

出國報告(出國類別：考察)

轉子引擎技術考察案－轉子引擎 設計技術出國報告

服務機關：中山科學研究院航空研究所
姓名職稱：聘用技正 鄭敦仁、聘用技士 吳政鴻
派赴國家：瑞典、英國
出國時間：101.07.09～101.07.16
報告日期：101.08.16

國防部軍備局中山科學研究院出國報告建議事項處理表

報告名稱	轉子引擎技術考察案－轉子引擎設計技術出國報告		
出國單位	中科院航研所	出國人員級職/姓名	鄭敦仁 / 吳政鴻
公差地點	瑞典、英國	出/返國日期	<u>101.07.09</u> / <u>101.07.16</u>
建議事項	<p>一、 此次參訪之 WDL 公司及 NIRA 公司皆是小型公司，但公司成員皆已累積多年經驗，並以開發研發型引擎及控制系統為主，針對不同客戶需求，在掌握原有核心技術下，研製開發符合客戶需求之產品，職等對於公司成員之專業能力及效率，皆留下深刻印象，在 NIRA 公司由執行長親自帶隊，瞭解我方需求後，隨即以其現有產品之研製為目標，規劃出可符合我方需求之期程，積極爭取與我方合作之契機，而 WDL 公司亦掌握我方先前規劃之議題，預先分析，完全符合我方需求，並提出良好之研發建議，未來不管雙方是否能正式合作，皆建議能維持良好關係及溝通管道，以作為我方研發能量建立之助力。</p> <p>二、 此次參訪英國航展，看見土耳其、墨西哥、韓國及中國大陸等新興國家皆積極參與展出，尤其是土耳其及墨西哥皆已開發多款量產型 UAV 飛機，而且大力促銷推展，職等深切感受國際間技術研發之競爭與快速之行動力，而且不</p>		

	<p>管是飛機外型、界面配置、控制及匿蹤多有可觀摩之處，職等建議未來在審慎預畫欲觀摩之標的後，實宜多派不同專業領域之人員參與觀摩及交流，應可擴大觀摩之效。</p> <p>三、 轉子引擎具有推重比高、動力連續等特色，非常適合飛行器使用，此次航展會場中已見使用於小型無人飛行器，靶機等產品上，若本院產品技術成熟後，亦建議能至各航展中展出及推廣，以與世界各國之航空領域專家切磋交流，亦展現我國航空技術發展之成績。</p>
處理意見	<p>一、 此次參訪，兩家公司皆提出可行之建言，如 WDL 公司對滑油分配量及散熱鰭片之研改方向，而 NIRA 公司對 ECU 設計實務交流，皆對相關技術之提升，有很大的幫助，本院人員已把握此次機會，建立雙方可合作之契機，就專業領域之問題相互交流，並可視實際之需求，提出合作計劃。</p> <p>二、 本案已完成專報，向各領域專業人員分享此次訪問成果，並建議後續訪問案，可審慎規劃欲觀摩之標的，縝密分工，爭取員額核准，以擴大觀摩之效。</p> <p>三、 本院轉子引擎研製係以具備國際競爭力為目標，在考量法令及政策後，應可積極參與各航展中展出，與世界各國之航空專家切磋交流，展現我國航空發展之成績。</p>

國防部軍備局中山科學研究院
101年度出國報告審查表

出國單位	中山科學院航空研究所	出國人員 級職姓名	聘用技正 鄭敦仁 聘用技士 吳政鴻
單 位	審 查 意 見		簽 章
一級單位			
計 品 會			
保 防 安 全 處			
企 劃 處			
批			示

國外公差人員出國報告主官（管）審查意見表

本院航研所聘用技正鄭敦仁與聘用技士吳政鴻兩員，奉派赴英國及瑞典執行轉子引擎設計及控制實務考察；考察國外先進引擎公司之轉子引擎研發技術發展現況，與國外專家研討引擎氣動力設計方法及轉子引擎控制技術，並進行實務參觀。

本文係鄭員等人之出國報告，報告內容包含(1)收集轉子引擎氣動力設計技術發展及引擎發展趨勢資料，(2) 收集引擎控制、點火時序、性能優化等技術資料，(3)參觀英國國際航展，觀摩與瞭解目前世界先進廠商在各型無人載具及動力系統相關設計理念與技術，收集綜整相當多資訊並與廠商進行關鍵技術進行研討，可提昇本院研製相關無人載具動力系統之設計能量。

