

出國報告（出國類別：國際會議）

參加美國航空太空協會  
「2016 科學與技術論壇與展覽」

服務機關：國防大學理工學院機械及航太工程學系

姓名職稱：尤懷德 助理教授

派赴國家：美國

出國期間：自民國 105 年 1 月 4 日至民國 105 年 1 月 9 日

報告日期：民國 105 年 2 月 1 日

# 摘要

個人 105 年 1 月 4 日至 1 月 9 日期間至美國聖地牙哥(San Diego, USA)參加美國航空太空協會(AIAA)舉辦之「2016 科學與技術論壇與展覽(2016 SciTech)」並發表著作「以實驗方法探討低展弦機翼於俯仰作動下之三維流場發展(Experimental Investigation of Three-Dimensional Flow Development by Pitching Low-Aspect-Ratio Wing)」。依「行政院及所屬各機關出國報告綜合處理要點」規範，提報個人參加研討會議經驗與所見所聞，除便利公眾共享外，更可提供日後國內各機關、機構及公營事業之研發人員及大專院校教職人員參考運用。

# 目次

壹、	前言.....	1
貳、	會議目的.....	1
參、	會議過程.....	1
肆、	與會心得及建議.....	6
伍、	致謝.....	7
陸、	參考資料.....	8

## 壹、 前言

本報告係依據「行政院及所屬各機關出國報告綜合處理要點」相關規定撰擬，旨在提報個人開會經驗與所見所聞，並提供日後國內大專院校相關教職人員或研發人員參考運用。

## 貳、 會議目的

美國航空太空協會[1]自 2012 年起開始轉型，2014 年起將原規劃 70 類技術領域會議整合，改以 5 個主要論壇舉行，並著重於科學技術(Science and Technology)、航空(Aviation)、太空(Space)、推進與能源(Propulsion and Energy)、國防(Defense)。個人所參加「科學與技術論壇與展覽(AIAA Science and Technology Forum and Exposition, 亦稱 AIAA SciTech)」每年元月舉行，今年(西元 2016 年)活動地點為美國加州聖地牙哥曼切斯特君悅酒店(Manchester Grand Hyatt, San Diego, CA, USA)，活動期程自 2016 年 1 月 4 日至 1 月 8 日止，為期 5 日。活動內容包含技術會議(Technical conference)、教育課程(Education lecture)、論壇(Forum)、及展覽(Exhibition)等 4 部分，提供來自全球各地科學家、工程師及技術員以技術文章或海報方式交流分享著作，進一步發展自我專業與網絡。發表人參加技術會議須於 6 月前投初稿文章，約 8 月中接獲主辦單位通知是否文章被接受發表，12 月將完稿文章上傳。未完成完稿文章並上傳者，該篇投稿文章將被撤銷，發表者不能於研討會發表，另發表人必須參加會議並發表所投稿文章，該篇文章方能收錄於該研討會論文集(conference proceedings)。個人投稿參加技術會議並發表著作，著作名稱為「以實驗方法探討低展弦機翼於俯仰作動下之三維流場發展 (Experimental Investigation of Three-Dimensional Flow Development by Pitching Low-Aspect-Ratio Wing)」[2]。

## 參、 會議過程

聖地牙哥是全美人口排名第 8 大城市、加州人口排名第 2 大城市。規劃行程前，國內航空公司所規劃國際航線尚未包含桃園國際機場(TPE)飛往聖地牙哥(SAN)，個人所參加活動於美國寒假期間舉行，經網路查國內航空公司飛機訂位不易，為經費核銷行政作業順遂，本次行程選擇國內旅行社代購他國飛機票。個人 104 年 1 月 4 日由台灣桃園國際機場飛往聖地牙哥國際機場，中途於日本東京成田機場(NRT)轉機，美國當地時間 104 年 1 月 4 日早上抵達聖地牙哥國際機場，隨即搭乘交通工具至會議地點報到並參與會議，其餘行程與工作內容摘要如表 1。

