

行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

微飛行器撓性薄膜翼及拍擊紊流器氣動力分析與測試

計畫類別：個別型計畫

計畫編號：NSC94-2212-E-216-004-

執行期間：94年08月01日至95年07月31日

執行單位：中華大學機械與航太工程研究所

計畫主持人：蔡博章

計畫參與人員：劉光倫 黃楚瑜

報告類型：精簡報告

處理方式：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 95 年 10 月 30 日

行政院國家科學委員會補助專題研究計畫 成果報告
 期中進度報告

微飛行器撓性薄膜翼及拍擊紊流器氣動力分析與測試

計畫類別： 個別型計畫 整合型計畫
計畫編號：NSC 94-2212-E-216-004-
執行期間：94年08月01日至95年07月31日

計畫主持人：蔡博章
共同主持人：
計畫參與人員：劉光倫、黃楚瑜

成果報告類型(依經費核定清單規定繳交)： 精簡報告 完整報告

本成果報告包括以下應繳交之附件：

- 赴國外出差或研習心得報告一份
- 赴大陸地區出差或研習心得報告一份
- 出席國際學術會議心得報告及發表之論文各一份
- 國際合作研究計畫國外研究報告書一份

處理方式：除產學合作研究計畫、提升產業技術及人才培育研究計畫、
列管計畫及下列情形者外，得立即公開查詢

涉及專利或其他智慧財產權， 一年 二年後可公開查詢

執行單位：中華大學機械與航太工程研究所

中華民國 95 年 10 月 28 日

微飛行器撓性薄膜翼及拍擊紊流器氣動力分析與測試

蔡博章¹、劉光倫²、黃楚瑜³

¹中華大學機械與航太工程研究所副教授

^{2,3}中華大學機械與航太工程研究所研究生

中文摘要

微飛行器發展主流:撓性薄膜翼與仿生物拍擊翼,撓性薄膜機翼可使高攻角可撓性薄膜翼 C_L 續增而失速角可延後至 $30^\circ\sim 45^\circ$,但低雷諾數、低展弦比之層流脫離再依附之低壓區分佈,層流、過渡流及紊流模式尚未明確,邊際渦旋複雜流場對升阻比影響、低展弦比滾動不穩定較敏感及環境風速變動相較於飛行風速易產生 Re 與攻角連續變化等問題存在,本研究建構薄膜翼,啟動流體/結構數值模擬,原創仿生物拍擊機翼紊流器及水洞雷射測試,以強化空氣動力性能,提高升阻比與飛行穩定,改善邊際渦旋之複雜流場。流、固耦合低攻角數值模型已建立可分析撓性材料之應力、應變,水洞流場觀察及升阻力量測初步成果,佐證撓性材料與薄膜翼製造機身為正確方向,而FlyerII拍擊紊流器之創意亦優於文獻。如能採硬質材料搭配撓性機身,並注意漏氣問題及在作動機構作最佳化設計,相信這將是MAV研究一個值得期待之突破點,至少它提供一可作力平衡,而解決現有MAV之缺失,當然這需要再一步證明。

關鍵字： 撓性薄膜機翼、拍擊翼、升阻比

英文摘要

The main streams of micro aerial vehicles development: membrane wings and insect-like / bird-like flapping wings. Membrane wings can keep continuously increasing C_L as higher angle of attacks and delay the dynamic stall angle to $30^\circ \sim 45^\circ$. But laminar as flow in low Re and low aspect ratio, separation and reattachment low pressure zone distribute, laminar, transition and turbulent model is unclear. Tip vortices flow field is complicate and lower lift / drag ratio, the low aspect ratio wing is quite susceptible to rolling instability and the fluctuations in wind speed, which can be comparable to MAV's flight speed, make both the instantaneous flight Reynolds number and angle of attack vary substantially. Several problems exist. Therefore we propose to rebuild the membrane wing MAV. Adopt fluid / structure interaction numerical simulation. Create the insect-like flapping wing turbulator and run water tunnel laser flow visualization and water tunnel lift /drag ratio test in order to enhance aerodynamic performance increase lift / drag ratio and flight stability, and improve the flow field of tip vortices. The FSI module for low AOA has been built that can analysis stress and strain from flow pressure, and the results of water tunnel tests have proved installing turbulator for the FlyerII have better aerodynamic performance than before. If the membrane or plastic MAV couples with the rigid turbulator, optimized flapping mechanism and flow leakage problem have been take care as well, the breakthrough of MAV research will be expected. At least, the installation of turbulator provides a MAV one more mechanism for force balance.

Key words : Membrane wings 、Flapping wings 、Lift / drag ratio

1. 前言

微飛機的飛行雷諾數相較於其他型式飛機低許多，環境干擾因素對於微飛機造成很大影響。目前研究微飛機方面，有許多大學及研究單位研發出原型機並進行風洞及水洞實驗，本研究團隊之FlyerII微飛行器(圖1)即是一例，以探討低 Re 機翼表面一些複雜的流動現象，如：表面渦漩 (Surface Vorticity) 發展、層流邊界層發展、層流分離泡 (Laminar Separation Bubble)、層、紊流轉換 (Laminar to turbulence Transition) 等。適宜的紊流促進器 (Turbulator) 設計係改善低 Re 機翼流方案之一。以機翼而言，低 Re 之升阻比， L/D (C_L/C_D) 及續航參數

C_L^3/C_D 續航力均低。續航力隨 Re 之降低而減弱。如何提升機翼之氣動力性能及升阻比是多數固定翼研究者追求目標。拍擊翼通常為小面積、多片，高頻振動，增高氣流與翼之相對速度，可達到較高之 Re ；此外多翼拍擊之組合運動導致具非暫態渦漩 (Unsteady Vortices) 之複雜流場。

故研究微飛行器四個重要氣動力特性：變成很重要。

1. Re 介於 $10^4 \sim 10^6$ ，伴隨層流邊界層脫離，再依附之低壓bubble區及降低其升阻比
2. 邊界渦漩 (Tip Vortices) (圖2)，因減少有效攻角降低升力，但也同時產生低壓區而增加升力，形成複雜流場
3. 具低展弦比之微飛行器對滾動不穩定造成敏感，tip vortices存在更加劇
4. 風速顫動比較飛行速度兩者易造成 Re 與 α 會連續短時間的變化