出國報告內容詳實，鄭員等人與國外專家研討引擎研發及設計分析等技術，對專業人員專業素質之養成，及未來本院「轉子引擎自製案」工作之執行與精進本院轉子引擎研發能量，應有相當之助益。



出國報告審核表

出國報告名稱： 轉子引擎技術考察案－轉子引擎設計技術			
出國人姓名		職稱	服務單位
鄭敦仁		聘用技正	中山科學研究院航空研究所
出國類別	<input checked="" type="checkbox"/> 考察 <input type="checkbox"/> 進修 <input type="checkbox"/> 研究 <input type="checkbox"/> 實習 <input type="checkbox"/> 其他 _____ (例如國際會議、國際比賽、業務接洽等)		
出國期間：101年07月09日至101年07月16日		報告繳交日期：101年08月16日	
計畫主辦機關審核意見	<input type="checkbox"/> 1.依限繳交出國報告 <input type="checkbox"/> 2.格式完整 <input type="checkbox"/> 3.無抄襲相關出國報告 <input type="checkbox"/> 4.內容充實完備 <input type="checkbox"/> 5.建議具參考價值 <input type="checkbox"/> 6.送本機關參考或研辦 <input type="checkbox"/> 7.送上級機關參考 <input type="checkbox"/> 8.退回補正，原因： <input type="checkbox"/> 不符原核定出國計畫 <input type="checkbox"/> 以外文撰寫或僅以所蒐集外文資料為內容 <input type="checkbox"/> 內容空洞簡略或未涵蓋規定要項 <input type="checkbox"/> 抄襲相關出國報告之全部或部分內容 <input type="checkbox"/> 電子檔案未依格式辦理 <input type="checkbox"/> 未於資訊網登錄提要資料及傳送出國報告電子檔 <input type="checkbox"/> 9.本報告除上傳至出國報告資訊網外，將採行之公開發表： <input type="checkbox"/> 辦理本機關出國報告座談會（說明會），與同仁進行知識分享。 <input type="checkbox"/> 於本機關業務會報提出報告 <input type="checkbox"/> 其他 _____ 敬會：保防官		
	<input type="checkbox"/> 10.其他處理意見及方式： <div style="border: 1px dashed red; width: 150px; height: 40px; margin-left: 400px;"></div>		
審核人	出國人員	初審（業管主管）	機關首長或其授權人員

說明：

- 一、各機關可依需要自行增列審核項目內容，出國報告審核完畢本表請自行保存。
- 二、審核作業應儘速完成，以不影響出國人員上傳出國報告至「政府出版資料回應網公務出國報告專區」為原則。

報 告 資 料 頁

1. 報告編號：	2. 出國類別：	3. 完成日期：	4. 總頁數：
CSIPW-101F- E0006	考察	101.07.31	201
5. 報告名稱：轉子引擎技術考察案－轉子引擎設計技術			
6. 核准 文號	人令文號	101 年 6 月 8 日國人管理字第 1010007381 號	
	部令文號	101 年 6 月 4 日國備科產字第 1010008333 號	
7. 經 費		新台幣：246,809 元	
8. 出(返)國日期		101.07.09 至 101.07.16	
9. 公 差 地 點		瑞典、英國	
10. 公 差 機 構		瑞典 NIRA 公司、英國 WDL 公司	
11. 附 記			

行政院及所屬各機關出國報告提要

出國報告名稱： 頁數 201 含附件： 是 否
轉子引擎技術考察案－轉子引擎設計技術出國報告

出國計畫主辦機關/聯絡人/電話
鄭敦仁/中科院航空研究所/聘用技正/503099

出國人員姓名/服務機關/單位/職稱/電話
鄭敦仁/中科院航空研究所/聘用技正/503099
吳政鴻/中科院航空研究所/聘用技士/503690

出國類別： 1 考察 2 進修 3 研究 4 實習 5 其他

出國期間： 出國地區：
101.07.09~101.07.16 瑞典、英國

報告日期：
101.08.16

分類號/目

關鍵詞：轉子引擎、英國航展

內容摘要：(二百至三百字)

本案為因應轉子引擎技術日新月異，精進本院轉子引擎設計技術，派遣轉子引擎設計專業人員前往先進國家，進行轉子引擎設計實務考察，並收集瞭解轉子引擎設計及多項關鍵技術(如氣動力設計、引擎控制、點火時序、散熱設計、滑油潤滑冷卻等關鍵技術)，以及尋求現有轉子引擎冷卻、控制及性能提昇方案，並洽談技術運用及後續合作事宜。

