gliding and stall condition. The ground run distance required is largely reduced for the design of multiple main wings. In comparison with EIPPER, the biplane is better both in flight performance and security.

Keywords: ultralight vehicle、multiple wings, flight performance、EIPPER

1.前言

近年為提升國內大專校院在航空載具設計之能力，中國航空太空學會每年均舉辦遙控載具設計製作競賽，而去年(96 年)經濟部工業局指導中華航太產業發展促進會舉辦了國內首次超輕型飛行載具創意設計競賽，

參賽對象更含概了產、學、研各界有興趣者，目的在激發國內超輕載具之創意思考，配合國際航空大環境之發展趨勢，提升外型設計能力、培養國內超輕載具設計人才及引導產業投資。然考量目前國際超輕航機之設計趨勢，新款超輕航機恐須同時滿足：創新外型、優異性能、高實用性、及安全性等..之

整體設計需求，方能具有競爭力。

本校飛機工程系航空載具之設計團隊於民國 90 年起，陸續研發以多重翼為主軸之遙控飛機(如圖 1 之微飛機及圖 2 之無人載具)。最初研製之多重翼微飛機其外型極像似一幢樓梯，而事實證明其不但能飛，且具有獨特的飛行性能，於是乃以會飛的「樓梯」為主題(取名為 Fly Ladder，如圖 3，以彰顯其外型特色)，參與了該次載人超輕型飛行載具創意設計競賽，期能以其獨特的造型及飛行性能，供做國內業者投入生產之參考。

Fly Ladder 為一系列多重翼超輕航機之代名詞，各機型依主翼數目及機翼重疊配置情況不同，而各有不同飛行特性，可提供飛友依需求自行快拆重組主翼配置，以體驗多樣的飛行特性。

多重翼之造型設計具有增加升力係數及失速攻角的特性，主要是因：在主翼投影面積相同時，重疊翼之每一單翼擁有較大的展弦比(aspect ratio)以保持有更大的升力係數；同時在高攻角情況下，可藉由重疊翼彼此間之間隙所形成之加速低壓氣流來吸引前方機翼上表面可能分離的氣流，來確保邊界層仍可依附於翼表面流動，以延遲失速現象。相關研究[1,2,3]已證實：多重翼設計具較高的失速攻角及最大升力係數 C_{Lmax} 。例如，即使展弦比僅 1.6 之單片平板(C_{Lmax} 約 0.99，失速攻角約發生在 17° ，變更為三重翼平板時之 C_{Lmax} 則可提高至約 1.18，如圖 4；而多重機翼之失速攻角也可提高至 25° 以上，如圖 5。事實上，多重翼之此等效益與典型高升力裝置(high-lift device)中之翼前緣導槽(leading-edge slat)或雙開槽襟翼(double-slotted flap)之效用雷同，其最大的升力係數均可輕易達 2.5 以上[4]。

多重翼載具在概念設計分析階段，可先預設全機之需求最大升力係數等參數，來推算最終之各項飛行性能是否符合設計需求；或是，依各項飛行性能需求，反過來推算出最終之最大升力係數等參數。後者作法因是

尋求各項需求之共同交集，所得結果較保守嚴格，適用於初步設計階段之最後驗證；而前者作法較能看出個別參數對各項飛行性能之影響，有助於個別設計參數之修正調整，較適合於概念設計時之前期參數規劃。為方便讀者了解：多重翼設計增加了翼面積及重量後，對各項飛行性能之影響，本文採用前者作法，且對最大升力係數 C_{Lmax} (設定值)可達 2.5 之多重翼機來進行探討。至於，有關多重翼氣動力特性的幾何參數(如圖 6 之翼剖面形狀、主翼數目、兩主翼間之重疊長度與間隙大小、及各翼弦線間之夾角等等)之系列研究中，以對平板翼之風洞試驗[2]較完整；其中說明：間隙參數約 $h/C=0.25\sim0.5$ 之無重疊翼 $L/C=1.0$ 之升力係數 C_{Lmax} 為最大。

