

小型三角翼中央孔洞對翼尖渦旋效應分析

王金燦¹ 孫嘉鳴² 呂冠樺³ 苗君易⁴

¹ 國立宜蘭大學機械與機電工程學系

^{2,3,4} 國立成功大學航空太空研究所

摘 要

三角翼背風面翼尖渦旋流場發展是氣動力研究重點之一，本研究利用分析小型三角翼各種姿態流場，探討三角翼背風面在中央孔洞效應作用下，對翼尖渦旋流場發展的影響。研究將於雷諾數 $Re=8.84 \times 10^3$ ，對近翼面流場進行分析。研究結果發現，在渦旋附近邊界層與三角翼背風面中心孔洞流場交互作用下，引發下流渦旋流場不對稱性。此外，三角翼中心孔洞下緣斜面近轉角處，因存在較大速度梯度與壓能梯度，為孔洞效應對渦旋流場發展影響最顯著的區域。

關鍵詞：三角翼、孔洞效應、翼尖渦旋

Analysis of Central-Hole Effect on Wing-Tip Vortex Flow for Miniature Delta Wing

Chin-Tsan Wang¹, Jia-Ming Sun², Guan-Hua Leu³ and Jun-Ji Miao⁴

¹ *Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering, National I Lan University
I Lan, 260 Taiwan*

^{2, 3, 4} *Institute of Aeronautics and Astronautics, National Cheng-Kung University
Tainan, 701 Taiwan*

ABSTRACT

This study addresses the development of the wing tip vortex at the leeward side of a delta wing, and primarily focuses on determining the central-hole effect on the development of the wing tip vortex for the delta wing at different flying altitudes. Near surface flow characteristics corresponding to different angles of attack and yaw angles were studied at $Re = 8.84 \times 10^3$. Useful results include the followings: Flow along the downstream over the delta wing is characterized, unbalanced vortex flow structures can be controlled by changing the interaction between the boundary layer situated near the vortex flow structures and another flow originating from a square hole at the center of the delta wing as a result of the occurrence of a larger velocity gradient and higher pressure energy gradient.

Keywords: delta wing, central-hole effect, wing-tip vortex

1. 前言

微機電系統在航太產業之應用，如同今日微處理器一般，在未來數年內微機電系統(Micro-Electro Mechanical System, MEMS)的航太產品，將會十分普遍。國防產業已積極運用商業驅動發展的產品，如微電子和電信通訊，未來也會從消費性市場的 MEMS 應用中獲得好處。美國國防先進研究計畫署(DARPA)，已著手進行發展，以開發 MEMS 的應用，該署也提出將微機電裝置應用在航太、國防方面，預測市場產值每年約在 65 億與 115 億美元之間。未來可以發展的產品，包括微加速計、慣性量測組、整合式導引與導航電子組、微陣列雷達組件、監視用微感測器、微機械感測器和制動器，以及應用在發動機的壓力感測器、溫度感測器、應變感測器、紊流和化學感測器等；另外，微型動力產生裝置，可以提供可攜帶的長時間電力，即使大型的結構體，諸如飛機，都可因 MEMS 而受惠，因為小小的改變，皆可對流經表面氣流的下游，產生重大影響。美國空軍科學研究署(AFRL)和 DARPA 通過支持微適形氣流控制(Micro Adaptive Flow Control)研究等相關計畫，將微機械感測器和制動器安置在後掠三角翼前緣，利用修正渦流的產生，以產生足夠飛行控制所需動量。

在高攻角時，渦流貢獻至少可提供40%的總升力，而彈性表層所含的剪應力感測器，則可偵測瞬間流體之剝離線，微制動器將可控制氣流在邊界層剝離區內，從而改變漩渦結構，使產生飛機操控所需之俯仰/滾動/橫搖力矩，而不需傳統控制翼面及液壓或電控系統。微制動器設計通常包括藉由外界的磁場，來達到折動的中間襟翼及利用氣壓驅動矽橡膠的氣閥式制動器。另一種方式，則是利用合成噴流或微噴流，排除利用結構體延伸入外在氣流中[1]。有關三角翼冷熱流場模擬與實驗研究很多，如Eibeck and Eaton [2]研究半三角翼所產生的縱向渦旋對熱傳的影響。Pauley and Eaton [3]進一步研究一對半三角翼的