### 一、技術會議(Technical Conference)

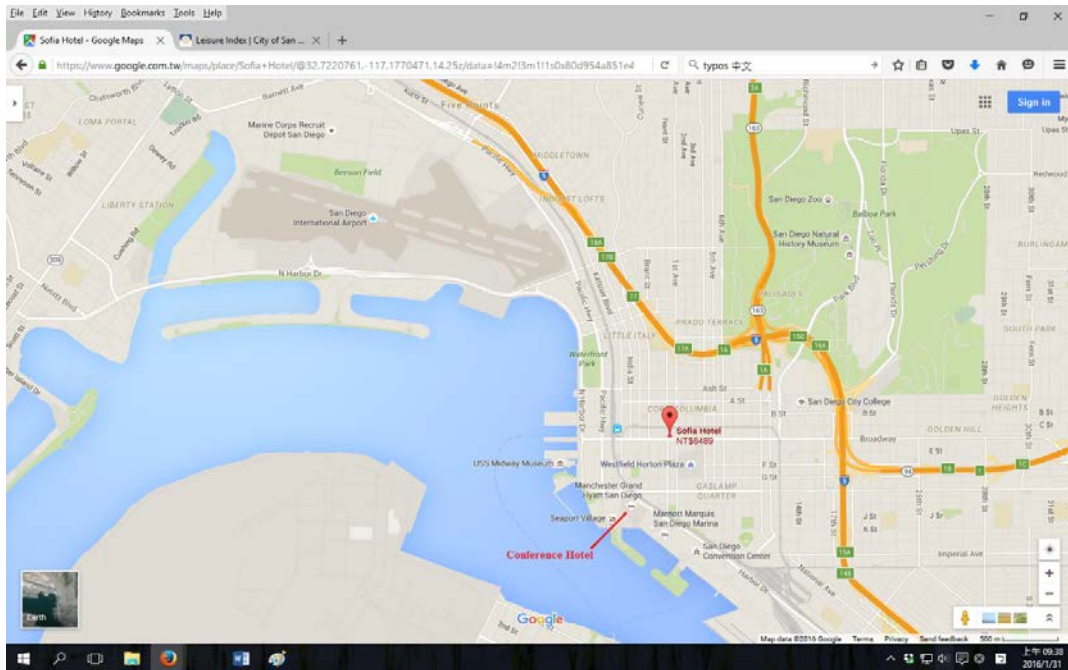


圖 1 美國航空太空協會「2016 科學與技術論壇與展覽」地點。

美國航空太空協會「科學與技術論壇與展覽」之技術會議係為一整合會議，計整合「航空科學會議(AIAA Aerospace Science Meeting)」、「自應適結構會議(AIAA/AHS Adaptive Structures Conference)」、「大氣飛行機構學會會議(AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference)」、「航空資訊技術會議(AIAA Infotech @ Aerospace Conference)」、「太空載具結構會議(AIAA Spacecraft Structures Conference)」、「制導與導航及控制會議(AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference)」、「模式與模擬技術會議(AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference)」、「非決定性方法會議(AIAA Non-Deterministic Approaches Conference)」、「結構與結構動力學及材料會議(AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference)」、「動力學專家會議(Dynamics Specialists Conference)」、「太空資源運用座談(Symposium on Space Resource Utilization)」及「風能座談(Wind Energy Symposium)」等 12 個傳統會議。個人所投稿技術會議原隸屬第 54 屆航空科學會議(AIAA Aerospace Science Meeting)，所投稿文章被歸納於應用空氣動力學(Applied Aerodynamics, 簡稱 APA)

表 1 行程摘要(台灣時間)

日期	2016/1/4	2016/1/5	2016/1/6	2016/1/7	2016/1/8	2016/1/9
起訖地點	桃園-美國聖地牙哥	美國聖地牙哥	美國聖地牙哥	美國聖地牙哥	美國聖地牙哥	美國聖地牙哥-桃園
工作紀要	啟程	報到與會	與會、練習簡報	與會、口頭簡報	修改文章	返程

領域之低流速低雷諾數空氣動力學(Low Speed, Low Reynolds Number Aerodynamics)群組。今年 APA 領域接受 223 篇文章發表，發表文章數量排名第 3 位，僅次於流體動力學(Fluid Dynamics, 簡稱 FD)與制導與導航及控制(Guidance, Navigation, and Control, 簡稱 GNC)，佔全部文章數量百分之 10.29。今年技術會議發表文章共有 42 種領域，各領域文章數量統計如表 2。

#### (一) 文章發表

技術會議口頭發表每日分上、下午兩區段，每區段最多安排 7 場口頭報告，每次口頭報告限時 30 分鐘(含問題提問 5-10 分鐘)，另依大會規定，發表人於會議結束後得將修改文章更新，但文章修改內容僅限於錯別字或類似錯別字之小錯誤，若需要將文章做大幅度修改調整，大會建議發表人將文章投稿於美國航空太空協會所隸屬期刊。

個人此次出國主要目的為口頭發表文章、回答聽眾問題、聆聽相同領域學者報告、檢視書面文章內容、修改書面文章內容。個人被安排於美國當地時間 2016 年 1 月 6 日口頭發表著作，文章名稱為「以實驗方法探討低展弦機翼於俯仰作動下之三維流場發展(Experimental Investigation of Three-Dimensional Flow Development by Pitching Low-Aspect-Ratio Wing)」[2]，中、英文摘要如下，簡報內容如附錄。

