

行政院原子能委員會
委託研究計畫研究報告

(小風機噪音模擬數值計算模式開發)
(Numerical prediction of INER 25kw wind turbine noise)

計畫編號：1022001INER038

受委託機關(構)：國立清華大學

計畫主持人：馮玉明

聯絡電話：03-5725363

E-mail address：ymferng@ess.nthu.edu.tw

核研所聯絡人員：鄭景木

報告日期：102 年 11 月 1 日

目 錄

目 錄	I
中文摘要	II
ABSTRACT.....	III
壹、計畫緣起與目的	1
貳、研究方法與過程	2
一、CFD 基礎理論方法	2
二、紊流模式	4
三、氣動聲學理論	7
四、流場及聲場驗證之模型設定	9
五、INER-25KW 小風機之模型設置	16
參、主要發現與結論	19
一、流場分析驗證及討論	19
二、聲場驗證分析	29
三、INER-25KW 小風機聲噪模擬分析	30
四、結論及未來工作	35
肆、參考文獻	36

中文摘要

風力發電為極具潛力的再生能源選項，然其運轉產生低頻(20-200HZ)噪音為推廣之難題。本研究著手針對 NREL Phase VI 進行流場及聲場模擬驗證。經不同的風場條件(7m/s、15m/s)，以 RANS-based 紊流模式及 FW-H 聲場流場的耦合分析。驗證結果發現，流場及聲場之模擬分析結果與實驗及相符，並以此驗證模擬程序，本研究更進一步針對 INER 25kw 小型風機之低頻聲噪模擬預測，研究發現可得預期最高分貝數，與距離之影響呈反比，風速及轉速條件成正比，並在未來協助上位計劃進行減噪改良設計。

關鍵字： 風機、噪音、流場分析

Abstract

Wind power is one of the tremendous potential on renewable energies. The problem due to low frequency (20-200 HZ) generated by operation is, however, quite difficult to spread expensively. In this study, the benchmarks for the simulations of flow and acoustic fields were performed on NREL Phase VI. The coupling analysis was integrated with RANS-based turbulence models and FW-H acoustic model under different boundary conditions of wind profiles, 7 m/s and 15 m/s. The results presented that the simulations of flow and acoustic fields have good agreements with experimental data. Based on the process of the simulation on NREL Phase VI, the INER 25 kW turbine system was employed for the prediction of the noise distribution focusing on low frequency. The simulation results showed that the peak amplitude in decibels is inversely proportional to the distance increasing, whereas the peak one is proportional to the wind speed. The efforts and experiences of this study will be able to assist the master plan in improving the design of wind turbine system on noise problem.

Keywords: wind turbine, noise, flow field

壹、計畫緣起與目的

由於傳統石化燃料蘊藏有限，且燃燒時所排放的化學物質會導致環境汙染和日趨嚴重的溫室效應，因而對地球的自然環境和生態造成不可挽回的衝擊。台灣自產之石化燃料能源貧乏，約將近 98% 以上的能源需仰賴進口，因此積極開發綠色能源為日漸重要的重要課題。以台灣地形與再生能源開發而言，離島地區整年皆受季風影響並蘊藏大量風能，而風力發電所帶來的環保效益顯為重要，以目前開發技術來說是較為可行的再生能源選項之一。藉由空氣動力學的理論應用以及風力發電機的技术發展、材料與製造技術隨著時間與科技的進步，風力發電機的性能及可靠度亦不斷的提昇，其發電成本已逐漸降低。

台灣自 50 年代發展風力發電至今已長達近 40 年，目前西部沿海和離島地區共架設 155 座風力發電機組，而澎湖的低碳島計畫則是近年頗具規模與計畫性的方案。澎湖全島擁有豐富的風力，適合做為推動風力能源應用地區。由於目前澎湖地區屬獨立供電系統，燃燒重柴油之火力發電廠，發電成本遠較台灣地區高。倘若配合風力發電併聯供電，可顯著節省發電成本，並達到節能減碳的功用。

對於在地狹人稠的台灣，小風力發電機適合安裝於居家環境附近，提供家用或社區用電，故風機運轉產生噪音之問題，變成為其商業化的阻力之一。

Lighthill [1]於 1952 年在英國皇家學會提出以流體力學理論推導出聲學之波動方程式，將聲源部分利用實驗或計算流體力學方法求得，這種將流場和聲場分開處理的方法，即聲學類比理論(acoustic analogy)。其後，Ffowcs Williams 和 Hawking [2] 根據聲學類比理

論推導 Navier-Stoke 方程式，並考慮運動固體的壁面耦合對聲音的影響，得到了 Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H)方程式，同時也針對噪音輻射問題提供了有效的分析工具。在分析噪音之前，流場分析非常重要，提高流場計算之準確性，才能正確的分析出聲場結果。本研究根據 NREL Phase VI 所提供的翼型葉片資料建立模型[3]，並與 Nilay Sezer-Uzol[4]等人之模擬結果，以及 NREL 之實驗結果[5]以不同 turbulence 模式作流場分析的驗證比對與準確性評估，並進一步分析聲場之結果和影響

因此，本計畫擬運用 ANSYS FLUENT 計算流體力學(CFD)程式，結合風場模式、紊流模式以及考慮移動邊界與流體耦合的 FW-H 方程式，探討小型風力發電機之氣動噪音，協助上位計畫進行風機開發與設計。

貳、研究方法與過程

一、CFD 基礎理論方法

水平軸風力發電機葉片旋轉會產生複雜的空氣動力特性，葉片幾何和轉速的改變會造成紊流尾流的變化與尖端渦流的產生，而這些現象除了影響風機葉片轉動所需的推力，同時也影響流場和聲場。

計算流體力學是將求解區域離散成許多有限的小體積或網格來進行數值計算模擬，並藉由改變流場的各項參數來對精度進行最佳化。

離散化的數值方法主要有三種，有限差分法(Finite Differences Method, FDM)、有限體積法(Finite Volume Method, FVM)以及有限元素法(Finite Elements Method, FEM)，本文使用 ANSYS FLUENT

是採用有限體積法進行模擬分析，有限體積法是從有限差分法延伸而來的的方法，利用泰勒級數求取系統網格的近似解，並且導入質量守恆的概念，適用於流體的計算，為現在計算流體力學領域的主流。

三維空氣動力數值模擬需要花大量的電腦資源與計算時間，適當簡化模型及假設條件是必要的，本文模擬所使用的基本假設如下：

1. 流體為牛頓流體。
2. 流體為不可壓縮流體。
3. 忽略重力、浮力等影響。
4. 流體在葉片上為無滑動邊界條件。
5. 假設葉片為平滑表面，忽略葉片粗糙度對流場的影響。

流體統御方程式包含連續方程式與動量方程式，對於不可壓縮的流體而言方程式如下：

連續方程式：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = \dot{m}$$

其中， ρ = 流體的密度

\vec{U} = 流體的速度的向量

\dot{m} = 流體質量產生或消散率

t = 時間

動量方程式：

$$\frac{\partial(\rho \vec{U})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \vec{U}) = -\nabla P + \rho \vec{g} + \nabla \cdot (\mu \nabla \vec{U}) \quad (2)$$

其中， P = 流體的壓力

\vec{g} = 重力向量(Gravitational Vector)

μ = 流體的黏滯度(Viscosity)

二、紊流模式

紊流的現象相當複雜，若要準確的模擬其流動特性與尾流渦度，LES 在模擬上會有較佳的結果。然而，其計算所需資源龐大，相對地計算時間亦較長。因此，如何選擇其他較為適當之紊流模型及網格分布、邊界條件，使其亦能有效且準確地預測實驗結果，為本研究之重要課題。本研究擬使用四種不同的 RANS-based 的紊流模式(Standard k- ϵ 、Realizable k- ϵ 、SST k- ω 、v2f)，探討風機運轉時之流場分析模擬。這四種模式基本上係以 Standard k- ϵ 模式為基礎並進行延伸之紊流模式，皆為了改善邊界層網格及流體渦流特性而發展，其方程式主要如下所示。

1. Standard k- ϵ :

Turbulence Kinetic:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \end{aligned}$$

Dissipation Rate:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon$$

2. Realizable k- ϵ :

Turbulence Kinetic:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \end{aligned}$$

Dissipation Rate:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \epsilon u_j) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_{1\epsilon} S_\epsilon - \rho C_{2\epsilon} \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \end{aligned}$$

3. SST k- ω :

Turbulence Kinetic:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k + S_k$$

Specific Dissipation Rate:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

4. v2-f:

Turbulence Kinetic:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t S^2 - \rho\epsilon + S_k$$

Dissipation Rate:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\epsilon u_i) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{1}{T} (2\mu_t S^2 C'_{\epsilon 1} - C_{\epsilon 2} \rho\epsilon) + S_\epsilon \end{aligned}$$

v2:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{v^2}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \overline{v^2} u_i) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \overline{v^2}}{\partial x_j} \right] + \rho k f - 6\rho \overline{v^2} \frac{\epsilon}{k} + S_{\overline{v^2}} \end{aligned}$$

f:

$$f - L^2 \frac{\partial^2 f}{\partial x_j^2} = \frac{(C_1 - 1)}{T} \left(\frac{2}{3} - \frac{\overline{v^2}}{k} \right) + C_2 \frac{2\mu_t S^2}{\rho k} + \frac{5\overline{v^2}}{Tk} S_f$$

三、氣動聲學理論

風機葉片因風力作用而產生旋轉運動，並且造成周圍氣體分子的擾動，此現象即可產生氣動噪音。氣動聲學是氣動力學和聲學結合成的一門科學，主要是探討流體和物體的相互作用產生的聲音，1952 年萊特希爾(Lighthill)對氣動聲學理論有卓越的貢獻，萊特希爾考慮將流體通過物體表面產生的紊流類比於聲場中的單極子、偶極子與四極子，並建立了聲學類比(acoustic analogy)理論並推導出方程式。直至 1969 年，Ffowcs Williams 與 Hawking 進一步考慮流體與移動中的物體間之作用，由萊特希爾的聲學理論衍生出 FW-H 方程式，此方程式適用於風機的旋轉運動。

萊特希爾所推導出的理論只適用於流體通過靜止物體表面所產生的紊流，並未考慮到運動中的物體。直至 1969 年 Ffowcs Williams 與 Hawkings 特別針對流體經過移動中的物體所產生的現象，推導得到 FW-H 方程式，此理論是由萊特希爾聲學類比理論延伸而來，對於運動中物體在流體中的聲場分析能夠較準確的描述。FW-H 方程式除了沿用萊特希爾所假設的控制體積之外，在其內部增加了一控制表面 S'包圍分佈於移動物體表面的聲源，並令這假想的控制面以速度 v 移動。定義一新函數 f (x,t)，若是在控制表面 S'外之情形，則 f>0；在表面內，則 f<0；而在表面上的情況，f=0。

如 Figure.1 所示。

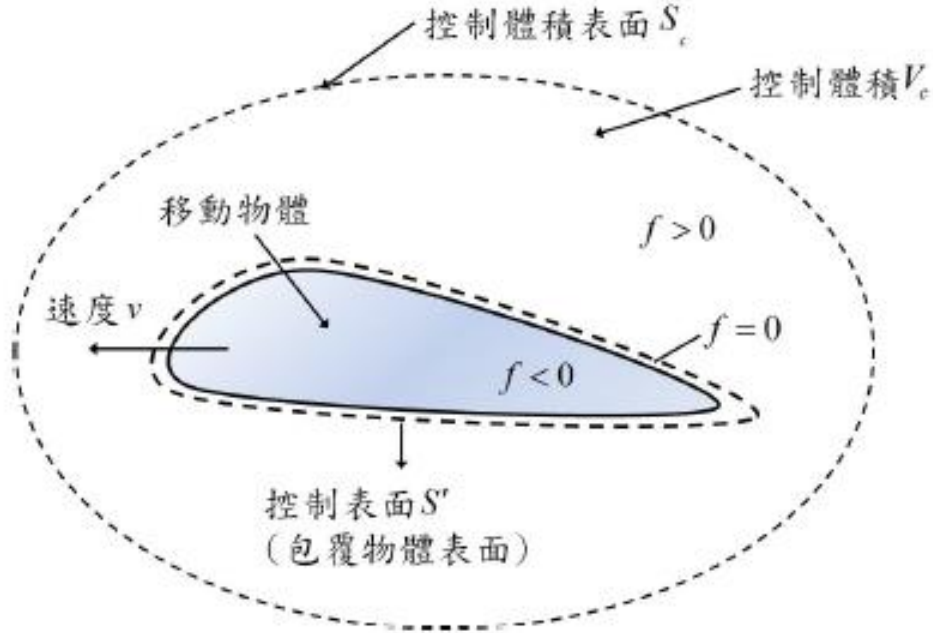


Figure 1:FW-H 方程式之控制體積 S 及 $f(x,t)$ 表示方法

萊特希爾所描述的四極子聲源分佈於控制體積 $c V$ 與控制表面 S' 之間的區域，而控制表面 S' 上分佈的聲源，則是因流體與移動物體耦合後產生的單極子與偶極子聲源。定義完聲源分佈區域之後，經由連續方程式以及流體力學 Navier-Stokes 方程式重新整理萊特希爾方程式，推導出 FW-H 方程式，方程式如下

FW-H 方程式：

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

其中， u_i 為 i 方向的流速分量， v_i 為 i 方向的表面流速分量， $\delta(f)$ 為 Dirac delta 函數， $H(f)$ 為 Heaviside 函數。

FW-H 方程式可利用自由空間的格林函數(Green's function)求解，

得(Ffowcs Williams and Hawkings,1969)

FW-H 方程式解:

$$4\pi a_0^2 [\rho(x, t) - \rho_0] = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int \left[\frac{T_{ij} J}{r|1 - M_r|} \right] dV_c - \frac{\partial}{\partial x_i} \int \left[\frac{P_{ij} n_j}{r|1 - M_r|} \right] dS + \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\rho_0 U_n}{r|1 - M_r|} \right] dS$$

