

行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

生物運動機制探索暨仿生系統設計--子計畫二：仿生系統 推進效能之數值分析與最佳化設計 研究成果報告(精簡版)

計畫類別：整合型
計畫編號：NSC 99-2221-E-216-009-
執行期間：99年08月01日至100年10月31日
執行單位：中華大學機械工程學系

計畫主持人：牛仰堯
共同主持人：黃美嬌
計畫參與人員：碩士班研究生-兼任助理人員：劉碩翰
碩士班研究生-兼任助理人員：張哲誠
碩士班研究生-兼任助理人員：張雅涵

報告附件：出席國際會議研究心得報告及發表論文

處理方式：本計畫涉及專利或其他智慧財產權，2年後可公開查詢

中華民國 100 年 10 月 24 日

行政院國家科學委員會補助專題研究計畫成果報告

整合型總計畫名稱：生物運動機制探索暨仿生系統設計

子計畫二名稱：仿生系統推進效能之數值分析與最佳化設計

計畫類別：個別型計畫 整合型計畫

計畫編號：NSC 99-2221-E-216-009

執行期間：2010年8月1日至2011年10月31日

執行機構及系所：中華大學機械工程學系

計畫主持人：牛仰堯

共同主持人：黃美嬌

計畫參與人員：碩士生(兼研究助理) 張哲誠, 劉碩翰

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

本計畫除繳交成果報告外，另須繳交以下出國心得報告：

- 赴國外出差或研習心得報告
- 赴大陸地區出差或研習心得報告
- 出席國際學術會議心得報告
- 國際合作研究計畫國外研究報告

處理方式：除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

摘要

本研究為主要探討 NACA0012 型機翼的氣動力分析，先討論模擬軟體在動態失速中，三種不同的紊流模型與實驗值數據做比較，且挑選出其最佳的紊流模型，方便往後針對 NACA00112 型機翼作動態失速紊流模型的挑選。再來討論動態失速中的輕失速與深失速的力源分析，其主要的目的在於將動態失速的升、第一部分第主要探討將 NACA0012 型機翼改變成可撓翼的形式，探討可撓翼的推力機制，並做力源分析，且依照三種不同擺動頻率討論頻率與推進效率的關係。第二部份主要討論三維拍撲翼做簡單的拍撲運動來分析其中的氣動力，依據模擬出來的升、阻力係數值、速度、壓力、渦度圖來分析之。

關鍵字: 空氣動力學、動態失速、拍撲翼、紊流。

Abstract

This study investigates the aerodynamics of moving NACA0012 airfoils and wings. First of all, we discuss the dynamic stall phenomena of oscillating NACA0012 airfoils. To evaluate turbulence effects, three different turbulence models are chosen and compared with the experimental data. The suitable turbulence models are suggested in our studies. Secondly, the influences on the aerodynamics of a flexible NACA0012 airfoil and the related thrust performance are also investigated. The increased power due to flexibility is also analyzed by The Force Element Method. Finally, the current numerical approach is applied on the simulation of flows over a pair of three-dimensional flapping wing. A preliminary prediction of the lift and drag coefficient is performed for the future works of three-dimensional insect-like vehicles.

Keywords: Aerodynamics, dynamic stall, flapping wing, Turbulence.

第一章 緒論

1.1 前言

人類常夢想像小鳥一樣，自由翱翔於天空之中，這個夢想便有人開始想去實現它，就這樣開啟了飛行器的發明與設計，然而最先提出飛行器構思的人是李奧納多-達文西，但很快的他就明白，人是沒有辦法裝上翅膀飛行的，於是便開始往固定翼方向研究，也開啟了滑翔翼的歷史。

經過數百年以後，由萊特兄弟吸收前人的經驗不斷的改良研發，最後終於發明了可以自由控制的滑翔翼，但仍然無法克服飛不遠的難關，於是便在機體上加裝了引擎與螺旋槳，試飛後，發現飛行距離是滑翔翼不能相比的，於是便開啟了空中載具的歷史。至現今空中客機與軍事戰機的發明，都要歸功於前人所留下的經驗與設計，才能達到現今交通的便利與國家安全。近年來由於仿生學(biomimetics)慢慢成為國內外研究的主流之一，原因在於我們從生物的特徵、結構、運動模式、外型…等得到靈感，並模仿這些生物的優點加以研究，發現他們每種特性都有其原因存在，如：各種魚類與鳥類的擺動方式都大不相同，不過他們都能以最低的消耗能量達到最佳的推進效率，反觀我們一般的推進器，推進效率都還遠不如魚類與鳥類，這就足以讓我們仔細的去研究其中的奧秘，故在模仿鳥類的研究上，研究出一種為微型飛行器(micro aeriels vehicles ,MAVs)，它主要是依照鳥類或昆蟲的特性所設計出來的，擁有快速機動性與高度的操控性，其最重要的重點在於拍撲翼的設計與拍撲運動上，一般飛行生物在拍撲時，動作比較複雜，而且在拍撲翼周圍的流場也相當混亂，一般的空氣動力學還無法完全解釋出其中的流場現象，這也就是讓國內外研究學者感興趣的地方，紛紛利用風洞實驗與量測、計算流體力學、空氣動力學、高速攝影機記錄與研究，發表自己對模擬飛行生物的成果與期許，透過各位研究學者的文獻，讓未來仿生學的領域上能有更大的進展。

1.2 研究動機

本文延續先期固定機翼加 Gurney flap 之氣動力源分析已發表如下：

Niu YY, Hsu TS, Hsieh CT, Chang CC & Chu CC, "How does a Gurney flap enhance the aerodynamic forces", AIAA Journal, Vol. 48, No. 11, November 2010, pp 2710-2714. 將之拓展到二維動態失速之氣動力源分析。將二維 NACA0012 機翼氣動力分析拓展到三維拍撲翼氣動力的初步分析與模擬，以作為未來三維微飛行器的流場分析之基礎。

1.3 文獻回顧

動態失速

Ham [1]研究發現升力與阻力的延遲現象與機翼表面的渦流溢散有關。McCroskey、Carr 與 McAlister [2]利用煙霧來觀察邊界層分離情況，並做俯仰擺動，其俯仰擺動角度變化於 5 度~25 度之間，減頻率為 0.5，發現當機翼做週期變化時，升阻力也隨著擺動作週期性的變化。Metha [3]用二維不可壓縮流的 Navier-Stokes 方程式來求解 NACA0012 機翼做俯仰擺動在雷諾數 5000 與 10000 時的流場分析。Ono [4]發現使用分離渦漩法來求解 NACA0012 機翼做俯仰擺動，有很好的結果。Tassa 與 Sankar [5]用可壓縮流的 Navier-Stokes 方程式來求解 NACA0012 機翼做俯仰擺動在高雷諾數下的流場分析。McCroskey 與 Pucci [6]根據 NACA0012、NLR-7301、Vertol VR-7 三種不同機型機翼做不同的俯仰擺動角度與不同的減頻率分析，主要觀察升、阻力與壓力，對動態失速的影響。Francisc 與 Keesee [7]在 NACA0012 機翼表面上放置壓力探針，用來觀察上翼面與下翼面壓力分布情形，俯仰擺動角度變化於 20 度~60 度之間，並加入減角速度，發現當減角速度增大，升力也隨之提升。Srinivasan、Ekaterinaris 與 McCroskey [8]文章得知 Spalart-Allmaras 紊流模型在模擬流場上有不錯的結果。Ekaterinaris 與 Menter [9]針對 NACA4412 與 NACA0015 做單方程與雙方程紊流模型的俯仰擺動分析，並根據機翼旋轉中心位置做一系列模擬，並討論其各紊流模型在動態失速的流場分析。Lee [10]研究在固定角失速、輕失速、深失速三種情況下運用熱膜與煙線方式來觀察 NACA0012 機翼在非定常下邊界層的流場情況，此方式在機翼表面貼上熱膜，運用機翼在擺動時的表面壓力變化，來計算出在非定常的升力、壓力及阻力之變化，並用煙線來觀察出機翼表面邊界層的流場。

可撓翼&拍撲翼

Karman [11]發現流體從圓柱流體兩側剝離，形成交替的渦流。也就是後來大家所稱的卡門渦街。Garrick [12]發現旋轉擺動需要達到一定的頻率以上才能產生有效推力，而運用簡單的拍撲運動卻幾乎都能產生有效的推力。Lighthill [13]用無黏流理論，分析水中脊椎動物的運動狀況，並了解主要是依靠擺動產生波，並產生推進的力量。Wassersug 與 Hoff [14]針對模擬蝌蚪發現尾巴擺動頻率與高度與推進速度有很大關係。Ellington [15]從昆蟲拍翅過程中，發現在翼翅前緣出現擾動渦流，可用來調整翼翅上下表面的壓力差。Liu、Wassersug 與 Kawachi [16]運用擺動方程式模擬蝌蚪與 NACA0020 機翼，並根據推力與阻力摩擦力，來探討其推進效率的分析。Dickinson [17]自行製造微型拍撲裝置，模仿昆蟲拍撲運動，發現了三個重要流場效應為：尾流捕捉、延遲失速、旋轉環流。Waszak [18]認為在低雷諾數流場下，使用彈性翼有較好的穩定性與控制性。Daniel and Combes [19]利用數值方法分析模擬彈性翼氣動力分析與慣性力對彈性翼的影響。Taylor [20]發現使用史卓荷數來量測動物的推進效率，不管在空中飛行或水中游動的生物，當史卓荷數在於 0.2~0.4 之間時，能有最佳的推進效率。Miao [21]模擬可撓機翼的撓度對推力的影響，模擬撓度從 0.1~0.7 的撓度值，分析撓度值的大小對升、阻力及推力的影響，且從模擬結果試圖找出其最佳的撓度值。Wei shyy [22]對翼前緣渦流是否能提升升力有三個重要的發現，(1)在雷諾數一萬以下，昆蟲拍撲的氣動力現象常常產生翼前緣渦流而翼前緣渦流對升力的貢獻常常決定於雷諾數(翼翅大小、拍撲頻率)。(2)雷諾數一千到一萬之間的大型昆蟲，像飛蛾一樣的大型昆蟲，它們在翼前緣渦流增加升力的機制跟低展弦比的拍撲空氣動力特性之翼前緣渦流極為類似，利用翼展高軸向速度，連結翼前緣渦流與翼尖渦流而產生了延遲失速的現象進而提升升力。(3)雷諾數 134(果蠅)，軸向速度明顯減弱，對翼尖渦流的產生幫助不大，且其翅膀上下壓力梯度差過小，導致翼前緣渦流能穩定附著於翅膀表面而不被破壞，故有助於果蠅升力的維持。Heathcote [23]運用水洞實驗來探討其三維固定翼與可撓翼在不同雷諾數下，推進效率的差異。Wei shyy [24]對拍撲翼的翼尖渦流是否能產生升力有兩個重要的發現，(1)發現對於一個低展弦比的拍撲翼，翼尖渦流既可以增加升力且讓翼前緣渦流延遲脫離，甚至還可以防止渦流脫落的產生。(2)從 N-S 方程式數值模擬中，發現低雷諾數拍撲翼尾緣流場包含向下噴流與翼尖渦流的機制，對升力產生有貢獻。不過噴流與翼尖渦流對升力與推力之間的關係還沒有被充分證實，仍須等待大量文獻來驗證。

第二章 數值模式

2.1 統御方程式

計算流場變數以求解統御流場特性之 Navier-Stokes 動量方程式為主，假設把工作流體視為不可壓縮流，則方程式為：

$$\nabla \cdot \bar{v} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{v}}{\partial t} + (\bar{v} \cdot \nabla) \bar{v} = -\frac{\nabla P}{\rho} + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 \bar{v} + F \quad (2)$$

$$\mu = \mu_0 + \mu_T \quad (3)$$

其中 ρ 為流體密度， \bar{v} 為速度向量， P 為壓力， μ 為黏滯性係數， F 為其它作用力。 μ_0 為流體黏滯性係數，而 μ_T 則為紊流黏滯性係數，紊流模型採用單方程 Spalart-Allmaras 模型與雙方程 RNG $k-\varepsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型來計算 μ_T 。

2.2 數值方法

計算流體力學軟體 Fluent 主要有兩種數值求解方法，分別為分離解法 (segregated) 和耦合解法 (coupled)。此兩種解法皆是求解積分形式的守恆方程式，包含質量、動量、能量、和使用者自定義的標量，其兩種數值方法皆是以有限體積法 (Finite Volume method) 為基礎，差別在於線性化的方法與離散方程式的解析方式有所不同，主要應用於模擬流場、熱傳、相變化和化學變化...等。

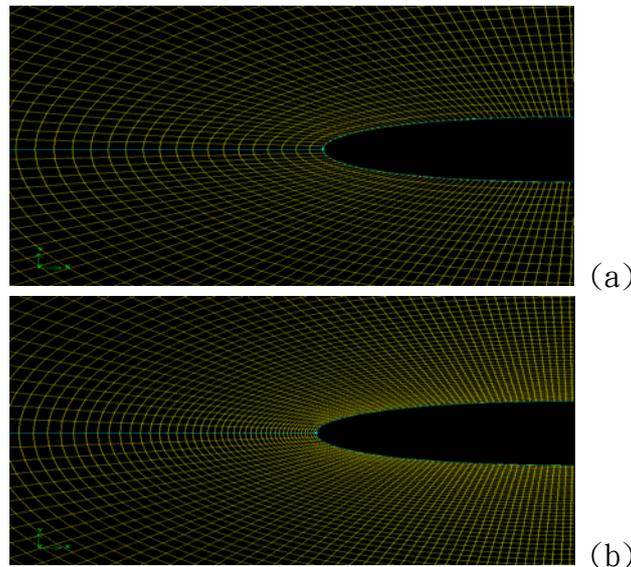
分離解法主要是使用於不可壓縮流流場和一般可壓縮流流場；而耦合解法則主要都是用來解高速可壓縮流流場。雖然耦合解的收斂速度比分離解法還快，但是所需的記憶體容量卻是分離解法的 1.5 倍以上。而在本論文中雖有涉及到可壓縮流的部份，但主要還是運用分離解法來求解，以減少記憶體上的消耗。

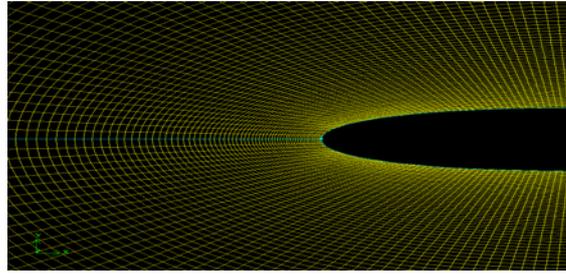
2.3 網格測試

為充分解析研究過程中變化劇烈的流場，在機翼表面採用緻密的四方型網格加以包覆，而在遠端邊界則採用可調適之非結構性三角型網格加以建構。本研究將以 C 型態之結構性四方型網格包覆整個機翼，網格能維持與機翼表面呈現高度的正交性，其目的在於確保捕捉流場在靠近機翼壁面的變化，並減少數值上的誤差。

本網格測試主要是針對 NACA0012 機翼在攻角 0 度時，機翼表面上產生的壓力係數(C_p)之比較，作為調整網格粗細之基準。其主要參考之實驗值為 Gregory, N. and O'Reilly, C. L. (The ohio-state university,1970) [27], 針對 NACA0012 機翼所做的實驗數據。其邊界條件為：機翼弦長 $c=1$ 公尺；攻角為 0 度；馬赫數 $M=0.3$ ；雷諾數為 3×10^6 ；依照不同網格之疏密性，設計了三種疏密網格，分別為：Mesh A、Mesh B、Mesh C。其中 Mesh A 網格數為 280×25 ；Mesh B 網格數為 280×50 ；Mesh C 網格數為 280×75 ；如圖 1 所示。

經過計算模擬後，我們可由圖 2 的結果得知，Mesh A 與 Mesh B 在壓力係數(C_p)值上有差異，而 Mesh B 與 Mesh C 的模擬值幾乎重疊在一起，而且與實驗值的壓力係數(C_p)值相近，故選用 Mesh B 來做為模擬網格之用，以減少網格數目、加快疊代速度。





(c)

