

# 高逼真度工程創新設計技術開發(I)：吸氣式推進系統自主 模擬技術開發與實驗測試平台先導研究(1/2)

袁曉峰<sup>1</sup> 呂宗行<sup>1</sup> 陳文立<sup>1</sup> 吳志勇<sup>1</sup> 葉思沂<sup>1</sup> 吳毓庭<sup>2</sup> 游濟華<sup>2</sup>  
吳明勳<sup>3</sup> 曾建洲<sup>3</sup> 陳瑞彬<sup>4</sup> 施聖洋<sup>5</sup> 周逸儒<sup>6</sup> 牛仰堯<sup>7</sup> 黃志誠<sup>1\*</sup> 陳昱達<sup>1</sup>  
<sup>8</sup>牟旭剛 <sup>8</sup>連子揚

<sup>1</sup>國立成功大學航空太空工程學系

<sup>2</sup>國立成功大學工程科學系

<sup>3</sup>國立成功大學機械工程學系

<sup>4</sup>國立成功大學統計學系

<sup>5</sup>國立中央大學機械工程學系

<sup>6</sup>國立台灣大學應用力學所

<sup>7</sup>淡江大學航空太空工程學系

<sup>8</sup>國家中山科學研究院飛彈所

## 摘 要

本文為「高逼真度數據驅動工程設計平台」之前導計畫，包含(1)自主模擬技術開發(2)核心組件實驗平台與技術開發與(3)仿真(emulation)技術研究；其中項(1)擬針對流場、應力場模擬收整可自主開發的程式碼，串接其它區塊的開放源軟體，完成相容性開發，建立壓縮機與渦輪機模擬程式的基本架構。項(2)擬配合需求，規劃引擎核心組件實驗測試與分析能量，進行先導型基礎研究，開發實驗測試分析技術。項(3)擬針對仿真技術基本架構進行研究，並應用項(1)初步建立之數據庫，進行開發，並規劃未來核心引擎設計平台之雛形。

**關鍵詞：**高逼真，工程創新設計，吸氣式推進系統，自主模擬技術，實驗測試平台

## High fidelity engineering innovation design technology development (I) A Pilot research on self-developed CFD/FEM simulation technique development and experimental platform of airbreathing engine

Hsiao-Feng Yuan<sup>1</sup>, Tzong-Shyng Leu<sup>1</sup>, Wen-Lih Chen<sup>1</sup>, Chih-Yung Wu<sup>1</sup>, Szu-I Yeh<sup>1</sup>, Yu-Ting Wu<sup>2</sup>, Chi-Hua Yu<sup>2</sup>, Ming-Hsun Wu<sup>3</sup>, Chien-Chou Tseng<sup>3</sup>, Ray-Bing Chen<sup>4</sup>, Shenqyang(Steven) Shy<sup>5</sup>, Yi-Ju Chou<sup>6</sup> and Yang-Yao Niu<sup>7</sup>, Chih-Cheng Huang<sup>1\*</sup>, Yu-Ta Chen<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Department of Aeronautics and Astronautics, National Cheng Kung University

<sup>2</sup>Department of Engineering Science, National Cheng Kung University

<sup>3</sup>Department of Mechanical Engineering, National Cheng Kung University

<sup>4</sup>Department of Statistics and Institute of Data Science, National Cheng Kung University

<sup>5</sup>Department of Mechanical Engineering, National Central University

<sup>6</sup>Institute of Applied Mechanics, National Taiwan University

<sup>7</sup>Department of Aerospace Engineering, Tamkang University

## ABSTRACT

This project is a two-year pilot research for the development of "High-fidelity data-driven engineering design platform." The tasks of this project include: (1) Self-development of CFD/FEM simulation codes of airbreathing engine; the basic structure of the self-developed computational fluid dynamics (CFD) simulation and finite element method (FEM) simulation codes will be constructed and integrated. Pre-test of the codes will be performed based on the configuration provided by NCISIT in order to establish the foundation for compressor and turbine simulations. Spray simulation will also be studied to prepare for construction of combustor simulation code. (2) Development of airbreathing engine component experimental platforms and experimental techniques; the experimental platforms include test cells for compressor, combustor and turbine. The detailed design of the infrastructure, test stands, tools and facilities for observation, measurement, and analysis will be performed to facilitate future construction of the cells. Some preliminary researches will also be performed for building-up the core analysis techniques. (3) Establishing the foundation for Emulation technique; structural analysis of emulation technique for complex system will be conducted, and, in conjunction with the simulation data from (1), the emulation technique will be first constructed to form the cornerstone for future engine design platform.

**Keywords:** High fidelity, CFD/FEM, Airbreathing engine

## 一、前言

### 1.1 研究動機

飛行載具吸氣式推進系統的開發，是一項複雜的系統工程，經常需要數十年的時程才能完成。主要研發方式是以基礎理論配合過往經驗，完成初版推進系統的設計與製作後，透過硬品的測試驗證 - 修改設計 - 再次驗證的疊代循環，最終才能完成推進系統的研發。依據國外的研發經驗，大量的研發時間與經費，都是用於測試驗證 - 修改設計 - 再次驗證的疊代循環中，如何縮短這個循環，已成為新系統研發的關鍵。

### 1.2 國內外技術現況及發展趨勢

#### 1.2.1 國外

利用數值模擬等數位工程 (digital engineering) 的方式來輔助開發複雜系統，已是過去 20 年來世界上的發展趨勢。如美國 NASA 主導開發的 NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) 平台[1]，具有推進系統的整合設計能力，並能夠針對局部組件進行細部模擬，目前已被 Boeing、GE、Rolls-Royce、Lockheed Martin、Aerjet 等知名航太系統公司用於推進系統的開發。

歐盟國家 VIVACE (Value Improvement Through Virtual Aeronautical Collaborative Enterprise) 計畫的系統模擬平台[2]，可針對各式空發動機進行分析，目前也已經成為歐洲民航發動機的標準工具等。

俄羅斯中央航空發動機研究院 (CIAM) 也執行了 CT3 計畫，開發了渦輪發動機模擬軟體 (CGTES) [3]，可應用於全引擎的性能分析，以及內部組件的細部模擬。

中共則以俄羅斯 CT-3 計畫的模型為基礎，開發了第一代航空發動機的模擬平台 CANSS (Chinese Aero-Engine Numerical Simulation System) [4]，可應用於全引擎的二維分析；以及內部組件的三維分析。

除了上述利用數值模擬等數位工程 (digital engineering) 所建置的設計平台外，國際上也放眼更遠更未來，探討使用數據庫結合先進演算法的數據驅動 (data driven) 設計模式，進一步減少研發所需的經費與時程。

#### 1.2.2 國內

中科院目前在小型渦輪引擎的研發，主要

還是以經驗驅動為主，使用的輔助設計程式為商用裝軟體，測試模式則是以引擎全系統的測試為主。學研單位則是在模擬分析與量測技術上都有相關的基礎能量，但鮮少有機會應用於推進系統的研發。

### 1.3 待突破之困難或技術瓶頸

綜觀目前世界上的研發現況，有系統地透過數據科學的方法，建立數據驅動的設計平台，並進一步發展為數位雙生 (digital twin)，已成為未來設計複雜工程系統的趨勢。透過這類數據驅動的設計平台，將可降低驗證測試次數，進而降低研發新系統的時間與成本。建置數據驅動設計平台的主要關鍵在於數據資料庫來源，以及分析大量數據所需的演算法，因此規劃先以吸氣式推進系中的小型彈用渦輪引擎為標的，透過建置關鍵組件的測試能量，開發自主掌握原始碼的高逼真度數值模擬程式，以利於數據資料庫的建立，同時也將發展數據科技的演算法，達成數據驅動設計平台開發的目標。

### 1.4、計畫目的

本案的整體目標是建立吸氣式推進系統的數據驅動設計平台，並以小型彈用渦輪引擎作為測試平台的標的。

## 二、研究方法

本期為兩年內計畫的第一階段，工作內容包含平行運算能量硬體建置、收整開放源碼之計算流體力學程式 (CFD)、噴霧模式程式、有限元素分析法模擬程式 (FEM)、自主開發程式之驗證、引擎核心組件測試驗證之能量需求分析、量測系統設計及量測技術開發與仿真 (emulation) 技術基础研究等。

### 2.1 吸氣式推進系統自主模擬技術

數值模擬開發技術則包含整合數值模擬架構、收整開放源碼計算流體力學模組、收整開放源碼計算應用力學模組、收整開放源碼噴霧模組、收整開放源碼燃燒模組、程式驗證、流固耦合模組的結合架構、配合實驗數據修正模組參數等，自主開發程式之功能，主要為計算航空發動機內部的流場及本體結構的應變，

程式會包含計算流體力學、計算應用力學、噴霧和燃燒等學術領域。以下先行簡述計算力學的理论知識，包含流場統御方程式、紊流模式、有限元素法 (Finite Element Method, FEM)，與噴霧和燃燒模式等，再者求解器的開發仍需模型繪製、網格切割、結果圖形化等各個不同功能的開放源軟體支援才得以完成，故將接續會介紹前處理開放源軟體 (pre-processing open source software)、自主開發程式 (in-house code) 與開放源求解器 (solver)、後處理開放源軟體 (post-processing open source software)、作業系統等。

## 2.1.1 學術理論介紹

### 2.1.1.1 計算流體力學

#### 2.1.1.1.1 Navier-Stokes 方程式

Navier-Stokes 方程式，主要描述流動流體的速度、壓力和密度之間關係，並以二階非線性的偏微分方程式呈現。在近些年來的計算流體力學文獻中，越來越多學者將 Navier-Stokes 方程式這個名詞，意指計算流體力學計算所需要全部方程式，包含連續方程式和動量方程式。因此，若考量在慣性座標下，暫態、可壓縮性、具黏滯力，並以守恆張量形式 (conservation tensor form) 表示的 Navier-Stokes 方程式為：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + u_j \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} + \rho B_i \quad (2)$$

其中， $u_i$  為速度 ( $u, v, w$ )， $\rho$  為密度， $P$  為壓力， $t$  為時間， $B$  為物體力 (body force)， $\mu$  黏滯係數。

本計畫旨在確認自主開發程式架構的完整性與正確性。因此，運用於 Navier-Stokes 方程式之數值方法將先使用已發展成熟的計算模式，待程式奠定基礎架構後，即可擴展加入其它數值模式或是不同領域的理论公式。

#### 2.1.1.1.2 紊流模式

紊流是流體流動的明顯混沌運動，其在時間和空間上具有不同尺度的渦流結構，不同大小的渦流彼此間會相互影響並交換能量。而計算流體力學則主要使用三種不同類型的紊流模式，即雷諾平均 N-S 方程式、大渦旋模擬、直接數值模擬 (Direct Numerical Simulation, DNS) 等，以模擬紊流在流體流動的行為。

