

鈍形體空氣動力流場實驗量 測技術之建立

內政部建築研究所協同報告
中華民國九十四年十二月

094301070000G3018

鈍形體空氣動力流場實驗量測技術 之建立

研究單位：內政部建築研究所

計畫主持人：何副所長明錦

共同主持人：苗教授君易

研究人員：陳子良技士

研究助理：高義明、蔡星汶、李信宏

內政部建築研究所協同報告

中華民國九十四年十二月

目次

圖次.....	IV
表次.....	VIII
摘要.....	IX
符號說明.....	XI
第一章 緒論	1
1.1 前言	1
1.2 研究方法	2
1.3 成果內容	3
第二章 風洞基本性能校驗	4
2.1 前言	4
2.2 風洞運轉之穩定性校驗	10
2.2.1 風洞運轉之穩定性	10
2.2.2 風洞運轉之穩定性校驗結果	12
2.3 流場均勻度校驗	15
2.3.1 流場均勻度(flow uniformity)	15
2.3.2 流場均勻度(flow uniformity)量測結果	17
2.3.3 移動機構干擾效應測試	19
2.3.4 流場均勻度修正結果	22

2.4.	空風洞邊界層量測	23
2.5	空風洞紊流強度(turbulent intensity, T.I.)校驗	24
2.5.1	紊流強度(turbulent intensity, T.I.)量測	24
2.5.2	空風洞紊流強度(turbulent intensity, T.I.)量測結果	26
	-----分節符號 (接續本頁)-----	
2.6	流場偏向角(flow angularity)校驗	28
2.6.1	流場偏向角(flow angularity)	28
2.6.2	流場偏向角結果	29
2.7	風洞之能量損失	33
2.7.1	風洞壓損(pressure loss)及能量比	33
2.7.2	風洞壓損及能量比評估	34
第三章	二維圓柱空氣動力流場量測	38
3.1	前言	38
3.2	二維圓柱模型	44
3.3	二維圓柱空氣動力流場量測	45
3.3.1	表面流場量測	46
3.3.2	阻力及阻力係數	47
3.4	圓柱平均壓力分佈與阻力係數量測結果	47

3.4.1 二維圓柱量測結果.....	目次
3.4.2 擾動壓力係數與非定常分離特性探討...	50
第四章 結論與未來建議.....	54
4.1 結論.....	54
4.2 未來建議.....	57
參考文獻.....	58
[圖文集]	
[符號說明]	

圖 次

圖 1. 流動分離現象示意圖.....	65
圖 2. 風扇轉速與測試區速度校驗.....	65
圖 3. 風扇轉速、震動值與變頻器頻率之關係.....	66
圖 4. 風洞未加裝頂蓋低轉速至高轉速運轉一小時之溫度趨勢.....	66
圖 5. 風洞加裝遮陽棚低轉速至高轉速運轉之溫度變化.....	67
圖 6. 速度 10m/s 時, 白天與晚上之溫度變化趨勢.....	67
圖 7. 不同流速下溫度之變化趨勢.....	68
圖 8. 不同流速下速度穩定度測試.....	68
圖 9. 量測速度均勻度示意圖.....	69
圖 10. $U=10\text{m/s}$, $X=2\text{m}$ 入口截面速度剖面圖(大型移動機構).....	70
圖 11. $U=10\text{m/s}$, $X=15\text{m}$ 處速度剖面圖(大型移動機構).....	71
圖 12. 使用單一皮托管比較有無移動機構對流場之影響.....	72
圖 13. 小型移動機構.....	72
圖 14. $U=10\text{m/s}$, 入口截面縱向平均風速剖面圖.....	73
圖 15. $U=20\text{m/s}$, 入口截面縱向平均風速剖面圖.....	73
圖 16. $U=10\text{m/s}$, 入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 0.9m)...	74

圖 17. U=20m/s，入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 0.9m)..75	75
圖 18. 小型移動機構干擾效應影響測試.....76	76
圖 19. 小型移動機構隨下游移動之速度變化趨勢.....76	76
圖 20. U=10m/s，入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 1.6m)..77	77
圖 21. U=20m/s，入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 1.6m)...78	78
圖 22. U=30m/s，入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 1.6m.....79	79
圖 23. 入口截面與 X=15m 中心位置之速度縱向分佈圖.....80	80
圖 24. 入口截面中心位置(Y=0)之紊流強度縱向分佈圖.....80	80
圖 25. 下游 25.5m 處紊流強度剖面圖.....81	81
圖 26. 軸向紊流強度及速度分佈圖.....81	81
圖 27. 三孔壓力探針示意圖.....82	82
圖 28. 速度 10m/s 時三孔壓力管校驗參數.....82	82
圖 29. 速度 20m/s 時三孔壓力管校驗參數.....83	83
圖 30. 壓力參數 $\frac{P_1-P_2}{(P_0-P_1)+(P_0-P_2)}$ 與偏向角之關係.....83	83
圖 31. 速度 10m/s 時 β 角(Yaw angle)之等高線圖.....84	84
圖 32. 速度 10m/s 時 α 角(Pitch angle)之等高線圖.....84	84
圖 33. 速度 10m/s 時偏向角分佈圖.....85	85
圖 34. 座標修正後速度 10m/s 之偏向角分佈圖.....85	85
圖 35. 速度 20m/s 時 β 角(Yaw angle)之等高線.....86	86

圖 36. 速度 20m/s 時 α 角(Pitch angle)之等高線圖.....	86
圖 37. 速度 20m/s 時偏向角分佈圖.....	87
圖 38. 座標修正後速度 20m/s 之偏向角分佈圖.....	87
圖 39. 不同轉速下風扇之靜、全壓升.....	88
圖 40. 豪頓公司與航太所研究團隊所測得之 energy ratio.....	88
圖 41. 圓柱之升力發生機制示意圖.....	89
圖 42. 壓克力圓柱模型實體圖(直徑 300mm、全長 2550mm).....	89
圖 43. 不銹鋼圓柱模型實體圖(直徑 320mm、全長 2550mm).....	90
圖 44. 基部壓力係數隨雷諾數之變化.....	90
圖 45. 二維圓柱實驗示意圖.....	91
圖 46. 圓柱表面平均壓力係數隨角度之變化.....	91
圖 47. 圓柱表面壓力係數之水平分量隨角度變化.....	92
圖 48. 四組雷諾數下阻力係數 C_D 與基部壓力 C_{pb} 之關係.....	92
圖 49. 圓柱表面平均壓力係數 C_p 隨角度之變化.....	93
圖 50. 圓柱表面平均壓力係數 $(1-C_p)$ 隨角度之變化.....	93
圖 51. 雷諾數為 1.76×10^5 時擾動壓力大小與 θ 角之關係.....	94
圖 52. 雷諾數為 2.79×10^5 時擾動壓力大小與 θ 角之關係.....	94
圖 53. 雷諾數為 3.68×10^5 時擾動壓力大小與 θ 角之關係.....	95
圖 54. 雷諾數為 5.48×10^5 時擾動壓力大小與 θ 角之關係.....	95

圖 55. 綜合四組雷諾數下擾動壓力大小與 θ 角之關係.....	96
圖 56. $Re=1.76 \times 10^5$ ，圓柱表面不同位置之即時訊號圖.....	97
圖 57. $Re=2.79 \times 10^5$ ，圓柱表面不同位置之即時訊號圖.....	98
圖 58. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $0^\circ \sim 30^\circ$ 之即時訊號圖.....	99
圖 59. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $35^\circ \sim 60^\circ$ 之即時訊號圖.....	100
圖 60. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $65^\circ \sim 90^\circ$ 之即時訊號圖.....	101
圖 61. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $95^\circ \sim 120^\circ$ 之即時訊號圖.....	102
圖 62. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 之即時訊號圖.....	103
圖 63. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $155^\circ \sim 180^\circ$ 之即時訊號圖.....	104
圖 64. $Re=2.79 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $35^\circ \sim 90^\circ$ 即時訊號圖..	105
圖 65. $Re=2.79 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $95^\circ \sim 150^\circ$ 即時訊號圖..	105
圖 66. $Re=3.72 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $65^\circ \sim 120^\circ$ 即時訊號圖..	106
圖 67. $Re=3.72 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 即時訊號圖..	106
圖 68. $Re=3.92 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $65^\circ \sim 120^\circ$ 即時訊號圖..	107
圖 69. $Re=3.92 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 即時訊號圖..	107
圖 70. $Re=5.43 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $65^\circ \sim 120^\circ$ 即時訊號圖..	108
圖 71. $Re=5.43 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 即時訊號圖..	108

表次

表 1 不同流速下入口截面紊流強度之分佈.....	110
表 2 校驗時 P_1 與 P_2 壓力平衡角度對照表.....	110
表 3 ABRI 風洞之壓力損失評估.....	111
表 4 影響邊界層轉換狀態之參數整理.....	112
表 5 不銹鋼圓柱在不同的雷諾數下.....	112
表 6 不銹鋼與壓克力圓柱非定常分離、轉換與在回覆結果比....	113

摘要

本計畫之主要目的工作有二個，其一為校驗內政部建築研究所之低速循環風洞，另一項工作為量測二維圓柱之氣動力特性。

本風洞一共有二測試區，第一測試區入口截面積為 $4\text{m} \times 2.6\text{m}$ ，所量測到之最大入口流速超過 30m/s ，可以到達 36m/s ，第二測試區入口截面積為 $6\text{m} \times 2.6\text{m}$ ，所量測到之入口流速超過 20m/s ，可以到達 22m/s 。風洞基本性能校驗的項目包括了流場穩定性、流場均勻度、紊流強度、邊界層厚度及流場偏向角等，所得到的結果與設計要求大致相符合。在三個不同入口流速下，流場的均勻度低於 0.37% ；測試區截面之中心紊流強度小於 0.3% ，在第一測試區入口 2m 處邊界層厚度約為 60mm ，在入口流速 20m/s ，流場偏向角 α 角 (pitch angle) 為 $\pm 0.415^\circ$ 而 β 角 (yaw angle) 為 $\pm 0.97^\circ$ ，此外，經由量測本風洞的能量比為 0.939 。

本計劃的另一項工作為二維圓柱之氣動力特性之量測，本實驗共使用 2 個不同圓柱模型，其一材質為壓克力，另一個為不鏽鋼圓柱。實驗所設定雷諾數範圍為邊界層轉換區，其大小為 $1.76 \times 10^5 \sim 5.48 \times 10^5$ 。阻力係數由 1.23 下降至 0.39 ，其結果與文獻相符合。

Abstract

There are two main purposes of this project. One is to calibrate the ABRI wind tunnel that is closed type with 2 test sections. The cross section of first test section area is $4\text{m}\times 2.6\text{m}$, and the maximum inlet velocity is about 36m/s . The cross section of second test section area is $6\text{m}\times 2.6\text{m}$, and the maximum inlet speed is approximately 22m/s . The calibration items of performance included the stability of flow, flow uniformity, turbulent intensity, boundary layer thickness, flow angularity, and the energy ratio at first test section. The calibration results showed the flow quality conforms to design requirements. For instance, the flow uniformity is less than 0.37% at three different inlet speeds. The turbulent intensity of center line at first test section is less than 0.35% . The boundary layer thickness is about 60mm at inlet cross section. At 20m/s , the pitch angle α falls within $\pm 0.415^\circ$ and yaw angle β falls within $\pm 0.97^\circ$. The energy ratio is 0.939 at 30m/s .

The other purpose of this study is measurement of the aerodynamic flow around a 2-D circular cylinder. The Reynolds numbers of experiments are from 1.76×10^5 to 5.48×10^5 , the drag coefficient is reduced from 1.23 to 0.39 . The results obtained show the drag coefficient meet the literature.

符號說明

A_0 : 測試區入口截面積

C_D : 阻力係數

C_p : 平均壓力係數

C_{pb} : 基部壓力係數

C_{prms} : 擾動壓力係數

D : 圓柱阻力

d : 圓柱直徑

E : 電壓

E_R : 能量比

K_{oi} : 摩擦係數

L : 圓柱長度

P : 壓力

ΔP : 壓力差

P_0 : 參考壓力

\bar{P} : 平均壓力

P_c : 量測點靜壓升

P_{rms} : 擾動壓力

P_{tot} : 量測點全壓升

q_0 : 測試區之動壓

R : 圓柱半徑

Re : 雷諾數

S_t : 流場無因次頻率

U_0 : 空風洞測試區入口平均速度

u : 流場中 X 方向速度

V_0 : 圓柱實驗之參考速度

v : 流場中 Y 方向速度

w : 流場中 Z 方向速度

Z : Z 方向之高度

α : pitch angle

β : yaw angle

δ : 邊界層厚度

σ_u : 速度之擾動量

η_{fan} : 風扇效率

ρ : 空氣密度

θ : 圓柱之圓周角

ν : 動黏滯係數

第一章 緒論

1.1 前言

內政部建築研究所建築風洞實驗館之風洞本體及各項設備已於93年6月前驗收完畢[1]，待風洞校驗工作完成之後，後續之重要工作便是要讓實驗室能正常的運作，因此必須建立風洞館之相關實驗量測技術，累積實驗能量並培養相關領域研究人才，以期未來促進國際交流，提升國內風工程研究能量，本計畫即在此前提下所提出，希望利建立鈍形體空氣動力流場之實驗量測技術。

本計劃於台南縣歸仁鄉成功大學航太中心建築風洞實驗館中進行，所進行的實驗項目有：風洞的基本性能量測及二維圓柱空氣動力流場量測。基本性能量測包含有流場穩定性、流場均勻度(flow uniformity)、紊流強度(turbulent intensity)、移動機構干擾效應及流場偏向角(flow angularity)等項目。

本建築風洞以建築物與橋樑之風洞試驗為主要運作項目，而一般建築物與橋樑幾何外型皆屬鈍形體(bluff body)，故在該風洞建立初期需對鈍形體相關的空氣動力特性作一瞭解。當流體流經鈍形體時，在其表面產生逆向的壓力梯度之邊界層，且會受到物體表面的曲率、粗糙度及雷諾數的影響，使得流體流經表面產生流場分離現象，特別是

在具有尖銳邊緣之鈍形體，在其尖銳邊緣上會發生流體分離現象。

流體遭遇到鈍形體時，由於黏滯性的作用產生逆壓梯度，而在流場中發生流動分離(separation)的現象，使得流體流經物體後無法遵循物體表面流動，因而在流場中產生非定常(unsteady)的流動現象。而分離點的位置通常發生於物體外形的不連續處，譬如前緣或銳角；若為圓柱體，則視雷諾數和表面粗糙度而定。對流動分離現象的解釋，早期由 Prandtl[2]所提出，他定義固定壁面之分離現象發生在 $y=0$ ，且 $\frac{dp}{dx} > 0$ 的位置上，如圖 1 所示(圖中 s.p.即為分離點)。當流體流經一二維鈍形體，由於流動分離會在其兩側形成交互地渦流溢放現象，此現象最早由 Von Kármán 所發現，之後此現象成為流體力學領域中一個相當重要且被廣泛討論的課題，原因在於鈍形體受到流體動力負載及其所造成結構之震動、破壞，在航太、建築、土木及海洋工程等有很多的實際應用。

1.2 研究方法

本計劃所包含的實驗項目有流場穩定性、流場均勻度、紊流強度、流場偏向角、移動機構干擾效應及二維圓柱空氣動力流場量測，預計使用熱線測速儀及主機、皮托管及壓力轉換器、PCB 壓力感測器、多孔式壓力掃描閥、力平衡儀、雷射及其光學設備及資料擷取系

統等相關儀器進行以上相關實驗的量測。

1.3 成果內容

截至目前為止本研究團隊已經完成風洞基本性能初步的校驗，包含有流場穩定性、流場均勻度、干擾效應、紊流強度、流場偏向角，有關於二維圓柱空氣動力流場量測實驗亦有部分結果，以下章節將分為風洞基本性能校驗分項及二維圓柱空氣動力流場等章節做論述。

第二章 風洞基本性能校驗

2.1 前言

低速風洞校驗及性能介紹之文獻頗多，早期科學家利用 U 型管及皮托管(pitot tube)來測量風洞的流速及流量，可視為對風洞流場品質最初期的校驗方法。J.E. Cermak[3]對首座大氣邊界層風洞進行空風洞校驗結果如下：1.測試區速度範圍約 0.1~30m/s 2.紊流強度為 0.02% 3.調整頂蓋使軸向壓力梯度為零 4.測試區之氣流溫度在 5~95°C 之間 5.邊界層厚度利用渦流產生器可長厚至 1.52m 6.在測試區下游 13m 處邊界層溫度在 1-200°C 之間。陳信賓[4]對一 1/4 縮尺風洞模型進行校驗，作為製作低亂度中型風洞之前驅作業，其結果除得到不錯的流場品質外(T.I.<0.12%，均勻度<0.5%)，並對風洞各組件之流場特性加以研究，建立詳細流場數據，發現收縮段頸部至出口處之表面粗糙度對測試區流場影響非常大，以及速度愈快軸向速度梯度會稍微變小。William[5]對美國 EPA 環境風洞(測試區寬高長為 2.1m×3.7m×18.3m)主要進行空風洞流場品質之校驗，該風洞為一開放、吸入式風洞，速度範圍為 1.5m/s~8m/s 之間，其速度均勻度為 ±2%，並非很均勻，紊流強度 0.5%，使用渦流產生器可模擬大氣邊界層至 2m 厚。

Cook[6]對一測試區寬高長為 $2\text{m}\times 1\text{m}\times 8\text{m}$ 之開放式邊界層風洞量測得均勻度為 1.7%，u 方向之紊流強度約 0.6%、v 方向之紊流強度為 0.4%，除此之外還對整個風洞設備進行噪音測試並加以修正，避免噪音過大而造成熱線測速儀在使用時的雜訊問題，在測試區中所量得最高轉速之噪音為 88dB(A)。Greenway[7]於牛津大學建造一座開放吸入式工業氣動力用風洞，速度最高可達 30m/s，該風洞具有兩段並排擴張段(diffusers)及兩座風扇，測試區截面為 $4\text{m}\times 2\text{m}$ ，該風洞在初期測試時發現兩個問題，第一為風洞運轉至高轉速時，在整棟建築物外的噪音值過大，超過 55dB(A)；第二為流場中存在一個顯著的隨機低頻擾動，在 0.05Hz~0.1Hz 之間。為了解決上述兩項缺點，該研究團隊加裝一個矩形消音裝置包覆住兩座風扇及出口段，並藉由消音板一層層的整流，讓出口流場趨於穩定，同時有效的解決兩項問題，減少噪音值 10.5dB(A)及降低低頻擾動量。修正後測試區入口處速度均勻度為 $\pm 1.2\%$ ，紊流強度在 0.4%~0.8 之間，邊界層厚度為 42mm。

關於風洞之運轉效率與能量比(energy ratio)方面，Marshall[8]表示能量比為風洞運轉效率指標，並將能量比定義為測試區動能與風扇對流場所作功之比值，建議能量比應該在 5 左右或更高。接著，他設計了測試區、收縮比大小相同之閉迴路風洞與開迴路風洞，並

比較其運轉效率。其中，開迴路風洞之風扇馬達為 200hp(150kw)，其能量比約 0.39；閉迴路之風扇馬達為 150hp，能量比則為 0.53。可見該閉迴路風洞因為氣流不斷循環的關係，使運轉效率較高，但因為擴張段與整流段間的整流網過密、測試區後方的排氣口所造成之能量損耗，是造成能量比不高的主因。吾人整理大部分循環式大氣邊界層風洞之能量比，包含 Marshall[8]、Skyes[9]、Diana[10]、Blessmann[11]、Gabriels[12]、西南交通大學工業風洞[13]等文獻，能量比約介於 0.53~2 之間。其中，Skyes[9]、Blessmann[11]在校驗其風洞時，發現在半負荷時(即達一半轉速)運轉一小時，其溫度上升約 3°；最高轉速下運轉一小時，其溫度則上升了 20°，兩風洞所使用之材質為低熱傳導性的木板，因此溫升如此大。

大陸的西南交通大學[13]在 1991 年委託南京航空氣動力學院研究所建造了一座循環式工業風洞，具有大小兩測試區，大測試區之寬高長為 3.6m×3m×8m，小測試區尺寸則為 2.4m×2.0m×16m，主要用在橋樑、汽車及建築物的表面風壓、受力負載測試。並根據其性能需求規劃了一系列的完整的校驗項目：(1)測量兩測試區之平均風速分佈範圍 (2)測試區紊流強度約 0.11~0.5% (3)動壓不穩定係數約 $\pm 0.17\sim 0.57\%$ (4)軸向靜壓力梯度 <0.0096 (5)截面動壓偏差係數在 $\pm 1.0\sim 1.5\%$ 之間 (6)平均氣流之偏向角，大測試區 $\alpha < 0.34^\circ$ ， β

$<0.65^\circ$ ；小測試區 $\alpha < 0.07^\circ$ ， $\beta < 0.3^\circ$ (7) 測試區溫度之穩定性，風速在 42m/s 時運轉一小時溫升約 7°C ，30m/s 時運轉一小時溫升約 1.6°C 。

在大陸地區最早研究風工程且規模最大，在國際上享有盛名的單位為同濟大學之土木工程防災國家重點實驗室[14]，該重點實驗室目前有大、中、小三座邊界層風洞，整體規模居世界前列，其中 TJ-3 號風洞的規模為世界同類風洞的第二位，1997 年該重點實驗室被評為大陸地區國家 A 級實驗室。以下對該實驗室之風洞性能及校驗結果作一介紹：TJ-1 號風洞：屬開放式低速風洞，測試區尺寸為 1.8m 寬、1.8m 高、14m 長。主要進行橋樑斷面模型實驗、高層建築與繩索風雨震動實驗…等。距測試區入口 10.5m 處設有一個轉盤，用於改變模型之方位角。試驗風速範圍從 0.5m/s~30.0m/s 連續可調。流場性能良好，試驗區流場的速度均勻度小於 2%、紊流強度小於 1%、平均氣流偏角小於 0.2° 。TJ-2 大氣邊界層風洞：測試區大小為 3m 寬、2.5m 高、15m 長。空風洞試驗風速範圍為 0.5m/s~68m/s，為一多功能的建築與汽車模型風洞。該風洞配有自動調速、控制與資料獲取系統，建築結構模型試驗自動轉盤系統。流場性能良好，試驗區均勻流場的速度均勻度小於 1%、紊流強度度小於 0.46%、平均氣流偏角小於 0.5° 。TJ-3 大氣邊界層風洞：為直立型循

環式低速風洞，試驗段尺寸為 2m 高×15m 寬×14m 長，是大陸地區最大的邊界層風洞，其規模在同類邊界層風洞中居世界第二位，可進行跨距超過 2000m 的超大跨橋之全橋氣彈模型實驗。並列的 7 台風扇由直流馬達驅動，每台馬達額定功率為 45kw，額定轉速為 750rpm。試驗風速範圍從 0.2m/s~17.6m/s 連續可調。流場性能良好，試驗區流場的速度均勻度小於 2%、紊流強度度小於 2%、平均氣流偏角小於 0.2°

另外，北京大學力學與工程學系的湍流研究國家重點實驗室[14]亦進行風工程研究多年，該實驗室具有兩座大型低速風洞，其中一循環式風洞原本為航空用之風洞，經改裝後用於建築物受風力負載實驗。開放式圓形測試區，直徑 2.25m，測試區長 3.65m，空風洞時風速可達 50m/s，自由流紊流強度約 0.2%，主要採用人工加速的方法來模擬大氣邊界層。另一座成立不久之開放式大氣邊界層風洞，其測試區大小為 3m×2m×32m（寬×高×長），該風洞在低風速時（0.2~5m/s）流場品質十分穩定，特別適合進行廢氣排放與擴散研究，最大風速為 13m/s，紊流強度低於 0.2%。

Hanse[15]、Balendra[16]與 Wittwer[17]分別在丹麥、新加坡及阿根廷建立標準之環境風洞校驗項目及程序，主要校驗項目及結果分別是風速範圍不超過 27m/s、速度均勻度 0.5%~3%之間、紊流強

度皆為 1%左右、邊界層厚度最高可達 2m，由於以上三座風洞皆為開放式低速風洞，因此能量比只介於 0.25~0.6 之間。

韓國太空研究所的 Hoffman et al.[18]使用近年來較新的技術 PIV(Particle Imaging Velocimetry)，來進行大型低速航空風洞之校驗，得到非常好的流場品質，該風洞風速可達 117m/s，風速不穩定性($2\sigma_u$)為 0.11m/s，動壓均勻度($2\sigma_p/q_0$)為 0.34%，紊流強度在 0.07%~0.13%，溫度之均勻度 0.21°C，值得一提的是其偏向角共量測 9 點， α 角之均勻度為 0.13°， β 之均勻度則為 0.10°，量測之不確定度低於 $\pm 0.04^\circ$ ，由此可見一般航空用風洞之流場品質會高於環境風洞。

綜觀文獻，一般大氣邊界層風洞之速度均勻度(密閉式測試區)約在 $\pm 0.45\%$ ~3%之間，紊流強度在 0.4%~1%間，偏向角則在 $\pm 0.3^\circ$ ~ $\pm 1.0^\circ$ 間，溫升則一小時在 20°C 之內，而校驗所使用之儀器則包含皮托管、熱線測速儀、溫度計、LDV(Laser-Doppler Velocimeter)與 PIV 等。整體而言，關於風洞基本性能校驗項目主要分為組件特性與流場品質兩部分，前者主要以風扇性能測試、各組件壓損量測與震動測試等為主，通常在設計時便已決定好，其差異性不大；後者則包含風速測試、溫濕度測試、流場穩定性、動壓或速度均勻度、軸向壓力梯度、速度梯度、紊流強度、流場偏向角、二次流量測等項目，

取決於各組件品質及組裝狀況，因此在設計時無法詳細估算，須實際量測才能得知流場特徵。

2.2 風洞運轉之穩定性校驗

2.2.1 風洞運轉之穩定性

一般而言，風洞運轉之穩定性主要在探討測試區中平均速度及溫度對時間之變化關係，即給定一速度後，量取測試區中速度隨時間之變化，此測試結果將有助於了解本風洞測試區流場穩定的時間。再者，風洞運轉後，整體溫度會隨時間而逐漸上升，直到與外界達成熱平衡後，風洞內部氣流溫度才趨於平穩，為避免因溫度上升而產生量測上的誤差，有必要了解風洞運轉過程中，氣流溫度隨時間變化之特性。

由於風洞實驗一般均要求測試區入口流速須為定常流(steady)情況，以探討在該定風速條件下之相關流場特性，首先當使用者給予一設定速度後，測試區中速度隨時間之變化即為本項測試重點之一，該測試結果將有助於了解本風洞測試區速度到達設定速度所需之時間。一般而言，造成風洞內部氣體溫度上升或變化的主要原因包含[19]：(1)氣流流動與風洞管壁摩擦所產生之熱源，(2)風洞外界環境溫度變化之影響，(3)機械組件運轉所產生之熱源等。由於風洞中所使用之量測儀器，通常均無法完全避免氣流溫度變化所造成之

量測誤差，特別是熱線測速儀更是必須在受量測氣流恆溫的情況下，才能有準確之速度量測結果。根據上述原因，有必要了解風洞運轉過程，氣流溫度隨時間變化之特性，以作為日後進行各項風洞實驗時之參考。

本文之速度及溫度變化量主要在第一測試區入口進行量測，平均風速之量測選擇皮托管配合薄膜式壓力轉換器換取動壓以求得平均流速，實驗前使用水柱式微壓計或電子式壓力校正器配合資料擷取系統來校驗壓力轉換器，可得壓力差 ΔP 與壓力轉換器輸出電壓 E 之關係式：

$$\Delta P = A \times E + B \quad (1)$$

其中 A 與 B 為待校驗係數，由(1)式求得壓差後，再根據 Bernoulli equation (2)即可求得不可壓縮流體之自由流風速：

$$\Delta P = P_{\text{dynamic}} = P_{\text{total}} - P_{\text{static}} = \sqrt{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (2)$$

上式 P_{total} 為流場量測點之全壓， P_{static} 為量測點之靜壓。而第一測試區中溫度量測使用兩支熱電偶溫度測器，置於入口處以並聯方式連接，以求得較真實之平均溫度。由於空氣之密度會隨溫度而變化，若溫升或溫降過大，可利用實際所量得之溫度來修正空氣之密度，如下所示：

$$\rho=1.225\left(\frac{288.15}{t+273.15}\right)\cdot\left(\frac{P_{\text{atm}}}{1013.3}\right) \quad (3)$$

修正後之密度及可帶入(2)式以求得較為真實之速度，本校驗項目速度設定在低風速 10m/s、中等風速 20m/s 及高風速 30m/s 下進行量測。

另一方面本風洞之風扇乃由變頻器所控制，經由調整變頻器之頻率來改變測試區中之速度，因此變頻器之控制性能顯得非常重要。實驗中亦規劃探討風扇轉速與變頻器頻率之關係，以求得風扇運轉時變頻器之最佳控制範圍。

2.2.2 風洞運轉之穩定性校驗結果

在進行風洞穩定性分析之前須先了解測試區內速度之分佈範圍是否有達估計值範圍，吾人於第一測試區入口及第二測試區入口處，各裝設皮托管搭配薄膜式壓力轉換器同時量取風扇不同轉速下之速度分佈，利用 4 支熱電偶溫度計實際量測測試區內溫度，以修正速度值，所得結果如圖 2 所示，可以清楚的看出風扇轉速與第一、第二測試區之速度分佈成良好之線性關係，顯示出風扇轉速從 80rpm 到最高轉速 390rpm 間皆在風洞適用範圍內。第一測試區最高速度範圍可到達 36m/s，第二測試區由於展弦比較大且氣流受到轉角段及導流片影響，速度相較之下較低，最高可達 22m/s 左右，兩測試區之最高速度皆高於估計值，表示本風洞之風扇可提供大於估

計值之風量，性能頗佳。此外，吾人利用最小平方法來率定兩關係式，如圖 2 中所示，未來進行其他實驗時，可做為欲設定速度之參考公式。而圖 3 為風扇轉速對變頻器頻率之關係，圖中顯示風扇無論在低轉速 6rpm 或高轉速 390rpm，變頻器皆能準確的控制馬達，轉速與變頻器頻率呈現非常好之線性度，可以再次印證此風洞之穩定適用範圍涵蓋 6rpm~390rpm。圖 3 中亦表示出風扇之震動量與轉速之關係，在轉速低於 250rpm 時，震動量較穩定約在 0.06~0.07mm/s 之間，轉速超過 250rpm 之後振動量有快速上升之趨勢，顯示出在 250rpm~390rpm 的範圍內震動值較高，對風扇所造成之負荷較大，在此範圍內不宜使用過長時間。最高負載時風扇機殼之震動值不大於 0.16mm/s，與風扇之採購規範 1.8mm/s 相比，其震動值相對非常低，符合規範要求。

在風洞本體未加裝頂蓋時，吾人於夏季中午 11:00~12:00 間運轉一小時並記錄其溫度變化，風扇從低轉速運轉至最高轉速，結果發現溫度從 29.5 度攀升至 38.8 度，上升了 9.3 度(如圖 4)，且速度愈高溫度上升幅度愈大，風扇轉速超過 300rpm 後溫升趨勢約上升了一倍，此溫升之範圍雖在容許範圍內，但對速度之量測將造成一定程度的誤差值，而熱線測速儀的使用更無法承受此大幅的溫升，因此建議本風洞之使用時間不適合在白天陽光直接曝曬的時候，吾人提

出此建議後，內政部建研所針對此方面進行改善，於風洞本體上方加裝了大範圍的頂蓋，可避免陽光直接曝曬於風洞本體上，亦可減少因風吹雨淋產生之腐蝕現象，進而延長風洞使用壽命。加裝遮陽棚後，吾人在風洞運轉時進行入口溫度的量測，在改變風扇轉速並記錄其溫度值，其結果如圖 5 所示，其溫度上升約 2 度，但因量測日期於 10 月初，外界環境溫度較低，故其結果無法準確評估加蓋遮陽棚的效益。吾人將速度設定在 10m/s，於中午 12:00 與晚上 7:30 各運轉兩小時，取樣頻率 100Hz，取樣時間為 20 秒，比較第一測試區之溫度趨勢，結果如圖 6 所示，發現晚上 7:30~9:30 期間溫度呈現下降趨勢，下降程度為 0.57°C ，由於此時外界環境之氣溫正處於下降的情形，風洞內部溫度與外界平衡下，溫度之變化量並不大；在 12:00~2:00 之間溫升為 1.37°C ，以循環式大氣邊界層風洞來說溫升並不大，加裝頂蓋後狀況改善許多。

此外吾人亦針對四組不同流速下之溫度趨勢進行比較，量測時間皆設定在晚上，結果如圖 7 所示，可得知速度愈低溫度之變化量小，速度在 10m/s 時其溫度擾動量為平均值的 $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ (即標準差除以平均值)，15m/s 之溫度擾動量為 1.17%，20m/s 時為 0.38%，而 30m/s 時溫度上升之趨勢較大，擾動量也高達 3.96%；其中較低速的三組流速之溫度趨勢為負值，溫降皆小於 1.17°C ，30m/s 之溫度趨勢為

正值，溫升達 3.96°C ，顯示縱然外界溫度處於下降狀態，但仍無法克服風洞內部因摩擦所造成之溫升，若測試時間改為白天，溫升預期將會再提高。綜合比較四組流速之溫度變化，發現在開始用運轉後約 15 分鐘溫度才會開始穩定的上升或下降，倘若要使用熱線測速儀等需要溫度變化較小的儀器，建議在 15 分鐘後才開始進行量測，可避免過多的修正。

圖 8 為相同四組流速下之速度穩定度分析，各自取兩小時速度隨時間之變化情形，四組流速皆於風洞達額定速度 5 分鐘後開始紀錄，每隔 3 分鐘量取一點，取樣頻率 100Hz，取樣時間為 20 秒，圖中標示出各流速平均值之擾動量(σ_u/\bar{u})，發現皆低於 0.5%，顯示位於入口處之速度穩定性佳，長時間所受到之非定常擾動分量低，同時也驗證該風扇運轉之穩定性佳，而未來進行其他校驗項目時，可利用此皮托管來作為入口之參考速度。陳信賓[4]在校驗其風洞時，所得之運轉穩定性時間為一小時左右，由本研究所得之結果並不需如此長之穩定時間，數據顯示在達額定速度 5 分鐘後即可開始進行實驗。

2.3 流場均勻度校驗

2.3.1 流場均勻度(flow uniformity)

測試區中平均速度是否分佈均勻，對於日後實驗結果之可信度

將造成很大的影響，而判別流場是否均勻之指標為速度均勻度之大小。1974年，N.J.Cook[6]定義截面速度分佈一倍標準差為速度均勻度，所量測之結果為1.7%，並非十分理想。Greenway[7]於1978年校驗牛津大學之工業用低速風洞時，對速度均勻度之定義亦為速度分佈的一倍標準差，所得結果為0.75%。Sykes[9]校驗英國城市大學一低速風洞時，量測速度均勻度結果為1.2%。Reed[20]則建議穿音速風洞若要有好的流場品質，於次音速流時馬赫數的兩倍標準差應低於0.5%，超音速流時則應該低於0.1%。葉俊賢[21]對成功大學航太中心之穿音速風洞進行校驗時，所定義之速度均勻度為馬赫數(Mach number)之2倍標準差，在 $M=0.3\sim 1.4$ 間，所求得之均勻度約0.2%~1.2%。綜觀文獻可知，一般低速之大氣邊界層風洞或工業風洞對速度均勻度之定義為速度的一倍標準差，且校驗結果約在0.5%~2%之間，而高速風洞及航空用風洞對速度均勻度定義較為嚴謹，結果大都小於0.5%。本風洞之主要目的雖以從事建築物相關空氣動力學研究，然而另一項目的為提供國內學者從事一般流體力學研究，具備高流場品質是有必要的，因此規範本風洞之速度均勻度在一倍標準差時能低於 $\pm 0.5\%$ ，以期未來與國際上同等級之風洞比較時，能增加競爭力。一般平均速度之定義為：

$$\bar{u} = \frac{1}{N} \sum u_i \quad (4)$$

本文中主流場速度均勻度定義為：

$$\frac{u_{\text{rms}}}{U_0} = \frac{\left(\frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N (u_j - \bar{u})^2 \right)^{\frac{1}{2}}}{U_0} \quad (5)$$

其中 u_{rms} 為量測截面各點平均速度之標準差， \bar{u} 為截面各平均速度之平均值， u_j 為量測截面上各點平均速度。

流場均勻度量測主要使用皮托管配合薄膜式壓力轉換器，實驗方法如下所示：將皮托管置於測試區內之移動機構上，全壓管線及靜壓管線連接上壓力轉換器，利用資料擷取系統測得壓力轉換器之輸出電壓，再利用(1)與(2)換算各點之平均風速，每次所得之平均風速與入口處之參考風速比較並加以無因次化，無因次化後之速度可避免因風洞本身不穩定所造成之誤差，也可避免因流場條件改變而造成之速度偏差值，求得各點之平均速度後再由(4)式計算可得截面之速度均勻度。