圖 1. (a)、(b)、(c) 三種疏密網格的局部網格圖

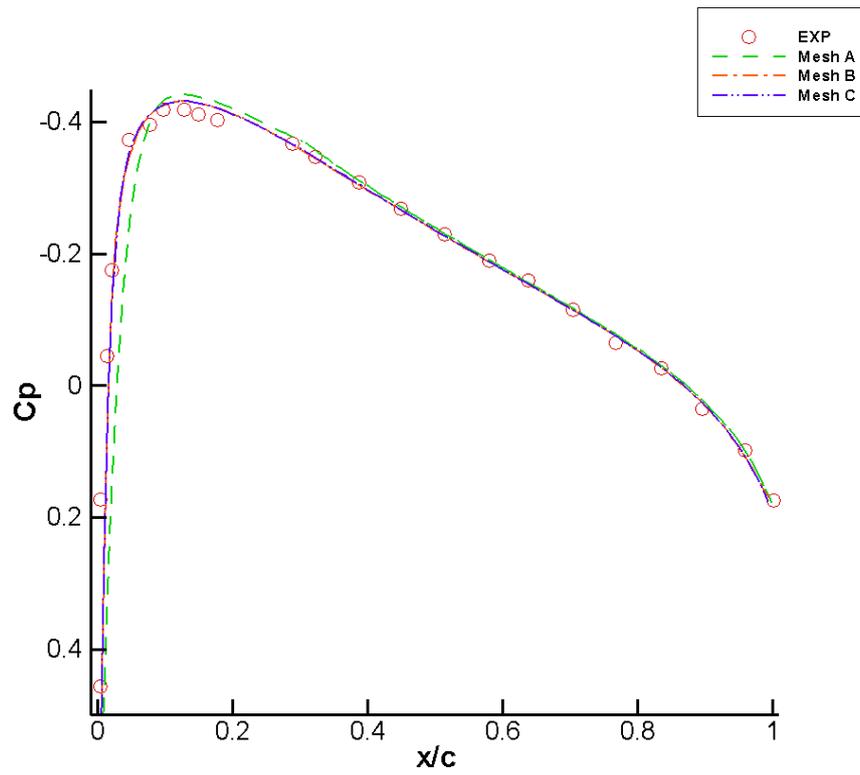


圖 2. 三種網格與實驗值之攻角 0 度壓力係數比較圖

第三章 數值結果

3.1 紊流模式之比較

本論文第一部分為:在動態失速之深失速(Deep Stall)下三種紊流模型之模擬比較。我們採用 Ansys-Fluent 提供的紊流模型來做比較，分別是：單方程 Splart-Allmaras(S-A)、多方程 RNG K-epsilon model、多方程 SST K-omega model。

圖 3 為 NACA0012 網格圖，此物理模型為 10m*10m 大小的物理模型，其主要內部是由一個 C 型態之結構性網格包覆整個機翼，網格數為 340*50，外部是由三角型網格包覆，其網格數為 104443，故總網格數為 121443。

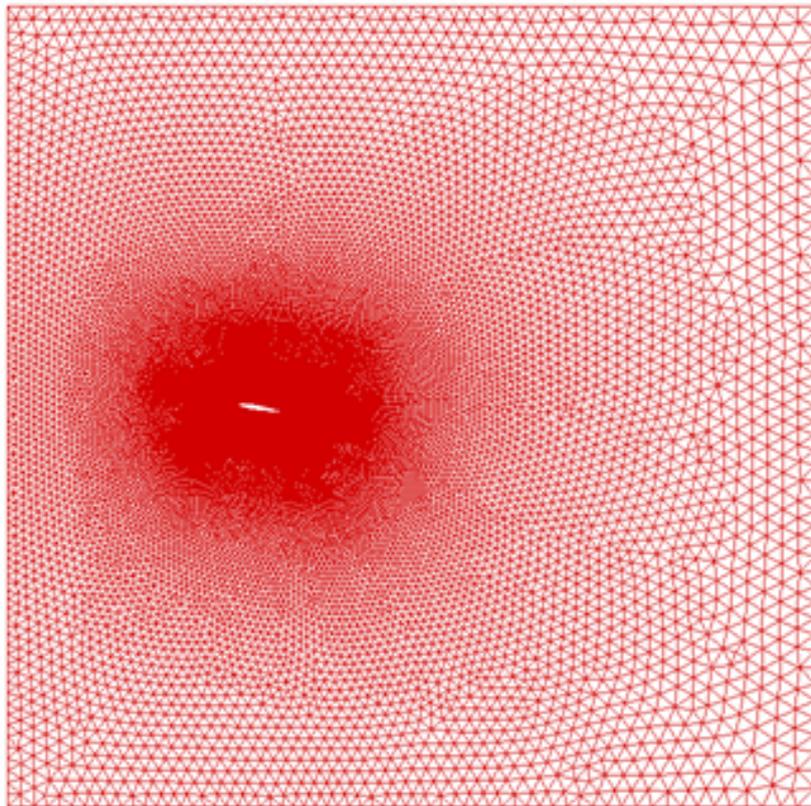


圖 3. NACA0012 網格圖

結果與討論

本論文第一部分為:在動態失速之深失速(Deep Stall)下三種紊流模型之模擬比較。經過多次模擬循環運算後，圖 5、圖 6 為一整個擺動週期的升力與阻力係數圖，圖中底下(AOA)為擺動攻角的角度；CL 為升力係數；CD 為阻力係數；由升力係數圖 5 中顯示，機翼一開始從 10 度往上擺動，在 10 度時，S-A 紊流模型之預測值比較接近於實驗值，而 RNG

與 SST 紊流模型的預測值則幾乎重疊在一起，且與實驗值有些差距。當機翼往上擺動時，三種紊流所預測的升力係數往上提升，直到擺動角度大概在 17 度時，RNG 與 SST 紊流模型的預測值不再重疊，SST 紊流模型所預測的升力突然陡升，往上擺動到約 18 度，S-A 紊流模型所預測的升力係數也開始往上陡升，而 RNG 紊流模型大約在 18.7 度，升力才開始陡升。S-A 紊流模型的最大升力係數為 2.06，而擺動角度在 19.2 度之後升力係數便開始驟降，而 RNG 紊流模型最大升力係數為 1.81，擺動角度在 19.1 度之後升力係數也開始驟降，而 SST 紊流模型的最大升力係數大為 1.69，擺動角度在 19.6 度之後升力係數一樣開始驟降。而當擺動攻角達到 20 度時，S-A 紊流模型的升力係數值下降至 0.91，而 RNG 紊流模型的升力係數值下降至 0.66，SST 紊流模型的升力係數值下降至 0.61。下擺時，從 20 度下擺至 15 度，流體是由機翼表面上的溢散(shedding)狀態要恢復到附着在機翼表上的狀態，故在預測升力值上會呈現較不穩定，而每種紊流模型的恢復速度不同，S-A 紊流模型下擺至 10 度時，升力係數開始呈現穩定下降的情況直到下擺至 5.4 度，RNG 紊流模型下擺至 12.2 度時，升力係數開始呈現穩定的狀態，且升力係數值接近於實驗值，SST 紊流模型 11 度時，升力係數呈現穩定下降的狀態直到下擺至 5.4 度之後三種紊流模型的升力係數便開始驟降直到下擺至 0 度。由 0 度往上擺動至 10 度時，又依照原本各紊流模型所預測之升力係數上升，且隨著攻角角度變大而提升。

再從阻力係數圖 6 來看，機翼一開始從 10 度往上擺動，在 10 度時，S-A 紊流模型的預測值距離實驗值的差距比 RNG 紊流模型與 SST 紊流模型的預測值還大，而 RNG 紊流模型與 SST 紊流模型的預測值跟升力的情況一樣，兩種紊流模式所預測的阻力係數值幾乎重疊在一起，隨著擺動角度上升，三種紊流模式所預測的阻力係數都往上提升，直到上擺角度到約 14 度時，RNG 紊流模型與 SST 紊流模型所預測的阻力係數值才分開，而 RNG 紊流模型還是依照原本所預測的阻力係數往上提升，直到 16.8 度便開始往上陡升，而 SST 紊流模型在上擺角度 14 度時，阻力係數便開始往上陡升，S-A 紊流模型則從 15.4 度時，阻力係數才開始往上陡升，直到攻角達到 19.3 度時，此時阻力係數達最高，而 RNG 紊流模型上擺到 19.6 度時，阻力係數值才達最高，SST 紊流模型上擺到 19.7 度，阻力係數值達最高，且此最大的阻力係數值最接近於實驗值的最大阻力係數值，S-A 紊流模型最大阻力係數值為 0.62，RNG 紊流模型最大阻力係數值為 0.57，SST 紊流模型最大阻力係數值為 0.48，而實驗值的最大阻力係數值為 0.51。經過最大阻力係數值之後阻力係數值便開始

驟降，當擺動角度達 20 度時，S-A 紊流模式的阻力係數值為 0.28，而 RNG 紊流模型的阻力係數值為 0.19，SST 紊流模型的阻力係數值為 0.192，實驗值的阻力係數值為 0.39，可以看出 S-A 紊流模型在攻角 20 度時，是比其它兩種紊流模型接近實驗值的。下擺時，由於流體是由機翼表面上溢散狀態要恢復到附著在機翼表上的狀態，故在預測阻力上會呈現較不穩定，S-A 紊流模型下擺到 12.5 度時，阻力係數值才達到穩定狀態，而且與實驗值貼近，而 RNG 紊流模型下擺至 12.2 度，阻力係數值才達到穩定，SST 紊流模型下擺至 11 度，阻力係數值才達到穩定，當下擺至 8 度時，三種紊流模型預測的阻力係數幾乎重疊在一起，而且一直下擺至 0 度時，都與實驗值相近，由 0 度往上擺動至 10 度時，又依照原本各紊流模型所預測之阻力係數上升，且隨著攻角角度變大而提升。

經過升、阻力係數圖的分析後，從升力係數圖 5 的分析來看，上擺時，S-A 紊流模型的預測值比較接近於實驗值，雖然在最大升力係數上是 RNG 紊流模型的預測值比較接近於實驗值，不過在整體趨勢上還是 S-A 紊流模型的預測值跟實驗值比較接近。下擺時，由於三種紊流模型的升力係數值都呈現波動的情況直到 10 多度才趨於穩定的狀況，而當穩定時，可以從圖 5 中看出 RNG 紊流模型與實驗值是相符合的，可見在升力係數上，S-A 紊流模型與 RNG 紊流模型的預測值分別在上擺與下擺時都各有不錯表現。再從阻力係數圖 6 的分析來看，上擺時，雖然三種紊流模型之預測值都與實驗值有差距，不過下擺時，S-A 紊流模型之預測值比較貼近於實驗值直至下擺到 0 度，可以看出下擺時 S-A 紊流模型的預測值是跟實驗值較相近的。綜合升、阻力係數預測圖之比較，我們選出 S-A 紊流模型為較為理想的紊流模型。

圖 7 為 S-A 紊流模型擺動循環的渦度圖，上擺 10 度時，可以由圖 7(a)看出流體在機翼尾端還沒出現流體分離的情況，上擺至 15 度時，由圖 7(b)可以看出流體分離點開始往機翼尾端移動，並產生一個順時針旋轉的渦流，此時升力會快速增加，之後隨著攻角角度增加，流體分離點會往機翼前端移動，且渦流會逐漸變大，升力也隨攻角變大而提高。當攻角達到 18.6 度時，由圖 7(c)可看見機翼尾端會產生逆時針旋轉的渦流，不過跟順時針旋轉的渦流相比，大小差距很大。所以對升力的影響不大。由圖 7(d)可知道當角度達到 19.2 度時，由於順時針旋轉渦流與逆時針旋轉的渦流的成長速率不一樣，順時針旋轉渦流的渦量與逆時針旋轉渦流的渦量差距最大，故升力達到最高，上擺至 20 度時，由圖 7(e)看出順時針旋轉渦流已呈現溢散狀態，而逆時針旋轉渦流也成長到一定程度，有此可

知道當達到最大升力時，可能隨後就導致渦流溢散現象，進而導致升力快速下降造成失速。下擺至 15 度時，由圖 7(f)可看出流體溢散狀態開始轉變成恢復狀態，不過渦流還未依附在機翼表面，下擺至 10 度時，由圖 7(g)可看出流體逐漸依附在機翼上，下擺至 5 度時，由圖 7(h)可看出流體在尾端附近產生流體分離現象，下擺至 0 度時，由圖 7(i) 可看出流體呈現穩定狀態通過機翼，可見上擺 5 度與下擺 5 度情況相似故由圖 7(h)呈現。