直接數值模擬模式為試圖直接求解流場中各種尺寸的渦流行為，但往往最大渦流與最小渦流的空間尺度和時間尺度之差異非常大，且隨著雷諾數的增加而相差將會更為明顯。因此，若欲使用直接數值模擬來求解流場分佈的現象，則計算區域內必需具有極細且非常眾多的三維網格，加上高性能和多核心的叢集電腦，並花費無法想像的大量計算時間，才得以獲得不符成本效益的結果數據。實際而言，直接數值模擬在工程應用是幾乎是不可能的，即便是在學術界或研究機構中，亦僅會針對簡單的流場模型進行分析。

另外，雷諾平均 N-S 方程式模式的基本概念是想將擾動的紊流轉化成平均值的問題研究，因此對 Navier-Stokes 方程式進行時間的平均，而得到所謂的雷諾平均 Navier-Stokes 方程式，其與原始的 Navier-Stokes 方程式非常相似，但在動量方程式中產生出額外的未知項，即雷諾應力 (Reynolds stress)。雷諾應力會影響動量的傳遞和流速的分佈，且會隨流況的不同而有所不同，然而未知數的數量比方程式的個數多，因此必需先行建構計算紊流通量的模式，才能求解流場的時間平均流速和壓力，解決所謂的紊流的閉合問題 (closure problem)。也正因為不同模式的推導存在著不同的數學假設，導致所有 RANS 模型都有使用上的限制，亦會造成模擬結果的精確度不如預期。

#### 2.1.1.1.3 大渦旋模擬模式

介於直接數值模擬與雷諾平均 N-S 方程式模式之間的大渦旋模擬模式，亦是本團隊考慮使用的紊流模式。主要選用原因是因為大渦旋模擬模式比起雷諾平均 N-S 方程式模式更具有準確度，比起直接數值模擬為更有效率。大渦旋模擬模式 [5-7]，其方法優勢在於經由快速傅立葉轉換，在頻率區域可以求得速度梯度之近似正解的數值解，這個方法與傳統有限差分法、有限體積法及有限元素法有所不同。大

渦流模擬模式代入前述 Navier-Stokes 方程式，可得下列欲求解的統御方程式為(以張量形式表示)：

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \tilde{u}_j \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tilde{p}^*}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}^d}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j^2} - \frac{f_i}{\rho} + \delta_{i3} g \frac{\tilde{\theta} - \langle \tilde{\theta} \rangle}{\theta_0} + f_c \epsilon_{ijs} \tilde{u}_j + F_i \quad (4)$$

$$\frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial x_j} = -\frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \alpha \frac{\partial^2 \tilde{\theta}}{\partial x_j^2} \quad (5)$$

其中

符號	物理量
$\sim$	依據網格大小而進行空間的過濾
$f_i$	沉浸力 (immersion force)
$F_i$	被施加的壓力梯度項
$\tilde{p}^*$	修正壓力項 $\tilde{p}^* = \frac{\tilde{p}}{\rho} + \rho \frac{\tilde{u}_k \tilde{u}_k}{2} + \frac{1}{3} \rho (u_k u_k - \tilde{u}_k \tilde{u}_k)$
$\Delta$	網格大小
$\theta$	溫度

在使用大渦流模式進行紊流場模擬時，該方法主要是藉由選定網格的尺度大小，來區分模擬流場的渦流為大渦流 (large eddies) 或小渦流 (smaller eddies)，大渦流運動狀況可直接由流場統御方程式之數值解模擬求得，小渦流運動因為受限網格尺寸無法直接模擬其運動過程，因此需透過亞網格數值模式 (sub-grid-scale model, SGS model) 來參數化小渦流的運動。在公式(4)及公式(5)中， $\tau_{ij}$  及  $q_j$  分別代表小渦流所引起亞網格尺度應力 (SGS stresses) 及亞網格尺度熱通量 (SGS heat fluxes)，本計畫將使用渦粘度模型 (eddy-viscosity model) 及渦擴散模型 (eddy-diffusivity model) 模擬小渦流運動影響，其中使用渦粘度模型來計算亞網格尺度應力的偏差項 (the deviatoric part) 為：

$$\tau_{ij}^d = -2(C_s \Delta)^2 |\tilde{S}| \tilde{S}_{ij} \quad (6)$$

及使用渦擴散模型計算亞網格尺度熱通量

為：

$$q_j = -\frac{\nu_{sgs}}{Pr_{sgs}} \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial x_j} \quad (7)$$

其中

符號	物理量
$C_s$	Smagorinsky 模式常數
$\tilde{S}_{ij}$	速度梯度應變率張量 $\tilde{S}_{ij} = \frac{\partial \tilde{u}_i / \partial x_j + \partial \tilde{u}_j / \partial x_i}{2}$
$\nu_{sgs}$	渦流黏滯係數
$ \tilde{S} $	應變率值 $ \tilde{S}  = \sqrt{2\tilde{S}_{ij}\tilde{S}_{ij}}$
$Pr_{sgs}$	亞網格尺度 Prandtl 數

估算渦流黏滯性係數的常用方法主要是 Smagorinsky[8]在 1963 年提出混合長度近似法 (mixing length approximation)，其渦流黏滯性係數可計算如下：

$$\nu_{sgs} = (C_s \Delta)^2 |\tilde{S}| \quad (8)$$

Smagorinsky 模式存在不合理的缺點，也就是在  $C_s$  經常被定為常數 ( $C_s: 0.1-0.25$ )。此設定往往導致模擬渦流消散速率 (dissipation rate) 太快，與紊流理論所提出渦流消散特性相違背。一般而言，在紊流場中大渦流會消散成數個中渦流，中渦流則會消散成數個小渦流，這個消散過程如果不受到邊界影響，則紊流頻譜圖將會在慣性尺度下渦流消散速率依循一個固定斜率 5/3。Mason 等人[9]提出使用以下方程式計算  $C_s$ ：

$$\frac{1}{\lambda^n} = \frac{1}{\lambda_0^n} + \frac{1}{[\kappa(z+z_0)]^n} \quad (9)$$

其中 von Karman 常數  $\kappa \approx 0.4$ ， $C_s \Delta$  為模型中的長度尺度，而  $\lambda_0 = C_0 \Delta$  為距離壁面的長度尺度， $z_0$  為粗糙度。 $C_0$  和  $n$  為可調整的參數，Mason 等人分別使用不同值 ( $C_0 = 0.1 \sim 0.3$ 、 $n = 1, 2, \text{ and } 3$ ) 代入。

### 2.1.1.2 計算應用力學

利用三維有限元方法來求解耦合複雜物理場之熱應力，並在適當的邊界條件下進行求解以防止剛體位移[10-12]。通過使用數值方法求解系統矩陣可以保證收斂。而且，與大多數商業軟件一樣，在本項目中採用了應力恢復技術來處理應力場。為了確保模塊的魯棒性 (robustness)，不僅將所有基準測試問題與世界著名的商業軟件 ABAQUS® 進行比較，還將為該項目得出確切的解決方案。

### 2.1.2 開放源碼軟體

本計畫之自主程式開發為著重於求解器的撰寫，但為了驗證程式內容的正確性，必需藉由其它具有模型建模、網格切割、圖形化結果等功能的數個軟體才得以輔助完成。不過既然本計畫是為了自主性的目的而申請，另一方面也是為了日後的整體專案能夠順遂執行，因此本團隊希望可以全部使用具有開放程式碼的軟體，包括作業系統，如此所謂的開發自主性才可稱為完整。

#### 2.1.2.1 自主開發環境架構

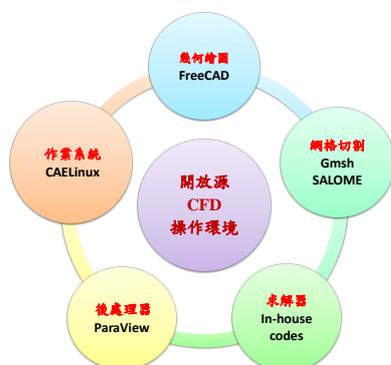


圖 1、自主開發環境架構圖

當熟悉了解計算工程力學的相關理論公式後，則必需開始實際進行求解的解析工作。依照使用的目的及需求，不論是何種計算力學

模擬，其模擬步驟皆可區分為前處理、數值求解與後處理等三大區塊。每個區塊皆有其重要性和必要性，且各個領域的模組亦必需互相兼容，如此缺一不可才可完成航空發動機之數值模擬/整合的任務。本計畫規劃使用的開發環境架構如圖 1 所示。本計畫的求解器將會採用近代軟體的設計概念，即是將各個不同領域的求解器皆以模組化的方式與主程式相互連接，如此不但可以個別地運作開發，且利用此種模板設計的模式概念，可以大大地增加程式的設計彈性與可擴充性。

#### 2.1.2.2 前處理開放源碼軟體

前處理器的主要目的是將欲分析物件的詳細資訊，如尺寸、邊界條件和物理機制等，進行繪製模型、建立計算區域、網格分割與設定參數等工作，並轉換成之後求解器能夠接受的檔案格式。通常前處理軟體泛指具有繪圖功能的電腦輔助設計 (Computer-Aided Design, CAD) 與網格產生軟體的集合，其必需至少包含以下功能：繪製模型、定義流體計算空間、計算空間的離散化、指定模擬的類型、指定數值模型、定義邊界條件和定義初始條件等。本團隊分別針對繪圖與網格生成的兩大主要功能，加上實用上便利性的考量，以及資源文件的完整性，將在本計畫使用 FreeCAD 做為繪製模型的工具，另外則使用 Gmsh 與 SALOME 兩個軟體處理網格切割。

#### 2.1.2.3 後處理開放源碼軟體

後處理的部分主要可分為數據分析與繪圖功能。其中數據分析模式可以依使用者指定的座標點，在軟體之圖形界面上顯示出兩種不同參數的曲線圖 (profile)，或執行輸出速度、壓力、溫度等數據並給其它分析軟體使用，亦可以同時進行時序分析等處理；在繪圖功能的方面，後處理必需容易地繪製出輪廓圖 (contour)、向量圖 (vector)、流線圖 (stream line)、粒子追蹤圖 (particle trace) 或是動畫影像等。主要是以視覺化的方式，呈現出整體速度場、壓力場、溫度場等結果，可以更完整地瞭解計算區域內細部的資訊。

因為開放源求解器並沒有圖形使用者界面，因此求解器的後處理指令是將數據顯示於命令主控台，或是將計算的結果輸出至檔案中，

再由後續的後處理軟體進行分析。純粹執行後處理工作的開放源軟體，且已具有完善的功能與多年的發展歷史，市面上以 ParaView 軟體使用率最高。

#### 2.1.2.4 開放源碼作業系統

目前所提及的開放源軟體皆支援跨平台的安裝，皆可安裝在 Windows 或 Linux 作業系統的平台，但若完成開發高效能的計算流體力學與有限元素分析工具開放源環境，則將上述軟體安裝在同樣開放原始碼的 Linux 作業系統上為目前最適合的開發平台。本團隊預計試著使用 CentOS 或是工程專用的 CAELinux 做為本計畫的作業系統平台。主要是因為 CentOS 作業系統穩定，而 CAELinux 則為已包含許多常用的工程計算軟體，如 FreeCAD、SALOME、Gmsh、OpenFOAM 和 ParaView 等，如此就可以省去個別安裝不同軟體所花費的時間，以及排除可能的安裝錯誤發生。