本次派遣引擎設計及控制等專長人員 2 員赴英國及瑞典執行轉子引擎設計及控制實務考察；首先在瑞典 NIRA 公司進行引擎控制單元設計研發技術考察及相關資料收集，並赴英國 WDL 公司考察，而且利用機會參加兩年一度舉辦之英國 Farnborough 國際航展，就世界各國轉子引擎技術及 UAV 發展，蒐集綜整更多資訊並與廠商進行關鍵技術研討，共計 8 天行程。

目 次

圖目錄	11
壹、目的	13
貳、過程	14
參、心得	18
肆、建議事項	52
附件一 WDL 公司簡報	53
附件二 WDL 公司氣動力設計及冷卻分析簡報	87
附件三 WDL 公司潤滑冷卻分析簡報	134
附件四 2012 梵波羅國際航空展參觀心得簡報	163

圖目錄

圖 2- 1 兩位同仁與 NIRA 公司執行長、資深工程師及行銷經理合影	14
圖 2- 2 進行轉子引擎控制單元設計邏輯技術研討	14
圖 2- 3 進行轉子引擎控制單元設計工具實作與研討	14
圖 2- 4 雙方研討轉子引擎控制單元與引擎點火時序設計理念	15
圖 2- 5 雙方進行合作可行性與實務研討，NIRA 公司並將可能雙方合作之議 題列入時程管制.....	15
圖 2- 6 參觀 NIRA 公司現場，並參觀其為 VOLVO 公司及其他公司設計研發之 成品.....	15
圖 2- 7 赴 WDL 公司做初步拜會，由 WDL 公司 CHRIS 先生接待，並作 WDL 公 司之簡報介紹	16
圖 2- 8 雙方研討轉子引擎設計現況.....	16
圖 2- 9 雙方進行轉子引擎設計工具實作與研討	17
圖 2- 10 航展示意圖	17
圖 3- 1 轉子引擎設計流程圖.....	19
圖 3- 2 轉子引擎轉子及缸壁線型	20
圖 3- 3 轉子引擎氣室容積變化圖	21
圖 3- 4 氣室燃燒區間圖.....	22

圖 3- 5 轉子引擎在 WAVE 中轉化成活塞引擎示意圖	24
圖 3- 6 WAVE 轉子引擎模型圖	25
圖 3- 7 WAVE 軟體中 WIEBE FUNCTION 設定介面圖	25
圖 3- 8 WAVE 與實驗量測所得到的轉子引擎壓力分佈結果的比較	27
圖 3- 9 WAVE 軟體中引擎組件熱傳分析示意圖.....	28
圖 3- 10 轉子引擎四個組件與其主要散熱方式示意圖	29
圖 3- 11 長方形散熱器與前機匣鰭片幾何外型參數對應圖	30
圖 3- 12 活塞引擎與轉子引擎散熱特性示意圖	33
圖 3- 13 引擎在轉速 7300RPM、冷卻氣流量 0.02KG/S 下，前後機匣、中機匣 與轉子的溫度分佈.....	36
圖 3- 14 引擎在轉速 7300RPM、冷卻氣流量 0.03KG/S 下，前後機匣、中機匣 與轉子的溫度分佈.....	37
圖 3- 15 內部冷卻通道中 RT 溫度計算示意圖	38
圖 3- 16 引擎啓動模式控制	43
圖 3- 17 引擎溫度與噴油補償.....	43
圖 3- 18 冷車模式噴油補償	44
圖 3- 19 高地噴油補償調整	45
圖 3- 20 引擎負載與點火提前角	48
圖 3- 21 引擎溫度與點火提前角	48
圖 3- 22 引擎轉速與點火提前角	48

報告名稱：轉子引擎技術考察案－轉子引擎設計技術

壹、目的

. UAV 之常用動力系統有很多選擇，其中轉子引擎具有構造簡單、可靠度高、保養容易、動力產生連貫、引擎運轉平穩、低噪音、低震動、轉速越高性能愈佳以及具多元燃料能力等優點，為許多知名 UAV 所採用，本院經過評估也決定發展此類轉子引擎動力系統。根據知名航太市場預測機構 Forecast International (2005)公司的預測，UAV 市場總值於 2010 年將達 76 億美金，而至 2014 年更將高達 136 億美金，顯示其具有強大的市場潛力。另一方面，2006 年第六屆年度以色列噴射引擎會議(AIJEANS)中指出轉子引擎能滿足 UAV 引擎之特殊需求如長滯空性、高酬載/高海拔之工作週期、緊緻性及簡易可維護性，故適合作為 UAV 之動力來源。2003 年美國航空暨太空總署(NASA)所委託對於通用航空器之先進推進系統的評估報告書中亦明確地指出，由於轉子引擎具有許多往復式引擎未及之優點，以及過於昂貴之渦轉引擎無法滿足所有航空發動機市場等特性，因此評估轉子引擎極適合作為發展新一代通用航空器之推進系統。