觀察等式右方可發現三種聲源的來源，而其分母皆與馬赫數有關，在高馬赫數的情況下三種聲源都不可忽略。右邊第一項為對控制體積積分的萊特希爾四極子項，通常與流體通過物體而產生的紊流有關；第二項為偶極子項，與單位物體表面給予流體的力有關，即物體垂直表面方向施予流體的壓力；第三項為單極子項，和垂直物體表面的流速相關。另外由一開始假設的函數 $f(x,t)$ 可知，偶極子與單極子都分佈在控制表面 S' 上，所以積分都為對控制表面 S 上分佈區域進行面積分。

四、流場及聲場驗證之模型設定

本研究使用 NREL Phase VI 風機進行 CFD 模擬之分析模型，如 Figure.2 所示。此風機之葉片底部係為 NREL S809 的翼型，頂部為圓柱，軸位置在 30% 的弦長上，翼展長為 5.029m，並假設頂部為平面，如 Figure.3 所示，Table1 則為其設計參數條件。為了簡化模型之設計且基於不影響計算結果的考量上，在整體之計算域方面，將忽略風機後方連接之的機艙以及塔架[6]。Figure.4 及 Figure.5 係為風機及周圍流場之計算域示意圖。在網格設計方面，葉片壁面及其附近

之區域，因葉片壁面之分離流、接近壁面之流場與葉片旋轉速度，以及氣體與葉片間之相對速度等，需要較多的網格來準確的模擬流場特性，尤其接近壁面部分因有 stagnation 和 separation 問題，需要更細緻的網格來準確模擬。遠場部分(Farfield)則可以使用較粗糙的網格來計算。遠場定義域部分設定為直徑 12m 的圓柱體，風機的高度為 12.192m。轉子是半徑為 6m、厚度為 1.5m 的短圓柱，且其為隨葉片轉動之邊界區域。

本研究所要驗證分析之 NREL 的實驗，係為兩葉片設計之風機，運轉條件為 72rpm，並以兩種風速條件進行，Table2 為邊界條件設定之參數。

在進行流場分析前，網格品質分析須先進行以確保所計算之模擬結果能合理解釋，以減少網格不準度所帶來的數值誤差影響。網格測試部分，使用兩組不同網格尺寸進行計算，並與 Nilay Sezer-Uzol[4]等人採用之 LES 模型分析結果及 Michelsen[5]等人以壓力係數比(C_p)分析的實驗數據作為比對驗證。Figure.6 為兩種網格尺寸(2,105,622;5,814,235)之示意圖，在接近壁面部分採用結構性網格，其目的主要是要有效控制葉片壁面的網格品質及數量；而遠場部分則採用非結構性網格。Figure.7、Figure.8 Figure.9 為不同網格尺寸所計算的結果與 Michelsen[5]等人之實驗所得出之壓力係數比較圖，在 30% 高度、47%、80% 高度取值比較，其縱軸為壓力係數 C_p 值(靜態壓力/動態壓力)，橫軸為葉片位置比例 ($x/c=0$ 為葉片前端鈍處， $x/c=1$ 為葉片尾端尖處)。此圖主要係以 Standard $k-\epsilon$ 作為網格測試的紊流模型，經計算可以得知，在網格數 2105622(較粗)的網格計算下的 C_p 值，在前端鈍處的背風處下， C_p 值有明顯升高的現象，指速

度值計算與實驗值及 LES 相比相對小，壓力值較大的情況，而在網格數為 5814235(較粗)時，前頭背風面的壓力係數值與 LES 模擬結果和實驗數據吻合度相當高，僅有在前頭迎風面有過高的情況，Standard k- ϵ 模式與 LES 模式模擬之結果大致上並沒有明顯之差異性，主要明顯的差異性於本文後段部分以不同的紊流模型進行模擬時會得到明顯改善。因此，為了得到較為準確之預測模擬，本研究擬使用網格數為 5,814,235 來進行分析探討。

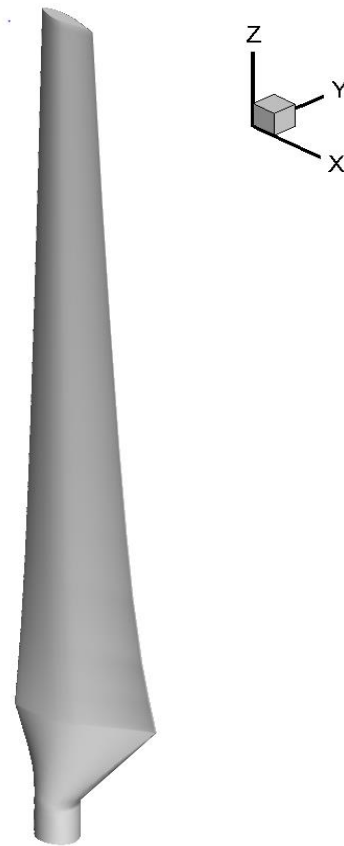


Figure 2: NREL Phase VI 風機模型

(單一葉片模型圖，在 span 長度為其 75% 處時，twist 為 0 度。而在頂部時 twist 為 -2 度)

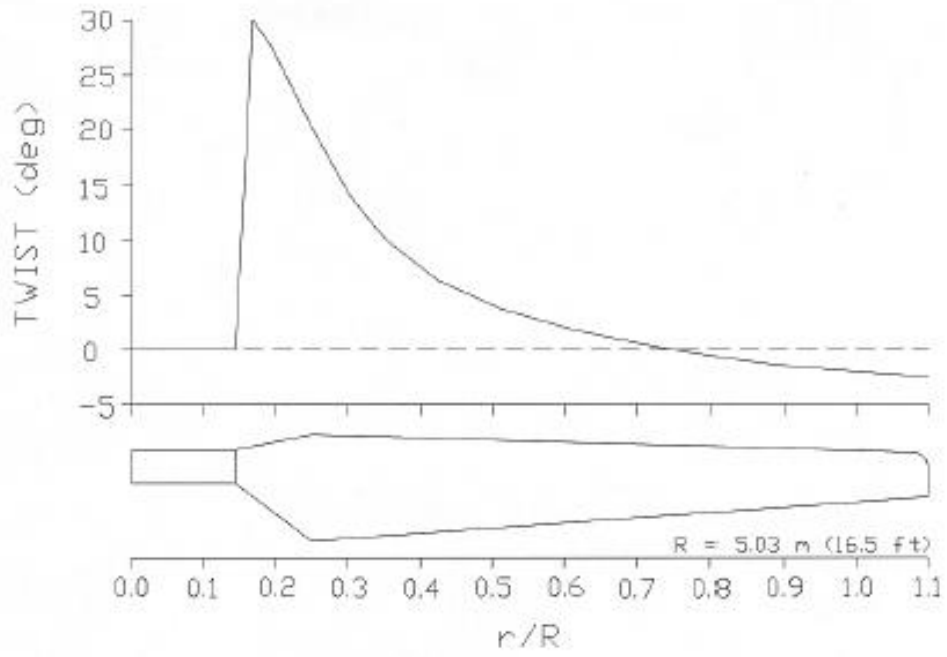


Figure 3: NREL 風機葉片旋轉度(twist)分布圖

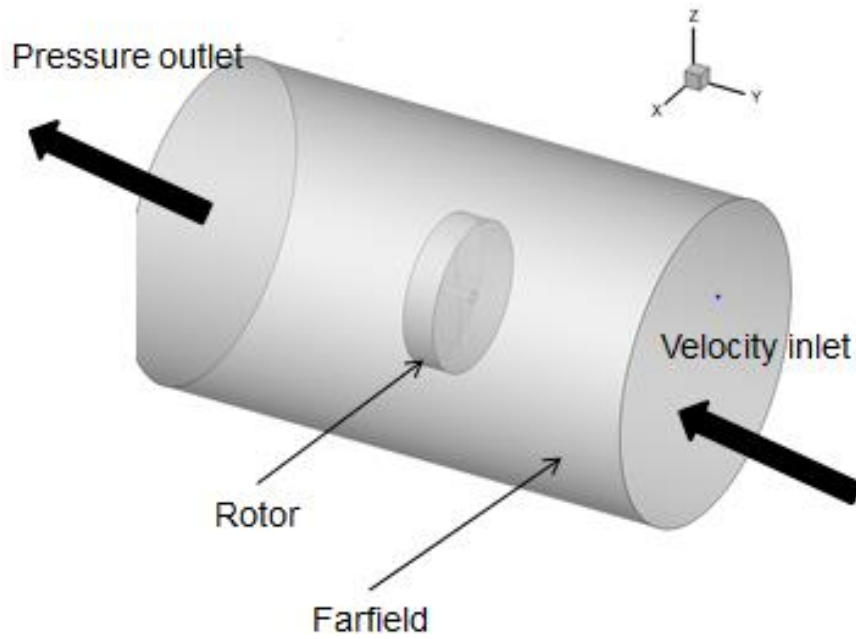


Figure 4: 流場計算域全域圖

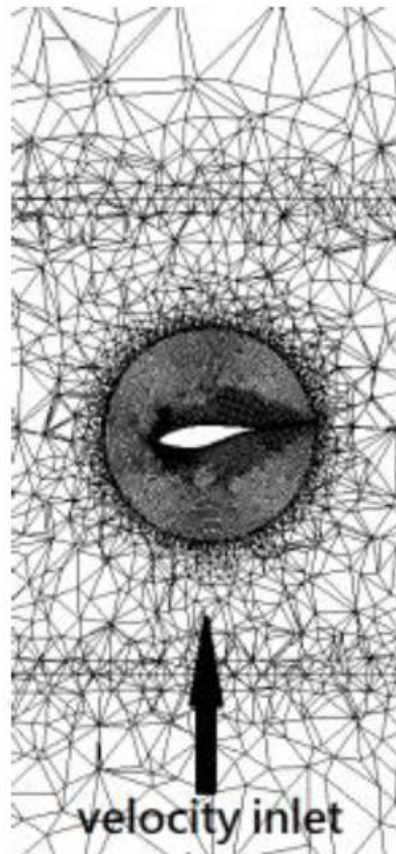


Figure 5: $Z=0$, 自由流示意圖

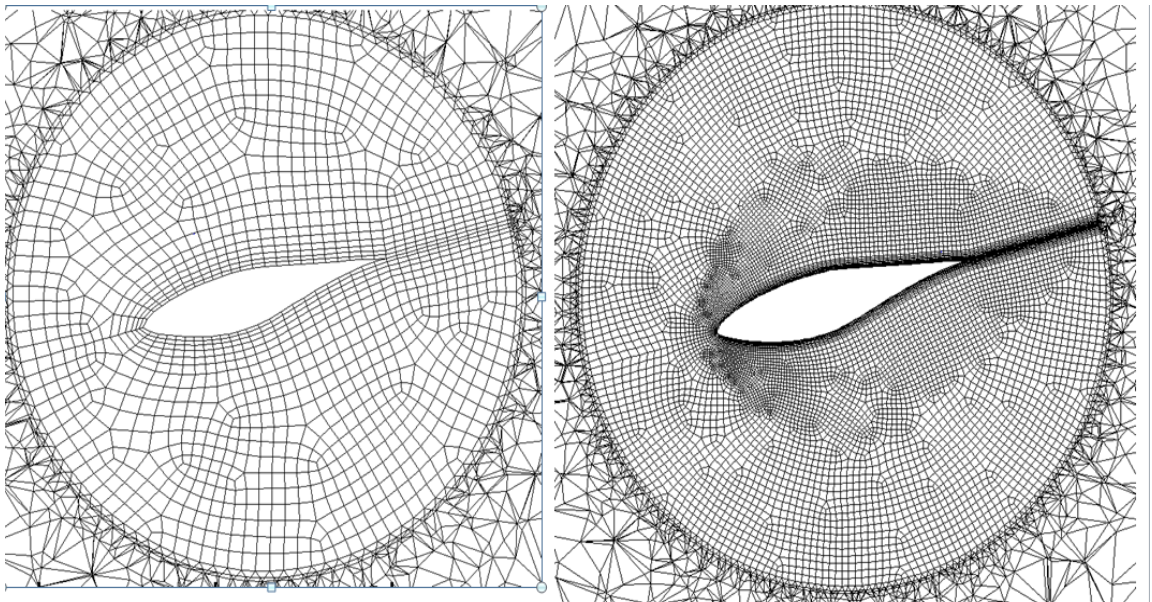


Figure 6: 兩種不同粗細之網格示意圖(網格數: 左 2,105,622; 右 5,814,235)