民用航空法對超輕型載具之規範為：指具動力可載人，且其最大起飛重量不逾五百一十公斤及最大起飛重量之最小起飛速度每小時不逾六十五公里或關動力失速速度每小時不逾六十四公里之航空器。常見超輕之機種，概分為定翼機、旋翼機、動力三角翼及飛行傘等項類別，本文之研究對象為定翼機。一般來說，超輕航機巡航高度在 3000 呎以下，採目視飛行，易受風向和風速影響，良好天氣時方適於飛行，且起飛和降落亦受地形地物影響，以寬廣平坦的地區為宜。

不同於無人載具，安全性為超輕航機之基本設計需求，然儘管各製造商均要求安全性，不幸失事事件仍屢見發生。單就去年(96 年)國內輕航機事件來看，可發現事件發生時超輕航機常以像倒栽蔥般地機頭著地，而如何避免機頭墜地或減緩墜地時之速度，以增加安全性，也是值得探討之要點。

本文以被公認為超輕航機之入門教練機種的 MXL-II(一般稱做 EIPPER [5])為比較對象，設想在機體構造及動力系統等均不變的前提下，假設僅將其單主翼設計更改為多重機翼設計，來進行設計分析，以評估多重翼設計應用在超輕航機時的各項飛行性能及安全性，做為日後初步設計之參考。

2. 飛行性能分析與比較

以 EIPPER 為比較對象，假設在機體構造及動力系統等均不變的前提下，將其單主翼分別修改為雙主翼、三主翼、及四主翼之多重機翼構型，來進行飛行性能分析比較。多重翼間隙參數均設定為 $h/C=0.25$ 且重疊參數均取為 $L/C=1.0$ 。

2.1 機翼對比

EIPPER 之單主翼並無後掠角與翼端板，為翼展 10 m、翼弦長 1.5 m 之平行翼，附加有襟副翼弦長 0.25 m，翼面積 (s) 17.5 m^2 ，翼重量估計約 10kgf，搭配 ROTAX 503 引擎(46hp)，引擎最大靜推力估計為 140kgf，最大起飛重量為 327kgf，高性能起飛需求跑道僅 39 m。

修改為多重機翼時，每單一平行主翼維持原 EIPPER 之主翼翼剖面形狀，弦長改為三分之一($C = 0.5 \text{ m}$)，無重疊長度，間隙取為 $0.25C=0.125 \text{ m}$ ，並保留原襟副翼，單一主翼重量估計約 5kgf，則雙重翼面積為 12.5 m^2 、重量約 10kgf；三重翼面積 17.5 m^2 、重量約 15kgf；四重翼 22.5 m^2 、重量約 20kgf。

2.2 氣動力特性

為評估各項飛行性能，上述各機型之升阻力關係(drag polar)假設可由下式[4]描述：

$$C_D = C_{D0} + K_1 C_L^2 + K_2 C_L^2 = C_{D0} + K C_L^2$$

其中 C_D 為阻力係數， C_{D0} 為零升力時之固有阻力 (parasite drag) 係數； K_1 考慮受機體姿態改變時對固有阻力增量的影響，即也與攻角或升力係數 C_L 有關； K_2 為誘導阻力 (induced drag) 係數，一般假設 $K_1=0.33K_2$ [4]。

2.2.1 固有阻力參數

固有阻力分為以下四部份[6]來估算：

$$C_{D0} = C_{D0, fuselage} + C_{D0, gear} + C_{D0, engine} + C_{D0, wing}$$

(1)機身：

$$C_{D0, fuselage} = C_f \times FF \times S_{wet} / S_{ref} = 0.00396$$

其中：摩擦阻力係數 C_f 為

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}}$$

雷諾數以速度 23 m/s、標準海平面狀況計算：

$$Re = 1.95 \times 10^6, \text{ 參考馬赫數 } M = 23/340 = 0.067$$

型狀因子 FF (form factor) 為

$$FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}, \quad f = l/d = \sqrt{4A \max}$$

S_{wet} 機體濕面積估算為 1.3 m^2 ， S_{ref} 取估算為主翼面積。

(2)起落架：

採用參考 Drag area 方式計算。輪胎與支柱之 Drag area 參考值分別為 [6]

$$\frac{(D/q)_{tire}}{\text{front area}} = 0.25, \quad \frac{(D/q)_{strut}}{\text{front area}} = 1.4$$