#### (二) 中文摘要

本文記錄俯仰機翼於靜態與歸約俯仰速率  $K=0.39$  狀態下，從零度攻角至 45 度攻角之立體流場演變(stereo flow evolution)與空氣動力學(aerodynamics)，亦記錄機翼靜止於最大攻角狀況下之過渡流場(transition flow)早期變化。實驗數據是在水洞(water channel)環境中擷取，機翼為一矩形平板，其有效展弦比(aspect ratio)等於四，俯仰樞軸(pivot axis)設置於機翼前緣。施加於俯仰機翼和靜止機翼之側壁效應(wall effect)則透過直接測力方法(direct force measurement)檢驗。文中立體圖像是利用兩個相機與粒子影像測速儀(PIV)系統建立，兩個相機所擷取圖像及合併後立體圖像之間的比較亦於文中探討。我們證實二維流場(two dimensional flow)為機翼在俯仰作動過程中產生空氣動力主要特徵，因此促進升力生成，其生成機制包括啟動旋渦(Starting vortex)形成、與樞軸旋渦(Pivot vortex)共同生成之前緣旋渦(Leading edge vortex)。然而，當機翼在高攻角時所形成之副旋渦(Secondary vortex)和停止旋渦(Stopping vortex)並不利於升力產生。文中亦顯示翼尖旋渦(Tip vortex)的形成會產生相當大阻力，並且引起流體從翼尖沿翼展朝翼根流動，這翼展流動(spanwise flow)破壞前緣旋渦結構，導致空氣動力遞減至定常狀態(steady state)。文中亦記載這些旋渦軌跡。

#### (三) 英文摘要

This paper reports stereo flow evolution and aerodynamics of a pitching wing in water channel from zero to 45-degree pitch angle in still water and reduced pitch rate of 0.39, and earlier stage of transition flow at maximum angle of attack. The wing is a rectangular flat plate with aspect ratio of four at leading-edge pivot. Wall effect on the pitching wing and stationary wing in test environment is examined by means of direct force measurement. The stereo image is captured through two cameras together with PIV system; comparisons among two camera images and stereo images are provided. We ascertain that two dimensional flow features significant aerodynamic forces during the pitching maneuver, and therefore encourages lift generation, which mechanism includes the formation of Starting vortex and Leading-edge vortex

表 2 美國航空太空協會「2016 科學與技術論壇與展覽」之技術會議各領域文章發表數量。

AA	ABPSI	ACD	AFM	AMT	APA	ASC	CMS	DA	DE
36	32	49	89	52	223	34	4	3	11
DSC	EDU	FD	GEPC	GNC	GT	GTE	HIS	HSABP	ICC
37	9	316	12	239	42	79	13	41	4
IS	ISC	MAT	MDO	MST	MVC	NDA	PC	PDL	SAT
44	18	50	48	83	12	36	101	59	3
SATS	SCS	SD	SE	SEN	SEO	SOF	SRE	STR	SUR
18	44	80	13	12	11	5	12	100	10
TES	TP								
20	63								

符號說明：AA(Aeroacoustics)、ABPSI(Air Breathing Propulsion Systems Integration)、ACD(Aircraft Design)、AFM(Atmospheric Flight Mechanics)、AMT(Aerodynamic Measurement Technology)、APA(Applied Aerodynamics)、ASC(Adaptive Structures)、CMS(Computer Systems)、DA(Digital Avionics)、DE(Design Engineering)、DSC(Dynamics Specialists)、EDU(Education)、FD(Fluid Dynamics)、GEPC(Green Engineering)、GNC(Guidance, Navigation, and Control)、GT(Ground Testing)、GTE(Gas Turbine Engines)、HIS(History)、HSABP(High Speed Air Breathing Propulsion)、ICC (Information and Command & Control Systems)、IS(Intelligent Systems)、ISC(International Student Conference)、MAT(Materials)、MDO(Multidisciplinary Design Optimization)、MST(Modeling and Simulation Technologies)、MVC(Meshing, Visualization, and Computational Environments)、NDA(Non-Deterministic Approaches)、PC(Propellants and Combustion)、PDL(Plasmadynamics and Lasers)、SAT(Society and Aerospace Technology)、SATS(Small Satellites)、SCS(Spacecraft Structures)、SD(Structural Dynamics)、SE(Systems Engineering)、SEN(Sensor Systems)、SEO(Space Exploration and Operations)、SOF(Software Systems)、SRE(Space Resources Utilization)、STR(Structures)、SUR(Survivability)、TES(Terrestrial Energy)、TP(Thermophysics)、UMS(Unmanned Systems)、WE(Wind Energy)。

together with Pivot vortex. However, the formations of Secondary vortex and Stopping vortex apparently are malignant to the lift generation at high angle of attack. Also revealed in the paper is that the formation of Tip vortex causes a promising drag, and induces detrimental spanwise flow to Leading-edge vortex on span locations other than wingtip, transiting aerodynamic forces decreasingly to steady state. Moreover, the trajectory of vortexes is documented.