1.2 文獻回顧

其中以2002年Ifju等人[1]所研製15cm MAV (圖2)具有三維可撓性薄膜翼最具突破性，membrane wing之優點，它可以捕捉被動式外力造成形狀變化而導致延遲失速[2,3]，Waszak et. al[3]採用圖2飛機作硬翼與薄膜翼 C_L vs. α 之比較，圖3清楚看出低攻角

硬翼 C_L 些微高於薄膜翼， $Re=7 \times 10^4$ ， $AR=2$ 時，其斜率約為2.9而失速角度約為 $15 \sim 12$ ，然而高攻角可撓性薄膜翼 C_L 續增而失速角延後至 $45 \sim 30$ ，且攻角也因撓性變形造成有效攻角的降低等，如此可增加升力。2003年Lian et al[4]更用40頁論文回顧及總結MAV固定翼及membrane wing的發展，文中清楚指出5項重要MAV未來研究議題：

1. 低雷諾數時，流體與撓性薄膜翼耦合 (Coupling) 計算分析
2. 固定翼/撓性薄膜翼之氣動力分析比較
3. Membrane wing 之最佳化設計
4. 低展弦比之邊界效應Endplate effect
5. MAV氣動力之流場、實驗觀察

近來MAV導引出空氣彈力分析方法讓計算流體力學(CFD)與計算結構動力學(CSD)交錯耦合解，將是重要挑戰Lian和Shyy[4]在2003年提出3D動態薄膜模型能使納維斯-斯托克方程式與應力-應變非線性方程式耦合數值分析解程式SIMPLEC應用於低雷諾數流場非壓縮流體求解MAV Laminar/turbulent transition model，值得研究者注意。

2 研究目的和方法

本文作者團隊研究中華二號Flyer微飛機流場解，含有/無垂直尾翼其層流分離再reattachment的低壓bubble效應的壓力分佈及Tip vortices分析， C_L vs. α 及水洞比對結果發表於期刊中[5]，延續此研究將中華二號Flyer改以可撓性材料探討有效攻角及其空氣動力性能，另於長軸約50% chord處，設置拍擊翼之紊流促進器 (Turbulator) 觀察邊界渦漩情況，並與文獻Lian et al [4]設置Endplate之微飛行器相比較。

本研究進行數值方法軟體計算克拉克 Y型機翼所設計成的拍擊機翼，討論數值模擬後的氣動力參數及流場觀察，再配合水洞實驗做升/阻力係數與流場驗證。氣動力性能參數之SIMPLEC計算薄拍擊理論的升力係數 C_L 與攻角 α 關係：3D case

$$F_D = \int_s (\sigma v \frac{\partial v_t}{\partial \eta} \eta_y - p n_x) dS \quad (1)$$

$$F_L = - \int_s (\sigma v \frac{\partial v_t}{\partial \eta} \eta_y + p n_y) dS \quad (2)$$

$$C_L = \frac{2F_w}{\sigma \bar{U}^2 DH} \quad C_D = \frac{2F_a}{\sigma \bar{U}^2 DH} \quad C_l = 2\pi\alpha \quad (3)$$

弧型機翼或任何的機翼其理論升力係數與攻角關係：

$$C_l = 2\pi \left[\alpha + \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} (\cos\theta_0 - 1) d\theta \right] \quad (4)$$

$$\text{Lift slope} = \frac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi \quad (5)$$

2.1 固、液耦合模式

1. 不可壓縮流場解法器—CFD solver

不可壓縮流 N-S equations 利用 Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) 形式可寫成：

$$\frac{\partial V}{\partial t} + V_a \cdot \nabla V + \nabla P = \nabla \cdot \sigma, \quad \nabla \cdot V = 0 \quad (6)$$

P 表示壓力， $V_a = V - W$ ，移流速度向量，

V 表示流速， W 表示網格速度， σ 表示應力，且 P 和 σ 已用密度 ρ 正常化且暫態使用分時-implicit time stepping procedure.

2. 結構動力方程式—CSD solver

薄膜機翼在外力負荷下之統御方程式

$$M\ddot{D}(t) + F^{\text{int}} = F^{\text{ext}} \quad (7)$$

M 表示常數質量矩陣， $D(t)$ 節點位移向量

$\ddot{D}(t)$ 表示節點位移加速度， F^{int} 薄膜變形

之內部力， F^{ext} 表外部負荷。而 Lian et al[4]

係使用 implicit stable Wilson- θ method[6]

2.2 幾何外形

在使用數值軟體之前，先使用 CAD 軟體繪出三維實體模型。而本研究為例，一開始先使用 PRO-E 繪出三維機翼拍擊翼實體(圖 1)，拍擊機構是利用 NACA 2415 機翼，其

幾何外形改良而成。弦長 16cm，翼展 20cm，展弦比 1.25，拍擊翅膀長為 9.5cm，厚 0.6cm。

2.3 網格建立

利用轉檔進來的外形，因為其拍擊機構為對稱性，所以將拍擊翼機構剖半，在數值軟體中建立所需要 3 計算區塊之三維網格(圖 4)，先建立兩個外流場區塊，較小的其長 20cm，寬 16 cm，高 3cm 大小僅比剖半的拍擊翼機構大些，格點總數為 302153。另一個的長為 245cm，寬 55cm，高 123cm，格點總數為 570577。拍擊機構的網格產生則使用 size function 定義 star size, growth rate, size limit 分別為 0.15, 1.18, 0.4 外流場區塊網格也使用 size function 定義 star size, growth rate, size limit 0.2, 1.2, 5

2.4 邊界條件-拍擊流場

所需要設定的邊界條件有六個，分別是拍擊機構外形，對稱面，面與面交界，流場周圍條件，入口條件及出口條件設定。微飛機的飛行速度是 10m/s，假設微飛機固定，相對風速為 10m/s，所以入口條件設定為風速 10m/s。出口條件設定為一大氣壓。拍擊擺動為每分鐘五十下，其上、下振幅與軸線夾角 $-5^\circ < \phi < 5^\circ$ 。因為假設流場滑動，所以邊界條件設定為流道外側為滑動邊界，這樣才不會在邊界位置產生邊界層效應。在收斂條件設定是疊代次數為 1000 次，收斂值是 10^{-6}