單一輪胎的正面面積為 $A_1 = 0.0023 \text{ m}^2$ ，鼻輪支柱正面面積為 $A_2 = 0.00865 \text{ m}^2$ 。主起落架支柱正面面積為 $A_3 = 0.0027 \text{ m}^2$ 。考慮起落架與其他機件之干擾作用，增加 20% 之估計阻力[6]，則前起落架寄生阻力為

$$C_{D0, gear 1} = (1 + 0.2) \times (0.25 \times A_1 + 1.4 \times A_2) / S_{ref}$$

主起落架寄生阻力為

$$C_{D0, gear 2} = (1 + 0.2) \times (0.25 \times A_1 + 1.4 \times A_3) / S_{ref}$$

$$C_{D0, gear} = C_{D0, gear 1} + C_{D0, gear 2} = 0.00481$$

(3)引擎：

引擎散熱部分之阻力面積經驗公式為[6]

$$(D/q)_{cooling} = (4.9 \times 10^{-7}) \frac{\text{bhp} \cdot T^2}{V}$$

其中 bhp 為軸功率(hp)， T 為溫度(oR)， V 為參考速度(ft/s)。引擎其他部分之阻力面積經驗公式為

$$(D/q)_{misc} = (2 \times 10^{-4}) \text{bhp}$$

若引擎組件未有良好之整流措施，阻力面積之值為上述兩式之 2~3 倍。以海平面狀況計算 $T = 518.69^\circ\text{R}$ ，參考速度 $V = 15\text{ m/s} = 49.18\text{ ft/s}$ ，ROTEX 503 引擎之軸功率額定值為 46 hp，並取 2 倍之估計值，因此估算之寄生阻力係數為

$$C_{D0\text{ engine}} = 2 \times [(D/q)_{\text{cooling}} + (D/q)_{\text{misc}}] / S_{\text{ref}} = 0.00$$

172

(4) 主機翼：

EIPPER 單一主翼平均弦長為 $C = 1.75\text{ m}$ ，據此計算之雷諾數為 $\text{Re}_c = 3.030 \times 10^6$ 。厚度比為 0.155，最大厚度位置 $x_{\text{max}} = 0.15\text{ C}$ ，無掠角。濕面積 $S_{\text{wet}} = 37.5\text{ m}^2$ 。其摩擦阻力係數為

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} \text{Re})^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} = 0.005644$$

EIPPER 單一主翼之寄生阻力係數估算為：

$$C_{D0, \text{wing}} = C_f \times FF \times S_{\text{wet}} / S_{\text{ref}} = 0.00520$$

多重機翼中每單一主翼翼剖面形狀與 EIPPER 者相同，形狀因子平也相同，唯弦長為 $C = 0.5\text{ m}$ ，據此計算之雷諾數為 $\text{Re} = 1.010 \times 10^6$ ，濕面積 $S_{\text{wet}} = 11.8\text{ m}^2$ 。則依上述方法假加以計算可得

$$C_{D0, \text{wing}, N} = N \times C_f \times FF \times S_{\text{wet}} / S_{\text{ref}}$$

其中 $N (=2, 3, 4 \dots)$ 為主翼數目，當 $N=2$ 時：

$$C_{D0, \text{wing}, N} = 0.00642$$

2.2.2 誘導阻力(induced drag)參數

在一般攻角範圍內，誘導阻力係數 K_2 之大小與升力係數之平方成正比，比例常數為 $1/(\pi e A)$ 其中 e 為 Oswald factor。無後掠或後掠角小於 30 度之 EIPPER 單主翼機， e 值可估計為[6]

$$e = 1.78(1 - 0.045 A^{0.69}) - 0.64$$

其中，EIPPER 單翼展弦比 $A = 5.714$ ，

則 $e = 0.874$ ；多重翼之單主翼 $A = 20$ ， $e = 0.507$ 。即 A 越大則 e 越小，有減緩 A 對 K 值之反比關係的作用。

對於兩翼上下重疊之雙翼機(biplane)，

$$\text{展弦比 } A = \frac{b_{\text{longer}}^2}{S_{\text{total}}}, e \text{ 值可估計為}$$