2.3.2 流場均勻度(flow uniformity)量測結果

本校驗項目由於受到移動機構干擾效應之影響，因此共進行三個階段測試，初步階段將皮托管置於風洞本身裝設之大型移動機構上，如圖 9 皮托管前緣距移動機構 1.2m，量測入口處(X=2m)、下游 15m 處之截面中心部份，速度設定在 10m/s，等風速穩定後開始進

行量測，取樣頻率 100Hz，取樣時間為 50 秒，扣除邊界層及左右移動機構軌道影響之範圍，每截面量測 55 點，量測面積與測試區截面積之比為 57.7%，所得結果如圖 10(a)、(b)及圖 11(a)、(b)所示，圖 10(a)中可看出入口速度由上往下呈現遞增的情形，愈靠近測試區底部速度愈高，整個截面之速度分佈呈現往下偏移之不均勻狀態，由圖 10(b)可更清楚看出在 $Y=0$ 之處有明顯降低之趨勢，將所量測之各點平均速度帶入(3-7)式求得速度均勻度為 2.1%，此結果與各環境風洞文獻比較並非是相當好之結果。圖 11(a)、(b)為 $X=15\text{m}$ 處之速度分佈剖面圖及立體圖，速度之分佈情形仍然往下偏高，且沿 Y 軸方向來看，速度遞減之趨勢相同並無偏向左、右或中間，此結果顯示速度往下偏移的情形對流場是全面性的影響。在 $Z=300\text{mm}$ 處，發現有兩處之速度有輕微下降情形且左右對稱，判斷是受到邊界層往下游長厚之影響，而邊界層之厚度在 Y 軸並非相同。比較圖 10 及圖 11，兩者之速度均勻度皆為 2.1%，速度分佈皆呈現往下逐步遞增情形，可說明造成此偏移之原因並非只存在入口處，對整個測試區之流場造成全面性影響，吾人根據此量測結果判斷有兩種影響因素：一為風洞本身流場之偏移，造成之原因可能為收縮段歪斜或整流網網格密度不一，此結果較不樂見；另一可能性較大之原因為受到測試區大型移動機構之干擾效應，由於大型移動機構之阻塞比

(blockage ratio)約為 10.76%，且主要構件位於測試區上方，因此造成流場局部加速情形顯著，下一節將討論阻塞比與干擾效應對流場之影響，並修正進行第二階段之速度均勻度分析。

2.3.3 移動機構干擾效應測試

擾效應與阻塞比對測試區流場所造之影響，是一直以來便存在於風洞實驗中之問題，Barlow et al[19]曾指出在低速風洞中干擾效應大致上可分為壁面或邊界之干擾效應(wall interference)與支架干擾效應，兩者皆會對測試模型造成影響，須對量測結果加以修正。一般修正壁面之干擾效應，會將測試區截面加大或模型縮小，近年來較常使用的為製作可調式側壁或上蓋板，藉由不斷的試驗來修正[22]。另外，支架干擾效應之修正大部份皆將支架作的較細長或流線型，但依舊很難修正乾淨，近來有學者開始研究一種可控制磁力之懸浮模型技術。

此外，影響干擾效應大小的一項重要因素為阻塞比，在風洞實驗中可定義為模型的迎風面投影面積與測試區截面積之比。當阻塞比過大時，會產生流場局部加速造成與自由流流場分佈不相同，如此所量測之結果就必須要加以修正。阻塞比對實驗結果的影響已有許多學者提出不同的見解，如 Hunt[23]曾對不同尺度的三維建築模型進行表面風壓測試及干擾效應的影響，他發現阻塞比若達 8%，

其風力係數約增加 2%，並建議最大阻塞比可以到達 10%，但需經由實驗修正數據，而一般風洞實驗阻塞比大都建議在 2%至 5%，以避免所需要的修正。倘若阻塞比以 5%來計算，本風洞第一測試區之截面積為 $4\text{m} \times 2.6\text{m} = 10.4\text{m}^2$ ，因此模型或移動機構之迎風面投影面積最好能低於 0.52m^2 。

為了確認流場速度分佈不均勻之原因，吾人於測試區入口處底部鑽一圓孔，將直角型皮托管固定於圓孔上，調整皮托管使其正對流場並能在測試區內沿 Z 軸自由伸縮，並使用一磁性座來控制其伸縮長度，由於將單一皮托置於測試區內部不會對流場造成破壞，此為最簡單有效率來評估干擾效應之方法。圖 12 中三角形標誌為將大型移動機構置於離皮托管前緣 1.2m 處，如同先前量測結果下方速度較高；將大型移動機構遠離皮托管後，發現測試區截面上下速度差異性不大，整體均勻度似乎不錯，而下方有無移動機構之速度差為 0.6m/s，速度加快了 6.12%。由此結果可證明，第一階段速度均勻度量測之結果並非本身流場傾斜，而是移動機構所造成之干擾效應，此結果有利於改善風洞實驗室之量測技術。

目前本文所遭遇到之干擾效應為支架干擾效應，吾人評估之後認為將其外型修改為較流線型後，仍無法完全修正，所量測之速度分佈剖面圖亦無法反映出真實流場之情況，因此重新設計一小型移

動機構，如圖 13 所示，新型移動機構於第一測試區所佔之阻塞比約為 3%。吾人針對第一測試區入口處($X=2m$)重新規劃均勻度第二階段實驗，並將實驗設備及儀器移往入口處，以減少壓力管線過長所造成之壓力損失及失真(distortion)，皮托管前緣距小型移動機構本體 0.9m，從測試區底部量測至頂部，結果如圖 14 及圖 15 所示，可明顯看出速度在 20m/s 之分佈較為均勻，且提供吾人了解上下邊界層之厚度。圖 16(a)、(b)為流速 10m/s 扣除邊界層影響後無因次化速度分佈情形，其速度均勻度為 0.47%已改善許多，但速度分佈較均勻部份並非在中心處， $Z=300mm\sim 1300mm$ 之間速度分佈呈現往下降之趨勢， $Z =1300\sim 2100mm$ 之間速度變化不大，速度最快之處則偏向截面右上方。一般而言，測試區中受到邊界層之影響，速度會往中心部分有加速的趨勢，然而目前量測結果並非如此。比較流速 20m/s 時，圖 17(a)、(b)中速度分佈情形比 10m/s 時略為均勻，均勻度為 0.44%，從圖中可更清楚的判斷出流速確為往截面右上方加速，且速度往下遞減。

以上結果顯示目前入口處之流場仍可能受到小型移動機構之干擾效應影響，雖然其阻塞比低於 3%，但底座部分往下游延伸 3.2m，可能是造成速度往下遞減的主要原因。為進一步了解其影響程度，吾人重複先前評估大型移動機構之方法，結果如圖 18 所示，可證明

使用小型移動機構仍然受到干擾效應之影響，在 $Z=400\text{mm}$ 處有移動機構比無移動機構之速度下降了約 1%，皮托管愈往上移動則無因次化之速度愈接近，造成速度分佈不均勻之根源確實位於移動機構底部。為求得移動機構之干擾程度，以期能在不受干擾的情況下還原真實流況，將小型移動機構逐步遠離入口皮托管，每隔 100mm 量取一次速度，結果如圖 19 所示，從 $\Delta X=1600\text{mm}$ 之後無因次化速度則平均分布在 0.997，因此可得知再此外型及阻塞比的影響之下，將感測器距離移動機構本體 1600mm 以上即可避免受到干擾。

2.3.4 流場均勻度修正結果

得知小型移動機構之干擾程度後，吾人同樣於入口截面量測不同流速下之速度分佈，將皮托管伸長距移動機構 1600mm，進行均勻度第三階段實驗，期望能還原真實流況。圖 20(a)、(b)為低速 10m/s 時速度剖面圖及立體分佈圖，其均勻度為 0.37%，比未改善前降低約 0.1%且低於規範之 0.5%，表示真實流場之速度均勻度十分良好。圖 21(a)、(b)與圖 22(a)、(b)分別為 20m/s 及 30m/s 之速度分佈，其均勻度分別為 0.38%及 0.34%，可知在低中高三組流速下速度均勻度非常良好。綜合比較圖 20、21 與 22，發現速度分佈皆些微的往右上方增快，往左下方遞減，吾人判斷此原因應與收縮段結構傾斜、

整流網網格密度不均或整流網太鬆造成傾斜等原因有關，此部份可待未來進一步研究並與偏向角相互做比對；另外，速度分佈隨著速度愈高愈往右偏移，速度最快部份從原本 $Y=0$ 的位置處偏移到 $Y=1000\text{mm}$ ，表示流場會隨著速度增快而呈現順時針的偏移。

2.4. 空風洞邊界層量測

環境風洞之主要功能為模擬大氣邊界層，地表由於接受輻射量的不一致造成壓力不平衡乃是形成風的基本原因[24]，加上地球自轉、雲層覆蓋、雨水凝結及地表溫度與粗糙度之差異，造成地表與大氣流場間的交互作用，形成所謂大氣邊界層。由地表到 1000m 高度間事屬於紊流邊界層型態的行星邊界層 (Planetary boundary layer)；地表到 500m 高度之流場稱為大氣邊界層；而地表到 150m 之間，其紊流動量、熱量及質量傳遞速度隨地表之特性有所不同，稱之為大氣近地層 (surface sublayer)，大部分之風工程之問題多發生於大氣近地層。大氣邊界層之平均風速剖面可簡化為冪律分佈[3]：

$$\frac{U(z)}{U_0} = \left(\frac{z}{\delta} \right)^\alpha \quad (6)$$

其中 U_0 為邊界層外之自由流風速， δ 為邊界層厚度， α 為冪律指數。一般在都會地區之 α 值約為 0.35，郊區、小鄉鎮為 0.25，開闊之平原為 0.15，而海平面則為 0.11 左右。

本文主要量測空風洞時之邊界層厚度，以作為未來模擬大氣邊

界層厚度之參考，空風洞之邊界層厚度可先用紊流邊界層理論[25]加以預測：

$$\delta(x) = \frac{0.376 \cdot x}{\text{Re}_x^{1/5}} \quad (7)$$

其中 $\text{Re}_x = U_0 \cdot x / \nu$ ， x 為下游位置。圖 23 左側為空風洞時入口截面 ($X=2500\text{mm}$, $Y=0\text{mm}$) 之速度分佈，速度為 10m/s ，定義邊界層厚度 δ 在 $U=0.99U_0$ 之處，約在 $Z=60\text{mm}$ 位置，與計算值之高度 54.3mm 誤差為 5.7mm ，利用冪律分佈所求得之 $\alpha=0.02$ 。圖 23 右側則為下游 15m 處之平均速度分佈，同樣取 $U=0.99U_0$ 處為邊界層厚度，其高度約為 $Z=260\text{mm}$ ，與估計值 246mm 之間誤差為 14mm ，計算其 α 值約為 0.108 ，屬於海平面之冪律指數，可做為一項不錯的參考。實際測量不同下游位置之邊界層厚度皆些微高於計算值，吾人判斷應為測試區入口與收縮段出口處之間的兩條隙縫造成表面粗糙度增加，而使邊界層長厚些許。陳信賓[4]亦曾經提及收縮段頸部與測試區入口處之粗糙度，對流場品質之影響非常大。

2.5 空風洞紊流強度(turbulent intensity, T.I.)校驗

2.5.1 紊流強度(turbulent intensity, T.I.)量測

判別測試區流場的另外一項重要指標為自由流之紊流強度，紊流強度受收縮段收縮比大小、整流網網格平整度、轉角段及風洞內

部表面粗造度之影響甚鉅，倘若紊流強度過大，可從上述幾個重要環節進行修正。其中 Gorlin[26]曾指出，紊流強度的大小會影響測試模型的各項參數，如紊流強度不同圓球之阻力係數亦會不同，紊流強度愈大在相同雷諾數下($Re < 10^4$)之阻力係數將會明顯降低。在流場品質的判定上，紊流強度一般可用軸向速度的均方根值 (root-mean-square) u_{rms} 來表示， $u_{rms} = (\overline{u'^2})^{\frac{1}{2}}$ 顯示流場中速度擾動量的大小，即氣流隨速度之變化量，本文中自由流之紊流強度定義為：

$$T.I. = \frac{u_{rms}}{U_0} = \frac{(\overline{u'^2})^{\frac{1}{2}}}{U_0} \times 100\% \quad (8)$$

更嚴謹定義之紊流強度如下所示：

$$T.I.(3D) = \frac{\sqrt{(u_{rms}^2 + v_{rms}^2 + w_{rms}^2)}/3}{U_0} \quad (9)$$

一般國內外低速風洞之紊流強度介於 0.2 ~ 1.0% 之間，預計本風洞之紊流強度可低於 1.0 %。紊流強度之量測主要使用 DANTECS 廠牌 streamline 定溫式熱線測速儀及 55P11 一維熱線探針(signal wire)進行量測，使用熱線測速儀之前須先進行校驗，熱線測速儀校驗基本上有兩種方法，方法一為使用原廠所附之校驗機構及可提供平穩流場之噴嘴(nozzle)進行校驗，可校驗一維、二維及三維熱線探針，準確度較高；方法二為將熱線探針置於皮托靜壓管旁，在流場互不干擾的原則上以皮托管測得之速度與熱線測速儀之輸出電壓進行校驗，

此方法較適宜使用於一維探針，便利性高。本實驗由熱線測速儀進行校驗，由於氣流溫度對熱線測速儀會造成一定程度的影響，倘若校正時溫度產生變化，則須加以修正，Bearman[27]所建議之溫度修正之公式如下：

$$E_{\text{corr}} = \left(\frac{T_w - T_0}{T_w - T_a} \right)^{0.5} \times E_a \quad (10)$$

E_a 為初擷取之 hot-wire 電壓值， T_w 為 hot-wire 之操作溫度， T_0 為校正前週遭環境溫度， T_a 為擷取期間之週遭環境溫度。

熱線測速儀校正後之率定(curve fitting)有兩種方法：

(1) 由熱線測速儀原理可知熱線之電壓值與速度約成 4 次方之關係，

因此可使用 4 階多項式來率定：

$$U = C_0 + C_1 E_{\text{corr}} + C_2 E_{\text{corr}}^2 + C_3 E_{\text{corr}}^3 + C_4 E_{\text{corr}}^4 \quad (11)$$

係數 C_0 到 C_4 為待校驗常數，此方法可求得誤差值 < 1% 之最佳曲線。

(2) 冪次方(power law)率定法[27]：

$$E^2 = A + B \cdot U^{0.5} \quad (\text{King's law}) \quad (12)$$

2.5.2 空風洞紊流強度(turbulent intensity, T.I.)量測結果

本實驗使用 55P11 型式之一維熱線探針來測量紊流強度，表 1 為入口截面中心處($Y=0\text{mm}$, $Z=1300\text{mm}$)紊流強度隨速度之變化，速度從 7m/s 到 30m/s，紊流強度分佈範圍介於 0.16%~0.29%之間，發現其

值並不會隨速度增加而有明顯變化，速度愈高紊流強度則稍微有增加的趨勢。吾人比較圖 24 中紊流強度與速度之縱向分佈，量測位置為入口截面中心位置($Y=0$)，發現紊流強度在未受邊界層干擾的影響之下都維持在 0.2% 左右，從 $Z=100\text{mm}$ 開始往下紊流強度則大幅增加，且圖中很明顯的看出紊流強度對雷諾數較不敏感，變化不大。圖 24 中左側為速度縱向分佈，其邊界層厚度 δ ($U=0.99U_0$) 約為 60mm，可比較出紊流強度相較於速度易於受到邊界層效應之影響；另外，速度縱向分佈受到移動機構(伸長 0.9m)之影響而呈現往下微微遞減之趨勢，而紊流強度並不會受到干擾效應之影響而往下遞減，此點可由圖 25 中証實。圖 25 為下游 25.5m 處之紊流強度剖面圖，使用大型行動機構將熱線探針伸長 1.2m 量測，其速度分佈會如同前述，有往下增快受到干擾的情形，由於紊流強度不受干擾效應影響，截面中心部份多維持在 0.25%。由文獻[13]可知紊流強度之大小取決於收縮段收縮比、蜂巢網格形狀大小與整流網數目，一般收縮比達 6:1 之低速循環風洞，紊流強度及可低於 0.5%，本風洞之收縮比僅 4.71:1，紊流強度可壓低至 0.25% 左右，表示蜂巢網格與整流網數目在使用上較多，其風洞之壓損值可能會增加。

圖 26 為紊流強度及平均速度隨下游不同位置之變化，量測位置為截面中心 ($Y=0\text{mm}$, $Z=1300\text{mm}$)，其紊流強度大都分佈在

0.15~0.25%之間，可見於第一測試區中心位置之紊流強度不大，流場品質不錯，與 Nagel[28]之結果相符合。而在未調整上蓋板之軸向速度分佈，從下游 5m~32m 位置速度增加了 7.2%，可作為未來調整上蓋板以消除軸向壓力梯度之參考。

2.6 流場偏向角(flow angularity)校驗

2.6.1 流場偏向角(flow angularity)

風洞實驗常假設流場為均勻流(uniform flow)，倘若流場的偏向角過大，將造成日後判別實驗數據上相當大的誤差，因此流場偏向角亦是風洞基本性能測試一項重要課題。量測流場偏向角有許多方法，如 PIV[29]、二維熱線探針[30]、多孔皮托管[31]、雷射測速儀(LDV)...等，本實驗吾人選擇自製之三孔壓力管配合壓力轉換器來量取流場偏向角，通常量測偏向角旨在探討氣流中上升流(up flow)與橫向流(cross flow)，因此本文將針對流場之 α 角(pitch angle)與 β 角(yaw angle)在不同速度下進行量測。吾人參考 Matthew[31]的直線型多孔壓力管校驗方法，將直線型三孔壓力管置於第一測試區校驗機構上，調整角度使其正對流場，且水平旋轉時壓力管前緣固定於一點(迴轉盤軸心)，校驗角度為正負 5 度，每隔 0.5° 取一點，再將校驗後之三孔皮托管裝設於小型移動機構，移至入口處量測流場偏

向角 β ，再將壓力管旋轉 90° 即可求得 α 角。

本實驗所使用之三孔壓力管正對流場由左向右依序編號為 P_0 、 P_1 及 P_2 (圖 27)，校驗時採用相對壓力而非絕對壓力，壓力管中的壓力皆與風洞壁面靜壓做比較，以求得一組對偏向角靈敏且線性之壓力參數。Gorlin[32]與陳盈憲[33]的文獻中曾提及使用 $(P_0-P_1)+(P_0-P_2)$ 或 $P_0-1/2(P_1+P_2)$ 來無因次化壓力參數，可抵消靜壓對校驗結果可能產生的影響，使校驗係數具有較佳的雷諾數相關性，有利於壓力探針應用於角度的量測上。

吾人將量測結果計算各無因次化參數及校驗係數，經由比較分析，找出誤差最小的一組參數作為日後換算數據所用，並以最小平方方法誤差率定求其最佳曲線，以曲線之函數來換算角度。

2.6.2 流場偏向角結果

量取入口截面流場偏向角之前，先利用較簡單的方法來評估偏向角大小，使用 Cobra 型壓力管量測第一迴轉盤($X=3000\text{mm}$)上方單點之偏向角，共進行四組流速下的量測，校驗角度為正負 5 度，發現 $P_1=P_2$ 之角度在 $-0.4^\circ\sim 0.55^\circ$ 之間，如表 2 所示，可見壓力管之製作過程中左右側有些微的誤差，隨著速度不同 $P_1=P_2$ 的角度會變化，表示說流場偏向角的大小會隨著速度改變而變化。為避免量測偏向角

時受到移動機構干擾效應之影響，吾人決定使用直線型三孔壓力管來量測截面偏向角，壓力管前緣距離移動機構約 1.6m。圖 28 及圖 29 分別為速度在 10m/s、20m/s 時三孔壓力管之校驗曲線，校驗角度在 -4.0° ~ $+5.5^{\circ}$ 之間，每隔 0.5 度量取一點，取樣頻率為 100Hz，取樣時間共 20 秒。由圖中可發現本實驗手工所製造之壓力管左右並非十分對稱，速度 10m/s 時左右壓力平衡的位置在 1.9° 處，20m/s 壓力平衡位置在 2.25° ，與 Cobra 型壓力管比較校驗結果，可判斷出直線型三孔壓力管製作上左右偏差更大，但經由校驗之後只要得到一組與角度間十分線性的關係式，即可避免此誤差對角度所造成的影響。經由各項壓力參數比較測試後，吾人決定利用以下壓力參數來量測偏向角[32]：

$$\frac{P_1 - P_2}{(P_0 - P_1) + (P_0 - P_2)} \quad (12)$$

(12)式與角度間的關係如圖 30 所示，10m/s 與 20m/s 兩組速度下之關係式皆非常線性，線性度為 0.9995，因此吾人選擇此壓力參數來量測入口截面之偏向角。關於三孔壓力管校驗之不確定分析如圖 30 所示，吾人在 95%的信心區間下計算每一點的不確定度(2σ)，圖中可看出校驗範圍內每一點之不確定度值變化不大，在 10m/s 時之平均不確定度為 $\pm 1.08\%$ ，最大不確定度為 $\pm 1.24\%$ 在 $+5.5^{\circ}$ 位置，最小之不確定度值為 $\pm 0.95\%$ 在 -1° 的位置；20m/s 之平均不確定度則為

$\pm 0.85\%$ ，可明顯看的出來速度愈高無因次壓力參數之擾動值愈小，可信度愈大。另外，在接近 $P_1=P_2$ 壓力平衡的角度時，其不確定度值並不會有過大的變化，因此可選擇此壓力參數來換算偏向角。

圖 31 為 β 角之分佈圖，其偏向角介於 $1.634^\circ \sim -0.317^\circ$ 之間，可看出大部份角度往右側偏，且愈往右偏向角度愈大，呈現遞增狀態。圖 32 為 10m/s 之 α 角分佈圖，其值介於 $0.151^\circ \sim -0.657^\circ$ 之間，在 $Y=-500\text{mm}$ 之處角度偏差較大，與 β 角相比偏向角度較小。將 α 與 β 角結合繪出向量圖，如圖 33 所示，在圖右下角之箭頭為參考角度大小 0.6° ，可看出 $Y=500\text{mm} \sim 1000\text{mm}$ 之間偏向角皆大都大於 0.6° ， $Y=0 \sim -1000\text{mm}$ 間偏向角度則小於 0.6° ，與圖 20 速度分佈剖面圖對照，發現其趨勢十分接近，皆由左往右增加，證實速度愈高之處偏向角度愈大。圖 35、圖 36 與圖 37 為速度 20m/s 偏向角量測結果，結果與 10m/s 時差異不大，其 β 角偏向角較大分佈在 $1.395^\circ \sim -0.134^\circ$ 之間， α 角介於 $0.172^\circ \sim -0.54^\circ$ ，可看出大部份之角度仍偏往右側，角度之分佈比起 10m/s 較為紊亂。偏向角所得結果整理如下： 10m/s 時平均 α 角為 $\pm 0.404^\circ$ ， α 角之均勻度 (σ_α) 為 0.164° ；平均 β 角 $\pm 0.975^\circ$ ， β 角均勻度 (σ_β) 則為 0.168° 。 20m/s 時平均 α 角為 $\pm 0.356^\circ$ ，均勻度為 0.374° ；平均 β 角 $\pm 0.765^\circ$ ， β 角均勻度為 0.46° 。

大部份文獻指出偏向角應該在 $\pm 0.5^\circ$ 內較為適宜，吾人整理國內

外風洞之偏向角大小則發現大都在 $\pm 0.2^\circ \sim \pm 1.0^\circ$ ，因此本實驗所測量之偏向角並非十分理想。吾人判斷其原因有以下兩種可能：1.三孔皮托管校驗之座標與置於移動機構上座標不同，所測出來角度會與校驗時偏差一個量；加上校驗機構並非做的十分精確，導致三孔壓力管前緣無法完全固定於迴轉盤軸心上，正負角度與流場間投影面積不同，運用在實際量測時會與真實流場間有誤差，只能看出偏向角之趨勢，無法定量化。2.校驗時之流場並非正對壓力管，導致校驗時已有誤差，再運用到本身有偏向角之流場量測，偏向角之誤差值將會擴大。總和各項原因可以得知校驗時所得之壓力參數與偏向角之間產生系統上的誤差，並非隨機誤差，此點亦可由直線型三孔皮托管與 Cobra 壓力管之校驗係數中得知(表 2)，兩者之間壓力平衡角度相差了約 2° 左右，可見壓力管之製作上已有誤差。吾人根據上述所分析之系統誤差，判斷影響最大者應為校驗與量測時之座標未修正，由於測試區截面中心點($Y=0\text{mm}$ ， $Z=130\text{mm}$)與校驗時同一位置，因此以中心點所偏差的角度來加以修正。10m/s 時 α 角修正 0.357° 、 β 角修正了 -0.668° ；20m/s α 角修正 0.379° 、 β 角修正了 -0.58° ，結果如圖 34 與 38 所示，可看出座標修正之後其結果為中間偏角最小，愈往左右兩側偏角愈大，此結果較合乎一般風洞偏向角之分佈情形，而中間部分看起來較為紊亂，是由於所偏差之角度接

近 0 度範圍之緣故。

2.7 風洞之能量損失

2.7.1 風洞壓損(pressure loss)及能量比(energy ratio)

評估風洞性能、運轉效率之一項重要指標為風洞之能量損失，循環式風洞中由於氣流與風洞各組件間摩擦所造成之壓力損失(即能量損失)，可由以下公式所求得：

$$K_{oi} = \frac{\Delta P_i}{q_0} \quad (13)$$

or

$$\sum_{i=1}^N K_{oi} = \frac{\sum_{i=1}^N \Delta P_i}{q_0} \quad (14)$$

(14)式為風洞所有組件之壓損係數，其值愈小表示能量損失小風洞性能愈好，其中 K_{oi} 為各組件摩擦係數， ΔP_i 為各組件出入口之壓力差， q_0 為主要測試區之動壓。另外，Marshall[8]曾表示可用測試區入口流場產生的動能除以環繞整個風洞之壓力損失，即求得能量比(energy ratio)來判定循環式風洞的運轉效率，能量比之分母亦常更換為馬達之輸入功率或作用於風扇轉軸上之機械功，更方便來估計風洞運轉之整體性能。能量比之公式如下所述：

$$E_R = \frac{P_t}{P_c} = \frac{\text{jet power}}{\sum \text{circuit losses}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_0^2 \times A_0 V_0}{\text{input power} \times \eta_{fan}} \quad (15)$$

or
$$E_R = \frac{\frac{1}{2} \rho V_0^2 \times A_0 V_0}{P_{total} \times \text{Volume flow}} \quad (16)$$

本實驗中 A_0 為第一測試區入口截面積 10.4m^2 ， V_0 為第一測試區入口速度， ρ 為經由溫度修正後之氣體密度， η_{fan} 為風扇整體效率約為 87% 左右， P_{total} 為風扇所提供之全壓升。由(14)式、(14)與(15)式可知能量比與壓損係數成倒數關係：

$$E_R = \frac{1}{\sum_{i=1}^N K_{oi}} \quad (17)$$

風洞在設計之初，風洞籌建小組曾根據經驗公式計算風洞每一組件之壓損值，以作為採購風扇時壓力升之要求依據。根據風洞籌建小組評估，在第一測試區速度為 30m/s ，溫度 30°C 時，全壓壓損 (total pressure loss) 為 456.91pa ，能量損耗約 290.24hp ，因此可計算本風洞原先設計之能量比應該為 1.15 左右。由於風洞設計製造過程中，往往因為各組件形狀、使用材料或風場情況差異等因素，導致風洞實際壓損值與計算值會產生偏差，因此本實驗之目的在於驗證先前計算值與實際上壓損之差異性，並探討其原因，以期能加以改善。

2.7.2 風洞壓損及能量比評估

圖 39 分別為德國豪頓公司與航太所研究團隊所量測之壓力升分

佈，吾人將風扇入口截面與出口截面之壁面靜壓接至壓力轉換器，獲得之壓力差即為風扇之靜壓升，其結果與豪頓工程師所測得靜壓分佈十分符合，第一測試區入口風速為 30m/s 時，靜壓升為 781Pa；最高負載轉速時，所量得之靜壓升則為 1300pa。另外，圖 39 下方為豪頓公司所測量之全壓分佈圖，風速在 30m/s 時所得之全壓升約為 576.8Pa，與先前所估計之壓損值 456.91Pa 相差 119.89Pa，表示本風洞全壓損失超過預期，有可能在風洞之管道、轉角段有因流體分離所產生之二次流(secondary flow)或者因整流網之數目比原本設計更多、更密，而造成壓力損失增加，未來應精確的量測風洞各組件之壓損，以找出壓損過大之處，並設法加以修正。由於豪頓工程師只量測轉速 50rpm~350rpm 之全壓，因此 360rpm~390rpm 之全壓為吾人利用二次多項式率定所得之估計值，估計在最高轉速時，全壓升可達 1020pa。

關於能量比方面，吾人使用(15)式來定義並計算其能量比，而馬達輸入功率以變頻器所輸出之功率來替代，並乘上由豪頓公司所提供之風扇整體效率與大同公司馬達之運轉效率，所計算之結果如圖 40 中菱形標誌所示，吾人較為關心 30m/s(約 300rpm)時之能量比為 0.951。圖中三角形標誌為吾人重新計算豪頓公司於風扇驗收時量測之數據，能量比公式使用(16)式之定義，由於全壓升(P_{total})乘於體

積流率(volume flow)等於整個風洞所消耗之功率，因此以此來做分母計算能量比應該與吾人所計算之值誤差不大。豪頓公司所得之結果介於 0.704~0.939 之間，30m/s 時能量比之值為 0.939，與吾人所測試之值 0.951 有些微落差，判斷應該為吾人所紀錄之變頻器輸出功率與真實輸入馬達功率之間有所落差所造成。比較表 3 中由風洞籌建小組研究團隊所計算之能量比 $E_R=1/0.873=1.15$ ，與吾人及豪頓實際量測分別相差了 10.3%與 18.3%，因此可印證本風洞內部的確有某部份組件之壓損值超過預期，未來應加以探討其原因。

Barlow[19]曾指出在普遍循環式風洞中，能量比之範圍應該在 3~7 之間，方為運轉性能較好之風洞，然而本風洞之能量比從一開始設計時便只有在 1.15，這是由於本風洞之收縮段只有 4.71:1，比起一般風洞的 4~10:1 算是比較低的，造成在測試區所產生之動能不是很大，加上兩個測試區的長度皆超過 20m，第一測試區之長度更長達 36.5m，理當來說收縮段之收縮比應該比起一般風洞更大，能量比才能達到 3~7 之間的理想值，但增加收縮比會讓整個風洞的尺寸加大，增加建造成本；另外，由表 4 之中可以看出第一安全網與一、二整流段為壓損最大之處，過多的壓力損耗亦是造成能量比不高的原因之一。

吾人整理多數循環式大氣邊界層風洞之能量比，其值約介於

0.5~2 之間，其中以 0.8~1.2 之間占絕大部分，而本風洞之能量比約 0.939，其性能符合一般邊界層風洞之需求。

第三章 二維圓柱空氣動力流場量測

3.1 前言

流體遭遇到鈍形體時，由於黏滯性的作用產生逆壓梯度，而在流場中發生流動分離(separation)的現象，使得流體流經物體後無法遵循物體表面流動，因而在流場中產生非定常(unsteady)的流動現象。而分離點的位置通常發生於物體外形的不連續處，譬如前緣或銳角；若為圓柱體，則視雷諾數和表面粗糙度而定。對流動分離現象的解釋，早期由Prandtl[2]所提出，他定義固定壁面之分離現象發生在 $y=0$ ， $\frac{\partial u}{\partial y}=0$ 且 $\frac{dp}{dx}>0$ 的位置上，如圖1所示(圖中s.p.即為分離點)。當流體流經一二維鈍形體，由於流動分離會在其兩側形成交互地渦流溢放現象，此現象最早由T. Von Kármán所發現，之後此現象成為流體力學領域中一個相當重要且被廣泛討論的課題，原因在於鈍形體受到流體動力負載及其所造成結構之震動、破壞，在航太、建築、土木及海洋工程等有很多的實際應用。

在圓柱流場研究方面，早期Roshko[34-36]根據不同雷諾數下分離流與尾流之形成，將圓柱流場分為尾流轉換區(Transition in wake, $40 < Re < 350$)、剪層流轉換區(Transition in shear layer, $350 < Re < 2 \times 10^5$)及邊界層轉換區(Transition in boundary layer, $Re > 2 \times 10^5$)。在尾流轉換

區中 $40 < Re < 150$ 為穩定區(Stable range)，尾流為上下兩側呈穩定規則渦流溢放現象。 $150 < Re < 300$ 屬於過渡區(transition range)，尾流出現不規則速度擾動的形成，隨雷諾數增加此不規則速度擾動愈劇烈，在此雷諾數下渦流溢放頻率不易判別。而 $Re > 300$ 以上，屬不規則區(Irregular range)，產生週期性的渦流溢放伴隨著不規則或紊流速度擾動。

後來Bloor[37]對一二維圓柱尾流從事速度擾動量測時，發現當雷諾數高於穩定溢放範圍($200 < Re < 400$)，除了渦流溢放頻率外尚有一低頻擾動(Low frequency modulation)分量可在尾流中的每一位置量得在某些雷諾數範圍內，剪流層與渦流形成區之間(near wake region)，可量測到低頻不規則擾動信號，Bloor亦認為此現象可能為尾流之層流轉換為紊流(turbulence)狀態所造成。

Wieselsberger[38]最早使用次臨界(subcritical)與超臨界(supercritical)流場狀態來描述阻力係數在臨界範圍($Re > 2 \times 10^5$)時的變化，隨後便有多位學者對臨界範圍的許多不尋常的物理現象產生興趣。Zdaravkovich[39]整合多位學者之研究將邊界層轉換區細分如下：
TrBL0：預臨界區(precritical regime)； $(10^5 - 2 \times 10^5) < Re < (3 \times 10^5 - 3.4 \times 10^5)$ ，其特徵為自由剪流層(free shear layer)會先沿分離線在側向產生三維性的變化，擾亂尾流區並延遲漩渦(eddy)的形成，

此區域某些雷諾數下阻力係數會不連續的下降並伴隨跳動劇烈的渦流溢放頻率。

TrBL1：單分離泡區(one-bubble regime)； $(3 \times 10^5 - 3.4 \times 10^5) < Re < (3.8 \times 10^5 - 4 \times 10^5)$ ，圓柱其中一側經過足夠的過渡後，分離後的流體會再接觸到圓柱表面，形成一個很薄的分離區，稱之為分離泡(separation bubble)。

TrBL2：雙分離泡區(two-bubble regime)； $(3.8 \times 10^5 - 4 \times 10^5) < Re < (5 \times 10^5 - 10^6)$ ，圓柱兩側各有一分離泡並存在著許多複雜現象的結合，如邊界層層流分離、過渡、再接觸(reattachment)與紊流分離等。

TrBL3：超臨界區(supercritical regime)； $(5 \times 10^5 - 10^6) < Re < (3.4 \times 10^6 - 6 \times 10^6)$ ，主要的層流分離位置開始產生不規則的過渡，而使分離泡沿著圓柱的側向崩裂及瓦解，並抑制週期性渦流溢放的形成。

TrBL4：過臨界區(post-critical regime)； $(3.4 \times 10^6 - 6 \times 10^6) < Re < (\text{unknown})$ ，其特徵為邊界層轉換會存在停滯點與分離點之間的某處，雷諾數愈高轉換區域會愈往停滯點移動，不易定義過臨界區結束時的雷諾數。

雷諾數持續增加到通過邊界層轉換區後，整個圓柱流場將變成紊

流狀態，如上所述紊流狀態會發生在雷諾數多少的時候，目前仍無法很清楚的定義。本文主要將針對邊界層轉換區的流場來探討，值得注意的是

， $TrBL1$ 與 $TrBL2$ 兩範圍非常容易受到表面粗糙度與自由流紊流強度的影響而變化。

前述Roshko[35]的文獻中表示圓柱的無因次化頻率 St 值在雷諾數大於300之後會固定於0.2左右，然而Bearman[40]探討臨界雷諾數($10^5 \sim 7.5 \times 10^5$)下圓柱渦流溢放頻率的變化情形時，發現在 $Re = 5.5 \times 10^5$ 左右， St 值會不尋常的升高至0.46，雷諾數過了此臨界範圍後 St 便固定不再變化，Bearman認為在此雷諾數下圓柱流場開始進入臨界範圍；雷諾數在單分離泡區時其 St 值約0.32，進入雙分離泡區的 St 值約為0.46， St 在臨界範圍的跳動值頗大。

Roshko[41]曾經指出在雷諾數為 10^2 到 2×10^5 之間，其圓柱的阻力係數 C_D 值大約固定在1.2左右，倘若將雷諾數提高至大於 2×10^5 ， C_D 值會有非常明顯的變化，會下降至0.3~0.4左右，這是由於圓柱流場進入邊界層轉換區而使阻力變小；若雷諾數增加到 $10^6 < Re < 3.5 \times 10^6$ 之間， C_D 值反而會由0.3上升到0.7左右，此時的 $C_{pb} = -0.86$ ，無因次化之渦流溢放頻率會升高為0.367，Roshko稱此雷諾數範圍為轉臨界區(transcritical)。