2.5 邊界條件- 計算材料應變 ANSYS[7]

假設微飛機固定，相對迎風速為 10m/s，入口風速 10m/s。給機體材料的物質為 SOLID185，SOLID185 被使用在固體的建構上，它有 8 個節點（在每個節點有 3 自由度），SOLID185 元素有塑性，壓力能使它變硬，漸漸產生大的撓度和大應變能力。

接下來我們設定包覆機翼和全機體的矩形模型為 FLUID142，可以使用 FLUID142 元素在穩態或暫態熱、流系統上，包含著流體與非流體領域，楊氏係數：2.82E6/2 柏松比：0.49967

2.6 程式驗證

在數值軟體分析前須先做程式驗證以驗證

程式的正確性，故使用 NACA 2415 機翼改造拍擊翼測試，其穩態解和文獻作比較，結果相當一致。

攻角 $\alpha=0^\circ$ $\alpha=5^\circ$ $\alpha=-5^\circ$

圖 5 可發現上、下翼面壓力都在 leading edge 位置處急速增加，且接近 20% chord 位置有一低壓包，攻角增加 bubble 往 LE 靠近，且數值結果非常接近，證明數值軟體正確。

2.7 拍擊翼之紊流促進器 (Turbulator)

裝置於約 50% chord 處，拍擊翅膀長 9.5cm，厚 0.6cm，與機身有些微間隙，其上、下振幅與軸線夾角 $-5^\circ < \phi < 5^\circ$ ，如圖 6 所示，先從軸線原點 $Y=0\text{cm}$ $\phi = 0^\circ$ 下行至 $Y=-0.82\text{cm}$ $\phi = -5^\circ$ ，再上行至 $Y=0.82\text{cm}$ $\phi = 5^\circ$ 再回原點，完成一次循環，耗時 0.12 秒，故每分鐘拍擊 50 次循環，形成暫態(unsteady)連續拍擊。便於觀察，取第二循環之上、下振幅各 3 點共 6 站進行結果比對與討論。

2.8 流場可視化水洞觀察與升阻力量測

圖 7、圖 8 水洞雷射測試台與三分力矩測定儀，可實驗具拍擊紊流促進器微飛行器之流場觀察與升阻力量測。7cm x 7 cm axial fan 搭配整流元件，轉數 300 rpm 比擬迎風速 10m/s。升阻力量測水槽水流速範圍為 0~1.58m/s。量測翼展為 20 公分，弦長 16 公分，採用鋁材質製成。量測升力、阻力，本研究使用三分力矩來量測。三分力矩(圖 8)可以量測三個方向的力。

3. 結果與討論

3.1 數值分析—流、固耦合

薄膜翼微飛行器即使在穩態流時，也會自發性的振動，故準確模擬撓性機身和環境黏滯流相互作用的影響，固、液耦合數值計算對微飛行器研究者來說是首要課題。本研究首次成功利用 ANSYS 與 CFX，固、液模組 FSI(Fluid/Solid Interaction)，模擬出低攻角之塑性材料機身與硬質材料之間的應力、應變關係，發現在 10m/s 之飛行速度，以塑性 Solid185 材料其流體壓力造成 leading edge

之 X、Y、Z 三方向有 0.05mm 至 0.20mm 之總體應變量(圖 9)。而在拍擊紊流器之端部(Tip)，相較根部(Root)，應力(Stress)較小，但應變有 0.6mm 左右上下振幅之應變量(圖 10)，故使用撓性材料 LE 之變形使攻角改變有助於 C_l 、Lift Force、升力提升、例如本研究其升力係數約增加 4%，惟在翼面兩側之邊界渦漩(Tip Vortex)，約在長軸之 50%弦長處加劇，渦漩造成 Local Turbulence，引發有效攻角之變化，雷諾數變化，流場複雜化變成暫態流場。以及造成機身之振動劇烈，對於一般微行器 AR 值介於 1 至 2 者，容易使得力矩 moment 難控制，飛行性能變差，雖然如此，其好處是失速角度可延後，本研究結果 Flyer II 原來失速角(stall angle)從 20° 延後至 22° 左右。綜合上述及文獻[4]和本研究結論，因薄膜或撓性材料之機身其總體 L/D 還是大於硬質機翼，故建議使用撓性材料，方向不變，而研究 Tip Vortex 希望它對飛行性能有改善。

3.2 數值分析—拍擊紊流器

Tip Vortex 因素、減少阻力、防止流體從下翼面 over 到上翼面及迴流等。文獻[4]提出裝置 Endplate，而本研究提出拍擊紊流器，從圖 11 至圖 16 探討其 C_d 與 C_l 對 Time Average 與拍擊振幅位置之關係；故圖 11、圖 12， $\alpha=0^\circ$ 時 $C_d \approx 0$ 而 $C_l \approx 0.1$ ，圖 13、圖 14 攻角 $\alpha=5^\circ$ 時 $C_d \approx -0.05$ ， $C_l \approx 0.25$ ，圖 15、圖 16 攻角 $\alpha=-5^\circ$ 時 $C_d \approx 0.01$ ， $C_l \approx 0.0$ ，此時克拉克 Y 型機翼零升力發生角度。故可看出攻角增加， C_l 增加，而 C_d 減少；此結果與 $C_l=2\pi\alpha$ 吻合，惟值得觀察 $t=0.12$ 至 $t=0.24$ 之拍擊週期，可看出 upstroke 時 C_l 下降、downstroke 時 C_l 上升，從本研究結論最佳化之拍擊位移不可超過 X-Z 面($Y=0$)。

3.3 數值分析—流場分析

圖 17 為上、下翼面流線圖(含上視圖、下視圖)，從觀察點 1 至 6，拍擊翼角度 $\phi = -2.7^\circ$ 、 1.39° 、 4.13° 、 1.64° 、 -1.82° 、 -4.86° ；與圖 18 之 1 至 6 圖，速度向量圖相搭配一起研判，表示 Flyer II，及拍擊翼流