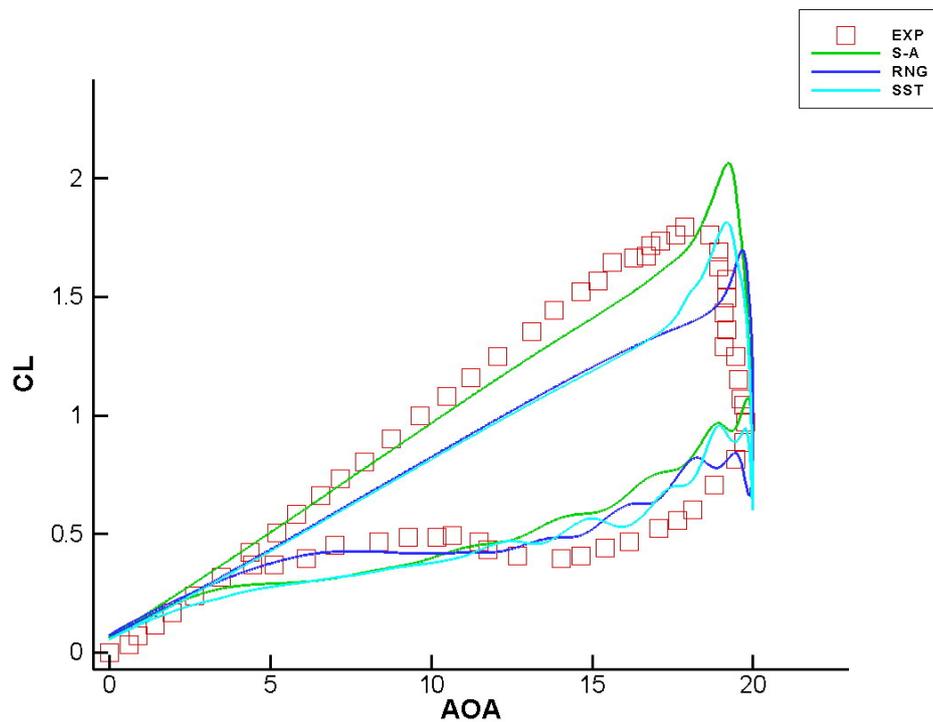


圖 4. 三種紊流模型與實驗值之升力係數比較圖

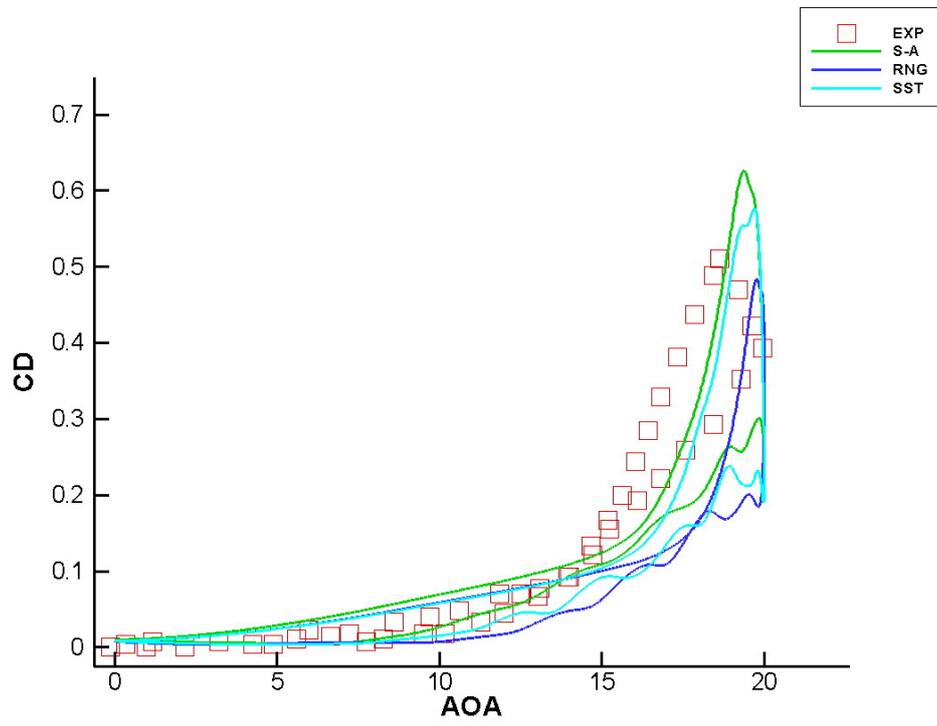


圖 5. 三種紊流模型與實驗值之阻力係數比較圖



(a) 上擺 10 度

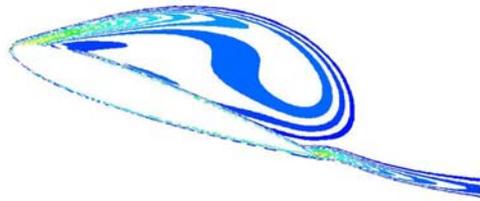


(b) 上擺 15 度

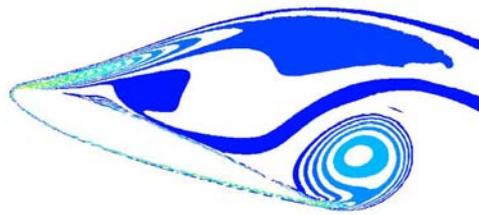


(c) 上擺 18.6 度

圖 6 (a)、(b)、(c) S-A 紊流模型渦度圖



(d) 上擺 19.2 度



(e) 20 度

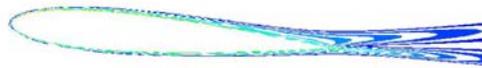


(f) 下擺 15 度

圖 7. (d)、(e)、(f) S-A 紊流模型渦度圖



(g) 下擺 10 度



(h) 下擺 5 度



(i) 0 度

圖 7. (g)、(h)、(i) S-A 紊流模型渦度圖

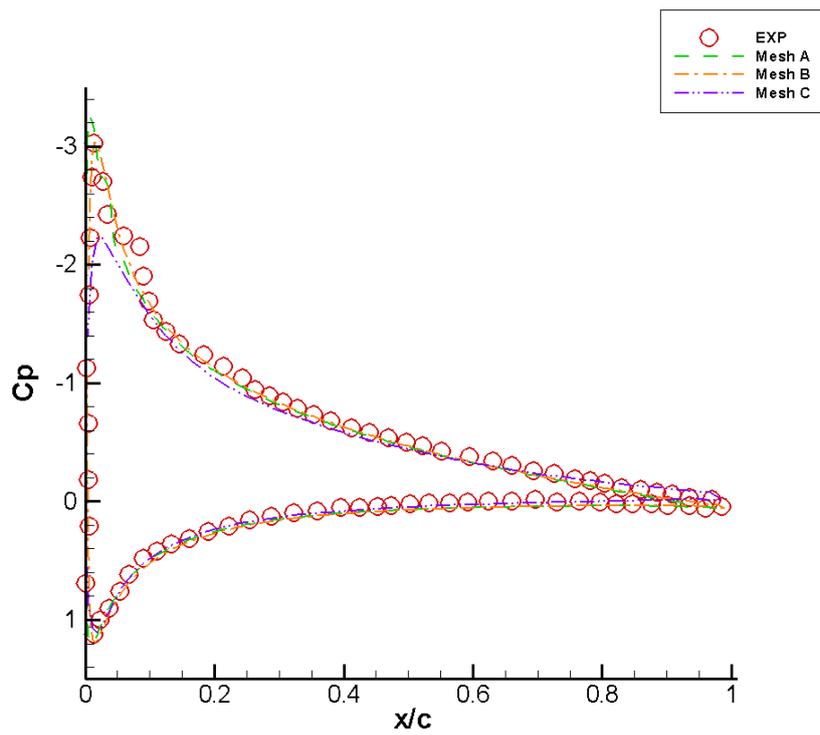


圖 8. 固定攻角 10 度之壓力係數比較圖

3.2 三維拍撲翼氣動力的初步模擬分析

本論文第三部分為:三維拍撲翼的氣動力分析，其主要是要了解在拍撲過程中所應用的氣動力與如何應用這些氣動力來飛行。

在三維的氣動力研究中，雖然文獻上相對於二維文獻的要少很多，不過仍需做驗證，故依據 Heathcote[29]在 2007 年針對 NACA0012 翼型的拍撲翼所做的實驗，我們取其中剛性翼部份的實驗值來作為比較驗證，其文獻中的條件為:

弦長:0.1m ;展長:0.6m ;流體:水 ;自然流體速度:0.393m/s ;雷諾數:30000 ;

減頻率(k):1.82 ;而文獻中所使用的擺動方程式為:

$$S_{ROOT} = a_{ROOT} \cos(\omega t) \quad (4)$$

$$S_{TIP} = a_{TIP} \cos(\omega t + \phi) \quad (5)$$

其中， $a_{ROOT} = 0.175 * c$ ， a_{ROOT} 為在底邊移動的最大距離， c 為機翼弦長 $a_{TIP} = 1.13a_{ROOT}$ ， a_{TIP} 為頂端移動最大距離， $\phi = -4.2^\circ$ ， ϕ 為相位角。經過模擬運算後所得到的實驗值與模擬值之推力係數圖比較圖，如圖 23 從圖上來看，可以看出我們模擬結果與實驗值的實驗數據相近，推力係數的趨勢也大致相同，雖有些地方對應的有些不好，不過依整體來看還是可以接受的，可見在三維的模擬上，是可以模擬出真實擺動的趨勢的。

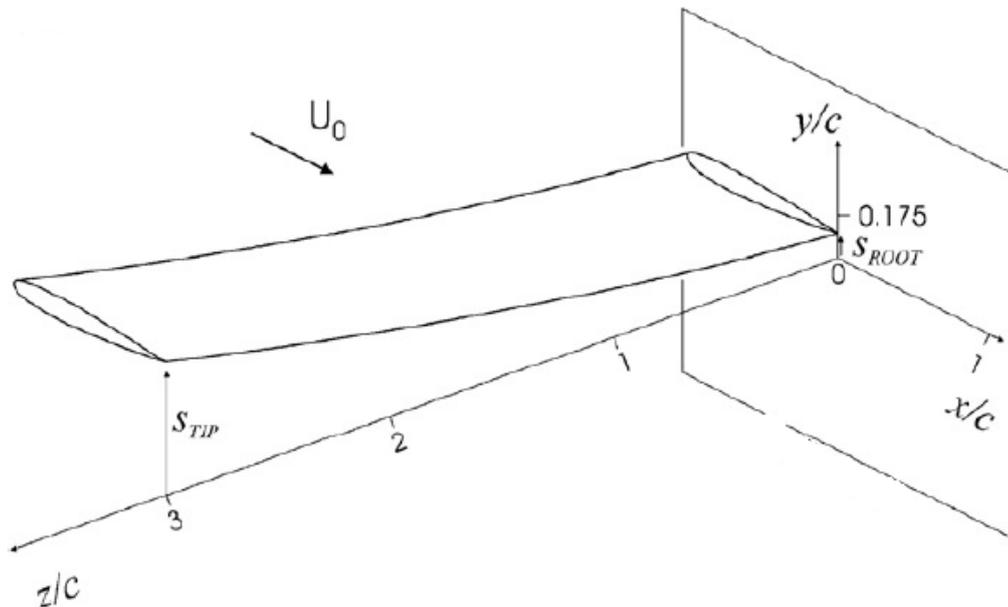


圖 9. 三維拍撲翼擺動示意圖

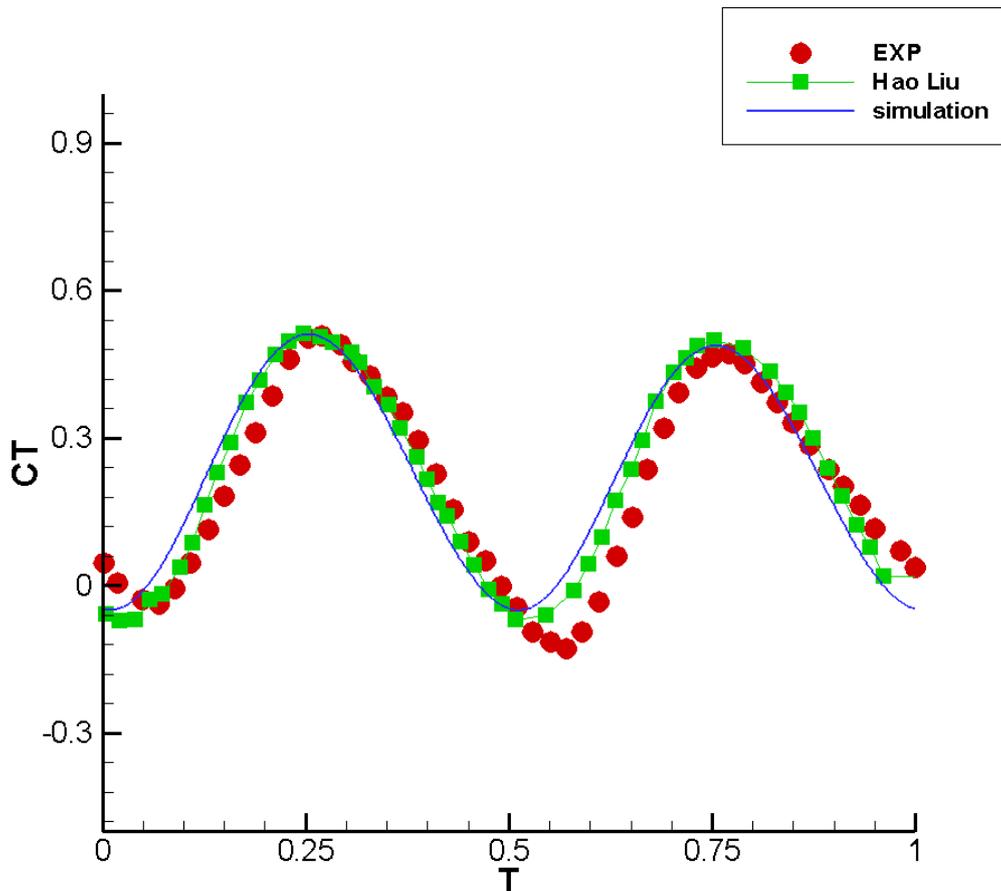


圖 10.實驗值與模擬值之推力係數圖比較圖

本研究主要的模擬是參考 Hao Liu[30]在 2009 年對飛蛾所作的模擬的部份條件與 Hedrick[31]在 2006 年模擬飛蛾的簡化擺動方程式來做為參考,其條件如下:

弦長:0.02m ;翼展長:0.1m ;流體:空氣 ;拍撲角度(α_r)為: 30 度 ; 頻率為 25Hz; 雷諾數為:3600; ($Re = 2\Phi f R c / \nu$; Φ 為行程振幅; f 為頻率; R 為翼展長(單片); c 為弦長; ν 為動黏滯係數), 而本研究的擺動方程式為:

$$\alpha_{rotor} = \alpha_r \sin(\omega t) \quad (6)$$

其中, α_{rotor} 為拍撲的方程式, α_r 為拍撲角度。圖 11 為擺動示意圖。網格為圖 12 所示

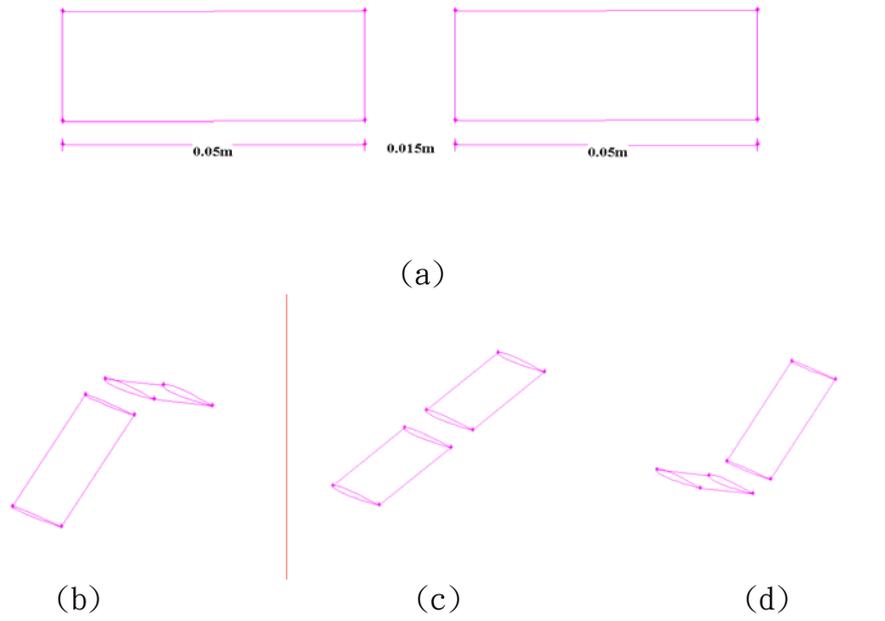


圖 11. 三維拍撲翼擺動示意圖 (a)尺寸圖;(b)下拍(c)初始位置(d)上拍

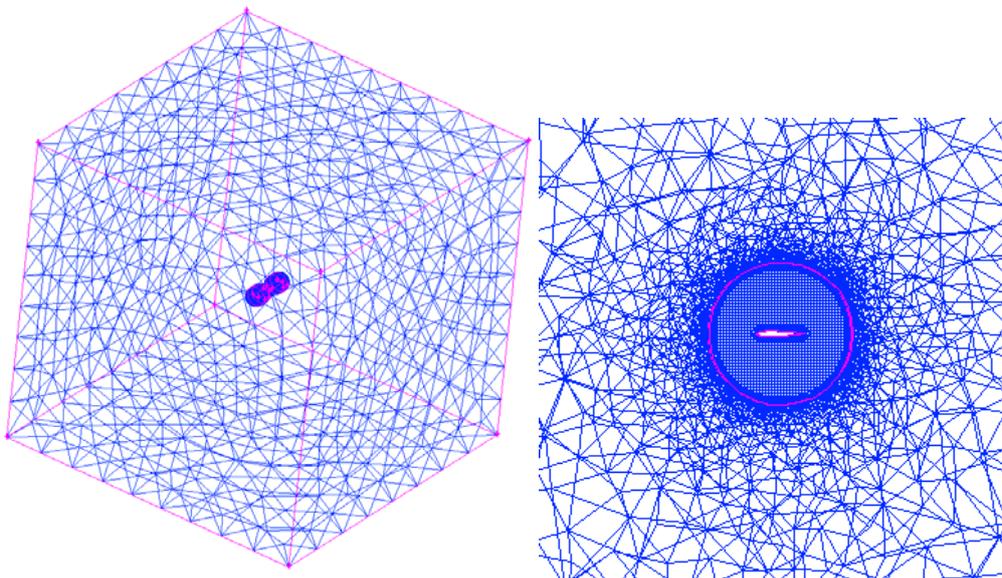


圖 12. 三維拍撲翼網格圖

本研究以簡單的拍撲運動來討論在拍撲時機翼附近的流場、渦流是否與升、阻力有關係，且分析各種渦流在氣動力裡所扮演的角色。經過模擬所得到的升、阻力係數圖為圖

12-13。而圖 14 為下拍 15 度時的渦流向量速度圖。從圖 14 中發現在下擺時在機翼附近會產生翼前緣渦流、翼後緣渦流(起動渦)、翼展流、翼尖渦流，我們將一一分析這四種渦流的氣動力。

我們從圖 15 的 Z 軸截面 Z 方向渦度圖(a)、(b)來看可知在下拍時在翼前緣上表面渦流呈現快速轉動，進而在上方產生一個低壓區，此低壓區會因為壓力差而造成升力，當上拍時由圖(c)中可看見原本在上表面的翼前緣的渦流與翼後緣渦流會脫離，取而代之的是在拍撲翼下表面產生新的翼前緣的渦流與翼後緣渦流，再往上拍動時由圖(d)中可知道舊翼前緣渦流已經消失不見了，而舊翼後緣渦流也逐漸消失，再往上拍動時由圖(e)中可看見舊翼前緣的渦流與舊翼後緣渦流都消失了，這不經讓我們思考這會與升力有何種關聯，我們從圖(c)、(d)、(e)與升力係數圖對照來看，發現舊翼前緣渦流與舊翼後緣渦流對升力是有影響的，從圖(c)中可看見舊渦流會相對增加新渦流的渦流強度使升力持續下降，再從圖(d)中可知舊翼前緣渦流已消失，剩下翼後緣渦流存在著，升力下降便趨於和緩，再從圖(e)可知舊的渦流都已消失，此時升力便往上升，我們再從圖(g)、(h)與升力係數圖對照來看，從圖(g)中可看見可見舊渦流會相對增加新渦流的渦流強度使升力持續上升，再從圖(h)中可知舊翼前緣渦流已消失，剩下翼後緣渦流存在著，升力上升便趨於和緩，可知舊的渦流對升力增加是有影響力的。再阻力係數的影響方面，我們從圖(c)、(d)、(e)與阻力係數圖對照來看，發現舊翼前緣渦流與舊翼後緣渦流對阻力也是有影響的，從圖(c)中可看見舊渦流會相對增加新渦流的渦流強度使阻力呈現下降，再從圖(d)中可知舊翼前緣渦流已消失，剩下翼後緣渦流存在著，阻力下降便趨於和緩，再從圖(e)可知舊的渦流都已消失，此時阻力便往上升，我們再從圖(g)、(h)與阻力係數圖對照來看，從圖(g)中可看見可見舊渦流會相對增加新渦流的渦流強度使阻力持續下降，再從圖(h)中可知舊翼前緣渦流已消失，剩下翼後緣渦流存在著，阻力上升且趨於和緩，可知舊的渦流對阻力減少是有影響的。經由上述的結果可知舊的渦流對升力、阻力是有影響的。另一方面，我們可以從圖 15 得知渦流脫離現象中發現這與動態失速的現象很相似，但沒有失速的情況發生。我們可以從圖 16 渦流螺旋度圖中看到不管是在下拍還是上拍，翼前緣渦流都沒有脫離機翼表面且其渦度大小也幾乎沒有很大的變化，不過其實渦流在下拍(上拍)行程最大時會脫離且會由於馬上往上拍撲而產生新的渦流，且經由舊的渦流來提升相對速度讓渦流快速重現才不至於造成失速的情況發生。