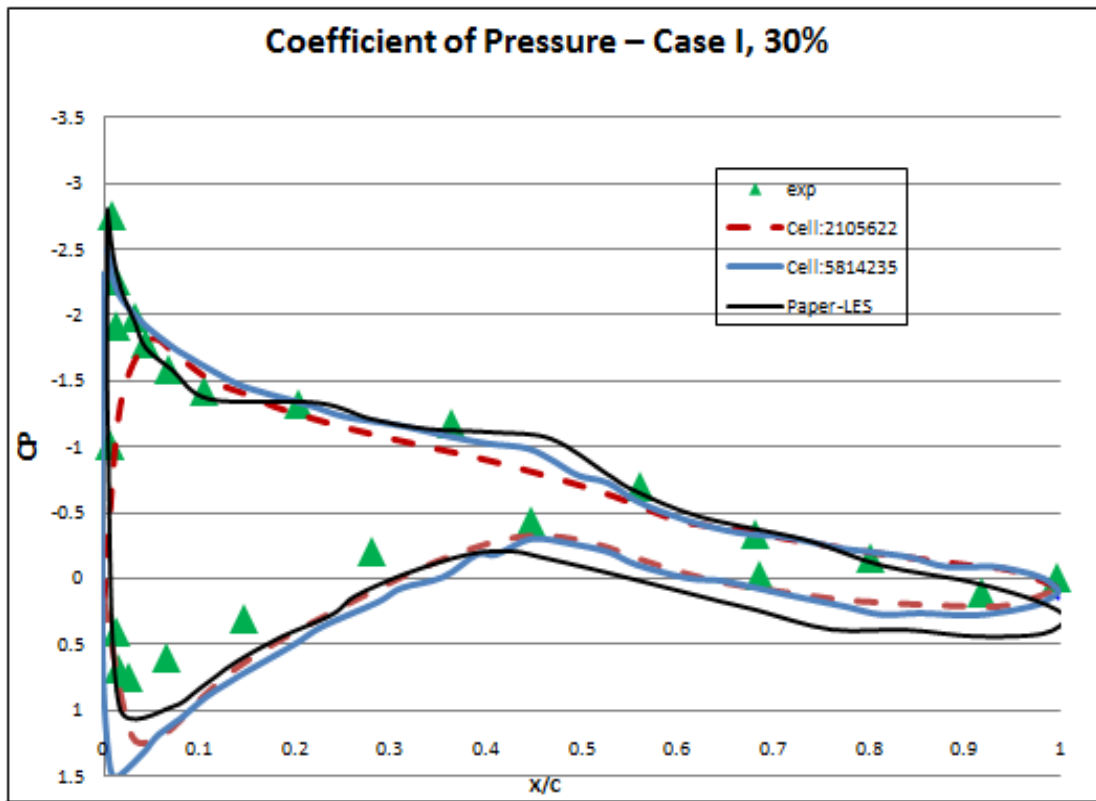


Figure 7: 網格測試結果-30%高度 CP 值

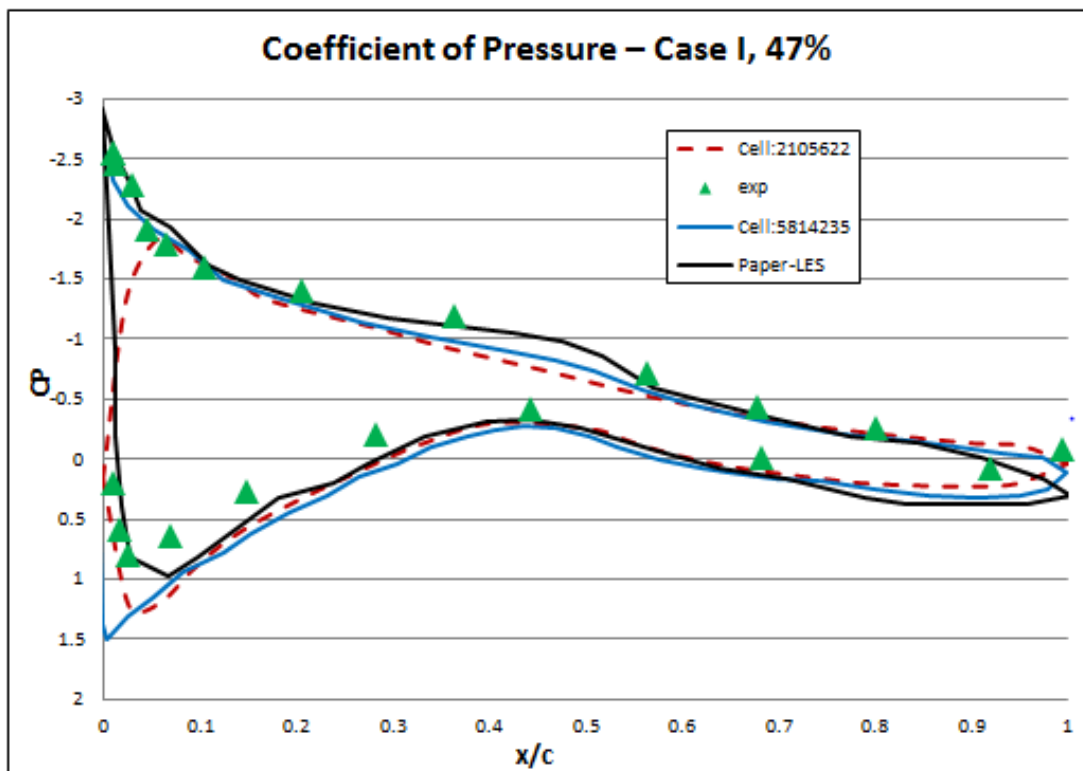


Figure 8: 網格測試結果-47%高度 CP 值.

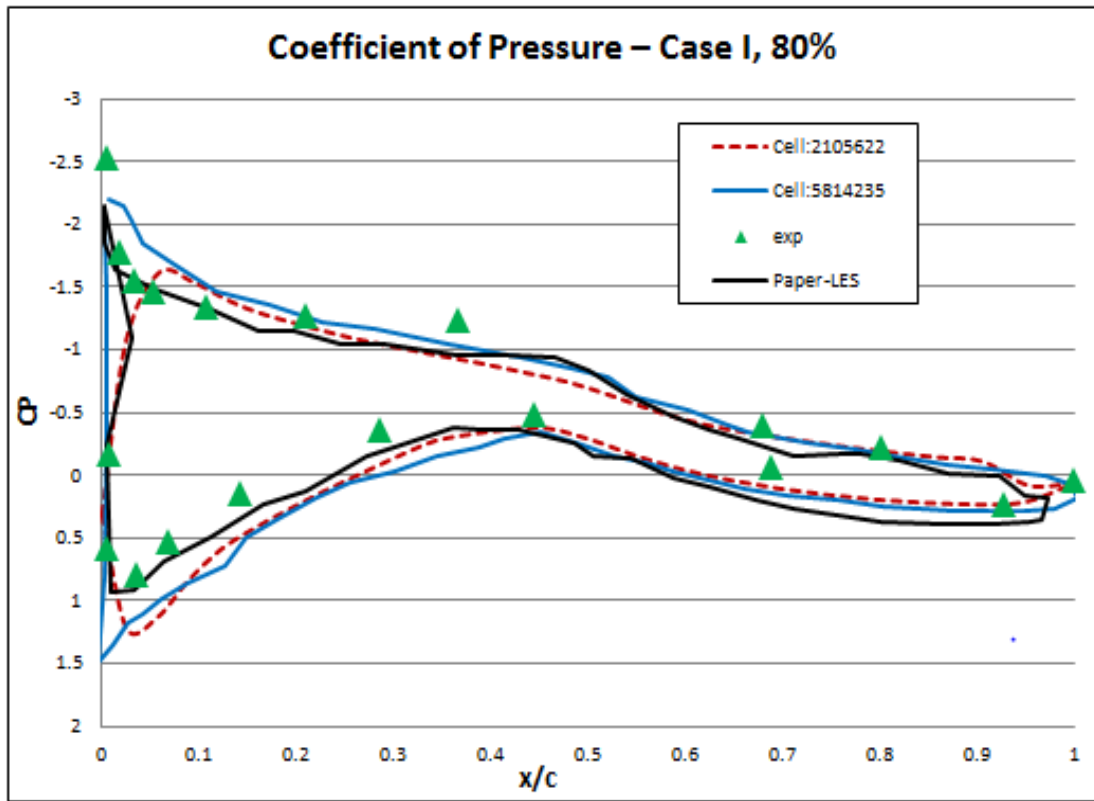


Figure 9: 網格測試結果-80%高度 CP 值

Table 1:NREL VI, 風機葉片設計參數表

Radial Distance r (m)	Span Station ¹ (r/5.532 m)	Span Station ¹ (r/5.029 m)	Chord Length (m)	Twist ² (degrees)	Thickness (m)	Twist Axis (% chord)
0.0	0.0	0.0	Hub - center of rotation	Hub - center of rotation	Hub - center of rotation	Hub - center of rotation
0.508 ³	0.092	0.101	0.218 (root hub adapter)	0.0 (root hub adapter)	0.218	50 (root hub adapter)
0.660 ⁴	0.120	0.131	0.218	0.0	0.218	50
0.883 ⁵	0.160	0.176	0.183	0.0	0.183	50
1.008 ⁵	0.183	0.200	0.349	6.7	0.163	35.9
1.067 ⁵	0.193	0.212	0.441	9.9	0.154	33.5
1.133 ⁵	0.205	0.225	0.544	13.4	0.154	31.9
1.257 ⁵	0.227	0.250	0.737	20.040	0.154	30
1.343	0.243	0.267	0.728	18.074	20.95% chord	30
1.510	0.273	0.300	0.711	14.292	20.95% chord	30
1.648	0.298	0.328	0.697	11.909	20.95% chord	30
1.952	0.353	0.388	0.666	7.979	20.95% chord	30
2.257	0.408	0.449	0.636	5.308	20.95% chord	30
2.343	0.424	0.466	0.627	4.715	20.95% chord	30
2.562	0.463	0.509	0.605	3.425	20.95% chord	30
2.867	0.518	0.570	0.574	2.083	20.95% chord	30
3.172	0.573	0.631	0.543	1.150	20.95% chord	30
3.185	0.576	0.633	0.542	1.115	20.95% chord	30
3.476	0.628	0.691	0.512	0.494	20.95% chord	30
3.781	0.683	0.752	0.482	-0.015	20.95% chord	30
4.023	0.727	0.800	0.457	-0.381	20.95% chord	30
4.086	0.739	0.812	0.451	-0.475	20.95% chord	30
4.391	0.794	0.873	0.420	-0.920	20.95% chord	30
4.696	0.849	0.934	0.389	-1.352	20.95% chord	30
4.780	0.864	0.950	0.381	-1.469	20.95% chord	30
5.000	0.904	0.994	0.358	-1.775	20.95% chord	30
5.305	0.959	1.055	0.328	-2.191	20.95% chord	30
5.532	1.000	1.100	0.305	-2.500	20.95% chord	30

Table 2:驗證分析之邊界條件設置

翼型 [◊]	S809 [◊]
入口速度 (m/s) [◊]	7, 15 [◊]
轉速(rpm) [◊]	72 [◊]
網格數 [◊]	5814235 [◊]
案例一 [◊]	風速：7m/s [◊]
案例二 [◊]	風速：15m/s [◊]

五、INER-25KW 小風機之模型設置

由所內提供之模型資料，以 Solidworks 繪製幾何外型、繪製邊界，再經由 Gambit 定義網格類型、網格生成，所內 25kw 風機屬三葉式水平軸發電機，許轉直徑 $D=10.7\text{m}$ ，塔架高度 $H=25.3\text{m}$ ，Figure 10 為 25kw 風機示意圖，在模型及網格製作上，承襲驗證分析之設計方法，將計算域分成遠場(Farfield)及旋轉區(Rotor)，風機葉片在旋轉區內，原點為風機中心點，設定風速往正 y 軸方向吹。

Rotor 旋轉直徑為 14M，Farfield 半徑為 $25.3\text{M}=H$ ，為節省計算資源，忽略塔架及機艙部分。因 INER25kw 此風機為三葉式水平軸發電機，網格需求量需要較大的數量，因此葉片壁面及其附近之區域，因葉片壁面之分離流、接近壁面之流場與葉片旋轉速度，以及氣體與葉片間之相對速度等，需要較多的網格來準確的模擬流場特性，因此在壁面處使用結構性網格，以便控制邊界層厚度，尤其接近壁面部分因有 stagnation 和 separation 問題，需要更細緻的網格來準確模擬。並根據驗證分析的網格樣式加以改進如 Figure11 所示，使近壁處之結構性網格更加進步改善處理。Figure12 顯示出整體計算流

場之網格分布分配，遠場部分(Farfield)則可以使用較粗糙的非結構性網格來計算。總網格數為 10284331 個網格數。在此網格數量的限制之下，如何選擇正確的紊流模式及節省計算資源以達到所需的結果是相當重要的過程，在後面的流場及聲場驗證將會得到結果。

在聲場預測上，接收點的位置是必要的資訊，訂定風機下方 0、25、50、70M 處，其中一監測點 31M 如 Figure13，是依據國際標準監測距離(旋轉直徑/2+塔架高)，並依據所內提供的資料對三種不同的運轉條件案例，做聲噪分析的預測模擬分析，運轉條件如 Table3。