場的數值解，觀察點 1~3 為 upstroke ($Y=-0.5 \rightarrow Y=0.7$)，拍擊紊流器 Y 方向位移高於上翼面，雖可防止 flow over 上翼面，但在圖 17 之第 3 圖 $\psi=4.13^\circ$ 時，flow 有穿越機身與拍擊紊流器間隙"漏氣現象"及上翼面流線再依附量減少且依附位置在 Training edge 之後且 Separation 發生，升力相對減少。而相對地，觀察點 4~6 為 downstroke ($Y=0.4 \rightarrow Y=-0.7$)，剛好相反，升力增加，阻力減少。"漏氣現象"，有造成小部分 Local velocity 變成很大的現象。這部份成果還有很多可解讀。

3.4 實驗部分--水洞雷射流場可視化

當攻角 $\alpha=0^\circ$ 時，圖 19 為 Flyer II 拍擊時，水洞雷射 CCD 攝影，可看出 flow field structure，包括 drag vortex street、flow line... 等。後處理圖與數值流場圖，圖 18 可清楚比對驗證。圖 20 為 Flyer II 飛行情況，圖 21 為水洞升力係數相對於攻角 α 之圖，看出結果偏低，原因與量測力的 load cell 規格不符有關。實驗用 load cell 為量測較大力之規格，故誤差較大。

4. 結論與建議

Flyer II 研發已在數值模擬、流、固耦合、拍擊紊流器拍擊分析與實驗得到成果，水洞流場觀察及升阻力量測初步成果，佐證撓性材料與薄膜翼製造機身為正確方向，而拍擊紊流器之創意亦優於文獻，如能採硬質材料搭配撓性機身，並注意漏氣問題及在作動機構作最佳化設計，相信這將是 MAV 研究一個值得期待之突破點，至少它提供一可作力平衡，而解決現有 MAV 之缺失，當然這需要再一步證明。

5. 計畫成果自評

計畫書預計達成項目自評如下：

- (1) 以熱縮膜/發泡，製作撓性薄膜微飛行器製作試飛—中華三號 Flyer II (已用 PE 薄膜製作)
- (2) 低雷諾數、低展弦比時，流體與撓

性薄膜翼耦合之數值模擬，模型建立 (已建立 Workbench，符合這期要求，惟預期困難之 moving grids for high AOA 將是下步努力重點)

- (3) 可撓性薄膜翼高攻角持續 C_L 增加且動態失速角度延遲之驗證 (已有分析結果)
- (4) 中華三號 Flyer II 氣動力資料庫建立 (已整合微飛機翼型 CAD/CAE/CAM 整合系統技術)
- (5) 原創性拍擊翼 turbulator 之研製 (已有分析結果)
- (6) Fixed wing/Flap wing 水洞流場可視化/升阻比量測完成 (已有分析結果)

薄膜與 PU 製作微飛機，其模具技術應可技術移轉，本期成果可改寫英文投一篇國外研討會及期刊。

6. 參考文獻

1. Ifju P, Jenkins D, Ettinger S, Lian Y, Shyy W, Waszak RM. "Flexible-wing-based micro air vehicles", AIAA Paper 2002-0705. (2002)
2. Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. "Flapping and flexible wings for biological and micro vehicles", *Process Aerospace Sci*; 35:455-506 (1999).
3. Waszak RM, Jenkins NL, Ifju P. "Stability and control properties of an aeroelastic fixed wing micro aerial vehicle", AIAA Paper 2001-4005 (2001).
4. Lian Y., Shyy W., Viieru D., Zhang B., "Membrane wing aerodynamic for micro air vehicles", *Process Aerospace Sci*; 39:425-465 (2003).

5. Tsai, B. J., Zheng, Z., Ho, W., “ The Investigation of Lift Force Performance for a Fixed Wing Micro Aero Vehicle”, *Journal of Aeronautics Astronautics and Aviation*, series A Vo. 38, No. 1 Mar. (2006)
6. Wilson EL, Farhoomand I, Bathe KJ,.”Nonlinear dynamic analysis of complex structures”, *Earthquake Eng Struct Dy*; 1:241–52, (1973)
7. ANSYS, INC.“ANSYS Contact Analysis Guide ANSYS Release 9.0”, (2004.)

7. 圖表彙整

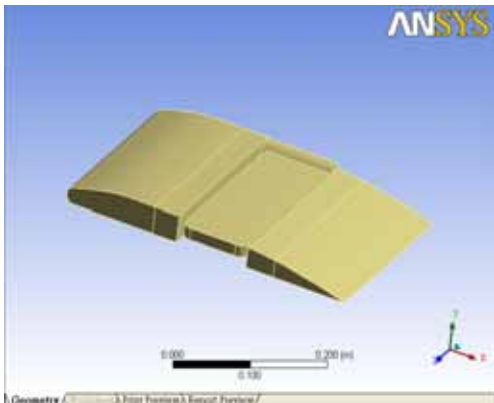


圖 1 具拍擊紊流器之微飛行器-FlyerII

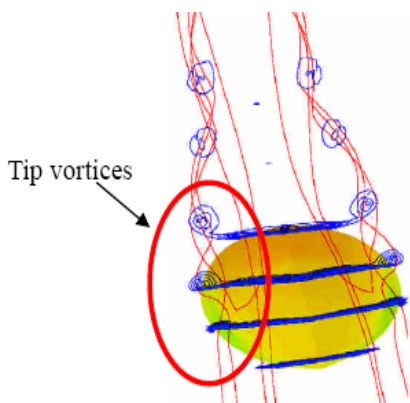


圖 2 撓性薄膜機翼 Tip vortices [4]

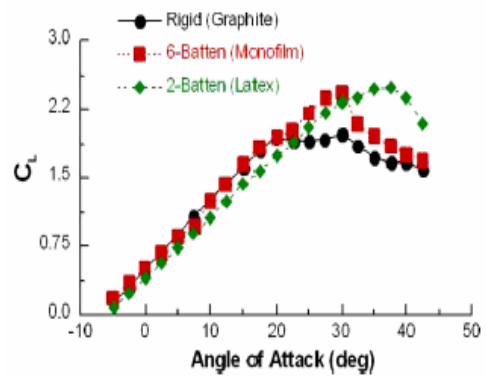


圖 3 硬體與薄膜翼CL vs. α [4]

