



氣動鉚釘槍鉚接評估器

空軍官校 航管系／空軍航空技術學院 飛機系

摘要

航空器結構件的製造，長久以來均依賴熟練技工的鉚接技術以確保航空器結構件的疲勞壽命。但礙於航太器材之高價特性，訓練一位熟練技工需相當高的成本，且日後因人為因素而形成缺陷的機率依然存在。因此，本次主題即以 HT46R24 為主體，架構一個利用鉚接衝擊訊號，判斷鉚接狀態的氣動鉚釘槍鉚接評估器。

1. 前言

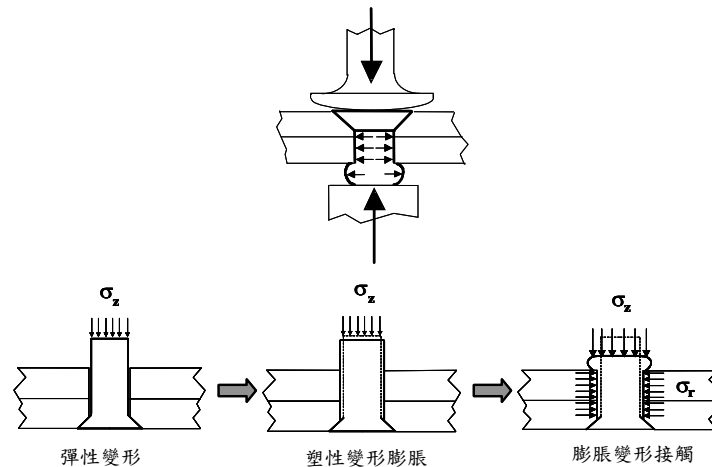
航空器組裝時，除部份結構件的鉚接孔及鉚接，由 CNC 加工機於結構件製作時施作外，多數必須在結構組裝前，由現場人員以手動工具施作(圖一、二)。若以一架中型 Boeing 707 主機翼下方的結構而言，就有多達 16,000 個鉚釘孔需手工施作。可想而知，因鉚釘孔設計餘裕造成眾多鉚接工作有極大的機械性質差異。目前航空工業廣泛用於結構件製造、維修的鉚接工具為氣動鉚釘槍。此種傳統工具雖然具有快速以及相對低廉的製造成本，但無法以數值方式控制鉚釘出力。所謂“合格”的鉚接工作，通常必須由具有經驗的結構鉚接師傅/工程師來判斷。例如，變形頭的形狀、槌擊之聲音—‘碰碰聲’。判斷的準則雖然十分普遍的散見於各式規範文件之中，然而，對於缺乏經驗的鉚接人員，此種合格的鉚接品質判讀方式存在著許多變異性。主因即此種依據經驗的判斷方式，無法以數據證明該搭接處鉚接之機械強度是否合於規範。此種因鉚接製程的不確定性，所造成的金屬疲勞，無法依標準程序進行結構壽命評估，因此對飛航安全有非常深遠地影響。