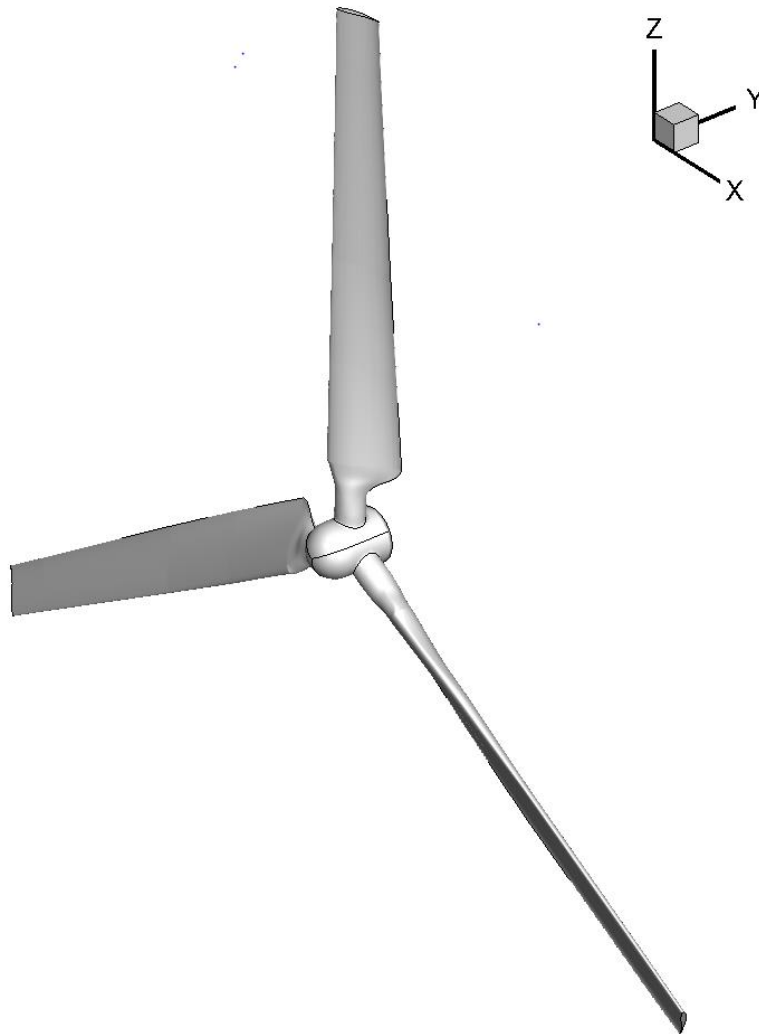


Figure 10:25kw 小風機外觀示意圖

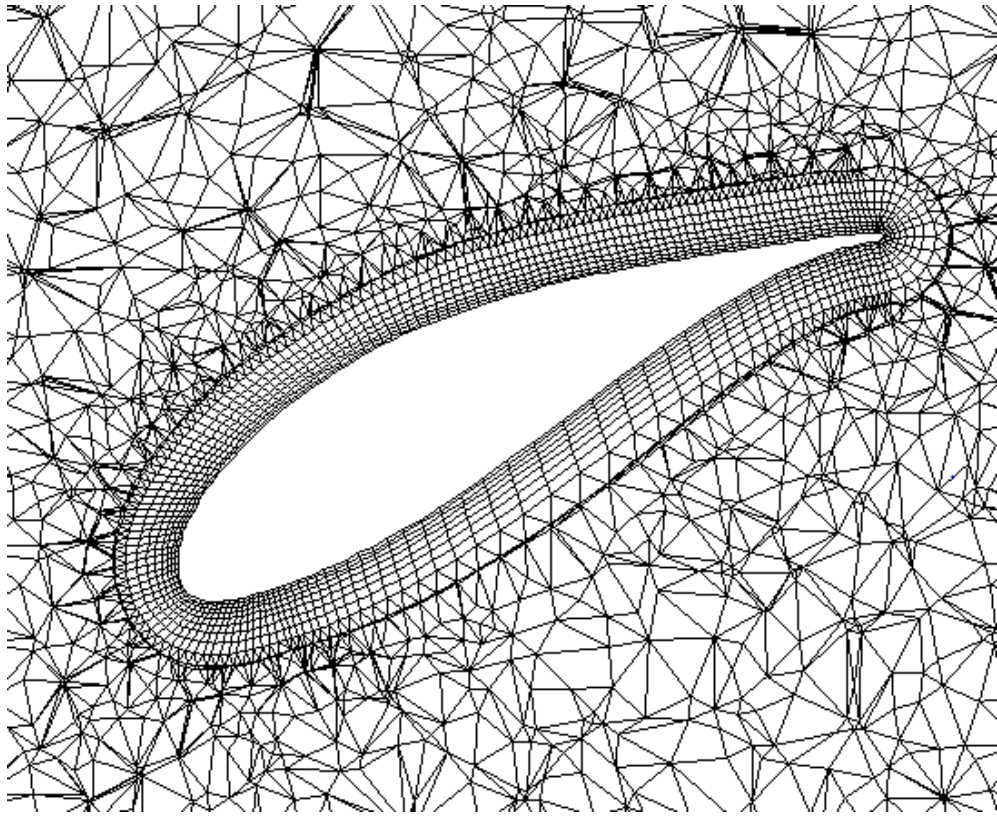


Figure 11: 25kw 風機邊界結構性網格示意圖

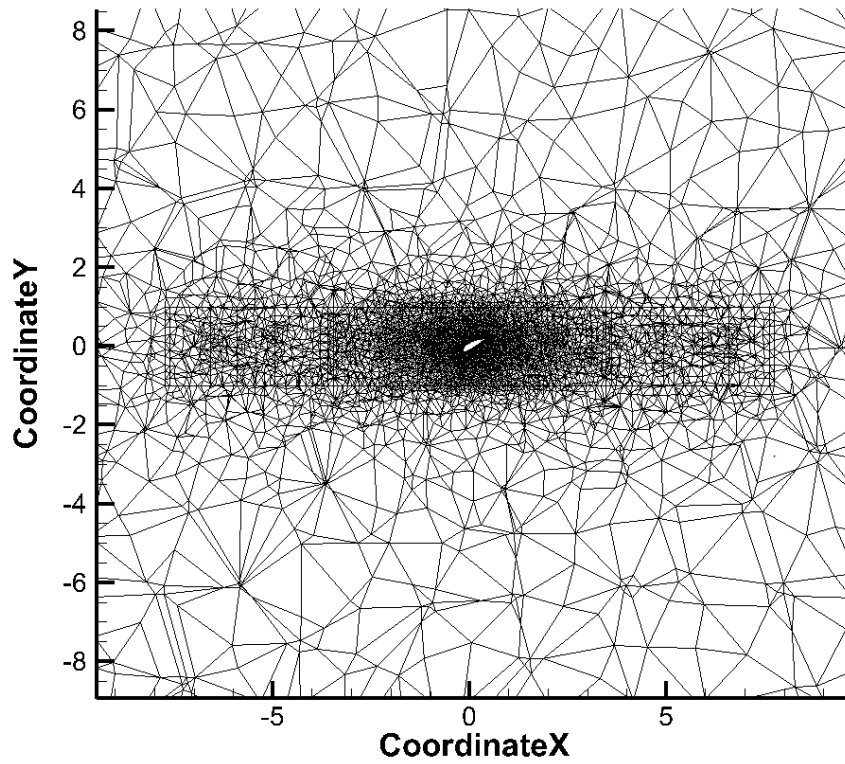


Figure 12: 25kw 小風機計算域網格分布示意圖

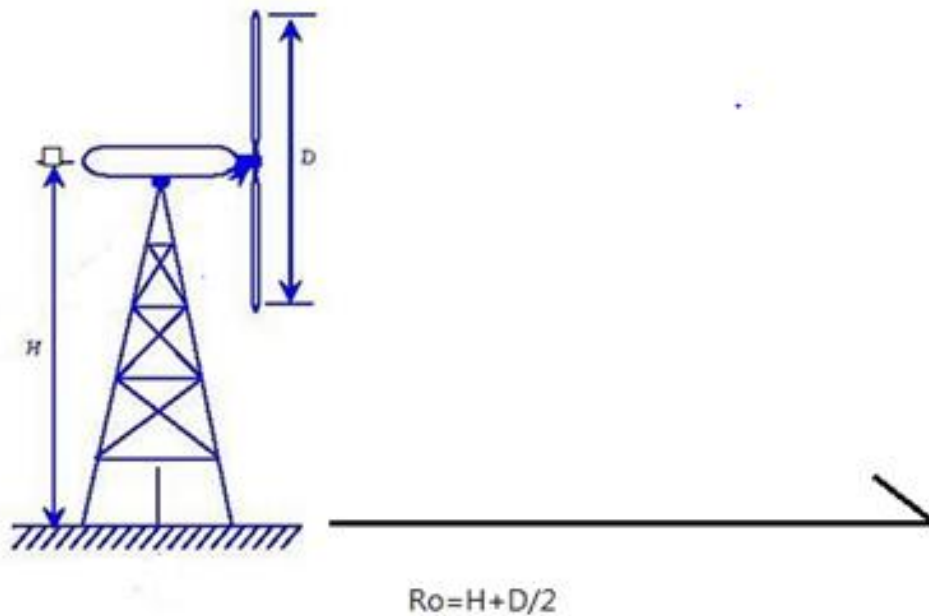


Figure 13: 國際標準監測距離

Table 3: 25kw 小風機聲噪預測模擬-運轉條件

Case	velocity	Pitch	Rotate speed
Case1	6	6	44.05
Case2	12	18	59.13
Case3	18	33	60.85

參、主要發現與結論

一、流場驗證分析及討論

本研究係使用四種 Rans-based 的紊流模型來討論不同風速下之兩種案例：案例一為 7m/s，案例二為 15m/s，並將兩案例之預測結果與 Nilay Sezer-Uzol[4] 等人之 LES 模型分析結果及其 CP 值的實驗值

作一比較探討。Figure14 為案例一之風機葉片在其相對高度為 30% 處的相對速度分佈狀況。Standard k- ϵ 模式為泛用型紊流模式，其適用於高雷諾數(High Reynolds Number)流動之計算分析，然而在接近壁面處其流動速度受黏滯效應影響，其流速係屬低雷諾數流動，因此需以壁面函數來處理其壁面效應。但此模式在預測分離流與渦流狀態時並未考慮流體之旋轉效應。同樣地，Realizable k- ϵ 模式在壁面處理上亦須增加壁面函數來計算近壁處之流場。但其與 Standard k- ϵ 模式不同之處在於，其藉由改變紊流黏滯性，以經驗方程式來增加流體之旋轉效應，因此可預期此模式在分離流現象之預測會較 Standard k- ϵ 模式來得佳。v2f 模式雖其係以 Standard k- ϵ 模式為基礎，並另增加兩項方程式來有效處理雷諾應力(Reynolds Stresses)所產生之效應。但其在模式中已考量近壁處低雷諾數流動效應，因此並不需額外增加壁面函數來模擬。SST k- ω 模式本身已考量近壁處低雷諾數流動效應，因此其亦與 v2f 模式相同。由圖可發現 Standard k- ϵ 模式與其他紊流模式僅有些許的差異，其可能之原因係風速較低的情況所造成。Figure15 為案例一之風機葉片在其相對高度為 47% 處的相對速度分佈狀況，Standard k- ϵ 模式與其他紊流模式也僅有些許的差異。LES 模式在尾流之消散效應模擬上較本研究所採用之紊流模式能清楚掌握其渦流動態，然而除了尾流之模擬較不同之外，整體而言本研究所採用之紊流模式預測結果與文獻中採用 LES 模式之差異並不明顯。Figure16 為案例一風機葉片在其相對高度為 80% 處的相對速度分佈圖，和 Figure14、15 之結果相似，Standard k- ϵ 模式的模擬結果與其他紊流模型相較之下，其流體於葉片前端鈍處都有明顯較低的現象。其主要原因在於 y^+ 之值約在 30~90 範圍之間。因迎

風面係為 stagnation 處，若需要更為準確之模擬預測，則在近壁處之網格尺寸須使 y^+ 小於 1 以內，因此網格尺寸則必須更為細緻並採用低雷諾數紊流模式(Low Reynolds Number Turbulence model)或加強壁面處理(Enhanced Wall Treatment)方法來進行計算。若使用了壁面函數則將會無法清楚呈現近壁區之流體現象，進而導致誤差存在甚至擴大，因此未來可以朝向使用低雷諾數的方向進行分析。