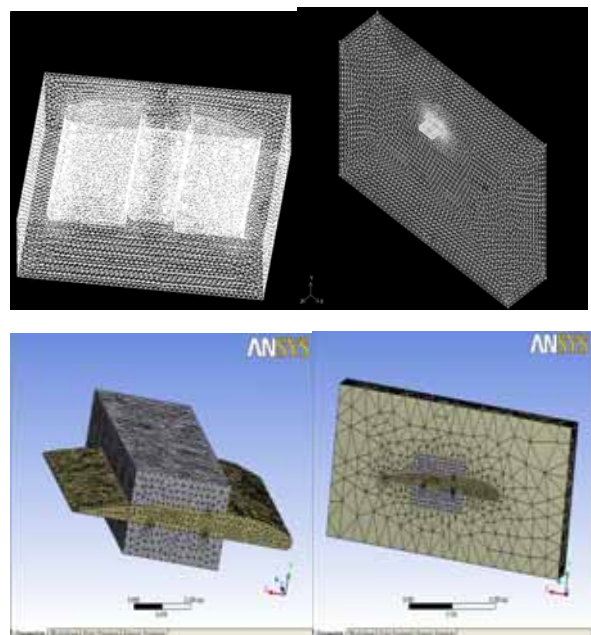
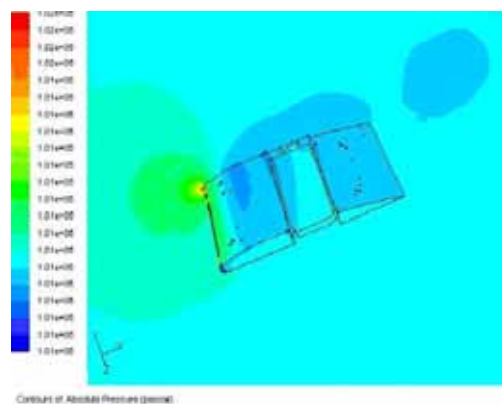


圖 4 數值模擬-三個計算區塊三維網格



FLUENT

ANSYS

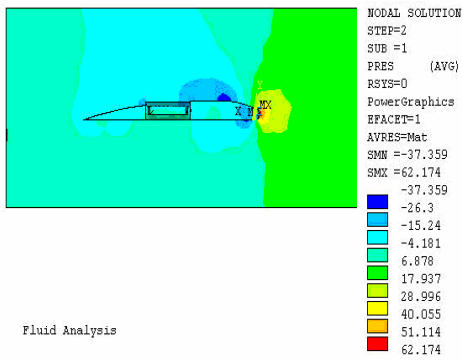


圖 5 具拍擊紊流器之 NACA 2415 固定翼機 - 壓力分佈圖 - 程式驗證

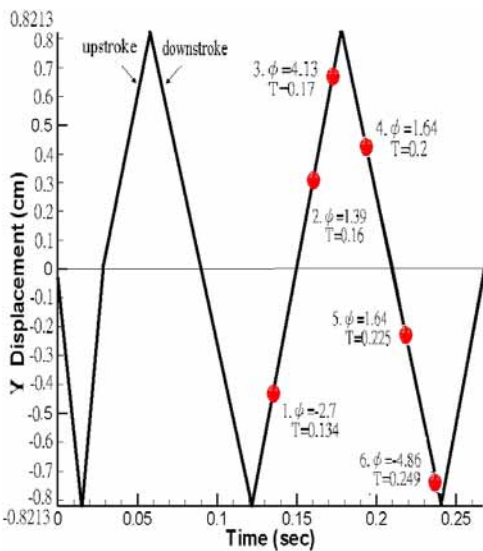


圖 6 拍擊紊流器作動週期與振幅位移大小
紅點 1~6 為觀察點

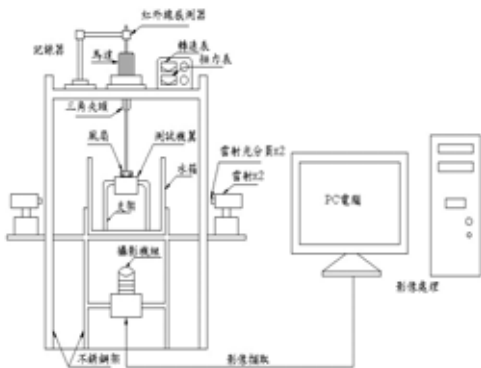


圖 7 水洞雷射測驗台



圖 8 水洞雷射測驗台原型流場觀察測試段及三分力矩測定儀

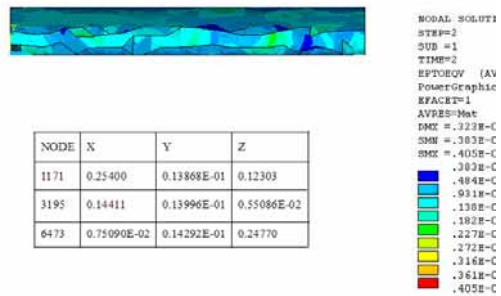


圖 9 Leading Edge 處, 塑性材料受力之應變

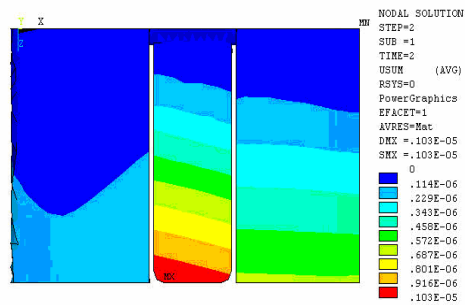


圖 10 上翼面含拍擊紊流器, 塑性材料受力之應變分佈

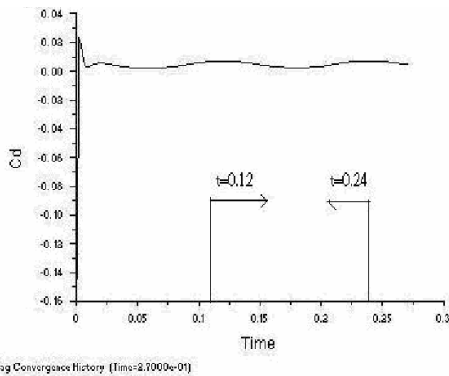


圖 11 攻角 $\alpha = 0^\circ$, C_d vs. t ($t = 0.12 \sim 0.24$, 1~6 觀察點之 cycle) - unsteady