### 2.2 吸氣式推進系統核心組件實驗平台與實驗技術

開發自主模擬程式過程中，需要大量的實驗驗證，而建立實驗驗證技術也是本計畫之重點，本期計畫在資源有限的情況下，將以吸氣式推進系統關鍵組件所需之相關驗證實驗需求，進行三個主要實驗室之實驗技術研究與設備設計規劃，除了能驗證自主程式之準確性外，後續更能投入實驗能量協助中科院加速完成自有吸氣式渦輪發動機研製之艱難任務。以下分別針對核心組件包含壓縮機、燃燒室與渦輪機測試驗證之能量需求分析及實驗平台與實驗技術介紹：

#### 2.2.1 壓縮機組件實驗平台

由於渦輪發動機的高速、高複雜性和高功率實驗需求，運行中的具有代表性的壓縮機實驗設施並不多，大多數壓縮機實驗平台使用低速測試，研究低速壓縮器。雖然可以學到很多東西，但壓縮器空氣動力學設計可能取決於可壓縮性效應和邊界層效應，因此匹配馬赫數和雷諾數是重要的。這樣的高速測試設施可以提供提高性能和/或降低維護成本的寶貴解決方案。為完全模擬高速壓縮後級的高速葉片，需

要匹配表面粗糙度和湍流強度等因素。現代壓縮機在非常靠近失速線處運行以獲得更高的壓力比率，因此正確的失速開始預測非常重要。失速前出現的壓力波表現不同，具體取決於壓縮機速度，因此要求轉速匹配實際失速正確分析的條件。

由驅動功率限制，大學研究中心內高速壓縮機設施傾向於測試單級壓縮機，但這不代表多級壓縮機的真實環境。匹配馬赫數和雷諾數的多級高速壓縮機測試可以更準確地表示重要的級間葉片相互作用流場。本子計畫配合需求單位規格，進行 1000 磅推力等級渦輪發動機之壓縮機實驗平台建置，一般而言軸流式壓縮機實驗平台需要渦輪機 (turbine) 提供大量功率驅動，但渦輪機在實驗研究環境中通常不可用。此外研究用壓縮機通常會按比例放大，以便為儀器留出空間，另一方面壓縮機實驗平台測試包含的級數越多，流場就越能呈現實際壓縮機中葉片列相互作用存在的問題，但一般軸流式壓縮機實驗平台因驅動系統可用功率的限制，通常限制可以研究壓縮機的有限級數。

本計畫配合需求單位規格，進行 1000 磅推力等級渦輪發動機之壓縮機實驗平台 (test rig) 建置，測試能量規劃範圍除符合中科院提供之壓縮器測試外，主要包括所謂的標準壓縮器測試模組作為未來研發設計測試之用，標準壓縮器測試模組為一入口導向葉片 (IGV) +3 級軸流壓縮機組件。

關於壓縮器葉片測試能量方面，當前大多數生產的壓縮機中使用壓縮葉片翼型系列包括 NACA65 翼型、雙圓弧翼型 (Double Circular Arc, DCA)，多圓弧翼型 (Multiple Circular Arc, MCA) 及受控擴散翼型 (Controlled Diffusion Airfoil)，其中 NACA65 翼型多用於次音速，雙圓弧翼型 (Double Circular Arc, DCA) 及受控擴散翼型 (Controlled Diffusion Airfoil) 主要用於高次音速到超音速，多圓弧翼型 (Multiple Circular Arc, MCA) 用於穿音速到低超音速。本研究標準壓縮器測試模組中壓縮葉片選擇，因轉子轉速範圍介於 10000 RPM 以上，入口相對速度將達穿音速，因此進口導向葉片 (Inlet Guide Vane, IGV) 和轉子葉柵葉片可能選擇為組合雙圓弧 (Double Circular Arc, DCA) 及多圓弧 (Multiple Circular Arc, MCA) 設計翼型，而三個定子是雙圓弧翼型 (Double Circular Arc, DCA) 或受控擴散翼型

(Controlled Diffusion Airfoil) 系列翼型。

## 2.2.2 壓縮機葉片量測技術

本計畫預計進行葉柵風洞壓縮機葉片之速度場量測以及葉片表面壓力量測。

### 2.2.2.1 速度量測技術

速度場目前預計以熱線感應探針，伸入量測葉片間特定範圍之速度場，藉由量測之速度場對壓縮機葉片間之流場結構進行分析，並以此探討壓縮機葉片之性能。以葉柵風洞進行壓縮機葉片之研究，是依據將壓縮機轉子之葉片展成一無限長之葉柵來擬合實際轉子之情況，在這個假設下所有葉片間之流場皆應相同。但實際上無法以無限多片葉片之葉柵來進行實驗，而以有限葉片所量測之結果，在靠近邊緣葉片周圍的流場會受到風洞壁面等邊界層影響，因此在進行葉柵流場量測時，會以中間葉片之流場來進行探討與分析，並確認中間葉片周圍流場之週期性，來確保以有限葉片得到之結果符合上述假設。根據這個條件，本計畫之葉柵風洞壓縮機葉片之速度場量測也將以中間葉片之流場來進行量測。本計畫設計之葉柵風洞壓縮機葉片模型共有 7 片，因此本計畫預計使用熱線探針，對中間第 4 片葉片模型之周圍兩側葉片間通道範圍，進行速度場之量測。在參考過去文獻[13]對葉柵葉片流場之週期性之量測方式，本計畫之葉片量測範圍亦會包含葉片模型後方之流場，預計量測範圍參照過去文獻規劃為葉片模型向後延伸 0.5 倍弦長之範圍，綜合上述預計量測之葉片周圍之速度場範圍如圖 1 所示之紅色虛線範圍。

根據過去文獻[13]，在邊緣之葉片增加尾板的設計，可以有效提升低速下中間葉片之流場週期性，使葉柵風洞之量測結果品質較好更符合實際壓縮機轉子葉片之流場現象。因此本計畫設計於第 1 與第 7 片葉片之翼後緣連接可調整角度之尾板，由於在特定圓盤以及葉片角度，產生之出口速度場方向在進行量測前無法得知，因此在每個欲進行量測之圓盤與葉片角度下，會先進行不同尾板角度下葉片模型後方之速度場量測，並找出最適當之尾板角度作為此圓盤葉片角度之速度場量測時使用之尾板角度。

本團隊使用熱線速儀系統為 Dantec 公司

所製造，其系統採用以恆溫測速原理為基礎之恆溫測速模組，可進行高精度瞬時速度量測。熱線測速儀系統包括：含有溫度校正裝置的主機 (main frame)、內嵌式恆溫測速模組 (CTA module 90C10)、熱線感應探針、資料擷取系統 (data acquisition, DAQ) 進行熱線實驗數據的截取及轉換。

選用交叉陣列熱線探針 (型號 55P61)，如圖 2、表 1，其原理由兩組相互垂直的熱線探針所組成，兩隻熱線探針與主軸呈  $\pm 45^\circ$ ，其中兩條熱線分別可以獲取與各自軸垂直方向之合成速度，在於沒有 z 方向之速度的假設下可以計算出 x 與 y 向之速度分量量值。因此在已知流場流向之象限下得以得知當下流場之瞬時速度。

在進行葉片周圍速度場量測時，目前規劃先將圓盤、葉片與尾板調整至指定角度，將熱線探針架在一移動平台上並使用程式控制將探針移至指定之量測點進行量測，以此量測欲量測之截面範圍速度場。藉由不同圓盤角度與葉片角度之量測結果，可以了解此葉片模型在不同來流角度及葉片排列之幾何形狀下葉片周圍速度場之結果，其結果亦能推測此壓縮機葉片設計在不同運作條件下之狀況。

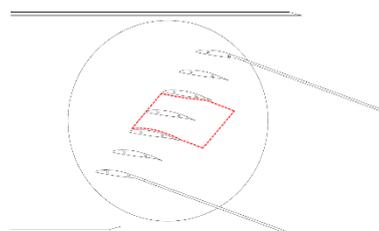


圖 1、中間葉片周圍速度場量測範圍

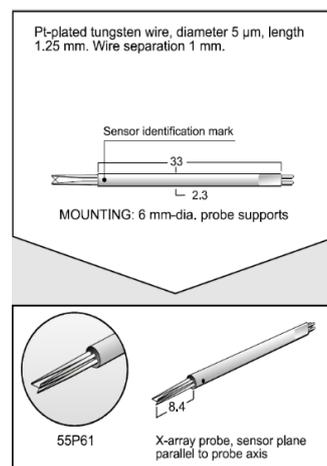


圖 2、交叉陣列熱線探針示意圖

表 1、交叉陣列熱線探針規格參數

Technical data for miniature wire sensors	55P61 (Dantec)
Medium	Air
Sensor material	Platinum plated tungsten
Sensor dimensions	5 $\mu\text{m}$ dia, 1.25 mm long
Sensor resistance R20 (approx)	3.5 $\Omega$
Temperature coefficient of resistance 20 (approx)	0.36%/ $^{\circ}\text{C}$
Max. sensor temperature	300 $^{\circ}\text{C}$
Max. ambient temperature	150 $^{\circ}\text{C}$
Max. ambient pressure	Depends on the Type of mounting
Min. velocity	0.05 m/s
Max. velocity	500 m/s
Frequency limit fcpo (CCA mode, 0 m/s)	90 Hz
Frequency limit fmax (CTA mode)	400 kHz
Technical data for miniature wire sensors	55P61 (Dantec)
Medium	Air
*Influence from natural convection up to approx. 0.20 m/s	

### 2.2.2.2 葉片表面壓力量測

葉柵風洞試驗包括空氣動力學、結構與振動等不同面向的測試與分析，可用於驗證設計理論的有效性和設計方法的可靠性，以及氣動

力設計的準確性。試驗中常利用傳統壓力感測器及螢光壓力感測塗料 (Pressure-Sensitive Paint, PSP) 量測葉片表面壓力分布；利用 PIV 量測葉片周圍速度場分布技術，研究葉片設計的相關空氣動力學問題及掃描式雷射都卜勒測振儀 (Scanning Laser Doppler Vibrometer, SLDV) 測試葉間振幅的相關振動校應分析，進行空氣動力學與結構動力耦合之相關研究。