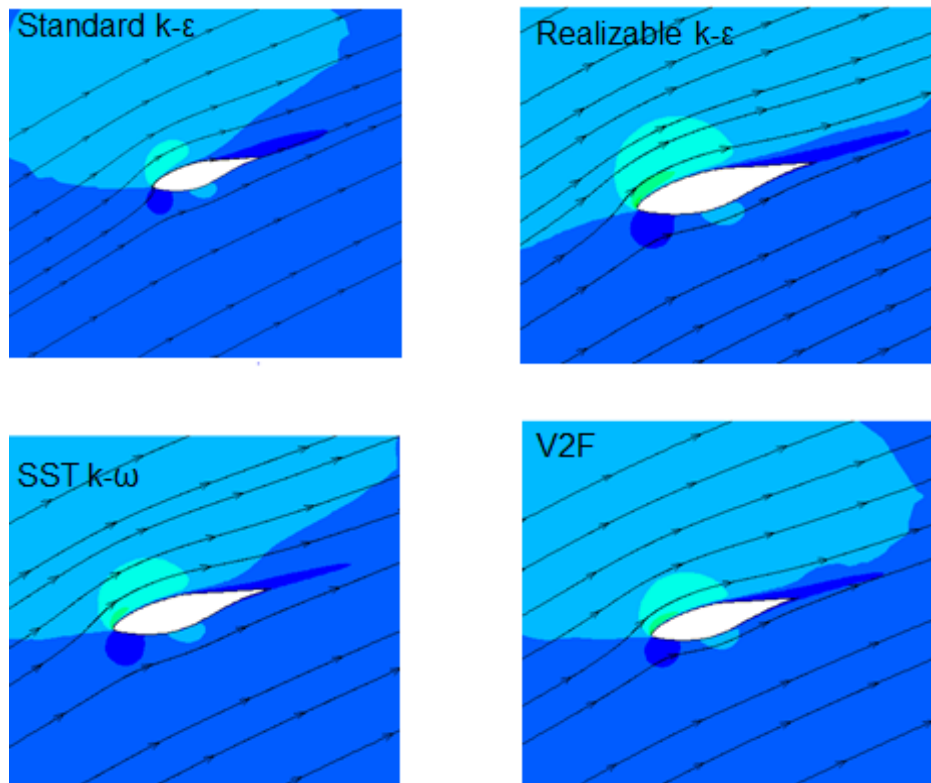


Figure 14: 案例一(風速 7m/s)，風機葉片在其相對高度為 30%處，相對速度分佈狀況

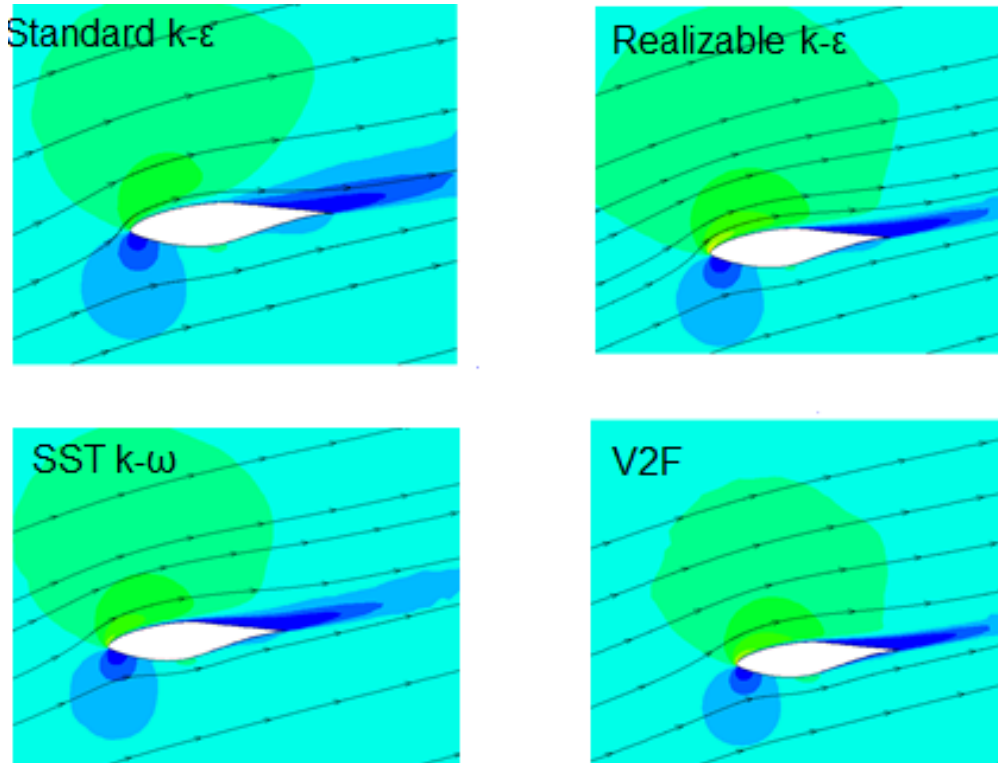


Figure 15: 案例一(風速 7m/s)，風機葉片在其相對高度為 47%處，相對速度分佈狀況

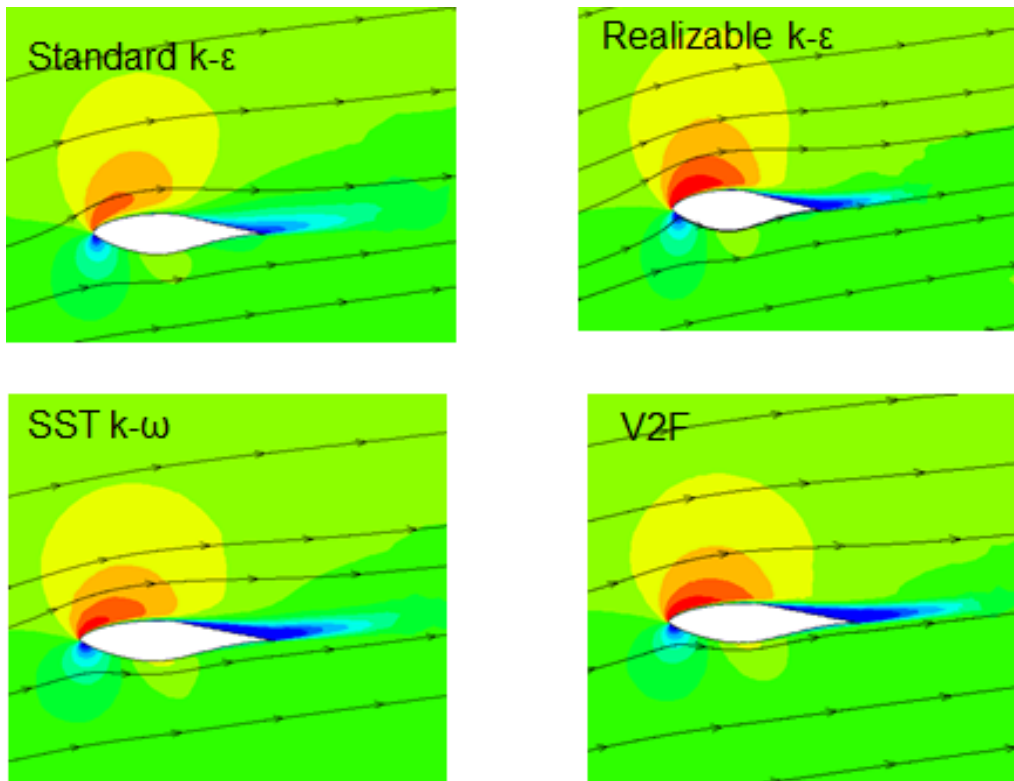


Figure 16: 案例一(風速 7m/s)，風機葉片在其相對高度為 80%處，相對速度分佈狀況

Figure17 為案例一之風機葉片在其相對高度為 30% 處的 C_p 比較圖，由圖可知 Standard k- ϵ 模式的 C_p 值明顯較低，代表其靜壓較大、速度較慢，此與速度分佈之比對下為相符合的狀態。Realizable k- ϵ 之模擬結果在葉片前端部分 C_p 值則會有過高的現象，速度模擬結果較快、壓力較低。在 SST k- ω 及 V2F 的模擬部分則與實驗值結果較接近。Figure18 為案例一在其相對高度為 47% 處之 C_p 值比較圖， C_p 值的結果上差異比 30% 更明顯，Standard k- ϵ 模式會有壓力過高、速度過低的現象；Realizable k- ϵ 模式則會有壓力過低、速度過高的現象，而此現象在案例二較高速的情況下會更明顯。在葉片後端尖區的部分，四個紊流模式的結果與實驗值幾乎吻合，Figure19 為案例一在其相對高度為 80% 處之 C_p 值比較圖和 Figure17、Figure18 之結果趨勢相似，仍以 SST k- ω 與 V2F 和實驗值結果最為接近。

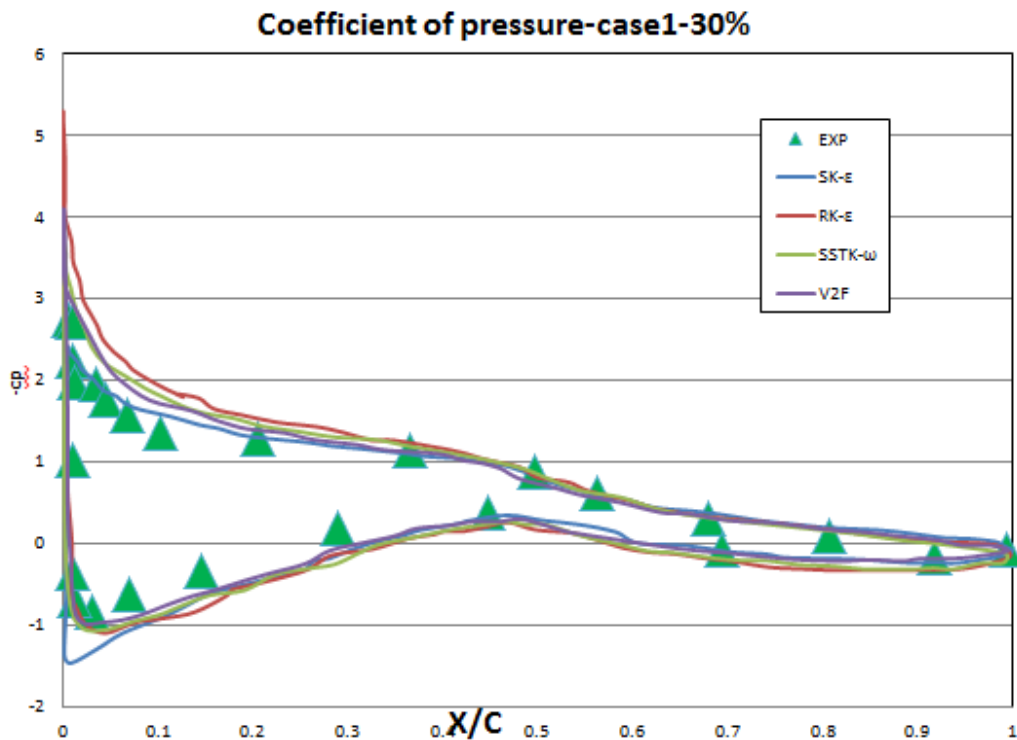


Figure 17: 案例一(風速 7m/s)，風機葉片之相對高度為 30% 處， C_p 值比較狀況

Coefficient of pressure-case1-47%

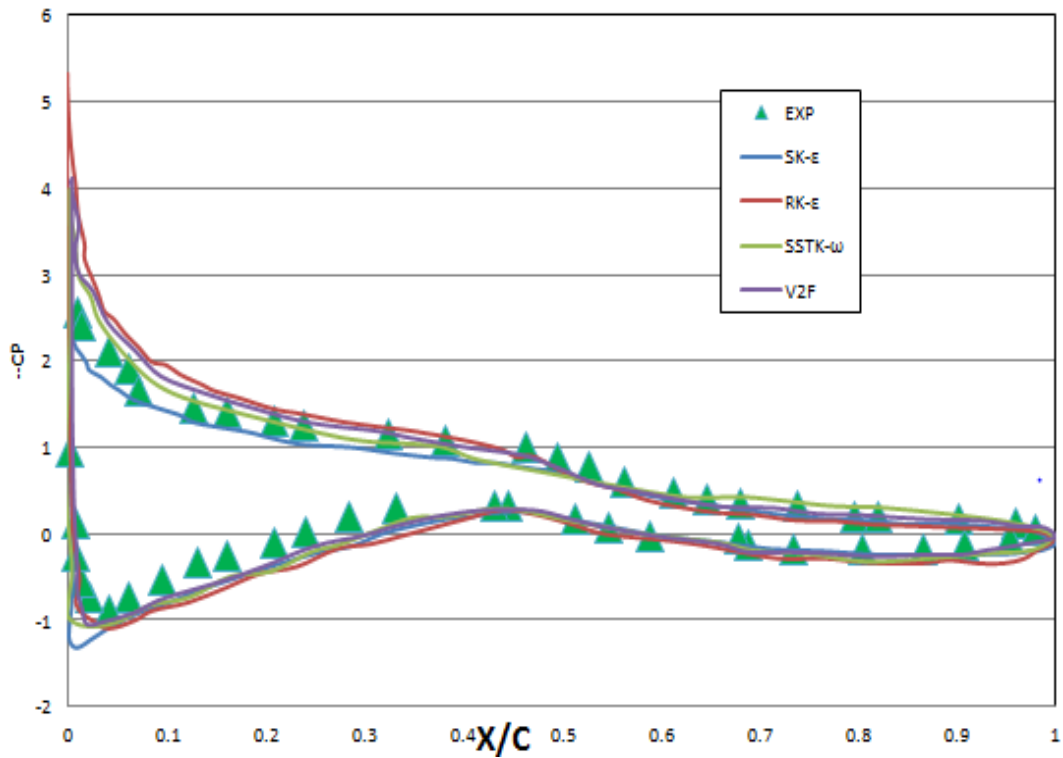


Figure 18: 案例一(風速 7m/s)，風機葉片之相對高度為 47%處，Cp 值比較狀況

Coefficient of pressure-case1-80%

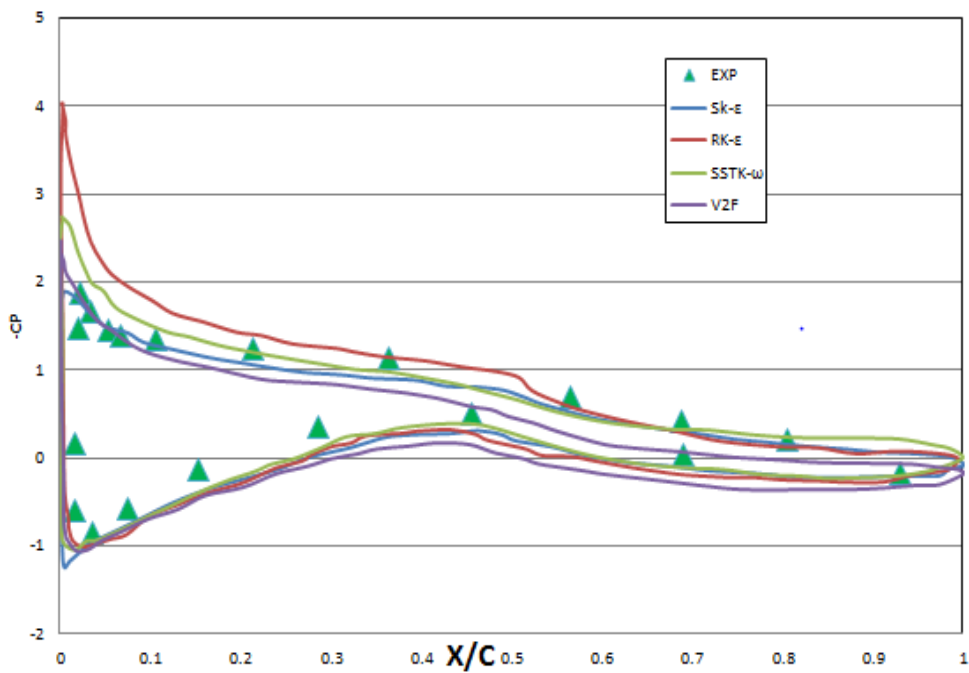


Figure 19: 案例一(風速 7m/s)，風機葉片之相對高度為 80%處，Cp 值比較狀況

Figure20 為案例二在其相對高度為 30%處的相對速度分布情形，Standard k- ϵ 模式雖然無法與 LES 的模擬情況或實驗值完全相符，但整體趨勢為相似的。而 Realizable k- ϵ 模式在葉片前端鈍區部分明顯有速度太快的情形，與實際情況不符合，其原因是在 Standard k- ϵ 模式下 Turbulence viscosity 的常數項為一係數值，而在 Realizable k- ϵ 模式中，增加了旋轉的物理量去計算渦流的部分，但此物理量藉由流體應變率(Strain Rate)之平方根來計算，其係為流體之平均渦度。倘若在單一條件情況下(亦即單一靜態流場，或是單一旋轉流場)，Realizable k- ϵ 模式在計算分離流或流體旋轉之預測會較 Standard k- ϵ 模式要來得好。然而，風機流場之模擬係屬於同時存在靜態及旋轉流場，因此以 Realizable k- ϵ 模式計算就會有 non-physical 的現象產生，此不合理之現象在實驗數據 Cp 值的比較中，其間之差異性更加顯注。Figure21 為案例二在葉片相對高度為 47%處的相對速度分布圖，由圖可知，Realizable k- ϵ 模式的模擬結果明顯已呈現不合理之現象。Standard k- ϵ 模式雖然無法有效地模擬葉片後方的尾流區之渦流特性，但整體趨勢仍屬合理的範圍。SST k- ω 與 v2f 模式則可成功模擬出兩個較明顯之葉片後方的尾流情形。Figure22 為案例二在葉片相對高度為 80%處的相對速度分布圖，其結果和 Figure20、21 相似，Standard k- ϵ 模式可以模擬出整體現象，而 Realizable k- ϵ 模式已明顯不適用於計算風機流場之預測模擬。v2f 與 SST k- ω 模式不僅在進行流場模擬上則有較準確的預測結果，同時與實驗數據之壓力係數分佈進行比對驗證後可以得知此兩種紊流模式之適用性與準確性。