## 二、論壇與教育課程

除技術會議外，同時進行的活動尚包含論壇與教育課程(議題如表 3)，與會人員沒有辦法參加所有活動，必須謹慎選擇議題，瞭解各活動時間與地點。

論壇實施的方式有兩種：一種方式是由議題主講人全程報告；另一種方式是由主持人與事前受邀專家學者以討論或經驗分享方式進行，台上人員包含主持人計有 5 位。觀眾除可現場提問外，透過現場直播觀眾亦可透過指定網址提問。對案內論壇議題感興趣同仁可透過以下網址點選觀賞，但因活動已經結束，現在無法進行即時提問。論壇網址 <http://livestream.com/AIAAvideo/scitech2016>。

如表 3 顯示，教育課程有兩個議題，議題「精確地表達訊息(Distilling Your Message)」係為增進從事科學或工程活動人員表達能力。議題「STEM 教育中的 E」係探討科學(Science)、科技(Technology)、工程(Engineering)、及數學

表 3 美國航空太空協會「2016 科學與技術論壇與展覽」論壇會議安排議題。

日期	1/4	1/5	1/6	1/7	1/8
0800-0900	2016 年航空科學技術政策	過去 50 年航空科學改革所學到的經驗	Resilience 設計	學術、政府、企業、及 AIAA 間合作	無人飛行系統
0930-1130	<b>精確地表達訊息</b>	太空改革-研究員如何衡量國際太空站國家實驗室對前瞻研究與發展	積層製造 (Additive manufacturing) 於太空應用	<b>STEM 教育中的 E</b>	
1400-1600	地球與月亮軌道間一年任務已執行與正執行研究	3 萬呎下網路安全	透過先進技術之太空探險	好萊塢的啟發	
1730-1830	AIAA 的未來：政府的影響	翼洞一體 (Blended wing body) 技術備便程度			



(Mathematics)教育中的工程教育問題。

### 三、展覽

參加展覽攤位計有 56 家，最令個人感興趣的是 TSI, Inc.的體積 3 分量測速技術(Volumetric 3-Component Velocimetry, V3V)，其 V3V-9000-CS 型號可量測體積範圍達 1.4 公尺乘 1.4 公尺乘 1 公尺、解析度為 3 立方公釐。

### 肆、 與會心得及建議

#### 一、技術會議

個人參與今年(西元 2016 年)技術會議，特別聆聽幾場受邀請的演講，這些演講與非常低雷諾數流基本原理有關，是北約科學與技術組織 AVT-202 所探討可應用於微小飛行器空氣動力學之基礎流場物理問題。參與學者採用實驗或模擬方法，探討機翼作動模式-俯仰運動-所產生流場與空氣動力學。實驗方面，即使學者們使用風洞(wind tunnel)或水洞(water tunnel)進行探討，由於無因次分析運用妥當，實驗結果一致顯示作用力震盪效應發生於流場過渡至定常狀態期間，加深與會人員無因次分析的概念，這一致性結果間接驗證基礎科學研究與教育的重要性。由於部分學者採用線性平移方式產生機翼拍動，其旋轉軸可視為無限遠位置，然而部分學者使機翼繞單一旋轉軸轉動。因機翼作動組態不同，離心慣性力對轉動俯仰機翼與其擾動流場影響仍待釐清。文獻顯示少數研究機構具研究能量可探討旋轉式拍動機翼問題，個人未來將持續探討。

為建立並繼續推展基礎科學研究，學者們亦提議未來研究方向探討陣風或旋渦對於作動中機翼之空氣動力學與流場影響，會議中主持人歡迎感興趣學者提出相關問題並參與研究，藉由彼此合作方式，互相激發想法，期發展與推展適切理論與無因次參數，以供控制、設計、製造人員或單位參考運用。

個人覺得若要參與該項跨國研究，個人所屬單位並須要具備同等級基礎研究設備和特色。參與該研究之團隊所使用設備大都自行設計製造組裝，方能針對研究議題自行調整執行多樣性研究計劃，而該研究設備所需可靠度與精確度，依賴設計者對於該設備元件瞭解程度，這些人才都是仰賴學校教育在操作中學習，這也造就頂尖大學的聲譽，參與該項研究之學院包含英國劍橋大學、美國馬里蘭大學、美國密西根大學、美國紐約州立大學、及土耳其伊斯坦布爾技術大學，甚至美國空軍研究實驗室(AFRL)亦具備研究設備，領導該項研究執行。就個人觀察，基礎研究設備建置需要 3-5 年方能完備，在研究人力不足情況下，設備完備時間務必會延長，但過程中所獲得知識與技能一定相當豐富，所投入經費不見得比逕行商購設備還要多。或許在講求高績效組織運作與任務導向環境下，自行設計組裝研究設備不見得是優先考量項目，但若以培養與教育人才方面思考，研究設備自行設計組裝或許還是不錯的選項，同時也可藉以發展單位特色。



