

經費來源：01 公務 02 非公務

機密(E)：是 否

出國類別： A 考察/訪問 C 進修/研究 F 工作會議/研討會
 G 推廣佈展 H 學術會議

分項計畫名稱：3.2 計算應用技術與服務

參加國際研討會 AIAA SciTech 2026 並發表計算流體力學相關論文

出國報告書

服務單位： 國家實驗研究院國家高速網路與計算中心

出國人姓名職稱： 呂學叡 助理研究員

出國地點： 美國奧蘭多

會議日期： 民國 115 年 01 月 08 日至 115 年 01 月 18 日

報告日期： 民國 115 年 02 月 11 日

摘 要

本次出差參加 2026 年 1 月 12 日至 16 日於美國奧蘭多舉辦之 AIAA SciTech 2026 國際研討會，旨在掌握航空與太空工程之最新研究趨勢，深化對 CFD、高效能運算及多物理耦合模擬之技術理解。會議期間除參與多場學術發表與專題演講外，亦發表一篇經同儕審查通過之研究論文，展現本團隊於沉浸邊界法與 UNICONES 數值平台之研究成果，提升國際能見度。同時，透過與日本 JAXA 及美國學者之交流，建立未來國際合作與學術交流之基礎，對後續研究規劃與技術發展具實質助益。

活動日程表

國別	日期	地點/訪問機構	工作摘要/接待人員
美國	1/08(四)	台北 → 美國	路程
	1/09(五)	私人行程	
	1/10(六)		
	1/11(日)	美國 奧蘭多	準備日
	1/12(一)		參加 AIAA SciTech 2026 並發表計算流體力學相關論文。
	1/13(二)		
	1/14(三)		
	1/15(四)		
	1/16(五)		
	1/17(六)	美國 → 台北	路程
	1/18(日)		

目 次

1. 目的	1
2. 會議紀要	3
2.1 AIAA 組織簡介	3
2.2 國際會議 AIAA SciTech 2026 研討會簡介	3
2.3 發表論文	4
2.4 會後交流	6
2.4.1 相關論文內容	7
3. 心得及建議	14
4. 出國效益	15

1.目的

本次出差目的為參加於 2026 年 1 月 12 - 16 日在美國奧蘭多舉辦之國際研討會 AIAA SciTech 2026 (AIAA Science and Technology Forum and Exposition)。此會議由 AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) 所組織舉辦，為全球航空、太空及相關工程領域中最具代表性與影響力之國際學術會議之一。SciTech 會議每年定期於年初舉行，匯集來自世界各國之學術研究機構、政府研究單位及航空太空產業之專家學者與工程技術人員，針對航空、太空與先進工程技術之最新研究成果與發展趨勢進行深入交流與討論。

隨著航空與太空工程技術之快速發展，特別是在高超音速飛行、再入飛行器、先進推進系統、多物理耦合模擬及高效能運算 (High Performance Computing, HPC) 等領域，研究議題日益呈現高度複雜化與跨領域化之特性。現代航空太空工程已不僅限於單一物理現象之分析，而是需同時考量流體力學、熱傳學、結構力學、材料行為及控制系統等多重因素，並透過大規模數值模擬與先進計算架構加以整合分析。因此，即時掌握國際研究方向與技術發展趨勢，對於相關研究單位之長期研究布局與技術能力提升，具有關鍵性的重要意義。

本次出差之主要目的，在於親自參與 AIAA SciTech 2026 國際研討會，透過實地參與多場學術論文發表及專題演講，了解目前國際航空與太空工程領域在理論研究、數值方法、實驗技術及工程應用等方面之最新進展，作為後續研究與技術發展之重要參考依據。此外，AIAA SciTech Forum 不僅為學術成果發表之平台，亦為國際研究社群進行交流與合作之重要場合。會議期間透過正式與非正式之討論管道，包括技術委員會會議、場邊交流、專題討論及社交活動等，可直接與來自美國、日本、歐洲及其他國家之研究人員進行面對面交流，

了解各國研究機構目前所面臨之技術挑戰、研究重點及未來發展方向。此類交流經驗，有助於建立後續國際合作與學術交流之基礎，並可作為推動跨國研究計畫與技術合作之重要契機。