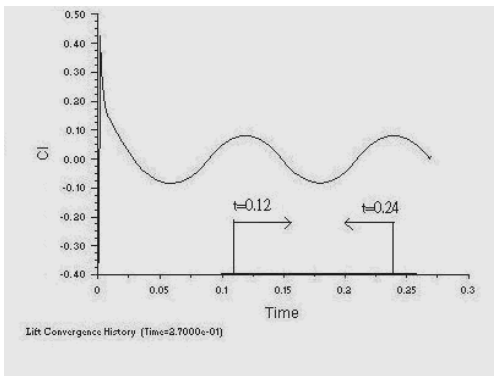


圖 12 攻角 $\alpha=0^\circ$, C_l vs. t

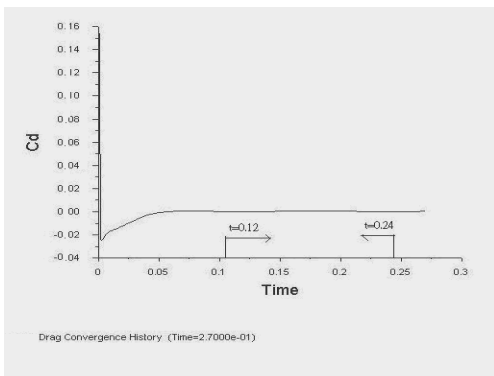


圖 13 攻角 $\alpha=5^\circ$, C_d vs. t

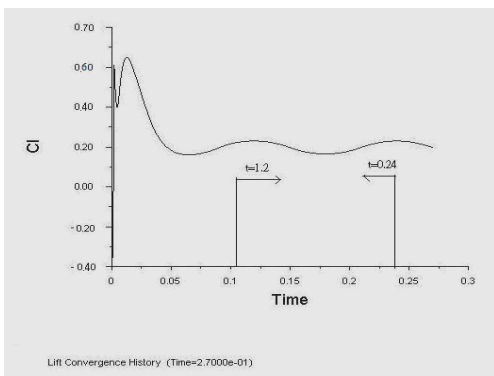


圖 14 攻角 $\alpha=5^\circ$, C_l vs. t

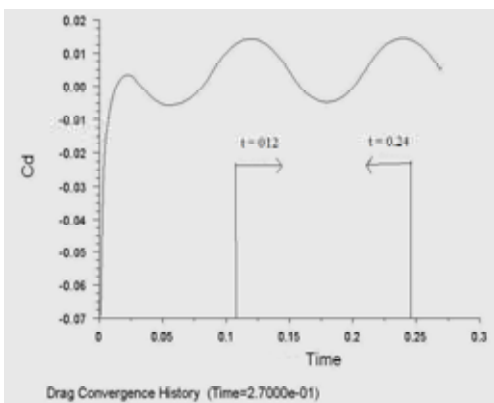


圖 15 攻角 $\alpha=-5^\circ$, C_d vs. t

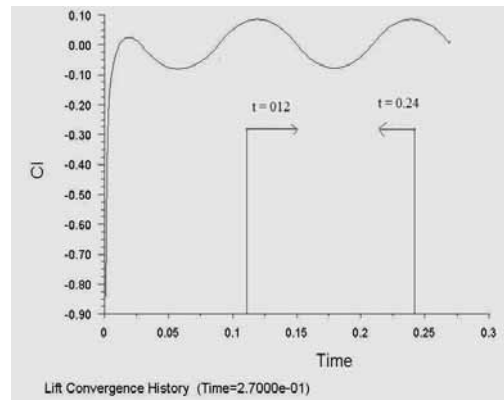
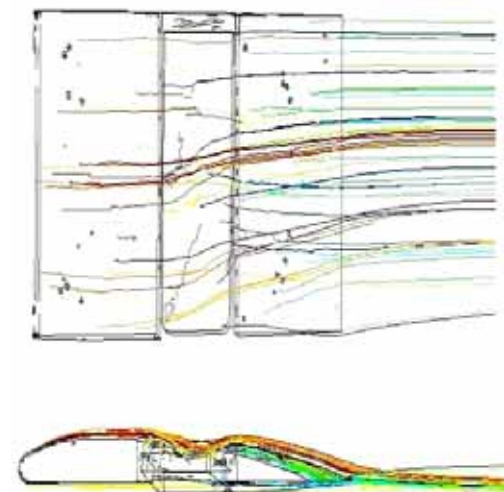


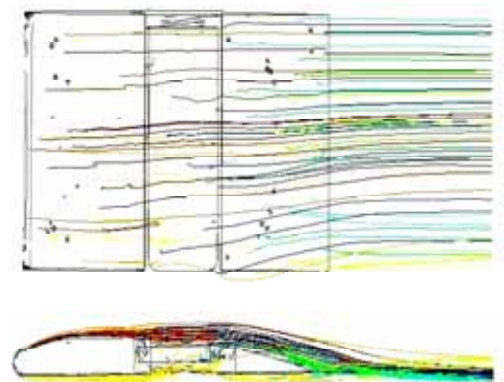
圖 16 攻角 $\alpha=-5^\circ$, C_l vs. t

圖 17 上、下翼面流線圖(含上視圖、側視圖)

