

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

## 風洞試驗設備噪音防治 研究成果報告(完整版)

計畫類別：個別型  
計畫編號：NSC 100-2623-E-009-010-D  
執行期間：100年01月01日至100年12月31日  
執行單位：國立交通大學機械工程學系(所)

計畫主持人：傅武雄  
共同主持人：鄭泗東  
計畫參與人員：碩士班研究生-兼任助理人員：鄭景木  
碩士班研究生-兼任助理人員：羅啟修  
碩士班研究生-兼任助理人員：卓昭成  
碩士班研究生-兼任助理人員：李岳桓  
博士班研究生-兼任助理人員：王威翔  
博士班研究生-兼任助理人員：林育丞

公開資訊：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 101 年 03 月 27 日

中文摘要： 高速飛行器使用之引擎為國防上極重要的設備，研發測試過程均需利用風洞輔助進行。由於引擎所排出之氣體極為高速，經由風洞排放至外界環境時，產生極大的氣動噪音。對於周遭環境產生莫大的噪音公害。解決氣動噪音問題遂成為國防科技發展過程必須伴隨解決的重要問題之一。本計畫發展氣動噪音的計算方法用以分析與改善噪音問題，藉此提升風洞試驗設備的品質。本計畫發利用流場模擬軟體 fluent 拓展至實際風洞試驗設備之應用以模擬與分析，並進行聲場可視化之實驗，由波束形成法(Beamforming)演算法及整合 NI-PXI 擷取卡發展出一套完整的麥克風陣列軟硬體系統。先後於無響室及戶外進行雙頻聲源測試，驗證系統可行性。最後本系統實地應用於分析噴射推進氣動設備進行吹試時之噪音頻譜及聲壓大小，並計算出聲場之可視化聲壓圖，以及聲源定位。進而依據實驗與模擬結果，提出可能之減噪方案，以達成噴射推進氣動噪音防治的目的。

中文關鍵詞： 氣動聲學、麥克風陣列、波束成型法、延遲加總法、噪音可視化

英文摘要：

英文關鍵詞： Aeroacoustics, Acoustic camera, Beamforming, Delay and Sum, Noise Visualization

行政院國科會國防科技研究計畫研究報告  
( 期末報告 )

風洞試驗設備噪音防治

計畫主持人：傅武雄、鄭泗東

計畫研究單位：國立交通大學

中華民國一百年十二月

## 摘 要

高速飛行器使用之引擎為國防上極重要的設備，研發測試過程均需利用風洞輔助進行。由於引擎所排出之氣體極為高速，經由風洞排放至外界環境時，產生極大的氣動噪音。對於周遭環境產生莫大的噪音公害。解決氣動噪音問題遂成為國防科技發展過程必須伴隨解決的重要問題之一。本計畫發展氣動噪音的計算方法用以分析與改善噪音問題，藉此提升風洞試驗設備的品質。本計畫發利用流場模擬軟體 fluent 拓展至實際風洞試驗設備之應用以模擬與分析，並進行聲場可視化之實驗，由波束形成法(Beamforming)演算法及整合 NI-PXI 擷取卡發展出一套完整的麥克風陣列軟硬體系統。先後於無響室及戶外進行雙頻聲源測試，驗證系統可行性。最後本系統實地應用於分析噴射推進氣動設備進行吹試時之噪音頻譜及聲壓大小，並計算出聲場之可視化聲壓圖，以及聲源定位。進而依據實驗與模擬結果，提出可能之減噪方案，以達成噴射推進氣動噪音防治的目的。

關鍵字：氣動聲學、麥克風陣列、波束成型法、延遲加總法、噪音可視化

## 目錄

|                                              |     |
|----------------------------------------------|-----|
| 摘 要 .....                                    | i   |
| 目 錄 .....                                    | ii  |
| 圖目錄 .....                                    | iii |
| 第一章 緒論 .....                                 | 1   |
| 第一節 前言 .....                                 | 1   |
| 第二節 研究目的 .....                               | 2   |
| 第三節 文獻探討 .....                               | 3   |
| 第二章 基礎理論與實驗架構 .....                          | 6   |
| 第一節 Lighthill 方程式 .....                      | 6   |
| 第二節 $k-\varepsilon$ 紊流模式 .....               | 9   |
| 第三節 LES 紊流模式 .....                           | 11  |
| 第四節 聲學理論 .....                               | 14  |
| 第五節 實驗系統架構 .....                             | 16  |
| 第三章 研究方法 .....                               | 18  |
| 第一節 Broadband Noise Source Model .....       | 18  |
| 第二節 Ffowcs Williams and Hawkings Model ..... | 22  |
| 第三節 物理模式與數值方法 .....                          | 24  |
| 第四節 實驗方法 .....                               | 26  |
| 第五節 實驗系統測試 .....                             | 30  |
| 第四章 結果與討論 .....                              | 31  |
| 第一節 模擬結果分析 .....                             | 31  |
| 第二節 實驗結果分析 .....                             | 35  |
| 第三節 結果與改善措施 .....                            | 39  |
| 第五章 結論 .....                                 | 41  |
| 第六章 參考文獻 .....                               | 42  |

## 圖目錄

|                                        |    |
|----------------------------------------|----|
| 圖 一 麥克風陣列聲源量測系統.....                   | 16 |
| 圖 二 麥克風圓陣列排列示意圖.....                   | 16 |
| 圖 三 系統架構流程圖.....                       | 17 |
| 圖 四 風洞物理模型.....                        | 24 |
| 圖 五 網格局部加密圖.....                       | 25 |
| 圖 六 調整 ULA 的 MAIN LOBE 位置.....         | 26 |
| 圖 七 DELAY AND SUM 的 BLOCK DIAGRAM..... | 27 |
| 圖 八 十六支麥克風模擬之時域接收.....                 | 28 |
| 圖 九 無響室測試.....                         | 30 |
| 圖 十 戶外測試.....                          | 30 |
| 圖 十一 設備馬赫數等高線分佈圖.....                  | 31 |
| 圖 十二 設備管壁壓力分佈圖.....                    | 31 |
| 圖 十三 設備聲壓分佈圖.....                      | 32 |
| 圖 十四 距離入口處 10 公尺之聲場頻譜圖.....            | 33 |
| 圖 十五 距離入口處 100 公尺之聲場頻譜圖.....           | 33 |
| 圖 十六 距離入口處 1 公里之聲場頻譜圖.....             | 34 |
| 圖 十七 距離入口處 10 公里之聲場頻譜圖.....            | 34 |
| 圖 十八 噴射推進氣動噪音量測聲場強度圖.....              | 35 |
| 圖 十九 不同時間下之頻譜圖.....                    | 36 |
| 圖 二十 噴射推進氣動設備噪音可視化結果比較.....            | 37 |
| 圖 二十一 模擬與實驗比較.....                     | 38 |
| 圖 二十二 設備包覆隔音罩示意圖 A.前視圖 B.側視圖及夾層材料..... | 39 |

## 第一章 緒論

### 第一節 前言

超音速航空器為軍事上極為重要的武器，研發測試過程則需在地面上建立近似的飛行環境，以供比對。提供模擬飛行環境所需的高速氣流排放至周遭環境時，由於高速氣流與周遭環境近乎靜止狀態的空氣產生摩擦作用，因而產生極高分貝（通常大於100 分貝以上）的音壓，且包含極寬的頻率，對周遭環境產生極大的不舒適感，造成民怨迭起。

噪音對人體的影響可分為身體與心理方面的傷害。對身體方面：不僅耳朵與聽力造成暫時性或永久性的聽覺損失，更會透過神經系統，引起身體其他器官或系統的失調與異常，產生「非聽覺性的影響」。除此之外，長期處於高噪音環境下，容易使身體胃腸蠕動增快、呼吸型態改變、血壓增高、心跳加快、需氧量增加、血清膽固醇增加、血小板凝集等現象，雖不能斷定噪音是導致這些疾病的禍首，但噪音為導致或形成這些疾病的複雜因素之一，卻是無庸置疑的。對心理影響方面：噪音會影響睡眠、妨礙交談、工作效率低落、厭惡、生氣等心理作用，久而久之，因心理反應、失眠而導致生理功能失調等現象，如頭痛、頭暈、精神無法集中等均為噪音直接與間接的影響。兒童如長時期暴露在高噪音的環境下，會採用一種使自己聽不見噪音環境的調適方法來對抗噪音，這將造成兒童在吵雜的環境下變得忽略聲音訊號的不良作用，尤其是兒童不易區分聲音的重要性，將對兒童學習及認知的發展有相當的影響。也因為噪音對日常生活的影響甚鉅，因此像歐盟國家對於噪音的控管，從大至要求所有成員國規範工作環境噪音到小至輸入歐洲的玩具均需符合歐洲委員會授權統一標準組（CEN）訂立的玩具噪音標準都有嚴格的明文規定。由上面的敘述中，可以清楚了解到噪音控制在未來工程應用上所扮演的重要角色。

## 第二節 研究目的

在現今風洞試驗設備中，氣流所產生的噪音為嚴重的問題之一，其對實驗人員聽覺有相當大的危害，而欲研究風洞所產生的噪音需先對氣動聲學探討，故本研究主要目的分為以下幾點：

1. 增加氣動噪音文獻收集，瞭解氣動噪音的研究內容。

2. 利用 LES 方法計算暫態紊流流場，以 Lighthill 方程式計算聲場外，更在原始的 preconditioning 的方法與加入 LES 的黏滯性模組使得方程式即使在低速流體下也可得到密度的變化，再將此結果與 Lighthill 方程式所求得聲場進行分析與比較，詳細理解流場與聲場間的關係。

3. 在建立流場與聲場理論基礎後，利用流體力學軟體 fluent 進行風洞所引發的聲場分析。由於 fluent 計算聲場部分使用 FWH 方程式，適用範圍比 Lighthill 方程式更加廣泛，包括移動邊界、多孔性介質等特殊流場，皆可利用 FWH 方程式求得聲場。

4. 在實際的計算上，首先以 k-e 法計算穩態紊流流場壓力變化劇烈之處，利用 Curl 積分方程式計算聲源，得到流場中之聲源位置，進一步抑制流場聲源。接下來利用 LES 方法計算出暫態之紊流流場，配合上 FWH 方程式及快速傅立葉轉換 (FFT) 可得到各接收點之聲場頻譜圖，由此觀察噴嘴噪音的音頻與位置。

5. 以前述理論為基礎，改善風洞試驗設備，期能發展出一套噪音防治之方法，提升環境的品質。

此外，為了能準確瞭解氣動噪音實際物理現象，本計畫分理論計算與實驗量測兩部份同時進行研究，再互相比對。實驗部分，將使用麥克風陣列 (Microphone Array) 在風洞系統 (wind tunnel system) 中不同位置接收噪音，並將接收的噪音產生可視化聲壓圖 (acoustic map)，藉由不同頻率的聲壓圖找出正確的噪音源位置和噪音產生的主要頻率波段，讓研究人員選擇想觀測特定頻率的聲音圖像，最後由聲壓圖推測產生噪音的原因並提出改善的方式，以降低噪音，總結即運用麥克風陣列技術對風洞環境內的噪音作噪音可視化以辨識噪音源位置並給予改善建議。

### 第三節文獻探討

一般而言，噪音產生的原因可概略粗分為「結構產生 (structure-borne)」的「結構噪音 (Structure-borne noise)」與「氣流產生 (air-borne)」的「氣動噪音 (Aeroacoustic)」，結構噪音是由於結構表面振動推擠鄰近介質所產生的聲波輻射，產生的機制較易預測，因此在污染控制上已獲得相當程度的改善。氣動噪音肇始於紊流場的壓力變動，所以有著不可預測性，因此難以改善。但改善氣動噪音的重要性並不亞於結構噪音，例如：個人電腦由於計算速度的日漸增快，所需的散熱風扇越益增加，跟隨而來的是風扇葉片在高轉速之下造成氣動噪音提高的問題。因此如何改進扇葉外型以降低氣動噪音，讓使用者感到舒適，將會是該產業接下來所面臨到的最大難題；汽車除了在低耗油的設計下，如何降低高速行駛下所造成的氣動噪音以免影響乘客與駕駛者的舒適度更是現今市場中，決定該產品優劣的關鍵之處。