我們從圖 16 了解到除了有翼前緣渦流外也還有翼後緣渦流的產生，從圖 18 Z 軸截面壓力圖(a)中發現下拍時不僅僅只有翼前緣渦流有負壓區，連翼後緣渦流也有相同的負壓區存在著，可見翼後緣渦流也與翼前緣渦流有著相同的功能，產生負壓區讓壓力差加大使升力提昇，從圖(b)中發現在翼前緣渦流與翼後緣渦流所產生的負壓上面有一個正壓產生，再從圖(c)中發現往上拍時原本在翼前緣渦流與翼後緣渦流上面突然產生的正壓反而提供了機翼上表面的正壓，從圖(d)中發現當再往上拍動時此正壓已經與機翼上表面的正壓相容在一起，再往上拍動至水平位置圖(e)時，機翼上表面與下表面壓力差持續增加，由圖(f)中發現當上拍到 15 度時在翼前緣渦流與翼後緣渦流所產生的負壓下面產生一個正壓，再從圖(g)中發現往下拍時原本在翼前緣渦流與翼後緣渦流下面突然產生的正壓也提供了機翼下表面的正壓，從圖(h)中也發現當再往上拍動時此正壓與機翼上表面的正壓相容在一起，從上述的情況來看這似乎與升力沒有很直接的關係，但仍對上拍或下拍開始拍動時的壓力差有貢獻上，而真正對升力有直接性的影響仍為翼前緣渦流與翼後緣渦流所產生的負壓有關。

我們可以從圖 19 渦流向量速度圖(a)中得知翼展流是由於翼翅拍動使得流體受到離心力的作用開始延著翼展往翼尖的方向流動，該流體在翼展方向動量的傳輸會維持前緣渦流的強度防止失速的產生，而大部分的流體會流入翼尖渦流。由圖(b)中可發現當下拍結束開始往上拍時，翼前緣渦流與翼後緣渦流及翼尖渦流都開始呈現脫離，且從圖中可知支持讓翼前緣渦流與翼後緣渦流及翼尖渦流能快速脫離的是翼展流，由於往上拍動翼展流順著翼尖往下流動形成另一個翼尖渦流，且將部份流體流向機翼前緣與機翼後緣並在下表面形成翼前緣渦流與翼後緣渦流，這會使翼前緣渦流在上下表面都產生，而上表面的翼前緣渦流到最後由於沒有翼展流的輔助導致消失，而翼後緣渦流則會脫離機翼表面與脫離的翼尖渦流一起開始往後潰散，由圖(c)中可看到原本在上表面的翼前緣渦流與翼後緣渦流及翼尖渦流都已經消失不見，由圖(d)可知當上拍結束開始往下拍時，翼前緣渦流與翼後緣渦流及翼尖渦流與上拍一樣呈現脫離，特別的是脫離的翼後緣渦流與翼尖渦流還是一樣往後潰散。經由以上的圖示更可以證明為何翼前緣渦流都會一直存在著。而從圖中也可知道翼展流主要的功用在於維持前緣渦流的強度防止失速，且在上拍或下拍剛開始拍撲時能提供少許的動量使新的翼前緣渦流與翼後緣渦流快速產生。

從文獻回顧中可知道翼尖渦流是否能提升升力乃是拍撲空氣動力學中的一個值得討論的問題，我們可以從圖 20 X 軸截面壓力圖(a)~(h)中發現下拍時在翼尖渦流位置呈現負壓，而上拍時在翼尖渦流的位置也一樣呈現負壓，可見翼尖渦流對增加壓力差有貢獻，且從圖(c)與圖(g)中可以看到此時的最大負壓就在翼尖，可見在下拍結束開始上拍與上拍結束開始下拍時的主要壓力差是由翼尖渦流來提供，從以上分析的結果就可以知道翼尖渦流對升力是有影響的。

我們從圖 21 X 軸截面速度圖(a)來看發現下拍時在翼尖下方附近有一道流體產生，再從圖(b)來看可知此流體仍存在翼尖下方附近，再從圖(c)可知原本在翼尖下方流體已被翼尖渦流給取代，而原本下拍所形成的翼尖渦流也已經脫離機翼表面，再從圖(d)來看可知舊的翼尖渦流仍在翼尖上方，由此可知此流體是因為翼尖渦流脫離呈現滯留而產生，不過整個流體的交替過程仍無法得知，於是從圖 22 X 截面速度向量圖(a)~(h)分析之，由圖(a)可看見翼尖上方有兩個渦旋而翼尖下方則有一個順向渦旋，再由圖(b)可知道在原本在翼尖上方的兩個渦旋的下方產生一個新的逆向渦旋，不過整個翼尖渦流還沒呈現分離，而在翼尖下方的順向渦旋仍存在著，再從圖(c)中可知原本翼尖上方的兩個渦旋開始往上方移動且脫離而在下方的渦旋往下方移動，而在機翼下方的渦流則仍持續存在著，再從圖(d)中可看到在翼尖上方的渦旋往下靠近機翼，而上拍所產生翼尖渦流有明顯的增加，從這裡可知道或許翼尖上方的渦旋能快速增加翼尖渦流的相對速度讓翼尖渦流變大，而圖(e)~(h)與圖(a)~(d)的情況相似，只是方向性的不同而已。我們再從圖 23 X 軸截面 X 方向速度圖(a)~(h)中得知翼尖渦流或許對推力有些許的貢獻，從圖中顯示不管是翼尖渦流或是已經脫離的翼尖渦流都仍有持續向後的流體存在，可見翼尖渦流不僅僅只對升力有影響或許對推力也有不少的影響力。

總結上述討論可知從三維 NACA0012 機翼的拍撲模擬中發現在機翼附近皆有翼前緣渦流、翼尖渦流與翼後緣渦流的產生。從模擬中得知翼前緣渦流與翼後緣渦流為產生壓力差的主要原因，且從中得知翼前緣渦流並不會隨著拍撲擺動而脫離，但翼後緣渦流卻與翼前緣渦流不同，它會隨著拍撲擺動使渦流脫離機翼表面。而在拍撲的過程中也發現了翼展流的存在，且提供流體在翼展方向的動量傳輸維持前緣渦流的強度防止失速的產生，並與翼尖渦流結合產生低壓區近而產生升力。

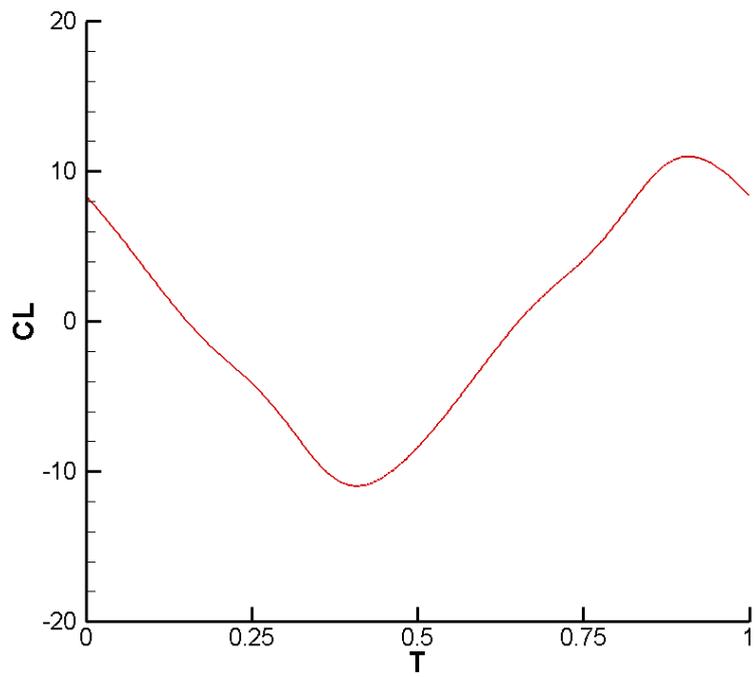


圖 13 拍撲翼之升力係數係數圖

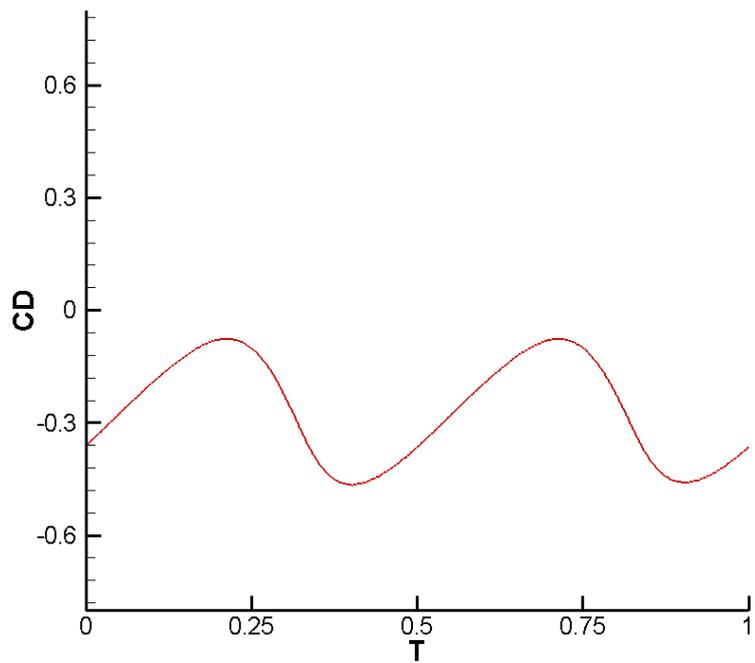
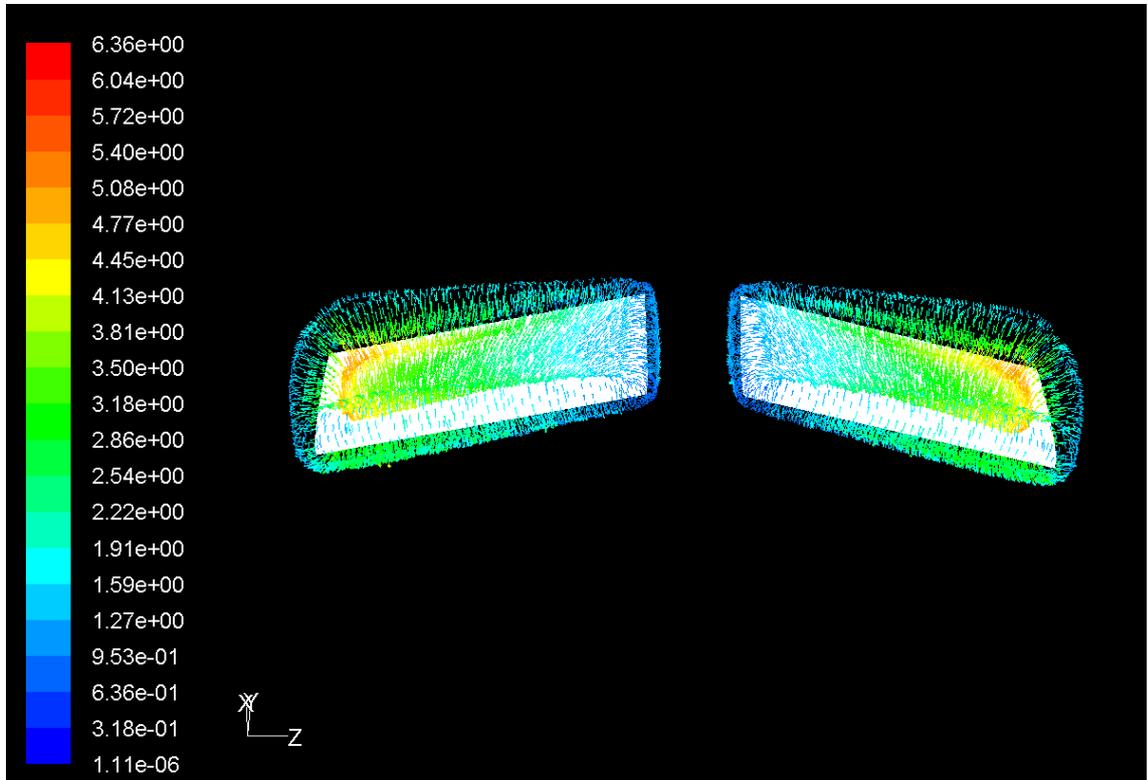
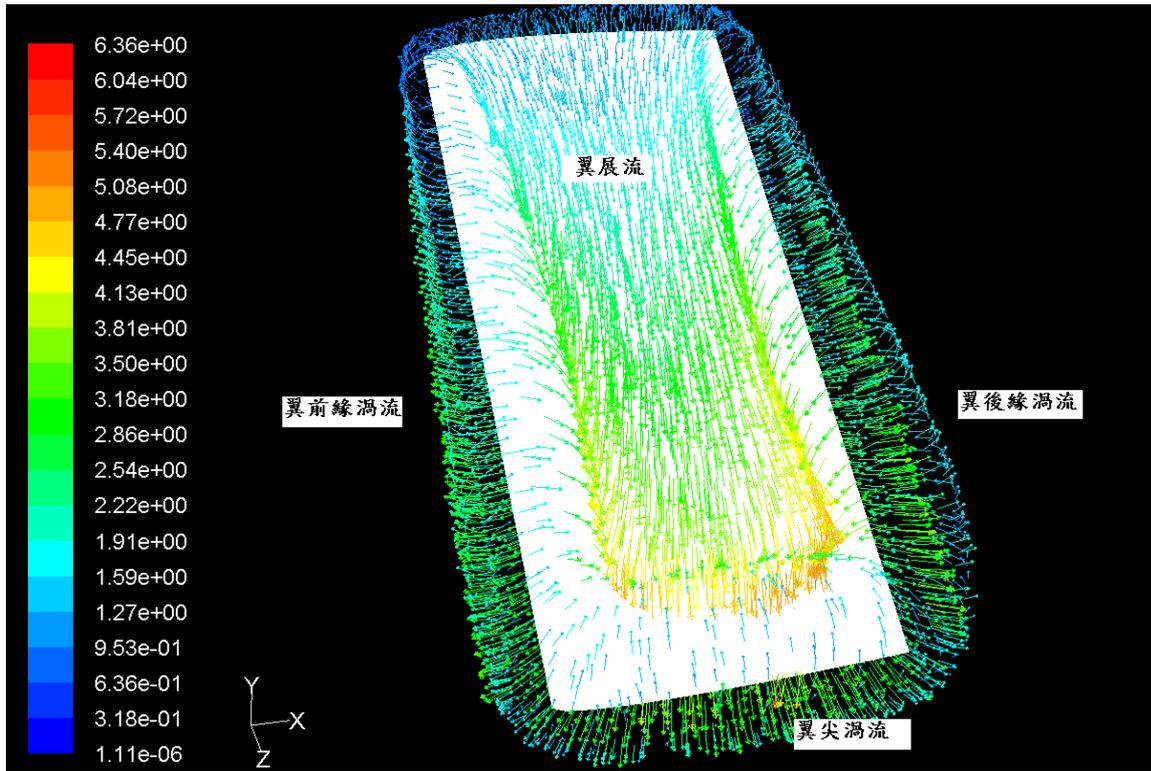