除參與 AIAA SciTech 2026 各項學術活動與技術交流外，亦於會議中正式發表一篇經同儕審查通過之國際會議論文，主題為“Interpolation-Free Immersed Boundary Method Implementation Using the Space-Time Conservation Framework in UNICONES”，由本人與研究團隊共同完成，該論文之研究重點在於發展並實作一套 interpolation-free 的沉浸邊界法 (Immersed Boundary Method, IBM)，並成功使用本中心自行研發之 UNICONES (UNified CONservation Equation Solver) 數值模擬平台完成多個模擬驗證。

綜合而言，本次出差之目的在於藉由參與 AIAA SciTech 2026 國際研討會，達成掌握國際研究趨勢、深化專業技術理解、促進國際學術交流及支援後續研究規劃之多重目標，整體出差規劃與內容符合研究單位之發展方向，並具備明確且實質之預期效益。

2. 會議紀要

2.1 AIAA 組織簡介：

美國航空與太空學會（American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA）成立於 1963 年，為全球航空、太空及相關工程領域中最具代表性與影響力之國際專業學術組織之一。AIAA 由美國航空學會（IAS）與美國火箭學會（ARS）合併成立，為全球歷史最悠久且最具影響力之航空與太空工程專業學術組織之一。AIAA 成立以來，長期致力於推動航空、太空及相關工程領域之科學研究、技術創新與教育推廣，並在國際航空太空研究社群中扮演關鍵性角色。

AIAA 之會員組成涵蓋學術界、政府研究機構、國防單位及產業界，專業領域橫跨空氣動力學、飛行力學、推進與燃燒、結構與材料、控制系統、太空科學、系統工程及新興航太技術等多元面向。該學會除定期出版多本具高度影響力之國際期刊外，亦主辦多項重要國際學術會議，為航空太空工程領域中研究成果發表與技術交流之重要平台。

2.2 國際會議 AIAA SciTech 2026 研討會簡介：

AIAA SciTech Forum（全名為 AIAA Science and Technology Forum and Exposition）為 AIAA 每年初舉辦之旗艦級國際學術會議，亦為全球航空與太空工程領域規模最大、涵蓋主題最完整之年度學術盛會之一。該論壇整合多項原本分散之專業會議，提供跨領域研究成果交流與合作之平台。

AIAA SciTech 2026 於美國佛羅里達州奧蘭多（Orlando, Florida）

舉行，會議內容主要涵蓋以下主題領域：

- 空氣動力學
- 超音速流場與震波物理
- 推進系統與燃燒技術
- 計算流體力學 (CFD) 與高效能運算 (HPC)
- 結構力學、材料與多物理耦合模擬
- 太空飛行、再入技術與太空任務設計
- 無人載具、先進飛行器與系統工程

SciTech 會議期間除學術論文發表外，亦包含專題演講 (Plenary / Keynote Talks)、技術委員會會議、產學交流活動及新興技術展示，為掌握國際研究趨勢、建立國際合作關係及促進學研與產業交流之重要場合。

2.3 發表論文

” Interpolation-Free Immersed Boundary Method Implementation Using the Space-Time Conservation Framework in UNICONES”

Hsueh-Jui Lu, Kuan-Lin Chen, Chau-Lyan Chang, and Gary C. Cheng

此研究重點在於發展 interpolation-free 的沉浸邊界法 (Immersed Boundary Method, IBM)，並成功使用本中心自行研發之 UNICONES (UNified CONservation Equation Solver) 數值模擬平台完成多個模擬驗證。UNICONES 基於 Space-Time Conservation Element and Solution Element (CESE) 數值架構，將空間與時間視為統一的計算域，在處理 unsteady flow 問題時具有良好之數值守恆性與穩定性。

相較於傳統需仰賴體貼網格 (body-fitted mesh) 或於固液介面進行頻繁插值與重建之數值方法，本研究所提出之 IBM 架構，透過 Volume of Fluid (VoF) 描述離散相 (如固體或液體) 與連續相 (流體) 之分佈情形，並以 feedback forcing 方式將邊界條件與固體運動效應直接納入動量方程式中。此作法可有效避免在複雜幾何或移動邊界情況下所常見之插值誤差與守恆性破壞問題，對於提升數值模擬結果之可信度具有關鍵性意義。