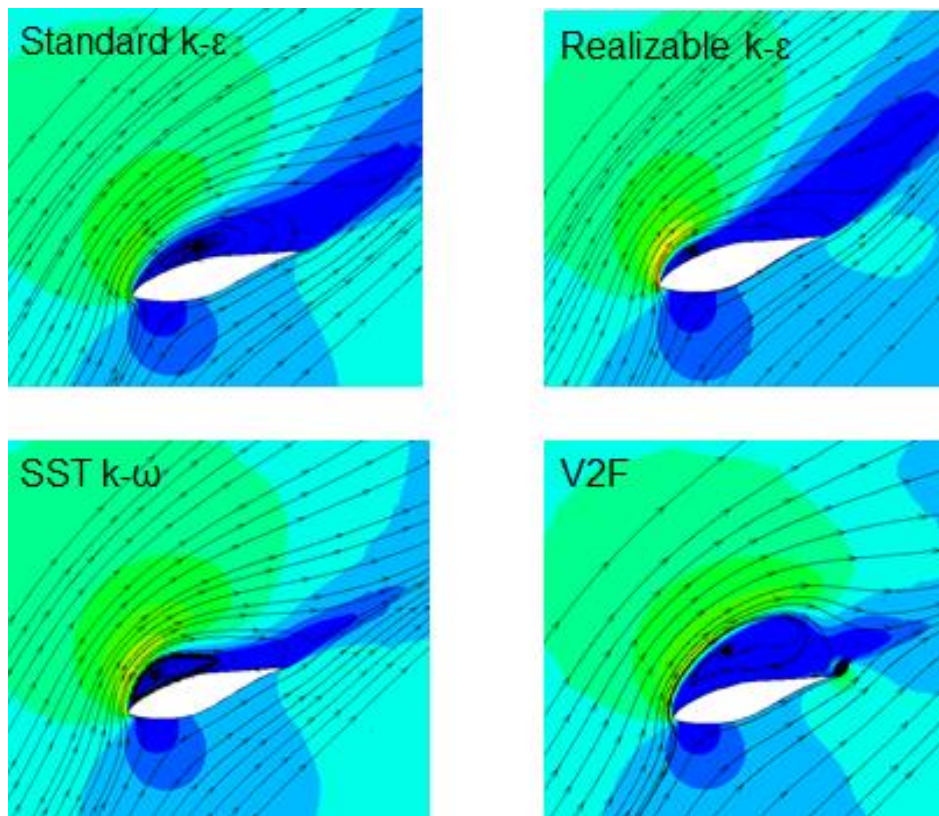


Figure 20: 案例二(風速 15m/s)，風機葉片在其相對高度為 30%處，相對速度分佈狀況

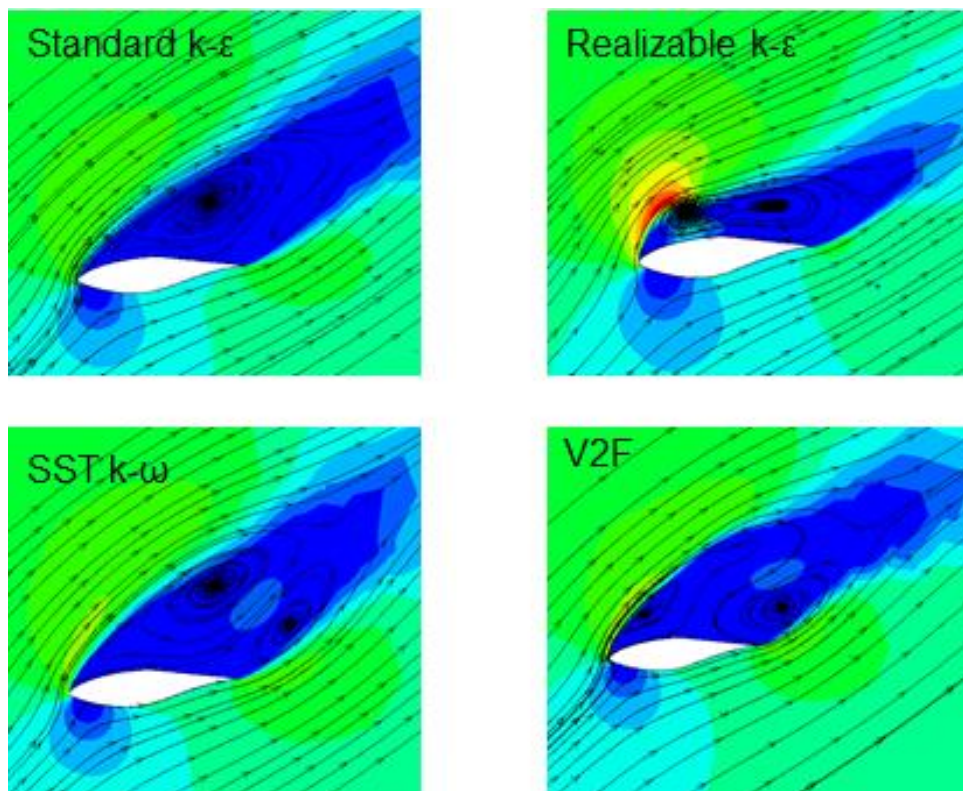


Figure 21: 案例二(風速 15m/s)，風機葉片在其相對高度為 47%處，相對速度分佈狀況

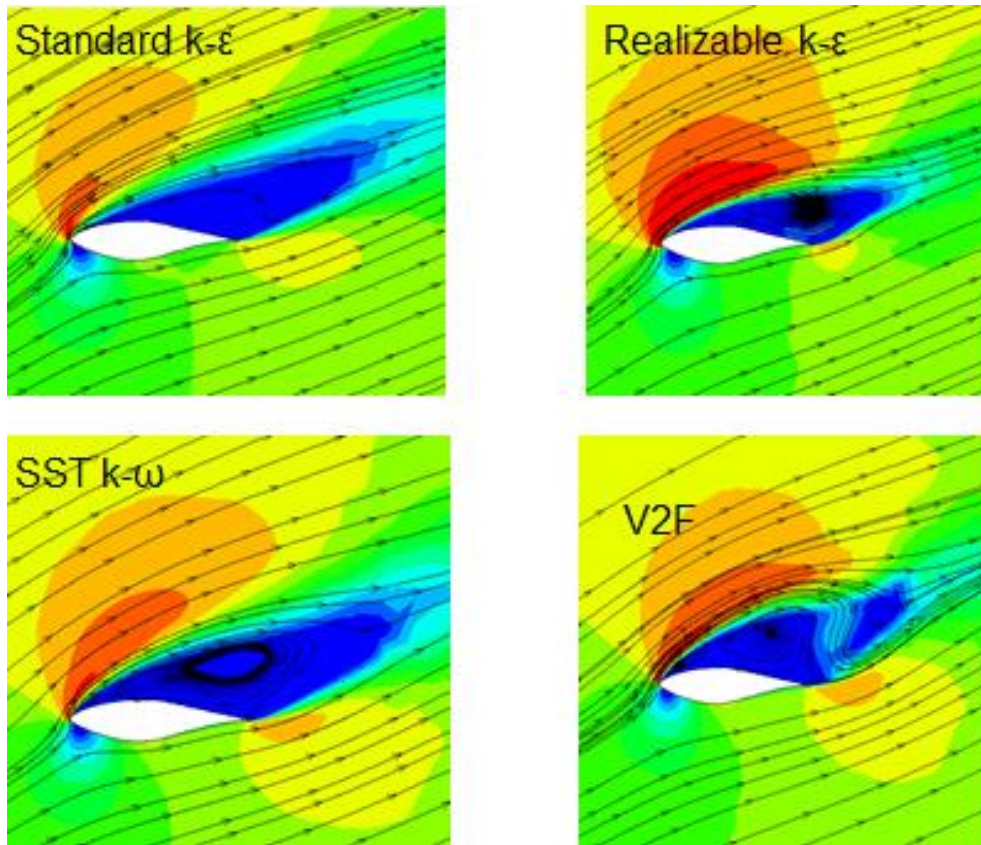


Figure 22: 案例二(風速 15m/s)，風機葉片在其相對高度為 80%處，相對速度分佈狀況

Figure23 為案例二在葉片相對高度為 30%處之壓力係數分布圖與實驗結果的比對分析。其結果顯示，Realizable k- ϵ 模式的壓力係數分布模擬結果與其他紊流模式結果及實驗數據明顯有較大的誤差，印證了前面的影響。Figure24 為案例二在葉片相對高度為 47%處之壓力係數分布圖與實驗結果的比對分析。其結果可以發現，Standard k- ϵ 模式在葉片前端迎風面區分析結果較不準確，而 SST k- ω 與 v2f 模式在葉片前端迎風面區的分析結果則與實驗值相似；而在葉片尾端背風面區的部分三者皆有壓力偏高的情形，但與實驗值結果並無明顯差異。Figure25 為案例二在葉片相對高度為 80%處之壓力係數分布圖與實驗結果的比較，其結果與趨勢與 Figure23、24 相近，皆係以 SST k- ω 與 V2F 模式之模擬結果為佳。