關於邊界層轉換區分離泡的形成，Tani[42]觀察到翼型(airfoil)與圓柱表面上會有相同的分離泡產生，分離泡會不斷的進行有旋性的運動，在層流分離點與紊流的再接觸點之間，隨後會造成圓柱的尾流區縮小及阻力降低(此點Humphreys[43]在1960年便已提出)，他並觀察到升高自由流的紊流強度可以適度的使臨界雷諾數提早發生。

Achenbach[44]對於自由流紊流強度為0.7%，雷諾數範圍在 $6 \times 10^4 \sim 5 \times 10^6$ 間量取圓柱之表面壓力與摩擦力分佈，且清楚的定義了雷諾數在此範圍的三種流場狀態：1.次臨界狀態，邊界層屬層流分離；2.臨界狀態，會產生因紊流的再接觸現象而產生的分離泡；3.超臨界狀態，邊界層會迅速的從層流轉為紊流。Achenbach並研究發現Re在 10^5 時分離點發生在 78° 的位置， $Re = 2.6 \times 10^5$ 時分離點位置在 94° 且基部壓力係數會從-1.2上升到-0.9左右，而 $Re = 8.5 \times 10^5$ 時在 105° 的位置處會開始產生分離泡，也就是位於層流分離與紊流再接觸之間的區域，最後的分離點位置則延後到 147° ，此時基部壓力會往上升至-0.4左右。當Re增加到 3.6×10^5 時，分離點的位置反而不會往後而是往停滯點的方向移動到 115° ，平均壓力分佈與 $Re = 2.6 \times 10^5$ 時十分相似，這也意味著 C_d 值再度升高。最後，他亦證實了在 $Re = 3 \times 10^5$ 時次臨界狀態會迅速轉換為臨界狀態，且分離點會從 95° 位置瞬間跳至 140° 左右。

關於圓柱流場空氣動力現象及擾動分量探討方面，Nishimura 與 Taniike[45]在雷諾數約為 6.1×10^4 的範圍，將一二維圓柱裝上 62 個壓力孔圍繞著圓柱表面，利用多孔同步式壓力轉換器(Simultaneous multi-pressure transducer)，獲得各壓力孔的瞬時擾動壓力來探討停滯點、分離點與升力擾動間的關係，他們得到下列結論(圖 41)：(1)當一個渦流從圓柱後方產生時，(2)此渦流將攫取對向的分離剪力層，被攫取的剪力層表面速度將會增加。(3)因此上側分離點往順風向移動，(4)此時產生大量升力，(5)同一時間停滯點會與分離點成反向的擺動，兩者呈現高度負相關性。

關於低速流場中分離泡的形成，Tani[42]觀察到在圓柱表面上分離泡產生，分離泡會不斷的進行有旋性的運動，在層流分離點與紊流的再接觸點之間，隨後會造成圓柱的尾流區縮小及阻力降低，他並觀察到升高自由流的紊流強度可以適度的使臨界雷諾數提早發生。

關於紊流分離及再接觸現象的研究，除藉由表面壓力的量測來探討圓柱表面流場，Lessmann 與 Hagist[48]也利用量測圓柱表面的剪應力來分析此問題，並指出紊流在物體表面分離時，分離的位置會分佈於某一範圍內，且有震盪擺動(Oscillatory motion)的特性。

本實驗主要在圓柱表面鑽上壓力孔來量測表面壓力分佈，以求得平均分離點之位置，由於透過壓力管線來傳達壓力訊號，若壓力管線過長且訊號頻率太高，會因摩擦所造成之壓力損失而使訊號失真，無

法求得真實之壓力擾動，因此實驗時應注意管線之長度及震動問題。

另外，本實驗所使用 2 個二維圓柱體之特徵長度 d 分別為 300mm 及 320mm，在雷諾數 $1.76 \times 10^5 \sim 5.48 \times 10^5$ 之間圓柱特徵頻率相對較低，大約在 6Hz~22Hz 之間，適用於薄膜式壓力轉換器之量取範圍，不需再使用響應頻率較高之量測儀器即可進行近壁面區域流場之探討。

3.2 二維圓柱模型

實驗所採用之圓柱模型為共有 2 個，其中一個為壓克力材質所製作，圓柱之直徑 d 為 300mm，由三根短圓柱組合而成(如圖 42)，為增加圓柱流場之二維性，組合後總長度約為 2560mm，展弦比(aspect ratio)為 8.5，置於第一測試區之阻塞比約 7.4%。圓柱上共鑽有 45 個壓力孔，可使用 PCB 壓力感測器及薄膜式壓力轉換器來量測圓柱表面平均及擾動壓力訊號，以圓柱軸向中心為起點上下各 $0.1d$ 、 $0.5d$ 、 $1d$ 及 $1.5d$ 處，每隔 90° 鑽有一壓力孔。

另一個圓柱以不銹鋼無縫管作為新的模型材料(圖 43)，為求圓柱模型具較佳的真圓度及表面粗糙度，此模型經車削加工處理，以取代前實驗的壓克力圓柱模型。圓柱之特徵直徑 d 為 320mm，展弦比(aspect ratio)為 8.125，模型與風洞測試截面的阻塞比(blockage ratio)為 8%，而在不同的測試風速下，風洞流場的紊流強度(turbulent intensity)約在 0.15%~0.29%之間。吾人在圓柱表面上共鑽了 57 個壓

力孔，用以接上壓力管並連接至風洞外的薄膜式壓力轉換器，透過資料擷取系統將資料傳至電腦，以得到圓柱表面流場之壓力訊號。可同時量測停滯點、側向及基部之擾動壓力，亦可探討圓柱非定常分離之三維效應。

3.3 二維圓柱空氣動力流場量測

本實驗主要探討雷諾數在 $1.76 \times 10^5 \sim 5.48 \times 10^5$ 間，二維圓柱之空氣動力特性與表面非定常分離特性，壓克力圓柱之特徵直徑 d 為 300mm。實驗方法為在圓柱表面上鑽上數個壓力孔，接上壓力管線並連接至風洞外薄膜式壓力轉換器上，透過資料擷取系統將資料傳至電腦，以得到圓柱表面流場之壓力訊號，取樣頻率為 100Hz，取樣時間 20 秒。

在壓克力圓柱表面平均壓力已有了初步的量測，更進一步將模型置換成不銹鋼圓柱模型，再進行圓柱表面壓力分佈之量測。

在Bearman[40]的文獻中曾提及，於臨界雷諾數的範圍($2 \times 10^5 \sim 10^6$)內，可藉由基部壓力係數 C_{pb} 隨雷諾數 Re 的變化，來初步判斷預臨界區(pre-critical regime)、單分離泡區(one-bubble regime)及雙分離泡區(two-bubble regime)的分界。對此吾人首先對於20個壓力孔在不同雷諾數下進行基部壓力(base pressure)量測，基部壓力係數與雷諾數間的關係如圖44所示，結果與文獻相符。在基部壓力驟升的單分離泡區域，雷諾數的分佈範圍約在 $3.56 \times 10^5 \sim 3.92 \times 10^5$ 間，於是吾人選定，在 $Re=3.72 \times 10^5$ 時，進行圓柱表面壓力分佈之量測，以利單分離泡現象

之探討。此外，對於預臨界區的量測，實驗的雷諾數為 2.79×10^5 ；雙分離泡區的量測，實驗的雷諾數為 3.92×10^5 及 5.43×10^5 。

3.3.1 表面流場量測

首先將圓柱組裝並固定於第一測試區第一迴轉盤上($X=3m$)，利用迴轉盤旋轉 ± 180 度來量取圓柱表面風壓分佈(如圖 45 所示)，每隔 5 度量取一點，吾人選擇風洞側壁上一點與圓柱位置相同之處為參考壓力。當流體初遭遇到圓柱正面時，其動能會轉換為壓力，因此會大於參考壓力產生正壓；但流體流經圓柱一段時間後，因黏滯力之作用會在表面產生流體分離加速現象，並於圓柱兩側出現渦流溢放，導致圓柱後方產生尾流區或稱之為負壓區。一般會使用無因次化之壓力係數 C_p 來表示表面壓力，本實驗中所使用到的各項壓力參數定義如下：

$$\text{平均壓力} \quad \bar{P} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N P_i \quad (18)$$

$$\text{擾動壓力} \quad P_{rms} = \left\{ \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [P_i - \bar{P}]^2 \right\}^{1/2} \quad (19)$$

$$\text{平均壓力係數} \quad C_p = \frac{\bar{P} - P_0}{\frac{1}{2} \rho V_0^2} \quad (20)$$

$$\text{擾動壓力係數} \quad C_{prms} = \frac{P_{rms}}{\frac{1}{2} \rho V_0^2} \quad (21)$$

其中 \bar{P} 為圓柱表面各點所量測之平均壓力； P_{rms} 為擾動壓力值； P_0 為參考壓力； V_0 為停滯點之壓力換算後所得的參考流速。

3.3.2 阻力及阻力係數

由於壓力差所造成在 u 方向之淨力可稱為壓力阻力 (pressure drag) 或形狀阻力 (form drag)，作用在圓柱體上之總阻力為壓力阻力與摩擦阻力 (friction drag) 之合。而作用在圓柱體上之壓力阻力可透過環繞圓柱體之表面壓力分佈來求得[46]:

$$D = L \cdot \int_0^{2\pi} \Delta P \cdot \cos\theta \cdot R d\theta \quad (22)$$

上式中 R 為圓柱之半徑， L 為圓柱長度， ΔP 為作用在圓柱之壓力與參考壓力之差。將阻力以自由流之動壓來無因次化可得阻力係數:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 \cdot 2RL} \quad (23)$$

圓柱體之阻力係數與雷諾數、流場之紊流強度、表面粗糙度有很大的相關性，Tani[42]指出紊流強度愈大，因動量混合的關係，表面流場會延後分離，負壓區變小，而使得作用在圓柱 u 方向的力量變大，即阻力係數下降。

3.4 圓柱平均壓力分佈與阻力係數量測結果

3.4.1 二維圓柱量測結果

壓克力二維圓柱表面壓力分佈會隨雷諾數之變化而有所改變，圖 46 為吾人進行四組雷諾數下，表面平均壓力係數與 θ 之關係，首先可清楚的知道在 $+60^\circ \sim -60^\circ$ 之間壓力係數不隨著雷諾數而變化，除了

上述區域之外，圓柱表面其他地方的平均壓力分佈對雷諾數相當敏感，表示在此雷諾數範圍所產生物理變化主要位於 $\pm 60^\circ \sim \pm 180^\circ$ 之間。在 $Re = 1.76 \times 10^5$ ，基部壓力係數 $C_{pb}(\theta = 180^\circ)$ 為 -1.22， C_p 值最低之角度在 $\pm 70^\circ$ ，與 C_{pb} 之間只相差 0.1，差異性不大。隨著雷諾數增加至 $Re = 2.79 \times 10^5$ ，基部壓力係數 C_{pb} 則跟隨上升至 -0.99 左右，與最低 C_p 值之間的落差會增加，Achenbach[44]曾指出位於圓柱後方的壓力係數上升，表示阻力係數降低，這是由於負壓區(即尾流區)的壓力減小，相對使得作用在 u 方向的總合力增加，因而降低雷諾數。此點可由圖 47 中明顯的看出，當圖 46 中四組雷諾數下的 C_{pb} 從 -1.22 上升高至 -0.367(負壓減小)，圖 47 中 C_{pb} 的 \cos 分量則會從 1.2 下降至 0.37 左右，可證明其阻力慢慢往下降。而在 $Re = 5.48 \times 10^5$ 時，壓力係數的水平分量明顯與其他雷諾數範圍不同，在 $\pm 115^\circ$ 的位置有一個反曲點，通過反曲點從 120° 之後趨於定值，發現從 120° 後 C_p 之變化亦開始趨於平緩，因此可推測 $Re = 5.48 \times 10^5$ 時其平均分離點位於 120° 左右。

關於從圓柱平均壓力分佈來定義其平均分離點的位置，Achenbach [44]、Nishimura[45]曾經提出在圓柱背風面的壓力分佈慢慢趨於平緩時的角度，即可視為平均分離位置，分離點的位置表示圓柱表面之邊界層與壁面分開，若無紊流的再回覆現象，壓力應該會趨於定值。但因為分離位置具有非定常特性，隨著雷諾數進入臨界範

圍，其震盪的範圍會愈大，且若位於單分離泡區($300k-340k$) $< Re <$ ($380k-400k$)，圓柱表面會有二次分離，不易定義出其確切的位置。

Bearman[40]曾指出在 $Re = 3.4 \times 10^5 \sim 3.8 \times 10^5$ 左右屬單分離泡區，此時的 C_{pb} 將會呈現不穩定的跳動，其值大約介於 $-0.55 \sim -0.45$ 之間， C_D 值亦會呈現不穩定的跳動，圖 48 為吾人實驗所得之結果與 Bearman 所測得之結果對照圖，首先可得知 C_{pb} 與 C_D 值之間具有相同的變化趨勢，此點與各文獻所得之結果相符；吾人在單分離泡區所得之 C_{pb} 與 C_D 值與 Bearman 之結果十分接近，表示在 $Re = 3.68 \times 10^5$ 這一組雷諾數已進入單分離泡區，而 Bearman 在將 Re 往上些微提高至 4×10^5 ，則發現 C_{pb} 與 C_D 值之跳動值很大，可證實在此為單分離泡區所造成的不穩定狀態； Re 過了 4×10^5 之後，進入雙分離泡區， C_{pb} 與 C_D 值逐漸趨於平緩，此結果與各文獻相符。

當把壓克力圓柱置換成不銹鋼圓柱，在四組雷諾數下的圓柱表面平均壓力隨角度 θ 之變化（如圖 49），根據 Tani[42]的文獻中，探討臨界雷諾數下圓柱表面壓力變化時，曾藉壓力係數與角度間的關係圖來指出分離(separation)、過渡(transition)及再回覆(reattachment)的位置。如圖 50 所示，當 $1-C_p$ 值隨角度之變化上升到達頂點後，下降並逐漸趨於平緩之初，此位置即是圓柱表面流場分離之處；第二次上升後並開始下降的位置，即是過渡區的位置，也就是分離泡所在之處；至於

紊流分離的位置，則不易由圖 50 來分辨。根據所得的結果，判斷在四組雷諾數之下，分離及過渡轉換的位置，其關係如表 5 所示。

3.4.2 擾動壓力係數與非定常分離特性探討

本研究團隊亦利用壓克力及不銹鋼圓柱表面之擾動壓力分佈來探討平均分離點的位置，首先討論壓克力圓柱所量測之結果，圖 51 為次臨界雷諾數時的擾動壓力分佈，最大的值 0.29 在 $\theta=80^\circ$ 的位置，十分接近圖 46 中 C_p 趨於平緩的位置，此結果與 Nishimura[45]於次臨界雷諾數下之擾動壓力值相符合，因此吾人判斷在 $Re=1.76\times 10^5$ 的次臨界雷諾數範圍，其平均分離位置約位於 80° 左右。而圖 52 為 $Re=2.79\times 10^5$ 時擾動壓力大小與 θ 角之關係，發現其最大擾動值升高至 0.58，可見此雷諾數範圍開始進入 TrBL0[39]的預臨界區，轉換區往迎風面移動到靠近層流分離的位置，最大擾動壓力位於 $70^\circ\sim 75^\circ$ 左右的位置。圖 53 位於雷諾數的單分離泡區，因此所量得之 C_{prms} 較為不穩定，圓柱迎風面之擾動壓力分佈較為紊亂，最大擾動壓力為 0.44 位於 -85° 位置，吾人判斷在這一側邊開始產生一單分離泡，造成擾動壓力係數兩邊不對稱，Tani[42]曾經表示產生單分離泡時，圓柱兩側之壓力分佈會產生不對稱分佈，吾人對照圖 46 之平均壓力分佈，發現此一雷諾數下在圖左半邊的平均壓力變化較大，比起右半邊跳動值

較大，因此判斷分離泡之位置位於 $-85^{\circ}\sim-120^{\circ}$ 之間。通過單分離泡區，進入雙分離泡區後， C_{pb} 與 C_D 值會有一段短暫平緩的分佈 (Bearman[40])，對照圖 54 發現擾動壓力值明顯的變小且恢復左右對稱的分佈。綜合比較四組雷諾數下的擾動係數分佈，圖 55 顯示出雷諾數愈高則最大擾動壓力係數位置會愈往圓柱後方移動，進入邊界層轉換區之後，最大擾動壓力係數值會迅速變大再慢慢的降低；而基部擾動壓力進入臨界範圍後會迅速變小，在慢慢的降低，表示位於負壓區之渦流溢放現象已經呈現潰散狀態，使得負壓區所承受之擾動變小。

利用快速傅利葉轉換(FFT)來分析非定常分離之特性，以增加數據之可信度， $Re=1.76\times 10^5$ 的結果如圖 56 所示，可看出在 70° 時渦流溢放之能量較強，表示在此位置壓力轉換器能感受到主流場的特徵頻率，此時 St 為 0.236 左右，高於文獻上所述之 0.21，吾人判斷應為阻塞比所造成之局部流場加速，與自由流場之速度不同，造成此一誤差。由圖 56(b)可看出在 80° 左右渦流溢放訊號之能量降低許多，代表此處接近非定常分離位置，圖 56(a)中的[]括弧表示無明顯渦流溢放訊號或能量較低之處，可能位於分離點的下游，倘若位於分離點後方時間變多，則壓力轉換器會無法明顯的感測到圓柱渦流溢放，經由 FFT 運算後便會如 80° 位置般能量降低許多。圖 57 為 $Re=2.79\times 10^5$ 時

之即時訊號圖與 FFT 頻譜圖，圖中可以更明顯的看出 100° 之後已經完全無法感測到渦流溢放訊號，表示在 100° 的位置完全位於分離點的後方，已經過了圓柱分離點震盪的位置，因此可以判斷非定常分離位置在 95° 到 100° 之間，此時 St 增加到 0.241。另外，當 Re 到達單分離泡區與雙分離泡區時，由於開始產生紊流邊界層使延遲渦流溢放現象，渦流變得不穩定且不完整，因此無法直接從圓柱表面量測到明顯的渦流溢放頻率，此時整個流場的能量被一低頻擾動(low-frequency modulation)所主宰。

此外，在 $Re = 5.48 \times 10^5$ 時吾人觀察到隨著圓柱表面往下游移動，薄膜式壓力轉換器之輸出電壓會受到一不規則低頻擾動的影響，而產生電壓突然劇降或急升的現象發生。吾人將圓柱表面 $0^\circ \sim 180^\circ$ 之電壓即時訊號完整紀錄如圖 58~圖 63，圖 58 中可發現 0° 到 30° 之原始訊號電壓之平均值從 3.6V 慢慢往 0V 下降，表示此範圍之正壓慢慢縮減中。圖 59 與圖 60 為 35° 到 90° 之間開始產生逆壓梯度，且逆壓最大值出現在 85° 的位置；而圖 61 為吾人最感興趣的位置，可看出從 95° 開始電壓值之頻寬開始變大，表示受到壓力擾動的能量變強，而平均壓力相對應之電壓值從 90° 時的 7V 左右上升至 6.5V，而從 100° 位置開始電壓訊號反映出有一個顯著的低頻主宰著整個流場，震盪位置從 5V 到 8V 之間，訊號之平均電壓在 5V 持續數秒後會迅速往下降

在快速回升，此時開始進入首次分離之區域，即分離泡內。而 105 位置的震盪範圍更大，約在-3V 至-8V 之間，電位升降情形加速，吾人判斷此時應位於圓柱非定常分離最顯著的位置；最後到 110° 之後則已經到了分離泡之末端，接近再接觸點的位置，大部份的電壓值皆在-6.5V 左右，少數電壓會回升至-4~-5V，圖中之括弧可明顯看出其震盪幅度的變化，可看出壓力在此範圍內並非如次臨界雷諾數時會不斷上升，平均壓力反而有下降的情形，因此出現圖 46 中平均壓力在 105° 位置有反曲點的情形發生，與 Zdaravkovich[39]所述相同位置。吾人判斷此現象應與分離泡之結構有關，Tani[42]曾表示分離泡內部會由下游往圓柱上游逆流並帶有旋性，因此產生一更大的逆壓造成上述流場之變化。通過 110° 之後訊號能量縮小，平均壓力持續往上升；有趣的是，到了 120° 與 130° 之間，可發現有另外一低頻訊號不定時的出現，過了 130° 位置後，其訊號之擾動再次迅速縮小，最後平均電壓與擾動大小幾乎保持不變直到 180° 位置，因此吾人可判斷 120~130 位置為第二次非定常分離震盪的位置。

當模型置換成不銹鋼圓柱，亦進行4組不同的雷諾數實驗，其平均壓力結果如圖49及圖50所示，當 $Re=2.79 \times 10^5$ 時，其及時訊號結果如圖64及圖65所示，圓柱表面由 θ 角為35度至150度間的壓力係數變化，當 θ 角為60度時，圓柱表面流場開始發生分離，直到 θ 角為70度時，仍然能夠明顯地看出分離所造成的明顯壓力變化，這是由於分離的位置在壓力孔附近擺盪所造成的非定常現象；直到 θ 角為75度時，

壓力變化趨緩，不過在時間為15秒至16秒之

間，又出現了流動分離的現象，但在此位置，分離現象的發生在時間上所佔的比例已大幅降低；到了 θ 角為80度的位置時，幾乎再也不見層流流動分離所造成的壓力變化。

當 $Re=3.72\times 10^5$ 時，觀察圖66至圖67中壓力係數的變化，可發現在此一雷諾數下，層流分離發生的位置在 θ 角為90度至100度之間，而紊流再回覆的位置則在 θ 角為135度左右。此外，在圖49及圖50中可發現， C_p 值在圓柱兩側的分佈呈現一不對稱的形態，此乃由於在圓柱的一側形成了分離泡所致，而圓柱兩側平均壓力分佈的不對稱，也在圓柱上產生了一股側向力。

當 $Re=3.92\times 10^5$ 時，由圖68及圖69中壓力係數的擾動情形判斷，非定常分離在 θ 角為80度至95度的位置間擺盪；在 θ 角為115度至120度間，再回覆的現象則最為明顯，到了130度的位置之後，壓力擾動趨於平緩。

當 $Re=5.43\times 10^5$ 時，可以明顯地評估分離的範圍及紊流再回覆的位置。從圖70及圖71所顯示的壓力擾動，可瞭解非定常分離的位置於 $80^\circ\sim 100^\circ$ 之間，而再回覆的位置則在 $110^\circ\sim 125^\circ$ 間。

有以上顯示的結果在相近的雷諾數下因真圓度及表面粗糙度差異得到的流場分離、轉換及再回覆結果都有差異。

關於圓柱表面流場的比較，必須特別注意的是，臨界流中的圓柱表面空氣動力流場，對於自由流的紊流強度(turbulence intensity)及圓柱表面粗糙度(surface roughness)之影響非常敏感，以致於在相同的流場中，改變圓柱的粗糙度，對圓柱表面流場之變化即產生極大影響。

如圖49所示，在臨界區(critical regime)範圍內，當流體沿圓柱表面向下游運動，當 C_p 值降到最低並開始上升，此時顯著的逆壓回復

是源自於紊流邊界層的作用，隨著雷諾數的增加，此作用愈加明顯。有趣的是，平均壓力係數的分佈會越接近勢流(potential flow)的壓力係數分佈。

Taniike[45]及 West[49]均指出，壓力擾動係數發生最大值的位置，即是靠近層流邊界層發生流動分離之處，因此吾人可以藉由壓力擾動係數之變化來判斷第一次流動分離的位置。在單分離泡及雙分離泡區中，隨著雷諾數的上升，第一次流動分離的位置也逐漸沿著圓柱表面向下游移動。除了流動分離的現象會造成壓力擾動係數的攀升，渦流溢放的現象也會在分離位置的下游(亦即圓柱表面)產生壓力擾動。

第四章 結論與建議

4.1 結論

根據目前所得到的風洞基本性能及二維圓柱氣動力量測結果，可以整理出幾個結論：

1. 測試區中入口的平均速度結果為第一測試區之速度從原本設計之 30m/s，上升至 36m/s 左右，第二測試區速度則可達 22m/s，皆符合當初設計之需求。
2. 風洞溫度上升的情況由加蓋前的 9.3 度，在遮陽棚加蓋後下降為 1.37 度有明顯的改善，但是因為加蓋後的溫度量測並非在夏天，而且並未開啟灑水系統，所以目前只能推論遮陽棚對降低溫升有所助益，但無法準確評估遮陽棚及灑水系統對降低溫升的效應。
3. 流場的均勻度量測上，因為大型移動機構對流場的干擾效應比嚴重，在改用小型移動機構量測均勻度，所得的結果約為 0.37%，較用大型移動機構所得之結果為佳，並合乎當初設計規範所要求的 0.5%。
4. 在空風洞邊界層厚度的量測結果與理論比較後，兩者非常接近。
5. 本風洞在最初設計要求紊流強度上不得大於 1%，經由熱線測速儀量測所得最大的紊流強度不超過 0.29%，合乎當初規範所要求。
6. 本風洞的能量比約為 0.939，與大部分大氣邊界層風洞相比（0.8~1.2），其性能可以符合一般大氣邊界層要求。
7. 二維圓柱平均壓力分佈之結果與文獻大致上結果相符，雷諾數從 1.76×10^5 增加至 5.48×10^5 ，而基部壓力會從 -1.22 急速升高至 -0.367，可以證實本實驗之雷諾數範圍位於次臨界區、邊界層轉換區的單分離泡與雙分離泡區。

8. 在不同材質的模型下二維圓柱的非定常分離、轉換與在回覆現象因其表面粗糙度與圓柱的真圓度影響有不同的結果呈現，今將結果整理如表 6 所示。

4.2 未來建議

目前大致上已經完成風洞的基本性能校驗，所呈現的結果大致上符合當初所設計的規劃。根據所的結果做成以下幾點建議：

1. 風扇轉速在超過 250rpm，其震動值開始上升，在操作上需將其納入考慮，如果量測部分會受到影響不建議轉速超過 250rpm。
2. 風洞操作溫度上升問題，由於加蓋遮陽棚有所改善，但是遮陽棚及灑水系統的效益需要持續紀錄，得以獲得溫度上升的改善狀況，可確實掌握溫度上升的狀況，提供日後風工程相關量測的規劃。
3. 在第一測試區空洞入口流速超過 30m/s（即風扇轉速超過 330rpm）溫度上升情況較嚴重，如果操作風速超過此一速度，需要考慮溫度上升的影響。
4. 二維圓柱表面流場之量測結果與文獻大致相符，但藉由圓柱表面壓力的量測，尚不足以釐清此複雜的物理問題，而在臨界雷諾數下，圓柱表面的三維非定常特性亦值得吾人更進一步地深入研究，以瞭解在臨界雷諾數下，因分離泡形成的機制及其物理意義。建議使用視流方法來觀察圓柱表面流動分離及再回覆的現象。

參考文獻

1. 葉祥海、苗君易，內政部建築研究所研究計畫期末報告，「風洞實驗館系統整合與性能驗證研究 I」，民國 93 年。
2. Prandtl, L., “*Motion of Fluid with Very Little Viscosity*”, NACA TM No.452, 1928.
3. Cermak, J. E., “*Applications of Fluid Mechanics to Wind Engineering*”, A Freeman Scholar Lecture, ASME J. of Fluids Engineering, vol. 97, no.1, pp.9-38, 1975.
4. 陳信賓，“*低速低亂度閉迴路風洞之研製與測試*”，國立台灣大學應用力學研究所碩士論文，1994.
5. Snyder, W. H., “*The EPA Meteorological Wind Tunnel – Its design Construction and operating characteristics*”, Environmental Science Research Laboratory, North Carolina, EPA-600/4-79-051, 1979.
6. Cook, N.J., “*A Boundary Layer Wind Tunnel for Building Aerodynamics*”, Journal of Industrial Aerodynamics, Vol.1, pp.3-12, 1974.
7. Greenway, M. E. and Wood, C. J., “*The Oxford University 4m×2m Industrial Aerodynamics Wind Tunnel*”, J. of Industrial Aerodynamics, Vol.4, pp.43-70, 1979.
8. Marshall, R.D., “*Performance Requirements and Preliminary Design of A Boundary Layer Wind Tunnel Facility*”, Department of Commerce, Center for Building Technology, Gaithersburg, U.S., MD 20899, 1985.

9. Skyes, D.M., “*A New Wind Tunnel for Industrial Aerodynamics*”, Journal of Industrial Aerodynamics, Vol.2, pp.65-78, 1977.
10. Diana, G., De Ponte, S., Falco, M., Zasso, A., “*A New Large Wind Tunnel for Civil-Environmental and Aeronautical Applications*”, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol.74-76, pp. 553-565, 1998.
11. Blessmann, J., “*The Boundary Layer TV-2 Wind Tunnel of the UFRG*”, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol.10, pp.231-248, 1982.
12. Gabriels, D., Cornelis, W., Pollet, I., Coillie, T. Van, Ouessar, M., “*The I.C.E. Wind Tunnel for Water Erosion Studies*”, Soil Technology, Vol.10, pp.1-8, 1997
13. “*西南交通大學工業風洞(XNJD-1)設計與研製綜合報告*”, 南京航空學院氣動力研究所, 1992
14. “*大陸地區研究機構實驗室建置規劃成果考察報告*”, 內政部建築研究所, 2002
15. Hansen, S. O. and Sorensen, E.G., “*A new Boundary-Layer Wind Tunnel at the Danish Maritime Institute*”, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol.18, pp.213-224, 1985.
16. Balendra, T., Shah, D. A., Tey, K. L. & Kong, S.K. “*Evaluation of Flow Characteristics in the NUS-HDB Wind Tunnel*”, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics , Vol.90, pp.675-688, 2002.
17. Wittwer, A. R., Möller, S. V., “*Characteristics of the Low-Speed Wind Tunnel of the UNNE*”, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 84, pp. 307-320,

2000.

18. Hoffman, J. M., Arnette, S. A., Porter, C. B., Sung, B. & Arik, E. “*Application of Particle Image Velocimetry in the KOREA Aerospace Research Institute Low Speed Wind Tunnel*”, AIAA paper, No.2000-0411, 2001.
19. Barlow, J. B., Rae, W. H. & Pope A., “*Low Speed Wind Tunnel Testing*”, Third Edition, John Wiley & Sons, New York, 1999.
20. Reed, T. D., Pope, T. C. and Cooksey J.M., “*Calibration of Transonic and Supersonic Wind Tunnels*”, Vought Corporation, Dallas Texas, NACA Contractor Report 2920, 1977.
21. 葉俊賢, “*國立成功大學航太中心穿音速風洞校驗*”, 國立成功大學航空太空研究所碩士論文, 1994.
22. Bottin B., Cabonaro M. and Schröder W., “*First Runs of the Adaptive Wind Tunnel T’3 at VKI: Calibration and Application of a Flexible Wall Adaptation Technique on a NACA0012 Airfoil*”, 4th Belgian Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Leuven, Belgium, 1977
23. Hunt, A., “*Wind Tunnel Measurement of Surface Pressure on Cubic Building Models at Several Scales*”, J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, vol. 10, pp. 137-163, 1982.
24. 汪群從, 黃榮鑑, “*大氣邊界層風洞之規劃與設計研究*”, 行政院國家科學委員會研究報告, AEW001, 中央研究院物理研究所, 1983.
25. Schlichting H., “*Boundary-Layer Theory*”, McGRAW-HILL, New-York, 1975.
26. Gorlin, S. M. & Slezinger, I. I., “*Wind Tunnels and Their*

- Instrumentation*”, Israel program for scientific translations Ltd, 1966.
27. Bearman, P.W., “*Correction for the Effect of Ambient Temperature Drift On Hot-Wire Measurement in Incompressible Flow*”, DISA Info. NO. 11, pp.25-30, 1971.
28. Nagel, R.T. and Alaverdi, O., “*The NCSU Low Speed Boundary Layer Wind Tunnel*”, SAE Technical Paper Series, No.851897, 1985
29. Hoffman, J. M., Arnette, S. A., Porter, C. B., Sung, B. & Arik, E. “*Application of Particle Image Velocimetry in the KOREA Aerospace Research Institute Low Speed Wind Tunnel*”, AIAA paper, No.2000-0411, 2001.
30. Lindgren, B. & Johansson, A. V., “*Evaluation of the Flow Quality in the MTL wind-tunnel*”, Dept. of Mechanics, KTH, Stockholm, Sweden, TRITA-MEK 2002:13, 2002.
31. Matthew, D. Z. & Norman, W. S., “*Correcting Multi-hole Probe Alignment Bias Errors Post-Calibration*”, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, No.2001-0900, 2001.
32. Gorlin, S. M. & Slezinger, I. I., “*Wind Tunnels and Their Instrumentation*”, Israel program for scientific translations Ltd, 1966.
33. 陳盈憲, “*三孔壓力管之校驗與漩流場量測之應用*”, 國立成功大學航空太空研究所碩士論文, 1999.
34. Roshko, A., “*On the Wakes and Drag of Bluff Bodies*”, J. Aero. Sci, Vol.22, pp.124-132, 1955.
35. Roshko, A., “*On the Development of Turbulent Wakes from Vortex Streets*”, NACA Tn.2913, 1954.

36. Roshko, A., “*On the Drag and Shedding Frequency of Two Dimensional Bluff Body*”, NACA Tn.3169, 1954.
37. Bloor, M. S., “*The Transition to Turbulence in the Wake of a Circular Cylinder*”, J. Fluid Mech., Vol.19, pp.290-304, 1964.
38. Wieselsberger, C., “*New Data on the Law of Hydro and Aerodynamics Resistance*”, Physikalsche Zeitschrift, Vol.22, pp.321-328, 1922.
39. Zdravkovich, M. M., “*Flow Around Circular Cylinders.*”, Vol.1: Fundamentals, Oxford University Press, 1997.
40. Bearman, P.W., “*On Vortex Shedding form a Circular cylinder in the Critical Reynolds Number*”, J. Fluid Mech., Vol.37, pp.577-585, 1969.
41. Roshko, A., “*Experiments on Flow Past a Cylinder at Very High Reynolds Number*”, J. Fluid Mech., Vol. 10, pp.345-356, 1961.
42. Tani, I., “*Low-Speed Flows Involving Bubble Separation*”, Prog. Aeronautical Science, Vol.5, pp.70-90, 1964.
43. Humphrey, J. S., “*On a Circular Cylinder in a Steady Wind at Transition Reynolds Number*”, J. Fluid Mech., Vol.9, pp603-612, 1960.
44. Achenbach E., “*Distribution of Local Pressure and Skin Friction Around a Circular Cylinder in Cross-Flow Up to $Re = 5 \times 10^6$* ”, J. Fluid Mech., Vol.34, pp.625-639, 1968.
45. Nishimura, H., Taniike, Y., “*Aerodynamic Characteristics of Fluctuating Forces on a Circular Cylinder*”, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol.89, pp.713-723, 2001.
46. Bertin, J. J. & Smith, M. L., “*Aerodynamics for Engineers*”, Third edition, Prentice-Hall International, 1998.

47. Miao, J. J., Chou, J. H., Cheng, C. M., Chu, C. R., Woo, K. C., Ren, S. K., Chen, Z. L., Hu, C. C. & Chen, J. L., “ *Design Aspects of the ABRI Wind Tunnel* ”, The International Wind Engineering Symposium, Taipei County, Taiwan, 2003.
48. Lessmann, R.C., Hagist, W.M., “*Turbulent Separated and Reattached Flow Over a Curved Surface*”, Journal of Fluids Engineering, Vol.109, pp.403-409, 1987.
49. West, G. S., Aplet, C. J., “Measurements of fluctuating pressures and forces on a circular cylinder in the Reynolds number range 10^4 to 2.5×10^5 ,” Journal of Fluids and Structures, Vol.7, 1993, pp.227-244.