在論文中，研究團隊亦結合 octree scheme 與非結構化 Cartesian 背景網格生成策略，使計算網格能在固體邊界與關鍵流動區域進行局部細化，同時於遠場維持較粗之網格配置，以兼顧計算效率與數值精度。該方法能大幅降低網格生成的前處理時間，亦適用於任意複雜幾何外型，顯示其在實際工程應用上之高度彈性。

為驗證所提出方法之正確性與穩健性，論文中展示多個具代表性之數值案例進行測試與比較，包括 Flow past a Stationary/ Rotating Cylinder、Falling Droplet Merged into a Liquid Film 之多相流問題，以及真實複雜外型 Subsonic Flow over a Multi-Element Airfoil (30P30N)。相關數值結果顯示，所提出之 IBM - CESE - VoF 架構，能準確捕捉渦流脫落、非對稱尾流、壓力係數分佈及自由液面演化行為，並與既有文獻或實驗結果呈現良好一致性。

特別是在多相流模擬方面，研究結果成功再現液滴撞擊液膜後之鋪展、液緣 (lamella) 擴張及次級液滴 (secondary droplets) 生成等關鍵物理現象，並符合既有理論分析所預測之時間尺度關係，顯示該

數值架構在處理自由液面破裂與合併問題時具備良好之穩定性與解析能力。此外，在 High-lift airfoil 案例中，雖於後段 suction side 區域仍可觀察到與體貼網格結果之差異，但整體流場結構與前段壓力分佈仍具有高度一致性，顯示本方法於複雜航空工程流場分析上具有實質應用潛力。

本次論文發表不僅成功展現本研究團隊在高可信度數值方法與高效能運算整合方面之研發成果，亦於國際學術場合中向全球航空太空研究社群展示在 CFD 技術與多物理模擬方法上的研究能量，提升本研究成果之國際能見度。

2.4 會後交流

本次參與 AIAA SciTech 2026 研討會期間，除正式學術活動與論文發表外，亦積極進行國際學者之交流與意見交換。會議期間，本人與三位國際學者共進餐敘，包含日本 JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) 之 Yasushi Ito、Shun Takahashi，以及美國紐約市立大學 (The City University of New York, CUNY) 之 Alan Shih，就航太工程研究、高效能運算應用等議題進行交流與討論。

Dr. Ito 現任職於 JAXA，長期從事航空工程相關之數值模擬研究，其研究領域涵蓋先進飛行器空氣動力學、工程尺度流場模擬，以及與國際航空產業合作之應用型研究計畫。Dr. Ito 在結合高可信度數值模擬、實驗驗證與實際工程需求方面具有豐富經驗，其研究成果對於航空器設計流程及業界合作模式之建立，具有高度參考價值，對我國學界與航空產業亦具啟發意義。

Dr. Takahashi 亦任職於 JAXA，研究專長聚焦於超音速流動及沉浸邊界法之數值與實驗研究。其研究議題與近年國際間高度重視之超音速飛行器密切相關，對於理解高馬赫數流動下之複雜物理現象及提升數值模擬可信度具有重要貢獻。Dr. Takahashi 之研究方向，對我國相關研究社群及前瞻航太技術發展具有高度吸引力。