常見的量測物體表面壓力的方法是使用壓力管或各式壓力感測器，但這些方式接需在模型表面安排孔洞並連接壓力量測元件，對於壓縮機的轉動葉片來說，會有壓力傳輸管線以及孔洞影響壓縮效率的問題；即使是在非轉動的葉柵試驗中，對於壓力量測孔洞的位置以及模型的製作也都是相當費時費工的工作，並且仍只能夠得到局部的壓力數值，未必能全面並準確的觀察特殊流場現象的發生。本研究將使用成大航太中心與中科院合作開發之壓力感測塗料(PSP)量測技術，進行非侵入式且全域性的表面壓力量測，首先將在葉柵試驗中進行葉片表面壓力之量測，並與前述 PIV 速度量測結果進行綜合分析；後續亦規畫將此量測技術在全尺寸模型測試中進行，可用於觀測葉尖間隙上的表面壓力變化，以及配合噪聲試驗進行聲固耦合的相關研究。

### 2.2.3 燃燒室組件實驗平台

各國學研單位現有燃燒室測試平台規格比較。依據入口壓力、溫度和空氣質量流率三項參數及功能，了解氣渦輪機燃燒室測試平台的設計規格，如表 2 所示。另將表 2 的入口壓力和空氣質量流率繪製成圖 3，由圖中可看到除部分國家實驗室級單位外，大多學術單位所建置的平台空氣壓力都在 2 MPa，流率都在 5 kg/s 以下，且進行以流率 5 kg/s 壓力 4MPa 的能量需求分析。

表 2、各國燃燒室之文獻整理

Name	Location	Air Inlet Condition			Fuel Blends
		p[bar]	m(kg/s)	T[°C]	
Europe					
IKDG	Aachen, Germany	24	12	550	NG(40 bar, 850 kg/h)
HBK2	DLR, Cologne, Germany	40	30	700	Kerosine, oil, naphtha, NG, syngas
HBK3	DLR, Cologne, Germany	40	7	700	Kerosine, oil, NG
HBK4	DLR, Cologne, Germany	40	45	700	CH <sub>4</sub> , CO <sub>2</sub> , N <sub>2</sub>
LSM	Helmut Schmidt University, Hamburg	2	10	630	NG
ENEL	Sesta, Italy	25	42	N/A	NG, H <sub>2</sub> 1100kg/h, CH <sub>4</sub> 2500kg/h, CO <sub>2</sub> (10-30%), Propane, Butane, CO, N <sub>2</sub> , liquid fuels T=150°C
SIT	Finspong, Sweden	1	N/A	N/A	NG, CH <sub>4</sub> , N <sub>2</sub> , CO <sub>2</sub> , C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>
HPAF	Lincoln, UK	19	M/A	N/A	Gas mixture plant, NG, CO <sub>2</sub> , N <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> , CO, C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>
HPCR	Cardiff University, UK	16	5	630	H <sub>2</sub> , CH <sub>4</sub> blends, CO <sub>2</sub>
North America					
GTTL	GE Greenville, SC, USA	31	50	510	N/A
GEAE	Evandale, OH, USA	24	49	500	N/A
Solar	San Diego	7.5	16	316	N/A
PSM	Jupiter, Florida USA	24	27	650	NG, H <sub>2</sub> , CH <sub>4</sub> , C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> , C <sub>3</sub> H <sub>8</sub> , C <sub>4</sub> H <sub>10</sub>
CE-5B-2	NASA Glenn Research Center, USA	31	5.5	730	N/A
DGTC	NETL, USA	10	0.75	330	NG, Liquid fuel
Asia					
MHI 1	Takasago Machinery Works, Japan	16	50	N/A	NG, Oil, Methanol
MHI 2	Japan	1.1	20	N/A	NG, Oil, C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> , Methanol

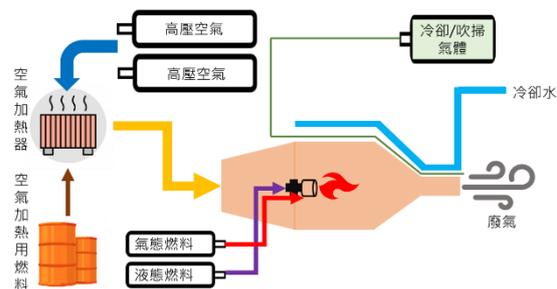


圖 4、燃燒測試平台所需附屬液氣源示意圖

在空氣流率 6 kg/s 及壓力 1 MPa 之條件下，計算燃燒室加熱所需之焓值差、一次實驗噴嘴所需的燃料量及所需總冷卻水量。圖 5 為燃燒室測試平台中不同流率下所能供應空氣量之時間。利用式 (10) 計算氣源在不同壓力下，可穩態供氣的維持時間。

$$(P - P_0) \times V = \dot{m} \times R \times T \times t \quad (10)$$

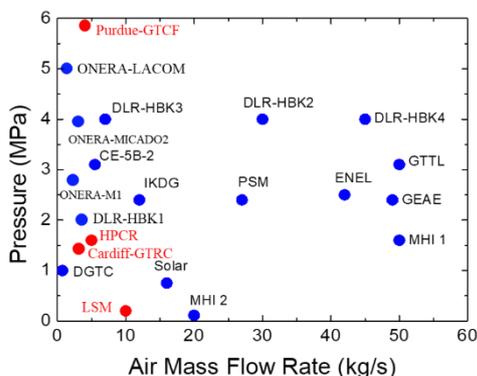


圖 3、燃燒室平台之入口壓力和空氣質量流率

圖 4 為燃燒測試平台附屬液氣源設備關聯示意圖。一套完整燃氣渦輪機燃燒室測試平台除高流量之高壓空氣源外，尚須高功率空氣加熱裝置連續加熱高壓高流率空氣，以獲得高溫空氣；加熱裝置需燃料及電源供應能量。燃燒測試除需液態，實驗平台也可能需要氣態燃料點火或做為母火。另尚須供應機台及尾氣冷卻所需之冷卻水，及冷卻與吹掃所需之吹掃氣體，系統頗為繁複。本季針對最新設計需求，空氣流率 5 kg/s 壓力 1 MPa 條件下進行能量需求分析。

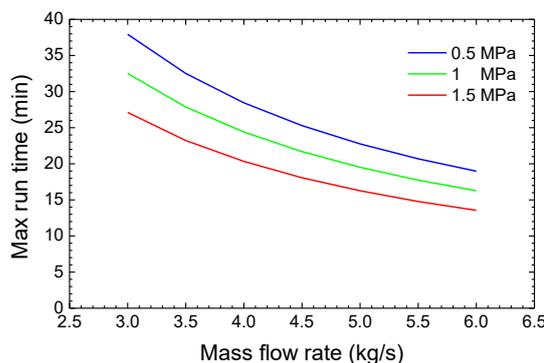


圖 5、不同流率下供應空氣量之時間

### 2.2.4 可調變二極體雷射吸收光譜 (TDLAS) 量測技術建置

針對渦輪機燃燒室之高壓高溫反應流場條件，仍需進行設備擴充與技術精進。盤點缺口後，目前較為欠缺能直接量測燃燒室尾端之溫度與成分之非侵入式監診技術。而這兩個參數又跟燃燒效率之量化習習相關。因此規劃發展可調變二極體雷射吸收光譜法 (Tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS) 來滿足此項量測需求。利用多頻道 TDLAS 將可同時獲得燃燒尾氣中主要成分如 O<sub>2</sub> 及 CO<sub>2</sub> 的濃度，並據以計算溫度。雖然 TDLAS 雖為單成分分子之 1-D 之視線 (line-of-sight) 量測，但未來可擴充多頻道同時量測多種成分，並透

過重建演算法獲得二維溫度與濃度分布。一套 TDLAS 設備包括二極體雷射功率與溫度控制器，二極體雷射、紅外線光偵測器 (photo detector) 以及鎖相放大器。系統需先視所欲量測之分子及吸收頻帶找到可搭配之二極體雷射，藉由改變雷射控制器輸出給二極體雷射之驅動電流調變雷射波長掃描分子的吸收頻帶。由光偵測器接收之雷射強度可得吸收帶各波長之吸收率，據以按 Beer-Lambert Law 反算分子濃度。渦輪引擎燃燒器之燃燒化學轉換效率可以包含二氧化碳排放係數、數種不同方式評估，律定標準。渦輪引擎燃燒是在噴霧燃燒之燃油噴霧揮發速率及混合速率甚高的假設條件下，渦輪引擎燃燒室效率較常以燒速率模式 (burning velocity model) 來估算。此模式可推導出燃燒效率與燃燒的反應速率參數有重要的關係，稱為  $\theta$  參數。

$$\eta = f(\theta) \quad (11)$$

此  $\theta$  參數與進口壓力、溫度、流量、截面積、燃燒室長度有關，可表示為：

$$\theta = \frac{P_3^{1.75} A_{ref} D_{ref}^{0.75} \exp(T_3/300)}{m_A} \quad (12)$$

其中， $P_3$  為進口壓力， $T_3$  為進口溫度， $m_A$  為空氣質流量， $A_{ref}$  為燃燒室的參考截面積， $D_{ref}$  為燃燒室的參考直徑。此反應速率參數為渦輪引擎設計時評估燃燒效率之重要參數。通常固定空燃比下，在較低  $\theta$  區域燃燒效率會隨  $\theta$  值增加而快速提升，但當燃燒效率達 90% 以上，則升幅趨緩。燃燒效率  $\eta$  與  $\theta$  的函數關係，需透過實測燃燒效率來獲得。

## 2.2.5 渦輪機組件實驗平台與技術開發

軸功的量測主要是利用動力計 (dynamometer)，它是一種可以藉由連接軸輸出同時測得轉矩與轉速，進而計算功率之輸出。我們所提到的動力計大多屬於前述這一類型的扭矩-功率動力計，藉由被測動力系統輸出而動力計成為負載的型式，操作過程中動力計

的功率吸收單元 (PAU) 吸收被測動力系統產生的功率，並且將吸收的功率轉化為熱量，熱量通常消散到環境空氣中或轉移到冷卻水中，最後再藉由冷卻水塔將能量消散到空氣中。動力計測功的方式藉由以下方程式來計算動力系統所發出來的功。

$$P = \tau \omega \quad (13)$$

其中  $P$ 、 $\tau$ 、 $\omega$  分別為功 (W)、扭矩 (Nm) 與轉速 (rad/s)，如果換算為馬力單位的話，可以使用 (14) 加以表示

$$P_{hp} = P/745.7 \quad (14)$$

水制動 (water-brake) 動力計是一種運行穩定、可靠性高且易於維修的動力量測裝置，但是因其反應速度沒有電動機與渦電流動力計靈敏，因此主要應用在大型內燃機上，例如：大型乘用車輛、商用車輛、船舶引擎、飛機引擎與電廠渦輪機等或從事長時間的耐久測試之用，其作動原理是吸收單元的轉動軸上裝置許多經過特殊設計的半圓形葉片所組成，當轉動軸作動時，設置於軸上的葉片會將水導向至動力計殼上的定葉片，此時水在這些葉片周圍產生環形渦流式流動，使動力計外殼產生反作用力扭矩，經由負荷力測定機構將引擎輸出的扭力值讀出，動力計所吸收之動能也將轉變為熱能並經循環冷卻水將熱能帶走。這種動力計的控制方式依照各家廠商的設計方式亦有所不同，例如：改變主動葉片與固定葉片之間反作用力面積進而改變負載或是針對出水或進水量進行控制以改變負載，水制動動力計 (Water brake dynamometer) 的原理如圖 6 所示。經過初步調查與文獻回顧，雖然有許多公司均有水制動動力計產品，但是它們大多是車用系統，尤其是針對大扭矩輸出的柴油引擎；目前世界上專司渦輪發動機測功機製造商共計有兩家：第一家為英國的 Froude 另外一家是美國的 Kahn 公司，這兩家公司均擁有渦輪發動機測試的豐富經驗，唯設備價格非常高昂，且直接購置無法取得相關之設計技術，因此值得投入人力進行研究開發。