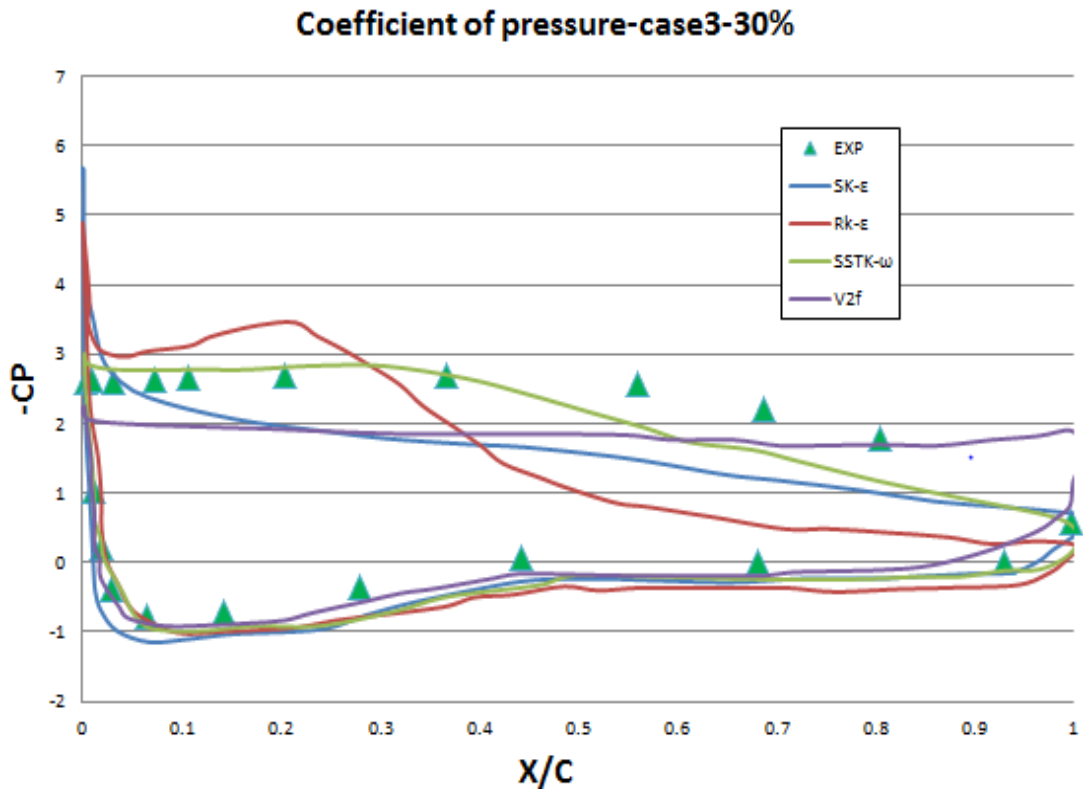


Figure 23: 案例二(風速 15m/s)，風機葉片在其相對高度為 30%處， C_p 值比較狀況

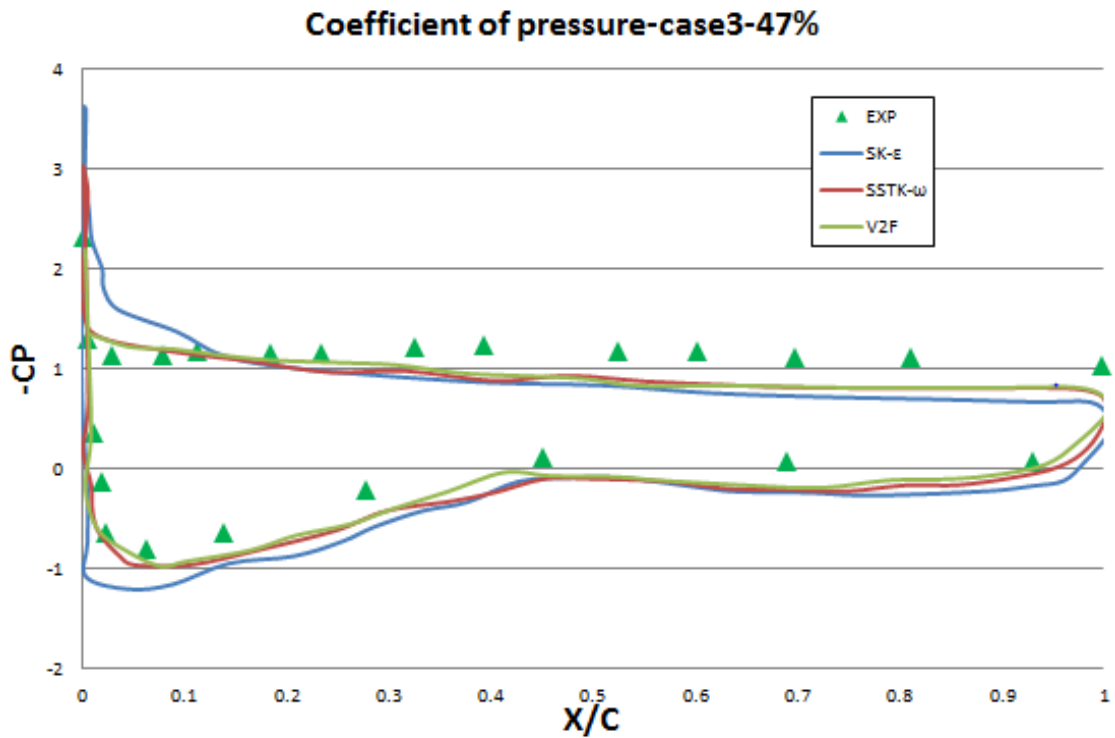


Figure 24: 案例二(風速 15m/s)，風機葉片在其相對高度為 47%處， C_p 值比較狀況

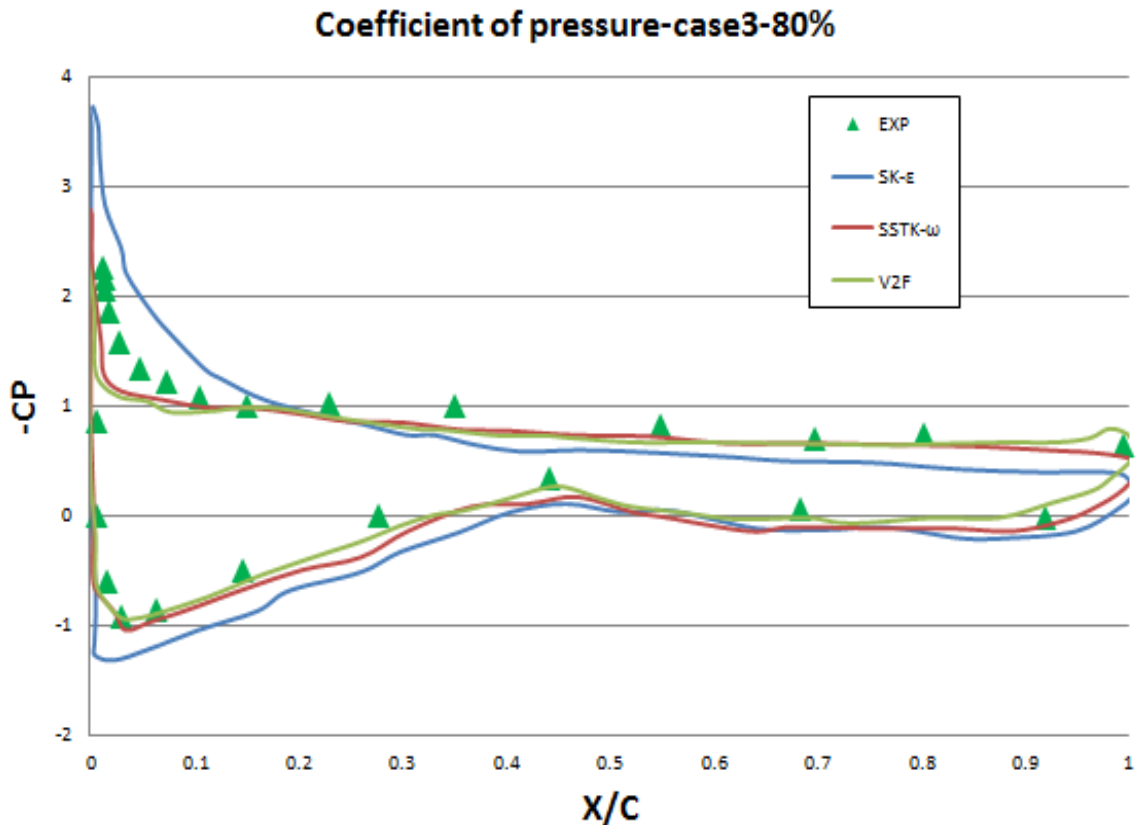


Figure 25: 案例二(風速 15m/s)，風機葉片在其相對高度為 80%處，Cp 值比較狀況

二、聲場驗證分析

以流場驗證分析結果討論，人耳能聽到之頻率段為20~20000HZ，而風機之氣動噪音所產生的低頻噪音段則為主要的聲噪來源，因此，選擇Standard k- ϵ 、SST k- ω 、v2f進行聲噪場預測模擬之驗證分析，設立邊界條件為訂風速7m/s，轉速為72rpm，設定time step為0.000416，可觀測頻域為1200HZ，Figure26為此三種紊流模型與A. Tadamas [7] 等人之LES聲場模擬驗證之結果比對圖，由圖可發現，在1~1200HZ之頻率段，四種不同之紊流模型之趨勢皆以指數型方式遞減，三種不同的紊流模式與LES模式模擬之氣動噪音之趨勢相同，低頻率之分貝落於10~50分貝之間，其中又以100~200區間段影響最劇，與LES結果比對發現，Standard k- ϵ 紊流模型結合FW-H聲場模擬會有低估約5分貝數，SST k- ω 、v2f此兩個紊流模式則與LES模擬結果相符性最高，也符合流場之氣動力驗證之結果。

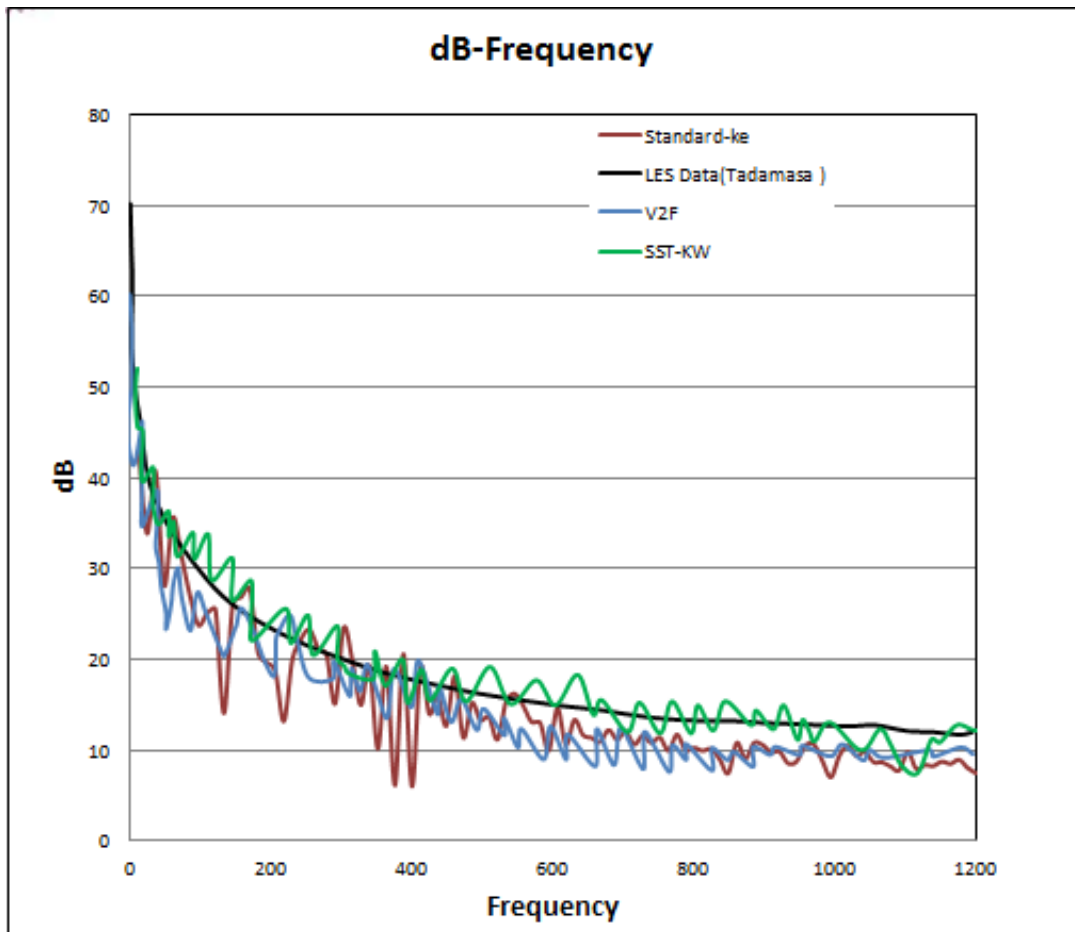


Figure 26: 聲場之驗證分析比較圖

三、INER-25kw 小風機聲噪模擬分析

根據前述流場及聲場驗證之結果，確保建立一套完整的風力發電機模擬分析流程，從流場的分析，速度場及壓力場的分布與實驗之比較，聲噪模擬分析之驗證，因此選用 SST k- ω 做為 25kw 小型風機之氣動力噪音模擬預測之選用的紊流模型，結合風場模式、紊流模式及 FW-H 方程式做運算。

本研究取離中心地面 0M、25M、31M、50M、70M 共九個點做為聲噪觀測點，共有三個運轉條件，(1)風速 6m/s、pitch=6 度、(2)風速 12m/s、pitch=18 度(3)風速 18m/s、pitch=33 度，Figure 27 為 Case 2，風速 12m/s、pitch 18 度運轉條件下，dB-Frequency 示意圖。監測點 1 及監測點 2 分別為背風面 31 公尺處及迎風面 31 公尺處下的噪音分

布圖，由此圖可見，在此運轉條件下，所關心的低頻噪音 0~200Hz 的分貝數約為 25~40 分貝數，且迎風面及背風面下的噪音分貝頻率分布圖相差異性不大，可能此為一水平軸發電機，在迎風面區跟背風面區受到風扇轉速下的影響並不大，而在左右兩側因為風切的影響才會產生聲噪分布的差異性。

在三個案例中同一距離之迎風背風面的聲噪分布皆為此種現象，因此，在迎風及背風面相差異性不大，因此在結果的探討皆選擇背風面之結果做討論。

Figure28 為塔下(0,0,-25.3)監測點在三種不同風速運轉條件下聲噪模擬情況，由圖可知，在較高的運轉輸出功率(Case1:5.266、Case2:27.0159、Case3:29.5496)，風切產生的氣動噪音影響較高，在關注的低頻率(0~200)之下，平均分貝約為 40dB，而在最低的運轉輸出功率下，平均分貝數約為 25dB。

Figure29 為距離風機塔下 25M 處之背風面(0,25,-25.3)三種不同風速轉速的聲噪模擬情況，由聲噪模擬預測結果發現，在最低運轉功率的 Case1 下，聲噪分貝數衰退趨勢明顯較其他兩個運轉條件來的明顯，此情況可能為產生較低聲源的聲音壓力波，衰退的機制遠比產生高聲源的壓力波來的快，並隨著距離的增加而明顯。在低頻的部分 Case1 幾乎約為 0 分貝(人耳無法聽見)、而 Case2 衰減至 25 分貝，Case3 為 35 分貝。

Figure30 及 Figure31 則為觀測距離為具離塔下 50 及 70 公尺處聲噪接收點，其分貝衰退情況與 Figure29 情況相同，雖然在高噪音聲源的運轉條件下，其衰退機制隨距離增加而噪音越減，符合物理現象，而在低聲源的運轉情況下，其衰退情況非常明顯，隨著距離的

增加約在 25 公尺外之監測點分貝數以降至 0 以下，而在 Case2 的聲噪預測情況，50m 約為 25 分貝，70m 約為 15 分貝，隨著距離增加分貝數減少。在 Case3 的聲噪預測情況，預期為此三種運轉條件下之氣動噪音最劇的案例，在 50m 約為 30 分貝，70m 約為 20 分貝，此聲噪模擬結果也與流場之情形相符合，在高流速負攻角的情況下，風機葉片後方尾流部份產生之渦旋，為氣動聲噪的主要聲源點的增加，預期得到的聲噪分貝數也越高。