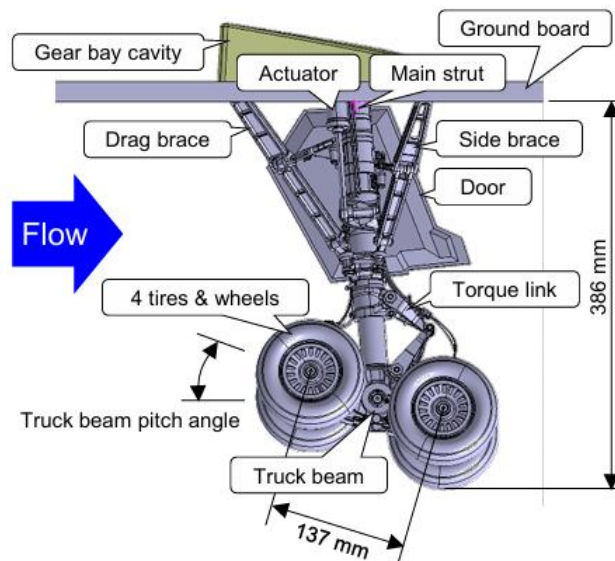
Dr. Shih 現任 The City University of New York (CUNY) 研究與創新辦公室執行主任 (University Executive Director of Research and Innovation, Office of Research)，負責推動跨校研究整合、國際學術合作、產學鏈結及大型研究計畫之策略規劃與執行。同時 Dr. Shih 對於計算流體力學領域模擬以及結構與非結構網格生成有長期的投入。其觀點對於研究機構在高效能運算、跨領域研究及國際合作布局等面向，具高度參考價值。

2.4.1 相關論文內容

2.4.1.1 "Noise Reduction of Main Landing Gear of High-Lift Common Research Model"

Yasushi Ito, Takehisa Takaishi, and Yuta Ozawa

此研究文獻聚焦於高升力共通研究模型 (High-Lift Common Research Model, CRM-HL) 主起落架 (Main Landing Gear, MLG) 之氣動噪音抑制技術。CRM-HL 由 NASA 提出，旨在模擬現代民航機於起降階段的實際構型，包含高升力機翼、機身、發動機短艙、掛架及水平尾翼等元件，並作為開放式研究平台，廣泛應用於風洞試驗與計算流體力學 (CFD) 驗證。其中，四輪式主起落架因其複雜幾何與強烈渦流結構，被視為飛機降落進場時的重要氣動噪音來源之一。



日本宇宙航空研究開發機構（JAXA）長期投入機體噪音降低相關研究，並與 Safran Landing Systems 合作，針對中型客機等級之四輪主起落架進行系統性的降噪設計與驗證。延續 NASA 既有之 10% 比例 CRM-HL 模型，JAXA 建立了 8% 比例的半機翼 CRM-HL 風洞模型，並進一步發展可於「安裝式」與「獨立式」配置下使用的主起落架模型，以量測遠場噪音、流場結構（PIV）並驗證 CFD 模擬結果。

在既有研究中指出，四輪主起落架的主要噪音來源包括 卡車樑（truck beam / bogie beam）、主支柱（main strut）以及各式支撐桿（brace）。過去如歐洲 SILENCE(R) 計畫及波音 Quiet Technology Demonstrator 2 (QTD2) 計畫，曾透過大型整流罩或覆蓋結構包覆卡車樑，以遮蔽高速來流並降低噪音。然而，該類設計在實務應用上往往面臨重量增加、維修困難及結構整合不易等問題，因此發展結構簡單、尺寸精巧且具實際可行性之降噪裝置成為關鍵研究方向。

本研究文獻提出三種以多孔板 (porous plate) 為核心的降噪裝置，分別應用於卡車樑、主支柱與支撐桿。多孔板透過控制孔徑與孔隙率，使來流速度有效降低，進而削弱下游渦流強度與壓力脈動。研究指出，約 40% 的孔隙率搭配小孔徑設計，可在避免多孔板自身產生可聽噪音的前提下，達到最佳降噪效果。實驗中所使用之多孔板厚度與孔徑配置，亦考量實際起落架伸收運動、地面間隙與結構安全性，具備工程應用可行性。

在風洞試驗方面，研究於 JAXA AP5 低噪音開放噴流風洞中進行，來流速度設定為 80 m/s，並於多個位置配置遠場麥克風量測聲壓頻譜。實驗結果顯示，當三種降噪裝置同時安裝時，相較於基準構型，在所有觀測角度均可達到超過 2 dB 的整體噪音降低效果，對應的有效感知噪音等級 (EPNL) 亦有顯著下降。特別是卡車樑多孔板，能有效遮蔽前軸附近煞車與管線所產生的強烈噪音源，為整體降噪效果中最關鍵的元件。