要改善氣動噪音，必須先了解氣動聲學，該學問由 Lighthill 於 [1]所提出的理論而有著開創性的貢獻，Lighthill 將聲源部份利用實驗或計算流體力學 (CFD) 方法求得，在利用波動方程式計算其傳遞過程，此即為 Lighthill' s analogy。Williams 等人[2]根據 Lighthill' s analogy 的方法，重新整理 Lighthill 方程式，由於推導過程是根據 Navier-stokes 方程式而來且未有任何簡化，所以 Ffowcs Williams-Hawkins 方程式(簡稱 FW-H 方程式)的適用範圍比原始的 Lighthill 方程式更加廣泛，除了包涵 Curle' s Solution 的考慮外，更推廣到移動物體表面與可穿透物體(例如多孔性介質)與流場交互作用下所產生的聲場，因此其適用性最為廣泛。但受限於電腦運算速度的限制，直到 1992 年，Zorumski 在[3]中才將氣動噪音與計算流體力學(Computational Fluid Dynamic, CFD)的結合做出合理的預測與整理，其中包括有定義 CAA(Computational AeroAcoustic)的適用範圍與方法、找出適合 CFD 應用的 Governing equation、CAA 中 Boundary condition 的定義。除此之外，Tam[4]提出計算氣動噪音時，需要高階精度的數值方法與特殊處理的邊界如非反射性邊界等，才可獲得準確度較高的聲場結果。此後，隨著運算速度的增快，便有越來越多的文獻是利用 Lighthill' s analogy 的方法，結合 CFD 對氣動噪音做出合理的預測與改善。例如：Uzun 等人[5]利用大渦流(LES)法與高階經度數值方法模擬 jet 流場，再近場部分使用模擬的結果當作聲源，然後遠場部

分使用 FWH 方程式計算聲場，其結果與實驗相比一致。Ohnishi 等人在[6]中，以實用為目的，將 Lighthill' s analogy 的方法對三維圓柱體、旋轉的正方體與車輛作出與實驗值接近的氣動噪音預測； Ono 等人在[7]中，也利用同樣的方法先計算出車子於高速行駛下，照後鏡所產生的氣動噪音，再用其結果與風洞的實驗值做比較，發現兩者吻合。最後在重新設計照後鏡外型，成功降低了氣動噪音；Tam 與 Nikolai[8]利用法模擬 jet，並且利用其模擬結果預測流場聲源之處，藉此改善不同的 jet 外型，並且利用 dual stream jet 大幅將低氣動噪音。而除了在實際應用方面之外，也有文獻是闡述 Lighthill 方程式下，不同的解所適用的不同範圍，Prieur 等人在[9]中，詳細的解釋了 FW-H 方程式與 Kirchhoff 方程式的適用範圍與相異之處，其指出：FW-H 方程式若在一控制表面的範圍內，適用性將不會受到限制；而 Kirchhoff 方程式只適用於相同介質中，線性傳遞的聲波，並且只能計算控制表面與控制表面外的聲場分布。然而氣動聲學的模擬中，除了用 Lighthill' s analogy 的方法外，也可使用 Liner Euler Equation (LEE) 計算聲場，Addad 等人在[10]以 Star-CD 先計算暫態流場之後，在以 LEE 去對渦流(vortex)產生的機制與聲源(acoustic source)的關係做比較，發現流場中渦流所產生的位置與聲源所產生的位置幾乎相同。除此之外，國內則有梁勝明等人[11]以 Euler Equation 預測排氣管內震波所產生的噪音並且予以改善。但是 Bogey 等人在[12]中，非常明白的指出，在低馬赫數的情況下，選擇 Lighthill 方程式來分析聲場是比較快速且準確的。

由於國內外研究流場噪音之文獻極有限，因此本研究之實際執行時，首先需對於氣動聲學之基礎理論做全盤了解，如 Lighthill acoustic analogy 以及 FW-H 方程式等。由於氣動聲學在噪音源部分皆是以計算紊流流場為主，因此對於各種紊流模式如 k- $\epsilon$  法及 LES 法皆需熟悉其數值計算方法，才能進一步以紊流流場轉換至氣動聲場來得到噴嘴之噪音源及聲場頻譜圖。當計算穩態紊流流場時，可以 k- $\epsilon$  法得到時均化之流場速度與壓力變動量，由此代入 Broadband Noise Source Model 法中即可知道噴嘴流場中各聲源位置之強度大小。但是由於氣動噪音不同於結構噪音，以 Broadband Noise Source Model 僅能快速求得噪音源，但是對於接收者來說，所聽到的噪音卻是不斷變動之紊流之渦流所造成，因此需再以 LES 紊流模式計算暫態紊流流場後，代入 FW-H 方程式中把流場中所有壓力變動量對同一位置之接收點做積分，方能得到各不同頻率

及聲壓位準之聲場頻譜圖。

而在實驗量測部分，關於噪音可視化的研究，已有許多發表文獻及理論探討，運用波束形成法來偵測噪音源位置在時域及頻域上皆已發展出了許多演算法，最常見的兩種演算法分別為時域的 Delay and sum(DAS)和頻域的 Minimum Variance Distortionless Response (MVDR) [13]、Smith 等人在 2007 年發表使用麥克風陣列量測之實際應用於飛機起落架的噪音量測[14]，麥克風陣列在遠場量測以及風洞設備之內部量測皆有良好的噪音源辨識能力，硬體設備的設計方面，由 Brüel & Kjær 公司也提供了一系列陣列圖形的研究與建議[15]，探討規則陣列與不規則陣列對於解析度與聲源辨識能力的影響。最後，為了達到減噪的目的，由文獻擬定適合的噪音防制對策，在不影響原風洞試驗環境的情況下，考量成本與實務，配合可視化聲源位置研究，以設計符合規格之隔音罩達成研究並解決問題的目標[16][17]。

## 第二章 基礎理論與實驗架構

### 第一節 Lighthill 方程式

為了得到 Lighthill 的結果，我們必須將連續方程式與動量方程式結合以推導出 Lighthill 方程式。

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial y_i} \rho v_i = 0 \quad (2-1)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v_i}{\partial \tau} + v_j \frac{\partial}{\partial y_j} v_i \right) = - \frac{\partial p}{\partial y_i} + \frac{\partial e_{ij}}{\partial y_j} \quad (2-2)$$

(2-1)為連續方程式，(2-2)為動量方程式，其中  $e_{ij}$  為黏滯性所造成的作用力向。對於 Stokes 氣體而言，我們可以用速度梯度表示如下：

$$e_{ij} = \mu \left( \frac{\partial v_i}{\partial y_j} + \frac{\partial v_j}{\partial y_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial v_k}{\partial y_k} \right) \quad (2-3)$$

$\mu$  為流體的黏滯係數

接著我們將(2-2)動量方程式移項整理，可得：

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i = - \frac{\partial}{\partial y_j} (\rho v_i v_j + \delta_{ij} p - e_{ij}) \quad (2-4)$$

在將在將(2-4)式的兩邊加上  $c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i}$  該項，於是(2-4)式可表示成：

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i + c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} = - \frac{\partial}{\partial y_j} (\rho v_i v_j + \delta_{ij} p - e_{ij}) + c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} \quad (2-5)$$

等式右邊在合併整理可得出：

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i + c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} = - \frac{\partial}{\partial y_j} \{ \rho v_i v_j + [\delta_{ij} (p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)] - e_{ij} \} \quad (2-6)$$

$$\text{令 } T_{ij} = \rho v_i v_j + [\delta_{ij} (p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)] - e_{ij}$$

方程式可再進一步表示成

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i + c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} = - \frac{\partial T_{ij}}{\partial y_j} \quad (2-7)$$

或

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i = -\frac{\partial T_{ij}}{\partial y_j} - c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} \quad (2-8)$$

其中， $T_{ij}$  稱為 Lighthill turbulence stress tensor

在來我們對(2-1)連續方程式的兩邊作時間的微分，可得

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial \tau^2} + \frac{\partial}{\partial \tau} \frac{\partial \rho v_i}{\partial y_i} = 0 \quad (2-9)$$

將(2-9)式中的第二項式予以分解

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \frac{\partial \rho v_i}{\partial y_i} = \frac{\partial}{\partial y_i} \left( \frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i \right)$$

其中  $\frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i$  可以(2-8)式帶入，得出：

$$\frac{\partial}{\partial y_i} \left( \frac{\partial}{\partial \tau} \rho v_i \right) = \frac{\partial}{\partial y_i} \left( -\frac{\partial T_{ij}}{\partial y_j} - c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} \right) \quad (2-10)$$

在此結果帶入(2-9)式中，進一步推導出：

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial \tau^2} + \frac{\partial}{\partial y_i} \left( -\frac{\partial T_{ij}}{\partial y_j} - c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial y_i} \right) = 0 \quad (2-11)$$

最後將其整理，得到最後的 Lighthill 方程式：

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial \tau^2} - \frac{\partial \rho}{\partial y_i \partial y_i} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j} \quad (2-12)$$

最後我們將結果在一次敘述如下：

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial \tau^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j} \quad (2-13)$$

$$T_{ij} = \rho v_i v_j + [\delta_{ij} (p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)] - e_{ij} \quad \text{Lighthill turbulence stress tensor}$$

從(2-13)式中，可以很清楚發現，Lighthill 方程式與波動方程式的形式非常接近，

差別只在於  $\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j}$  所造成的非齊性項而已。因此我們可將 Lighthill 方程式視為在流場

中，會產生出音源  $\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j}$ ，此音源讓流場所產生的聲響以聲音的波動方式

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial \tau^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' \text{ 傳遞出去。}$$

觀察(2-13)式可以發現，等號兩邊的變數是互相包含，因此可由數值方法上獲得其解。但由於方程式中，擾動值與平衡值的大小差異太大，以至於不易獲得精確的數值解。為了解決此問題，Lighthill 於 1952 年提出，方程式右邊的非齊性項可利用實驗或 CFD 的方法求得，帶入(2-13)式中，將其視為典型的聲學波動方程式，並且可利用數值方法或聲學分析的方法，得出精確的聲場分布，此即為 Lighthill analogy。

為了讓 Lighthill analogy 更加實用，於是對(2-13)式中  $T_{ij}$  項做出合理的假設與簡化：

1. 假設流場為紊流，忽略  $e_{ij}$  所造成的黏滯性作用力  $e_{ij}=0$ ，於是

$$T_{ij} = \rho v_i v_j \delta(p - p_0) \approx \rho_0 \phi_{ij} \quad (2-13)$$

2. 流動過程為一等熵過程 (isentropic)，所以  $(p - p_0) = c_0^2 (\rho - \rho_0)$ ， $T_{ij}$  可再進一步簡化成  $T_{ij} = \rho v_i v_j$ 。

3. 假設流速為低馬赫數，所以密度為定值，於是 Lighthill 方程式可以簡化成

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial \tau^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \rho_0 \frac{\partial^2 v_i v_j}{\partial y_i \partial y_j} \quad (2-14)$$

或

$$\frac{1}{C^2} \frac{\partial^2 P}{\partial t^2} - \nabla^2 P = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (2-15)$$

## 第二節 k-ε 紊流模式

$k-\varepsilon$  屬於紊流模式 RANS(Reynold average Navier stokes equation)中的一種，其計算的方程式為時均化的 Navier stokes 方程式。流場的統御方程式則有連續方程式、動量方程式、紊流動能方程式、紊流動量消耗方程式與多孔性介質造成流場壓降之方程式，分別如下：

連續方程式：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_j) = 0 \quad (2-16)$$

動量方程式：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_j u_i - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p_s}{\partial x_i} + s_i \quad (2-17)$$

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} - \frac{2}{3}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \overline{\rho u_i' u_j'} \quad (2-18)$$

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2-19)$$

紊流動能方程式 (k-equation)：

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t}(\sqrt{g} \rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho \tilde{u}_j k - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \mu_t (p + p_B) - \rho \varepsilon - \frac{2}{3} \left( \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \quad (2-20)$$

其中：

$$p \equiv 2s_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (2-21)$$

$$p_B \equiv -\frac{g_i}{\sigma_{h,t}} \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \quad (2-22)$$

$\sigma_k$  為經驗值。

紊流動量消耗方程式：

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t}(\sqrt{g} \rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho \tilde{u}_j \varepsilon - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] = \\ & C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left[ \mu_t (p + p') - \frac{2}{3} \left( \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right] + C_{\varepsilon 3} \frac{\varepsilon}{k} \mu_t p_B - C_{\varepsilon 2} \left( 1 - 0.3e^{-R_i^2} \right) \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + C_{\varepsilon 4} \rho \varepsilon \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (2-23)$$