熱流，兩者結果顯示：當二次流朝向壁面時，熱傳效應會提升，遠離壁面則效應降低。反觀國內對於微型三角翼流場的研究，顯少有研究者投入，然對國內未來在微微衛星的发展及帶動相關產業科技考量上，是值得投入的研究領域。

目前我國國科會已在北中南重點大學設立微機電中心，進行基礎研究，而工研院在微機電科專計畫下，設有共通實驗室，並與企業合作研發微機電技術應用計畫。雖然我國在發展微機電系統有些優勢，但微機電系統相關研究，仍偏重基礎研究，例如具成本優勢之半導體製造技術，豐富的設計積體電路人才，但投入研發的資源仍較歐美不足。在航太領域方面我國僅投入於微飛機相關研究，對於廣泛應用微機電系統技術，仍有相當距離，但有鑑於微機電系統前景，希望本研究有助於未來國內在微衛星的发展。

2. 實驗與模擬分析

本研究採近翼面視流觀察法及數值模擬法兩種，對三角翼表面中央孔洞附近流場進行探討，找出翼面流場變化最顯著的區域。

本實驗模型採一縱長為 123.49mm，底邊長為 200mm 之三角翼，中心方形孔洞邊長為 25mm，底面斜面夾角為 26 度，三角翼幾何形狀如圖 1 所示。

在實驗上，主要是利用一低速循環水槽，進行視流觀察，測試區為 60cm×60cm，全長 250cm，最高流流速達 40cm/s，流場紊流強度 0.8%。

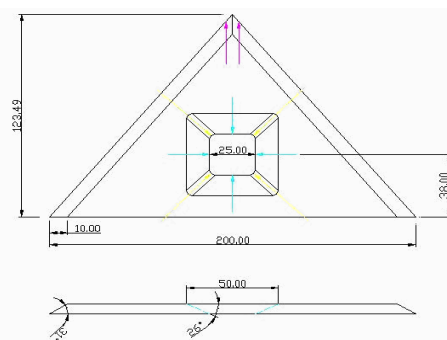


圖 1 小型三角翼幾何示意圖(單位：mm)

在數值分析上，則採用 ESI-CFD 2006 版數值分析軟體，進行流場分析。以上風法(upwind solver)，利用結構性及非結構性網格交互使用，對三角翼幾何變化較大的區域作局部格點加密，並利用三角格點法，避開流模尖點問題，以增加模擬的精確度。工作體為空氣，以一大氣壓、絕對溫度 300 度為模擬環境並設定常流、不可壓縮、層流且無滑移之邊界條件。格數測試，總網格數約 90000。模擬採有限體積法，將質量守恆方程式、動量方程式，搭配無滑移邊界條件，進行格點計算，進而求出解。

流體基本統御方程式如下表示：

質量守恆方程式：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

動量方程式：

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\nabla P + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (2)$$

此處 ρ 為密度； $\vec{V}$ 為速度向量； μ 為流體黏滯力； P 為壓力。

3. 結果與討論

研究之三角翼特徵長度為 123.49mm，為考量未來能控制翼面，故在三角翼中間位置挖一 25mm 方形孔洞，以斜面 26°切銷，形成上表面方孔為 50mm，下表面方孔為 25mm 之三角翼。考量不同高度下溫度及壓力對流體物性的影響，如改變流體黏性、密度及氣體流動速度等參數，本研究擬以無因次參數雷諾數 Re ，為流場控制條件，實驗及模擬於雷諾數 $Re = 8.84 \times 10^3$ 流場下進行。

圖 2 為三角翼於攻角 10°且側滑角 0°之近翼面視流觀察(圖 2a)與流場模擬圖(圖 2b)。從圖 2 所示結果發現，實驗所得流場結果與數值模擬所得結果極為相似，說明三角翼中心孔洞之轉角為