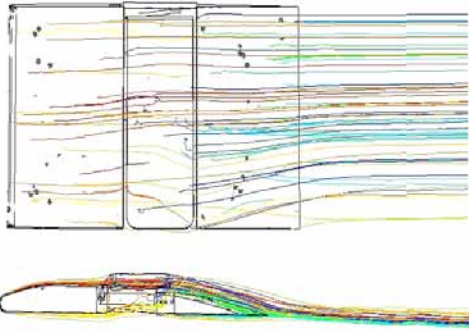
1. $\phi = -2.7$



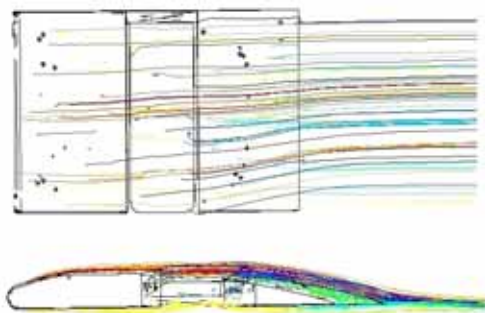
2. $\phi = 1.39$



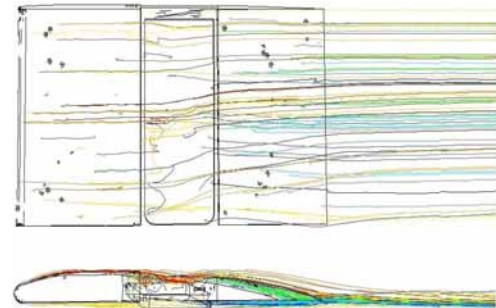
3. $\phi = 4.13$



4. $\phi = 1.64$



5. $\phi = -1.82$



6. $\phi = -4.86$

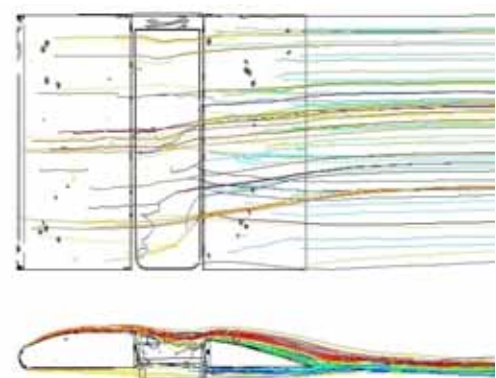
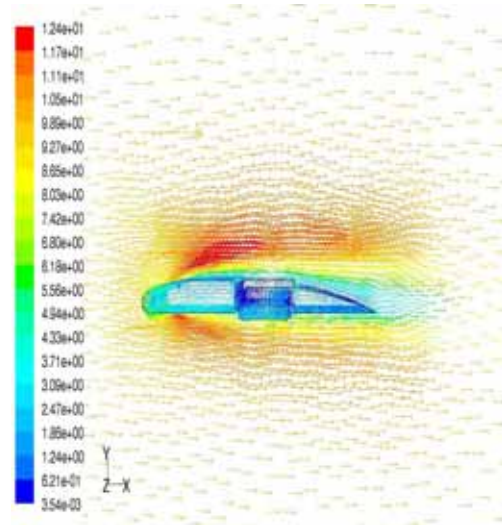
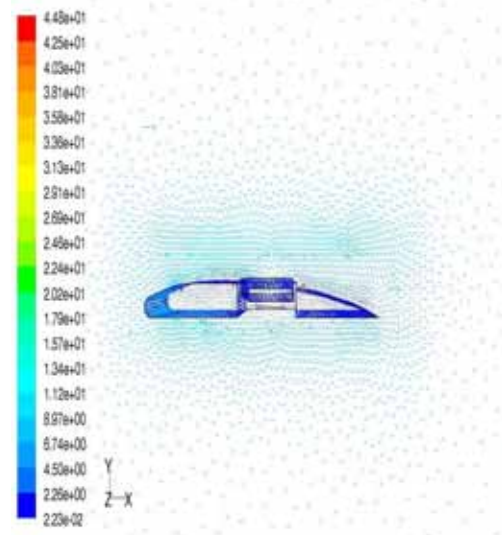


圖 18 速度向量圖(側視圖)