為因應 UAV 使用之轉子引擎技術日新月異，本案規劃精進本院轉子引擎設計技術，派遣轉子引擎設計專業人員前往先進國家，進行轉子引擎設計實務考察，並收集瞭解轉子引擎設計及多項關鍵技術(如氣動力設計、引擎控制、點火時序、散熱設計、滑油潤滑冷卻等關鍵技術)，尋求現有轉子引擎冷卻、控制及性能提昇方案，並洽談技術運用及後續合作事宜。本次派遣引擎設計及控制等專長人員 2 員赴英國及瑞典執行轉子引擎設計及控制實務考察；先赴瑞典 NIRA 公司進行引擎控制單元設計研發技術考察及相關資料收集，及赴英國 WDL 公司進行轉子引擎設計及冷卻技術考察行程，亦前往 Farnborough 參加兩年一度舉辦之英國國際航展，就世界各國轉子引擎技術及 UAV 發展，蒐集綜整更多資訊並與廠商進行關鍵技術研討，共計 8 天行程，除觀摩瞭解轉子引擎之研發與發展最新趨勢外，並就世界各國轉子引擎技術及 UAV 發展，蒐集綜整更多資訊。

貳、過程

- 一、 101/07/09 (週一) 台北搭機經英國倫敦至斯德哥爾摩。
- 二、 101/07/10 (週二) 第一天參訪 NIRA 公司。
 - (一)、 NIRA 公司簡報會議。
 - (二)、 進行轉子引擎控制單元設計邏輯技術研討。
 - (三)、 進行轉子引擎控制單元設計工具實作與研討。



圖 2- 1 兩位同仁與 NIRA 公司執行長、資深工程師及行銷經理合影

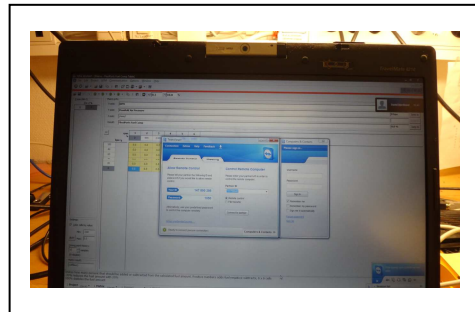
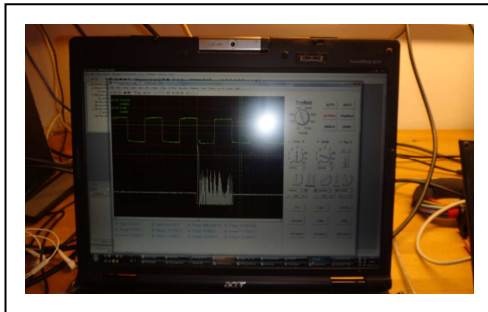


圖 2- 2 進行轉子引擎控制單元設計邏輯技術研討

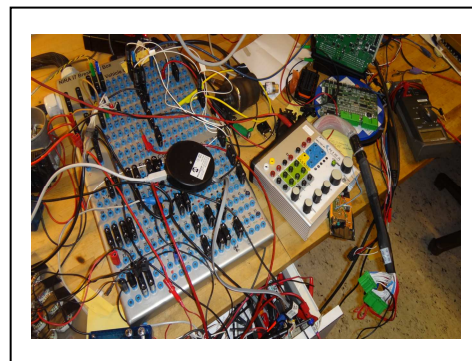
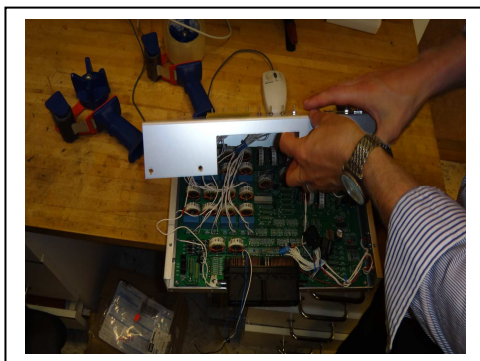