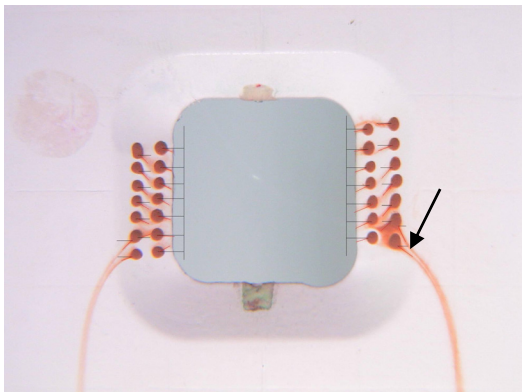
尖角或圓弧角形狀皆對流場無明顯的變化。由圖 2(a)之近翼面視流觀察發現，左右翼面水彩軌跡皆流向中心孔洞方向，顯示從翼尖發展出之兩股渦漩，左渦漩結構以逆時針旋轉，右渦漩結構以順時針旋轉，以近似對稱型態向下游發展[2]，但在中央孔洞下緣處，由於中央孔洞背壓因素，使得兩股渦漩受擠壓，而向上翼面外緣發展，造成三角翼上翼面下方，近翼面水彩線軌向外延展(如箭頭指示位置)。從圖 2(b)流場軌跡研判，得知翼面兩側流場呈近似對稱型態發展[2]，且從翼尖發展而下的流場，確實與中央孔洞上表面所流出的流場結構，發生擠壓作用，使得在孔洞中心下緣轉角處(如箭頭指示位置)，存在較大的速度變化，預測壓力梯度也相對變大。

再者，圖 3 結果顯示，在側滑角 0°時，攻角提高為 25°，上表面翼尖來流的流線，會因中央孔洞的射流(jet flow)，隨攻角的增加而射流效應加強，使得兩股流場的擠壓提早發生(如箭頭指示位置)，顯示上表面中央孔洞下部斜面附近流能，會因攻角加大而有變強的趨勢，使得中央孔洞流場，將比外部流場更為強勢。從流場壓能分佈而言，圖 4 結果說明，在攻角 25°且側滑角 0°的流場下，三角翼兩側翼緣為高能流區，存在較高全壓，而在中央孔洞兩側轉角上方處為低壓區(如箭頭 1 指示位置)，顯示此處流能較小；在孔洞下方處，則存在較高的壓力分佈(如箭頭 2 指示位置)。

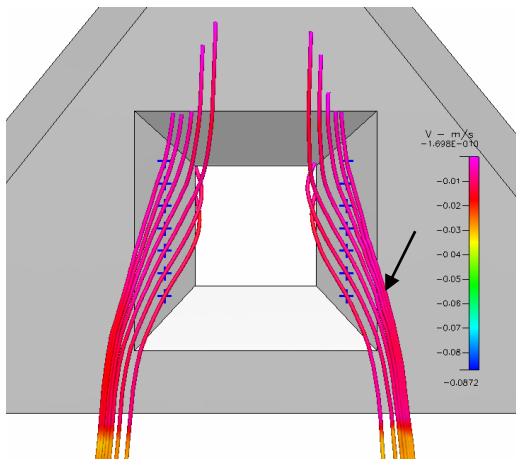
當翼尖流場與中央孔洞流場相互作用下，除會受攻角影響外，理應會受側滑角的影響。由圖 5 結果顯示，當流場於攻角 25°及側滑角 25°時，中央孔洞附近的流場，將因側滑角的影響，而造成流場側偏擠壓情形發生。另一方面，從圖 6 的流場全壓分佈來看，發現流場結構已產生變化。當攻角為 25°，側滑角由 0°增為 25°時，三角翼中央孔洞兩上緣轉角處的流場，由兩低壓區(圖 4)轉變為只存在一低壓區(圖 6)，而中間孔洞邊緣處之高壓區亦轉移到下方對角線附近(如箭頭指示位置)，如此流場變化說明流場已