附 圖

圖 1. 流動分離現象示意圖

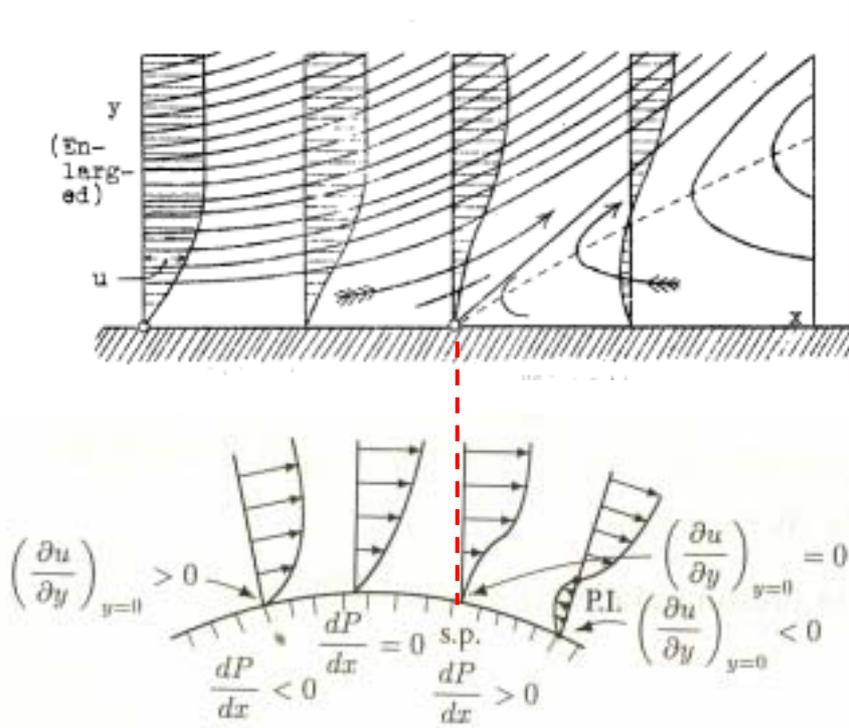


圖 2. 風扇轉速與測試區速度校驗

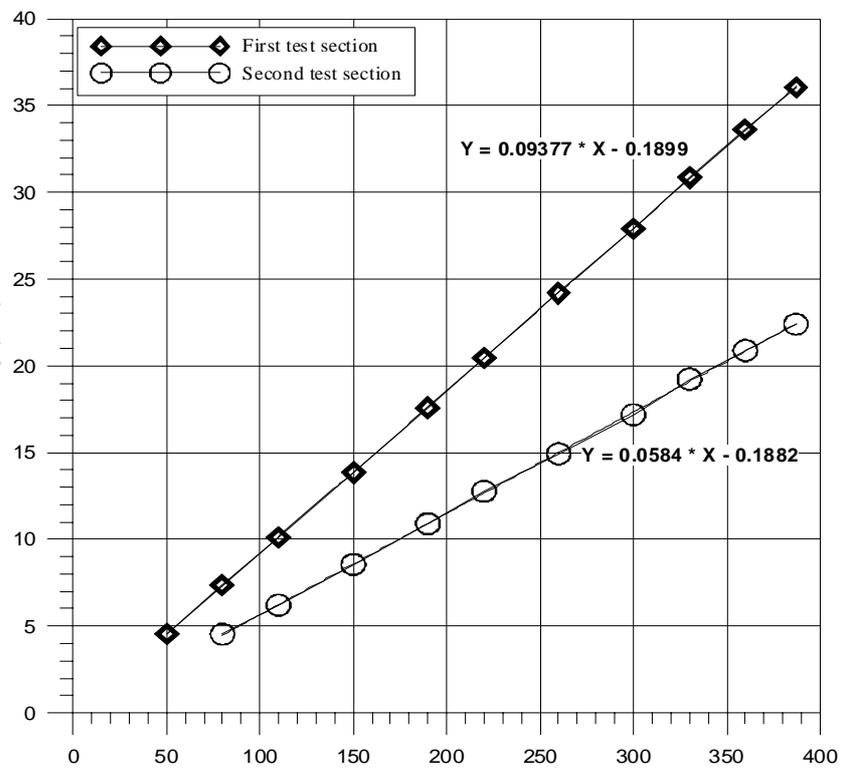


圖 3. 風扇轉速、震動值與變頻器頻率之關係

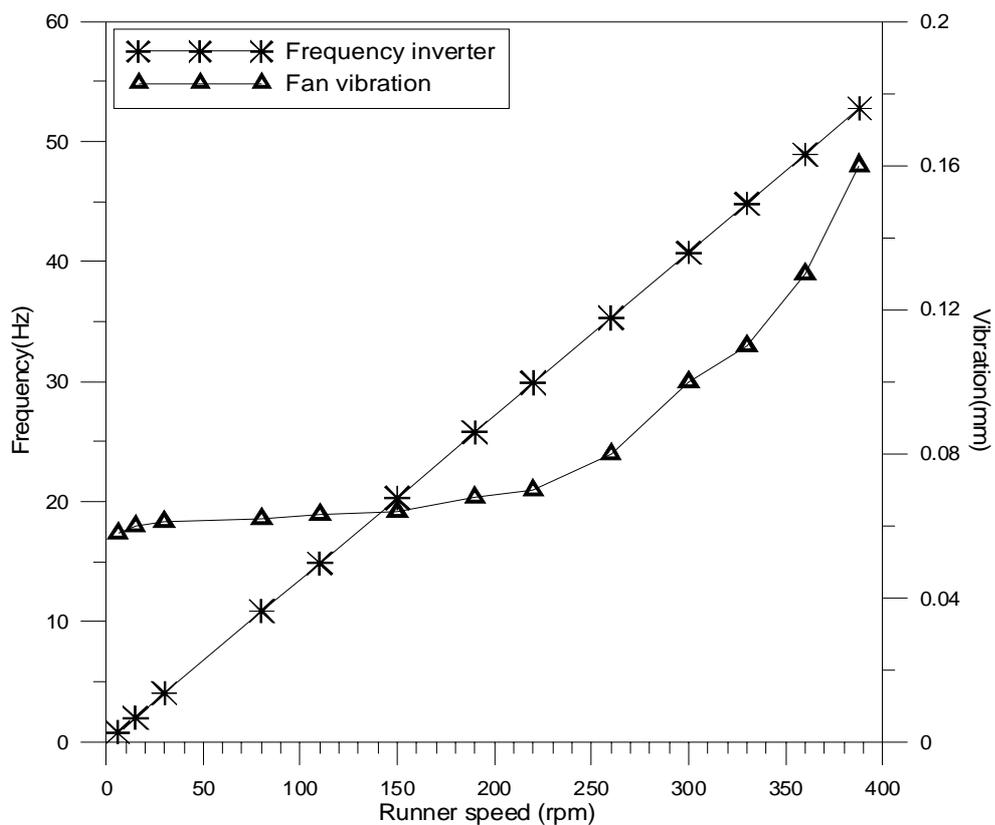


圖 4. 風洞未加裝頂蓋低轉速至高轉速運轉一小時之溫度趨勢

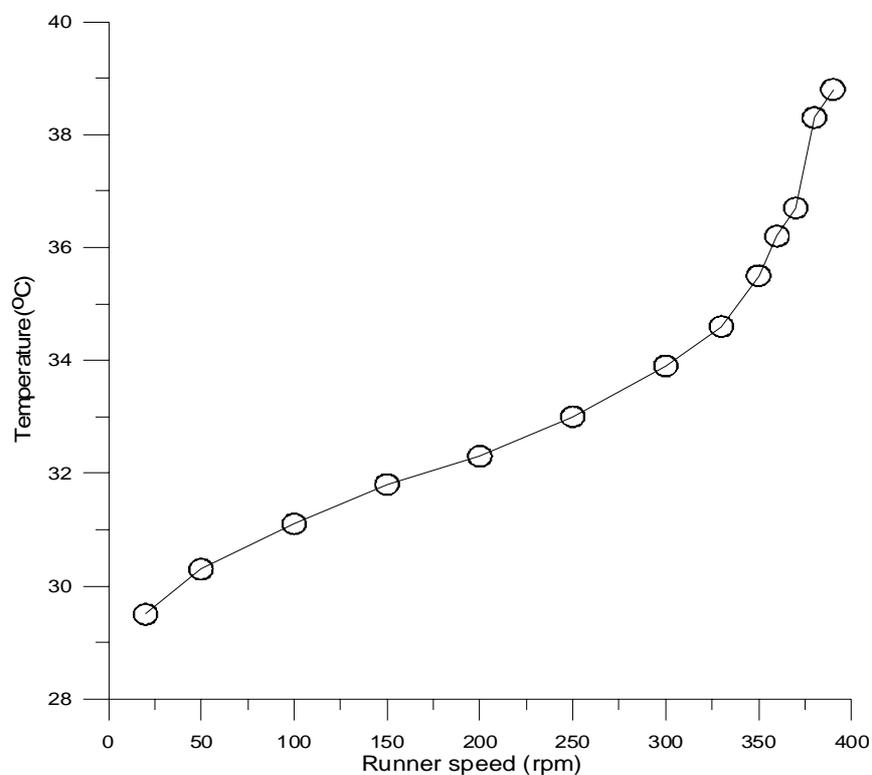


圖 5. 風洞加裝遮陽棚低轉速至高轉速運轉之溫度變化

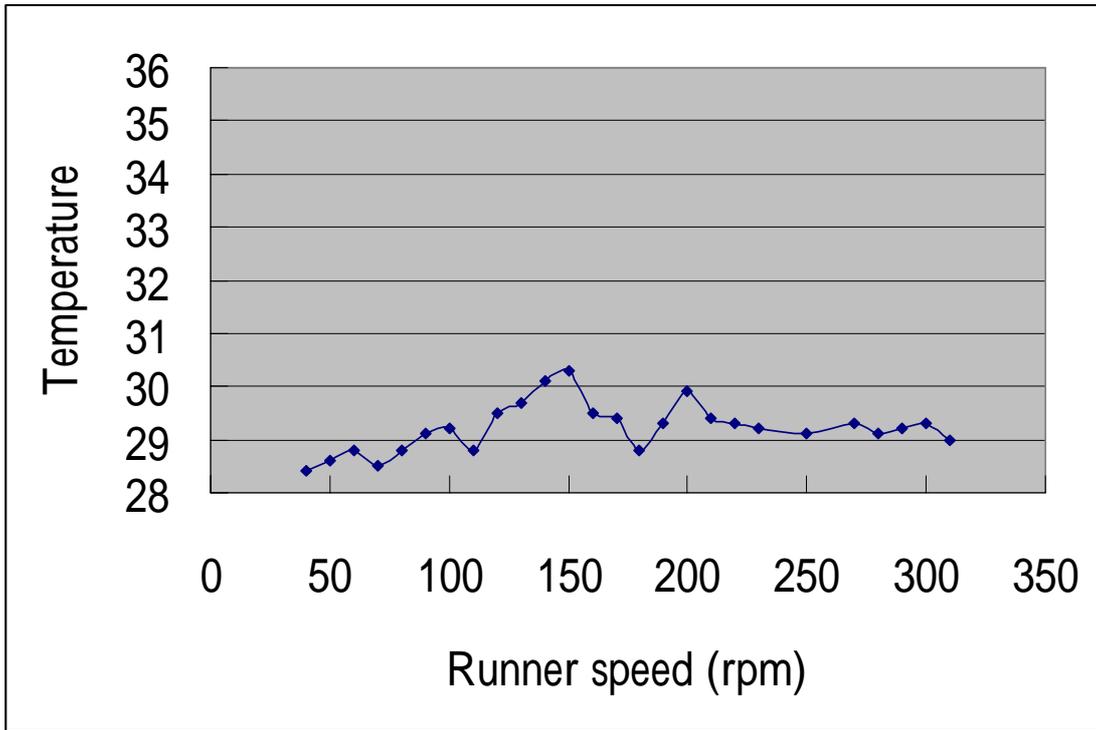


圖 6. 速度 10m/s 時，白天與晚上之溫度變化趨勢

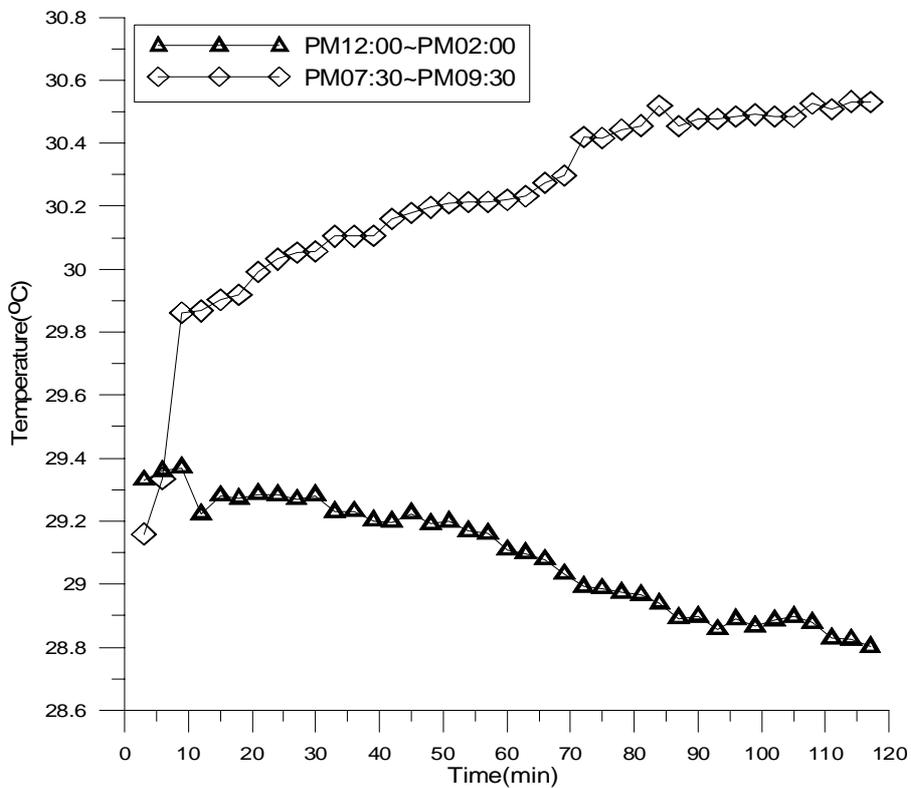


圖 7. 不同流速下溫度之變化趨勢

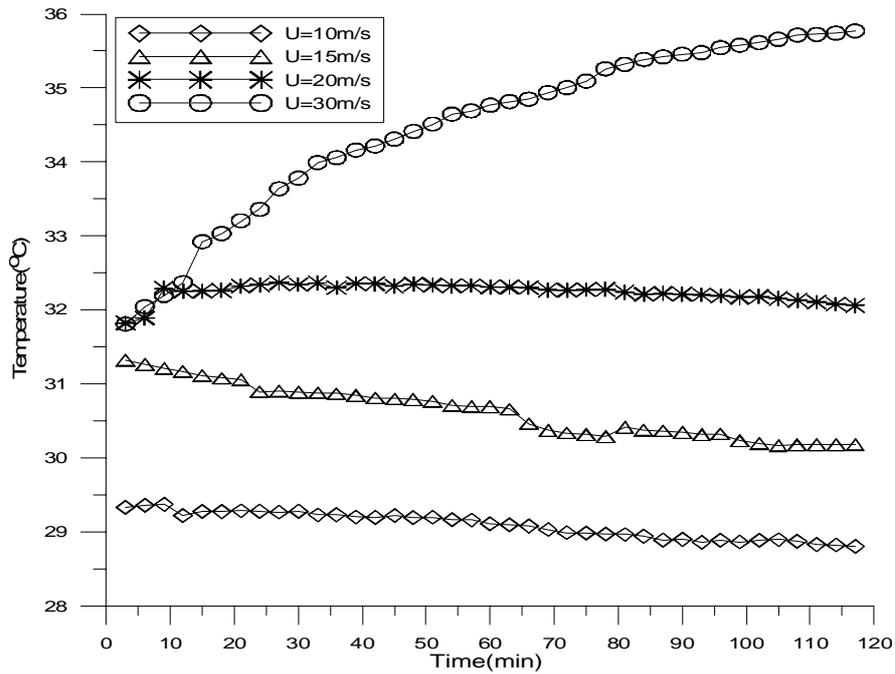


圖 8. 不同流速下速度穩定度測試

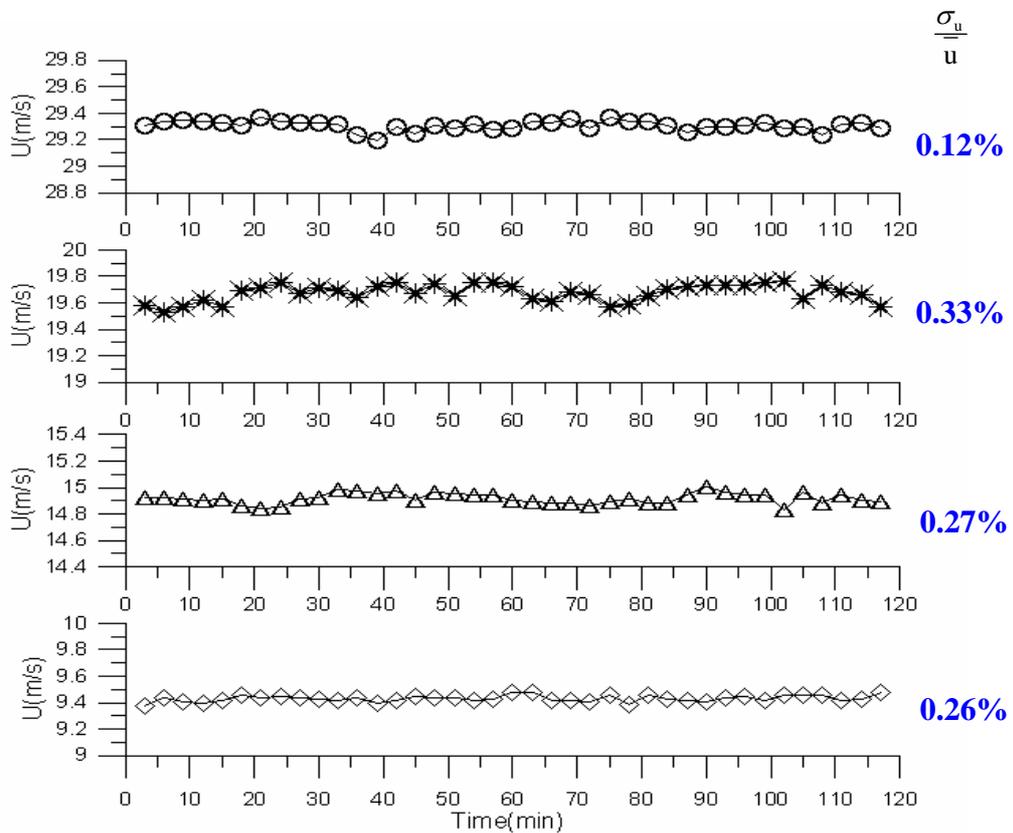


圖 9. 量測速度均勻度示意圖



圖 10.(a) $U=10\text{m/s}$, $X=2\text{m}$ 入口截面速度剖面圖(大型移動機構)

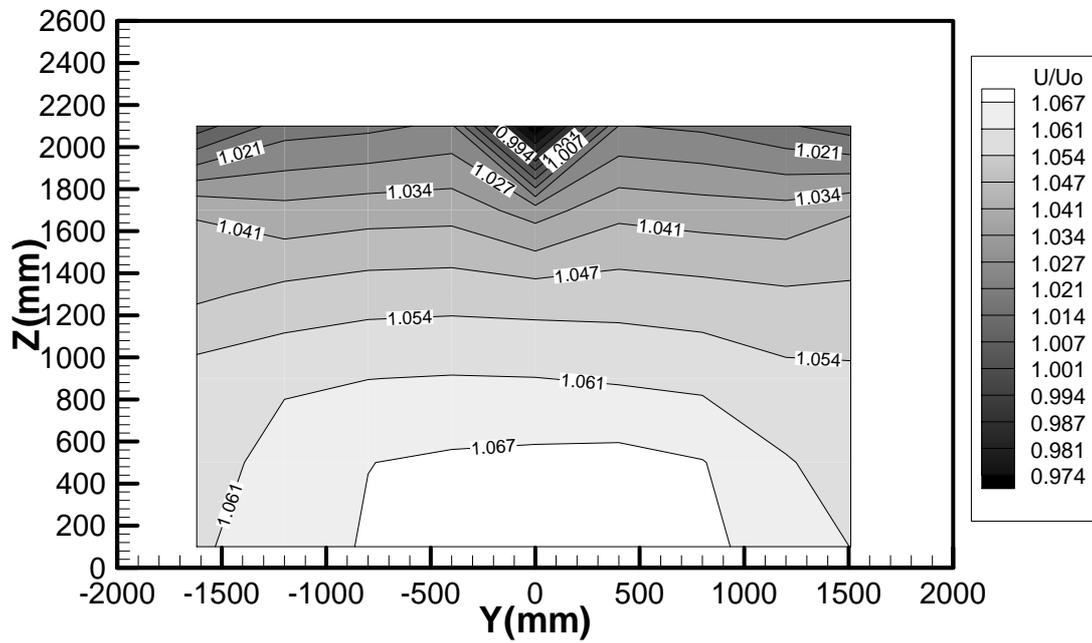


圖 10.(b) $U=10\text{m/s}$, $X=2\text{m}$ 入口截面速度立體圖(大型移動機構)

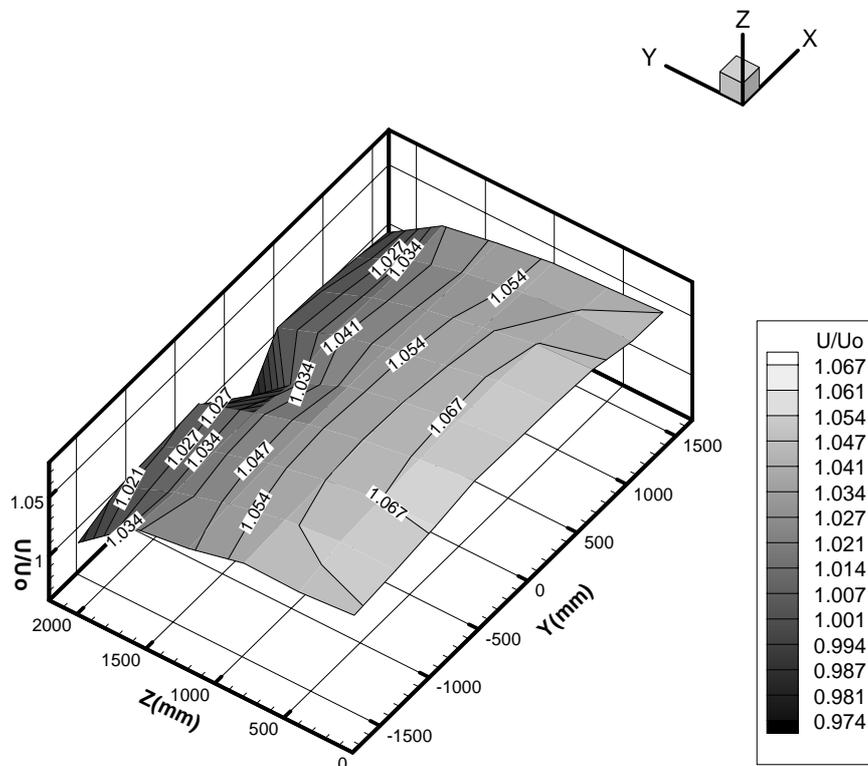


圖 11. (a) $U=10\text{m/s}$, $X=15\text{m}$ 處速度剖面圖(大型移動機構)

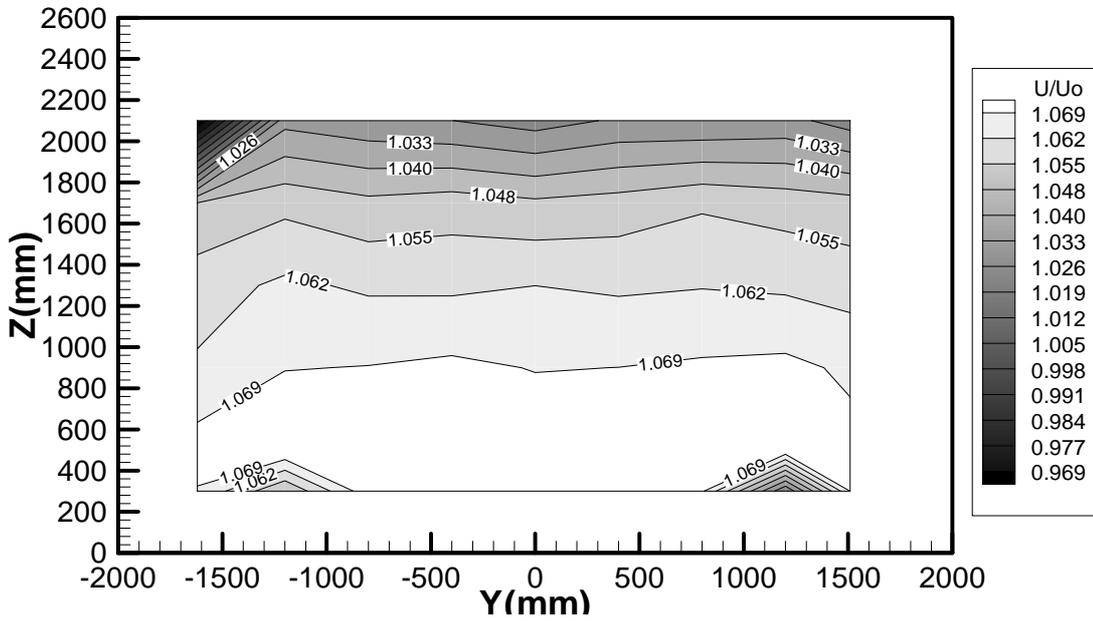


圖 11.(b) $U=10\text{m/s}$, $X=15\text{m}$ 處速度立體圖(大型移動機構)

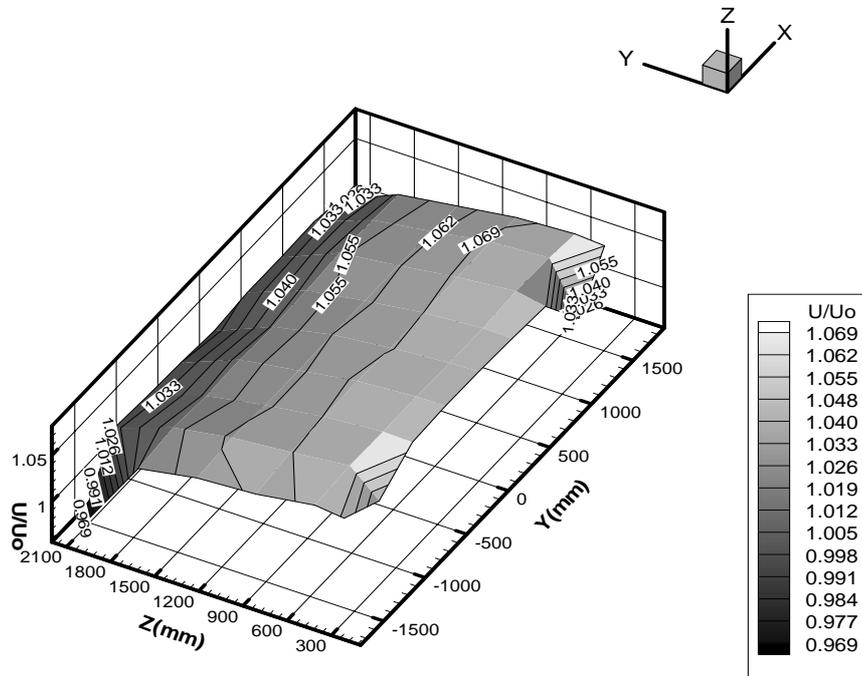


圖 12. 使用單一皮托管比較有無移動機構對流場之影響

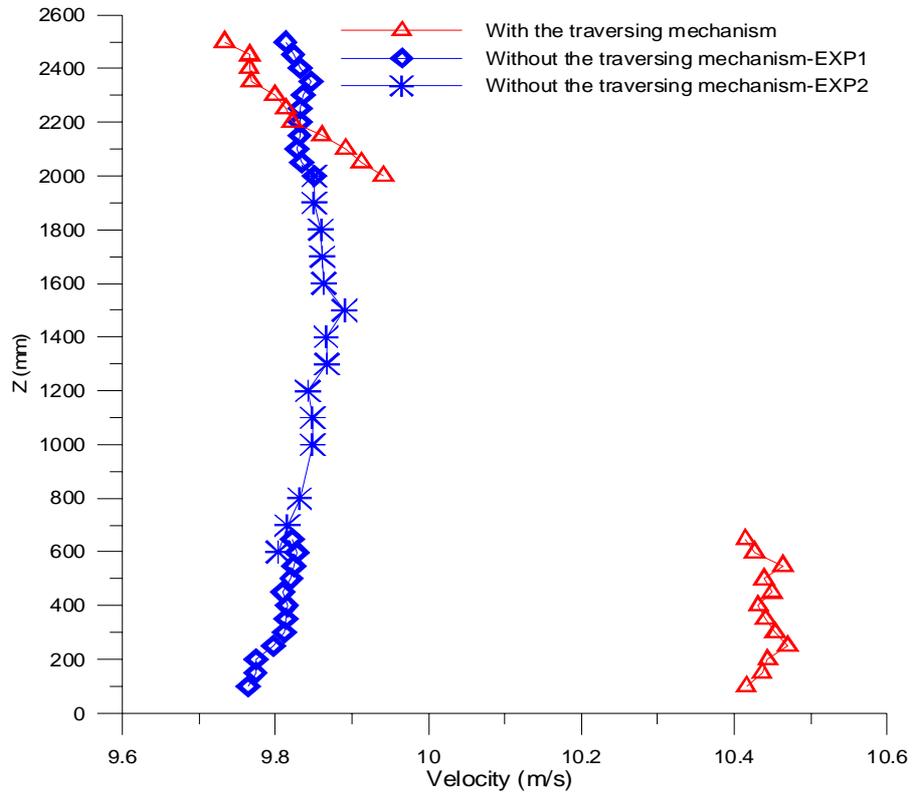


圖 13. 小型移動機構



圖 14. $U=10\text{m/s}$, 入口截面縱向平均風速剖面圖

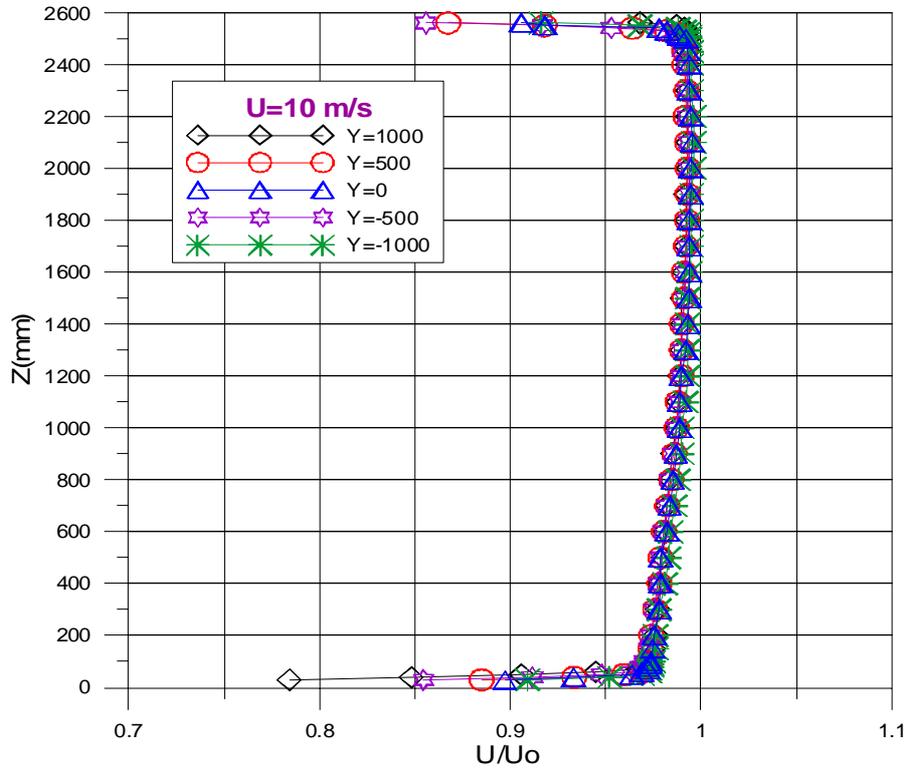


圖 15. $U=20\text{m/s}$, 入口截面縱向平均風速剖面圖

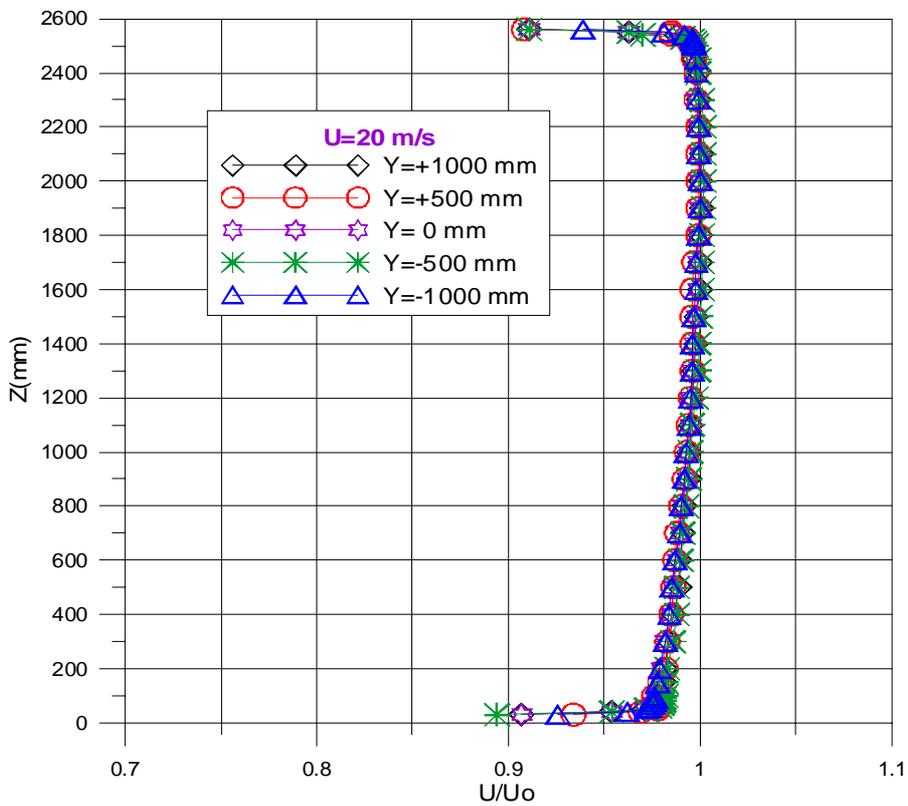


圖 16.(a) $U=10\text{m/s}$, 入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 0.9m)

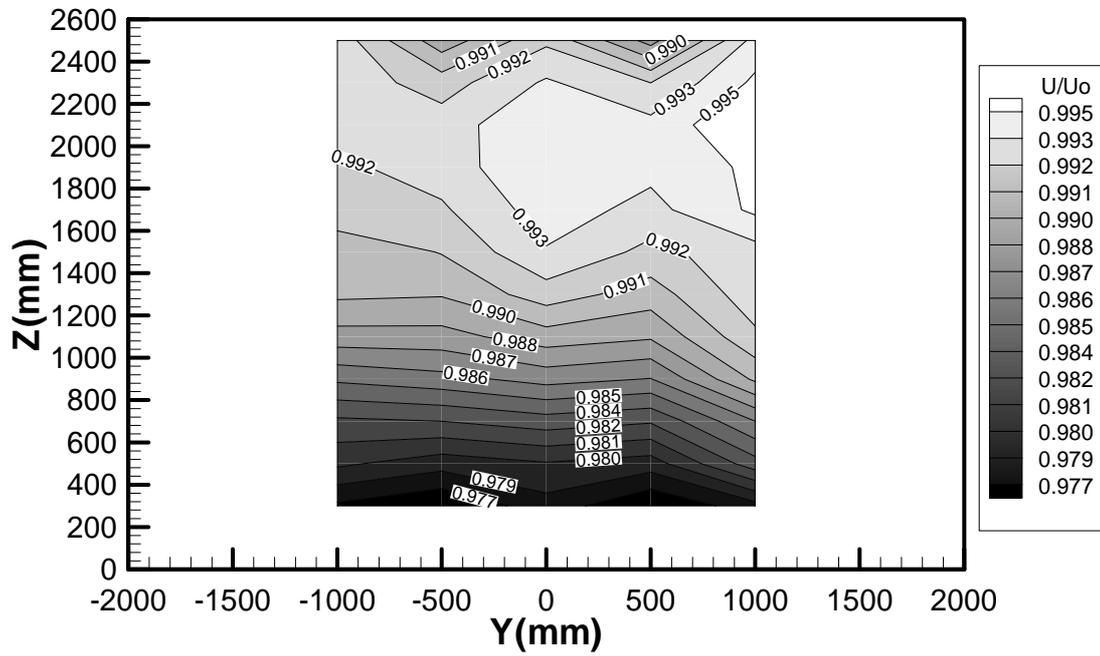


圖 16(b) $U=10\text{m/s}$, 入口截面速度立體圖(小型移動機構伸長 0.9m)