其中：

$$p' \equiv 1.33 \left[ 1 - 0.3e^{-R_t^2} \right] \left[ P + 2 \frac{\mu}{\mu_t} \frac{k}{y^2} \right] e^{-0.00375 \text{Re}_y^2}$$

$$\mu_t = f_\mu \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon}$$

$$f_\mu = \left[ 1 - e^{-0.0198 \text{Re}_y} \right] \left( 1 + \frac{5.29}{\text{Re}_y} \right)$$

$$\text{Re}_y = \frac{y \sqrt{k}}{\nu}$$

$$R_t = \frac{k^2}{\nu \varepsilon}$$

$\sigma_\varepsilon$  ,  $C_{\varepsilon 1}$  ,  $C_{\varepsilon 2}$  ,  $C_{\varepsilon 3}$  ,  $C_{\varepsilon 4}$  為經驗值各係數值如表 1 所示。

表 1 標準  $k-\varepsilon$  紊流模式係數值

| $C_\mu$ | $\sigma_k$ | $\sigma_\varepsilon$ | $\sigma_h$ | $\sigma_m$ | $C_{\varepsilon 1}$ | $C_{\varepsilon 2}$ | $C_{\varepsilon 4}$ |
|---------|------------|----------------------|------------|------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| 0.09    | 1.0        | 1.22                 | 0.9        | 0.9        | 1.44                | 1.92                | -0.33               |

\* $C_{\varepsilon 3}$ =1.44 for  $p_B > 0$  and is zero otherwise

### 第三節 LES 紊流模式

LES 將流體物理量區分為大尺度(large-scale)與次格點尺度(subgrid scale (SGS))兩部分。對於大尺度的物理量在 LES 中直接由 Navier-Stokes 方程式求解，而在次格點尺度內的物理量則需要模式化。

目前大部分的次格點尺度流體剪應力模式 (subgrid-scale stress models) 是以流體剪應力假設為基礎，其中最常被引用的模式為 Smagorinsky 次格點尺度流體剪應力模式。

首先應用 LES 解決紊流問題的是 Deardorff(1970)。他所模擬的為管道流體運動，雷諾數相當的大。其最大貢獻在於闡述了利用 LES 方法來模擬三維流場的可能性。由Kolmogorov的相似法則得知，小渦流的性質和雷諾數無關，因此小渦流部分使用模式計算，而大渦流部分使用數值計算。其中窩流大小的劃分採用過濾(filter)方法，用 filter function將計算範圍確定：

$$\bar{U}(r,t) = \bar{U}(r) + U'(r,t)$$

以波數(wave no)空間， $U'(r,t)$ 表示某些波數的組合

$$U'(r,t) = \frac{1}{(2\pi)^3} \int_{-\infty}^{\infty} \hat{U}'(r,t) e^{ikr} dk \quad (2-24)$$

具有空間和時間性質的物理量， $f(r,t)$ 之局部空間平均 $\bar{f}(r,t)$ 為

$$\bar{f}(r,t) = \int_{-\infty}^{\infty} G(r,r') f(r',t) dr' \quad G(r,r') \text{ 為 filter function} \quad (2-25)$$

其中較常見的 filter function 有下列幾種：

(1) Gaussian filter function：

$$G(x_i, x'_i) = \sqrt{\frac{\pi}{6}} \times \frac{1}{\Delta_i} \exp\left[-\frac{6(x_i - x'_i)^2}{\Delta_i^2}\right] \quad (2-26)$$

(2) Top hat filter function：

$$G(x_i, x'_i) = \begin{cases} \frac{1}{\Delta_i} & x_i - \frac{\Delta_i}{2} < x'_i < x_i + \frac{\Delta_i}{2} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2-27)$$

(3) sharp cutoff filter function :

$$G(x_i, x'_i) = \frac{2S_{in} \left[ \pi - \frac{(x_i - x'_i)}{\Delta_i} \right]}{\pi(x_i - x'_i)} \quad (2-28)$$

其中  $\Delta_i$  : filter width

$$f(r) = \bar{f}(r) - f'(r)$$

如果利用(2-25)式對 Navire-stokes 方程式過濾，並且是在不可壓縮條件得：

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\bar{P}}{x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}$$

$$\tau_{ij} = \overline{\bar{u}_i \bar{u}_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j = L_{ij} + C_{ij} + R_{ij}$$

其各項所代表的物理意義分別為：

$$L_{ij} \text{ (Leonard) 項: } \overline{\bar{u}_i \bar{u}_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j$$

大渦流因和小渦流之間干涉作用而承受應力，此應力擔負部分大渦流能量的耗散，使用不同之 filter function，渦流尺寸會有不同。若使用 sharp cutoff filter function，小渦流完全被過濾，無干涉作用產生，此項則為零。

$$C_{ij} \text{ (Cross 項): } \overline{\bar{u}_i + u'_i} + \overline{\bar{u}_j + u'_j}$$

負擔相當部分之大渦流能量之散逸，需 modeling，若以體積平均作為 filtering，則  $L_{ij}$  和  $C_{ij}$  不會出現。 $L_{ij}$ 、 $C_{ij}$  和  $R_{ij}$  大小約為同 order， $L_{ij} + C_{ij}$  有相互抵銷的作用，若兩項同時忽略，誤差很小。

$R_{ij}$  (Reynold 項) :  $\overline{u'_i u'_j}$

SGS(subgrid scale)model 通常指 Reynolds stress 項，負擔大部分小渦流，對大渦流的干涉行為，並含能量散逸

$$R_{ij} = \overline{u'_i u'_j} - \varsigma_{ij} \frac{\overline{u'_k u'_k}}{3} = \left[ -\nu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right]$$

在  $R_{ij}$  項內，小渦流導致之垂直應力  $\overline{u'_k u'_k}$  的平均值，包含在大渦流的靜壓力項  $\bar{P}$  內，因此大渦流實際之靜壓力大小  $\bar{p}$  為  $\bar{P}$  減掉垂直應力部分。

$$\bar{P} = \bar{p} + \frac{1}{3} \rho \overline{u'_k u'_k}$$

$$\nu_t = (C_s \Delta)^2 \left[ \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad \Delta = (\Delta_1 \Delta_2 \Delta_3)^{\frac{1}{3}}$$

$$P = \frac{p}{\rho} + \frac{1}{3} K_G \quad K_G = \frac{\nu_t^2}{(C_v \Delta)^2} \quad C_v = 0.09$$

$C_s$  : 0.1 壁面紊流 ; 0.25 等方向性紊流 ; 0.15 介於上述兩者之間

$\Delta$  : 間距    1 : X    2 : Y    3 : Z

#### 第四節聲學理論

聲學(acoustics)是指一切有關聲音(sound)的學問，在上一世紀前，物理學家雷利(Rayleigh,1945)和赫姆茲(Helmholtz)就已建立其基礎理論。而聲波(acoustic wave)則是以一種壓力波的形式在可壓縮的介質中傳遞。人耳對於此種壓力波的感覺約在10Hz~20kHz 的範圍。在此頻率範圍的聲音稱為可聽見聲(audible sound)；在此頻率範圍之下的聲音稱為低音波(infra sound)；在此頻率範圍之上的聲音稱為超音波(ultra sound)。

基本上，人耳對聲音高低的感覺與頻率的對數尺度有正向的關係，可聽見聲的範圍，32~512Hz 為樂音之低音部分，一般重低音補償之中心頻率在 64~128Hz 的範圍；電話音訊大約是在 512~2048Hz 的區間；而 2048~8192 稱為「臨場範圍，如果缺乏此頻率範圍的聲音，雖不致影響語音辨識的正確性，卻會產生「不在場」的感覺；至於 8192~16384Hz 則稱為「清晰範圍」，此頻率範圍對樂音的清晰度極為重要。聲波是一種機械波(mechanical wave)，故需倚靠介質傳遞。如果該介質的黏滯性(viscosity)極小(例如空氣)，聲波復以疏密波或縱波(longitudinal wave)的形式傳遞，亦即判質分子振動方向與波傳方向相同。

首先先介紹一個重要的聲學物理量，

$$I = pu \quad (2-29)$$

稱為瞬間聲強，其意義乃是單位面積所通過的聲波功率， $p$  是壓力， $u$  是瞬間速度，瞬間聲強 MKS 制的單位為  $w/m^2$ 。

實務上，通常吾人量測聲音伸用的尺度是分貝(decibel)，符號 dB，是為了紀念電話發明人貝爾。此單位為對數尺度，採對數尺度主要原因是聲音的動態範圍非常大，同時人耳對音量的感覺也是比較接近對數尺度。聲音的分貝表示法：

聲強位準(sound intensity level)

$$IL = 10 \times \log_{10} \left( \frac{I}{I_{ref}} \right) (dB) \quad (2-30)$$

其中聲強參考值  $1 \times 10^{-12} w/m^2$ ，故

$$IL = 10 \times \log_{10}(I) + 120(dB) \quad (2-31)$$

又如聲壓位準(sound pressure level)

$$SPL = 20 \times \log_{10}\left(\frac{P}{P_{ref}}\right)(dB) \quad (2-32)$$

其中聲壓參考值  $P_{ref} = 2 \times 10^{-5} Pa$ 。故

$$SPL = 20 \times \log_{10}(P) + 94(dB) \quad (2-33)$$

在此還要說明有關頻率成份 音之總分貝值的計算。假設  $L_i$  第  $i$  個頻率成份的聲壓或聲強分貝值，則  $N$  個成份總分貝值，是將其轉換回線性尺度相加，再取分貝值， $L_T$  為總分貝值：

$$L_T = 10 \times \log_{10}\left(\sum_{i=1}^N 10^{L_i/10}\right) \quad (2-34)$$

## 第五節實驗系統架構

本系統使用 16 支 PCB130D20 麥克風，排列方式考量實際應用與分析的方便性，採用圓形規則陣列，外觀如圖一及圖二所示[14]，搭配網路攝影機及 NI PXI 訊號擷取卡。如圖三，將麥克風陣列所量測的聲音，透過 PXI 系統在通道間訊號延遲時間較短，可以得到精準的訊號。再運用 LabView 所開發之音訊分析程式，將量測時的聲音記錄下來，進行主要噪音頻段之頻譜分析，而針對不同頻段使用所開發的 Beamformer 程式產生聲壓圖[18][19][20]，可以找出不同頻段中主要噪音源的位置，分析可能的成因，也可以透過音量正規化後相對地重現現場噪音情形，方便在時間軸上分析聲壓的變化。量測噪音時兼顧量測人員安全，整套系統可以使用網路遠端遙控方式，進行遠端監控。



圖 一 麥克風陣列聲源量測系統

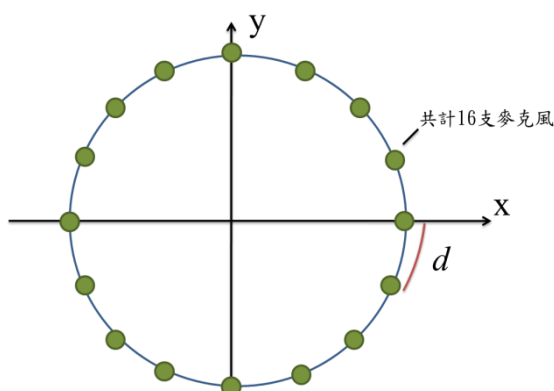


圖 二 麥克風圓陣列排列示意圖

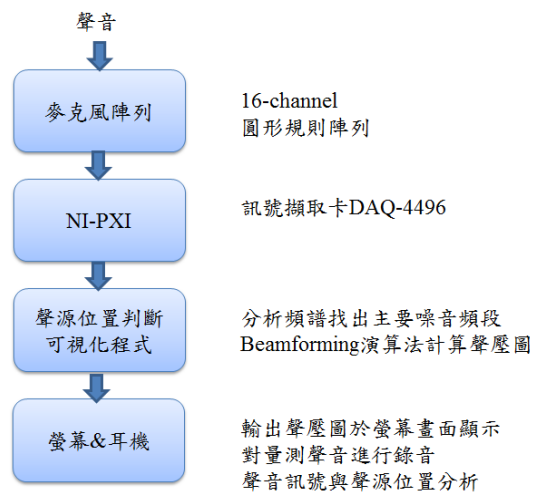


圖 三 系統架構流程圖

### 第三章研究方法

#### 第一節 Broadband Noise Source Model

在一般工業界的應用上，聲場的計算通常在於找到產品在流場中的聲源部分而加以改善，因此最初步的評估可以穩態的紊流模式來代替暫態的紊流模式以快速計算出聲場的分佈。

為了達到此目的，Broadband Noise Source Model 遂成為一有效的計算方法。在許多應用面，尤其是流動造成的噪音上，其頻率通常沒有一特定的峰值，而是散佈成一全頻率的頻譜圖。因此，Broadband Noise Source Model 即對此類問題做模式化的探討，因其寬頻（Broadband）的特性，計算上無需以暫態計算壓力變化以得到各頻率之聲壓位準，只要在穩態流場部分計算出壓力差即可求得流場中各部分的聲場強度，接著進一步分析聲源部分並對流場做改善。