$$e = \frac{\mu^2(1+r^2)}{\mu^2 + 2\sigma\mu r + r^2}$$

μ 為短翼展與長翼展之比， r 為短翼升力與長翼升力之比； σ 為機翼干擾因子[6]，且 $0 < \sigma < 1.0$ ，與機翼重疊間隙有關。當兩翼尺寸相同時， $e = 1/(1+\sigma)$ ；可見 σ 值之存在將導致 K_2 值較考量兩個獨立主翼($\sigma = 1.0$, $e = 0.5$)時為低。即，考量兩翼之相干擾作用將使所得全機之誘導阻力下降。

對於不重疊的多重翼($L/C = 1.0$)，上述採干擾因子之估算方式恐無法適用，故仍假設可視為不相干之獨立數個單主翼來處理，即 $A = 20$ ， $e = 0.507$ 。此時雙主翼、三主翼、及四主翼之 $K = 1.33$ K_2 分別為 0.0622、0.0871、0.1120。此一假設所得之誘導阻力較大，在多重翼之飛行性能分析上為較保守的作法。

2.3 穩態飛行性能

2.3.1 穩態水平飛行

由飛機穩態平飛時之需求推力與速度關係[4]可得：

$$\text{最小推力(或阻力)重量比: } T_{\text{min}}/W = \sqrt{4C_{D0}K}$$

$$\text{最大升阻力比: } (L/D)_{\text{max}} = (\sqrt{4C_{D0}K})^{-1}$$

$$\text{最小阻力之速度: } (V)_{D_{\text{min}}} = \left(\frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \frac{W}{S_{\text{ref}}} \right)^{0.5}$$

最大平飛速度：

$$V_{\text{max}} = (\rho C_{D0} S_{\text{ref}})^{-0.5} \left(T_{\text{max}} + \sqrt{T_{\text{max}}^2 + 4C_{D0}KW^2} \right)^{0.5}$$

$$\text{失速速度: } V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{\text{ref}} C_L \text{ ma}}}$$

$$\text{最大航程：} R = \frac{\eta}{c} \left(\frac{L}{D} \right)_{\max} \ln \frac{W_0}{W_1}$$

$$\text{最大航時：} E = \frac{\eta}{c} \sqrt{2\rho S_{ref}} \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max} (W_1^{-1/2} - W_0^{-1/2})$$

$$\text{其中 } \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1}{4} \left(\frac{3}{KC_{D0}^{1/3}} \right)^{3/4}$$

其中， η 為螺旋槳效率， c 為每單位推力之燃油消耗率。多重翼機與 EIPPER 比較最大航時與航程時，假設 $\frac{\eta}{c}$ 及飛行時之起、迄重量 W_1 與 W_0 均相同，只比較航時比與航程比。

2.3.2 穩態爬升與下滑飛行

由穩態爬升與下滑時之速度關係[4]可得：

$$\text{最大爬升角：} (\sin \theta)_{\max} = \frac{T}{W} - \sqrt{4C_{D0}K}$$

$$\text{最大爬升率時之速度：} V_{RC \max} = \left(\frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}} \frac{W}{S_{ref}} \right)^{0.5}$$

$$\text{最大爬升率：} RC_{\max} = \frac{TV_{RC}}{W} - 1.155 V_{RC \max} \sqrt{4C_{D0}K}$$

$$\text{最小下滑角：} (\tan \theta)_{\min} = \left(\frac{L}{D} \right)_{\max}^{-1} = \sqrt{4C_{D0}K}$$

$$\text{最小下滑角時之速度：} (V_{\theta})_{\min} = \left(\frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \frac{W}{S_{ref}} \right)^{0.5}$$