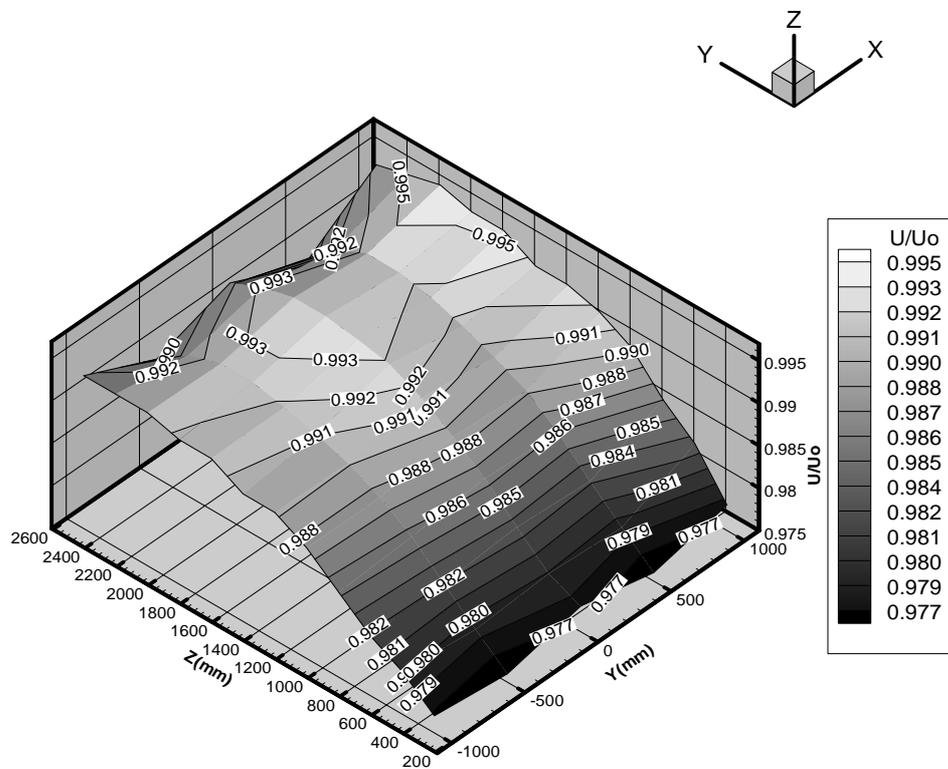


圖 17(a) $U=20\text{m/s}$, 入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 0.9m)

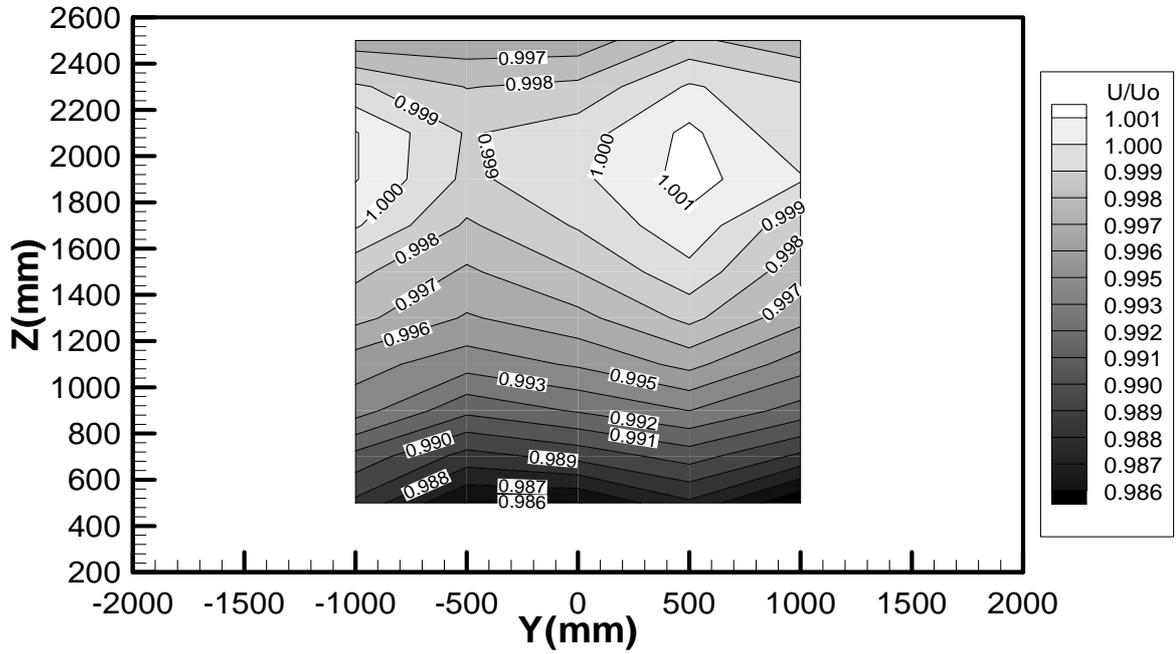


圖 17.(b) $U=20\text{m/s}$, 入口截面速度立體圖(小型移動機構伸長 0.9m)

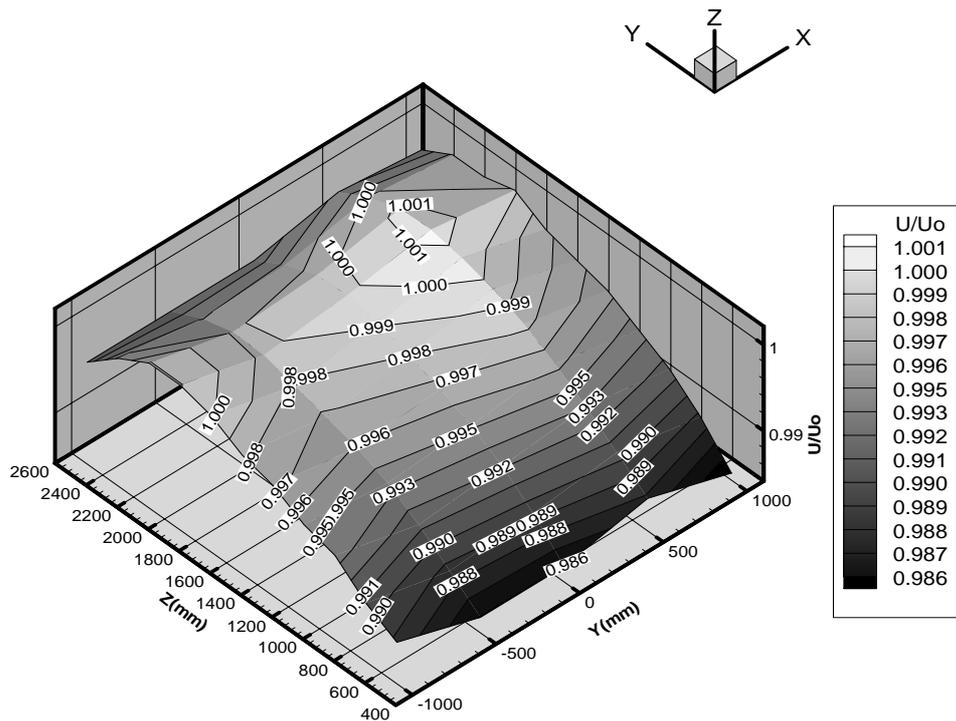


圖 18 小型移動機構干擾效應影響測試

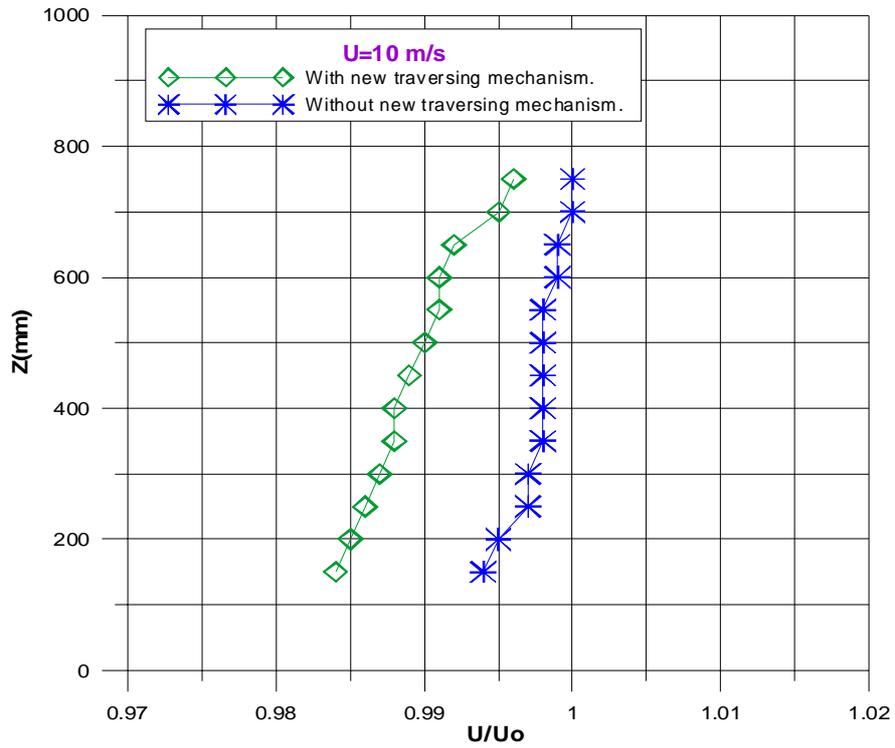


圖 19 小型移動機構隨下游移動之速度變化趨勢

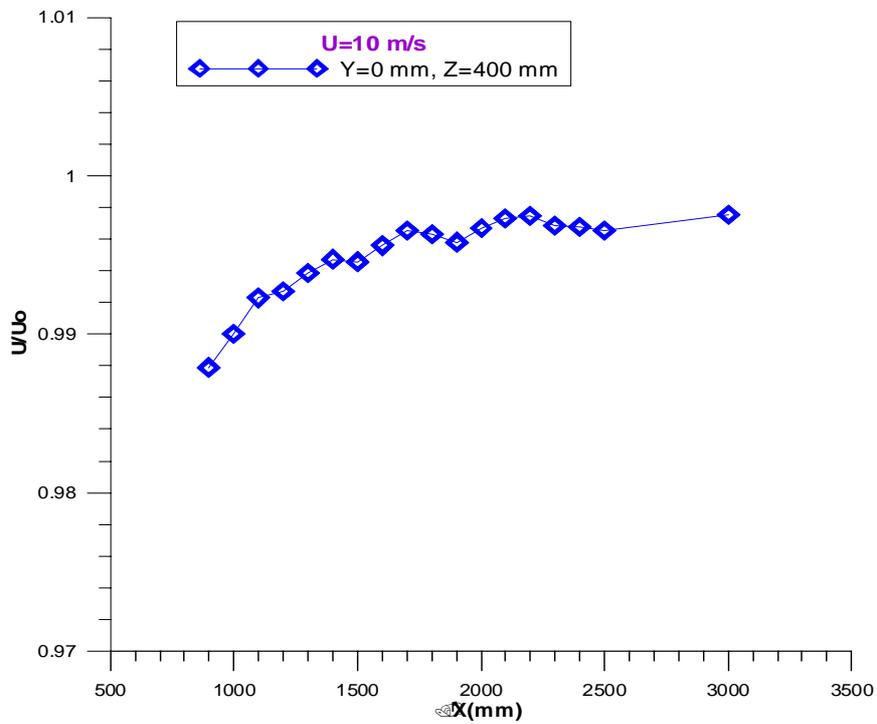


圖 20(a) $U=10\text{m/s}$, 入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 1.6m)

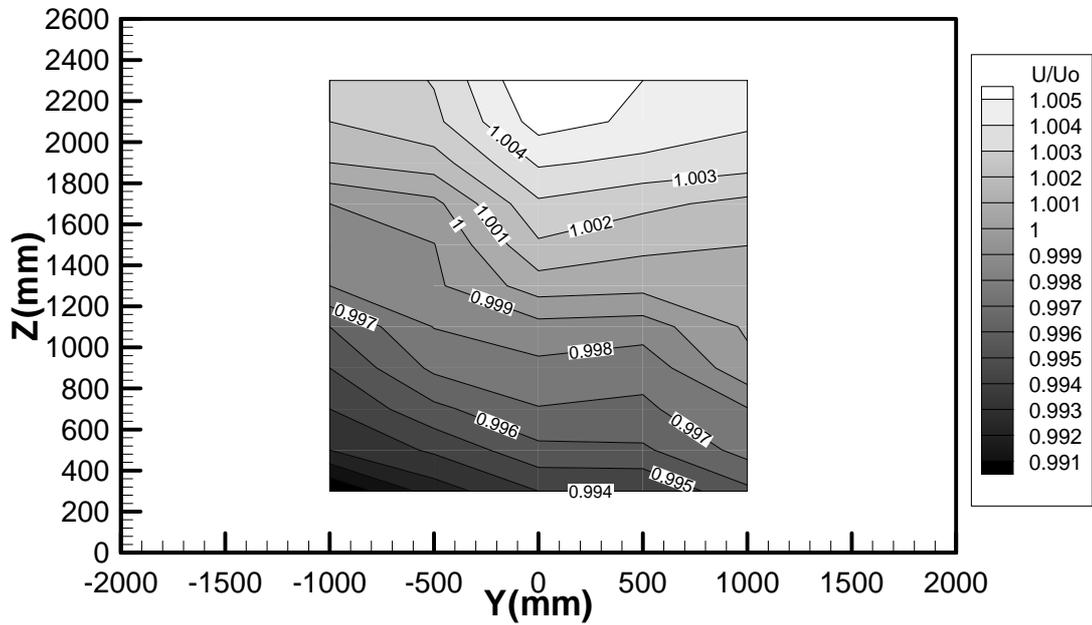


圖 20(b) $U=10\text{m/s}$, 入口截面速度立體圖(小型移動機構伸長 1.6m)

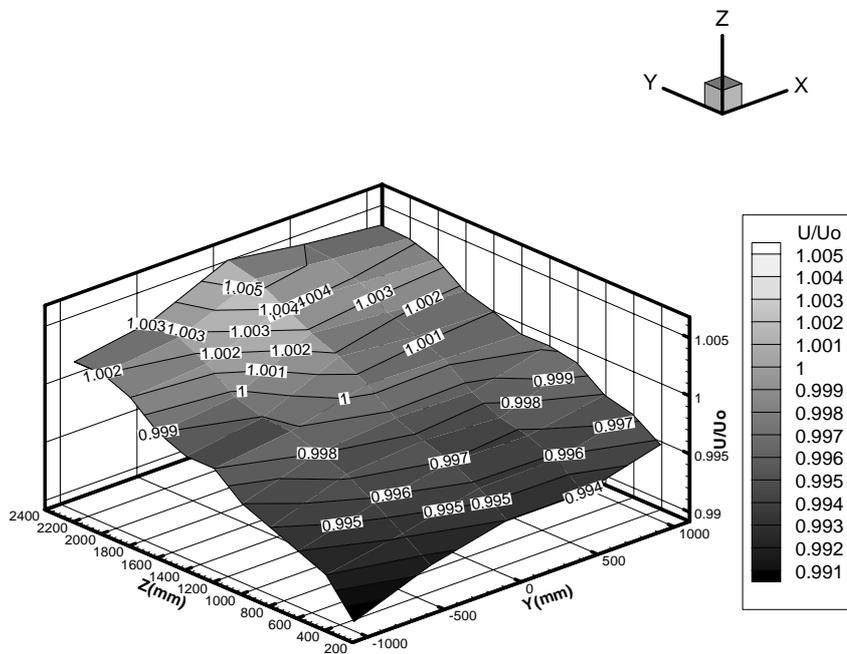


圖 21(a) $U=20\text{m/s}$, 入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 1.6m)

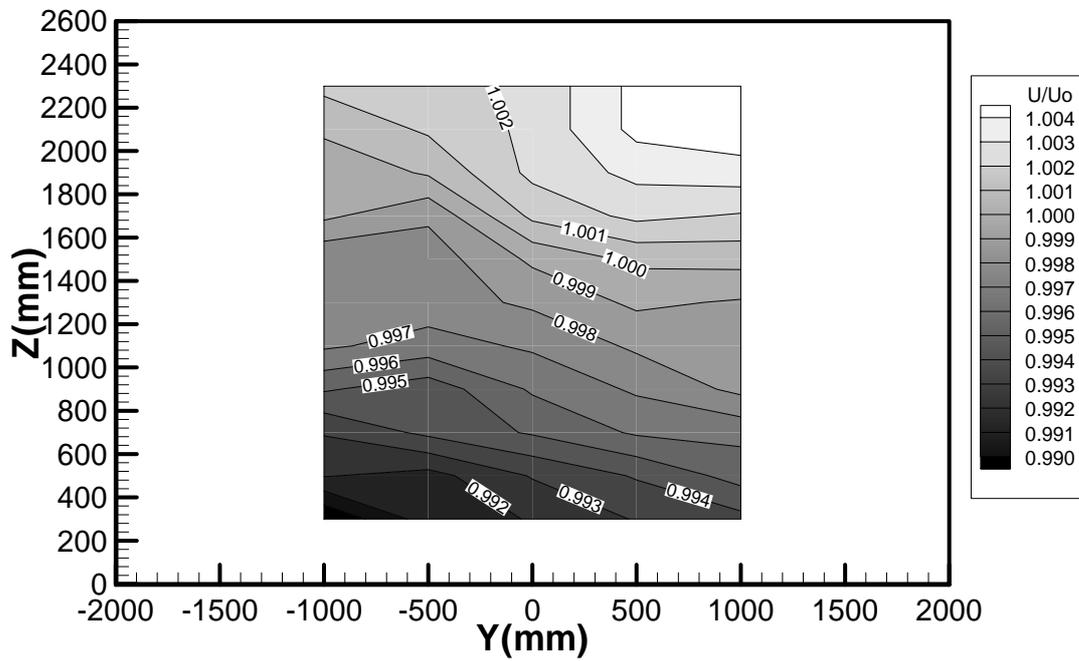


圖 21(b) $U=20\text{m/s}$, 入口截面速度立體圖(小型移動機構伸長 1.6m)

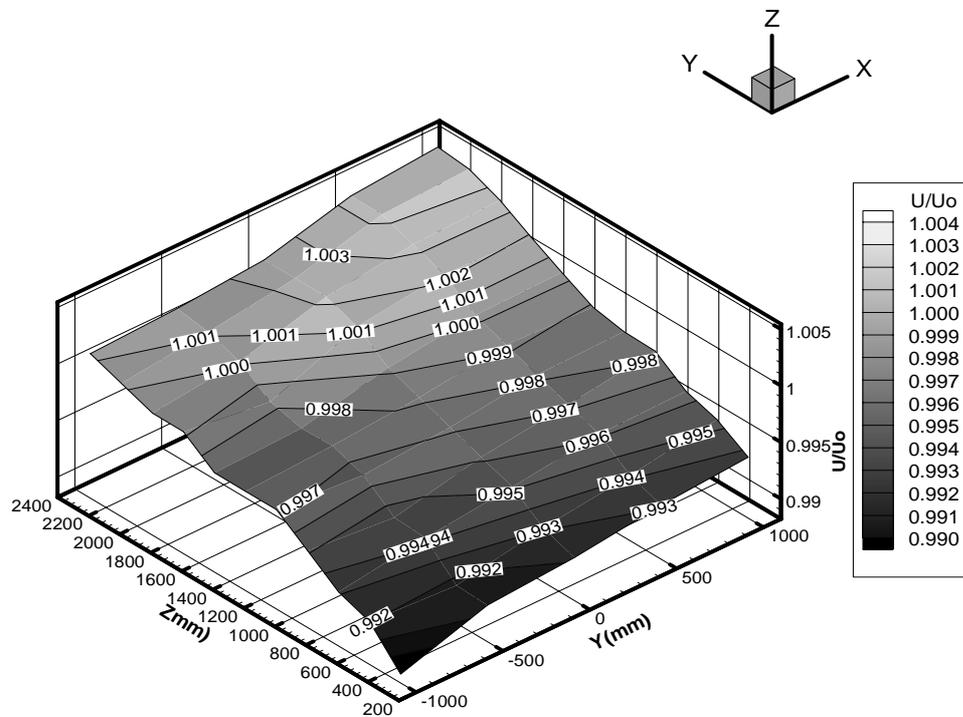


圖 22(a) $U=30\text{m/s}$, 入口截面速度剖面圖(小型移動機構伸長 1.6m)

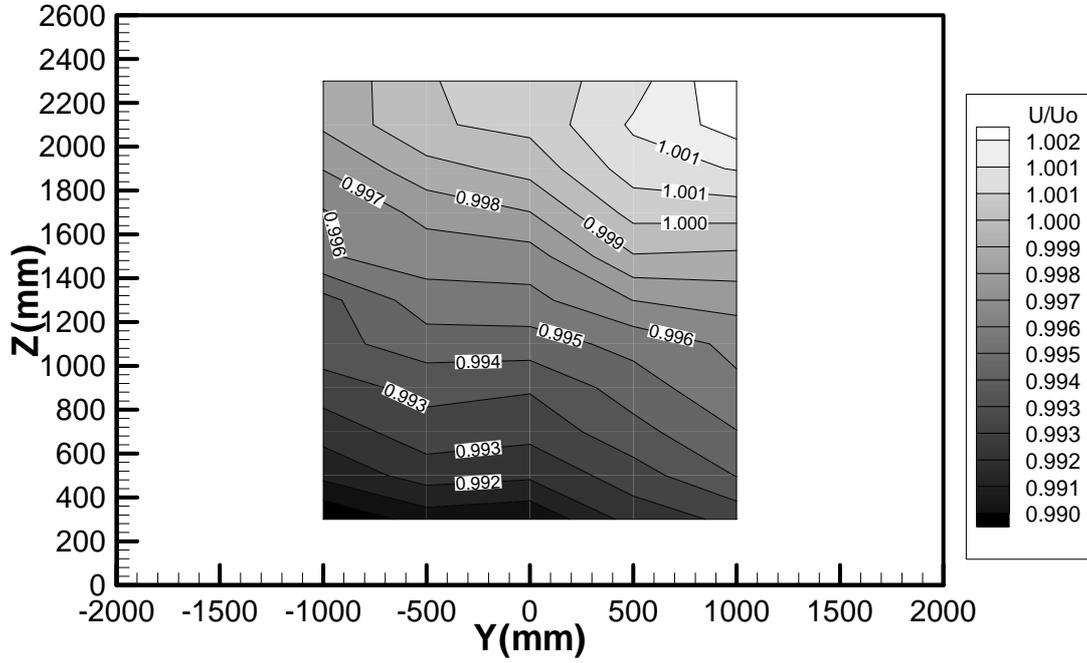


圖 22(b) $U=30\text{m/s}$, 入口截面速度立體圖(小型移動機構伸長 1.6m)