由於有別於 FW-H 模型的計算方法，Broadband Noise Model 只需以穩態的 RANS 紊流模型計算出的各種物理量，如平均速度、壓力、紊流強度（ $k$ ）、紊流耗散率（ $\varepsilon$ ）等，因此計算量比之暫態紊流模式可大幅減少，更增加了其實用性。

Broadband Noise Source Model 一般來說有許多不同的模型，但其理論根據皆是由 SNGR（Stochastic Noise Generation and Radiation）法為出發點。Proudman 及 Lilley 利用 Lighthill's acoustic analogy 推導出了 Proudman's Formula，可計算單位體積之等向性紊流之聲場強度如下

$$\begin{aligned} P_A &= \alpha \rho_0 \left( \frac{u^3}{l} \right) \frac{u^5}{a_0^5} \\ L_p &= 10 \log \left( \frac{P_A}{P_{ref}} \right) \end{aligned} \quad (3-1)$$

$u$  和  $l$  分別代表紊流速度與特徵長度， $a_0$  則為聲速之大小，而  $\alpha$  為一常數，以  $k$  與  $\varepsilon$  的型式改寫後則為

$$P_A = \alpha_\varepsilon \rho_0 \varepsilon M_t^5 \quad (3-2)$$

其中

$$M_t = \frac{\sqrt{2k}}{a_0} \quad (3-3)$$

在噴流的部分，以軸對稱之模型加以修改，則(3-2)式可改寫為

$$P_A(\bar{y}) = \int_0^{2\pi} \int_0^\pi I(r, \theta; \bar{y}) r^2 \sin \theta d\theta d\varphi = 2\pi r^2 \int_0^\pi I(r, \theta; \bar{y}) \sin \theta d\theta \quad (3-4)$$

因此定義噴流之單位體積之聲壓位準為

$$I(r, \theta; \bar{y}) = \frac{12\rho_0\omega_f^4 L_1 L_2^2 \overline{u_{t1}^2}^2}{5\pi\alpha_0^5 r^2} \frac{D_{self}}{C^5} + \frac{24\rho_0\omega_f^4 L_1 L_2^4 \overline{u_{t1}^2}}{\pi\alpha_0^5 r^2} \left( \frac{\partial U}{\partial r} \right)^2 \frac{D_{shear}}{C^5} \quad (3-5)$$

其中

$$\begin{aligned} C &= 1 - M_C \cos \theta \\ D_{self} &= 1 + 2\left(\frac{M}{9} - N\right) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + \frac{1}{3} \left[ \frac{M^2}{7} + M - 1.5N(3 - 3N + \frac{1.5}{\Delta^2} - \frac{\Delta^2}{2}) \right] \sin^4 \theta \\ D_{shear} &= \cos^2 \theta \left[ \cos^2 \theta + \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\Delta^2} - 2N \right) \sin^2 \theta \right] \end{aligned} \quad (3-6)$$

而

$$\begin{aligned} \Delta &= \frac{L_2}{L_1} \\ M &= \left[ \frac{3}{2} \left( \Delta - \frac{1}{\Delta} \right) \right]^2 \\ N &= 1 - \frac{\left( \overline{u_{t2}^2} \right)}{\left( \overline{u_{t1}^2} \right)} \\ L_1 &= \frac{\left( \overline{u_{t1}^2} \right)^{3/2}}{\varepsilon} \\ L_2 &= \frac{\left( \overline{u_{t2}^2} \right)^{3/2}}{\varepsilon} \\ \omega_f &= 2\pi \frac{\varepsilon}{k} \end{aligned} \quad (3-7)$$

在此， $\overline{u_{t1}^2}$  和  $\overline{u_{t2}^2}$  由計算中所選擇的紊流模式來決定。

在邊界層的聲場計算上，低馬赫數之紊流邊界層造成之聲源項可由 Curle's integral 求出如下

$$p'(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi\alpha_0} \int_S \frac{(x_i - y_i) n_i}{r^2} \frac{\partial p}{\partial t}(\vec{y}, \tau) dS(\vec{y}) \quad (3-8)$$

因此，遠場聲強可推導得

$$\overline{p'^2} \approx \frac{1}{16\pi^2 a_0^2} \int_S \frac{\cos^2 \theta}{r^2} \left[ \frac{\partial p}{\partial t}(\vec{y}, \tau) \right]^2 A_c(\vec{y}) dS(\vec{y}) \quad (3-9)$$

$A_c$  為控制表面之面積， $r \equiv |\vec{x} - \vec{y}|$ ，而  $\cos \theta$  則是  $|\vec{x} - \vec{y}|$  與垂直於壁面方向  $\vec{n}$  之夾角。

因此，由物體表面傳遞出之總聲場強度為

$$P_A = \frac{1}{\rho_0 a_0} \int_0^{2\pi} \int_0^\pi \overline{p'^2} r^2 \sin \theta d\theta d\varphi = \int_S I(\vec{y}) dS(\vec{y}) \quad (3-10)$$

其中

$$I(\vec{y}) \equiv \frac{A_c(\vec{y})}{12\rho_0 \pi a_0^3} \left[ \frac{\partial p}{\partial t} \right]^2 \quad (3-11)$$

為了分析流場中之聲源項，線性化之尤拉方程式(LEE)可從 Navier-Stokes 方程式推導出，由分離流場中之各物理量成平均項、紊流項及聲學項等三個部分，並假設聲學項甚小於其他兩項，因此聲學項之線性化尤拉方程式可寫成以下型式：

$$\begin{aligned} \frac{\partial u_{ai}}{\partial t} + U_j \frac{\partial u_{ai}}{\partial x_j} + u_{aj} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p_a}{\partial x_i} - \frac{\rho_a}{\rho^2} \frac{\partial P}{\partial x_i} = \\ - \underbrace{U_j \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} - u'_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j}}_{L_{sh}} - \underbrace{u'_j \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}}_{L_{se}} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'}{\partial x_i} - \frac{\partial u'_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \overline{u'_j u'_i} \end{aligned} \quad (3-12)$$

其中，下標  $a$  代表聲學項，而原本的下標則為紊流項。在此方程式中，等號右邊可視為有效之聲源項，前三項包含了紊流的影響為主要的部分。前兩項標示為  $L_{sh}$  者稱為”shear-noise”源項，因其包含了平均剪應力的影響，而最後一項標示為  $L_{se}$  者稱作”self-noise”源項，僅有紊流速度的影響。

在 SNGR 法中，為了計算出 LEE 之紊流聲源項，紊流流場可由  $N$  個傅立葉模式總合而成如下

$$\vec{u}(\vec{x}, t) = 2 \sum_{n=1}^N \tilde{u}_n \cos(\vec{k}_n \cdot \vec{x} + \varphi_n) \vec{\sigma}_n \quad (3-13)$$

其中  $\tilde{u}_n$ 、 $\varphi_n$  及  $\vec{\sigma}_n$  分別為波數向量為  $\vec{k}_n$  之傅立葉模式之振幅、相及單位向量大小。

另外一計算出聲源項之方法為 Lilley's equation。此為一結合了質量與動量守恆之三階可壓縮流波動方程式。當黏滯性項被省略時，方程式可簡化成以下型式：

$$\frac{D}{Dt} \left[ \frac{D^2 \Pi}{Dt^2} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( a^2 \frac{\partial \Pi}{\partial x_j} \right) \right] + 2 \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \frac{\partial}{\partial x_k} \left( a^2 \frac{\partial \Pi}{\partial x_j} \right) = -2 \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3-14)$$

其中

$$\Pi = (1/\gamma) \ln \frac{p}{p_0} \quad (3-15)$$

Lilley's equation 可線性化成以下型式：

$$u_i(\vec{x}, t) = U_i(\vec{x}) + u'_i(\vec{x}, t) \quad (3-16)$$

其中  $u'_i(\vec{x}, t)$  為紊流速度之分量。把(3-16)代入(3-14)中可得

$$\begin{aligned} S &\equiv -2 \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \\ &= -2 \frac{\partial U_k}{\partial x_i} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \underbrace{2 \frac{\partial u'_k}{\partial x_i} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}}_{\text{Self-Noise}} - \underbrace{6 \frac{\partial U_k}{\partial x_i} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} - 6 \frac{\partial u'_k}{\partial x_i} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}}_{\text{Shear-Noise}} \end{aligned} \quad (3-17)$$

## 第二節 Ffowcs Williams and Hawkings Model

為了預測遠聲源所造成的噪音，計算聲源附近流場不穩定的物理參數是必須的。如 unsteady RANS、DES 或是 LES 等紊流模型皆可計算出聲源之壓力變動並代入波動方程式中去求解。

為了解出氣動聲場，以 Ffowcs Williams and Hawkings(FW-H)方程式分離流場與聲場的計算。FW-H 方程式為 Lighthill's acoustic analogy 的一般式，可完整求解出單極子聲源、偶極子聲源及四極子聲源如下所示

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\} \quad (3-18)$$

其中

$u_i$  = 流體速度在  $x_i$  方向的分量

$u_n$  = 流體速度在  $f = 0$  平面之垂直分量

$v_i$  = 在  $x_i$  方向之表面速度分量

$v_n$  = 垂直於表面之速度分量

$\delta(f)$  = Dirac delta 方程式

$H(f)$  = Heaviside 方程式

$p'$  為遠場聲壓的大小 ( $p' = p - p_0$ )， $a_0$  為遠場音速的大小， $T_{ij}$  為 Lighthill 應力張量，定義如下

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad (3-19)$$

$P_{ij}$  為壓縮應力張量，對 Stokesian 流體來說可定義如下

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (3-20)$$

(3-18)式可由 free-space 之 Green 方程式求出  $(\delta(g)/4\pi r)$ ，包含了面積分項與體積分項。面積分項的部分包含了單極子聲源與雙極子聲源，以及部分的四極子聲源。體積分則由四極子聲源所組成。當流體小於次音速流時，體積分項極小，因此可得

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) \quad (3-21)$$

其中

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0(\dot{U}_n + U_{\dot{n}})}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 U_n \{r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS \quad (3-22)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right] dS \\ + \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{L_r \{r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS \quad (3-23)$$

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0} (u_i - v_i) \quad (3-24)$$

$$L_i = P_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n) \quad (3-25)$$

### 第三節物理模式與數值方法

圖四為本計畫模擬之風洞試驗設備物理模型，在前端為風洞入口，後端則為風洞出口，風洞尺寸如圖所示。在網格部分，整體模型的總網格數為 250 萬格，另外在入口附近的喉部有局部加密的網格以正確計算震波的產生，如圖五所示。