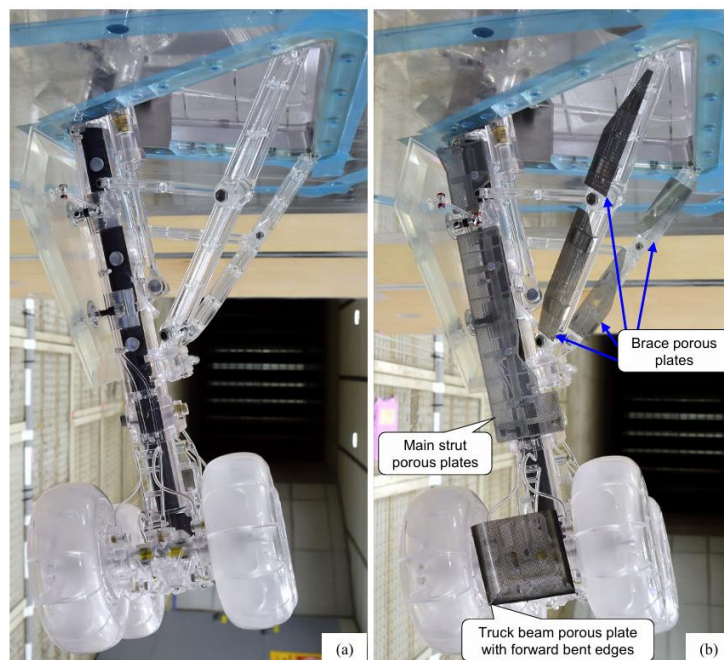


Figure 2. CRM-HL stand-alone MLG wind tunnel model (b) with and (a) without noise-reduction devices (baseline configuration).

除實驗量測外，研究亦採用 Lattice Boltzmann Method (LBM) 為基礎之 PowerFLOW 軟體進行全尺度氣動聲學模擬，透過 VLES 與 Ffowcs Williams - Hawkins (FW-H) 方法，預測遠場噪音並分析流場結構。CFD 結果與風洞試驗在主要頻段內呈現良好一致性，並清楚顯示多孔板可在起落架下游形成低速區域，顯著降低卡車樑及支撐桿周圍的壓力波動，進一步驗證其降噪機制。

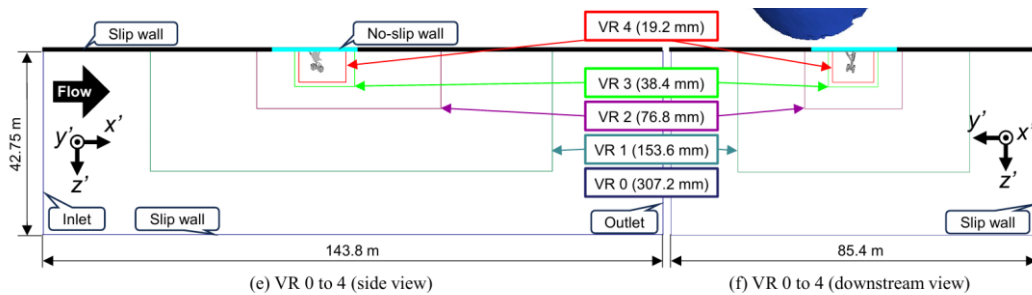


Figure 5. VR regions around the stand-alone MLG baseline configuration for mesh generation and boundary conditions.

綜合而言，該系列研究成功展示了以多孔板為基礎之主起落架降噪策略，在兼顧結構可行性與實際應用限制下，仍能達到顯著氣動噪音抑制效果。相關成果不僅為 CRM-HL 提供具代表性的實驗與數值資料，也為未來中型民航機起落架低噪音設計提供了具體且可行的工程參考。