明顯偏移。

根據邊界層理論，三角翼前緣處邊界層，在微擾動下，分離狀態將發生變化。若無擾動時，翼背風面兩側之前緣渦，則以成對稱分佈，因此不管在流場分離前或後，透過與邊界層厚度相匹配之致動器或感測器[4]，進行分離流的擾動，影響三角翼之繞流，將可打破渦旋的對稱性，使能產生力矩，進行翻滾、偏航和俯仰等飛行控制[5]。一般來說，三角翼上穩定的前緣渦能有效改善氣動力性能，但

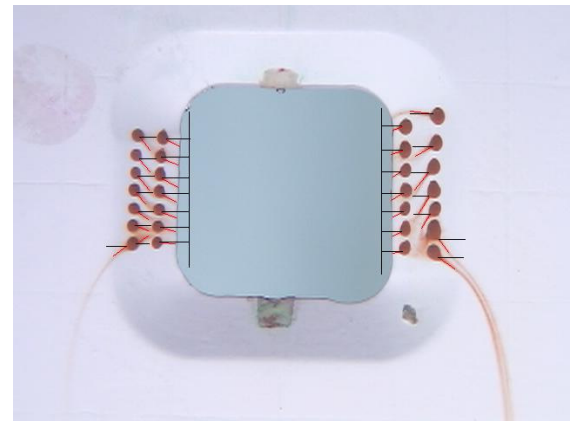


(a)近翼面視流觀察

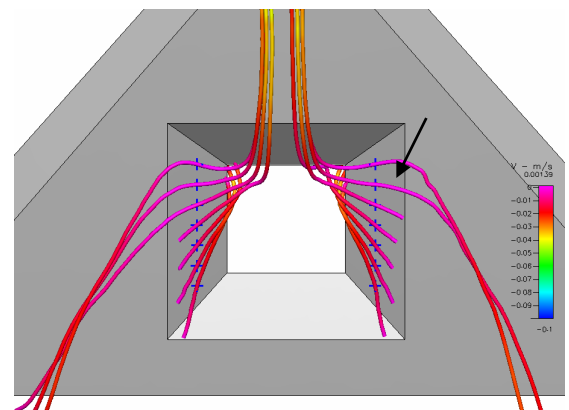


(b)流場軌跡

圖 2 攻角 10° 側滑角 0° 之流場圖



(a)近翼面視流觀察



(b)流場軌跡

圖 3 攻角 25° 側滑角 0° 之流場圖

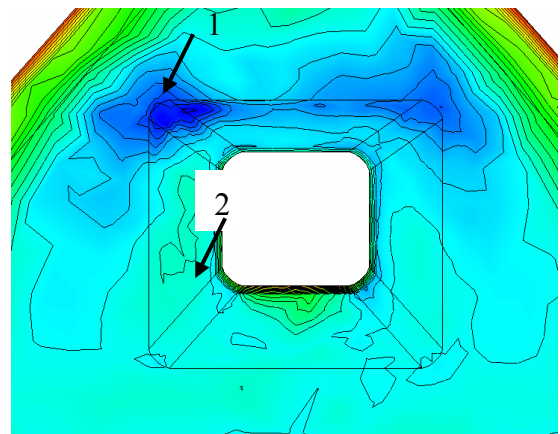
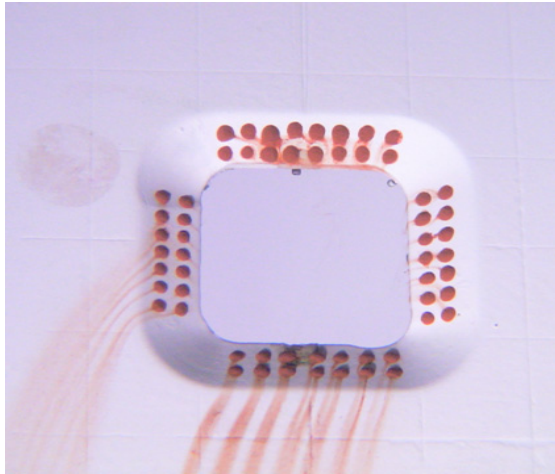
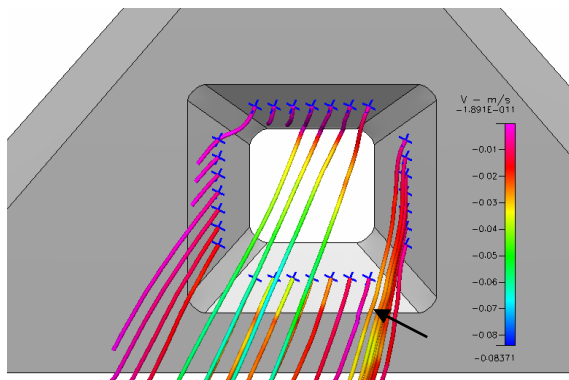