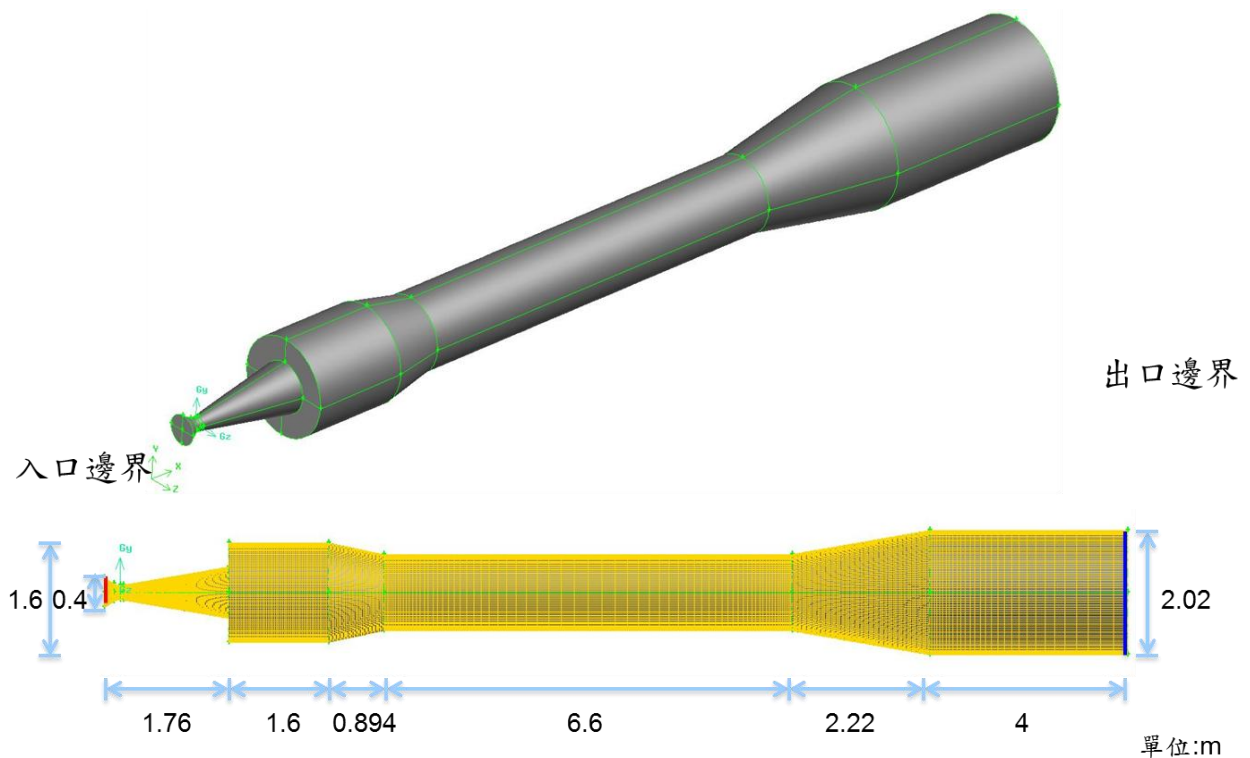


圖 四 風洞物理模型

在數值方法部分，為了計算風洞中高速可壓縮產生之氣動噪音，本計畫在模擬上將分為穩態計算及暫態計算，穩態部分使用 Density Base 之隱式解法，網格間通量則以 Roe-FDS 法求解。差分則以二階上風差分，並以 k- $\epsilon$  模式計算平均的紊流物理量，最後再以 Broadband Noise Source Model 分析聲場強度。暫態部分一樣使用 Density Base 之隱式解法，網格間通量以 Roe-FDS 法求解。差分方式為二階上風差分，並以一階隱式做時間項的差分。紊流模式則以 LES 法計算每個時階的物理量，最後再以 Ffowcs-Williams & Hawkings 法分析流場中各點聲場頻譜圖。在時階步進方面，為了精確計算震波與音頻，時階大小設為  $2.5 \times 10^{-5}$  秒，而初始條件則以穩態計算的結果代

入。邊界條件部分，在入口處設定為全壓 300psi，在出口邊界則設為 1atm 之靜壓，以此求得穩態及暫態的流場結果。

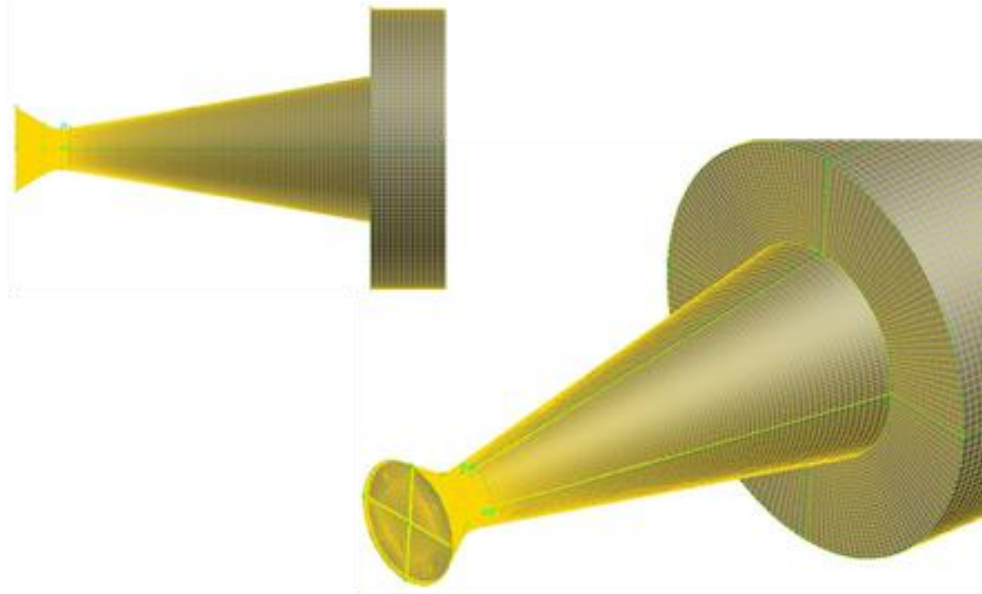
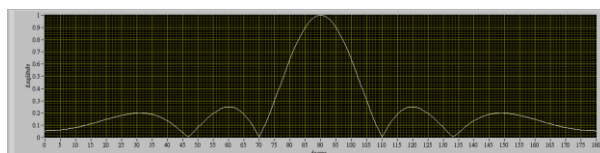


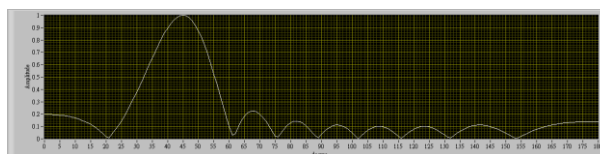
圖 五 網格局部加密圖

#### 第四節實驗方法

波束成型法(Beamforming)是目前在陣列訊號處理中最常使用的方法之一。本系統對每一個陣列上的元素採取不同大小與相位的權重總和，使得陣列對於空間中不同方向有不同的輸出。透過人為的選擇，波束成型法能做為空間濾波器擷取出來自人為選擇方向的訊號。如圖六(a)為5支麥克風( $N=5$ )的規則線性陣列(Uniform Linear Array, ULA)在1000Hz針對陣列正前方( $\theta=90^\circ$ )的波束圖形(Beam Pattern)。來自 $\theta=90^\circ$ 方向的訊號有最大的輸出，為主葉(main lobe);來自main lobe的 $\pm 30^\circ$ ,  $\pm 60^\circ$ 處有相對次大的輸出，為側葉(side lobe)。由於側葉的輸出並非來自目標方向的訊號，一般視為雜訊。通常陣列的元素越多，側葉越小，如圖六(a),(b)的比較[21]。



(a)  $N=5$



(b)  $N=10$

圖六 調整 ULA 的 main lobe 位置

目前有關波束成型法已經發展出許多適用於不同情形的演算法，以下分別介紹一種時域以及一種頻域的波束成型法。在時域最廣為應用，計算較為簡便的delay and sum演算法，可做即時計算及噪音圖像顯示，然而缺點在於主葉過大，側葉明顯。而在頻域演算法中，最常見的 Minimum Variance Distortionless Response (MVDR)，可以發現此演算法有較小的主葉和較高的解析度。

Delay and sum演算法主要透過相位補償消除由於波程差造成的相位差之後再計算陣列元素的平均。而來自訊號源方向的訊號，其相位差能夠被完全補償，故相加後會有最大的輸出。

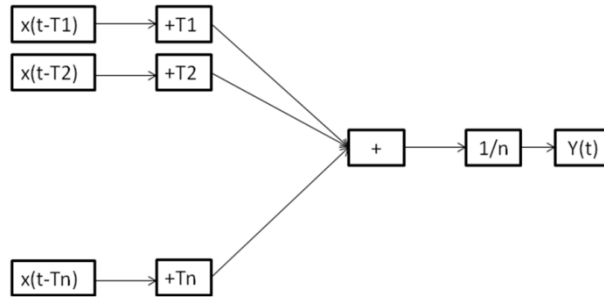


圖 七 Delay and sum 的 Block diagram

假設聲速為 $c$ ，陣列為 $M$ 列 $N$ 行的規則矩形陣列(URA)，陣列各元素間相距 $d$ ，陣列任一元素座標為 $\vec{x}_{mn}$ ，且指向波源的方向向量為 $\vec{\kappa}$ ，則任一元素之延遲時間為

$$\tau_{mn} = \frac{\vec{x}_{mn} \cdot \vec{\kappa}}{c} \quad (3-26)$$

可得

$$\tau_{mn} = \frac{\left(\frac{M-1}{2}-m\right)d \sin \theta \cos \varphi + \left(\frac{N-1}{2}-n\right)d \sin \theta \sin \varphi}{c} \quad (3-27)$$

而陣列之輸出為

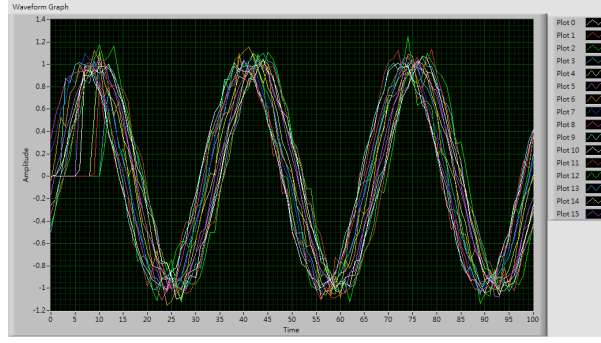
$$y(t, \vec{\kappa}) = \frac{1}{MN} \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N x_{mn}(t - \tau_{mn}) \quad (3-28)$$

在聲壓圖上，不同位置對每個陣列元素分別有不同的時間補償，主葉是由每支麥克風經過時間補償後，使訊號相位相同後，相加而形成，如圖八(a)，而經時間補償後，每支麥克風仍得到不同相位的訊號，因此加總陣列各元素訊號之輸出較小，則為非訊號源的位置，如圖八(b)。

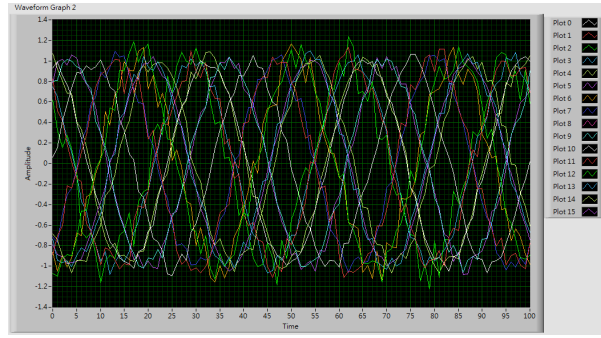
在delay and sum 演算法中無可避免地需要處理延遲分數次的取樣，無法直接將訊號在時間序列上做平移。在數位訊號處理中，理想的非整數延遲(fractional delay)須經過一IIR(Infinite Impulse Response)濾波器的處理，即

$$h_{iD}[n] = \sin c[n - D], \quad \forall n \quad (3-29)$$

當延遲取樣 $D$ 不為整數時此為一IIR，反之則為一impulse function。因考慮到使用上的便利性，在此使用FIR的近似: Lagrange Interpolator[14]:



(a)聲源處



(b)非聲源處

圖 八 十六支麥克風模擬之時域接收

$$h[n] = \prod_{\substack{k=0 \\ k \neq n}}^N \frac{D-k}{n-k}, \forall n=0,1,2,\dots,N \quad (3-30)$$

在實用上若非特別需要，一般取至  $N=2$  即可。

假設雜訊與訊號無關，計算聲壓圖上每個格子點的beamformer output公式如下：

$$P(\theta) = \frac{1}{d^H(\theta, f) R_{XX}^{-1} d(\theta, f)} \quad (3-31)$$

每一個音框，計算一個Correlation Matrix， $R_{XX}$ ，為麥克風陣列在此音框所接收到的訊號向量， $x$ ，乘上所接收訊號向量的赫米特，所得到的期望值矩陣，

$$R_{XX} = E\{x(p)x^H(p)\} \quad (3-32)$$

而  $d(\theta, f)$  則是陣列觀測方向之向量，假設  $M$  支麥克風，此  $M$  維向量可寫成

$$d(\theta, f) = \left[ e^{i2\pi f \tau_1} \ e^{i2\pi f \tau_2} \ \dots \ e^{i2\pi f \tau_M} \right]^T \quad (3-33)$$