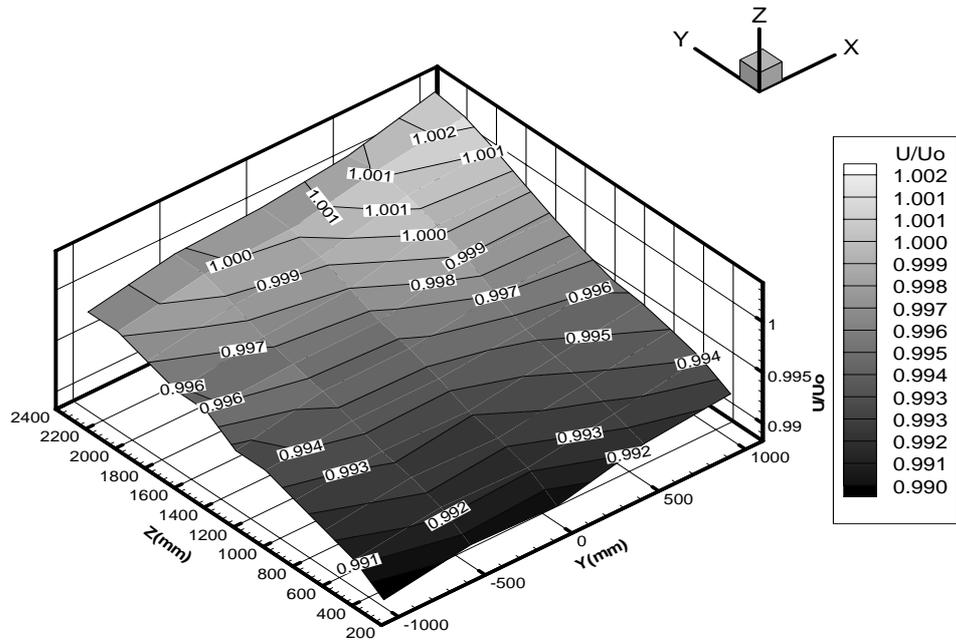


圖 23. 入口截面與 X=15m 中心位置之速度縱向分佈圖

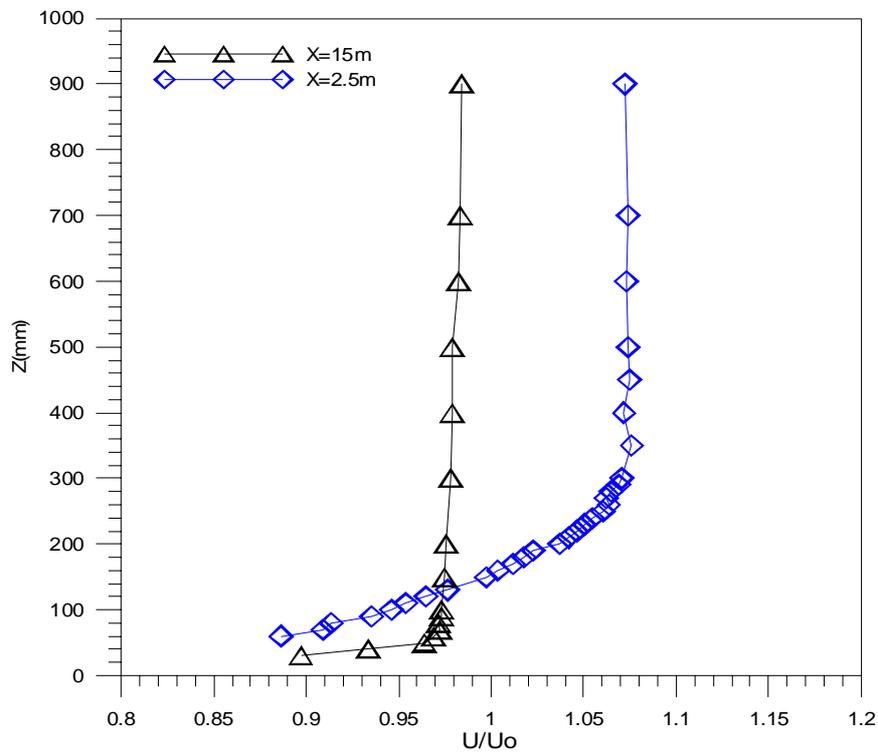


圖 24. 入口截面中心位置(Y=0)之紊流強度縱向分佈圖

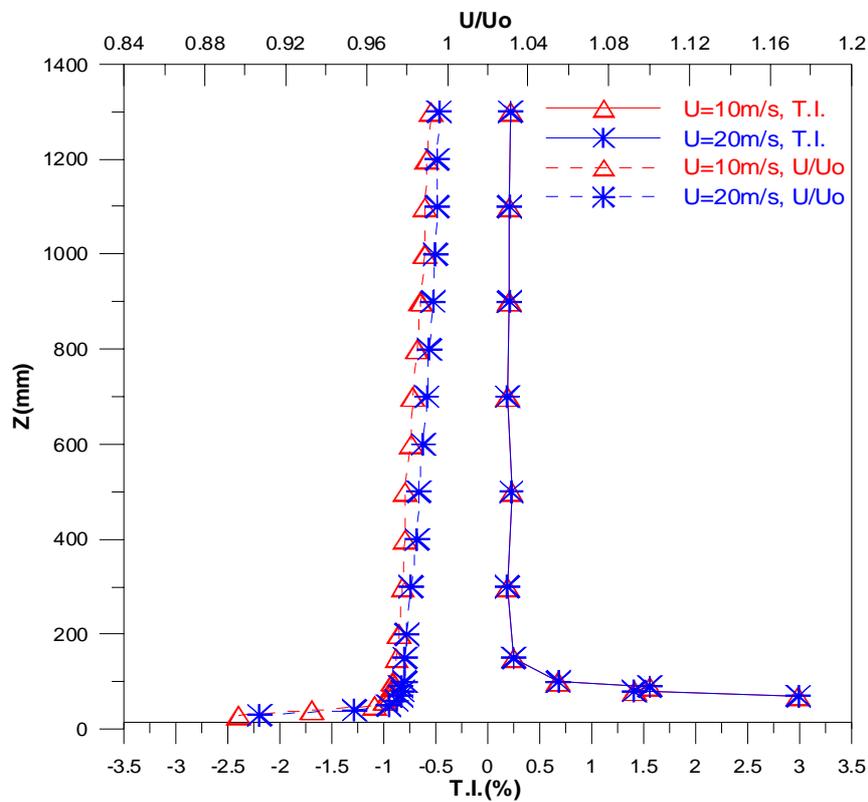


圖 25. 下游 25.5m 處紊流強度剖面圖

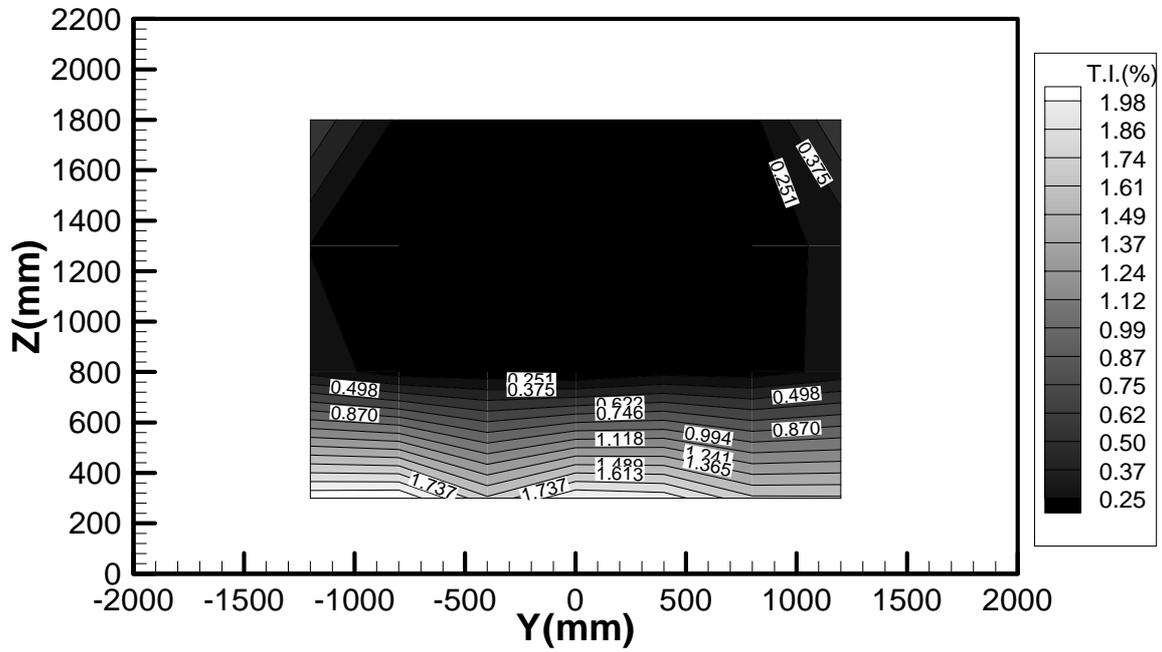


圖 26 軸向紊流強度及速度分佈圖

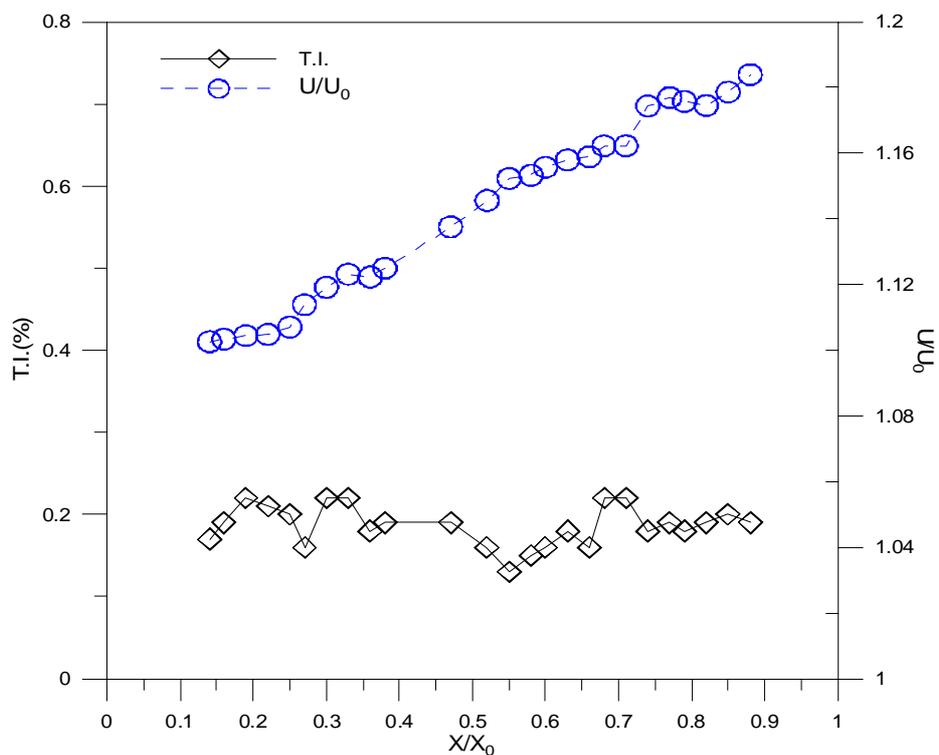


圖 27 三孔壓力探針示意圖

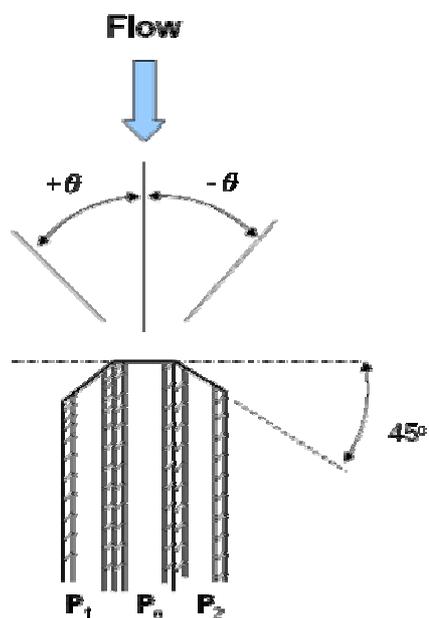


圖 28. 速度 10m/s 時三孔壓力管校驗參數

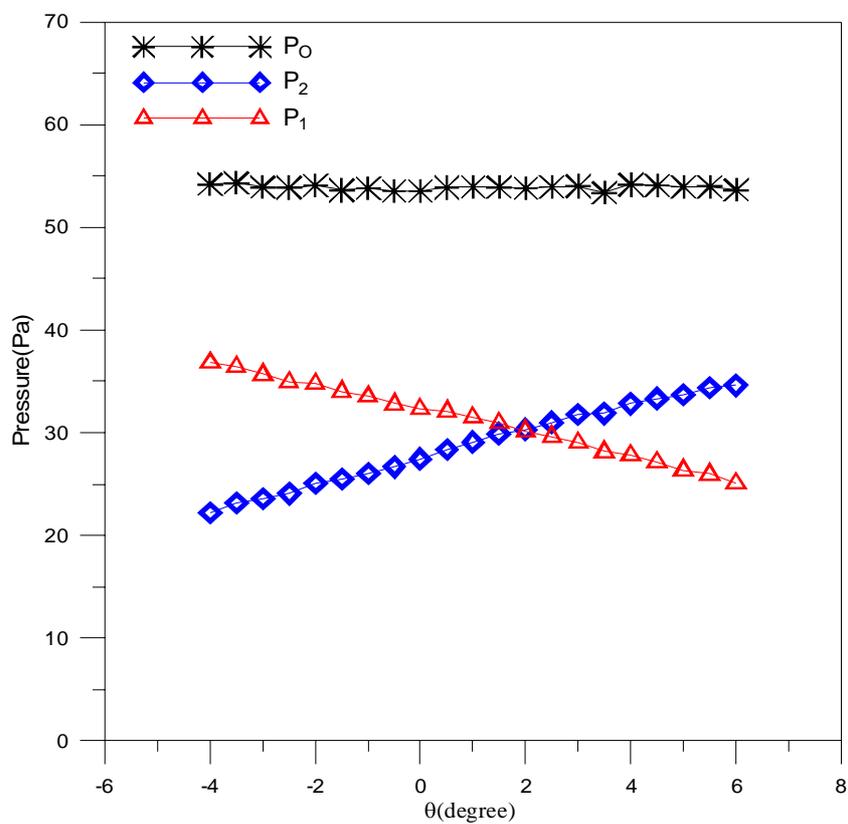


圖 29. 速度 20m/s 時三孔壓力管校驗參數

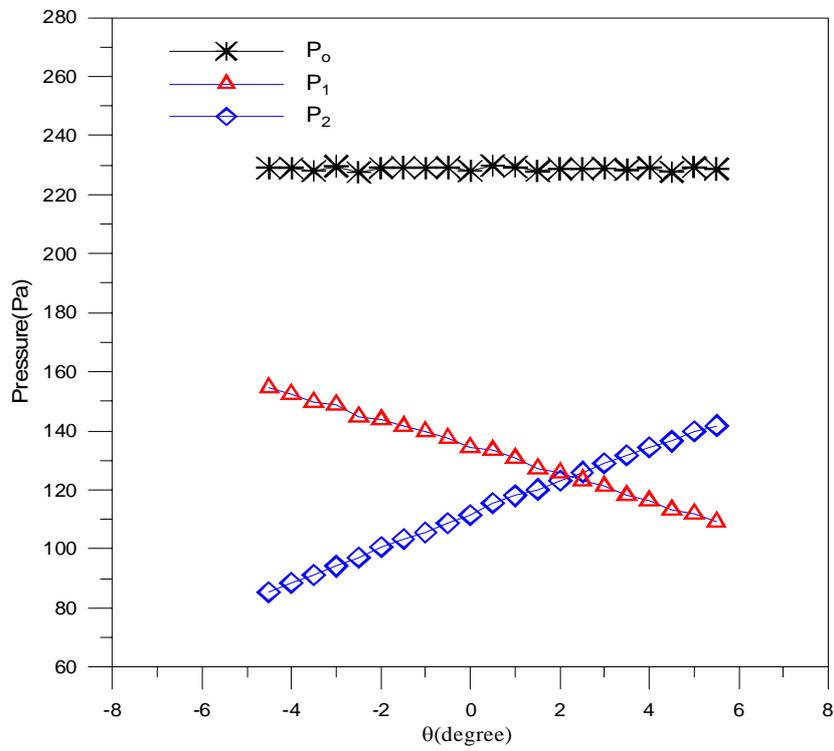


圖 30. 壓力參數 $\frac{P_1-P_2}{(P_0-P_1)+(P_0-P_2)}$ 與偏向角之關係

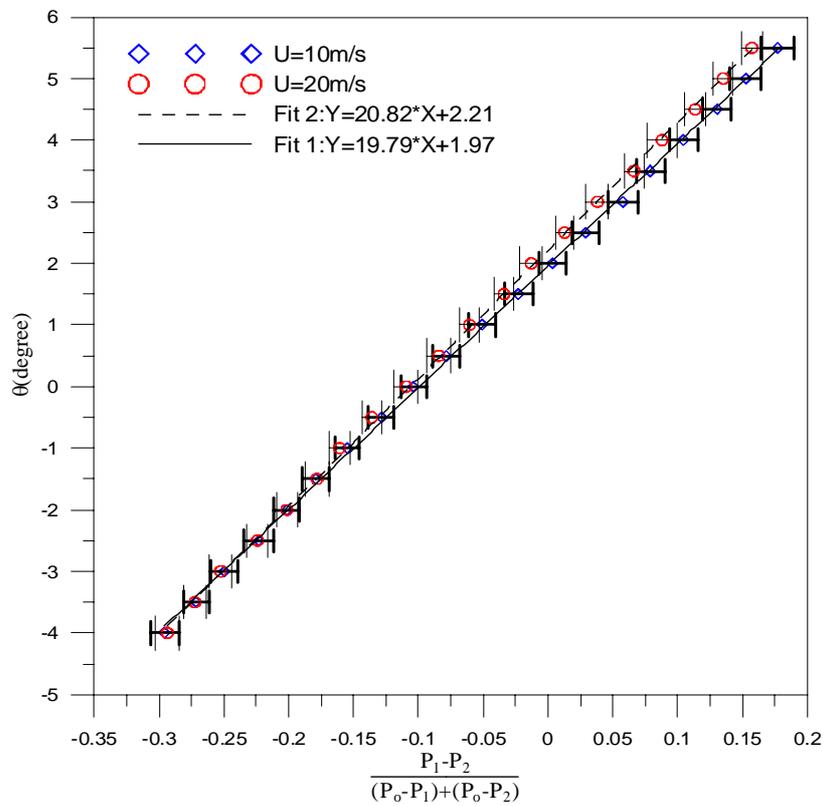


圖 31. 速度 10m/s 時 β 角(Yaw angle)之等高線圖

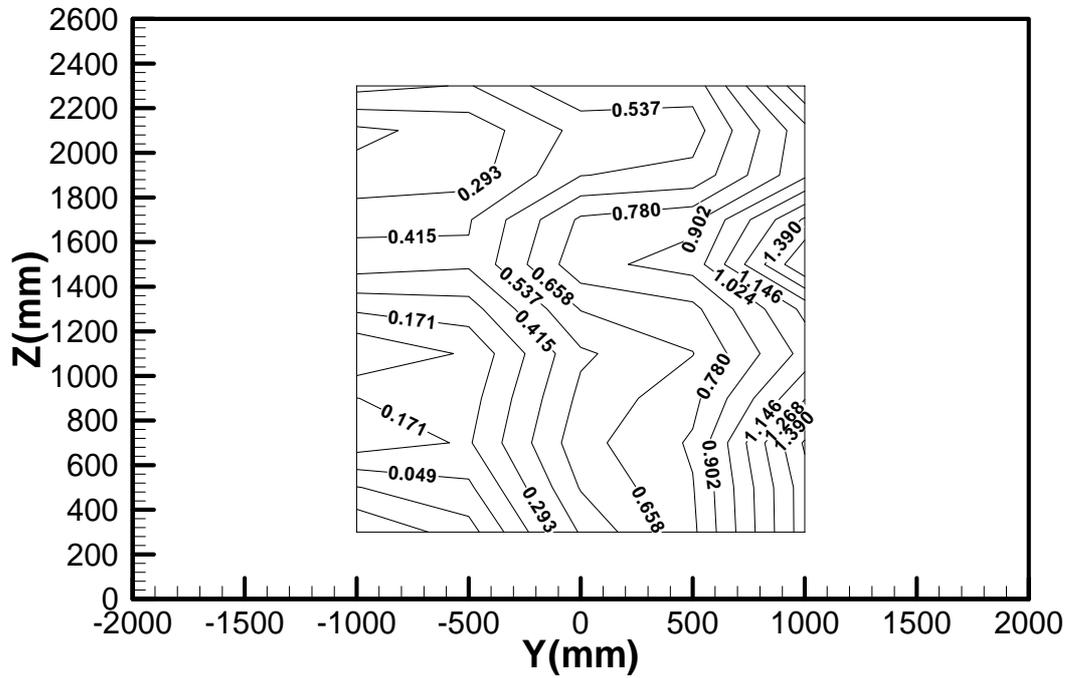


圖 32 速度 10m/s 時 α 角(Pitch angle)之等高線圖

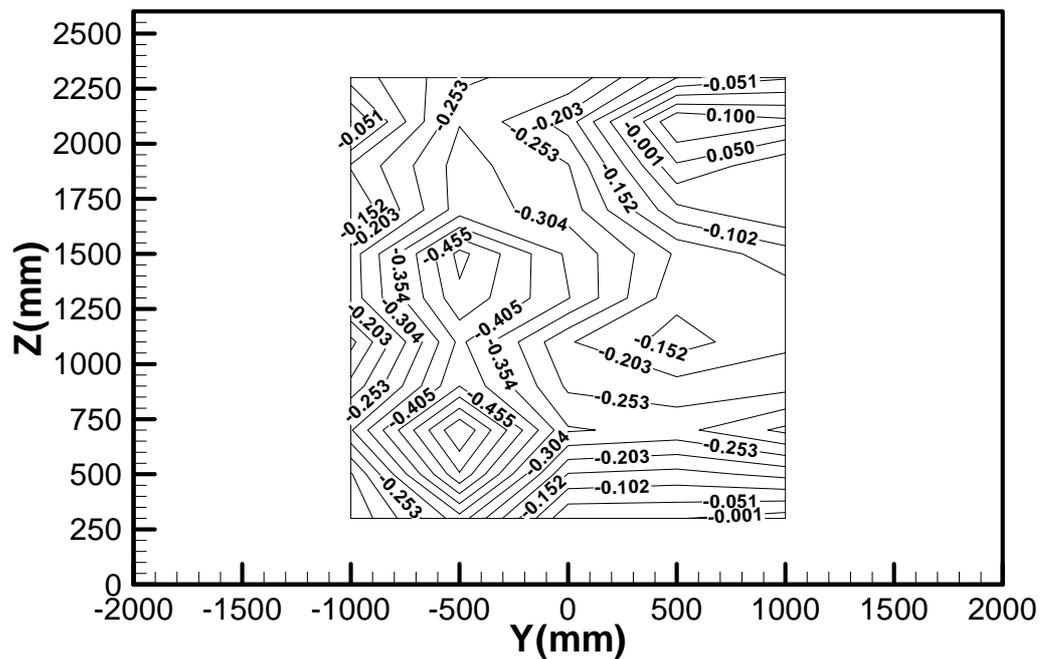


圖 33 速度 10m/s 時偏向角分佈圖

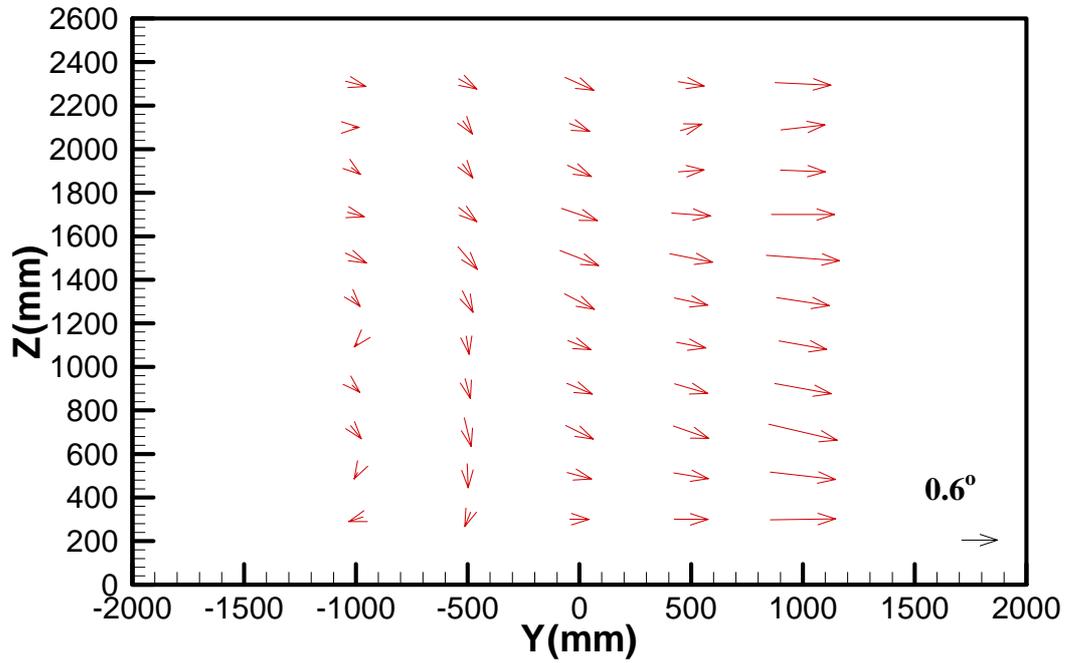


圖 34 座標修正後速度 10m/s 之偏向角分佈圖

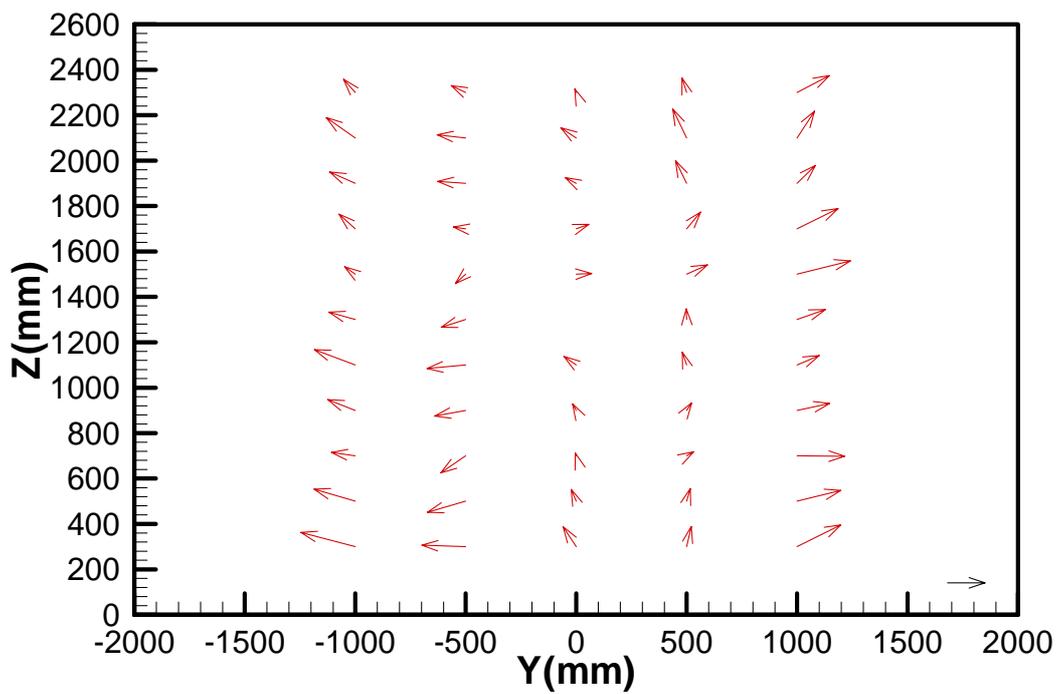


圖 35 速度 20m/s 時 β 角(Yaw angle)之等高線圖

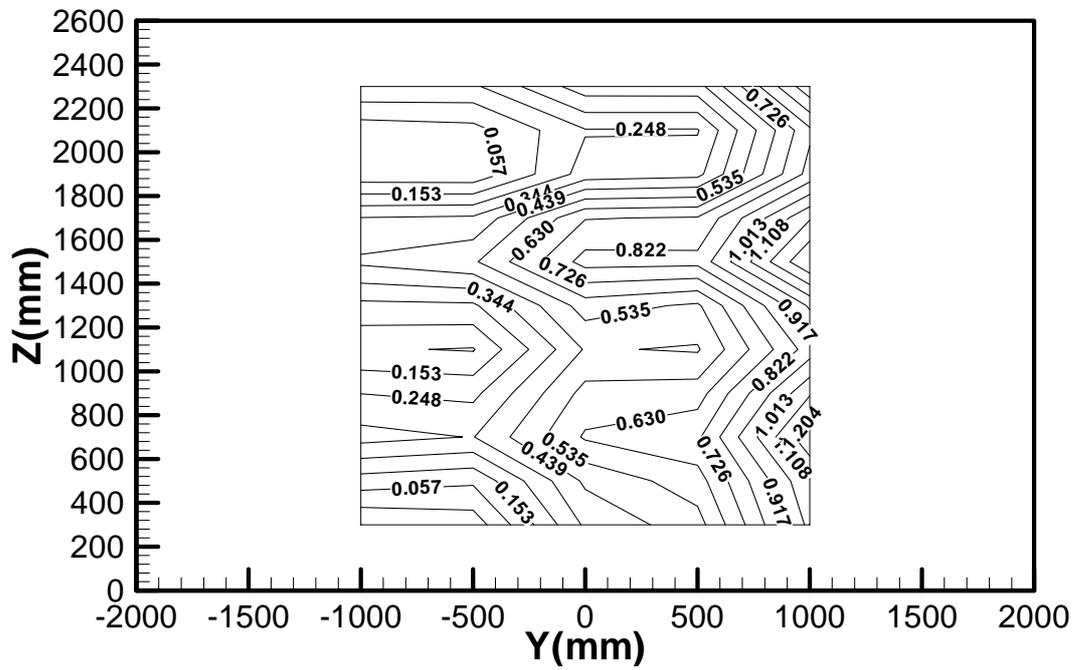


圖 36. 速度 20m/s 時 α 角(Pitch angle)之等高線圖

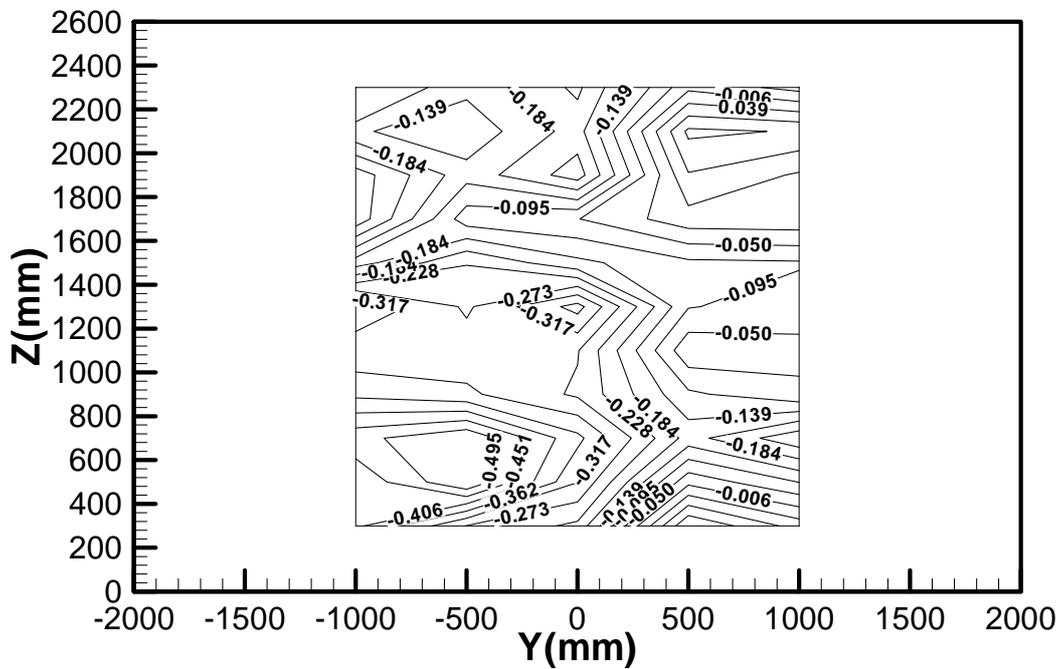


圖 37. 速度 20m/s 時偏向角分佈圖

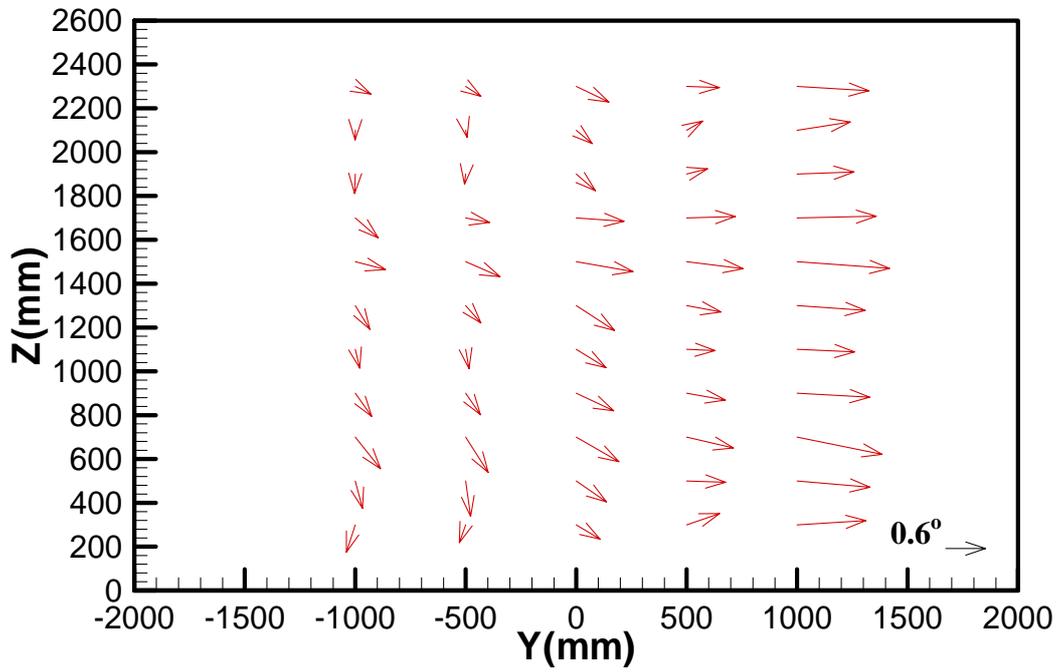


圖 38 座標修正後速度 20m/s 之偏向角分佈圖

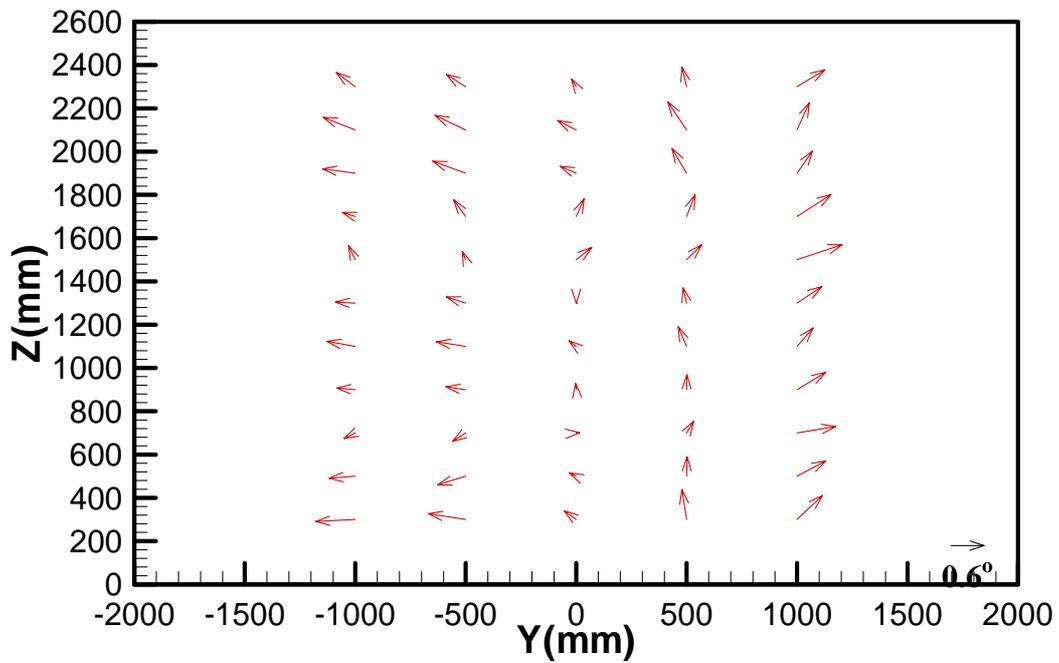


圖 39 不同轉速下風扇之靜、全壓升

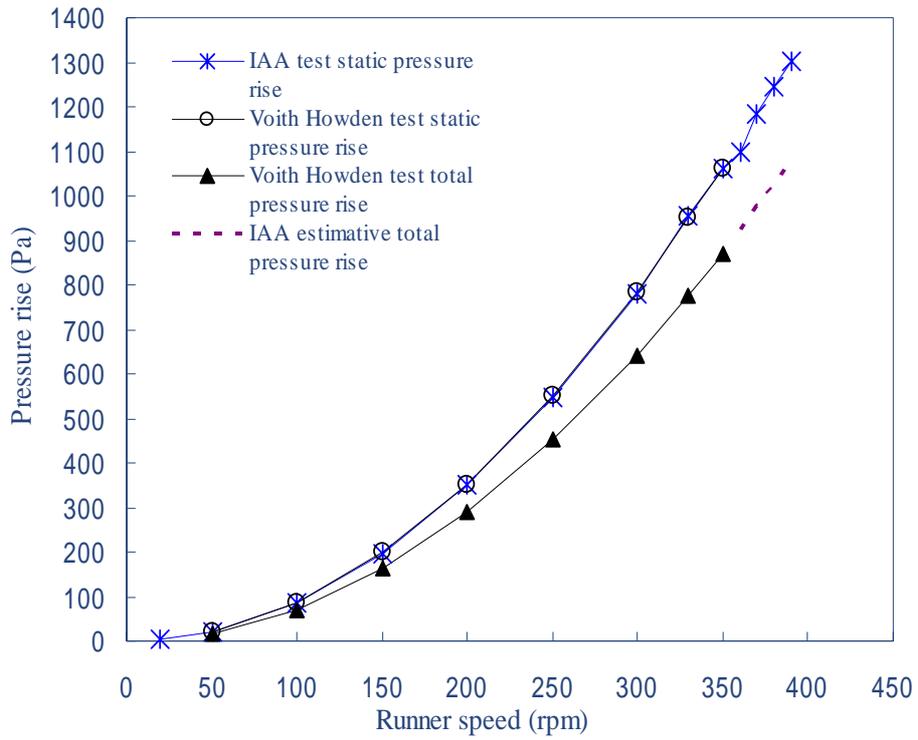


圖 40 豪頓公司與航太所研究團隊所測得之 energy ratio

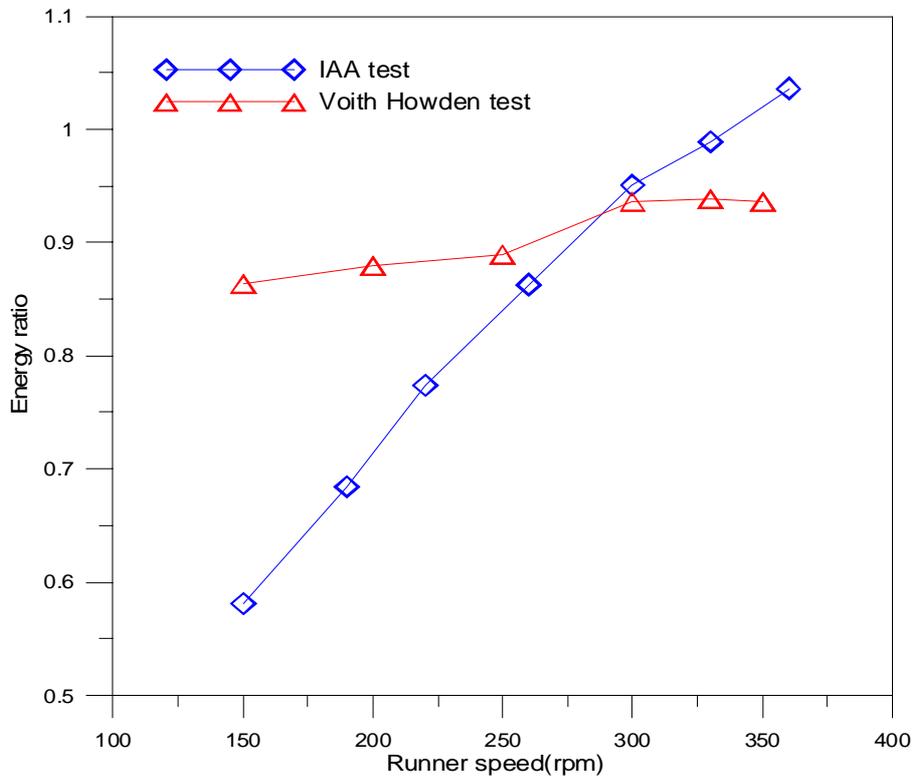


圖 41 圓柱之升力發生機制示意圖

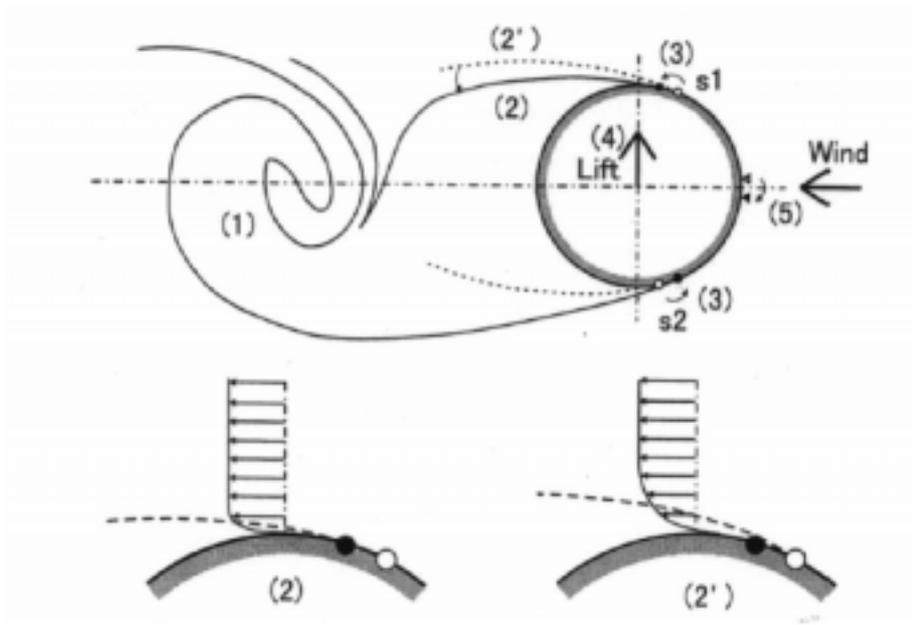


圖 42 壓克力圓柱模型實體圖(直徑 300mm、全長 2550mm)



圖 43 不銹鋼圓柱模型實體圖(直徑 320mm、全長 2550mm)