圖一 手工加鉚



圖二 手工加鉚



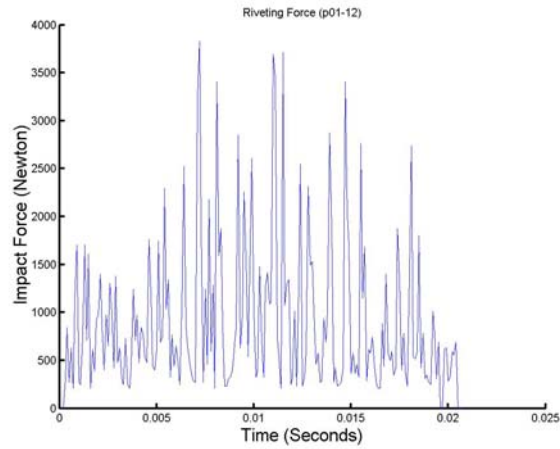
圖三 鉚接之機械製程

由目前研究 [1, 2, 3] 知鉚接力的控制與疲勞壽命有直接的關係。因此，我們可設計一個鉚接力量測儀器並依施力分布狀況評判鉚接結果。基於上述理由，我們將以微控制器 HT46R24 為主體，配合相關週邊（外部記憶、放大電路及加速規），架構一個利用鉚接衝擊訊號判斷鉚接狀態的鉚接評估器。此即為本次之參賽主題『氣動鉚釘槍鉚接評估器』（以下簡稱“評估器”），藉由評估器可立即判斷鉚接結果之良莠，不止可輔助人員訓練，對線上工作之品管也會有實質助益。由目前研究知鉚接力的控制與疲勞壽命有直接的關係。因此，我們可設計一個鉚接力量測儀器並依施力狀況評判鉚接結果。基於上述理由，我們將以微控制器 HT46R24 為主體，配合相關週邊（外部記憶、放大電路及加速規），架構一個利用鉚接衝擊訊號判斷鉚接狀態的鉚接評估器。此即為本次之參賽主題『氣動鉚釘槍鉚接評估器』（以下簡稱評估器），藉由評估器可立即判斷鉚接結果之良莠，不止可輔助人員訓練，對線上工作之品管也會有實質助益。

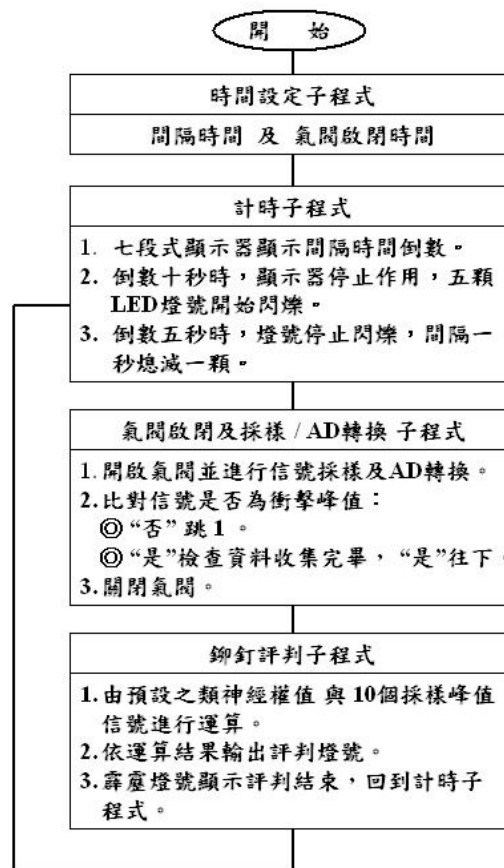
2. 實作步驟

2.1 軀體設計與原理

氣動式鉚釘槍之工作原理是經由氣壓源推動槍管內之活塞桿及彈簧回復機構做往復式的衝擊動作來擊打鉚釘桿 (rivet shank) 變形。此製程約需 1~2 秒完成。且與結構型式 (如蒙皮厚度、飛機結構件 - airframe or stringer 厚度) 以及鉚釘孔徑大小，擊槌速率與所選用的鉚釘氣槍有關係。以厚度 1.52mm，孔徑 4.76mm 之單搭接蒙皮結構而言，一般所選用之氣動槍在 80 psi 的氣壓源驅動下，擊槌速率雖然高達每秒 3000 次擊發 [4]，但實際有效鉚接衝擊次數僅有 1% 以下 (即有效變形之衝擊次數/全歷程衝擊量) [5, 6]。以 engineering strain 變形量估算，鉚釘桿的應變量至少有 0.3~0.5，由衝擊加速規量測之衝擊力 (圖四)。在 0.1 毫秒可以高達近 4000 N，故推估鉚釘變形平均由 6~10 個衝擊峰值所形成。