當所偵測方向非聲源方向時，所得到的能量小，因此 MVDR 對於聲源位置偵測，只有在特定角度產生峰值，比單純在時域訊號進行相位補償的 delay and sum 演算法可以有較小的主葉，和較高的解析度。

## 第五節實驗系統測試

為了驗證本系統的可行性，遂進行室內與室外兩次測試。以兩個不同頻率之音源，以證明除了尋找聲源位置，也有能力分辨出聲源之頻率。

在無響室測試中，兩個不同的聲源，左側為600Hz，右側為800Hz。如圖九所示，系統正確分辨出不同頻率聲源之位置。’

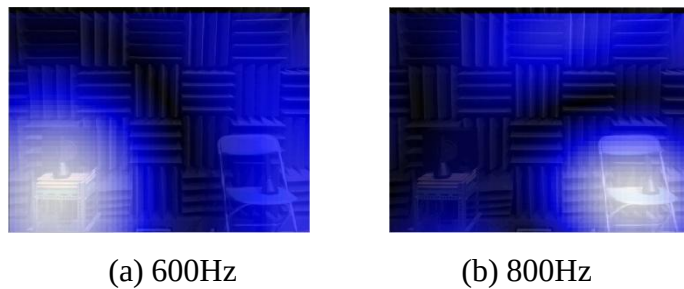


圖 九 無響室測試

在戶外測試中，採用和無響室測試相同的音源，如圖十左側為600Hz，右側為800Hz。使用DAS理論，系統成功分辨出聲源的位置與頻率，但和無響室測試不同之處，由於右側800hz的位置較低，故反射聲的訊號進入系統的視野而顯示出來。

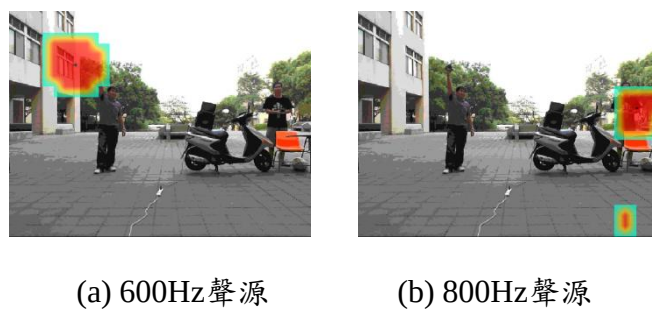


圖 十 戶外測試

## 第四章結果與討論

### 第一節 模擬結果分析

為了驗證數值模擬的正確性，首先與文獻[22]比較，如圖十一所示，右側為本計畫計算出之馬赫數等高線圖，左側則為文獻的結果。可明顯看出在二次縮口處由於壁面形狀的關係，會有震波的產生，與[22]的結果極為相符。此外，圖十二為計算出之風洞試驗設備管壁壓力分佈，與圖十一相比即可發現流場中的震波會與管壁產生交互作用，進而影響整體流場與聲場的結果。

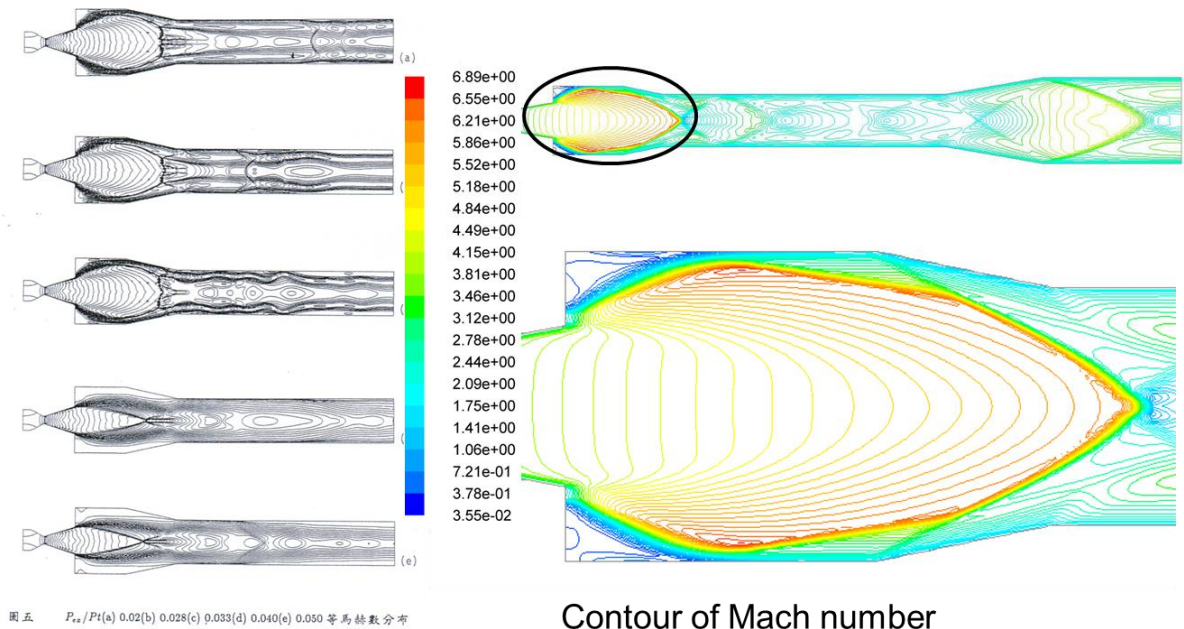


圖 十一 設備馬赫數等高線分佈圖

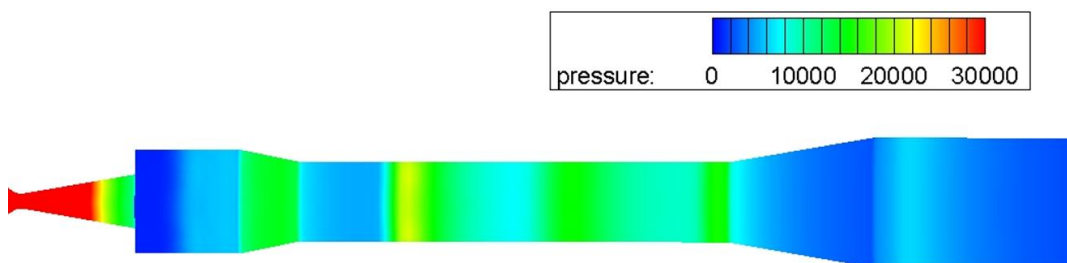


圖 十二設備管壁壓力分佈圖

當計算出穩態流場後，即可求得流場中之聲壓大小，如圖十三所示，震波發生的位置及為聲壓最大之位置，由此可確定在超音速流中氣動噪音大部份為震波之壓力差所造成。

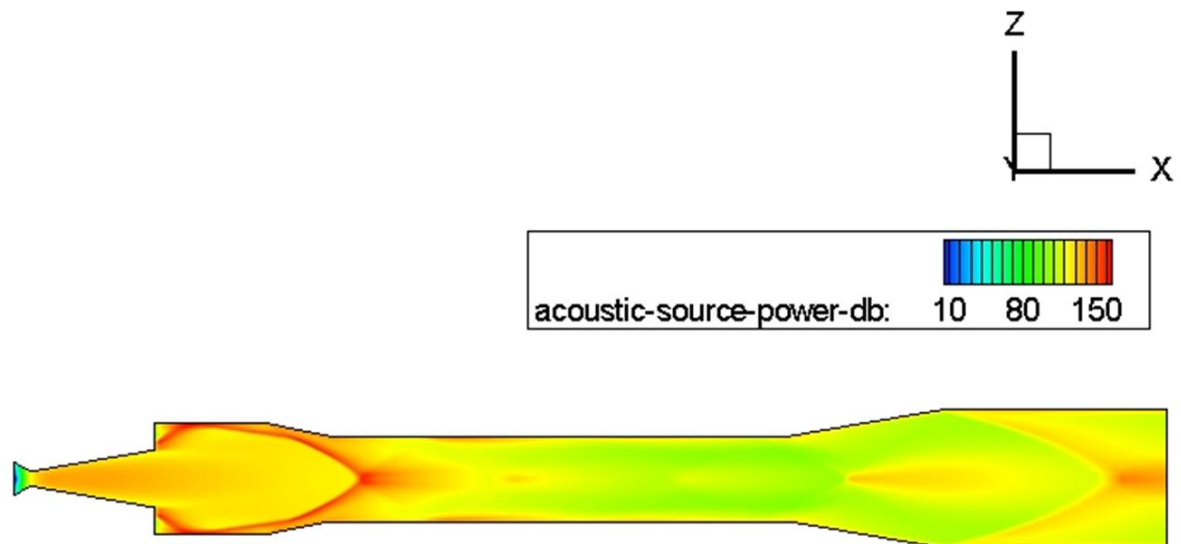


圖 十三 設備聲壓分佈圖

為了分析流場中各個位置對整體氣動噪音的影響，以暫態計算求得流場變化後即可以 FW-H 法計算各點的聲場頻譜圖。圖十四至圖十七分別為距離入口處 10 公尺、100 公尺、1 公里及 10 公里所聽到的音頻變化。當距離越近時總聲壓位準越高，而在各點上普遍是以低頻的噪音為主，因此當距離拉到 10 公里後仍有 51.9dB 的噪音大小。