圖 2 口頭報告照片

## 二、論壇與教育課程

為清楚知道美國航空太空協會(AIAA)定位，該協會邀請政府官員、企業及學術單位代表共同參與討論，這些代表人員雖不見得具有決策權限，但討論結果顯示航空太空將朝向商業發展趨勢，值得我們關注。論壇中 Robert H. Liebeck 團隊的翼胴一體(Blended Wing Body, BWB)飛行載具，自西元 1993 年概念成形至西元 2007 年成功試飛與降落，期間經歷 14 年，期間投入的人力與經費難以想像，倘若沒有政府部門投入經費支持，模型機成功試飛勢必難以成功，且該模型機試飛成功並不代表該商業用大機型可運用相同控制模組成功試飛，但其結果令人期待，畢竟這些成就都是前人不斷累積智慧的結晶。另一方面來說，這也突顯教育年輕學子的重要，傳達智慧累積過程不容易的訊息，並期待年輕學子接續、拓展及累積智慧，構成良性發展循環，這循環與此次論壇議題選擇相互呼應。論壇中最特別的議題是 Jeffery P. Holland 「Resilience 設計(Designing for Resilience)」報告，其探討是否有更彈性方式減化研發程序、採購程序等系統，因應過去需求導向設計(Requirements Drive Design)到現今資料與分析導向設計(Data & Analysis Drive Design)環境之轉變，減少經費支出，靈活運用現有技術與資源。

## 伍、 致謝

感謝科技部支持與贊助本案研究執行與參加研討會所需經費，研究計畫編號：

MOST 104-2218-E-606-003。

## 陸、 參考資料

[1] Aiaa-scitech.org,. "AIAA Scitech Forum And Exposition : The American Institute Of Aeronautics And Astronautics". N.p., 2016. Web. 30 Jan. 2016.

[2] Huai-Te Yu and Luis P. Bernal. "Experimental Investigation of Three-Dimensional Flow Development by Pitching Low-Aspect-Ratio Wing", 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech, (AIAA 2016-1066).

<http://dx.doi.org/10.2514/6.2016-1066>

[3] [https://en.wikipedia.org/wiki/San\\_Diego](https://en.wikipedia.org/wiki/San_Diego)

### Experimental Investigation of Three-Dimensional Flow Development by Pitching Low-Aspect-Ratio Wing

Huai-Te Yu<sup>1</sup> and Luis P. Bernal<sup>2</sup>

[1] Assistant Professor, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University, R.O.C., [htyu0504@ndu.edu.tw](mailto:htyu0504@ndu.edu.tw)  
 [2] Professor, Department of Aerospace Engineering, University of Michigan, [ljb@umich.edu](mailto:ljb@umich.edu)

**AIAA Paper 2016-1066**  
 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, SciTech 2016  
 4 – 8 Jan. 2016  
 San Diego, California

The work was sponsored in part by the Air Force Office of Scientific Research's Multidisciplinary University Research Initiative (MURI) under Contract F49620-07-1-0247 and by the Michigan/AFRL Collaborative Center in Aeronautical Sciences, and by Ministry of Science and Technology, Taiwan, under Contract MOST-104-2218-E-005-001

### Outline

- Introduction
- Experimental Setup
- Result and Discussion
  - Side-Wall Effect
  - 2D PIV image vs. Stereo PIV image
  - Dynamic flow: pitching wing and stationary wing @  $K = 0.39$
- Conclusion

### Introduction

For fixed-wing vehicle with supermaneuverability Sane (2003)

For flapping-wing vehicle

Kramer (1932), Suckland & Graham (1966-67), Jumper & Coworker (1987)

ventral fins of fish (Freymuth, 1990), fruit fly (Dickinson et al., 1998)

hawk-moth (Shyy et al., 2008), fruit fly (Sane & Dickinson, 2001)

bumble bees (Nagai et al., 2009), hawk-moth (Vandenheede et al., 2012)

Herbst, W.B., "Future Fighter Technologies", Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 8, 1980, pp. 561-566.  
 Herbst, W.B., "Dynamics of Air combat", Journal of Aircraft, Vol. 20, No. 7, 1983, pp. 594-598.

### Introduction: flow problem

- The constant-speed pitch ramp up-hold kinematics (canonical case:  $0^\circ$ - $45^\circ$ , NATO STO AVT202 proposed kinematics)
- Similar to kinematics proposed by the AIAA Fluid Dynamics Technical Committee (FDTC) Low Reynolds Number Discussion Group (LRDG) in 2010
- Kinematic is relevant to maneuvering, perching and gust response of MAVs.
- Flow is characterized by large scale separation, three dimensional effects, separated vortical flows and acceleration effects

Effects of pivot axis location, wing geometry, and reduced pitch rate on finite aspect ratio wings in force generation are preliminary study in Yu et al [1-2]

NATO: North Atlantic Treaty Organization  
 STO: Science and Technology Organization

1. Yu, H.T. and Bernal, L.P., "Effect of Pivot Point on Aerodynamic Force and Vortical Structure of Pitching Flat Plate Wings", AIAA Paper 2013-0792, Jan. 2013.  
 2. Yu, H.T., Bernal, L.P. and O.M.V., "Effects of Platform Geometry and Pivot Axis Location on the Aerodynamics of Pitching Low Aspect Ratio Wings", AIAA Paper 2013-2992, June 2013.