圖四 鉚接製程之有效衝擊力

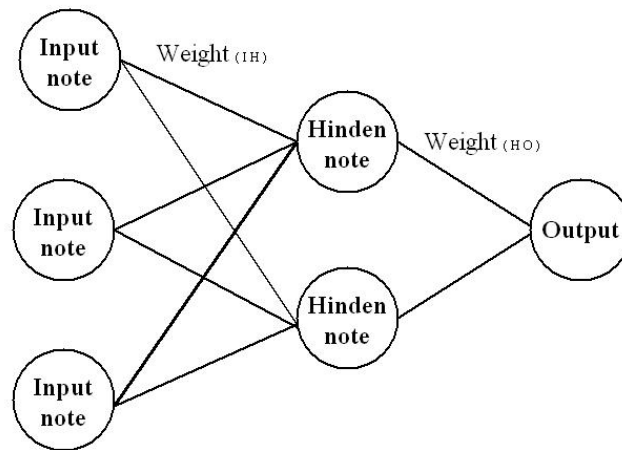


圖五 韌體規劃圖



因此，加速規測量出的 10 個最大峰值電壓，即可作為鉚接良否之計算依據，由於氣壓擊槌每秒槌擊 3000 次，故每 0.3 ms 需完成一次信號採樣及 AD 轉換。此外，尚須控制氣閥啟閉時間，避免人為過度鉚合，韌體規劃流程如圖五。

評判子程式部分，所採用的演算法為類神經演算法如圖六，此演算法之計算是採用徒坡下降法尋找各神經元間之最佳權值，並於計算後將各權值固定，作為輸入量與輸出值間之加權計算值，計算結果之輸出值，在本作品中即為鉚釘鉚合良否之判斷依據。而輸入值即為 10 個衝擊峰值電壓。



圖六 類神經演算法

本評估器在求取權值時，需先實際量取 HT46R24 之採樣結果，並藉由軟體 RS232 方式連結至 PC 紀錄結果，再於 PC 上以類神經法求取各層之最佳權值。此外，由於微處理器之乘法運算能力較為薄弱，為克服計算量龐大之問題，需對可能範圍之權值轉換量進行建表，並存於 HT24LC64 記憶體內。於每次轉換完成後，依轉換結果以查表法求取最後輸出值，以縮短運算時間。

2.2 硬體規劃與實作

霍爾效應是指當固體導體有電流通過，且放置在一個磁場內，導體內的電荷載子受到洛倫茲力而偏向一邊，繼而產生電壓。電場力會平衡洛倫茲力。霍爾感測元件及

由於工廠背景噪音極高，燈號警告是唯一較明顯之標示方式。因此，在設計上評估器各式警示均以燈號為主。以下介紹氣動鉚釘槍鉚接評估器之工作程序：

1. 倒數顯示，使用者於時限內完成打鉚之前置作業。
2. 啟動氣動鉚釘槍，對頂鐵內之加速規（圖七）訊號進行放大及 AD 訊號轉換。
3. 將訊號值經類神經運算評判，並將評判鉚接結果以燈號顯示。
4. 工作人員執行新部位鉚接，評估器重複步驟 1。

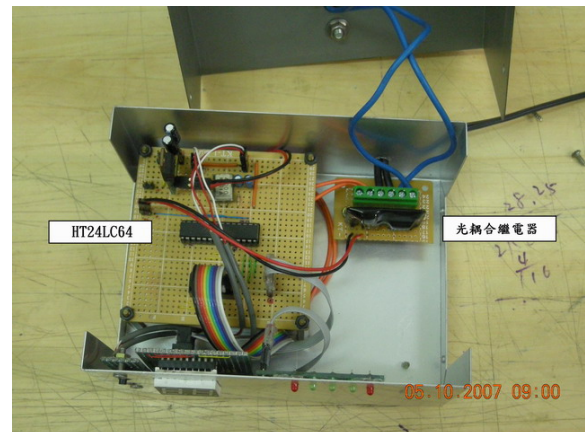


圖七 頂鐵及加速規總成

依上工作述程序，進行硬體規劃如圖八，以 HT46R24 為核心製作主電路如圖九，另分別製作記憶體電路模組及其他相關配合電路模組，以利相關理論及驗證施作時可依需求更換。在電源及電磁氣壓控制閥方面，選用單相 110V 之電磁氣壓控制閥，以簡化電源設計價低成本，日後如有實際需求可直接更換 220V 單相電源。