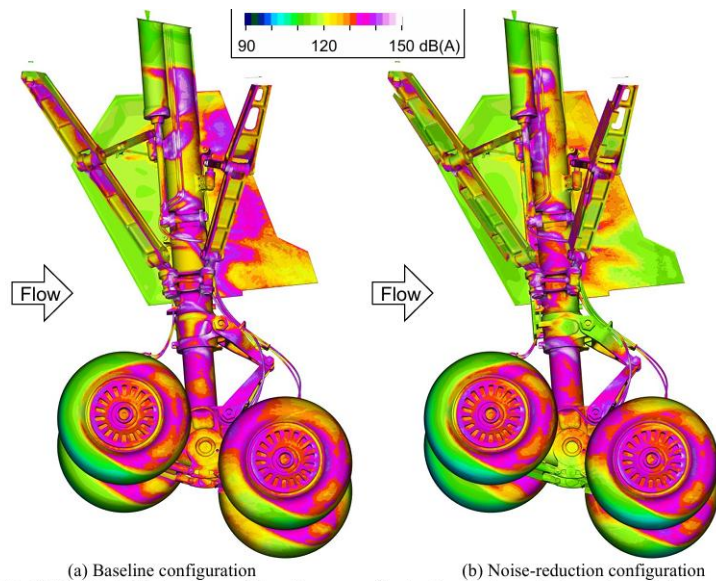


Figure 13. CFD 0.7-1.4 kHz band-pass filtered pressure fluctuation levels on the boundary surfaces.

2.4.1.2 ”Hypersonic vehicle design based on mode decomposition”

Shun Takahashi, Takayuki Nagata, Kouichiro Tani, Masaru Koga, Tatsushi Isono, Masao Takegoshi, Sadatake Tomioka, Haruyuki Kato, Daisuke Sasaki

近年來，Hypersonic Vehicle 之設計面臨高度複雜的多物理耦合問題，包含氣動外形、震波結構、氣動加熱以及結構限制等因素，使得傳統以參數掃描或單向最佳化為主的設計流程在效率與可解釋性上逐漸遭遇瓶頸。為因應此一挑戰，Takahashi 等人提出一種基於模態分解（mode decomposition）的 Hypersonic Vehicle 設計方法，試圖在高維度設計空間中，建立幾何形狀與氣動性能之間具物理意義且可操作的關聯性。

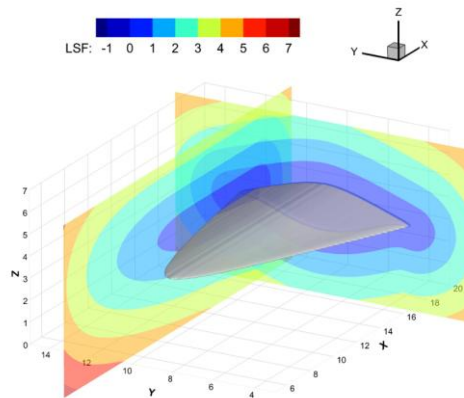
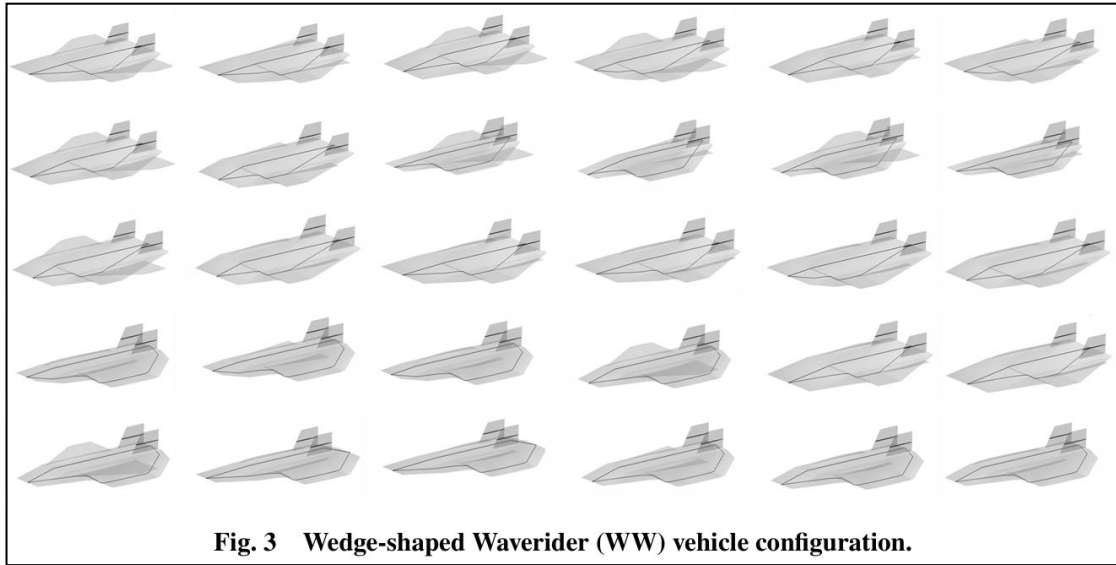


Fig. 1 Example of LSF.