### Introduction

Yu, H.T. and Bernal, L.P., "Effect of Pivot Point on Aerodynamic Force and Vortical Structure of Pitching Flat Plate Wings", AIAA Paper 2013-0792, Jan. 2013.

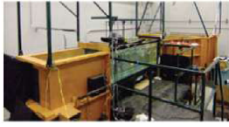
Yu, H.T., Bernal, L.P., and O.M.V., "Effects of Platform Geometry and Pivot Axis Location on the Aerodynamics of Pitching Low Aspect Ratio Wings," AIAA Paper 2013-2992, June 2013.

### Research Objectives

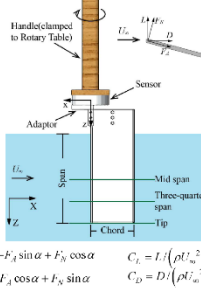
- Using rectangular flat-plate wing with **effective aspect ratio of four** to study dynamic flow over pitching wing at  $K=0.39$  and **leading edge pivot**, and **transient flow** to steady state at **maximum angle of attack of 45 degrees**.
- To explore and quantify **spanwise flow** evolution on planes using lens-shift stereo PIV measurement together with direct force measurement.

## Experimental Apparatus

- Low-turbulence **water channel** at University of Michigan (61cm wide and 57 cm height, 5cm/s to 40cm/s).
- The wing has **2" mean chord** and **4" span** with thickness to mean chord ratio of **6.25%**, which are made of Plexiglass and **all edges are rounded**.
- Force sensor is **Nano 43** by ATI; the maximum calibrated load is 18 N and resolution 1/256 N.



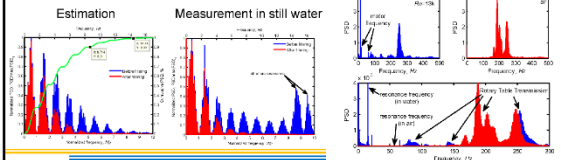
Force measurement configuration



7/21

## Force Data Processing

- Each case was repeated **60 times** from **0° to a fixed angle of attack**, and **ensemble averages** are reported.
- A **low-pass, zero-phase, first order, 2-path Butterworth filter** was used.
- The **cutoff frequency** was determined using **power spectral analysis of the motion acceleration** to retain **90%** of the frequency content of the motion acceleration.
- The **noise** introduced by the **rotary stage motor** is in the frequency range **higher than 50Hz**.

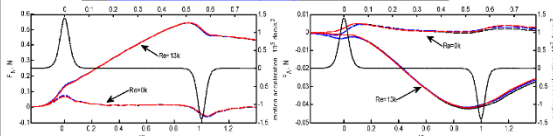


Example: wing kinematics for 76.4 %s

8/21

## Force Data Processing

- **Tare procedure:** to remove inertia and weight contributions due to the wing position and acceleration.
- **Static tare:** the measurements in air and still water at fixed angle from 0° to 45°.
- **It is negligible** because of the very small mass of the wing and mounting hardware, i.e. < 46.2g
- **Dynamic tare:** the measurements in air with the same kinematics as in the flow experiments
- **The same filter and cutoff frequency** as in the flow experiments was used.

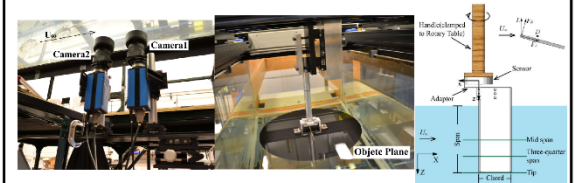


The black curves are for initial force data after filter; the blue curves are for force data after static tare; the red curves are for force data after dynamic tare.