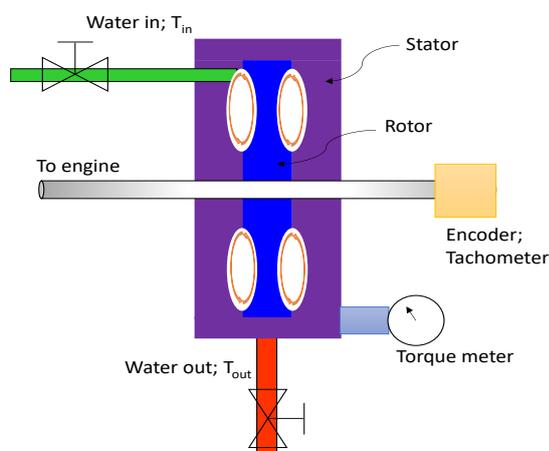


圖 6、水制動動力計原理架構圖

水制動動力計發明於 19 世紀 1877 年，英國工程師威廉·弗魯德 (William Froude) 開發出一種可以吸收和量測大型海軍引擎動力系統的機器，跟其他動力計比較起來，水制動動力計具備高功率吸收、尺寸小、重量輕以及相對較低的成本。水制動動力計的缺點主要是在於控制上，其操作方法大多使用液位控制模式，使用流量計與出水口閘來掌控液位的高低，使動力系統可以以特定轉速運轉，並且不斷使水循環以控制水溫，量測動力計輸出的扭矩來計算動力系統的功率輸出。

商用水制動動力計的轉子設計主要有兩種：平滑圓盤以及具備凹孔導流之種類，凹孔導流型又可以區分成簡易圓孔以及渦流導流形式，如圖 7 所示；平滑圓盤依靠邊界層流體產生的剪切力來達到動力吸收的效果來取得扭矩，而後兩種則是依靠渦流的效果來達成；如圖 7(c) 的形式具備效率較佳的優點，但是無法以非常高速運轉來符合渦輪的需求，因此渦輪的應用主要是使用圖 7(a) 與 (b) 這兩種。平滑圓盤水制動動力計的文獻最清楚的是 Evan(1973) 所著作的 NASA 報告，該文主要討論利用部分封閉浸沒旋轉盤通過紊流黏性剪力的吸收能量原理，來發展水制動之流場模型，並介紹一種利用向量圖將旋轉流、穿透流與二次流聯繫起來的方法，各種相關性能參數的分析都是透過維度分析所得。其結果顯示，當考慮核心旋轉流、穿透流和二次流的影響時，光滑圓盤可以完全浸沒在空氣與水中，測量的功率吸收會隨穿透流與轉速變化影響，使用向量圖計算出的從圓盤到核心以及從核心到外

殼壁的扭矩之間獲得一致性，說明利用流動模型與矢量圖之有效性。



圖 7、水制動動力計吸收盤原理：(a) 平滑圓盤 (Courtesy of Kahn®)；(b) (Courtesy of Kahn®) 與 (c) 凹孔導流型 (Courtesy of DYNOMite®)

凹孔導流型的水制動動力計設計相當多元，有些僅利用簡易的凹槽即可實現[14]，不過經過縝密的分析與計算可以獲得較好的效率，隨著電腦科技的快速發展，運用數值模擬搭配實作的研究也陸續出現，透過數值模擬可以讓我們快速地獲得所需要的設計資訊以減少不必要的實驗測試成本[15]。透過[16]的研究所提供的資訊可以了解到數值模擬對於不同轉子設計參數比較時之優越性，在他的研究中主要評估扭矩吸收率在不同參數下之吸收效率與其線性程度，研究中採用 Solidwork 模擬軟體做穩定流模擬分析，整體研究以三種不同運行速度來測試 21 種不同設計參數，並與相對低速下之基線測試結果做比較，將輸出的吸收扭矩值作圖分析，並與低速吸收扭矩做比較，發現在某些特測試參數，例如：轉子和葉片角度、圓角和轉子到定子間隙，都對吸收線性程度與效率有實質影響，在不考慮不良設計情況下，透過對轉子葉片進行圓角處理或者將定子葉片全轉軸傾斜負 15 度，則可以達到最高吸收扭矩效率。關於渦輪用高速水制動動力計來說，圓孔型吸收盤是常見的設計，然而其複雜的內部流場與吸收效率等特性均在該文獻中加以探討，尤其是空蝕損壞 (Cavitation damage) 一事更是值得我們注意[17]。最近一篇文獻提到使用數值模擬並且搭配實驗的水制動動力計相關設計流程與驗證的研究成果也是我們可以參考的對象[18]。

### 2.3 仿真 (emulation) 技術基础研究

在本計畫中，針對克里金模型，將由單一精準 (single fidelity) 的實驗結果建模開始。

再拓展至多精準 (multiple fidelity) 試驗，其源自於同一問題可能有數種不同精準度的數值解法，試著將各種解法的結果用於一個統計建模方法中。後再延伸至多類別的因子型態，不單只有連續型因子 (quantitative factors)，也可以將類別型因子 (qualitative factor) 納入建模考量中 [19-20]。除此之外亦可考量巢狀的因子結構 (nested structure) [21]。

### 填充準則 (Infilling criterion):

由於所提算法是基於逐次試驗 (sequential design) 及積極式學習 (active learning) 的架構，最重要的是在下一個實驗點的選取方法。而這會跟著不同的實驗目標而有所改變。

首先若目標在於替代模型的建構上。在直覺上，若要選取一個組的參數以進行下一個實驗，多數的情況我們可能會直接選取一組  $\mathbf{x}_{new}$  使得對應的反應變數的預測不確定性  $\hat{s}^2$  達到最大值，因為其為現在預測模型最無法掌控的實驗點。而這即是 maximum mean square error (MMSE) 準則 [22]。

針對參數最佳化或參數選擇的議題，可以採用期望改進量 (expected improvement, EI) 準則，這是由 Jones et al. (1998) [23] 所提出的。首先定義改進量  $I(\mathbf{x}) = \max\{y_{min} - Y(\mathbf{x}), 0\}$ ，則給定一個參數組合  $\mathbf{x}$  與其對應的反應變數估計值  $\hat{y}(\mathbf{x})$  及平均平方誤差  $\hat{s}^2(\mathbf{x})$ ，則在克里金模型的假設下，期望改進量為

$$E[I(\mathbf{x})] = \begin{cases} (y_{min} - \hat{y}(\mathbf{x}))\Phi\left(\frac{y_{min} - \hat{y}(\mathbf{x})}{\hat{s}(\mathbf{x})}\right) + s\phi\left(\frac{y_{min} - \hat{y}(\mathbf{x})}{\hat{s}(\mathbf{x})}\right), & \text{if } s > 0; \\ 0, & \text{if } s = 0. \end{cases} \quad (15)$$

其中  $y_{min}$  是現有的函數值中， $y(\mathbf{x}_i)$  的最小值， $\Phi(\cdot)$  與  $\phi(\cdot)$  分別代表標準常態分配的累積分配函數 (cumulative distribution function, CDF) 與機率密度函數 (probability density function, PDF)。在 (6) 式中可以分成兩個部分來解讀。第一個部分是  $y_{min} - \hat{y}(\mathbf{x})$ ，可以理解成是估計值相較於現有的最小值的「改進量」，而  $\Phi\left(\frac{y_{min} - \hat{y}(\mathbf{x})}{\hat{s}(\mathbf{x})}\right)$  則代表「至少改進

量」的機率；第二部分則是包含不確定性  $s$ ，這一部分會讓 EI 準則在除了改進量高的地方外，也會傾向往不確定性高的地方做搜索。由此可以看到期望改進量 EI 事實上巧妙地包含了「改進 (exploiting)」與「搜索 (exploring)」兩個部分，即免除了前述單純考慮改進時可能遇到的問題。此期望改進量即是我們所採用的 EI 準則。對於選定下一個實驗的參數組合  $\mathbf{x}_{new}$  的問題，可以轉化為求取一個  $\mathbf{x}$  使得 EI 值達到最大化，即

$$\mathbf{x}_{new} = \operatorname{argmax}_{\mathbf{x}} E[I(\mathbf{x})]$$

實務上在使 EI 值達到最大化的過程中，我們常使用各種啟發式演算法如基因演算法或粒子群演算法來完成。

除了 MMSE 準則及 EI 準則外，其他相關的填充準則亦會考慮，例如，EQIE 準則 [24] 是針對多精準 (multiple fidelity) 試驗。

仿真技術基础研究，主要任務規劃為建置如下圖 8 流程所述各項步驟中相對應的 R 及 Python 模組，並將各功能模組整合成一個參數校調及最佳化函數集 (package)，供各界領域專家使用。其中，關鍵的三項模組為：初始設計生成模組、代理模型建模模組及填充準則最佳化模組，針對領域專家的數值試驗專案，首先由初始設計生成模組提供期初訓練代理模型所需的輸入參數組合  $X$ ，投入專案的數值試驗程式產生輸出變量  $y$ ，數值試驗參數及對應結果可使用資料庫保存，自資料庫中取參數  $X$  及輸出  $y$  投入代理模型建模模組建立代理模型，接著將代理模型投入填充準則最佳化模組產生下次試驗建議的輸入參數值，領域專家以此新參數投入數值試驗程式取得新的輸出變量更新資料庫，進入下一個「代理模型建模→填充準則最佳化→電腦試驗→資料庫更新」循環，直到試驗結果符合專家期望後終止。除了主要功能模組外，參數校調及最佳化函數集也預計收錄數值函數的參數最佳化問題，如 Surjanovic and Bingham (2013) [25] 及 Oldenhuis (2021) [26]，作為示範例數值函數庫，以簡化快速的範例仿照實際電腦模擬參數最佳化的試驗流程，供模組功能演練、測試與教育訓練使用。