該研究的核心概念在於，將飛行器幾何形狀與對應的氣動係數視為高維資料集合，透過統計與數學方法萃取其中的主導模態。首先，研究團隊利用一組具代表性的飛行器外形樣本進行數值模擬，取得壓力分佈、氣動力係數等氣動特徵，並對幾何與氣動資料分別施以模態分解技術（如 Proper Orthogonal Decomposition, POD）。藉由此方式，可將原本複雜且高維的設計問題，轉換為由少數主導模態所描述的低維問題，大幅降低後續設計與分析的計算負擔。



在建立好幾何模態與氣動模態的資料後，研究進一步尋找兩者之間的對應關係，形成一種幾何模態與氣動模態之間的映射模型。此映射關係使設計者能夠直觀地理解特定幾何變形如何影響升力、阻力或壓力分佈等氣動特性，並可用於反向設計，即由目標氣動性能推回所需的幾何模態組合。相較於黑箱式的最佳化方法，此一模態導向設計流程在物理可解釋性與工程直覺上具有顯著優勢。

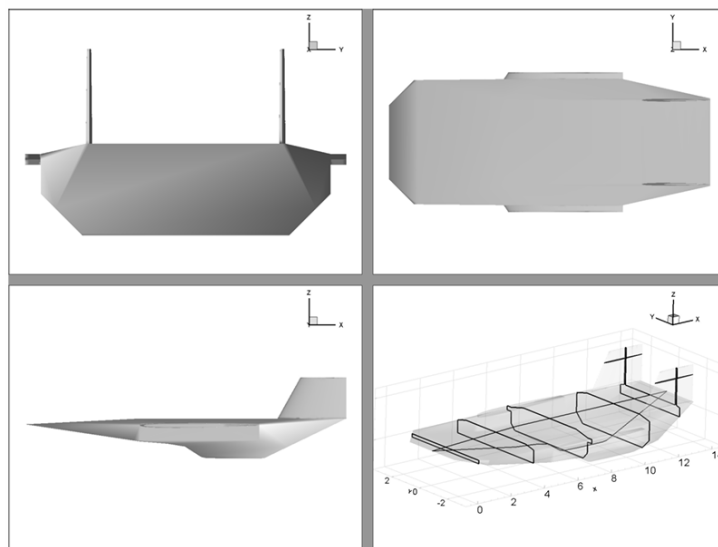


Fig. 15 Geometry created from the estimated LSF for CFD analysis.

研究結果顯示，透過少數幾個主要模態，即可重建原始 Hypersonic Vehicle 外形及其關鍵氣動特徵，且在合理誤差範圍內維持氣動性能的準確性。此一結果證實，Hypersonic Vehicle 的形狀與氣動行為雖然複雜，但其主導特徵可有效濃縮於有限維度的模態空間中。進一步的設計示例亦顯示，該方法可用於快速探索設計空間，並在不進行大量高成本 CFD 計算的情況下，評估不同幾何修改對氣動性能的影響。

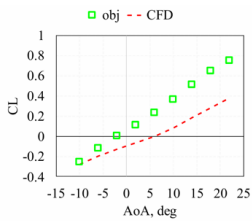


Fig. 16 Target CL values and CFD analysis values at Mach 0.3.

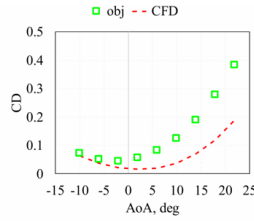


Fig. 17 Target CD values and CFD analysis values at Mach 0.3.