圖 44 基部壓力係數隨雷諾數之變化

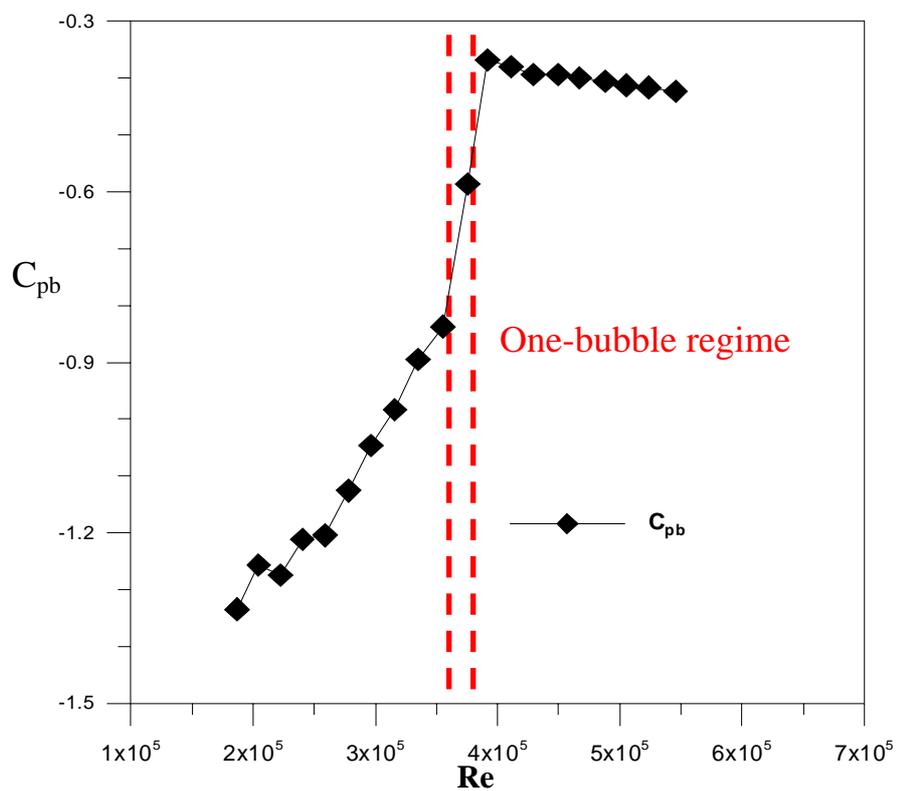


圖 45 二維圓柱實驗示意圖

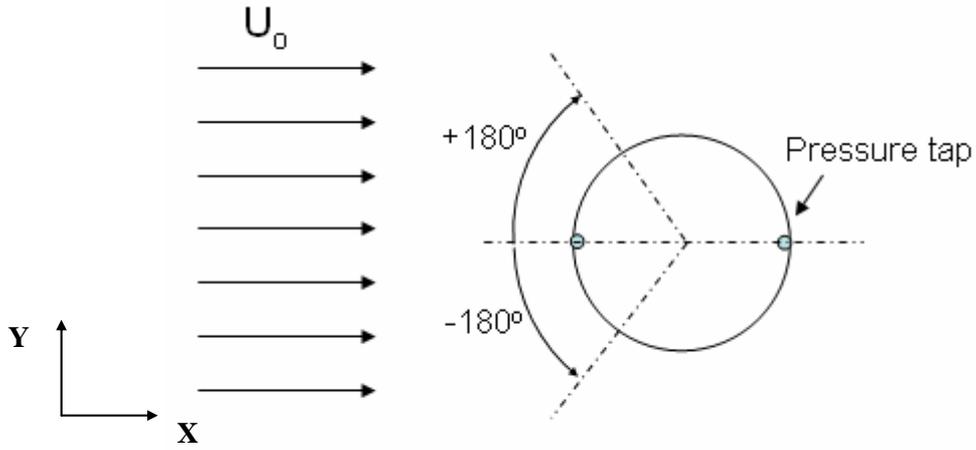


圖 46 圓柱表面平均壓力係數隨角度之變化

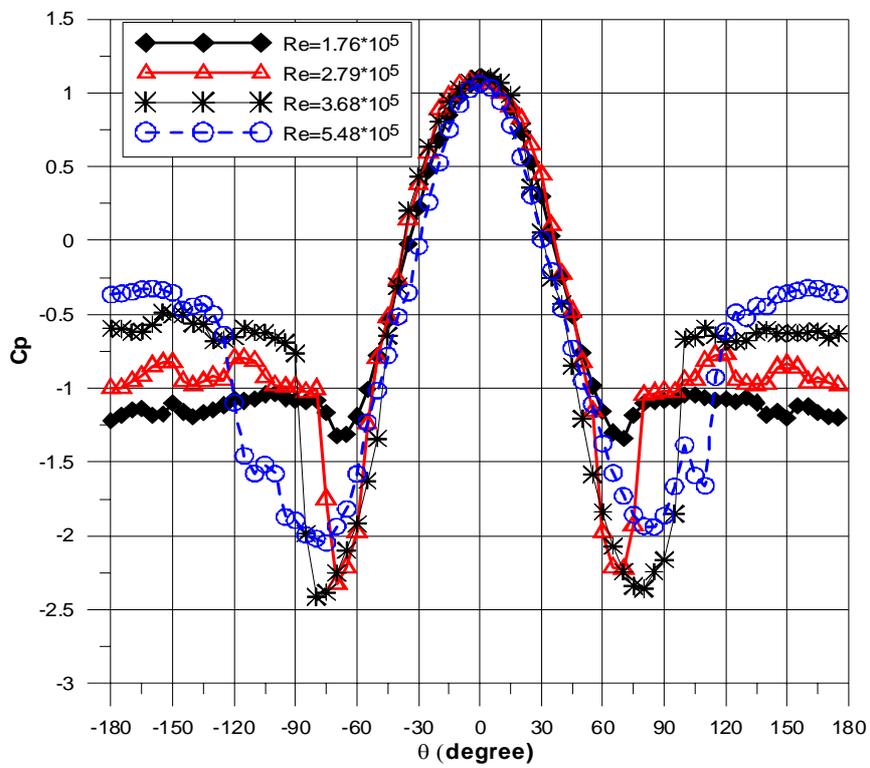


圖 47.圓柱表面壓力係數之水平分量隨角度變化

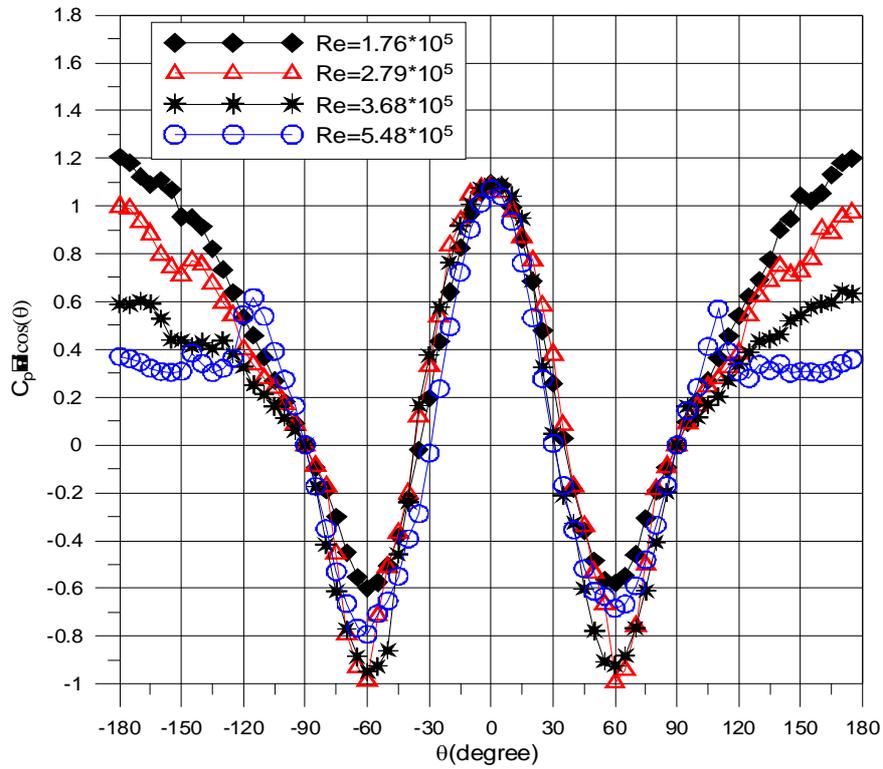


圖 48. 四組雷諾數下阻力係數 C_D 與基部壓力 C_{pb} 之關係

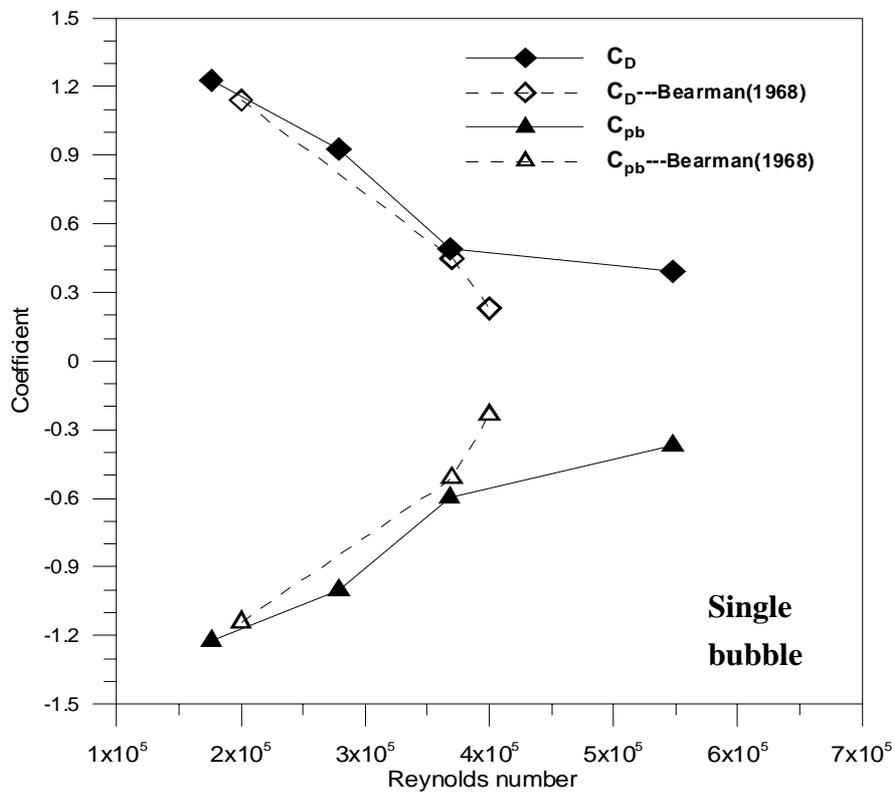


圖 49 圓柱表面平均壓力係數 C_p 隨角度之變化

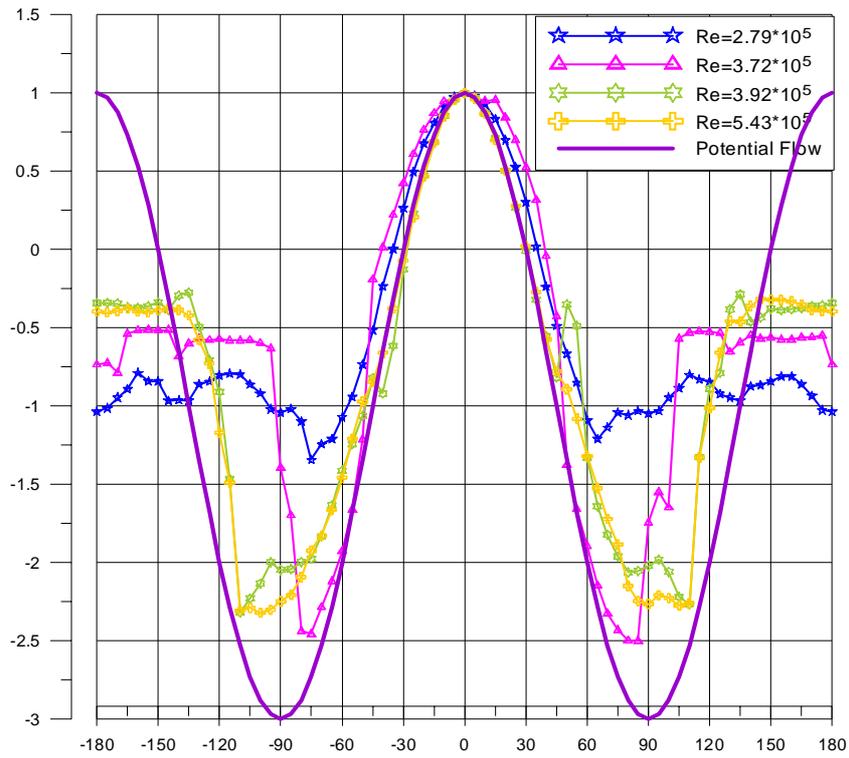


圖 50 圓柱表面平均壓力係數 $(1-C_p)$ 隨角度之變化

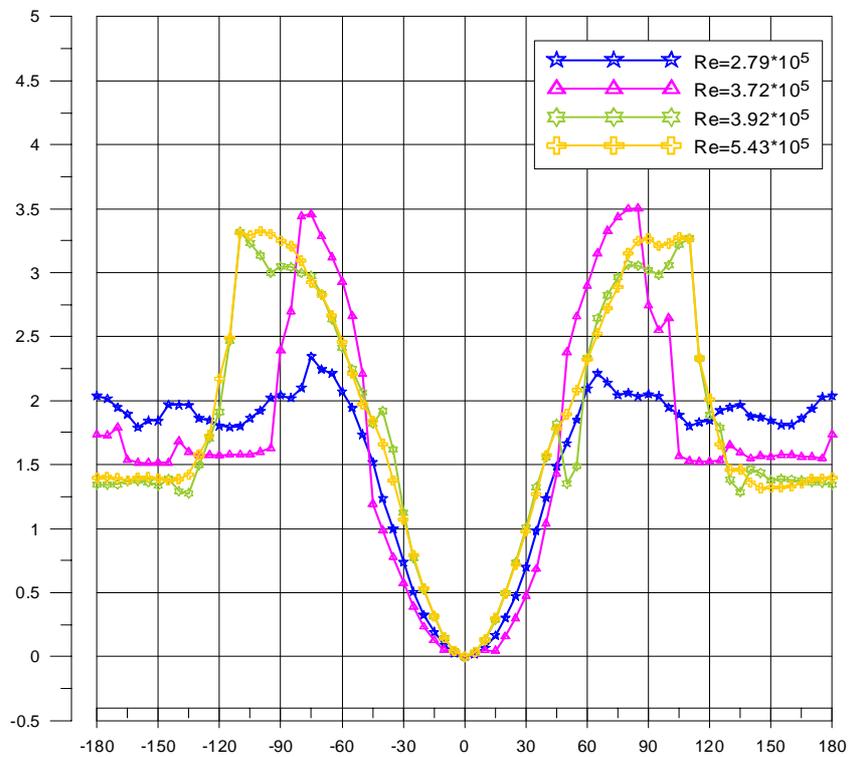


圖 51. 雷諾數為 1.76×10^5 時擾動壓力大小與 角之關係

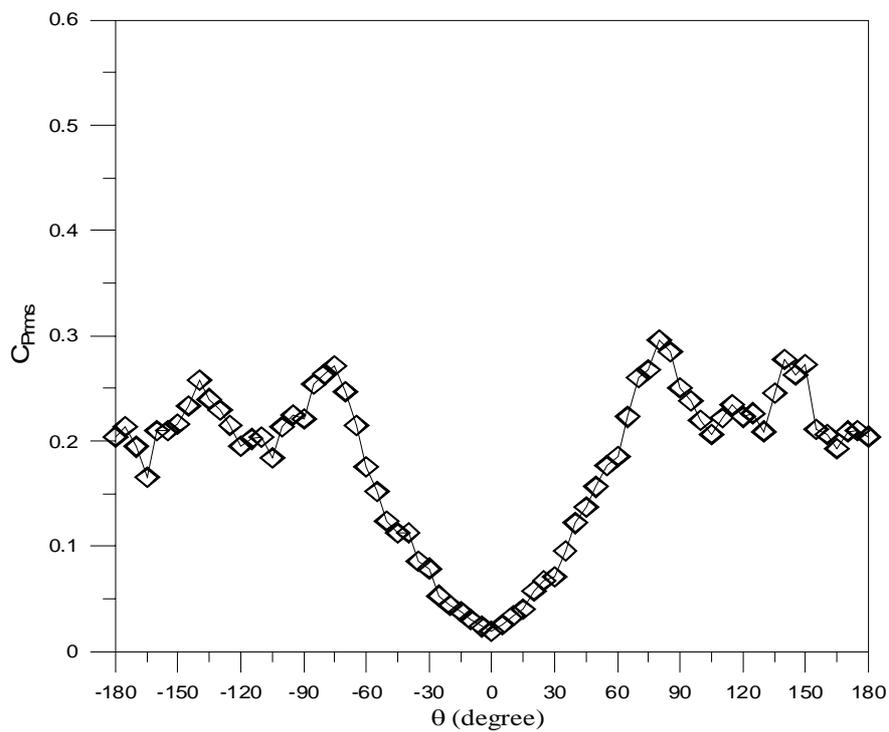


圖 52. 雷諾數為 2.79×10^5 時擾動壓力大小與 角之關係

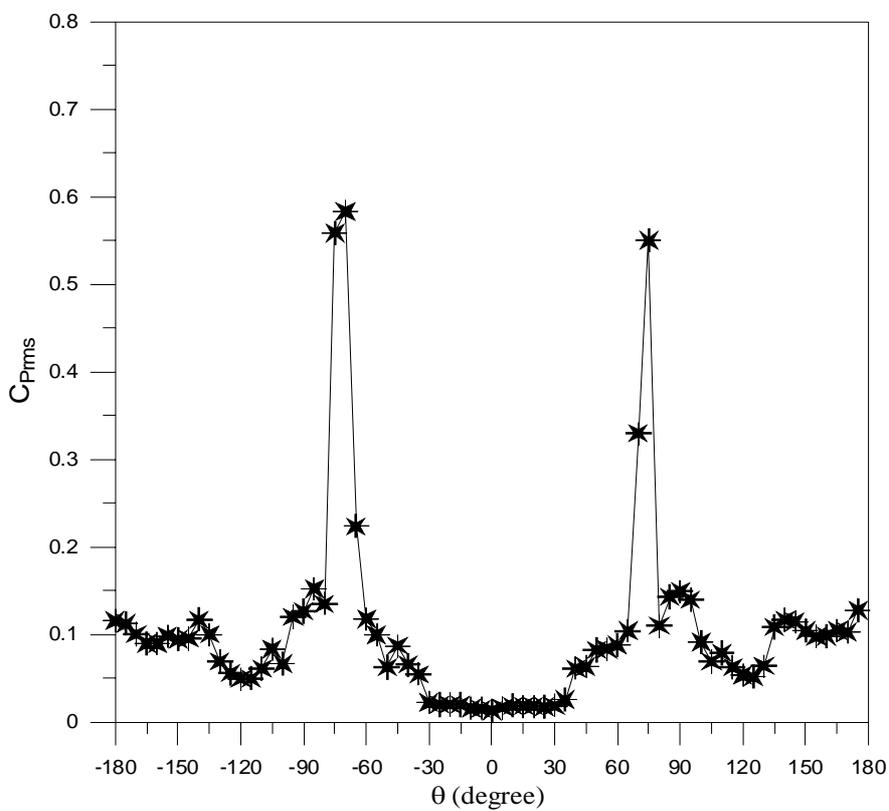


圖 53. 雷諾數為 3.68×10^5 時擾動壓力大小與 角之關係

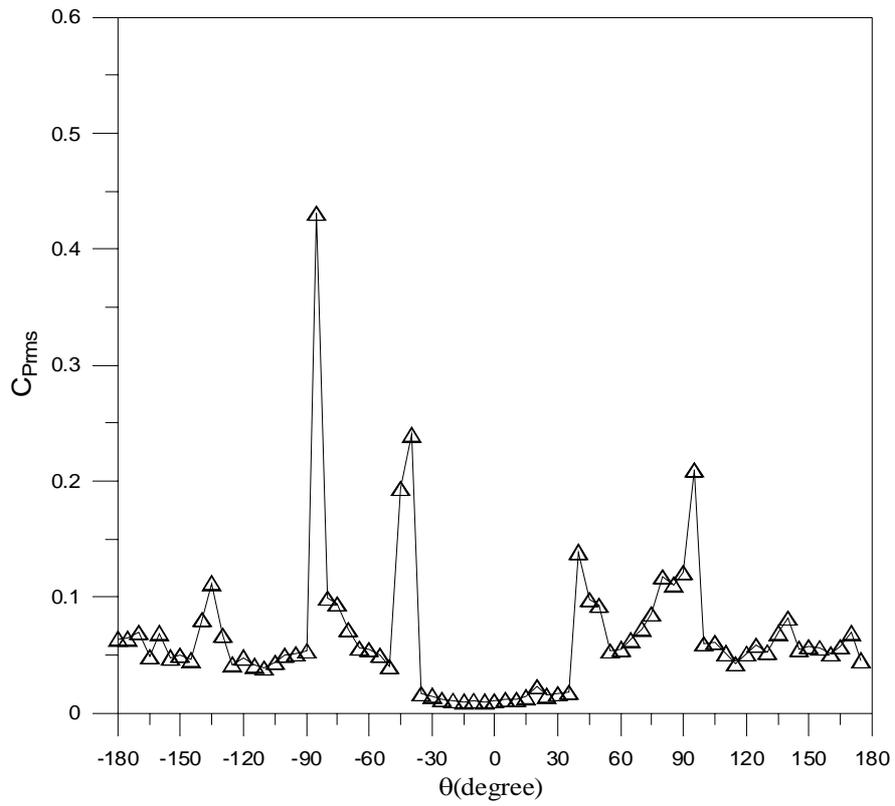


圖 54. 雷諾數為 5.48×10^5 時擾動壓力大小與 角之關係

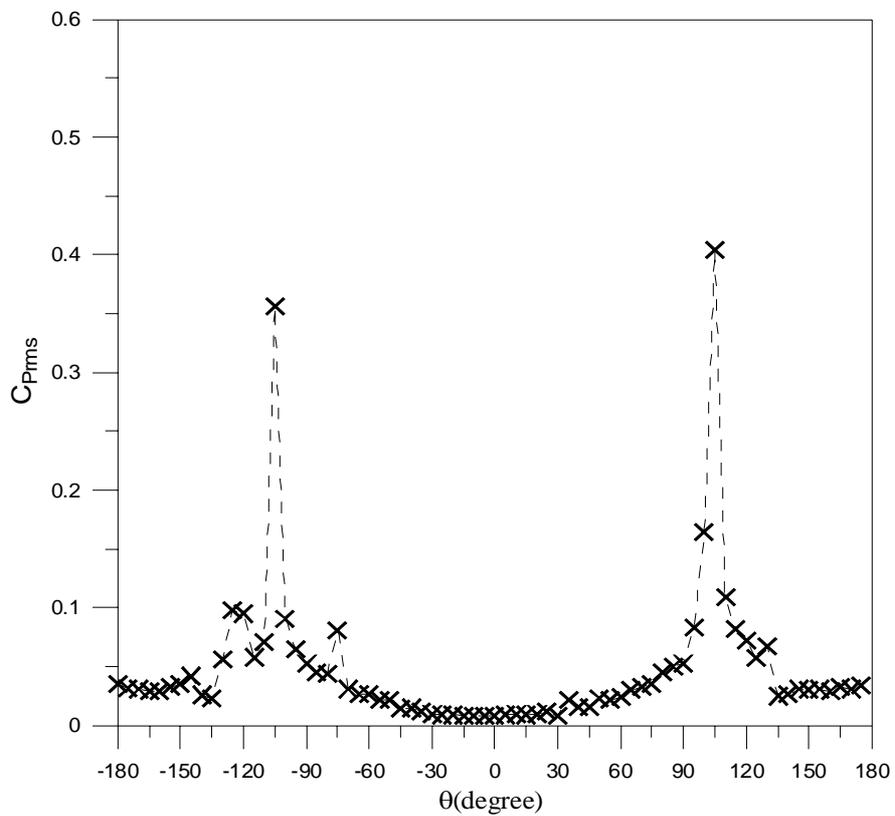


圖 55.綜合四組雷諾數下擾動壓力大小與 角之關係

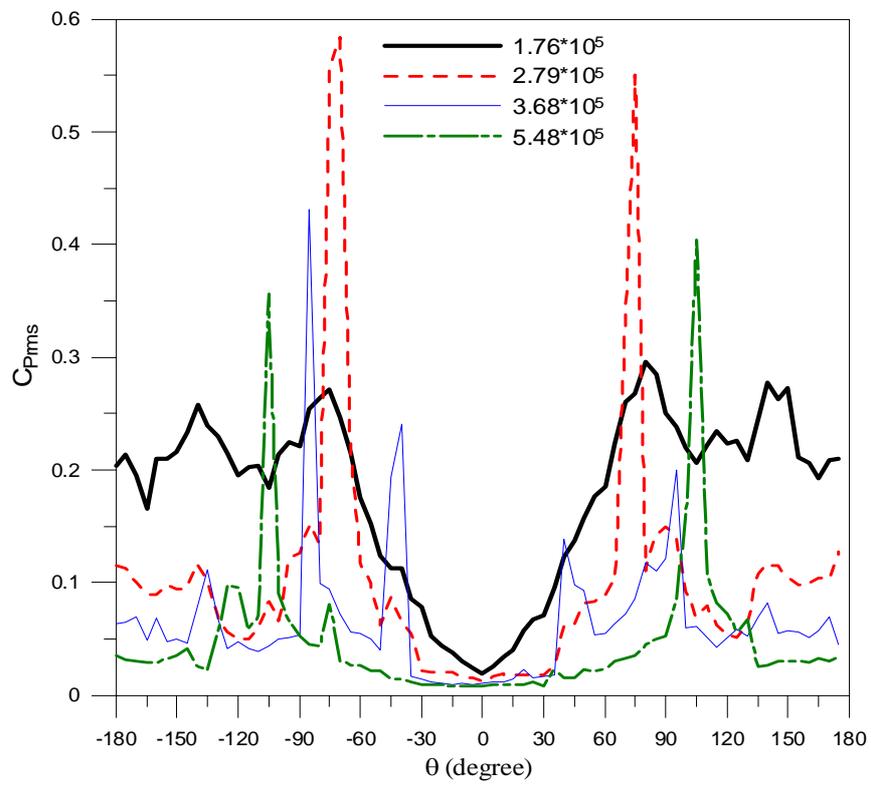


圖 56.(a) $Re=1.76 \times 10^5$ ，圓柱表面不同位置之即時訊號圖

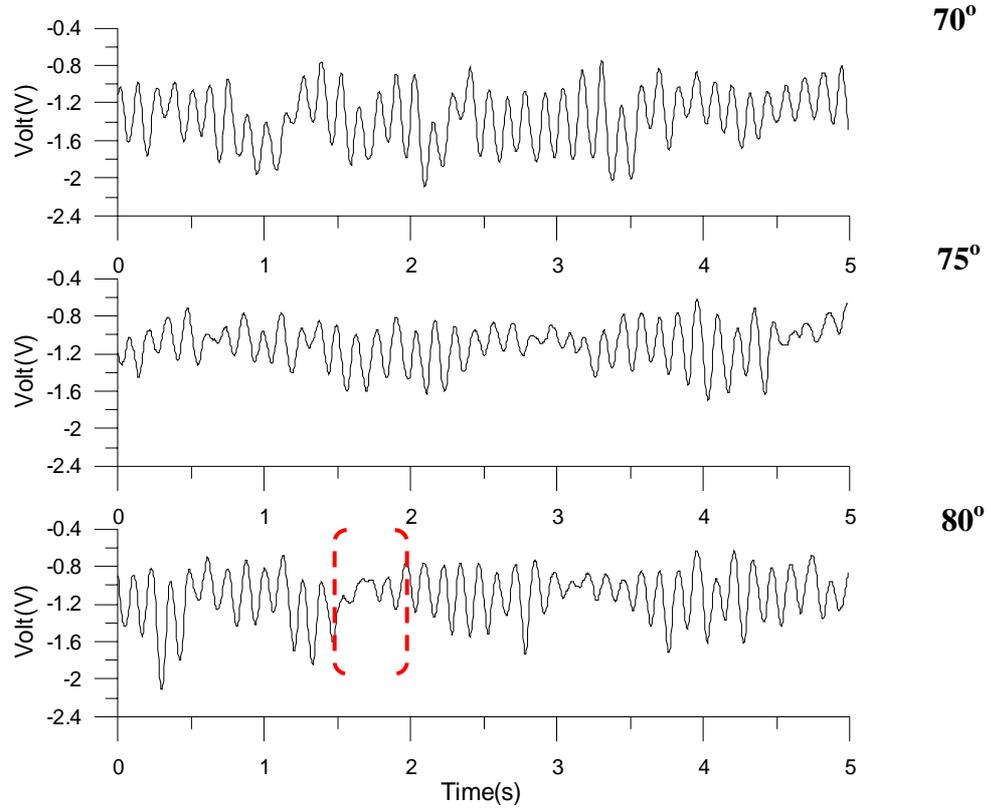


圖 56.(b) $Re=1.76 \times 10^5$ ，圓柱表面不同位置之頻譜分析圖

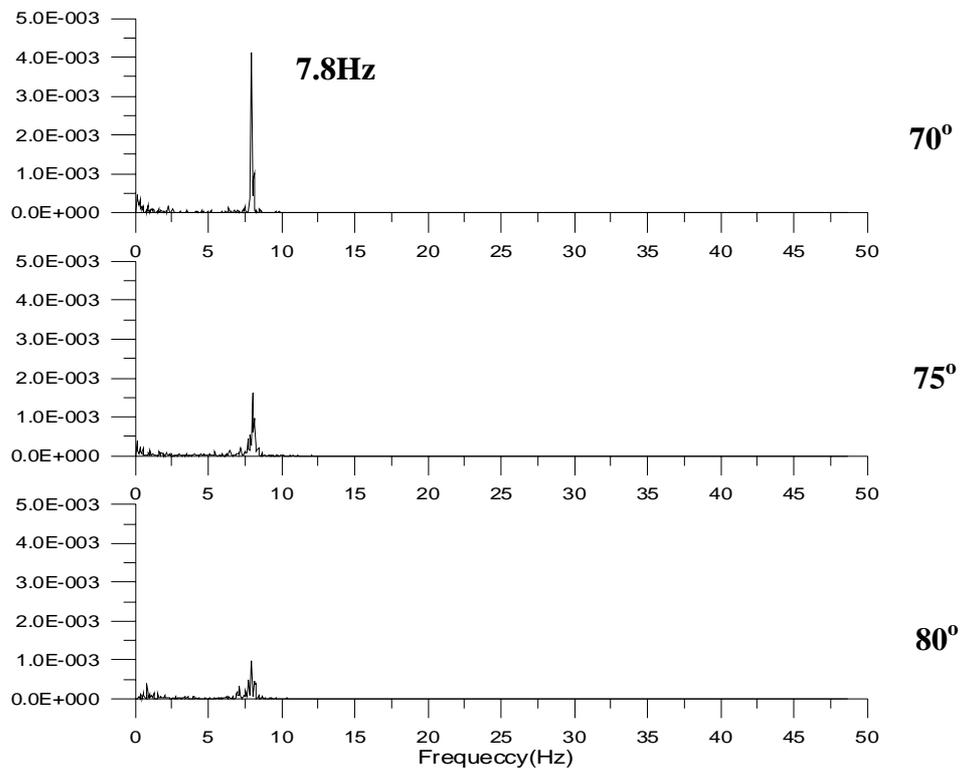


圖 57(a) $Re=2.79 \times 10^5$ ，圓柱表面不同位置之即時訊號圖

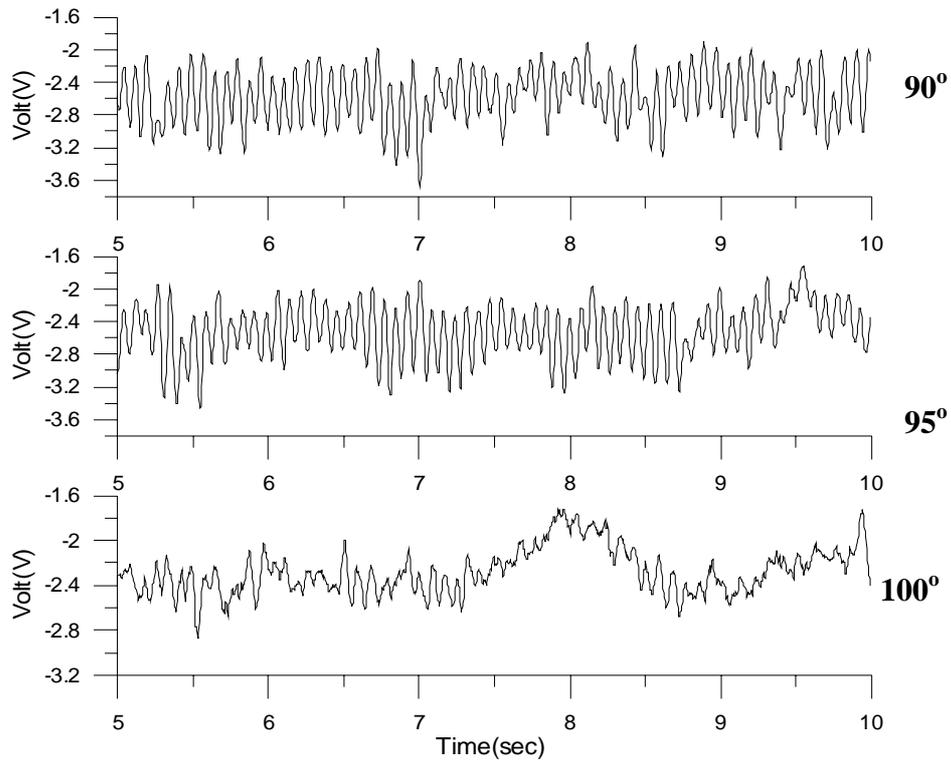


圖 57(b) $Re=2.79 \times 10^5$ ，圓柱表面不同位置之頻譜分析圖

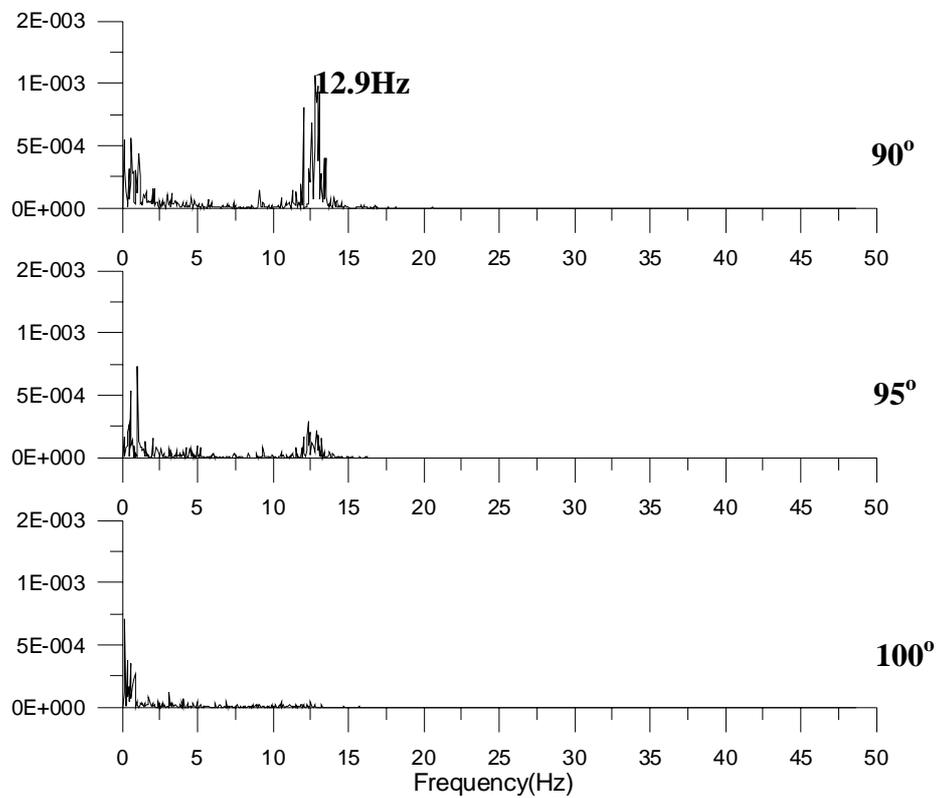


圖 58. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $0^\circ \sim 30^\circ$ 之即時訊號圖

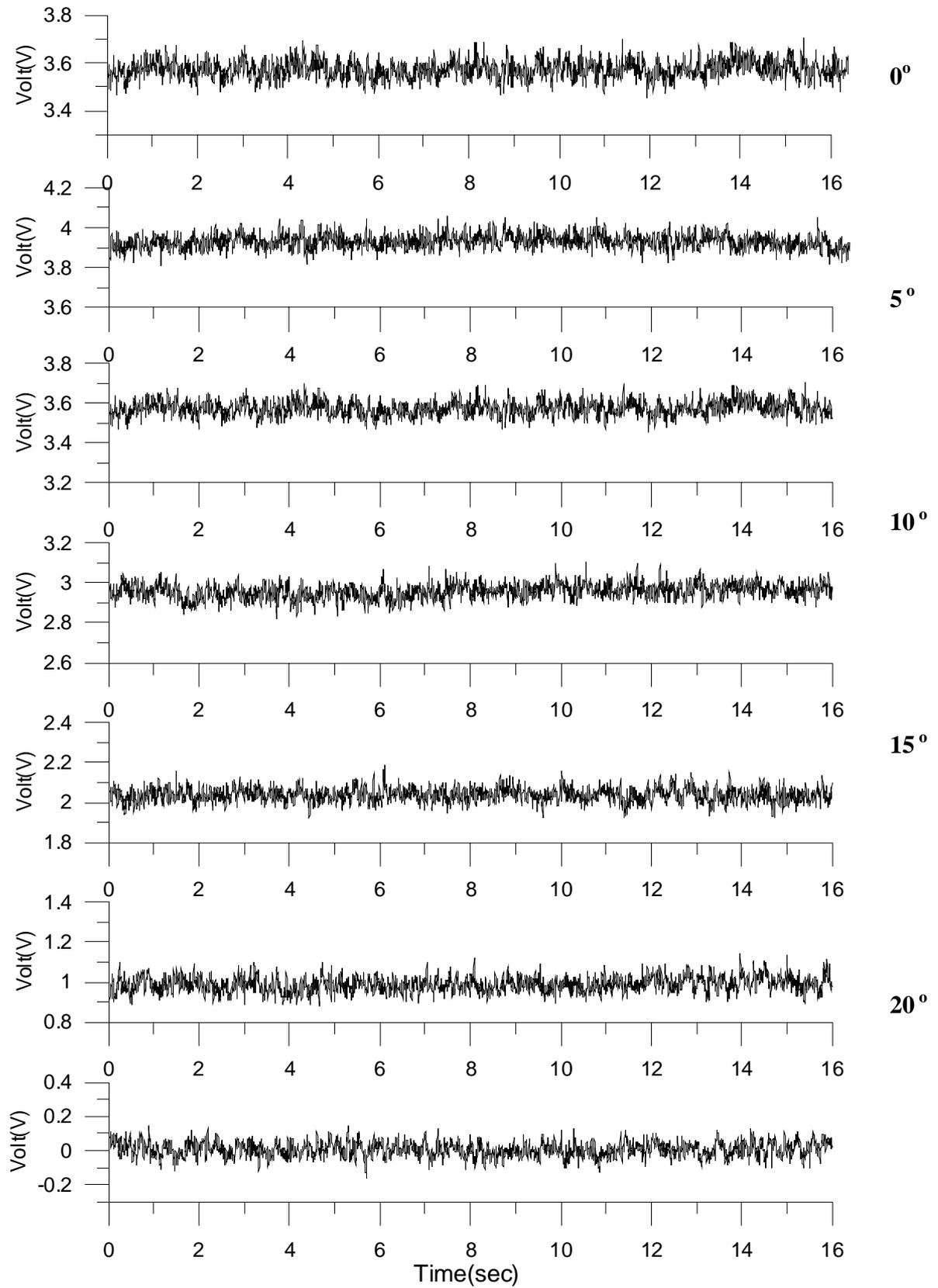


圖 59. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $35^\circ \sim 60^\circ$ 之即時訊號圖

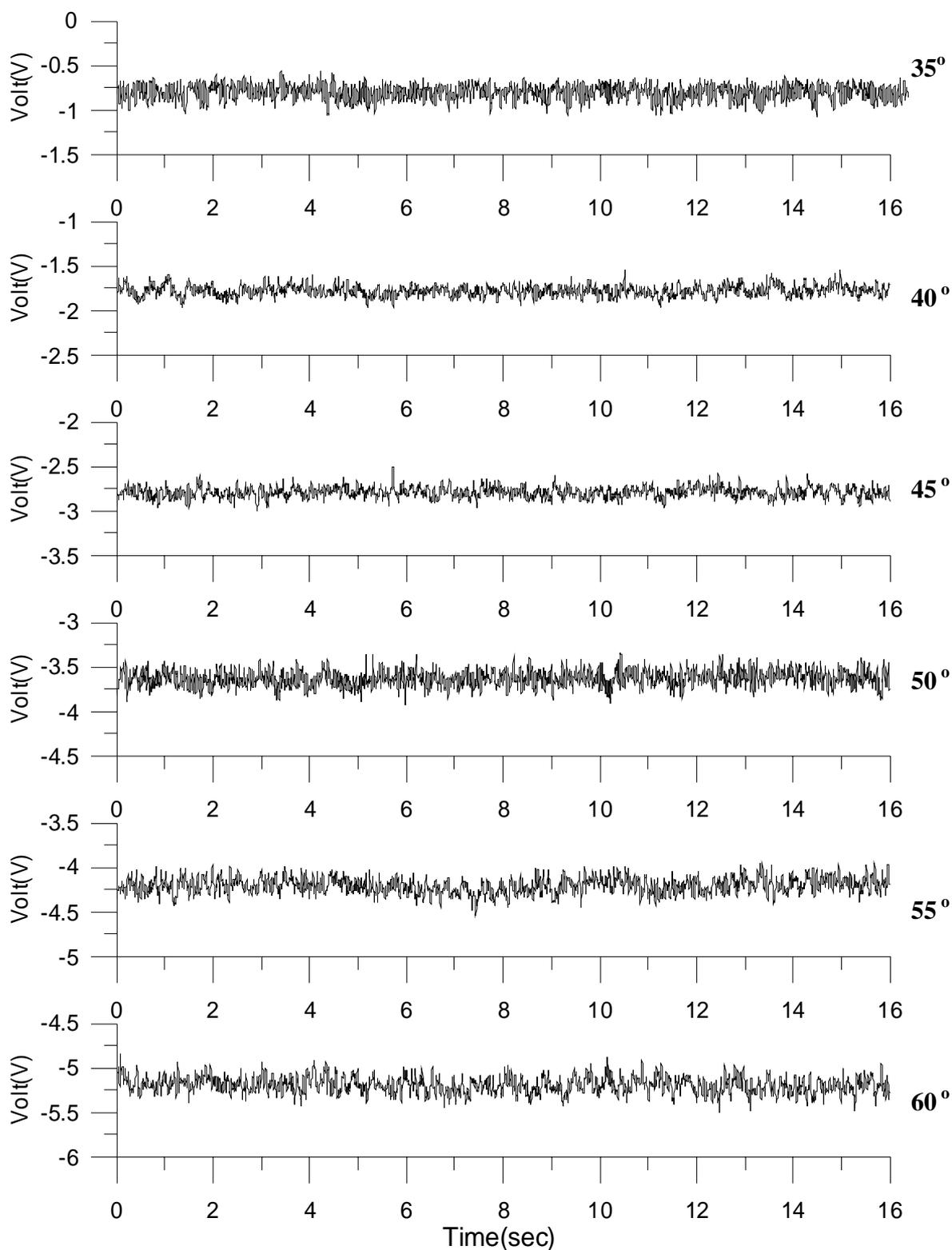


圖 60. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $65^\circ \sim 90^\circ$ 之即時訊號圖