圖 4 攻角 25° 側滑角 0° 流場全壓分佈圖



(a) 近翼面視流觀察



(b) 流場軌跡

圖 5 攻角 25° 側滑角 25° 之流場圖

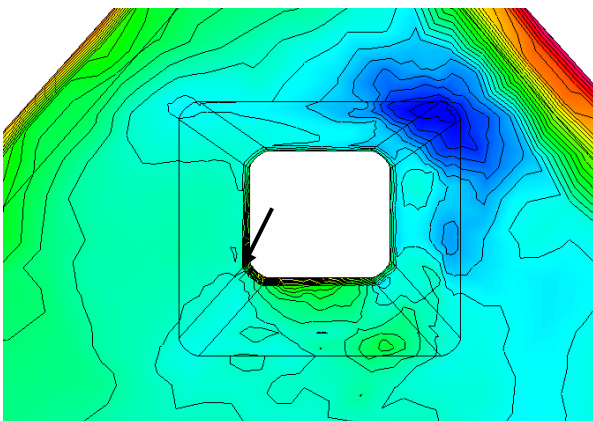


圖 6 攻角 25° 且側滑角 25° 流場全壓分佈圖

渦旋破裂將會導致升力驟降，在高攻角時，渦流貢獻全體升力至少達 40% [1]，若邊界層內安置剪應力感測器，則可偵測到瞬間流體剝離線，微制動器即可運作控制氣流在邊界層內的剝離區域，從而改變漩渦結構，使產生飛機操控所需的

俯仰/滾動/橫搖力矩，而不需傳統的控制翼面及所需的液壓或電控系统，微制動器僅需折動 1 至 2 公釐就可達到所需的結果 [1]。

4. 結論

研究採近翼面視流觀察法及數值模擬兩種，對三角翼上表面中央孔洞附近之流體分離進行分析，找出翼面流場變化最顯著的區域。

研究結果分述如下：

- 一、渦旋於翼尖處，初始以近似成對渦旋往下游發展，最後在與翼尖渦旋附近的邊界層交互作用下，影響渦旋發展，造成流場不對稱性。
- 二、三角翼中央孔洞下方斜面轉角處附近，因存在較大速度與壓力梯度變化，為流場變化最顯著區域。

致謝

本研究承蒙國家科學研究委員會研究計畫 NSC- 96-2221-E-197 -015 之經費補助，特此致謝。

參考文獻

- [1] Lee, G. B., Shih, C., and Ho, C. M., "The Control of a Delta Wing by Micromachined Sensors and Actuators," 13th U. S. Congress of Applied Mechanics, Gainesville, USA, June 21-26, 1998.
- [2] Eibeck, P. A., and Eaton, J. K., "Heat transfer effects of a longitudinal vortex embedded in a turbulent boundary layer," Journal of Heat Transfer, 109(1), pp.16-24, 1987.
- [3] Pauley, W. R., and Eaton, J. K., "The Effect of Embedded Longitudinal Vortex Arrays on

Turbulent Boundary Layer Heat Transfer,”
Journal of Heat Transfer, 116(4), pp. 871-878,
1994.

- [4] Lee, G.B., Shih C., Tai, Y.C., T. Tom, and Ho, C. M., “Robust Vortex Control of a Delta Wing Using Distributed MEMS Actuators,” AIAA Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 4, July-August, pp. 697-706, 2000.
- [5] Lee, G.B., Chiang S., and Tai, Y. C., “Robust Vortex Control of a Delta Wing Using Distributed MEMS Actuators,” Journal of Aircraft, 37(4), pp.697-706, 2000.