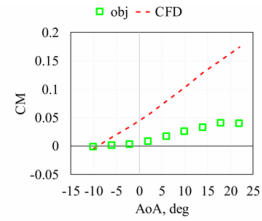


Fig. 18 Target CM values and CFD analysis values at Mach 0.3.

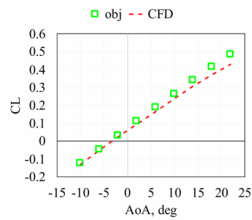


Fig. 19 Target CL values and CFD analysis values at Mach 4.0.

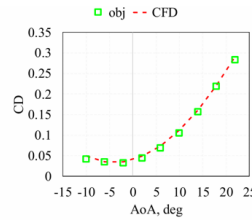


Fig. 20 Target CD values and CFD analysis values at Mach 4.0.

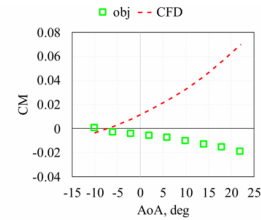


Fig. 21 Target CM values and CFD analysis values at Mach 4.0.

綜合而言，Takahashi 等人所提出的模態分解式 Hypersonic Vehicle 設計方法，成功建立了一套由資料驅動且具物理意涵的低維設計框架。此方法不僅提升 Hypersonic flow 初期設計階段的效率，也為未來結合高效能運算（HPC）、代理模型與多目標最佳化之研究奠定基礎，對於 Hypersonic Vehicle 的概念設計與快速迭代具有重要參考價值。

整體而言，本次會議期間與 JAXA 及美國學者之交流，不僅深化既有國際人脈連結，亦為後續推動跨國學術合作、專題演講與研究交流奠定良好基礎，對於提升我國航太研究及高效能運算相關領域之量能，具有正面且長期之效益。

3.心得及建議

本次參與 AIAA SciTech 2026 國際研討會，整體而言收穫豐富，不僅加深對國際航空與太空工程研究趨勢之理解，亦透過實際參與論文發表與國際交流，對於 CFD 數值方法及高效能運算應用有更多面向之認識。

在研究成果展示方面，本次於國際會議中正式發表研究論文，並與國際學者進行面對面討論，使研究成果能接受不同研究團隊之專家檢視與回饋。透過這樣的互動，不僅有助於驗證研究方法之合理性，亦可從他人觀點中發現潛在改進方向，對提升研究品質與拓展應用範圍具有正面助益。

在國際交流與人脈建立方面，透過與 JAXA 及美國學者之餐敘交流，與會學者除分享各自研究方向與組織角色外，亦就未來跨國學術合作、研究人員交流、專題演講與技術分享等可能合作形式進行初步討論。後續規劃上，擬評估邀請 Dr. Ito 與 Dr. Takahashi 來台進行專題演講及學術交流活動，以促進我國學界、研究機構與 JAXA 之實質互動。

4. 出國效益

4.1 學術研究與技術深化

透過實地參與國際大型學術會議，得以即時掌握航空與太空工程領域之最新研究趨勢與技術發展方向。本次會議相關觀察結果可作為本團隊後續在計算流體力學（CFD）、超音速流動模擬及高效能運算（HPC）應用研究之重要參考，並有助於評估與精進既有數值方法與計算架構。

4.2 研究成果展現與國際能見度提升

本次會議期間正式發表經同儕審查通過之國際會議論文，成功向國際學術社群展示本團隊於數值方法與高效能運算整合方面之研究成果。透過論文發表與現場交流，提升團隊研究成果於國際學術平台之能見度，並強化團隊在相關研究領域中之連結，有助於後續參與國際合作計畫與學術交流活動。發表後即時獲得實質且具建設性的提問交流有助於後續與團隊討論改善研究模型、數值方法與研究方向。

4.3 國際交流與合作拓展層面

會議期間與來自日本、美國等國之學術與研究機構學者進行深入交流，特別是與日本 JAXA 學者及之互動，為後續推動跨國學術合作與研究交流奠定良好基礎。透過餐敘與場邊討論，得以直接了解國際主要研究機構之研究重點、技術挑戰與合作模式，並建立具體聯繫管道，提升後續實質合作之可行性。