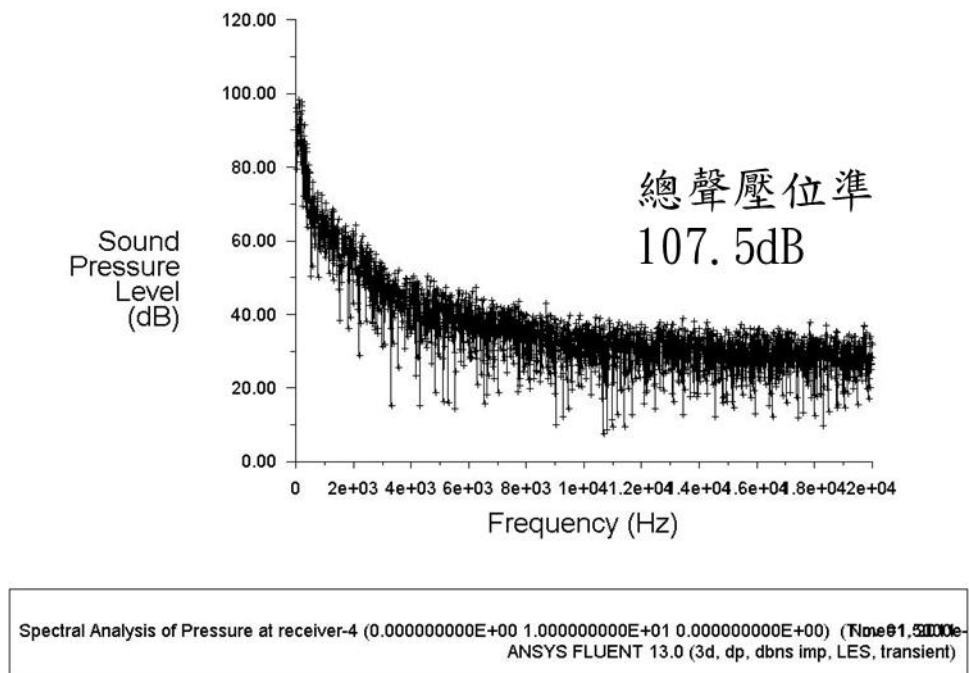


圖 十四 距離入口處 10 公尺之聲場頻譜圖

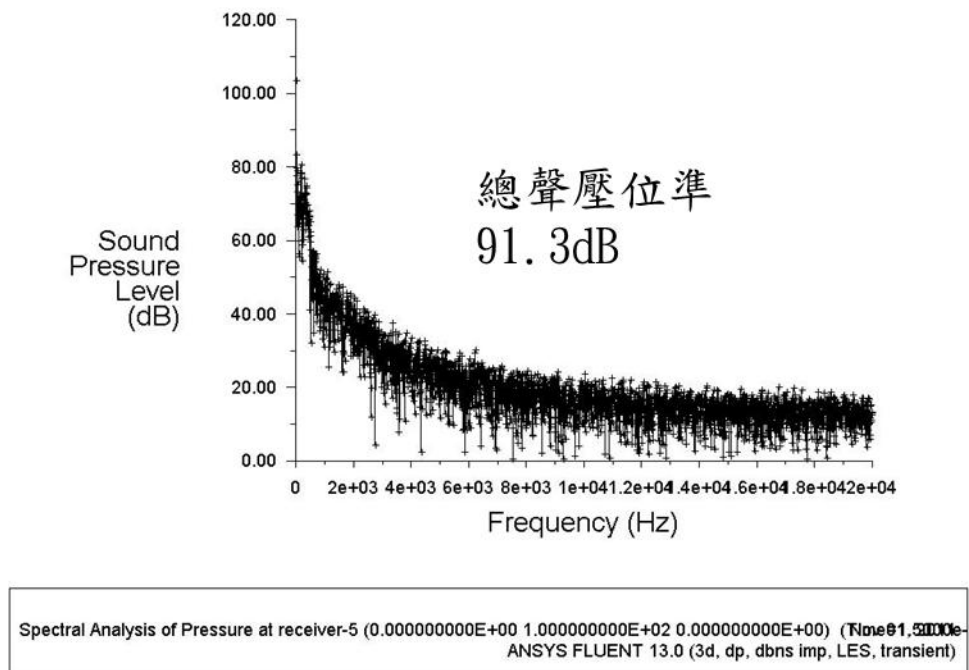


圖 十五 距離入口處 100 公尺之聲場頻譜圖

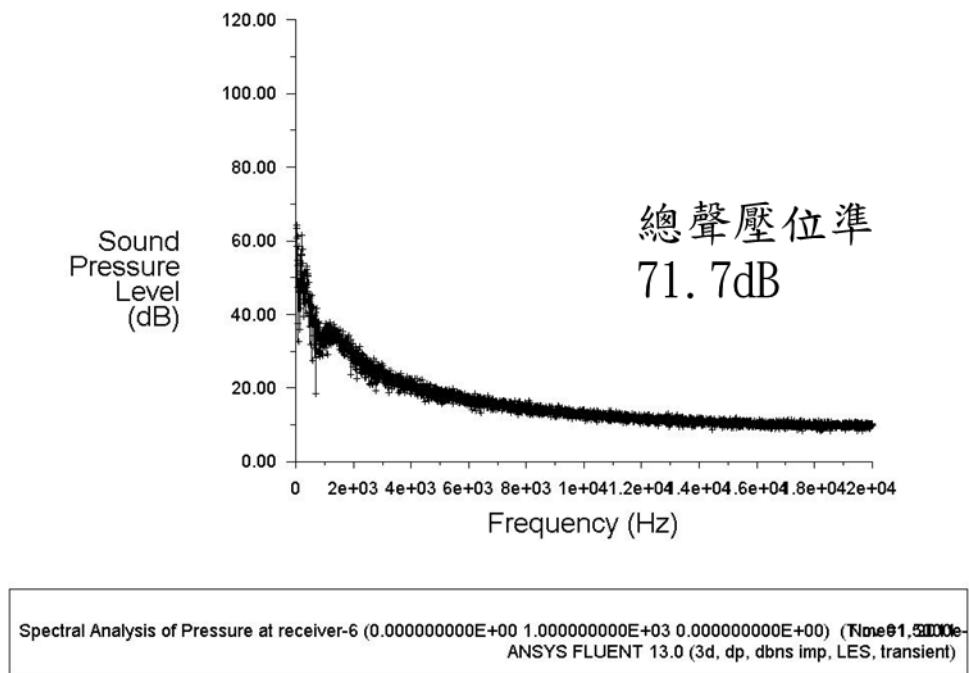


圖 十六 距離入口處 1 公里之聲場頻譜圖

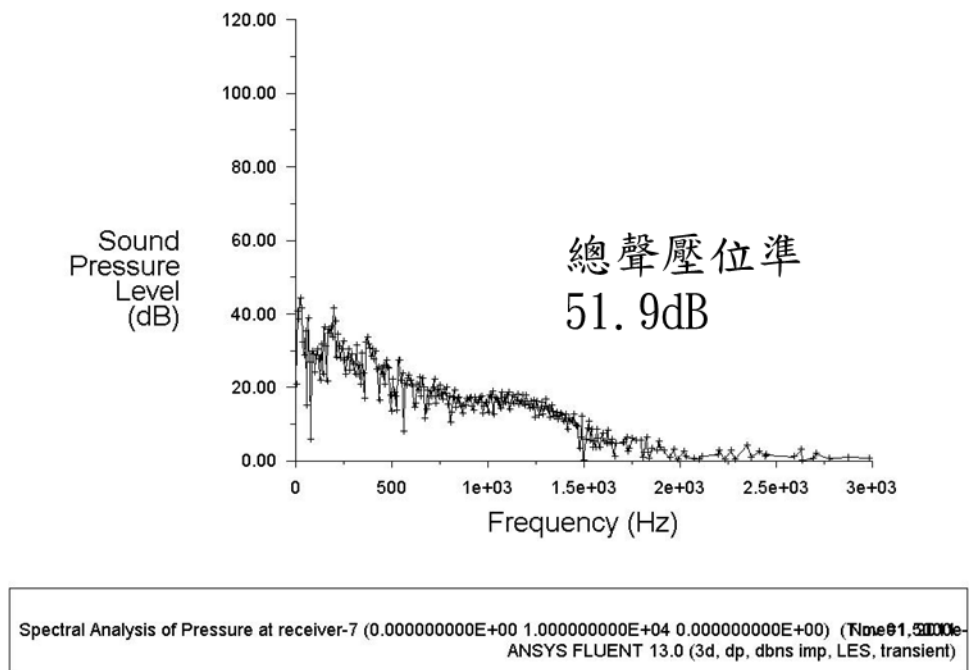


圖 十七 距離入口處 10 公里之聲場頻譜圖

## 第二節 實驗結果分析

首先進行整個噴射推進氣動系統的環境聲場分析，整體噴射推進氣動實驗過程之聲場強度結果如圖十八所示，縱軸為單位化聲場強度，橫軸為持續時間，整個噴射推進氣動吹試時間大約1分鐘，由量測音訊波形可看出，吹試過程主要可分成三階段，將全程音訊以最大值做正規化，第一階段為10秒，這時聲場強度值最小，至第10秒後到第27秒為第二階段，最大聲壓值發生在此處，第27秒後至結束為第三階段，聲場大小恰介於前兩區段之間，再取出個別區段的最大頻譜值如圖十九(a)-(d)所示，由圖得知，整體噴射推進氣動系統吹試試驗之最大頻譜區段落皆落在1000Hz以下，因此擷取第10秒至27秒內最大聲壓的音訊資料進行噪音可視化分析。

藉由聲場分析的資料，並由Delay And Sum以及MVDR演算法，將16個通道的麥克風音訊資料進行運算，產生矩陣色塊，並以量測噴射推進氣動二次噴嘴端之簡圖疊合，得到之可視化圖，結果如圖二十(a)-(e)所示。參考頻譜分析結果，取出產生較大聲壓時的頻譜區段資料(600Hz~1000Hz)進行分析。由可視化圖片得知，MVDR與Delay and Sum 有截然不同之結果。此乃由於MVDR之主葉及解析度皆較Delay And Sum突出之故。所以以參考MVDR為主，其聲源主要來自於二次縮管中點。為管壁節點中央位置，因此震動較大。將MVDR處理之結果與模擬相比較，可發現聲源位置幾乎重合。所以由可視化分析可推知，聲源位置的確位於二次縮口處，再與模擬結果比較，如圖二十一，將流場模擬音場圖與實際量測之可視化聲壓圖等比例疊合作比較，模擬之內部音場能量最大值與外部量測之音源位置相符，最大值皆在二次噴嘴氣流進入縮口交會處。

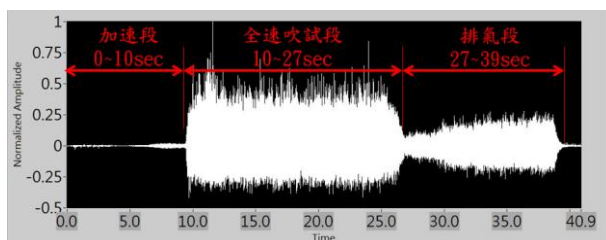
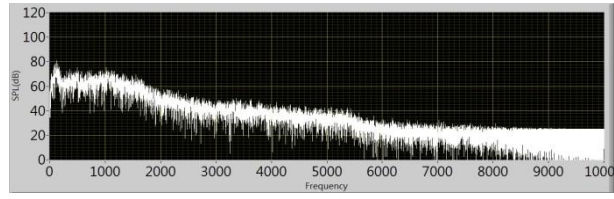
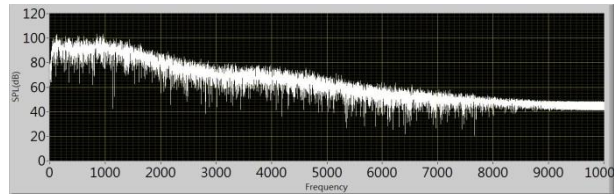


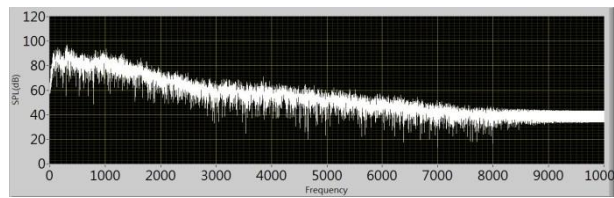
圖 十八 噴射推進氣動噪音量測聲場強度圖



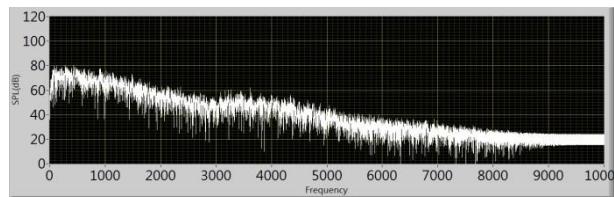
(a) 第8秒



(b) 第20秒



(c) 第30秒



(d) 第40秒

圖 十九 不同時間下之頻譜圖

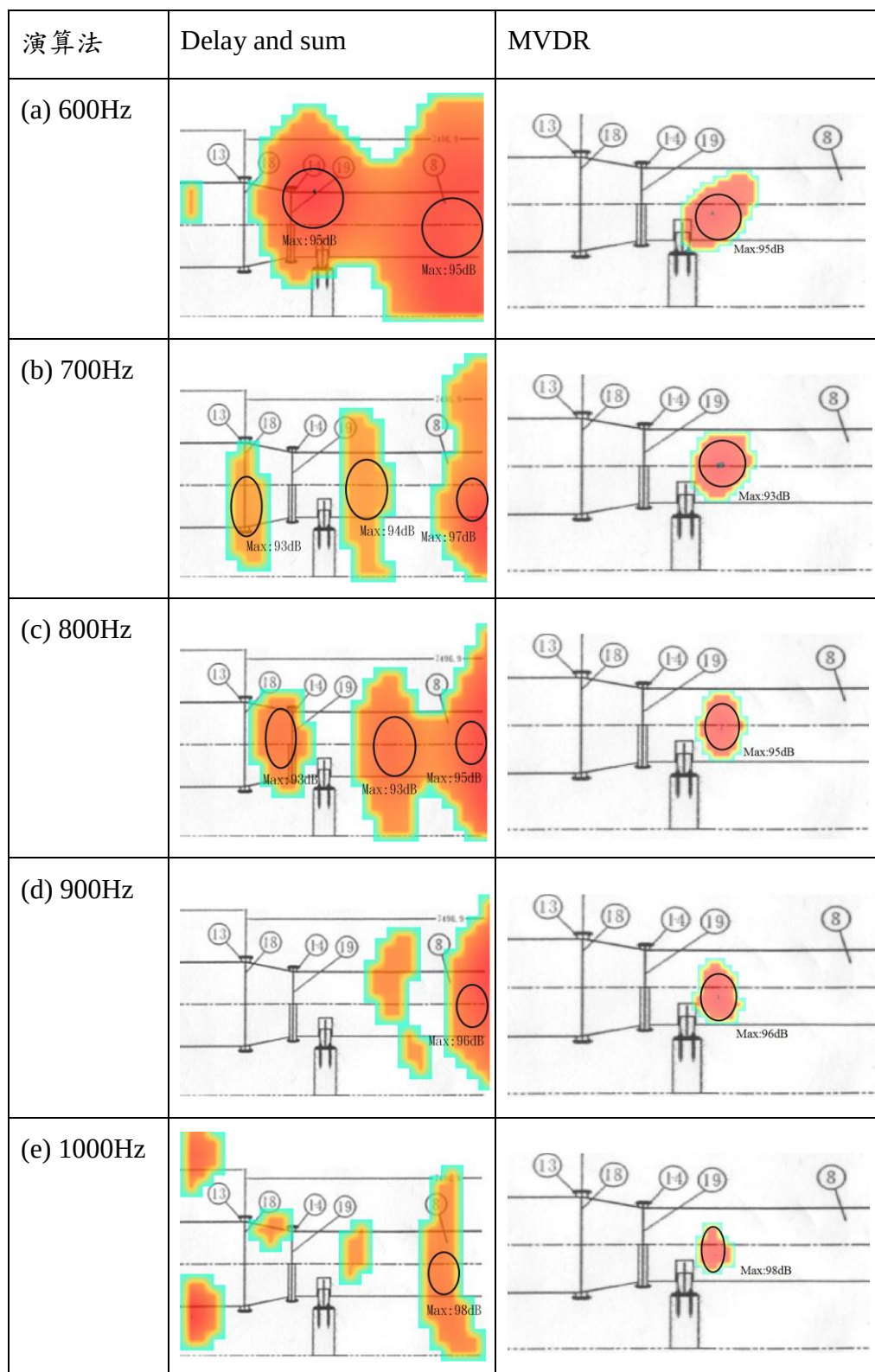
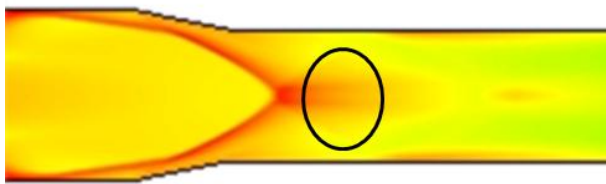
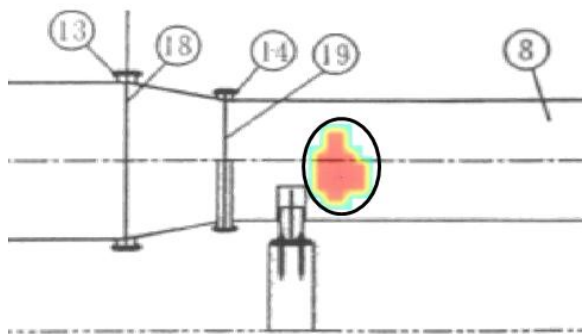