2.4 加速飛行性能

2.4.1 水平轉彎飛行

最大負載： $n_{\max}$ 為 $(n)_{t_{\max}}$ 與 $(n)_{stall}$ 兩者之最小值

$$\text{其中，} (n)_{t_{\max}} = \left(\frac{0.5\rho V^2}{KW/S_{ref}} C_{DT} \right)^{0.5}$$

$$C_{DT} = (T/W)_{\max} - \frac{0.5\rho V^2}{W/S_{ref}} C_{D0}$$

$$(n)_{stall} = \frac{0.5\rho V^2}{W/S_{ref}} (C_L)_{\max}$$

比較最大負載時，假設高度及飛行速度相同，只比較各翼型間之最大負載比值。

$$\text{最小轉彎半徑：} R_{\min} = \frac{4KW/S_{ref}}{g\rho T/W} \sqrt{CT}^{-1}$$

$$\text{其中，} CT = 1 - 4KC_{D0}/(T/W)^2$$

$$\text{半徑最小時之速度：} V_{R\min} = \sqrt{\frac{4K(W/S_{ref})}{\rho(T/W)}}$$

$$\text{最大轉彎速率：} \omega_{\max} = g \sqrt{\rho T_{CD} S_{ref} / W}$$

$$\text{其中，} T_{CD} = \frac{T/W}{2K} - \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

2.4.2 起飛需求跑道長度 RD [4,7]

$$RD = 0.5WV_g^2 \text{Loge} \left(\frac{F_s}{F_g} \right) / (F_s - F_g) / g$$

其中， $F_s = T_{\max} - \mu W$ ， $\mu = 0.02$ 為水泥地面動摩擦係數， $F_g = T_{\max} - 0.5\rho V_g^2 S_{ref} (C_{D0} + KC_L^2 \max)$ ，起飛速度 $V_g = 1.2_{stall}$

3. 結果與討論

3.1 飛行性能分析結果

飛行性能分析時所需之相關設計參數：最大推重比 $(T/W)_{\max}$ 、翼負荷 (W/S) 、與單主翼及多重翼之固有與誘導阻力參數 $(C_{D0}$ 及 K) 可分別計算如表 1。其中，假設多重翼之最大升力係數均保守取為較小的 2.5。由表 1 可知：重疊翼之每一單翼翼展不變，弦長較短，雖擁有較大的單翼翼展弦比，却增加了主翼投影、及溼面積，造成多重翼之固有與誘導阻力參數增大；而隨多重翼數目增加時，重量也同時增加，雖可減少翼負荷，使飛機較輕穎，有助於起飛，却也同時減少了在最大推重比，將不利於飛行速度與距離。

表 2 為飛機穩態水平飛行時之相關性能。其中，隨多重翼數目增加時，最小推重比、最大升阻比、最小阻力速度、最大平飛速度、失速速度、最大航程比、及最大航時比均普遍下降。可見：增加重翼數目，對於飛得快、飛得遠、與飛得久之要求徒具反效果，唯較低的失速速度對於安全性則有正向效果。但值得注意的是：雙重翼之固有阻力係數雖增大(表 1)，誘導阻力係數却較小，導致各項穩態水平飛行性能均可有優於原 EIPPER 輕航機者。

表 3 為穩態等速爬升與下滑飛行之相關性能。其中，增加多重翼數目，對於希望採大角度且快速爬升的靈敏性要求並無助益。

，但却得以較小的角度及速度緩緩滑降。此一比較可說明：爬升與下滑性能兩者呈相反效應，有一得必有一失。如此，可提供飛友依需求自行選擇主翼配置數目，以體驗不一樣的飛行特性。

表 4 為水平轉彎加速飛行及直線加速起跑之相關性能。增加多重翼數目，希望採大角度(bank angle)及較小半徑轉彎較不可行，且轉彎速度及速率較小。如爬升性能一般，較不具靈敏性。但其中，雙重翼之水平轉彎及爬升性能，仍均較優於原 EIPPER 輕航機者。在直線加速起跑方面，在相同之最大推力(馬力)下，增加多重翼數目可使起飛需求跑道長度更為大幅縮短，故多重翼機較不受機場跑道長度之限制。

3.2 分析方法之準確性

值得注意的是：上述分析穩態飛行及加速飛行性能所採用之算式雖為解析解(analytic solution)，然其結果之正確性則取決於所引用之飛行性能參數是否準確。尤其， C_{D0} 及 K 必須利用經驗公式來估算，故分析結果之定性趨勢應較其定量數據更具意義。