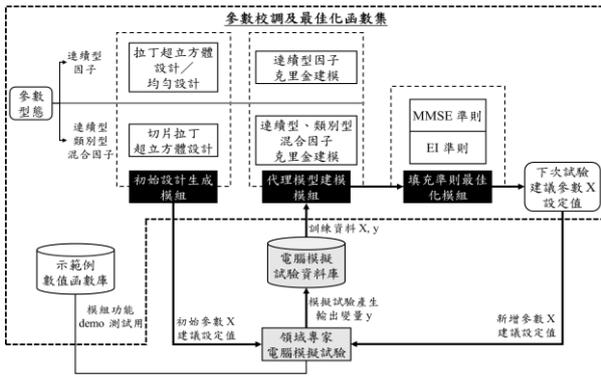


圖 8、參數校調及最佳化函數集模組規劃

### 三、研究成果

#### 3.1 流場計算(CFD)程式之基礎模組撰寫

以菱形翼為案例，在入流速度為 1.28 馬赫時，流場為 attached shock wave，因此會有馬赫角的產生，在此入流速度會比較流場馬赫數以及馬赫角的結果，圖 9 為 OpenFOAM 及 STAR-CCM+ 的流場馬赫數結果，由圖可以看到入流速度在 1.28 時，兩者流場的結果近似。而此流場有馬赫角的產生，菱形翼在馬赫數為 1.28 的馬赫角理論值為  $60.4^\circ$ ，OpenFOAM 的馬赫角為  $59.87^\circ$ ，STAR-CCM+ 的馬赫角為  $61.09^\circ$  兩者與理論值的差距都非常小。

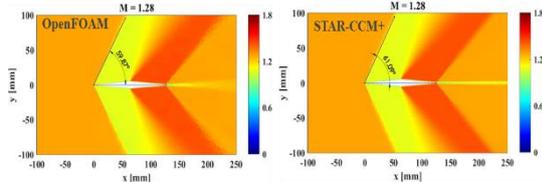
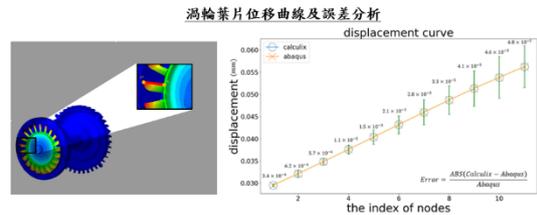
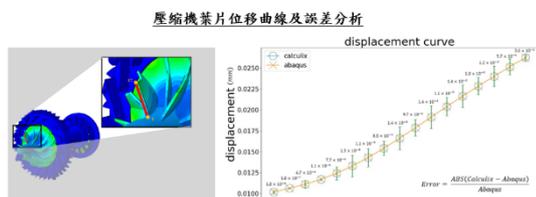


圖 9、Ma = 1.28 馬赫數 contour

#### 3.2 進行結構分析之應變場(FEM)計算程式基礎模組撰寫

以 KJ-66 渦輪引擎壓縮機葉片及渦輪為標的，計算其受離心力作用時之應力場及位移場，並針對開源軟體 (Calculix) 與商用軟體 (Abaqus) 所計算之結果進行誤差分析。



#### 3.3 壓縮機葉片性能測試設備(葉柵風洞)：

規劃於成大航太中心低速循環式風洞測試段進行葉柵模型之壓力流場量測技術初步試驗，風洞風機動力系統為 450 HP、實驗風速範圍為 5 m/s 至 67 m/s、測試段尺寸為 2.77 m (長) × 1.83 m (寬) × 1.22 m (高)，如圖 9 所示。

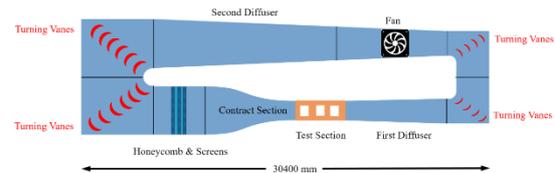


圖 9、成大航太中心低速循環式風洞

本研究的壓力敏感測量實驗都在低速循環風洞中完成，葉柵葉片模型如圖 10，葉片構型為 NACA 65810，詳細參數如表 4，參數訂定為依照第二階段之設計參數，葉片模型尺寸規格皆與第二階段相同，預期可做為第二階段之初步測試，亦可與第二階段之結果進行比較。使用之風速範圍為 5 m/s 至 30 m/s，葉片表面壓力量測選用擷取訊號之相機為高性能數位 14bit 的 CCD 照相系統 PCO. Pixelfly、搭配高速攝影機為 Photron Fastcam SA-X camera、感測塗料 ISSI 公司 UniFIB 及底漆 SCR-100。

參考 GAO Limin 等學者在透過葉柵模型光學窗口進行中間葉片壓力感測量測，如圖 10，因此，本團隊運用壓力感測塗料 (Pressure-Sensitive Paint, PSP) 量測技術，葉片構型為 NACA 65810，如表 2，在葉柵風洞模型之第 3 及第 4 葉片進行低速流場非侵入式且全域性的葉片表面壓力量測，如圖 11。

考量壓力螢光感測研究在低速流場中壓力變化相對於穿音速風洞中小，較小之壓力變化導致螢光強度變化也較小，因此選用高壓力敏感度之螢光感測塗料螢光感測塗料為 ISSI 公司所製造的 UniFIB，並搭配 ISSI 公司之白

色模型底漆 SCR-100。UniFIB 特色為擁有高壓力敏感度，且對溫度有較低的敏感度，此漆由於結合了溫度敏感壓力塗料，可以修正循環式風洞開起一段時建後會造成溫度上升，圖 12 為 UniFIB 塗料激發波長約 380 至 520 nm 之間，表 3 為此塗料之規格，放射波長峰值約落在 650 nm，其壓力敏感度為 0.7% per kPa，反應時間為 300 ms。

選用之 UniFIB 壓力螢光感測塗料之光譜可知其最佳激發光波長為 400 nm 且放射波長落在 650 nm 左右，本研究使用燈源為 Revox SLG-55 白光點光源，波長範圍在 300 至 800 nm 之間，由於該實驗 PSP 最佳激發光波長為 400 nm，因此本實驗光源搭配 550 nm 低通濾鏡，控制激發光波長落在 400-550 nm。PSP 擷取訊號相機為使用高性能數位 14bit 的 CCD 照相系統 PCO. Pixelfly，搭配帶通濾鏡 (band pass) 為 BPF: 650 ± 25 nm，幫助接收最佳放射波長範圍，也可阻擋激發光光源波長，擁有高解析度 1392x 1040 pixel，擁有著高量子轉換速率，曝光時間可以低至 1 μs。

首先，本實驗將噴塗壓力螢光感測塗料的第 3 及第 4 葉片放進壓力校正艙內，如圖 13，壓力校正區間約為 99.3 kPa 至 102.3 kPa，以獲得而光降解率與壓力靈敏度。

相機與光源架設部分，CCD 相機鏡頭應盡可能與光學玻璃光垂直，而光源與相機之間的夾角則越小越好。在相機對焦完成且光源與相機位置確定後，將調整相機與光源光圈，確認相機在能接收壓力螢光感測塗料的最高螢光亮度下，低於 CCD 相機量測的極限，避免過強的光會損害 CCD 的感光元件且有過曝情形產生。

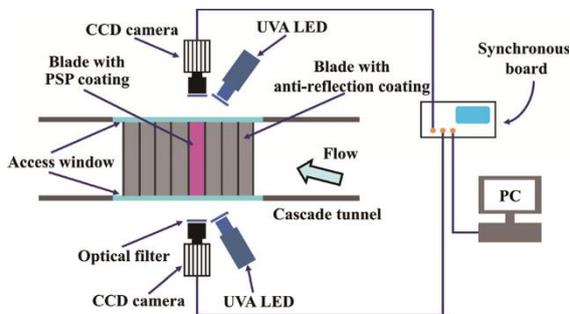


圖 10、PSP 測量系統

表 2、葉片參數

項目	參數
翼型	NACA 65810
弦長	150 mm
翼展	315 mm
間距	80 mm

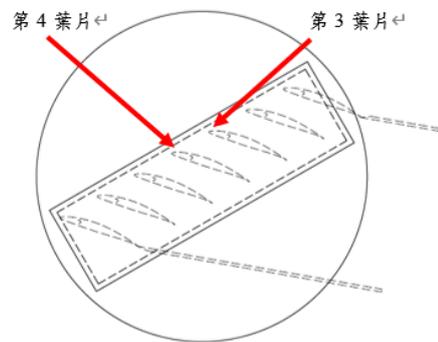


圖 11、第 3 至第 4 葉片表面壓力量測

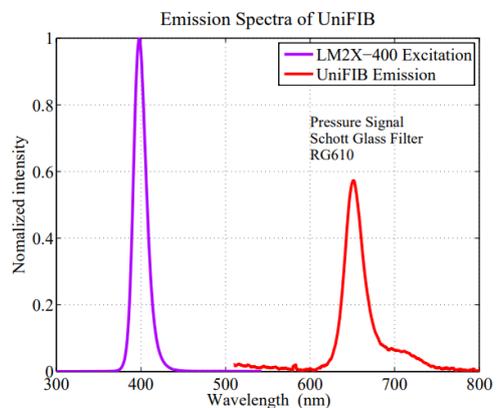


圖 12、激發波長及放射波長範圍光譜

表 3、壓力光感測塗料規格

項目	規格
Pressure sensitivity	0.7% per kPa
Temperature sensitivity	0.5% per °C
Response time	300 ms
Excitation	380 to 520 nm
Emission	620 to 750 nm
Photo degradation rate	1% per hour

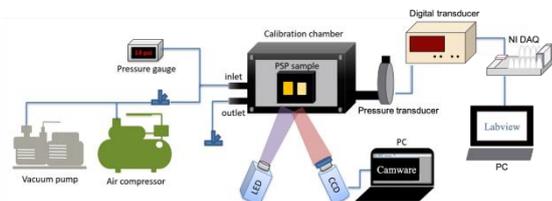


圖 13、壓力校正示意圖

### 3.4 高壓噴霧可視化實驗平台

利用高速 640 nm 二極體雷射光源同步高速攝影機，以陰影顯影 (shadowgraph) 進行噴霧顯影。影像曝光時間最短可達 10 ns 以有效凍結高速移動之噴霧顆粒，取像率可高達 9000 fps 以上，足以解析噴霧之動態變化。取像鏡頭使用 2 倍放大微距鏡，藉由其數百微米之極薄景深獲得焦平面上之液體顆粒影像以供後續分析。圖 14 為噴霧可視化平台 PID 圖，設計噴嘴開關的控制方式為使用電磁閥控制氣源，再利用氣源來驅動氣動閥控制噴嘴啟動，可以避免當實際使用可燃性燃料時，因為電磁閥之高溫引燃燃料發生危險。整體開關延遲時間，在 10 ms 以內。噴注壓力 (injection pressure) 可由儲液罐上游充壓氣體 (pressurant) 之調壓閥控制。噴霧啟動控制方式切換手動及程式控制；手動控制使用彈簧按鈕作為控制開關，程式控制則透過多功能模組化數據擷取與控制器連結電腦以 Labview 程式驅動並進行數據擷取紀錄。圖 15 為噴嘴可視化平台之模型圖與實際圖。