圖 二十 噴射推進氣動設備噪音可視化結果比較



(a)內部音場能量模擬結果



(b)外部實際量測聲壓結果

圖 二十一 模擬與實驗比較

### 第三節結果與改善措施

根據分析結果噴射推進氣動產生之噪音主要來自 1KHz 頻率左右之中低頻噪音，此頻帶噪音對人耳反應靈敏，因此第一要務須克服來此中低頻帶噪音。為降低噪音，有效之解決方案為將主要噪音源位置之風洞設備外部全面加裝隔音罩，包覆外觀如圖二十二所示。

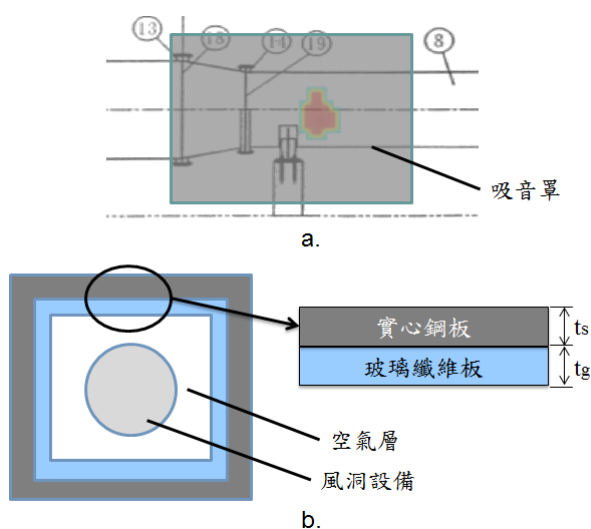


圖 二十二 設備包覆隔音罩示意圖 a.前視圖 b.側視圖及夾層材料

隔音罩採用兩層結構，內層材質玻璃纖維板而外層以實心銅板包覆，能夠有效隔絕噪音，其隔音罩之隔音效果使用”穿透損失(Transmission Loss,  $TL$ )公式”，表示如下：

$$TL = 20 \log(f \times m) - 47.5 \text{ dB} \quad (4-1)$$

其中

$$m = D \times t \quad (4-2)$$

而 $f$ 為噪音頻率, $m$ 表示為區域密度 (Area density),  $D$ 為材料密度,  $t$ 為材料之厚度。使用方法即先訂定外界可容許的聲壓大小及吸音頻率，帶入(4-2)式推算實心銅板及玻璃纖維之區域密度，再代入(4-1)式，即可得到玻璃纖維板厚度 $t_g$ 及實心銅板厚度 $t_s$ 。

以實驗量測結果之低頻600Hz噪音源為例，假設銅板厚度為 $t_s=20\text{mm}$ 及玻璃纖維厚

度 $t_g=10\text{mm}$ ，雙層結構區域密度 $m$ 為 $7.85\times 20+2.5\times 10=182\text{ kg/m}^2$ ，推算出 $TL=53.26\text{dB}$ ，表示由內部傳遞出來之噪音源聲壓準位可降低 $53.26\text{dB}$ ，且由公式得知，當噪音頻率增加二倍則 $TL$ 增加 $6\text{dB}$ ，因此頻率越高，穿透損失增加，低頻設計隔音罩，亦可符合高頻需求，由理論得知，隔音效果與隔音材厚度成正比，厚度越大，隔音效果越顯著。

## 第五章結論

本計畫主要針對風洞試驗設備吹試過程中，所造成的聲壓來做分析，並配合模擬與實驗來確定聲源的產生，並以聲壓較顯著的1KHz以下噪音作進一步分析。由此頻段作噪音可視化分析圖，藉由麥克風陣列經理論運算，使用兩種不同波束形成演算法，DAS及MVDR，將聲壓轉換成二維漸層色塊之矩陣圖形，再等比例疊合至噴射推進氣動設備量測區段，進行分析及比較，由兩種理論計算出實驗結果得知，風洞試驗設備之二次噴嘴處為顯著之噪音源，且MVDR演算法對於聲源可視化的偵測能力較DAS理論顯著，最後對噪音源特性進行分析，由於整體系統無法由內部改變流場及實驗環境減少噪音，故建議針對噪音源產生區段，使用外部包覆方式，設計隔音罩，並以穿透損失理論，推算出隔音罩減少噪音聲壓值，作為改善之依據，但實際效果還必須考慮材料成本及製作空間限制。本計畫藉由模擬及量測結果，找出噪音源，並提出隔音對策建議，對於風洞試驗設備噪音防治有實質應用性。

## 第六章 參考文獻

- [1] M. J. Lighthill, On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory, Proc. Roy. Soc. London 211 (1952) 564-587.
- [2] J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion, Philos. T. Roy. Soc. 264 (1969) 321-342.
- [3] E. Z. William, Class theoretical approaches to computational aeroacoustic, NASA Langley Research Center Hampton (1992).
- [4] C. K. W. Tam, Computational aeroacoustics: Issues and Methods, AIAA 33 (1995) 1788-1796.
- [5] A. Uzun, G. A. Blaisdell and A. S. Lyrintzis, 3-D Large Eddy Simulation for Jet Aeroacoustics, AIAA (2003)
- [6] K. Ohnishi, H. Zhang, T. Tomohiro, H. Kayama, M. Nawa, and N. Taniguchi, The evidence of the noise analysis technique by LES using general-purpose code FrontFlow, JSFM (2004).
- [7] O. Kenji, H. Ryutaro, and F. Tatsuya, Prediction of wind noise radiated from passenger cars and its evaluation based on auralization, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 81, (1999) 403-419.
- [8] C. K. W. Tam and N. N. Pastouchenko, Fine-Scale Turbulence Noise from Dual-Stream Jets, AIAA 44 (2006) 90-101.
- [9] J. Prieru and G. Rahier, Aeroacoustic integral methods, formulations and efficient numerical implementation, Aerosp. Sci. Technol. 5 (2001) 457-468.
- [10] Y. Addad, D. Laurence, C. Talotte, and M.C. Jacob, Large eddy simulation of a forward-backward facing step for acoustic source identification, Int. J. Heat Fluid Flow 24 (2003) 562-571.
- [11] 梁勝明, 戴朝盛, 楊宗明, 平行計算用於排氣管噪音預測和降低噪音之研究(1/3), NSC 96-2221-E-269-013- MY3 (2008).
- [12] C. Bogey, C. Bailly and C. Juve, "Noise computation using Lighthill's equation with inclusion of mean flow-acoustic interaction", AIAA Aeroacoustics Conference (2001).
- [13] B. C. Kim and I. T. Lu, "High Resolution Broadband Beam forming Based on the MVDR Method," IEEE, pp.1025-1028, 2000.

- [14] M.G.Smith, K.B.Kim, D.J.Thompson, “NOISE SOURCE IDENTIFICATION USING MICROPHONE ARRAYS,” Proceedings of the Institute of Acoustics, Vol. 29. Pt.5 2007
- [15] J.J. Christensen and J. Hald, “Beamforming,” Brüel & Kjær Technical Review, no. 1, 2004.
- [16] 白明憲, 2008, 工程聲學, 全華圖書股份有限公司
- [17] 鄭長聚等, 1995, 環境噪音控制工程, 科技圖書股份有限公司
- [18] D. H. Johnson and D. E. Dudgeon, Array Signal Processing: Concept and Techniques. Prentice Hall, 1993.
- [19] J.J. Christensen and J. Hald, “Beamforming,” Brüel & Kjær Technical Review, no. 1, 2004.
- [20] H. L. Van Trees, Optimum array processing: part IV of detection, estimation, and modulation, John Wiley & Sons, Inc., New York, 2002
- [21] Iain McCowan, Microphone Arrays : A Tutorial. Apl, 2001.
- [22] 陳發林、楊照彥, 地面試驗設備二次縮口之流場分析, NSC 81-0210-D-002-517 (1990).

# 國科會補助計畫衍生研發成果推廣資料表

日期:2012/03/26

|         |                           |           |
|---------|---------------------------|-----------|
| 國科會補助計畫 | 計畫名稱：風洞試驗設備噪音防治           |           |
|         | 計畫主持人：傅武雄                 |           |
|         | 計畫編號：100-2623-E-009-010-D | 學門領域：其他研究 |

無研發成果推廣資料

100 年度專題研究計畫研究成果彙整表

| 計畫主持人：傅武雄       |             |           | 計畫編號：100-2623-E-009-010-D |                 |            |     |                                     |
|-----------------|-------------|-----------|---------------------------|-----------------|------------|-----|-------------------------------------|
| 計畫名稱：風洞試驗設備噪音防治 |             |           |                           |                 |            |     |                                     |
| 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                         | 0               | 100%       |     |                                     |
|                 |             | 研討會論文     | 0                         | 0               | 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       | 4                         | 4               | 100%       | 人次  |                                     |
|                 |             | 博士生       | 2                         | 2               | 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                         | 0               | 100%       | 篇   |                                     |
|                 |             | 研究報告/技術報告 | 0                         | 0               | 100%       |     |                                     |
|                 |             | 研討會論文     | 0                         | 0               | 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</p> <p>(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> | 無 |
|-------------------------------------------------------------------------------------------|---|

|           | 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）

本計畫主要針對風洞試驗設備吹試過程中，所造成的聲壓來做分析，並配合模擬與實驗來確定聲源的產生，並以聲壓較顯著的 1KHz 以下噪音作進一步分析。由此頻段作噪音可視化分析圖，藉由麥克風陣列經理論運算，使用兩種不同波束形成演算法，DAS 及 MVDR，將聲壓轉換成二維漸層色塊之矩陣圖形，再等比例疊合至噴射推進氣動設備量測區段，進行分析及比較，由兩種理論計算出實驗結果得知，風洞試驗設備之二次噴嘴處為顯著之噪音源，且 MVDR 演算法對於聲源可視化的偵測能力較 DAS 理論顯著，最後對噪音源特性進行分析，由於整體系統無法由內部改變流場及實驗環境減少噪音，故建議針對噪音源產生區段，使用外部包覆方式，設計隔音罩，並以穿透損失理論，推算出隔音罩減少噪音聲壓值，作為改善之依據，但實際效果還必須考慮材料成本及製作空間限制。本計畫藉由模擬及量測結果，找出噪音源，並提出隔音對策建議，對於風洞試驗設備噪音防治有實質應用性。