9/21

## Lens-shift PIV configuration

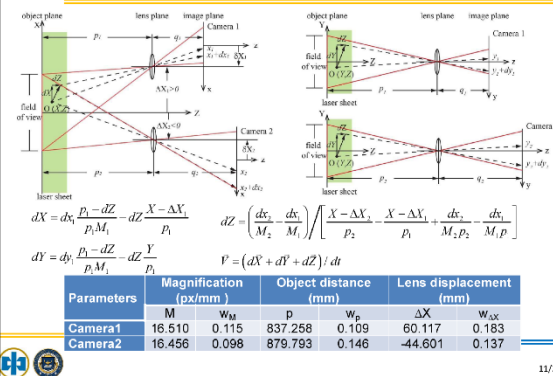


- Perspective control lens, PC-E Micro NIKKOR
- Field of view: Camera1 242x161mm; Camera2 243x162mm
- Scale of colormap: vorticity 8s<sup>-1</sup>; out-of-plane velocity 4.5 cm/s
- Wing shadow defined from the outlines of wing images from two cameras using Adobe Illustrator
- Laser sheet thickness: 1.8mm



10/21

## Lens-shift stereo PIV configuration



11/21

## Wing Kinematics

- The wing motion is a linear pitch ramp from **0 to 45°** with smoothing at the beginning and the end of rotation, using a **modified Eldredge's function**.
- The parameter, **B**, is analogous to the combination of  $\alpha_{0.25}/2K$  in Eldredge et al<sup>1</sup>, and  $\Delta \alpha_{0.25}$  in Yu and Bernal<sup>2\*</sup>
- The **start phase duration** is **1 t<sub>0</sub>**, the **hold and relaxation phase durations** are at least **130 t<sub>0</sub>** and **30 t<sub>0</sub>**, respectively.
- The motion was implemented using Velmex Rotary Tables B4818TS (20 steps/deg with 200 deg/s) and B4836TS (40 steps/deg with 100 deg/s)

$$\alpha(t) = \frac{\alpha_m}{2B} \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} \ln \left\{ \cosh \left[ B(t-t_0)/t_0 \right] \right\}$$

$$B = 2t_0/t_c \quad t_p = \alpha_m / \alpha'_m \quad t_r = \alpha'_m / \alpha''_m$$

$$M = \beta t_0 \quad t_c = e t_c \quad t_s = s t_c$$

$$B = \cosh^{-1} \left( \sqrt{1/\gamma} \right) / \beta \quad \beta = \Delta \alpha / \alpha_m \quad \gamma = \alpha''(t_s \pm \Delta t) / \alpha'_m$$

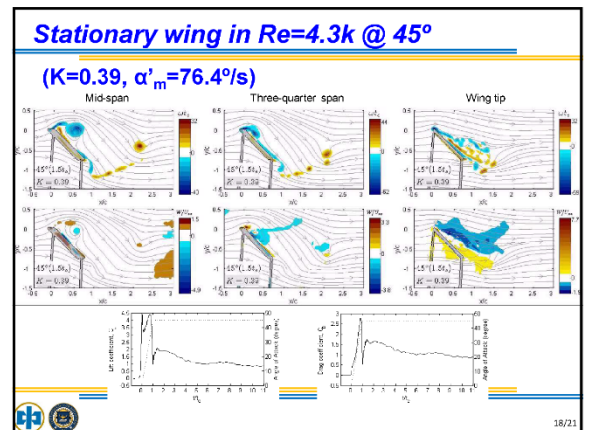
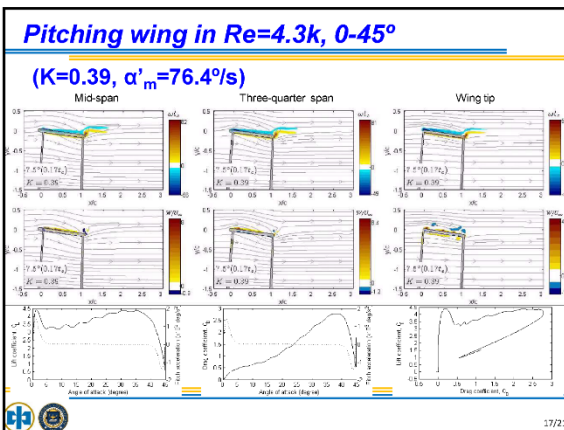
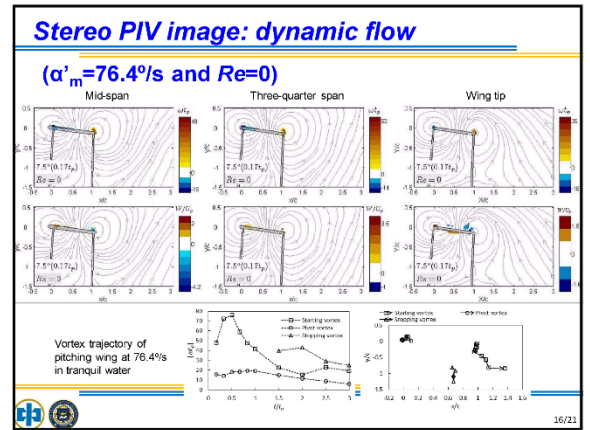
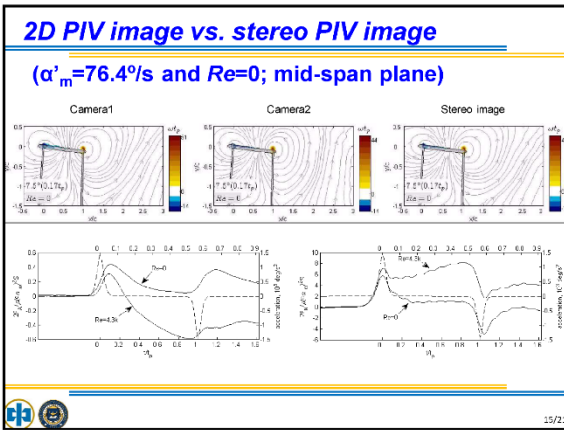
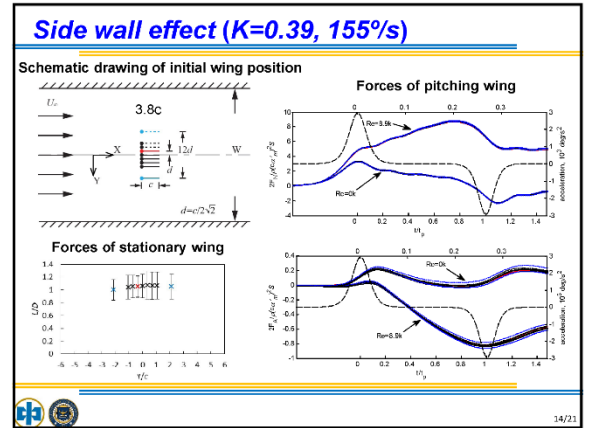
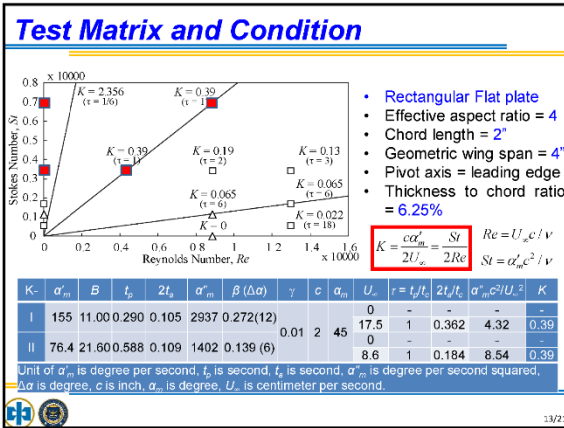