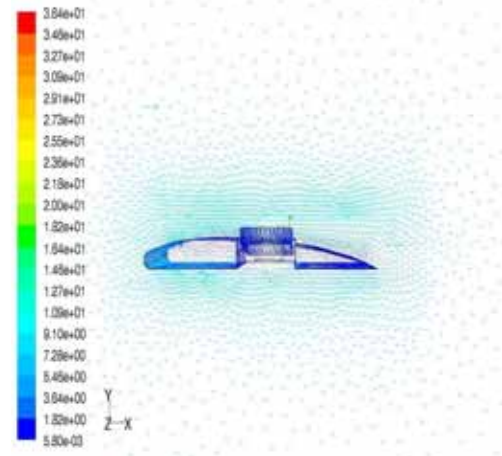
1. $\phi = -2.7$



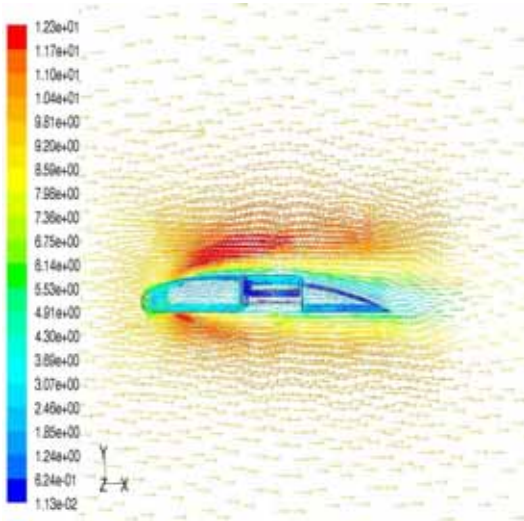
2. $\phi = 1.39$



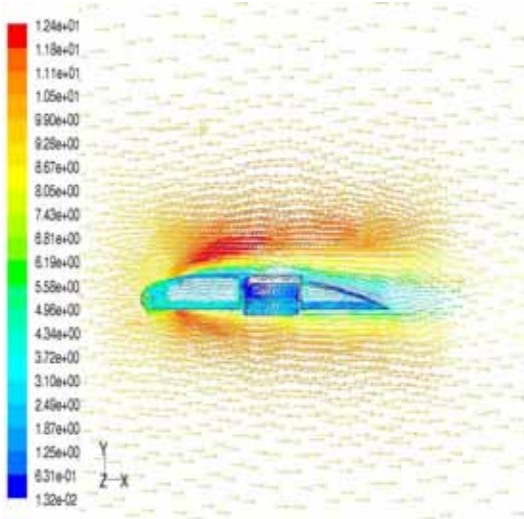
3. $\phi = 4.13$



4. $\phi = 1.64$



5. $\phi = -1.82$



6. $\phi = -4.86$

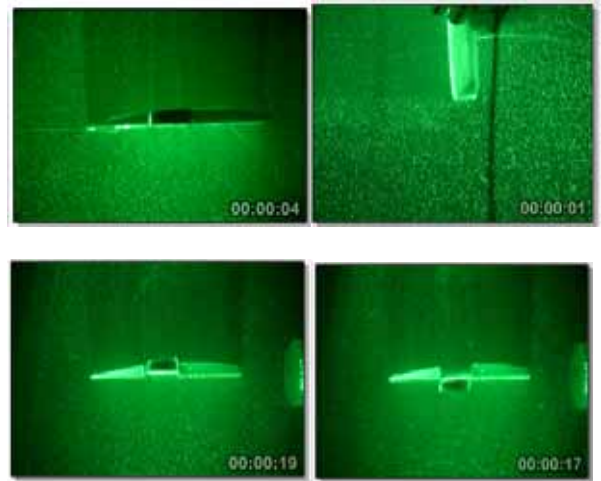
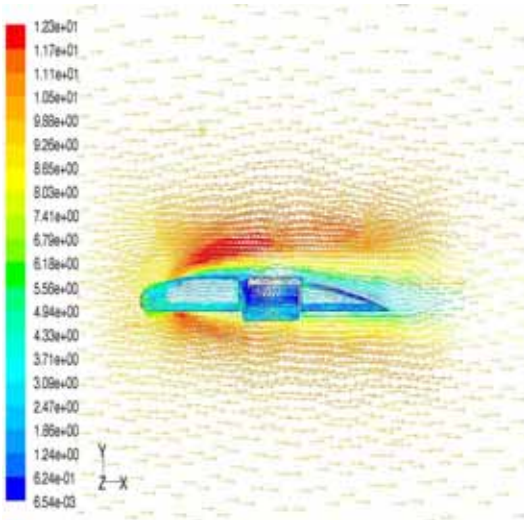


圖 19 FlyerII 拍擊時，水洞雷射 CCD 攝影 (含上視圖、側視圖)



圖 20 FlyerII 飛行情況

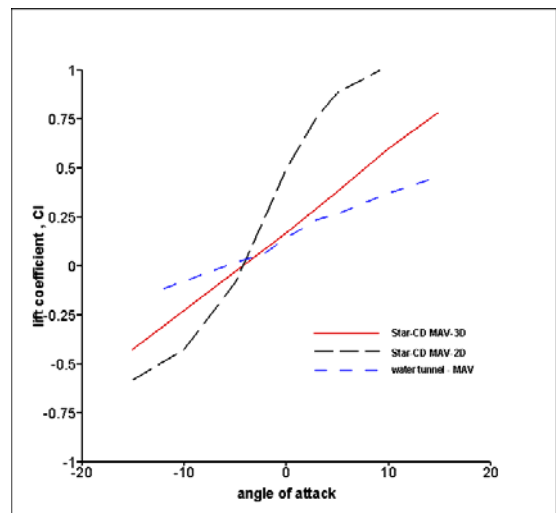


圖 21 FlyerII 水洞升力係數 vs 攻角

可供推廣之研發成果資料表

 可申請專利 可技術移轉

日期：95年10月28日

國科會補助計畫	計畫名稱：微飛行器撓性薄膜翼及拍擊紊流器氣動力分析與測試 計畫主持人：蔡博章 計畫編號：NSC 94-2212-E-216-004- 學門領域：航太科技
技術/創作名稱	微型飛機機翼 CAD/CAE/CAM 整合系統
發明人/創作人	蔡博章
技術說明	<p>本技術重點為發展微飛機系統原型機之機翼設計、性能分析與電腦輔助製造之整合系統為主，針對微飛機機翼的設計原理與氣動力分析，進行規格化、模組化、程式化之研發，在研究及開發的過程中，除規劃設計與分析之流程外，也蒐集整理其他有用資源，更將此研究與開發之心得做成詳盡技術資料庫，為將來系統工程及協同設計建立一個良好的基礎。</p> <p>攻角、機翼表面的速度分佈及壓力分佈、升力係數、阻力係數、顛簸矩(轉矩)係數...等，參數都有不同的重要性，對於一個飛機的性能與飛行穩定性都有很關鍵性的影響，我們利用視覺化的方法將其結果清楚的顯示在整合視窗中，且提供簡單的資料庫讓使用者方便調閱已有資料。除了設計、分析、視覺化與資料檢索外，最後再加入電腦輔助製造的功能，讓整個系統更加的完整。本實驗室已有 FLYER 序列之設計資料庫供分享。</p> <p>The essential of this technology is developing the integrated software of the procedures for a MAV Airfoil Design、 Aerodynamic analysis and Computer-aided manufacturing .We modulate and normalize the Airfoil design and Aerodynamic analysis , then computerize all design .In addition to all equations of aerodynamic characteristic ,geometry ,flow condition ,angle of attack and lift coefficient ,pressure coefficient ...etc. They will be translated into complicated procedures, then, are interpreted by computer programs, displayed by Windows talking menu and 3D animation. The final design airfoil model for a MAV will be transformed into CNC code, submitted to the Styrofoam cutter for a cutting process, final NACA airfoil shape will be tested and analyzed. Besides, We take an exhaustive effort of development of this integrated software .So that we can refer this technique as an example for our system engineering and system integration in the future.</p> <p>Again we discuss thoroughly and consider the relationships between the parameters attack-angle, velocity and pressure distribution on the surface of airfoil, lift, drag force and moment coefficient. We visualize the design and the analyzed results in our integrated program. We build up a simply database for airfoil design, so that we can utilize the data from reverse engineering assist model aircraft and MAV designs. In the end, we link this system with an automation Airfoil Styrofoam cutter as computer-aided-manufacturing to completely accomplish this investigation. The data base of the FLYER series MAV can be shared now.</p>

可利用之產業 及 可開發之產品	航空製造業、模型飛機、無人飛機、飛行模擬器、科學教育業等
技術特點	有系統化、視覺化推行關於飛行器之知識與研究 理論與實作並著重交流
推廣及運用的價值	1. 機翼設計 2. 空氣動力分析 3. 模型飛機製造 4. 模具研製 5. DIY 製作

1. 每項研發成果請填寫一式二份，一份隨成果報告送繳本會，一份送 貴單位
研發成果推廣單位（如技術移轉中心）。

2. 本項研發成果若尚未申請專利，請勿揭露可申請專利之主要內容。

3. 本表若不敷使用，請自行影印使用。