事實上，分析多重機翼的性能時，各主機翼間之相互干擾效應必須充份考量。此部份因無經驗公式可直接引用，故採較保守的方式估算，雖損失了定量準確度，但期能保有定性趨勢之正確性。最建全的作法應是引用多重機翼的風洞試驗資料及 CFD 數值計算結果，來增加飛行性能分析的可信度。然此兩種分析方法較為耗費耗時，較適用於初步設計階段之最後驗證；而在概念設計之參數規劃階段，則以經驗算則較具時效。

4. 結論

由以上的分析與討論，可知：

1. 增加多重翼數目有：造成整機之固有與誘導阻力係數增大、穩態水平飛行性能下降、爬升靈敏性變低、及水平轉彎較慢等負面驅勢。
2. 增加多重翼數目有：使失速速度較低、等

速下滑飛行緩慢的特性，對於安全性則有正向效果；也可使起飛需求跑道長度大幅縮短，較不受機場跑道限制。

3. 慎選多重翼設計仍有機會在飛行性能及安全性兩方面均獲有正面效益。例如，雙重翼機在：穩態水平飛行、爬升與下滑、水平轉彎加速飛行及直線加速起跑等之各項相關性能均可優於原 EIPPER 輕航機之性能。
4. 上述結論因採用經驗公式估算得來，故分析結果之定性趨勢應較其定量數據更具意義。

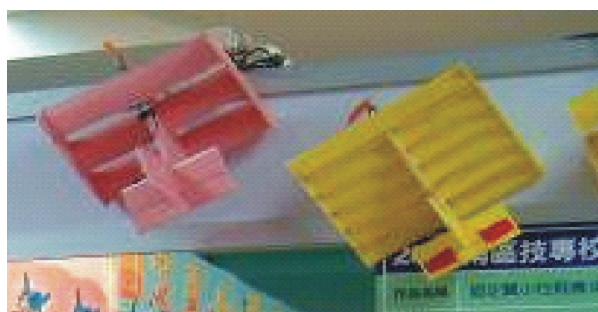


圖 1.91 年研製之多重翼微飛機(MAV)



圖 2.95 年研製之多重翼無人飛機(UAV)

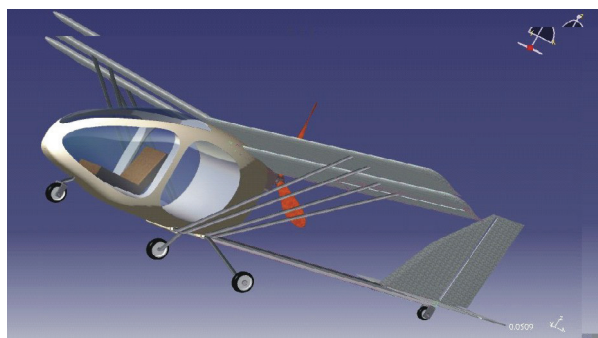


圖 3.96 年 超輕航機 Fly Ladder (ULV)

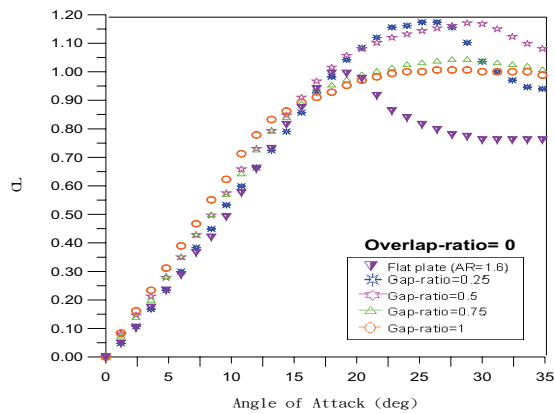


圖 4. 平板三重翼之間隙(Gapratio)效應[2]