圖 14 拍撲翼之阻力係數係數圖

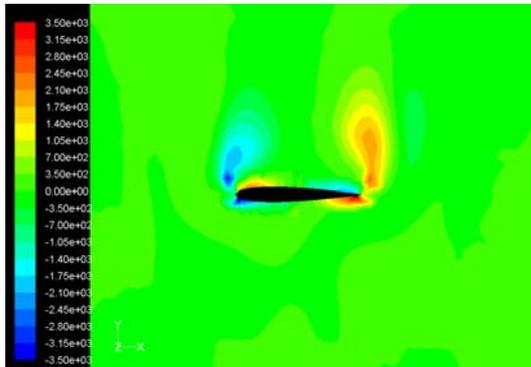


(a)

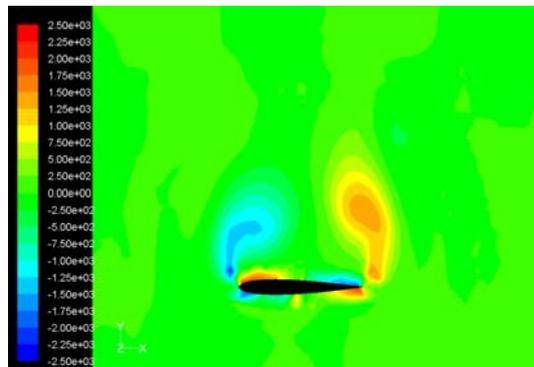


(b)

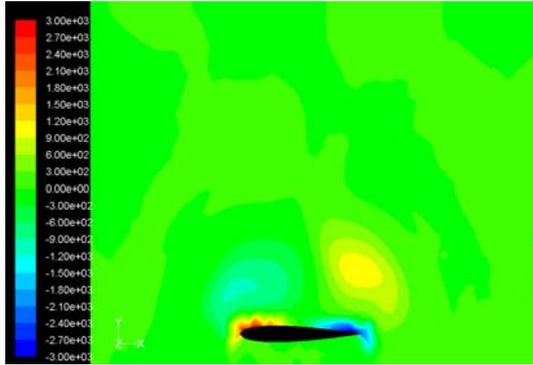
圖 15 (a)雙翼下拍 15 度時的渦流向量速度;(b) 右翼近距離渦流向量速度