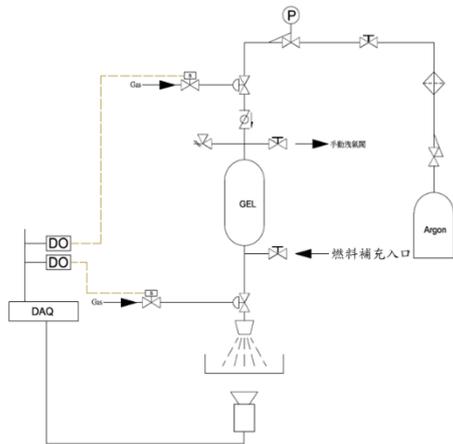


圖 14、噴霧可視化平台 PID 圖

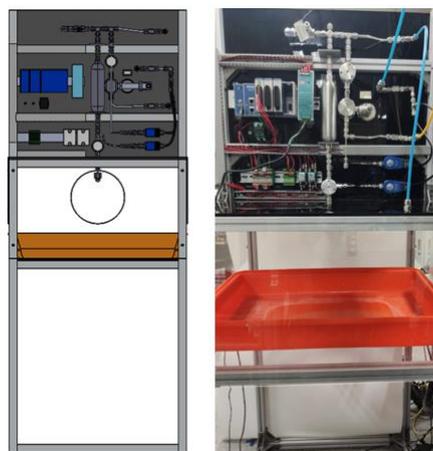


圖 15、噴嘴可視化模型與實際照片

### 3.5 燃燒室光學量測技術 (成分量測)

光學量測中，成分量測的兩種非接觸式的量測技術，分別為直接吸收法與波長調製法。直接吸收法架設光路如圖 16，其工作原理是通過改變雷射的工作電流或溫度對雷射的輸出波長進行調製，獲得一條覆蓋無吸收段和吸收峰的完整吸收曲線。

直接吸收法設備配置兩面反射鏡，使雷射進行 multi-pass，使其增加光程，以提高吸收率，並且利用訊號產生器給定一個鋸齒波使雷射電流控制器 (LDC205C) 可自動掃頻無須手動調控，以增加掃頻速度。

波長調製法架設光路如圖 17，利用鎖項放大器輸出一個高頻率 sin 波給訊號產生器進行調製，並且將調製波型輸出給 LDC205C 來改變雷射輸出波長，最後將光感測器偵測結果回傳至鎖項放大器，訊號處理後，獲得可代表吸收率的 2f 訊號，再利用示波器顯示。

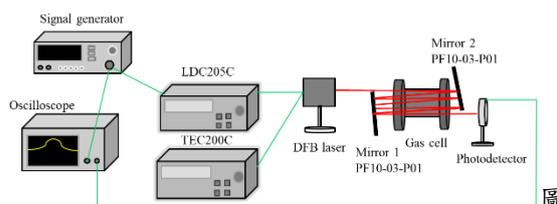


圖 16、直接吸收法系統設計示意圖

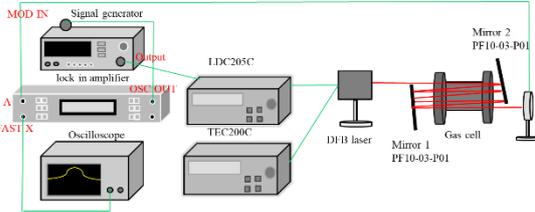


圖 17、波長調製法系統設計示意圖

依圖 16 光學量測配置進行不同 CO<sub>2</sub> 濃度掃頻觀察濃度與波型變化，結果如圖 18，由此圖可知濃度與面積為線性關係，但在低濃度時，因曲線較不明顯故積分面積會偏低一些。

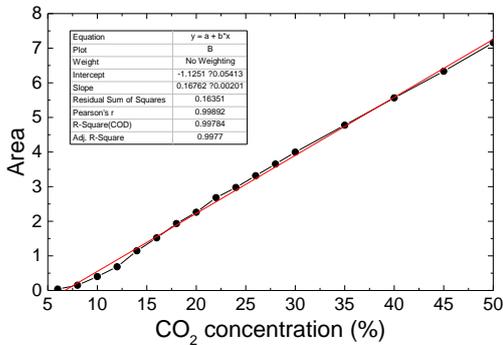


圖 1854、CO<sub>2</sub> 濃度-面積圖

圖 19 為選擇 5% CO<sub>2</sub> 進行波長調製法，進行不同調製比例，設定諧波為 2f，改變調製百分比，並且將相位轉向，由圖中可看見調製百分比增加會使 CO<sub>2</sub> 吸收峰增強，故可以解決直接吸收法中低濃度看不見吸收峰的問題。

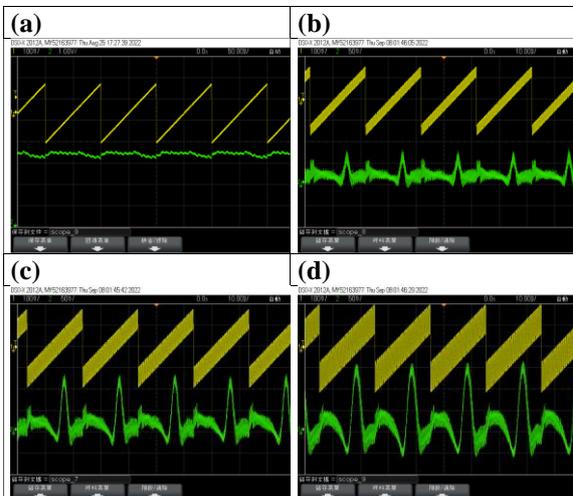


圖 19、在 5%CO<sub>2</sub> 下，不同調製比例結果圖 (a)直接吸收法、(b)20%、(c)40%、(d)60%

### 3.6 軸功量測裝置設計 (1,200 hp)，並進行組件籌獲

軸功量測裝置設計，採用多孔式形式進行設計及進行其吸功能力模擬。水剎車轉子盤上的孔緣如果進行平滑化，如圖 20 所示，是否對於吸功能力造成影響之結果如圖 21 所示，其結果顯示，使用平滑化後對於吸功能力卻有下降的負面影響，因此為了達到高吸功效則不建議進行平滑化加工，平滑化加工的目的本可以減少氣穴的產生，如果不進行平滑化加工則對於壽命較有影響。

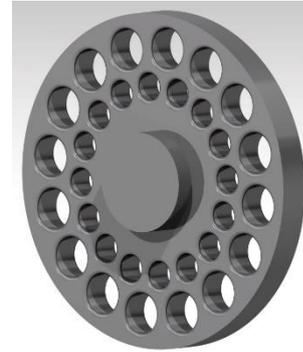


圖 20、轉子孔緣平滑化

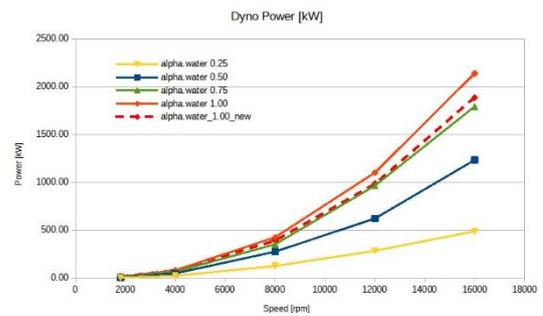


圖 21、單一轉子配合孔緣平滑化配合雙定子之吸功能力與轉速及動力計內水位之關係

針對轉子之錯位進行評估，在保持定子固定位置的情況下進行轉子之錯位，如圖 22 所示。其吸功結果如圖 23 所示，從結果可以發現當碟片孔位對齊時會有較佳的吸功效果。

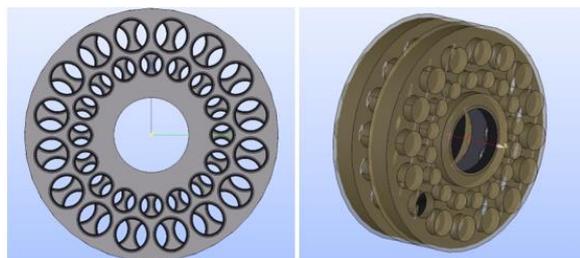


圖 22、雙轉子錯位之示意圖

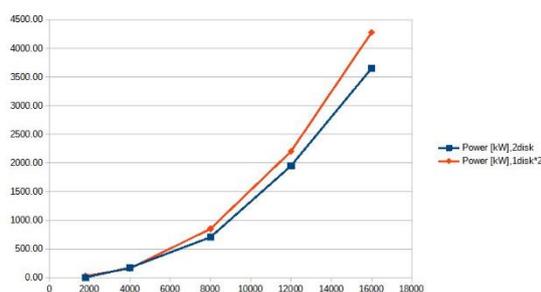


圖 23、雙轉子錯位搭配四定子之吸功能力與轉速及動力計內滿水位之關係

從圖 24 的結果可以發現，本設計之單碟片(轉子)搭配雙定子之吸功能力在 8000rpm 時滿載水量可以達到約 400kW，若以本機預計安裝 7 個轉子加以估算應可以達到 2800kW(3758hp)，如圖 25 所示。以數值模擬結果除以 2 來計算為 1400kW(1878hp)，因此應可以在硬體製作後達到計畫的目標。

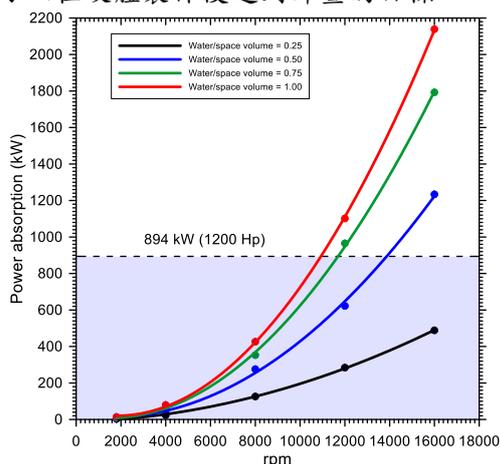


圖 24、單一轉子配合雙定子之吸功能力與轉速及動力計內水位之關係

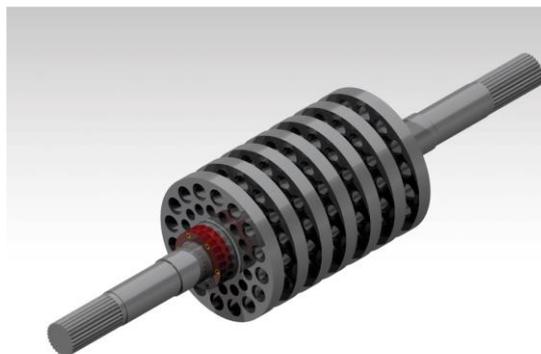


圖 25、7 個碟片之組合

### 3.3 完成初始設計生成模組、代理模型建模模組及填充準則最佳化模組之 Python 程式:

針對各模組之 python 程式的驗證，分別各以二維與三維連續輸入因子的數學函數，搭配初始設計生成模型，生成先期實驗參數點 (training point)，進行建模高斯過程模型的配適，並以預先生成之測試點 (testing point) 計算其重複數值實驗的平均均方根誤差 (Root-Mean-Square Error, RMSE) 進行配適效能驗證。並與原先有的 R 程式進行比對。