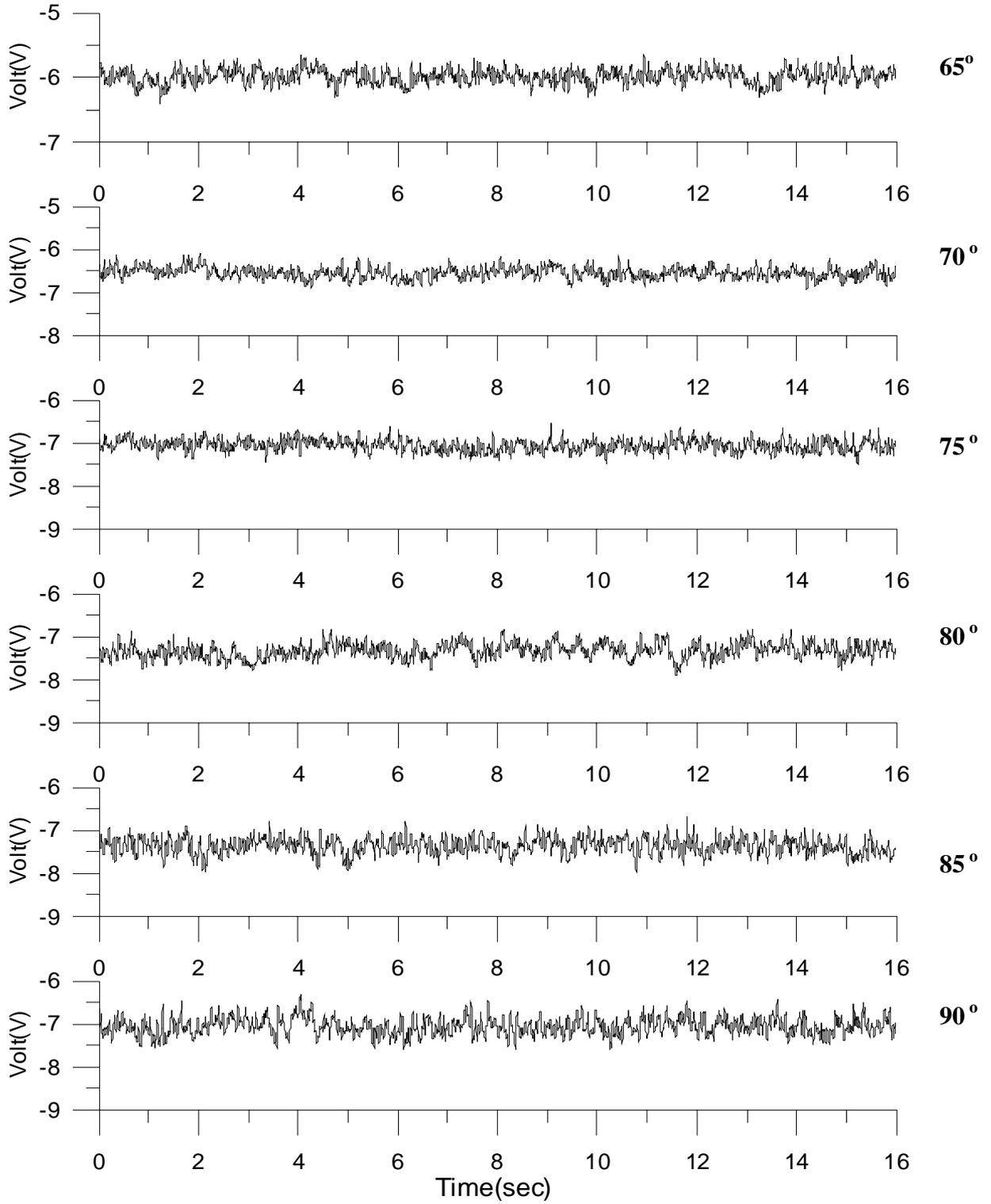


圖 61. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $95^\circ \sim 120^\circ$ 之即時訊號圖

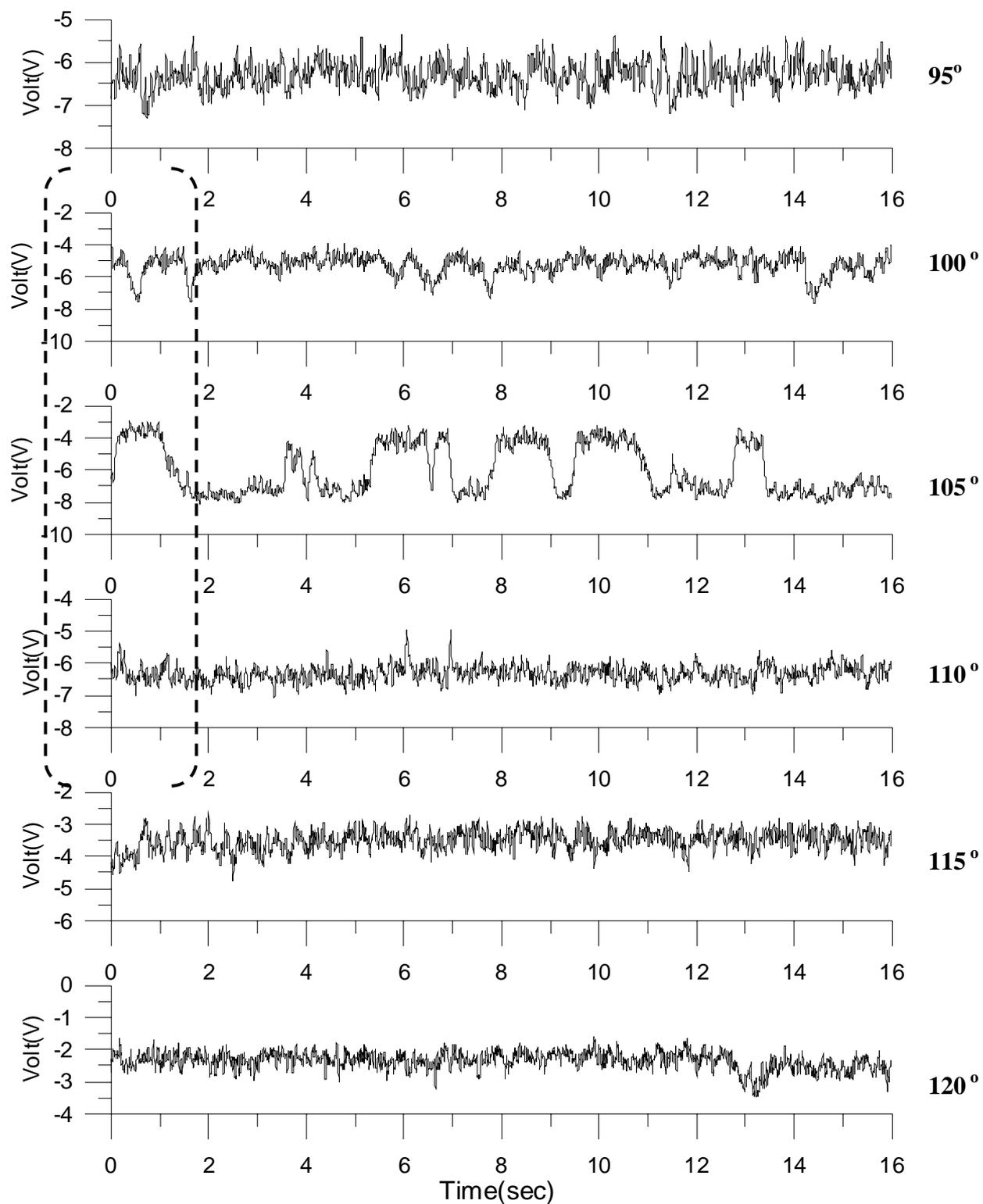


圖 62. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 之即時訊號圖

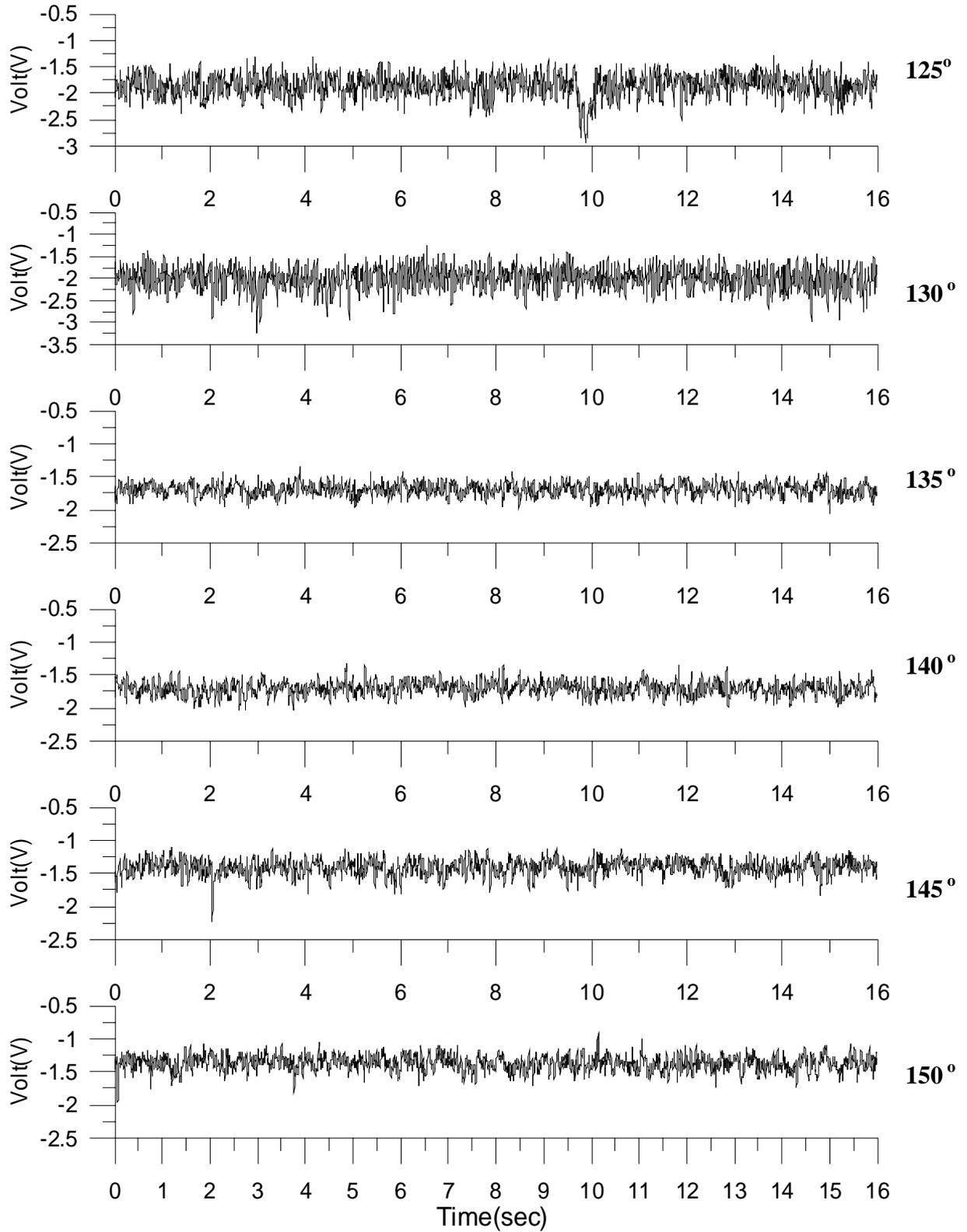


圖 63. $Re=5.48 \times 10^5$ ，圓柱表面位置 $155^\circ \sim 180^\circ$ 之即時訊號圖

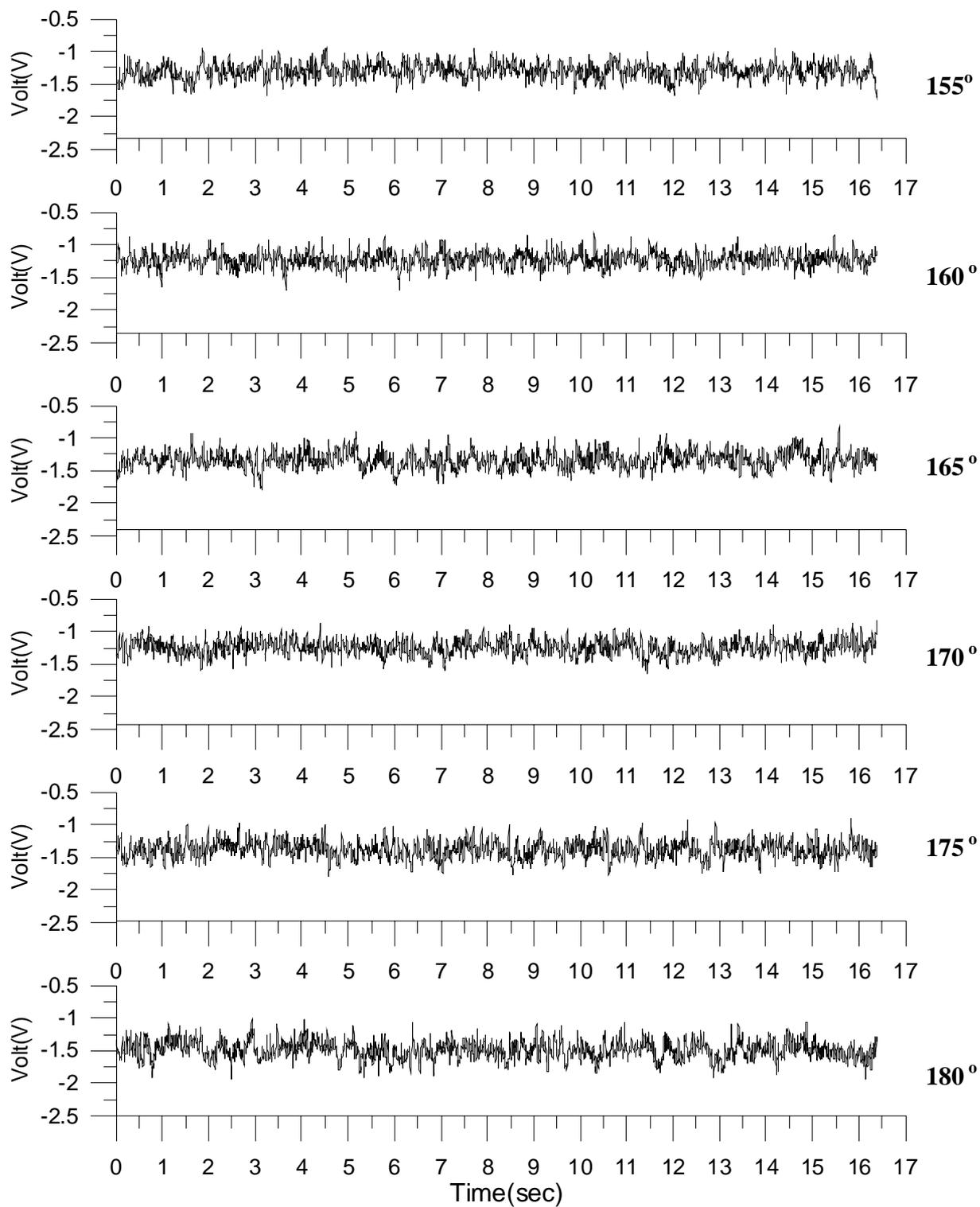


圖64 $Re=2.79 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $35^\circ \sim 90^\circ$ 之即時訊號圖

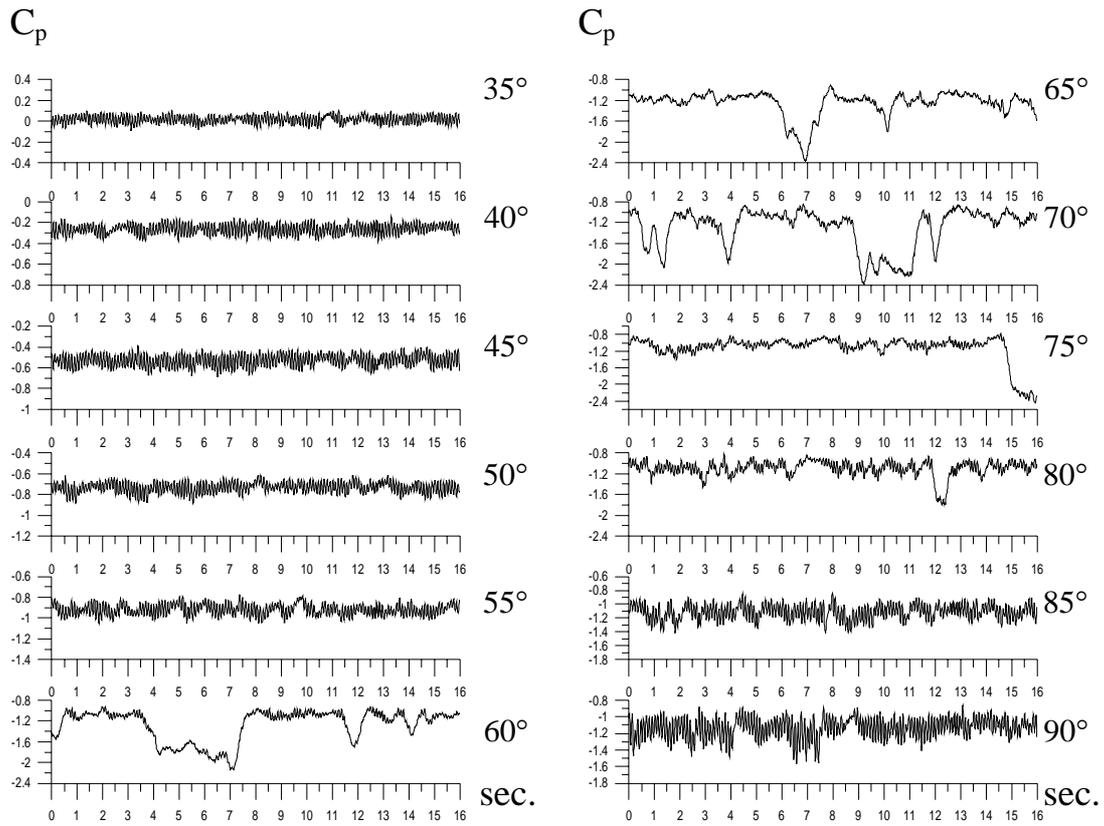


圖65 $Re=2.79 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $95^\circ \sim 150^\circ$ 之即時訊號圖

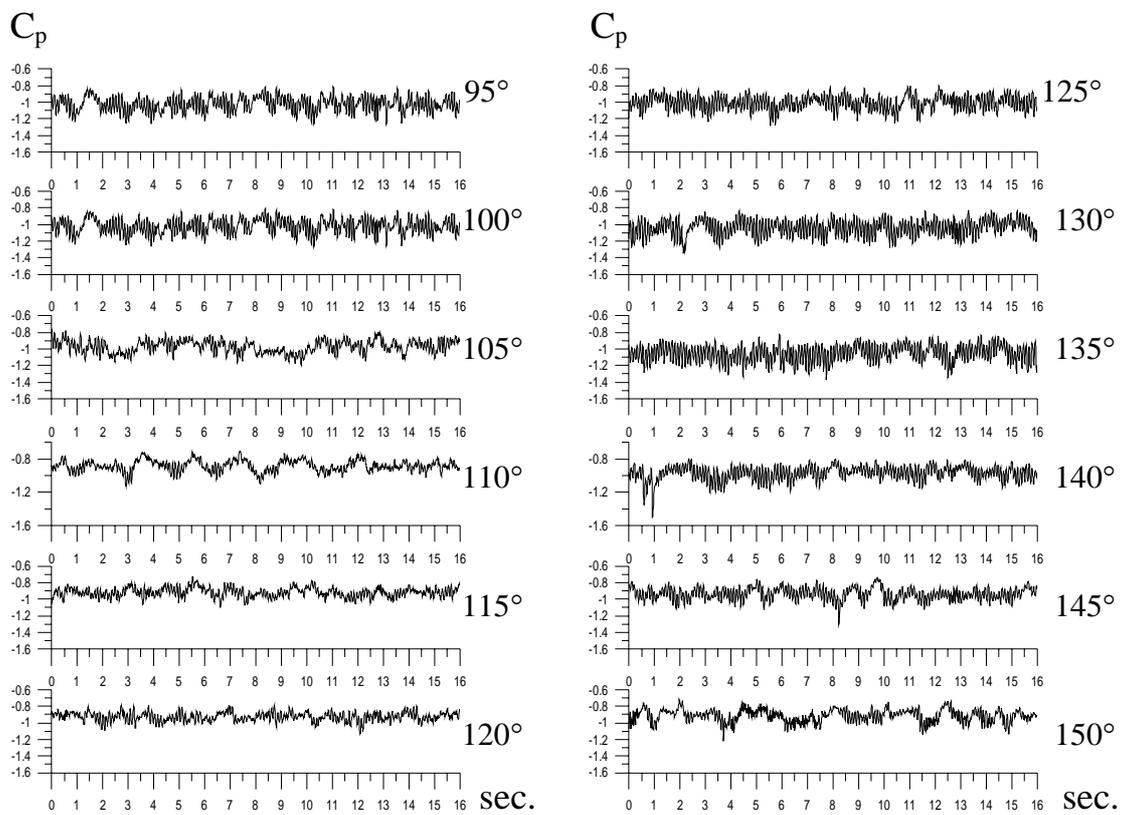


圖66 $Re=3.72 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $65^\circ \sim 120^\circ$ 之即時訊號圖

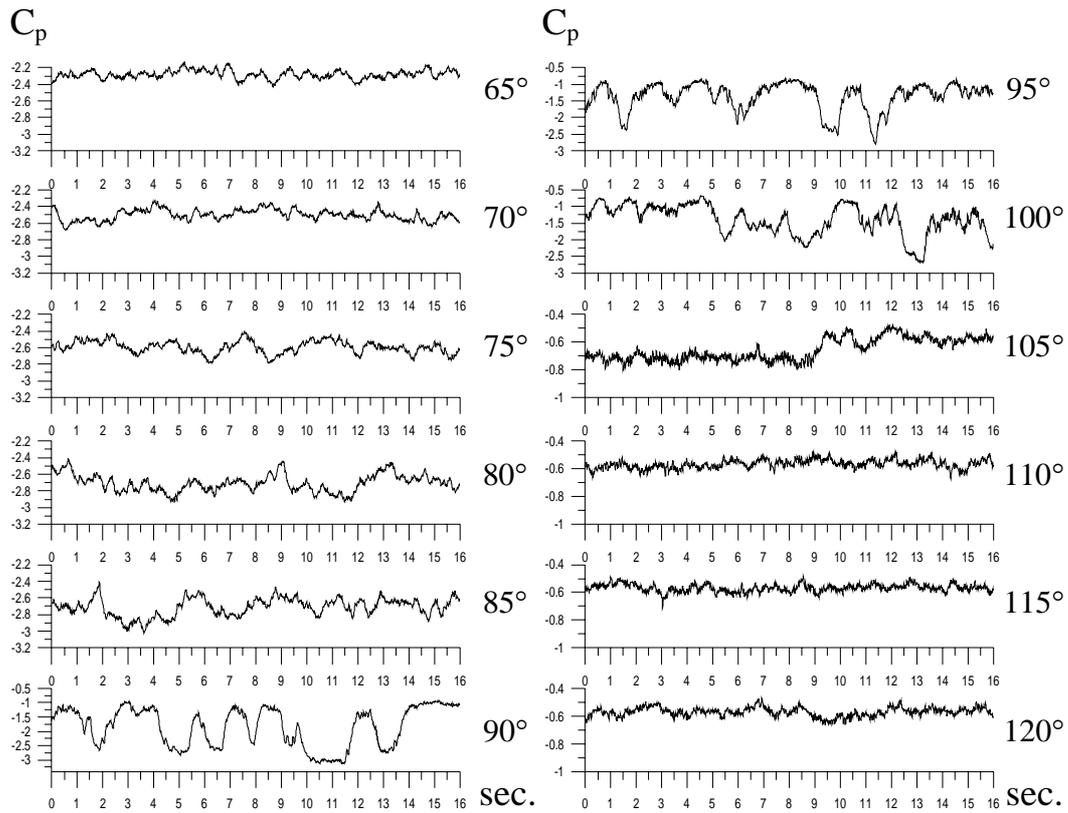


圖67 $Re=3.72 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 之即時訊號圖

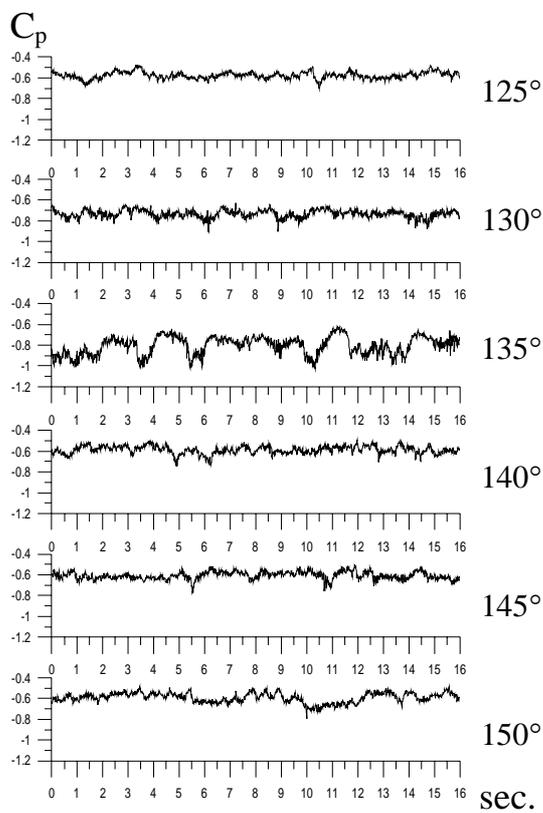


圖68 $Re=3.92 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $65^\circ \sim 120^\circ$ 之即時訊號圖

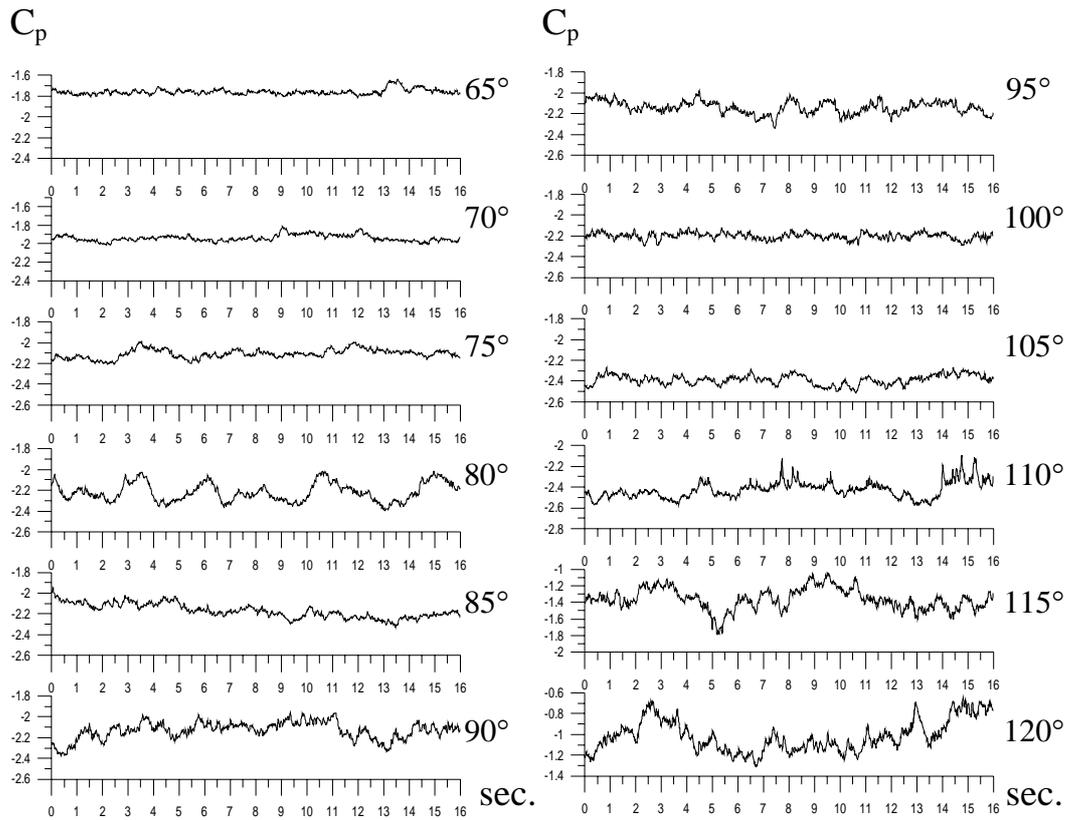


圖69 $Re=3.92 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 之即時訊號圖

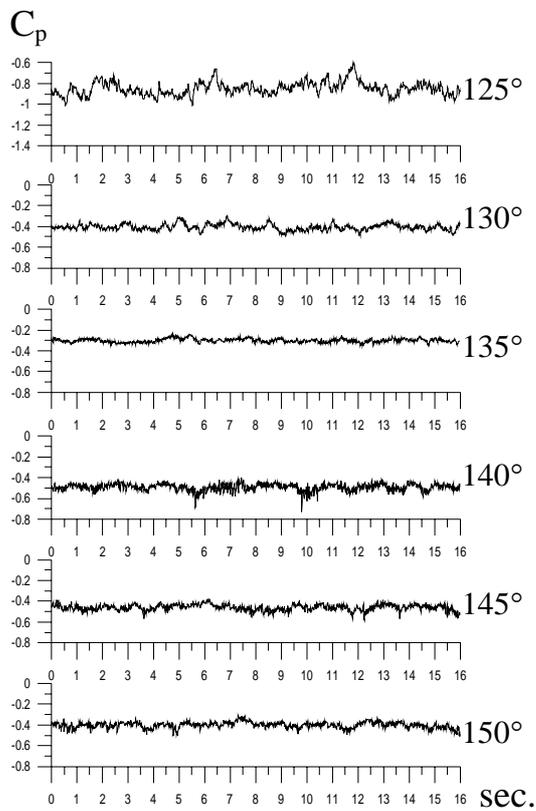


圖70 $Re=5.43 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $65^\circ \sim 120^\circ$ 之即時訊號圖

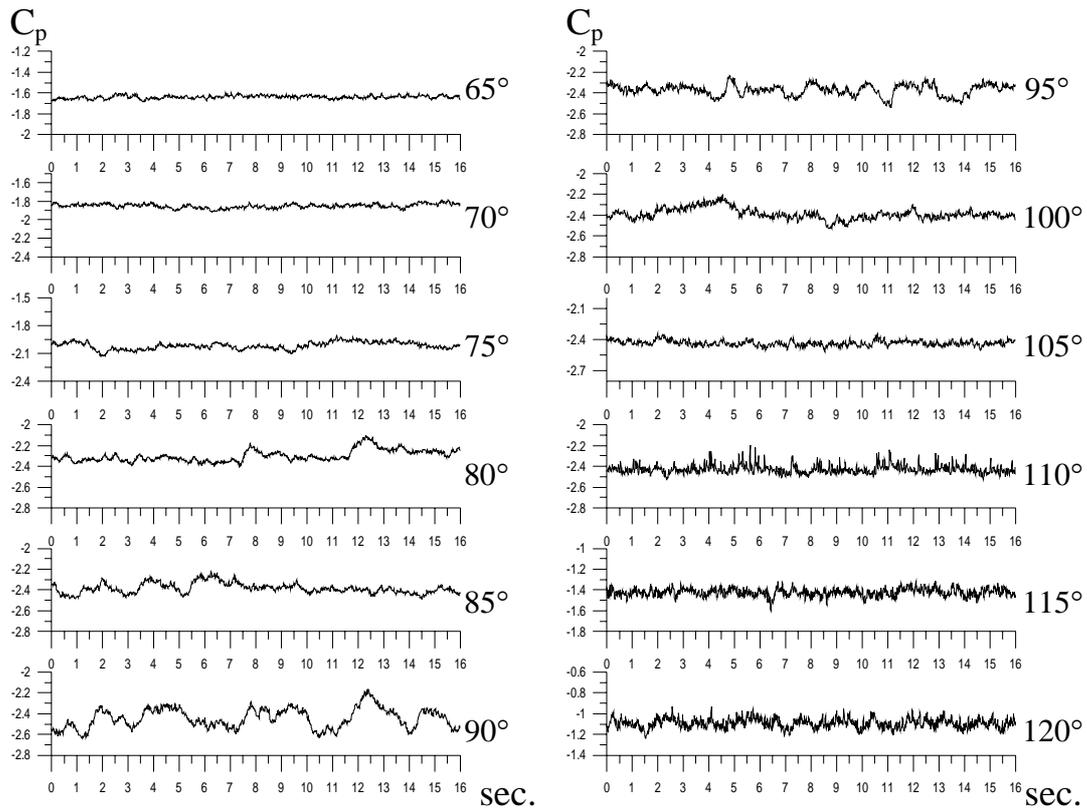
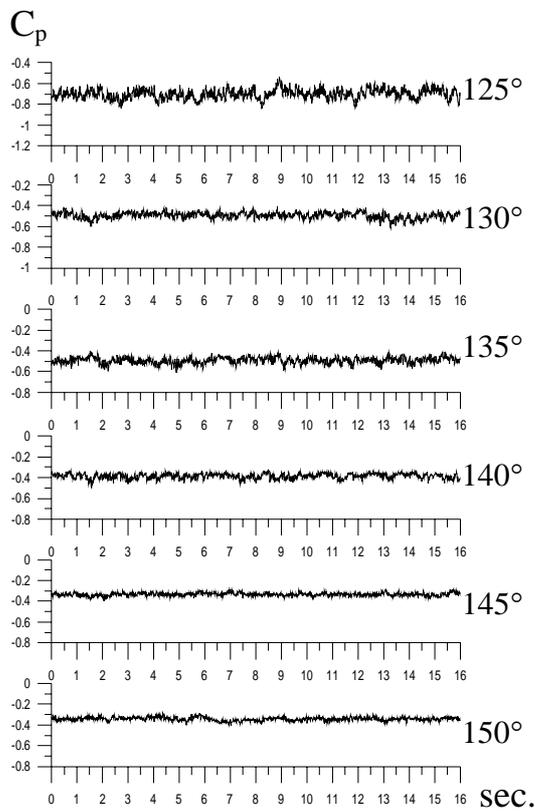


圖71 $Re=5.43 \times 10^5$ ，不銹鋼圓柱表面位置 $125^\circ \sim 150^\circ$ 之即時訊號圖



附

表

表 1 不同流速下入口截面紊流強度之分佈

風扇轉速(rpm)	入口流速(m/s)	紊流強度 T.I.(%)
90	7.72	0.15
110	9.58	0.21
160	14.20	0.21
220	19.94	0.29
260	23.80	0.25
300	27.61	0.29
320	29.73	0.24

表 2 校驗時 P_1 與 P_2 壓力平衡角度對照表

U_0	Cobra probe($P_1-P_2=0$)	Straight 3-hole probe($P_1-P_2=0$)
10m/s	-0.4°	1.9°
15m/s	0.55°	**
20m/s	0.47°	2.25°
30m/s	0.06°	**

表 3 ABRI 風洞之壓力損失評估[47]

cross sectional area of main test section : 12.0m ² velocity in main test section : 30.0m/s volume flow rate : 360.0m ³ /s operation temperature : 30.0			
Elements	pressure loss (Pa)	loss coefficient	percentage(%)
(1) primary test section	4.1445	0.0079	0.9071
(2) diffuser #1	1.2360	0.0024	0.2705
(3) safety screen #1	59.2274	0.1128	12.9626
(4) corner #1	26.7984	0.0510	5.8652
(5) connection #1	1.4428	0.0027	0.3158
(6) corner #2	26.7984	0.0510	5.8652
(7) flow straightener #2			
screen-1	33.8757	0.0645	7.4141
screen-2	56.5943	0.1078	12.3863
screen-3	71.9484	0.1370	15.7467
(8) contraction #2	0.0653	0.0001	0.0143
(9) second test section	31.5214	0.0600	6.8988
(10) diffuser #2	0.9749	0.0019	0.2134
breather	3.1860	0.0061	0.6973
(11) safety screen #2	23.4613	0.0447	5.1348
(12) transition #1	0.7757	0.0015	0.1698
(13) power section			
fan housing	2.5068	0.0048	0.5487
fan	18.7913	0.0358	4.1127
(14) transition #2	1.5098	0.0029	0.3304
(15) diffuser #3	0.2377	0.0005	0.0520
(16) connection #2	0.2046	0.0004	0.0448
(17) corner #3	6.4289	0.0122	1.4071
(18) corner #4	6.4289	0.0122	1.4071

鈍形體空氣動力流場實驗量測技術之建立

(19)flow straightener #1			
honeycomb	8.5719	0.0163	1.8761
screen-1	6.8764	0.0131	1.5050
screen-2	14.5442	0.0277	3.1832
screen-3	19.9944	0.0381	4.3760
screen-4	26.7712	0.0510	5.8592
(20) contraction #1	1.9927	0.0038	0.4361
Total pressure loss : 456.91Pa			
Sum of loss coefficients : 0.8703			
Energy consumption : 205.6kW (fan efficiency is assumed to be 80%)			

表 4 影響邊界層轉換狀態之參數整理

Author	T.I.(%)	Re	L/D	D/B
Bearman[30]	0.2	100k-700k	12	0.065
Roshko[31]	?	105k-9M	5.7	0.14
Tani[32]	low	30k-1M	14.3	0.07
Humphreys[33]	1	40k-600k	6.5	0.16
Achenbach[34]	0.7	400k-5M	3.3	0.16
Kao et al.	0.3	176k-548k	8.5	0.075

表 5 不銹鋼圓柱在不同的雷諾數下

Re	Separation	Transition
2.79×10^5	75 度	85 度
3.72×10^5	95 度	100 度
3.92×10^5	95 度	110 度
5.43×10^5	95 度	110 度

表 6 不銹鋼圓柱與壓克力圓柱非定常分離、轉換與在回覆結果比較

不 銹 鋼 圓 柱	Re	Separation	Transition/Bubble	Reattachment
	2.79×10^5	60 度~75 度	75 度	none
	3.72×10^5	90 度~100 度	110 度	130 度~135 度
	3.92×10^5	80 度~95 度	100 度	110 度~120 度
	5.43×10^5	80 度~100 度	105 度	110 度~125 度
壓 克 力 圓 柱	Re	Separation	Transition/Bubble	Reattachment
	1.76×10^5	80 度	75 度	none
	2.79×10^5	75 度~80 度	100 度	none
	3.68×10^5	80 度~95 度	100 度	110 度~120 度
	5.48×10^5	95 度~105 度	110 度	120 度~130 度