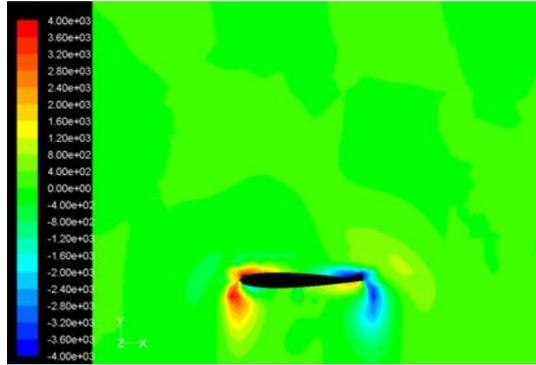
(a) 下拍行程 0 度



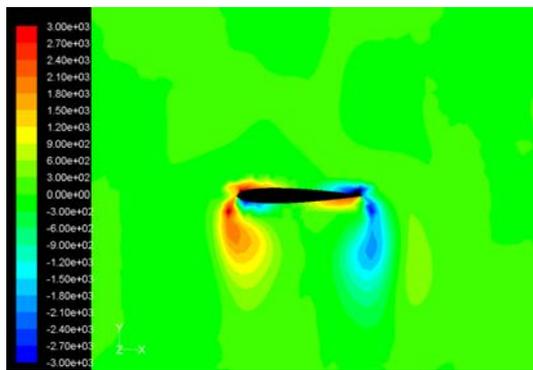
(b) 下拍行程 15 度



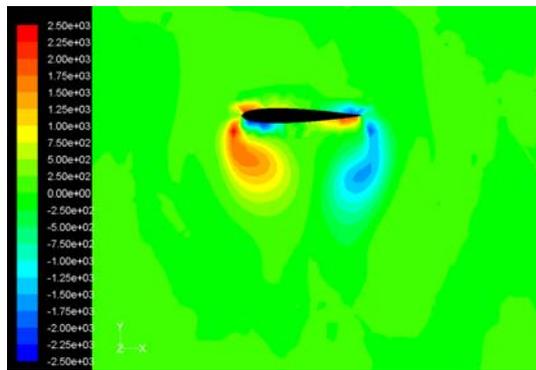
(c) 上拍行程 30 度



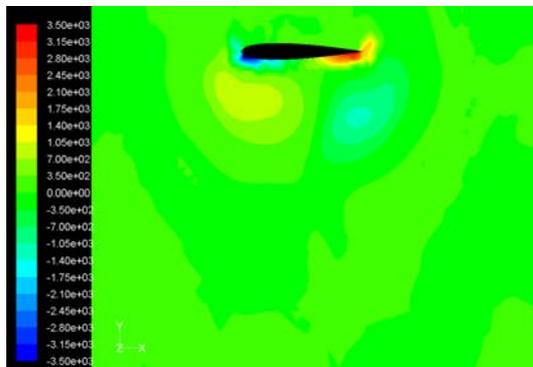
(d) 上拍行程 15 度



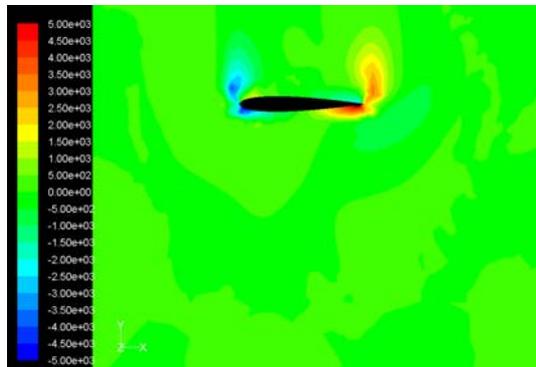
(e) 上拍行程 0 度



(f) 上拍行程 15 度

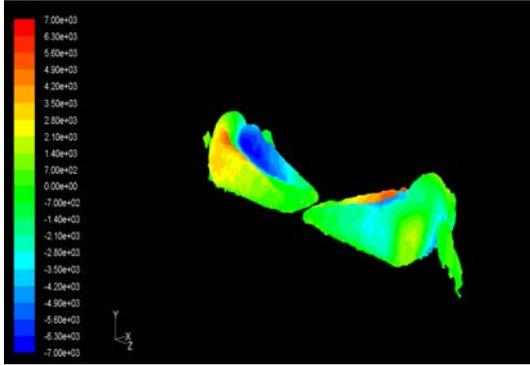


(g) 下拍行程 30 度

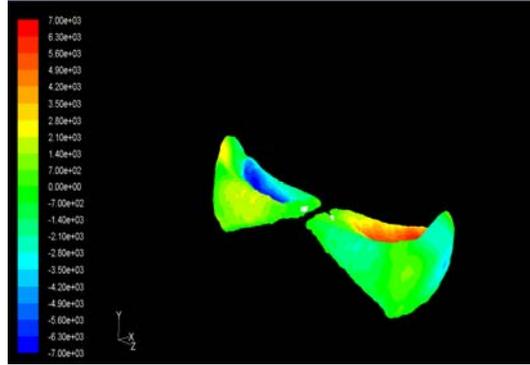


(h) 下拍行程 15 度

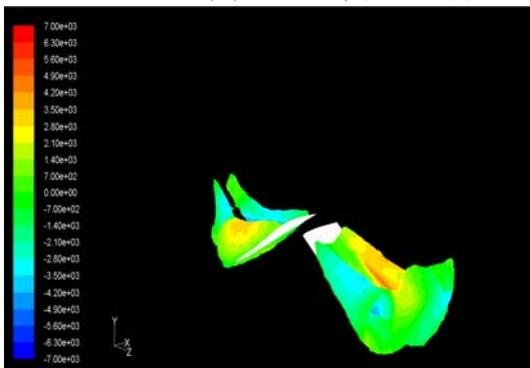
圖 16 Z 軸截面 Z 方向渦度圖



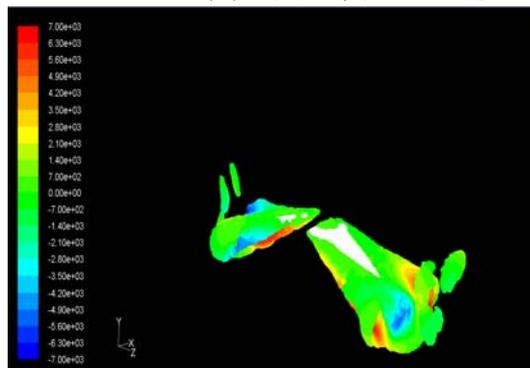
(a) 下拍行程 0 度



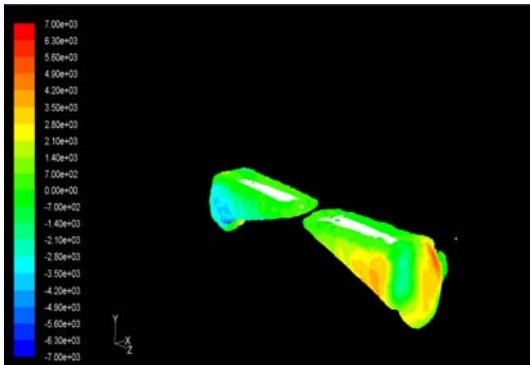
(b) 下拍行程 15 度



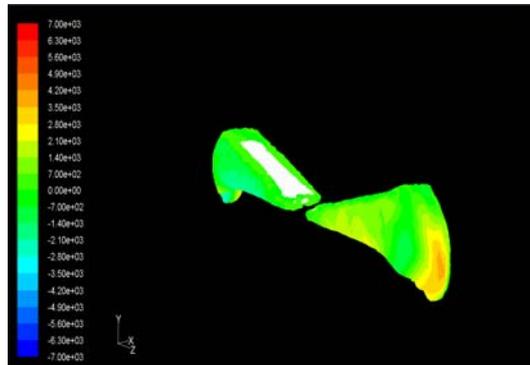
(c) 上拍行程 30 度



(d) 上拍行程 15 度



(e) 上拍行程 0 度

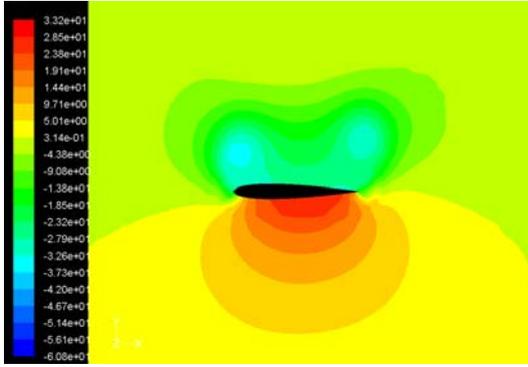


(f) 上拍行程 15 度

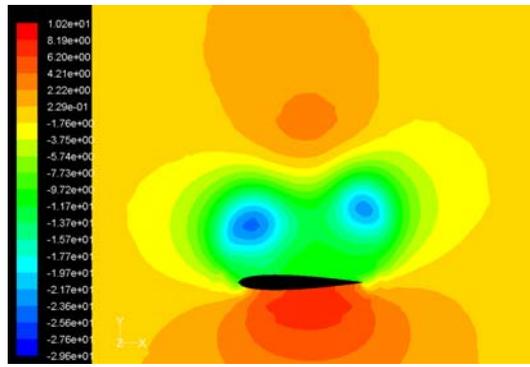
(g) 下拍行程 30 度

(h) 下拍行程 15 度

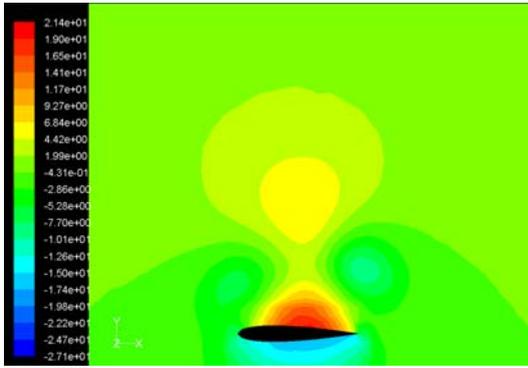
圖 17 渦流螺旋度圖



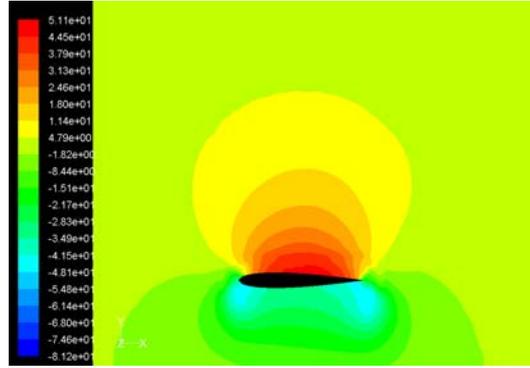
(a) 下拍行程 0 度



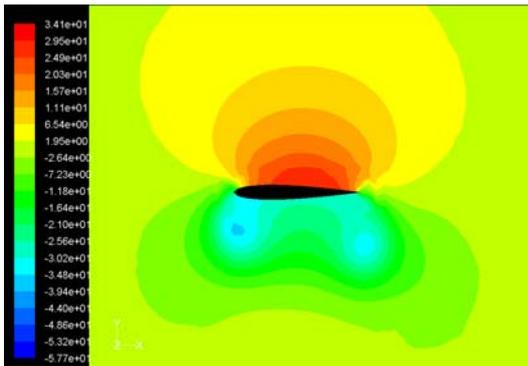
(b) 下拍行程 15 度



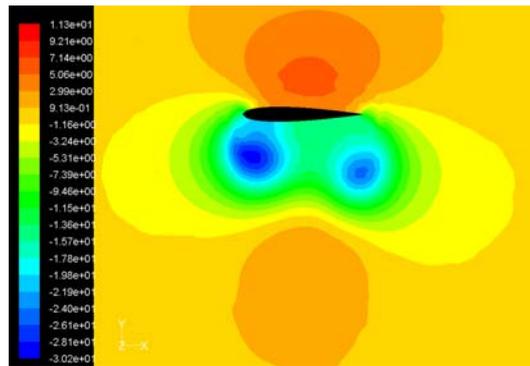
(c) 上拍行程 30 度



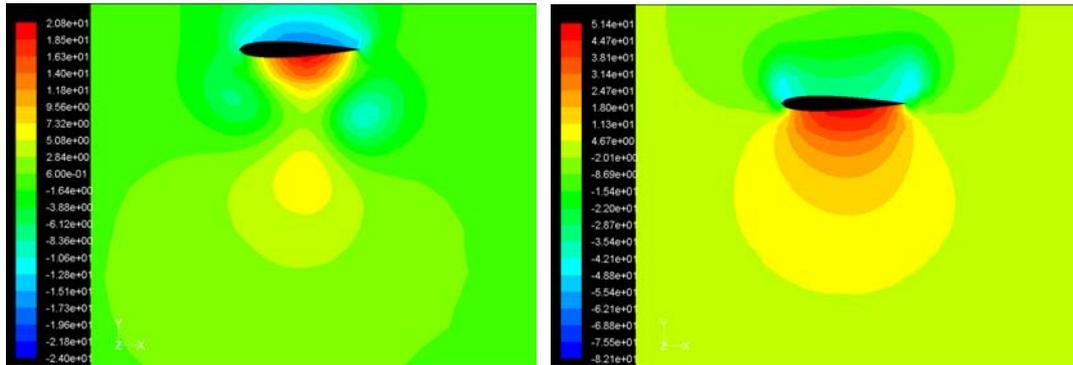
(d) 上拍行程 15 度



(e) 上拍行程 0 度



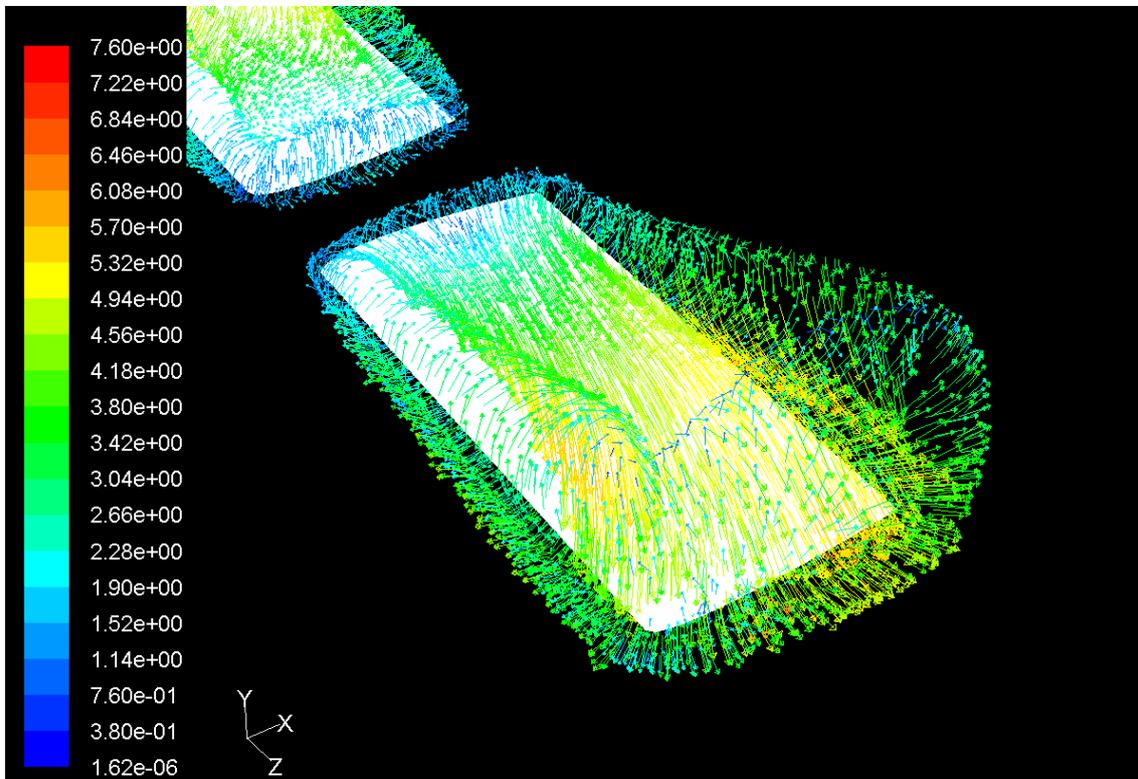
(f) 上拍行程 15 度



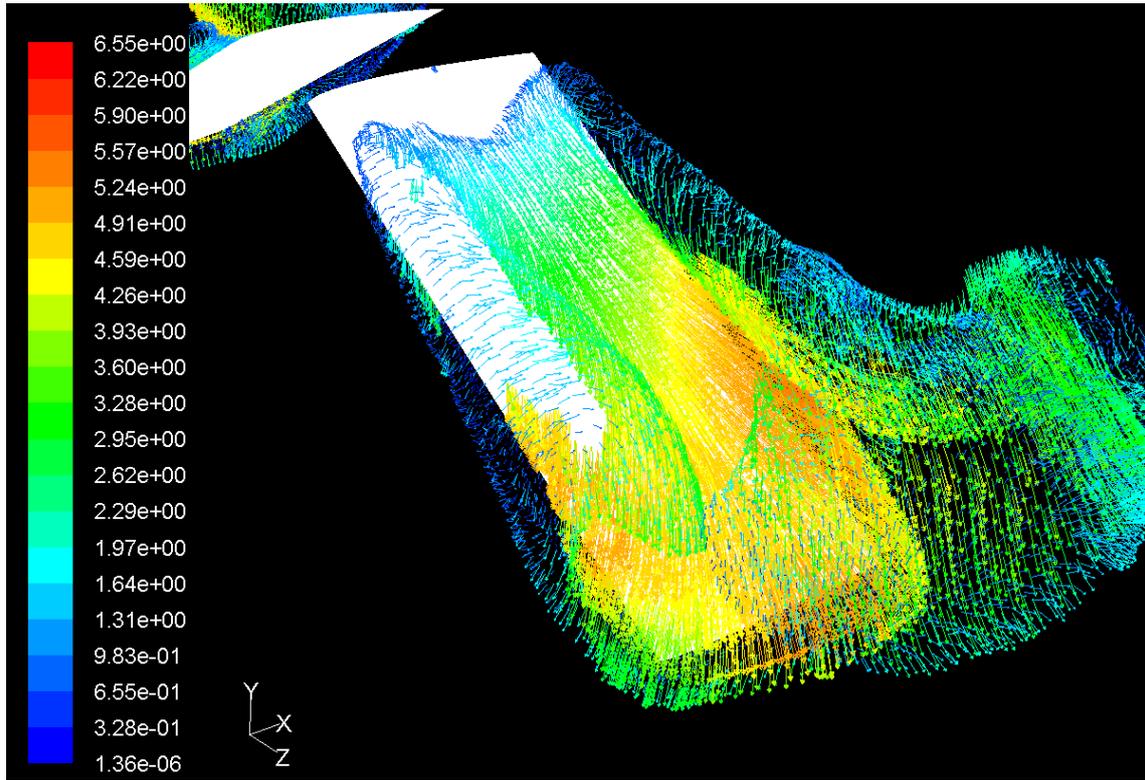
(g) 下拍行程 30 度

(h) 下拍行程 15 度

圖 18 Z 軸截面壓力圖

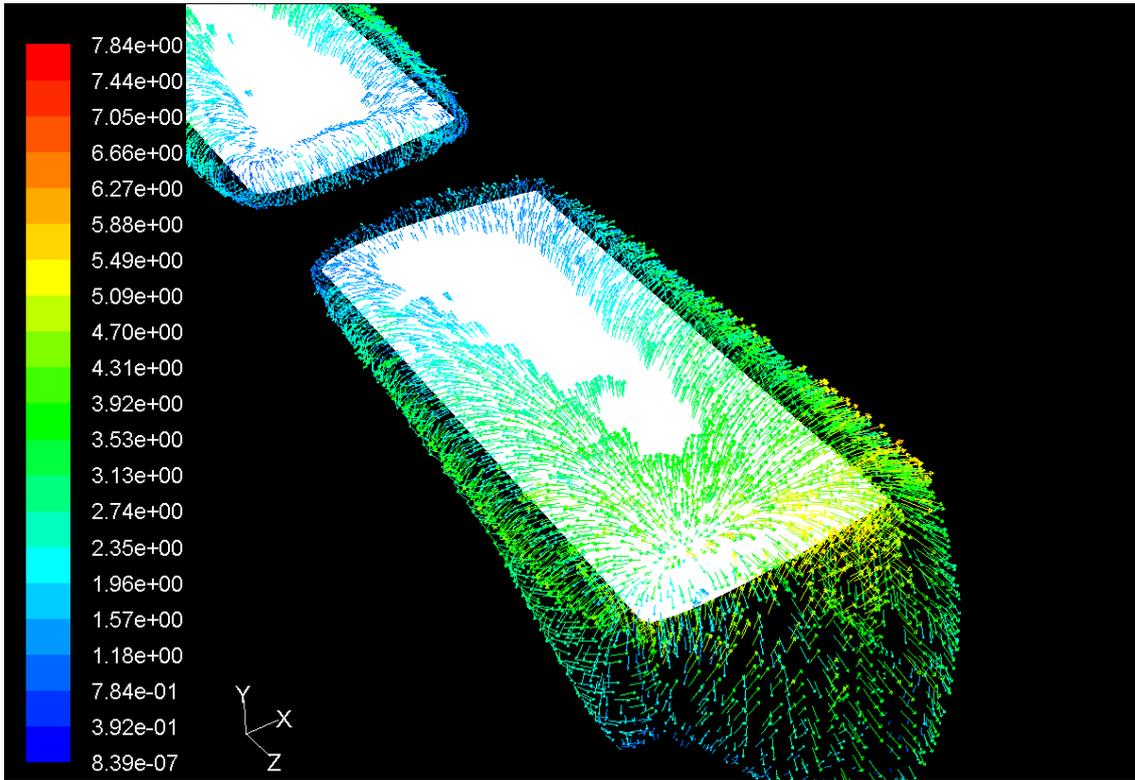


(a) 下拍行程 0 度

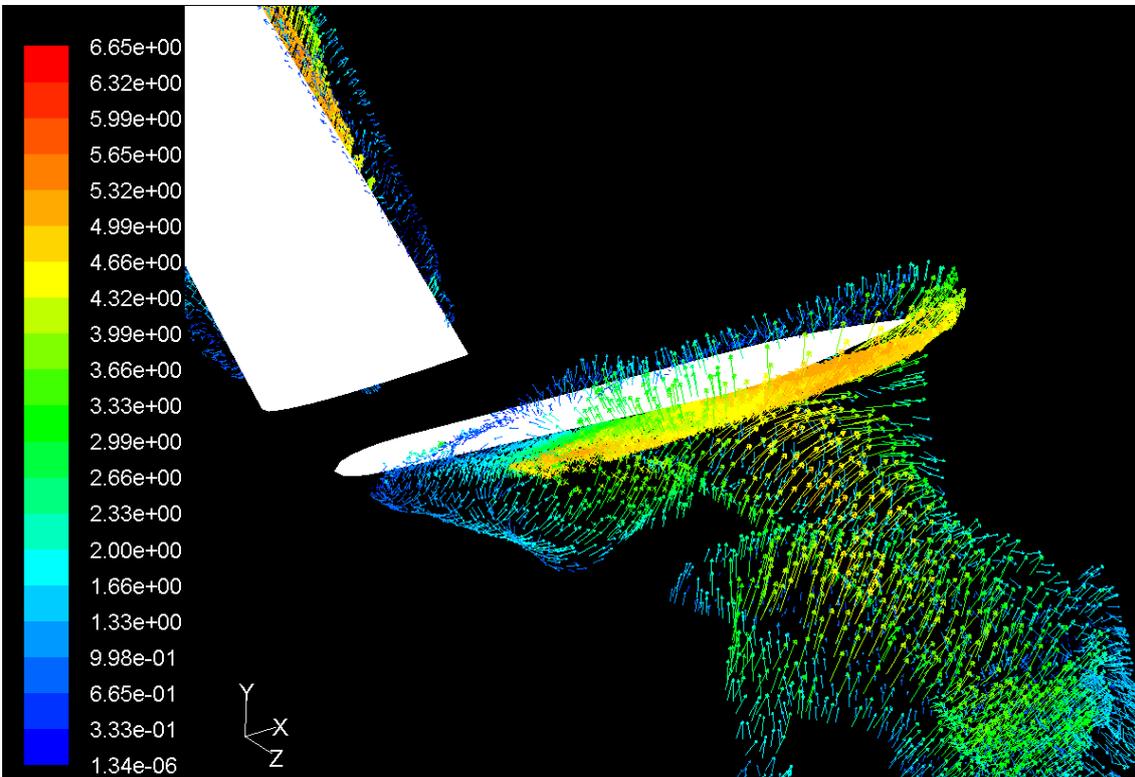


(b) 上拍行程 30 度

圖 19 渦流向量速度圖(a、b)

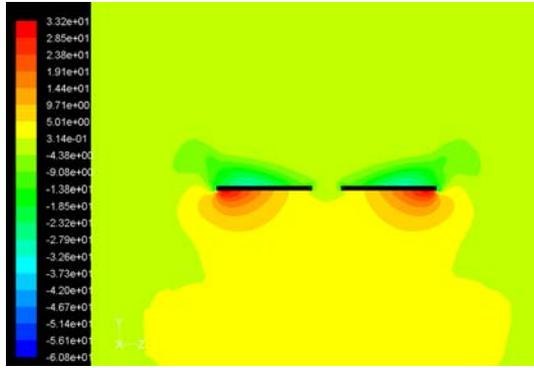


(c) 上拍行程 0 度

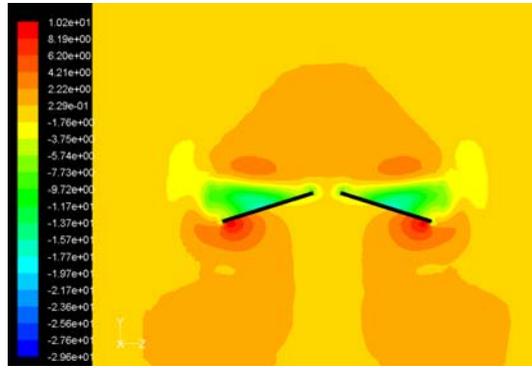


(d) 下拍行程 30 度

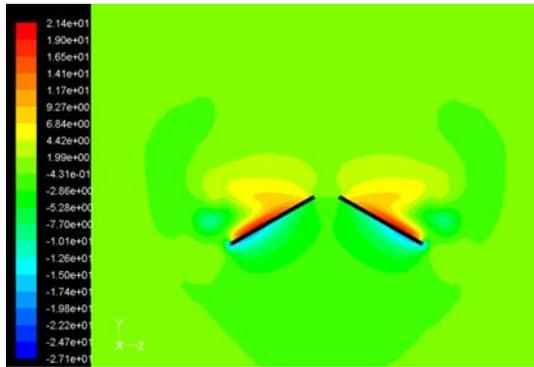
圖 19 渦流向量速度圖(c、d)