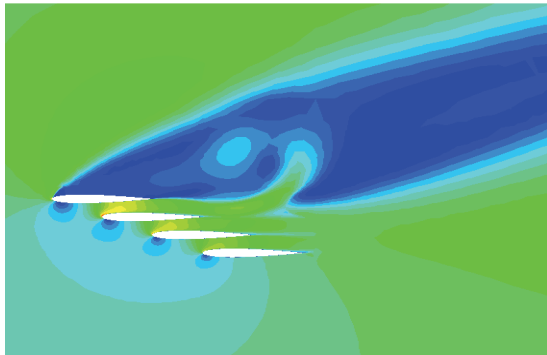


圖 5. 四重機翼於 40° 攻角時之流速分佈圖

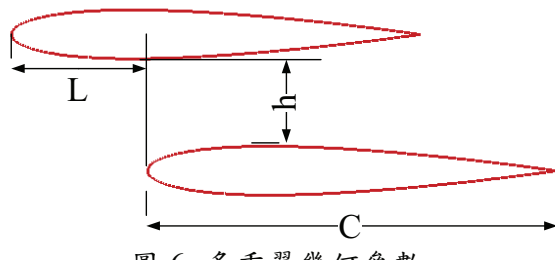


圖 6. 多重翼幾何參數

表 1 飛行性能相關設計參數

翼型	Weight kgf	(T/W) max	Sref m ²	W/S kgf/m ²	$C_{L\max}$	C_{D0}	K
EIPPER	327	0.428	17.5	18.68	1.6	0.0157	0.0872
2-Wing	327	0.428	12.5	26.16	2.5	0.0169	0.0622
3-Wing	332	0.421	17.5	18.97	2.5	0.0201	0.0871
4-Wing	337	0.413	22.5	14.97	2.5	0.0233	0.1120

表 2 穩態水平飛行性能(速度：m/s)

翼型	最小推 重比	最大升 阻比	最小阻 力速度	最大平 飛速度	失速 速度	最大 航程比	最大 航時比
EIPPER	0.074	13.514	26.542	63.981	13.67	1	1
2-Wing	0.065	15.385	28.344	73.146	12.94	1.138	1.068
3-Wing	0.084	11.905	25.142	56.561	11.019	0.881	0.94
4-Wing	0.103	9.709	22.926	46.171	9.791	0.718	0.851

表 3 穩態爬升與下滑飛行性能

翼型	最大 爬升角 (degrees)	最大爬 升率速 度(M/S)	最大 爬升率 (M/S)	最小 下滑角 (degrees)	最小下 滑角速 度(M/S)
EIPPER	20.74	20.167	6.911	23.177	26.541
2-Wing	21.293	21.537	7.604	23.177	28.344
3-Wing	19.736	19.103	6.202	22.865	25.142
4-Wing	18.206	17.419	5.164	22.559	22.925

表 4 加速飛行性能

翼型	最大負載 比值	最小 轉彎半徑 (M)	半徑最小 時之速度 (M/S)	最大 轉彎速率 (rad./s)	最短 起飛距離 (M)
EIPPER	1	12.611	11.033	1.142	39.156
2-Wing	1.563	12.567	11.033	1.157	38.969
3-Wing	1.54	13.064	11.202	1.108	28.965
4-Wing	1.516	13.611	11.371	1.058	23.444

5. 參考文獻

- [1] 戴昌賢、徐子圭、陳冠隆，「三維微飛行器式地效飛行器近地效應之數值研究」，2004 中國航太學會/中華民國航學會聯合學術研討會，台中，2004/12
- [2] 蕭飛賓、高鴻、江志煌、許掙強、潘永堅，「交錯配置對平板三翼機低雷諾數空氣動力特性之影響」，中華民國力學學會第廿九屆全國力學會議，新竹市，2005/12
- [3] 徐子圭、戴昌賢、賈澤民、曾偉豪、陳世豪，「串疊翼於低雷諾數下之非定常流場」，2005 中國航太學會/中華民國航學會聯合學術研討會，高雄岡山，2005/12
- [4] Anderson, J. D. Jr., Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, USA, 1999.
- [5] MXL-II Owner's Manual, Quicksilver Enterprises Inc., 1984.
- [6] Raymer, D.P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, USA, 1989.
- [7] 空氣動力學，空軍總司令部編印。