#### 3.3.1 測試驗證結果:

人造數值函數使用 Branin 函數，其定義如下：

$$f(x_1, x_2) = \left(x_2 - \frac{5.1}{4\pi^2}x_1^2 + \frac{5}{\pi}x_1 - 6\right)^2 + 10\left(1 - \frac{1}{8\pi}\right)\cos(x_1) + 10, \quad x_1 \in [-5, 10], x_2 \in [0, 15] \quad (16)$$

此函數在定義域內有三個共同的最小值 0.397887，分別發生在  $[(x)_1, x_2] = (-\pi, 12.275)$ ， $(\pi, 2.275)$  及  $(9.42478, 2.2475)$ 。實驗區域內，函數數值約在  $[0.4, 306]$  的範圍內。為了計算方便，我們在實驗區域內設定了大小為  $100 \times 100$  的等距網格點，基於這個網格點的集合，此時全域的最佳點會落在  $(x, y) = (9.39394, 2.27273)$  上，其最佳值為 0.4046758。

以 Python 的 GP 程式配適過程使用拉丁超方格設計，於實驗區域內隨機抽樣 20 點訓練資料，在 10 次的重複實驗中，有以下結果

資料維度	2
------	---

重複次數	10
測試點數	10,000
訓練點數	20
RMSE (平均)	8.51
RMSE (標準差)	0.1
資料維度	2
重複次數	10

將 R 之 GP 程式的結果與 Python 程式之執行結果相比如下。為了公平比較，採用相同的拉丁超方格設計及相同的測試點。下表為 20 次重複實驗的結果。

程式語言	R	Python
測試點數	10,000	10,000
RMSE (平均)	8.205	8.205
RMSE (標準差)	0.89	0.867
模型配飾時間 (平均)	0.169	0.201
模型配飾時間 (標準差)	0.033	0.009
模型預測時間 (平均)	2.758	3.339
模型預測時間 (標準差)	0.314	0.414

由表上可見，GP 在 Python 版本中與 R 的 RMSE 並無差異，配適與預測時間則稍微較長，但並不明顯。

如圖 26，左圖為 Branin 函數之真實等高線圖，紅色點表示真實最小值的所在位置；中間和右圖分別為在 R 與 Python 中 GP 配適之等高線圖，綠色點表示其中一次重複實驗中，配適過程選用的訓練資料所在位置。

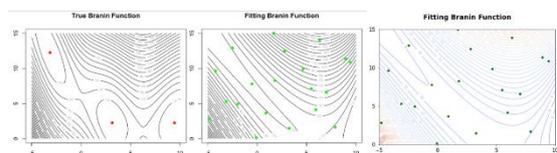


圖 26、等高線圖

#### 四、結論

本研究，其結果可歸納如下：

- (1) 自主模擬技術：

完成基礎運算伺服器建立與收整 CFD/FEM 程式，並進行基礎模組撰寫與初步驗證，採用 OpenFOAM（包含有限體積法、有限差分法、紊流模式、多維矩陣聯立求解方法、有限元素法等）並蒐整可能使用到之功能模組。完成前處理器、求解器和後處理器求解程序，

- (2) 核心組件實驗平台與實驗技術：

將於成功大學航太中心之循環式低速風洞進行葉柵試驗，該風洞之原有測試段為可移動式之機構，本計畫第一年將完成進行葉柵風洞的架設與吹試測試 另外亦將進行壓力感測塗料(PSP)量測技術之壓力敏感度測試與完成測試段葉片模型設計與製作。

關於高壓燃燒組件將完成測試場域配置與規劃設計，包含場域所需之高壓熱氣源、噴吹氣、燃料、冷卻水及電力供應設施與管線配置。並進行可調變紅外線二極體雷射吸收光譜量測系統之設計與基本組件籌獲。

關於渦輪機組件測試場域配置與規劃設計，包含實驗區域、冷卻系統區、控制室等配置規劃。並完成自製 1,200hp 級水煞車(water brake)型軸功量測設備細部設計書，包含性能規格表、各部零件設計圖並進行組件籌獲。

- (3) 仿真技術基础研究：

將於基本模組建構，測試在不同情境的假設下，以數值實驗驗證各模組的功效，並予以適當的調整。並以代理模型建模模組為重要的模組。完成在初始設計生成模組、代理模型建模模組及填充準則最佳化模組之 Python 程式撰寫。

#### 誌謝

本文承國家中山科學研究院提供經費補助(計畫編號 NCSIST-ACOM-111-6517003)，特此誌謝。

#### 參考文獻

- [1] Lytle, J., Follen, G., Naiman, C., Evans, A., Veres, J., Owen, K., and Lopez, I., "Numerical Propulsion System Simulation (NPSS) 1999 Industry Review," NASA

- TM-2000-209795, Aug. 2000.
- [2] Homsy, P., “VIVACE—Value improvement through a virtual aeronautical collaborative enterprise.” VIVACE Consortium Members Rep., 2007.
- [3] Ivanov M, Nigmatullin R., “Interconnected Multi-Level Design of Gas Turbine Elements”, Reno: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [4] 駱廣琦, 航空發動機數值仿真系統, 國防工業出版社, 2007。
- [5] Wu, Y. T.; Porte-Agel, F., “Large-eddy simulation of atmospheric boundary layer flow through wind turbines and wind farms,” *Journal of Wind Engineering*, 99, (4), 154-168, 2011.
- [6] Wu, Y. T.; Porte-Agel, F., “Atmospheric Turbulence Effects on Wind-Turbine,” *Wakes: An LES Study. Energies*, 5, (12), 5340-5362, 2012.
- [7] Wu, Y. T.; Porte-Agel, F., “Simulation of turbulent flow inside and above wind farms: model validation and layout effects,” *Boundary-Layer Meteorology*, 146, (2), 181-205, 2013.
- [8] Smagorinsky J., “General circulation experiments with the primitive equations: I. The basic experiment,” *Mon Weather Rev* 91:99–164, 1963.
- [9] Mason, P.J., Thomson, D.J., “Stochastic backscatter in large-eddy simulations of boundary layers,” *Journal of Fluid Mechanics* 242, 51–78, 1992.
- [10] Yu, C. H., Bird, M. W., Huang, C. W., Chen, C. S., Gao, Y. F., White, K. W., and Hsueh, C. H. ,”Micromechanics modeling of creep fracture of zirconium diboride–silicon carbide composites at 1400–1700°C. *Journal of the European Ceramic Society*, 34(16), 4145–4155, 2014.
- [11] Yu, C.-H., Huang, C.-W., Chen, C.-S., Gao, Y., and Hsueh, C.-H. ,”A micromechanics study of competing mechanisms for creep fracture of zirconium diboride polycrystals,” *Journal of the European Ceramic Society*, 33(10), 1625–1637, 2013.
- [12] Yu, C.-H., Huang, C.-W., Chen, C.-S., Gao, Y., and Hsueh, C.-H. ,” Effects of grain boundary heterogeneities on creep fracture studied by rate-dependent cohesive model,” *Engineering Fracture Mechanics*, 93, 48–64, 2012..
- [13] Song, B., Gui, X., Li, S.-M., Douglas, J., and Ng, W., “Flow periodicity improvement in a High Speed Compressor Cascade with a Large Turning-Angle,” 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion American Institute of Aeronautics and Astronautics 9 Conference & Exhibit, Indianapolis, Indiana, AIAA 2002-3539, 2002.
- [14] Romandoni, N, A. Aminudin, K. N. Faizin, I. Puspitasari, A. T. A. Salim, A. Aziz. , “Design of water brake dynamometer,” *Journal of Physics: Conference Series* 1845:012048, 2021.
- [15] Cahyono, S. I., N. Sinaga.,” Numerical Analysis Dynamometer (Water Brake) Using Computational Fluid Dynamic Software. Conference: The world of Science and Technology Conference,” The Korean Solar Energy Society Conference 2011At: Korea Volume: 28 , 2008.
- [16] Banis, K, ,”Design development of dynamometer water absorber,” *Engineering for Rural Development*, Jelgave, 22-24 May, 2019.
- [17] Knudsen, D. D., R. B. Countess.,”Hydrodynamic Considerations In Water Dynamometer Design,” *SAE Transactions*, Vol. 80, SECTION 2: Papers 710176–710361: 873-885, 1971.
- [18] Torabnia S., A. Banazadeh. , “Development of a water brake dynamometer with regard to the modular product design methodology,” *Proceeding of the ASME 2014 12th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*. 25-27 June, Copenhagen, Denmark, 2014.
- [19] Qian PZG, Wu H, WuCJ ,”Gaussian process models for computer experiments with qualitative and quantitative factors,” *Technometrics* 50(3):383–396, 2008.
- [20] Zhou, Q., Qian, P. Z. G. and Zhou, S. ,”A simple approach to emulation for computer models with qualitative and quantitative factors,” *Technometrics* 53 266–273, 2011.
- [21] Hung, Y., Joseph, V. R. and Melkote, S. N., “Design and Analysis of Computer Experiments With Branching and Nested Factors,”. *Technometrics*, 51: 354–365,

2009.

- [22] Sacks, J., Welch, W. J., Mitchell, T. J., and Wynn, H. P. ,“Design and Analysis of Computer Experiments,” *Statistical Science*, 4(4):409-423, 1989.
- [23] Jones, D. R., Schonlau, M., and Welch, W. J. ,”Efficient global optimization of expensive black-box functions,” *Journal of Global Opt*, 13(4):455-492, 1998.
- [24] He, X., Tuo, R., Wu, C.F.J. ,” Optimization of multi-fidelity computer experiments via the eqie criterion,” *Technometrics* 59(1), 58–68, 2017.
- [25] Surjanovic, S. and Bingham, D. (2013). ,”Virtual Library of Simulation Experiments,” *Test Functions and Datasets*. Retrieved July 1, 2021.
- [26] Oldenhuis, R. ,” Test functions for global optimization algorithms (<https://github.com/rodyo/FEX-testfunctions/releases/tag/v1.5>), GitHub. Retrieved July 1, 2021.