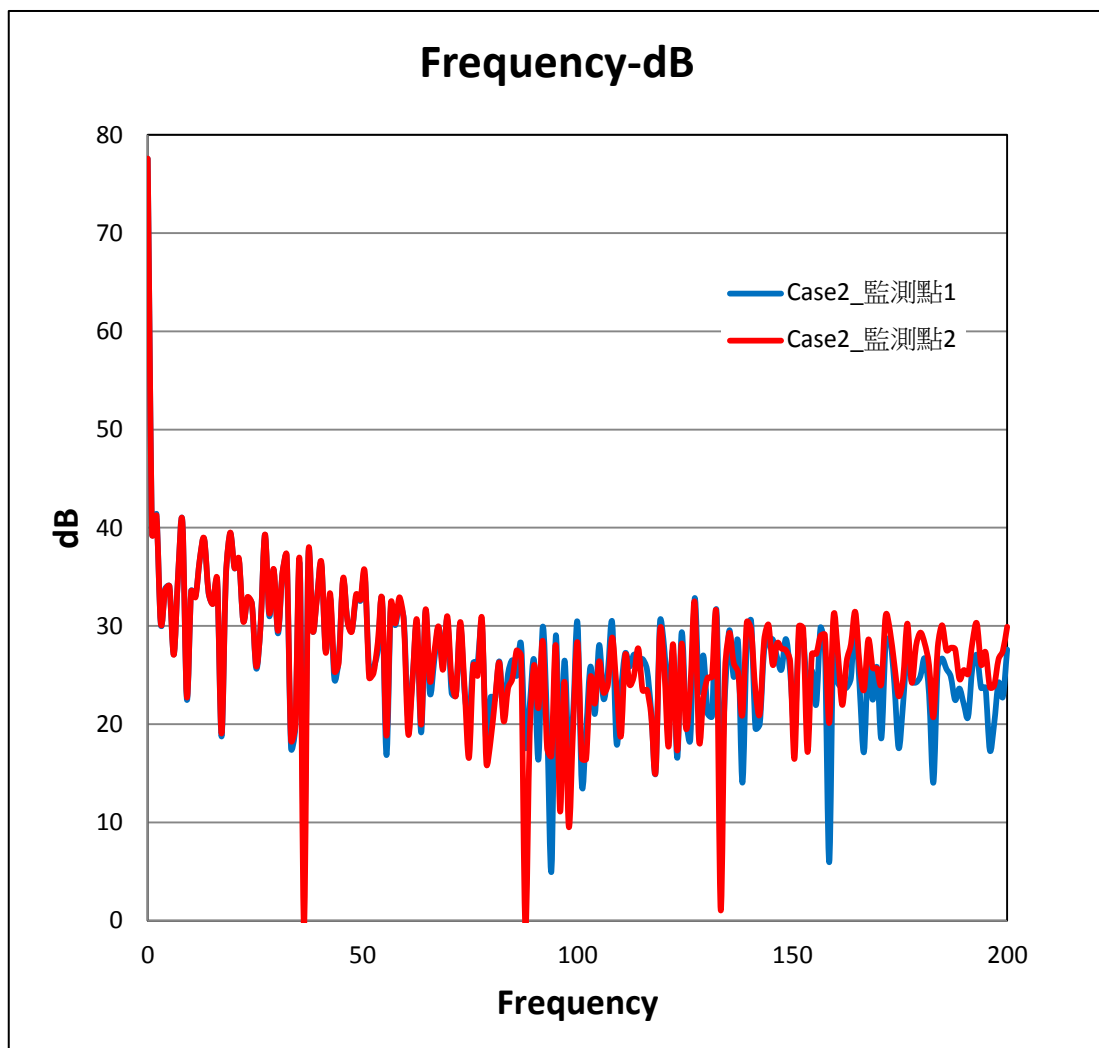


Figure 27: 監測點 1 及監測點 2 在 Case2，風速 12m/s、pitch18 度運轉條件下，dB-Frequency 示意圖

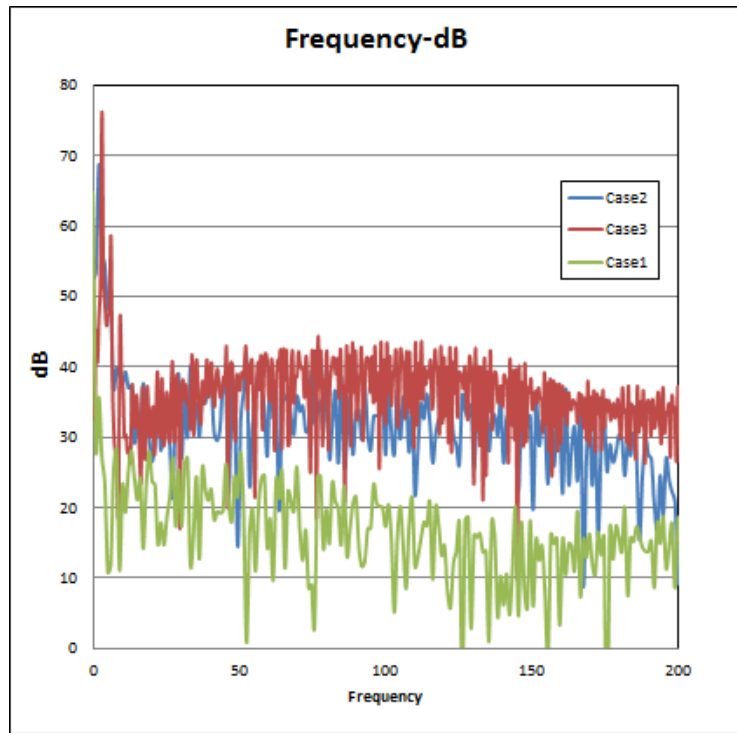


Figure 28: 離塔下 0M 處聲噪分布圖

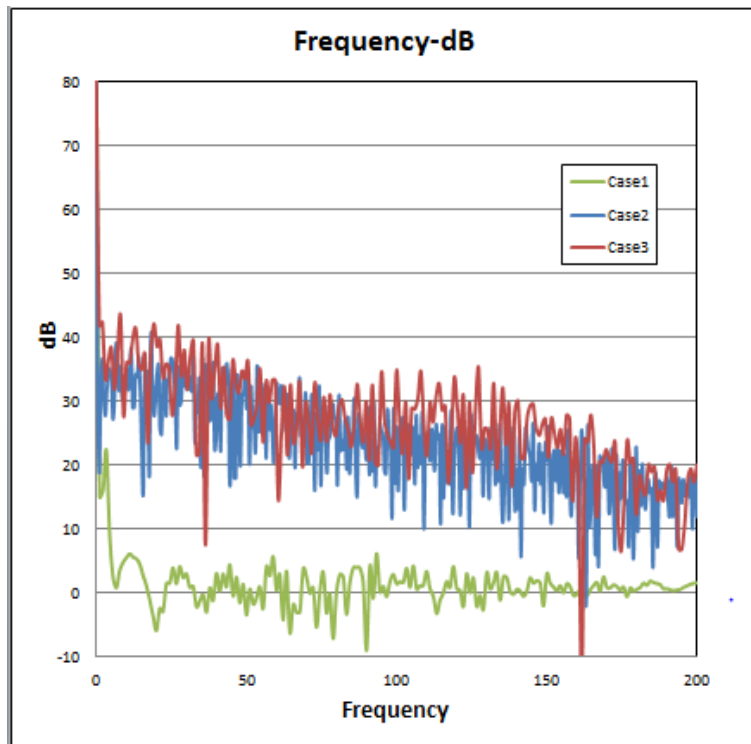


Figure 29: 離塔下 25M 處聲噪分布圖

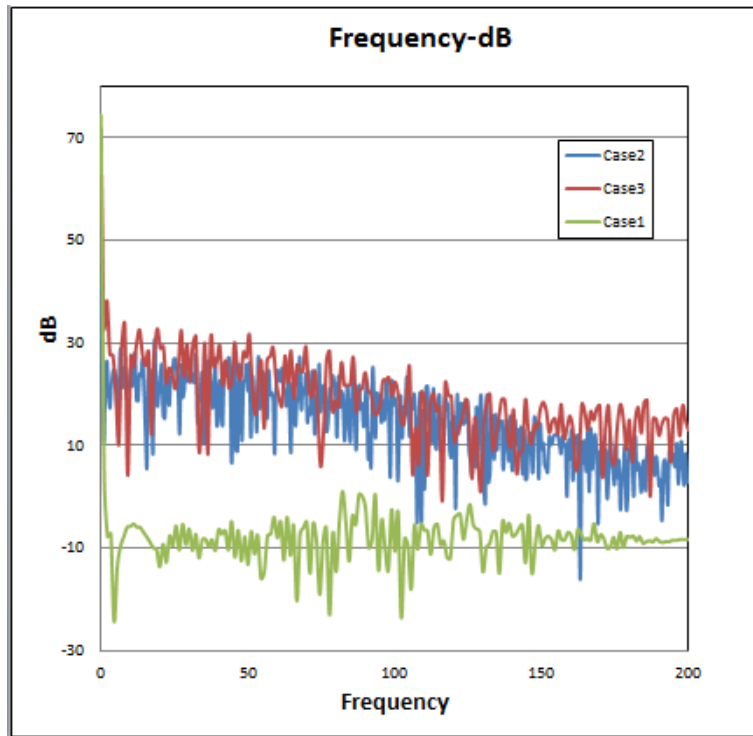


Figure 30: 離塔下 50M 處聲噪分布圖

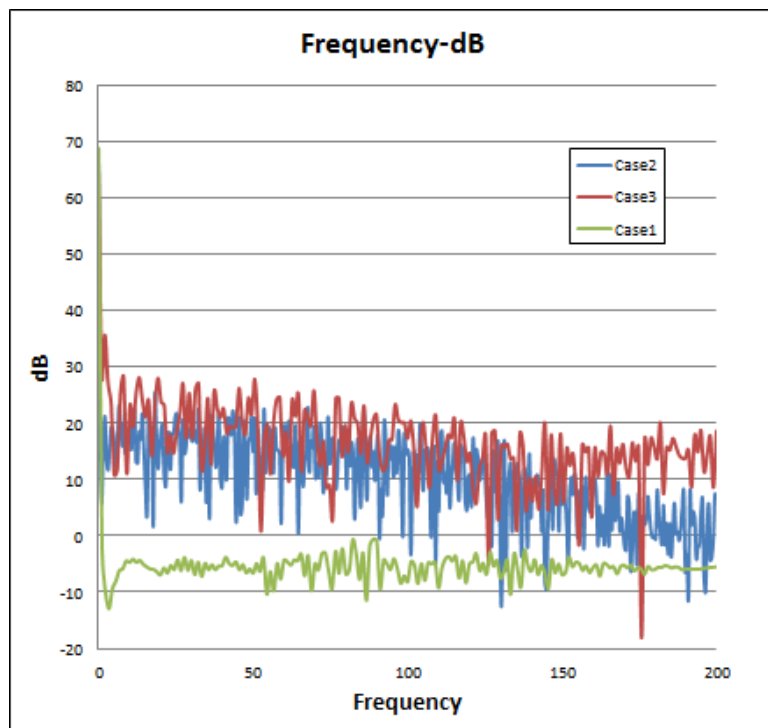


Figure 31: 離塔下 70M 處聲噪分布圖

四、結論與未來工作

本篇研究係使用計算流體力學方式，以不同的紊流模式進行 NREL 葉片之流場驗證模擬分析。經計算結果與實驗數據比對後可發現，在案例一流速較低的情況之下，以四種 RANS-based 紊流模型所分析之結果並不會與文獻採用之 LES 模式計算之結果差異太大，其些許的差異主要是在尾流區的分佈。在壓力係數與實驗值的分析驗證下，主要差異是在分離流現象的葉片前端區，而葉片後段部分所預測之壓力係數分布與實驗值差異很小，僅 Realizable $k-\epsilon$ 模式的壓力分佈模擬結果差異最大，並以葉片前端部分之 CP 值最為明顯。在案例二流速較高的情況下，上述所提之尾流效應與實驗驗證間之差異則較案例一採用之低速流來得明顯。在分析相對速度的比對驗證方面，尾流區分布的差異性較為顯著，雖不同之紊流模式所預測之現象有所不同，但整體趨勢與實驗量測值並未有明顯的差異。從壓力係數與實驗值的比較分析中則可發現，除了 Standard $k-\epsilon$ 模式在葉片前端區之預測有明顯差異，其他紊流模式皆與實驗數據相近，並在聲場分析驗證方面得到了二次驗證的結果。因此在風機的模擬上，雖然 LES 模式在流場與尾流分布之掌握度可提供較佳之精確度，但 LES 模式需耗費極高的運算時間與電腦資源。本研究採用之 $v2f$ 與 SST $k-\omega$ 模式兩種紊流模式，模擬分離流、尾流渦旋及整體流場及聲場特性之預測結果與 LES 模式之結果與趨勢相近，並經與實驗數據相互驗證之結果，其間之差異性是可以接受的。

以工程應用分析之角度而言，採用低運算成本之紊流模式，不僅可大幅降低計算時間，並可藉由本研究結果，發展出一套風機聲噪模擬的流程，並可在未來協助上位計劃，進行風機開發的減噪模擬分析，協助開發。幾何外型對流場及氣動噪音的影響很大，本研究並未改變模型幾何外型，未來可以改變葉片形狀、葉片厚度、葉片傾斜角度，藉由改變葉片幾何外型達到降低噪音的目的。

肆、参考文献

1. M.J. Lighthill, "On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory," Proceedings of the Royal Society of London Series A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 211, 1952, 564-587.
2. J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," Philosophical Transactions of Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 264, 1964, 321-342.
3. Giguere, P. and Selig, M. S., "Design of a Tapered and Twisted Blade for the NREL Combined Experiment Rotor," Nrel/sr-500-26173, NREL, April 1999.
4. Nilay Sezer-Uzol and Lyle N. Long "3-D Time-Accurate Inviscid and Viscous CFD Simulations of Wind Turbine Rotor Flow Fields," Lecture Notes in Computational Science and Engineering, Volume 67, 2009, pp 457-464.
5. N. N. Sorensen, J. A. Michelsen and S. Schreck, "Navier-stokes predictions of the NREL phase VI rotor in the NASA ames 80 ft 120 ft wind tunnel," Wind Energy, 2002(5), 2002, 151-69.
6. Hand, M., Simms, D., Fingersh, L., Jager, D., Cotrell, J., Schreck, S., and Larwood, S., "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns," Nrel/tp-500-29955, NREL, December 2001.
7. A. Tadamasa and M. Zangeneh, "Numerical prediction of wind turbine noise," Renewable Energy, Vol. 36, 7, 2011, 1902-1912.
8. Chao Li a,b, Songye Zhu a,*, You-lin Xu a, Yiqing Xiao b 2.5D large eddy simulation of vertical axis wind turbine in consideration of high angle of attack flow Renewable Energy