圖八 硬體規劃



圖九 主電路板

實作成品如圖十，依單鍵（時間設定按鈕）按壓時間長短，可分別設定待機時間及電磁閥啟閉時間，此外於實作階段也發現 HT46R24 之 AD 轉換時間需大於 10ms 才能達到穩定採樣之要求，以致於實機測試時，需外接 12MHz 之 AD 轉換器，方能達到要求擊鎚 3000 rpm 之基本量測需求，於截稿前仍在設法找尋高速轉換 IC 以利整合於電路中。目前先行以原廠加速規控制器及 AD 轉換器直接將採樣結果紀錄於 PC 中，並輔以 VB 所作成之介面程式，對打鉚結果進行評判，如圖十二所示。



圖十 氣動鉚釘槍鉚接評估器



圖十一 實際操作



圖十二 加速規控制器及 12MHz A/D 轉換



圖十三 加速規控制器及 12MHz A/D 轉換



3. 結語

首先感謝，盛群公司提供這樣的機會，讓我們可以跨入機電整合這一領域，也感謝所有協助參與本次創意競賽的老師及同學，由於第一次接觸 HOLTEK 的 MCU，有許多特性與語法仍待學習，再此要感謝老師的適時提攜，節省許多學習時間，也感謝老師提供演算法及相關物理觀念，使我們能於最短時間內做完相關打鉚之量測，並應用其結果進行打鉚評判。

最後再次感謝盛群公司讓我們能於學生階段即接觸到業界所使用之 MCU，也感謝孕龍科技提供我們「邏輯分析儀」，讓我們學習其應用方式，這真是學生時代最值得的回憶。

4. 參考文獻

- J. Schijve, 1993 July, "Multiple-Site Damage In Aircraft Fuselage Structures," LR-729, Delft University.
- 王心靈，國科會專題研究“飛機維修之鉚接品質量測”(NSC-93-2212-013-E-004，執行日期：93 年 8 月至 94 年 7 月)
- E. J. Moukawsher, 1993, May, "Fatigue Life and Residual Strength of Panels with Multiple Site Damage," M. S. Thesis, School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, West Lafayette, IN.
- Peng, S-L., "Characterization and Ergonomic Design Modifications for Pneumatic Percussive Rivet Tools", International Journal of Industrial Ergonomics, Vol. 13, 1994, pp. 171-187
- Hsing-Ling Wang, "Investigation on characteristics of pneumatic rivet tool", S06, 中國航太學會/中華民航學會聯合學術研討會，高雄，December, 2005。
- N.C. Bellinger, J.P. Komorowski, 1997, "Corrosion pillowing stresses in fuselage lap joints", AIAA Journal, 35(2), pp.317 - 20
- El-Mage, E., and Abouridouane, M., "Characterization, modeling and simulation of deformation and fracture behavior of the light-weight wrought alloys under high strain rate loading", International Journal of Impact Engineering, 32, 2006, pp. 741-758.
- Oosterkamp, L.D., Ivankovic, A., and Venizelos, G., "High strain rate properties of selected aluminum alloys", Materials Science and Engineering, A278, 2000, pp. 225-235.
- Liang M. and Palakal M. J. 2002 Airborne Sonar Target Recognition Using Artificial Neural Network. Mathematical and Computer Modeling. 35(3-4): 429-440.
- 張斐章，張麗秋，“類神經網路”，東華書局，台灣，9/2005.
- 鍾啟仁，“HT46XX 為控制器理論與實務寶典”，全華圖書，台灣，11/2004.