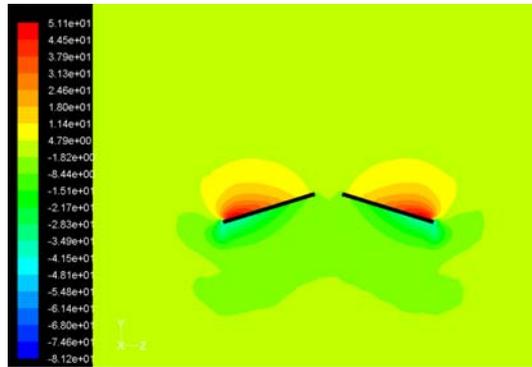
(a) 下拍行程 0 度



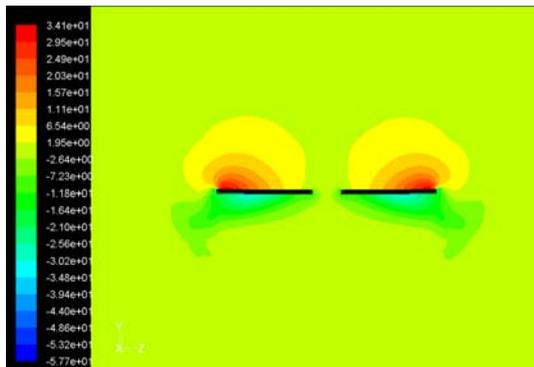
(b) 下拍行程 15 度



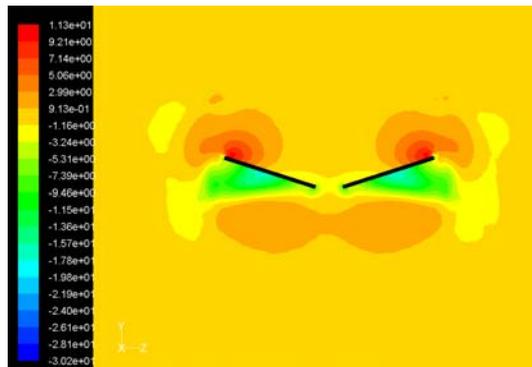
(c) 上拍行程 30 度



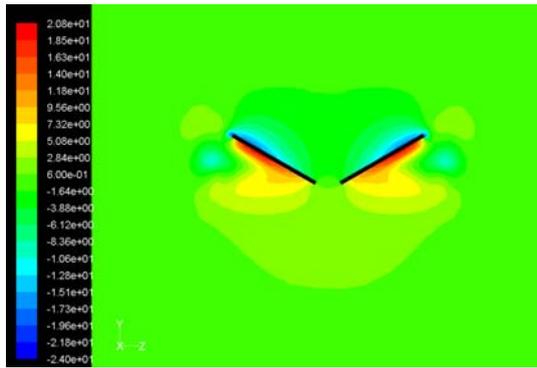
(d) 上拍行程 15 度



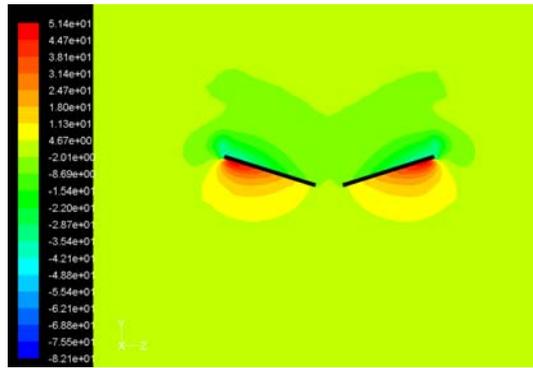
(e) 上拍行程 0 度



(f) 上拍行程 15 度

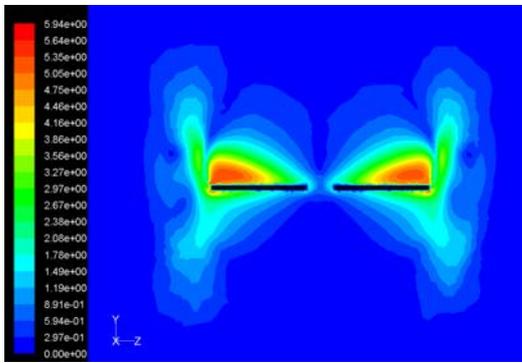


(g) 下拍行程 30 度

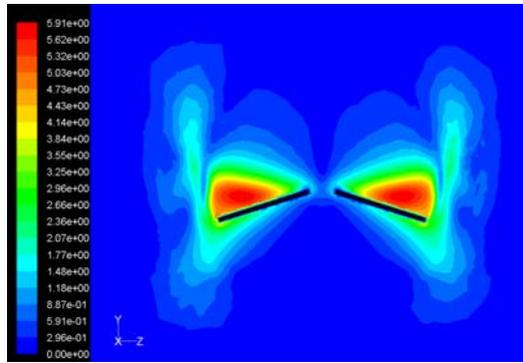


(h) 下拍行程 15 度

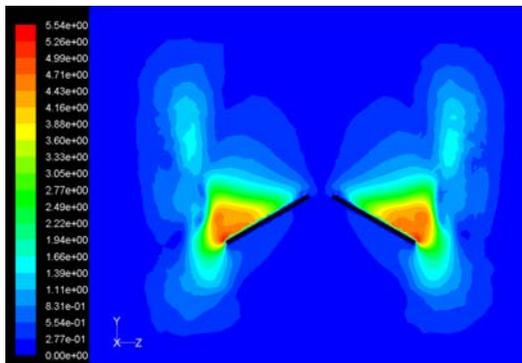
圖 20 X 軸截面壓力圖



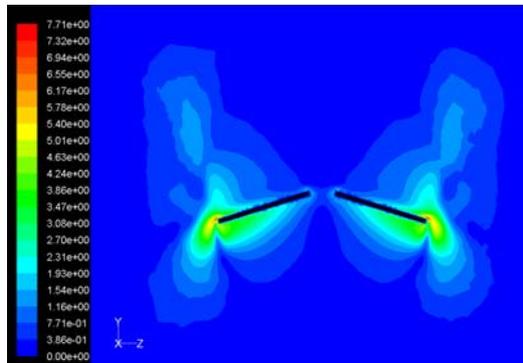
(a) 下拍行程 0 度



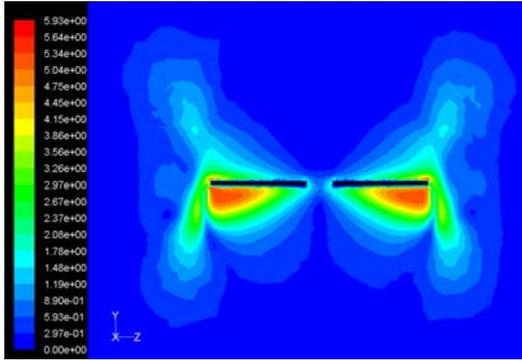
(b) 下拍行程 15 度



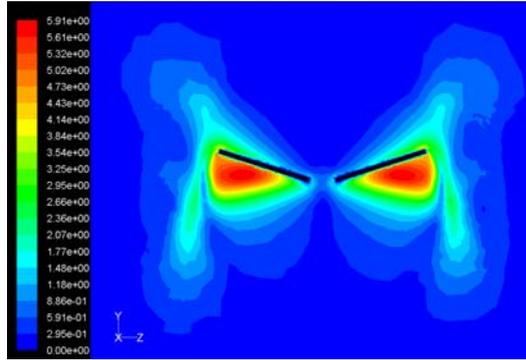
(c) 上拍行程 30 度



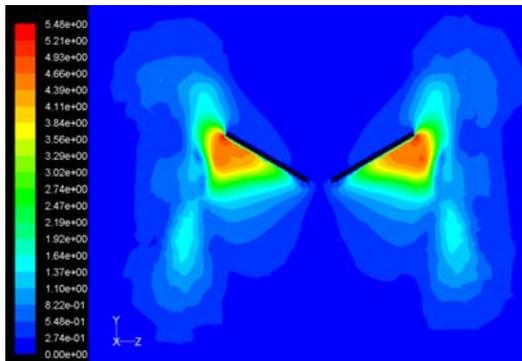
(d) 上拍行程 15 度



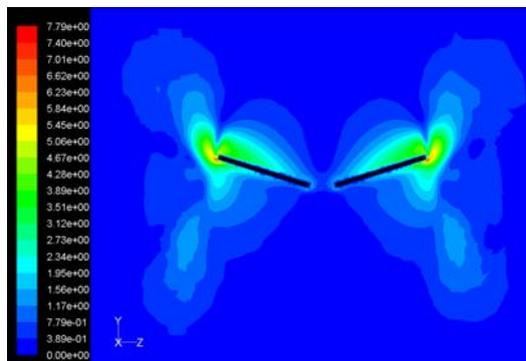
(e) 上拍行程 0 度



(f) 上拍行程 15 度

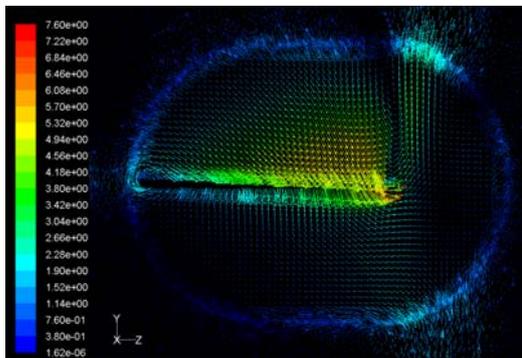


(g) 下拍行程 30 度

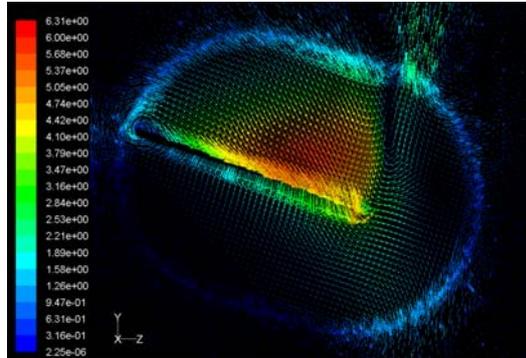


(h) 下拍行程 15 度

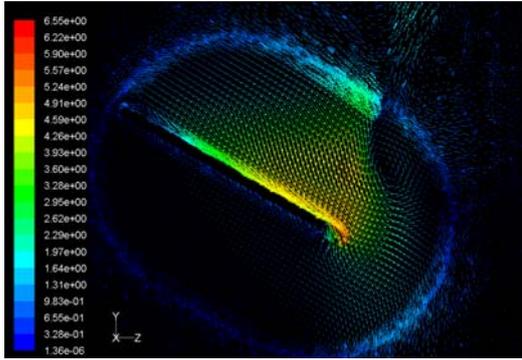
圖 21 X 軸截面速度圖



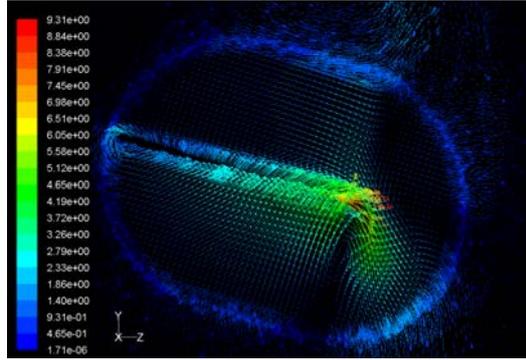
(a) 下拍行程 0 度



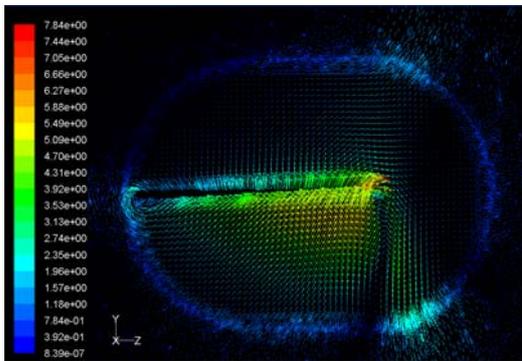
(b) 下拍行程 15 度



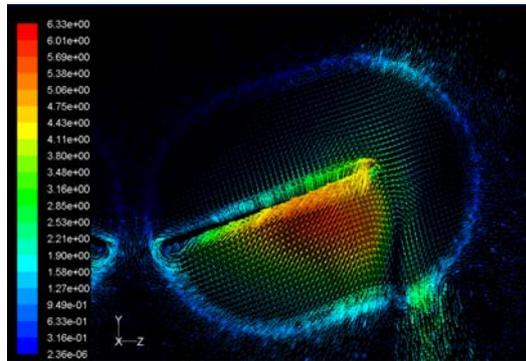
(c) 上拍行程 30 度



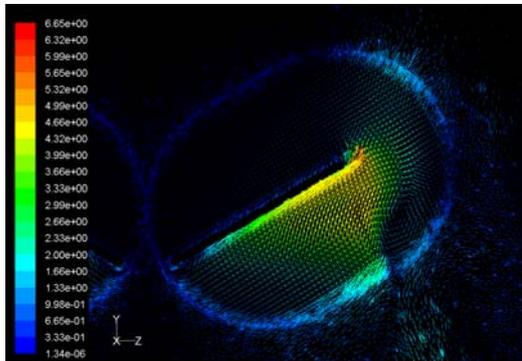
(d) 上拍行程 15 度



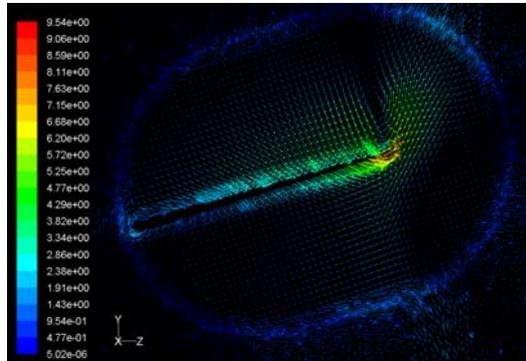
(e) 上拍行程 0 度



(f) 上拍行程 15 度

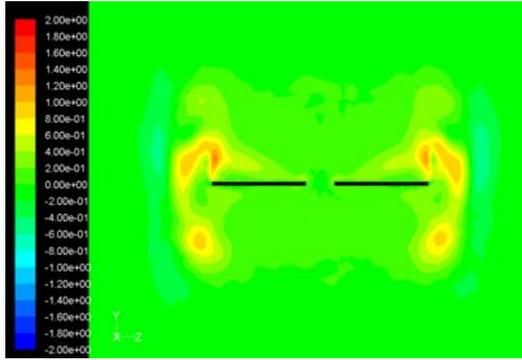


(g) 下拍行程 30 度

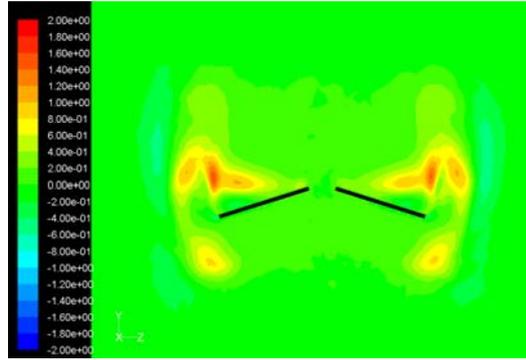


(h) 下拍行程 15 度

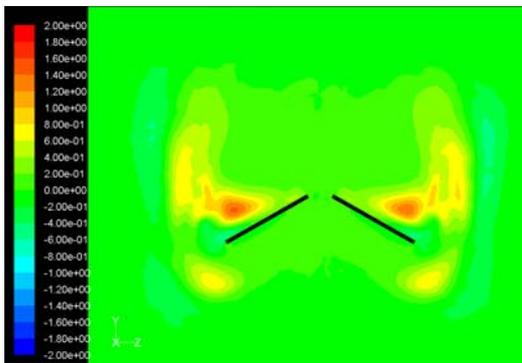
圖 22 X 軸截面速度向量圖



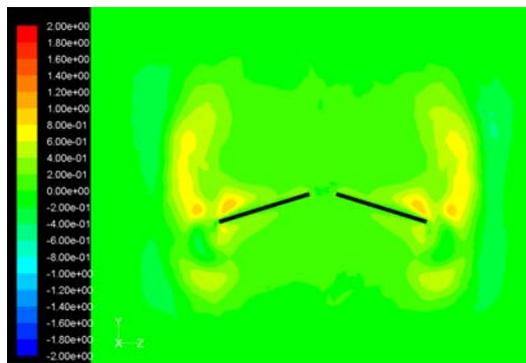
(a) 下拍行程 0 度



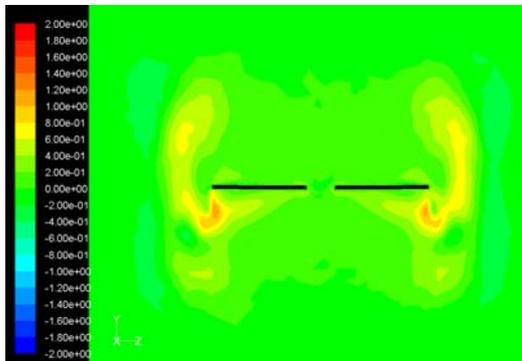
(b) 下拍行程 15 度



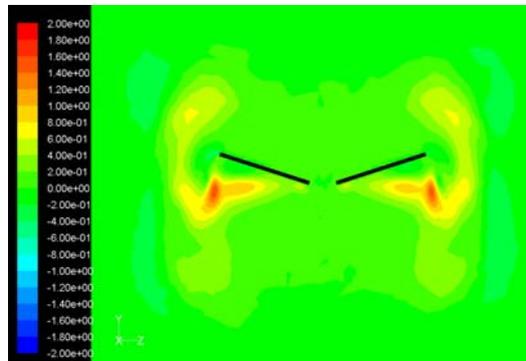
(c) 上拍行程 30 度



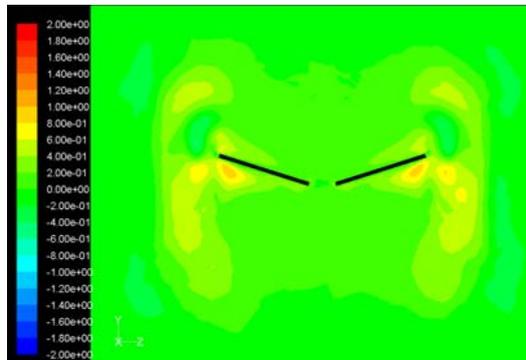
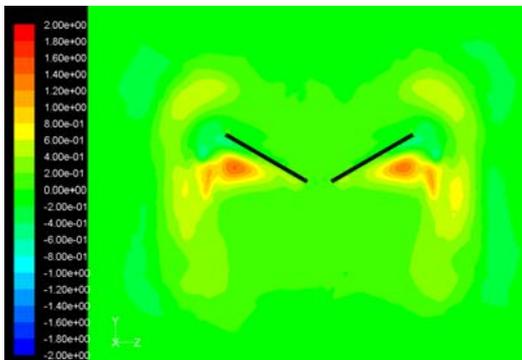
(d) 上拍行程 15 度



(e) 上拍行程 0 度



(f) 上拍行程 15 度



(g) 下拍行程 30 度

(h) 下拍行程 15 度

圖 23 X 軸截面 X 方向速度圖

第四章 總結

經由以上的模擬，相信對動態失速與可撓翼及拍撲翼都有了初步的認識，在此將其上述討論之結果歸納出以下幾個重點結論來敘述：

1. 動態失速之數值模擬結果與相關實驗值的驗證顯示 S-A 紊流模型具備有不錯的準確度與計算效率。
2. 從三維 NACA0012 機翼的拍撲模擬中發現在機翼附近皆有翼前緣渦流、翼尖渦流與翼後緣渦流的產生。從模擬中得知翼前緣渦流與翼後緣渦流為產生壓力差的主要原因，且從中得知翼前緣渦流並不會隨著拍撲擺動而脫離，但翼後緣渦流卻與翼前緣渦流不同，它會隨著拍撲擺動使渦流脫離機翼表面。而在拍撲的過程中也發現了翼展流的存在，且提供流體在翼展方向的動量傳輸維持前緣渦流的強度防止失速的產生，並與翼尖渦流結合產生低壓區近而產生升力。

參考文獻

- [1]. Ham, N.D., "Aerodynamic loading on a Two-Dimensional Airfoil during Dynamic Stall," AIAA Journal, 10, 1927-1934, 1968.
- [2]. McCroskey, W.J., Carr, L.W. and McAlister, K.W., "Dynamical Stall Experiments on Oscillating Airfoil", AIAA Journal, 14, 57., 1976.
- [3]. Metha, U.B., "Dynamical Stall of oscillating Airfoil." AGARD paper 23, 1977.
- [4]. Ono, k., Kuwahara, k., and Oshima, K., "Numerical Analysis of Dynamic Stall Phenomena of an Oscillating Airfoil by the Discrete Vortex Approximation." Proceeding of 7th ICNMF, New York., 1981.
- [5]. Tassa, Y. and Sankar, N.L., "Dynamic stall of NACA0012 Airfoil." AIAA Paper 81, 1289, 1981.