<sup>1</sup> Eldredge, J. D., Wang, C., and Qi, M. V. "A Computational Study of a Coronal Pitch-Up, Pitch-Down Wing Maneuver." AIAA Paper 2009-2556, June 2009.

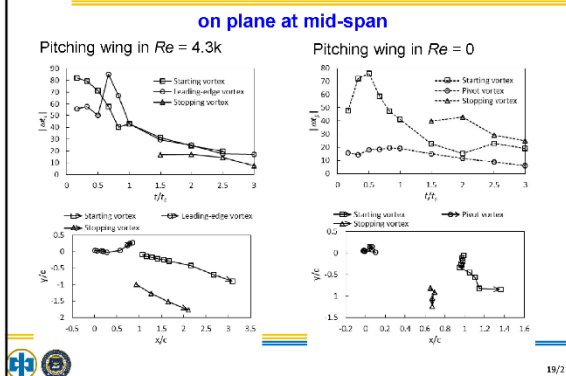
<sup>2\*</sup> Yu, H. T. and Bernal, L. P. "Effect of Pivot Point on Aerodynamic Force and Vortical Structure of Pitching Flat Plate Wings." AIAA Paper 2013-0762, Jan. 2013.

12/21





## Vortex trajectory of pitching wing at 76.4°/s



## Conclusion

- A **Starting Vortex** is present at earlier phase of 7.5 degree in all **span locations** considered, which formation contributes a rapid force generation at onset of the motion. The **Starting Vortex** at **wing tip** breaks down after 30-degree angle of attack in uniform freestream.
  - The formation of a **Tip Vortex** is present during the pitching motion in uniform freestream, and is constrained between the wing and the **Starting Vortex**, and below the **three-quarter span**. The **Tip Vortex** introduces significant drag force to the wing.
- 20/21

## Conclusion

- A **Pivot Vortex** together with a typical **Leading-edge Vortex** strengthens the circulation over the wing and therefore enhance the force generation.
  - The **transient flow** by pitching wing held at 45-degree angle of attack is driven by **spanwise flow** caused by **Tip Vortex**, which decreases the aerodynamic forces.
    - The flow features at **mid-span** is the shedding of positive **Trailing-edge Vortex** and then negative **Trailing-edge Vortex**.
    - A vortex street is present at **three-quarter span**.
    - The shedding of a **Stopping Vortex** and dissipation of **Leading-edge Vortex** are common features between **mid-span** and **three-quarter span**.
- 21/21