- [6]. McCroskey W.J. and Pucci S.L. ,” Viscous-Inviscid Interaction on Oscillating Airfoils ”,AIAA-81-0051,1981.
- [7]. Francisc, M.S. and Keesee, J.E.,”Airfoil dynamic stall performance with large-amplitude motions ”, AIAA Journal, 23, No.11., 1985 .
- [8]. Srinivasan, G.R., Ekaterinaris, J.A. and McCroskey, W.J., "Dynamic Stall of An Oscillating Wing Part:1 Evaluation of Turbulence Models." AIAA-93-3403., 1993.
- [9]. Ekaterinaris J.A. and Menter F.R. , "Computation of oscillating airfoil flow with one-and two-equation turbulence model ", AIAA ,Vol.32,NO.12,1994.
- [10].Lee, T. & Basu, S. “Measurement of unsteady boundary layer developed on an oscillating airfoil using multiple hot-film sensors .” Exps. Fluids **25**, 108–117, 1998.
- [11].Karman, Th. von, Uber den Mechanismus des Widerstandes,den ein bewegter Korper in einer Flusigkeit erfahrt, Gottingen Nachrichten mathematiche -physicalische Klasse 509-517,1911.
- [12].Garrick, I.E. ,”Propulsion of flapping and oscillating airfoil,” NACA, Reprot567, 1936.
- [13].Lighthill, M. J. ,”Large-amplitude elongated-body theory of fish locomotion. Proc.” R. Soc. Lond. *B* 179, 125–132, 1971.
- [14].Wassersug, R. and Hoff, K.,”The kinematics of swimming in anuran larvae.” J. exp. Biol. 119, 1–30, 1985.
- [15].Ellington, C.P., Berg, C.V.D., Willmott, A.P. and Thomas, A.L.R., ”Leading-edge vortices in insect flight,” Nature, Vol.384, pp.626-630, 1996.
- [16].Liu, H. K., Wassersug, R. J. AND Kawachi, K. ,“A computational fluid dynamics study of tadpole swimming.” J. exp. Biol. 199, 1245–1260, 1996.
- [17].Dickinson, M.H., Lehmann, F.O. and Sane, S.P. , " Wing rotation and the aerodynamic basic of insect flight ",Science,Vol. 284,pp.1954-1960,1999.
- [18].Waszak, M.R. ,Jenkins, L.N. and Ifju, P.G. ,”Stability and control properties of an aeroelastic fixed wing micro aerial vehicle,” AIAA 2001-4005,2001.
- [19].Daniel, T.L. and Combes, S.A. ,”Flexible wings and fins: bending by inertial or fluid dynamic force?,” Integrative and comparative biology, Vol.42, pp.1044- 1049,2002.
- [20].Taylor, G.K.,Nudds, R.L. and Thomas, A.L.R.,” Flying and swimming animals cruise at a strouhal number tuned for high power efficiency”, Nature, vol.425, pp.707-711,2003.
- [21].Miao, J.M. ,Ho, M.h. ,”Effect of flexure on aerodynamic propulsive efficiency of flapping flexible airfoil ,“Journal of Fluids and Structures 22 ,401–419, 2006.
- [22].Wei Shyy and Hao Liu ,”Flapping Wings and Aerodynamic Lift:The Role of Leading-Edge Vortices “, AIAA Journal Vol. 45, No. 12, December 2007.
- [23].Heathcote, S. ,Wang, Z. and Gursul, I ,”Effect of spanwise flexibility wing propulsion ,” Journal of Fluids and Structures 24 ,183–199, 2008.
- [24].Wei Shyy , Pat Trizila, Chang-kwon Kang, and Hikaru Aono ,”Can Tip Vortices Enhance Lift of a Flapping Wing? “AIAA Journal Received 20 October 2008.
- [25].Chang, C. C., “Potential Flow and Forces for Incompressible Viscous Flow,” Proceedings of the Royal Society of London A, Vol. 437, pp.517–525, 1992.

- [26]. Yang-Yao Niu, Ting-Shiu Hsu, C. T. Hsieh, C. C. Chang, and C. C. Chu ,” How Does a Gurney Flap Enhance the Aerodynamics Forces? ”, *AIAA Journal* Vol. 48, No. 11, November 2010.
- [27]. Gregory, N and O’Reilly, C.L. ,”Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulation Hoar Frost,” *NASA R&M 3726*, Jan 1970.
- [28]. Lee, T and Gerontakos, P ,” Investigation of flow over an oscillating airfoil “, *J. Fluid Mech.*, vol. 512, pp. 313–341, 2004.
- [29]. Heathcote, S , Wang, Z and Gursul, I , ” Effect of spanwise flexibility on flapping wing propulsion “, *Journal of Fluids and Structures* 24 , 183–199, 2008.
- [30]. Hao Liu,” Integrated modeling of insect flight: From morphology, kinematics to aerodynamics “, *Journal of Computational Physics* 228, 439–459, 2009.
- [31]. Hedrick, T. L. and Daniel, T. L. ,” Flight control in the hawkmoth *Manduca sexta*: the inverse problem of hovering “, *The Journal of Experimental Biology* 209, 3114-3130, 2006.
- [32]. Isogai, K. and Shinmoto, Y.,” Effects of Dynamic Stall on Propulsive Efficiency and Thrust of Flapping Airfoil “, *AIAA JOURNAL* Vol. 37, No. 10, October 1999.
- [33]. Yang-Yao Niu and M. S. Liou, “Numerical Simulation of Dynamics Stall Using Upwind Schemes and Dual Time Stepping”, *AIAA Journal*, Vol. 37, No.11, pp 1386-1392, Nov. 1999.
- [34]. 丁上杰 , “魚類操控式游動之流體物理與仿生學研究”, 博士論文, 國立清華大學 , 動力機械工程學系, 新竹, 2009。
- [35]. 許廷旭 , “高升力尾翼氣動力初步分析”, 碩士論文, 中華大學, 機械工程學系, 新竹, 2009。

The 2011 ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference

心得報告

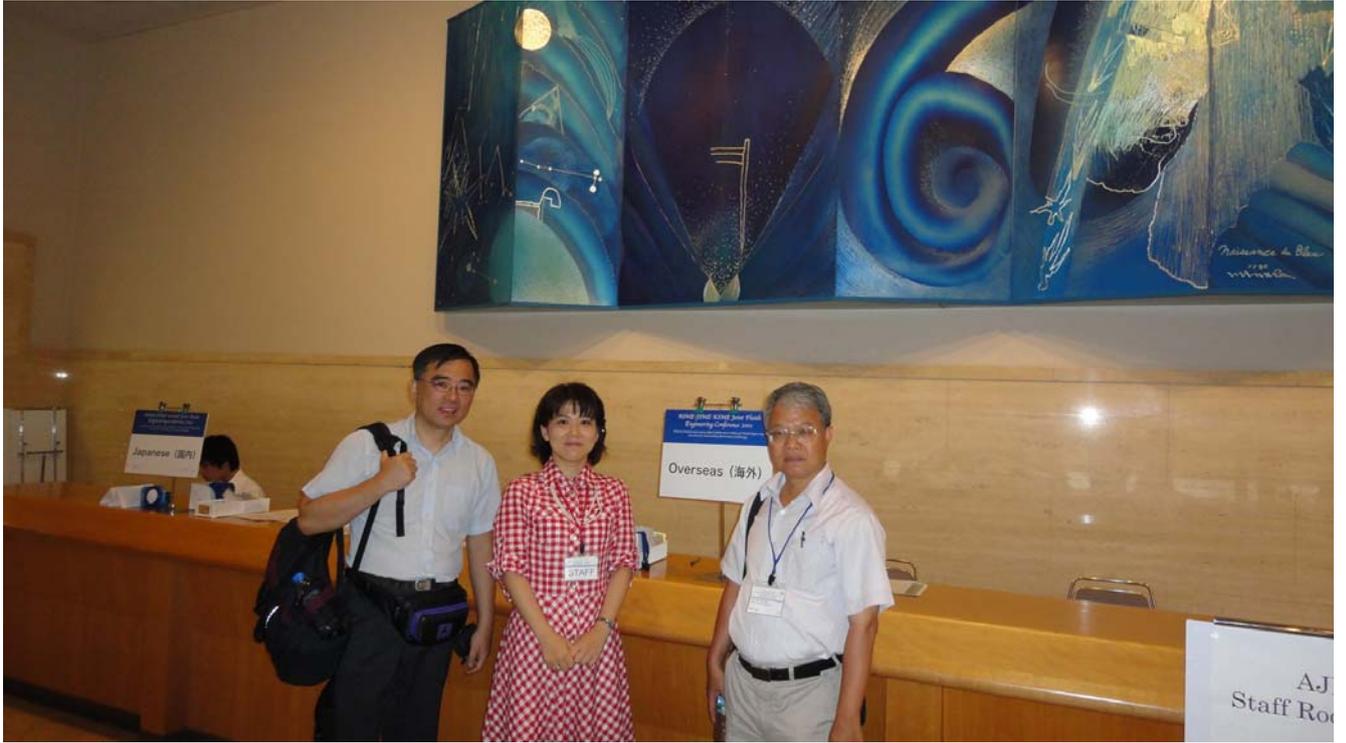
中華大學機械系 報告人：牛仰堯

參加國際性會議不僅可以了解國外在相關領域的最新研究發展狀況，同時也是與國外學者專家技術交流最直接最具經濟效益的方法之一。因為一個成功的研討會，可以在短短的幾天中，聚集了來自各地達數百，甚至數百位學者專家於同一地點，做面對面直接的討論與溝通。因此為求得在最短時間內獲取最新的資訊，參加謹慎選擇的國際性研討會，是最值得的。本次 ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference 國際流體力學與氣體動力學研討會於日本 Hamamatsu, Shizuoka 舉行，有來自各地的相關專家與學者，包括大學教授、研究人員、各國家實驗室的專職人員、工業界相關研究人員出席或發表論文。在會場上並有出版商提供各種流體力學平行計算相關專業書刊與資料，以及最新 CFD 電腦模擬所需的軟體所需的各項器材之展覽。

本次會議於 8 月 24 日傍晚開始辦理報到註冊，主辦單位同時展示一些會議相關論文集及專業書刊，並有部份工作人員舉行會議前之準備集會。接下來的 5 天為正式的會議，包括專題演講 6 個邀請演講、專題討論及論文發表等議程。由大會依專業細分為 mini-symposium，論文發表以 9 個場地同時進行，每場約有 5-6 篇論文，共計有近五百篇，會場外的大廳有軟體廠商、出版商與實驗器材廠商的展示及研究生之論文成果展。大會的子題包括了：Mechanical and Aerospace Engineering, Industrial and Environmental Engineering, Medical and Biological Applications Atmospheric and Ocean Modeling, Combustion, Turbulence, Acoustics, Plasma Dynamics, Design Optimization. 由於場次眾多，個人與樹德科大胡舉軍合著 A Robust and Simple Low-Mach number Solver for Flapping-Wing Simulations 一文參與論文發表觀摩。大本次會議台灣除筆者外，另外有台灣大學教授、成功大學教授(as attached)、中央研究院專家參與論文發表。由本次研討會所發表的篇論文可以看出流體力學與氣體動力學領域發展之現況。此次亞洲學者參與的人數並不踴躍但由此研討會可看出歐洲在流體力學與氣體動力學之研究頗為深入，台灣應參與歐洲計算力學之研討會增進彼此了解，對於促進國內科技研究，提升學術水準有莫大的助益。本次大會共安排了 8 月 27 日的晚宴世界各地的學者專家促進情感交流。

攜回資料名稱及內容

1. 會議程手冊
2. 研討會論文 CD 集



國科會補助計畫衍生研發成果推廣資料表

日期:2011/10/23

國科會補助計畫	計畫名稱: 子計畫二: 仿生系統推進效能之數值分析與最佳化設計
	計畫主持人: 牛仰堯
	計畫編號: 99-2221-E-216-009- 學門領域: 航太科技
無研發成果推廣資料	

99 年度專題研究計畫研究成果彙整表

計畫主持人：牛仰堯		計畫編號：99-2221-E-216-009-				計畫名稱：生物運動機制探索暨仿生系統設計--子計畫二：仿生系統推進效能之數值分析與最佳化設計	
成果項目		量化			單位	備註（質化說明：如數個計畫共同成果、成果列為該期刊之封面故事...等）	
		實際已達成數（被接受或已發表）	預期總達成數（含實際已達成數）	本計畫實際貢獻百分比			
國內	論文著作	期刊論文	0	0	100%	篇	
		研究報告/技術報告	0	1	100%		
		研討會論文	0	2	100%		
		專書	0	0	100%		
	專利	申請中件數	0	0	100%	件	
		已獲得件數	0	0	100%		
	技術移轉	件數	0	0	100%	件	
		權利金	0	0	100%	千元	
	參與計畫人力（本國籍）	碩士生	0	2	100%	人次	
		博士生	0	0	100%		
		博士後研究員	0	0	100%		
		專任助理	0	0	100%		
國外	論文著作	期刊論文	0	2	100%	篇	
		研究報告/技術報告	0	0	100%		
		研討會論文	0	2	100%		
		專書	0	0	100%	章/本	
	專利	申請中件數	0	0	100%	件	
		已獲得件數	0	0	100%		
	技術移轉	件數	0	0	100%	件	
		權利金	0	0	100%	千元	
	參與計畫人力（外國籍）	碩士生	0	0	100%	人次	
		博士生	0	0	100%		
		博士後研究員	0	0	100%		
		專任助理	0	0	100%		

<p>其他成果 (無法以量化表達之成果如辦理學術活動、獲得獎項、重要國際合作、研究成果國際影響力及其他協助產業技術發展之具體效益事項等，請以文字敘述填列。)</p>	<p>無</p>
--	----------

	成果項目	量化	名稱或內容性質簡述
科 教 處 計 畫 加 填 項 目	測驗工具(含質性與量性)	0	
	課程/模組	0	
	電腦及網路系統或工具	0	
	教材	0	
	舉辦之活動/競賽	0	
	研討會/工作坊	0	
	電子報、網站	0	
	計畫成果推廣之參與(閱聽)人數	0	

國科會補助專題研究計畫成果報告自評表

請就研究內容與原計畫相符程度、達成預期目標情況、研究成果之學術或應用價值（簡要敘述成果所代表之意義、價值、影響或進一步發展之可能性）、是否適合在學術期刊發表或申請專利、主要發現或其他有關價值等，作一綜合評估。

1. 請就研究內容與原計畫相符程度、達成預期目標情況作一綜合評估

達成目標

未達成目標（請說明，以 100 字為限）

實驗失敗

因故實驗中斷

其他原因

說明：

2. 研究成果在學術期刊發表或申請專利等情形：

論文： 已發表 未發表之文稿 撰寫中 無

專利： 已獲得 申請中 無

技轉： 已技轉 洽談中 無

其他：（以 100 字為限）

3. 請依學術成就、技術創新、社會影響等方面，評估研究成果之學術或應用價值（簡要敘述成果所代表之意義、價值、影響或進一步發展之可能性）（以 500 字為限）

對拍撲翼氣動力有了初步的認識，在此將其上述討論之結果歸納出以下幾個重點結論來敘述：

1. 動態失速之數值模擬結果與相關實驗值的驗證顯示 S-A 紊流模型具備有不錯的準確度與計算效率。

2. 從三維 NACA0012 機翼的拍撲模擬中發現在機翼附近皆有翼前緣渦流、翼尖渦流與翼後緣渦流的產生。從模擬中得知翼前緣渦流與翼後緣渦流為產生壓力差的主要原因，且從中得知翼前緣渦流並不會隨著拍撲擺動而脫離，但翼後緣渦流卻與翼前緣渦流不同，它會隨著拍撲擺動使渦流脫離機翼表面。而在拍撲的過程中也發現了翼展流的存在，且提供流體在翼展方向的動量傳輸維持前緣渦流的強度防止失速的產生，並與翼尖渦流結合產生低壓區近而產生升力。