圖 2- 3 進行轉子引擎控制單元設計工具實作與研討

三、 101/07/11 (週三) 第二天參訪NIRA 公司。

- (一)、 轉子引擎控制單元與引擎點火時序研討。
- (二)、 雙方合作可行性與實務研討。
- (三)、 參觀NIRA 公司現場。

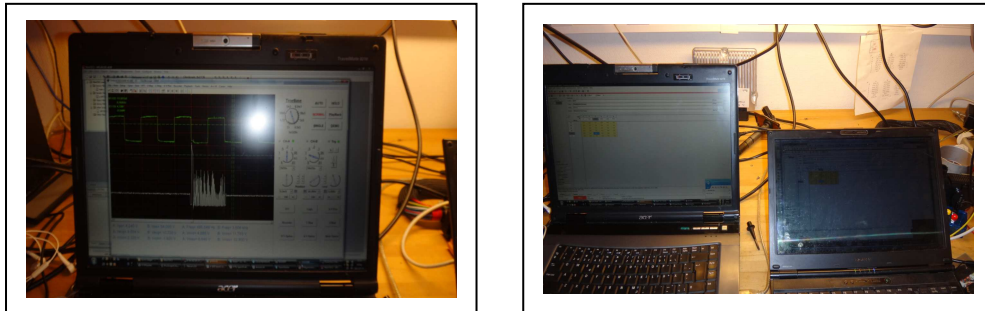
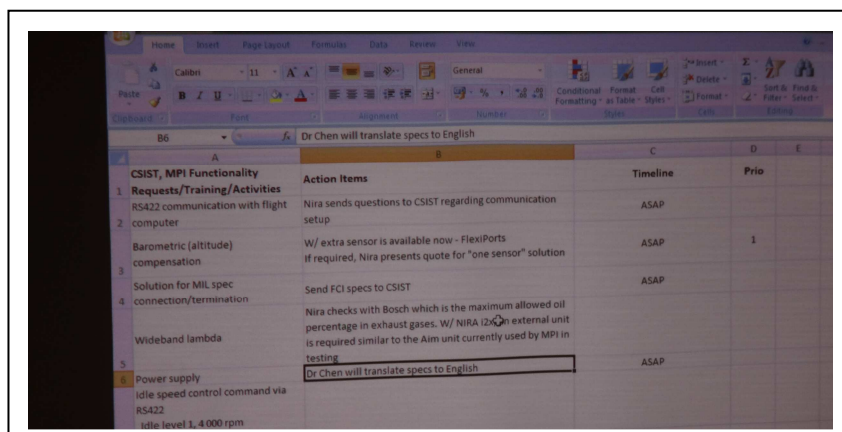


圖 2- 4 雙方研討轉子引擎控制單元與引擎點火時序設計理念



	A	B	C	D	E
	CSIST, MPI Functionality	Action Items	Timeline	Prio	
1	Requests/Training/Activities				
2	RS422 communication with flight computer	Nira sends questions to CSIST regarding communication setup	ASAP		
3	Barometric (altitude) compensation	W/ extra sensor is available now - FlexiPorts If required, Nira presents quote for "one sensor" solution	ASAP	1	
4	Solution for MIL spec connection/termination	Send FCI specs to CSIST	ASAP		
5	Wideband lambda	Nira checks with Bosch which is the maximum allowed oil percentage in exhaust gases. W/ NIRA I2X external unit is required similar to the Aim unit currently used by MPI in testing	ASAP		
	Power supply	Dr Chen will translate specs to English			
	Idle speed control command via RS422				
	idle level 1, 4000 rpm				

圖 2- 5 雙方進行合作可行性與實務研討，NIRA 公司並將可能雙方合作之議題列入時程管制



圖 2- 6 參觀NIRA 公司現場，並參觀其為 Volvo 公司及其他公司設計研發之成品

四、 101/07/12 (週四) 由瑞典斯德哥爾摩搭機前往英國，訪問 WDL 公司。

- (一)、 由瑞典斯德哥爾摩搭機前往英國。
- (二)、 由倫敦機場轉往布來頓。
- (三)、 到 WDL 公司做初步拜會。
- (四)、 WDL 公司簡報會議 (附件一)。



圖 2- 7 赴 WDL 公司做初步拜會，由 WDL 公司 Chris 先生接待，並作 WDL 公司之簡報介紹

五、 101/07/13 (週五) 第二天訪問 WDL 公司。

- (一)、 雙方研討轉子引擎設計現況。
- (二)、 轉子引擎設計工具實作與研討。
- (三)、 雙方合作可行性與實務研討。

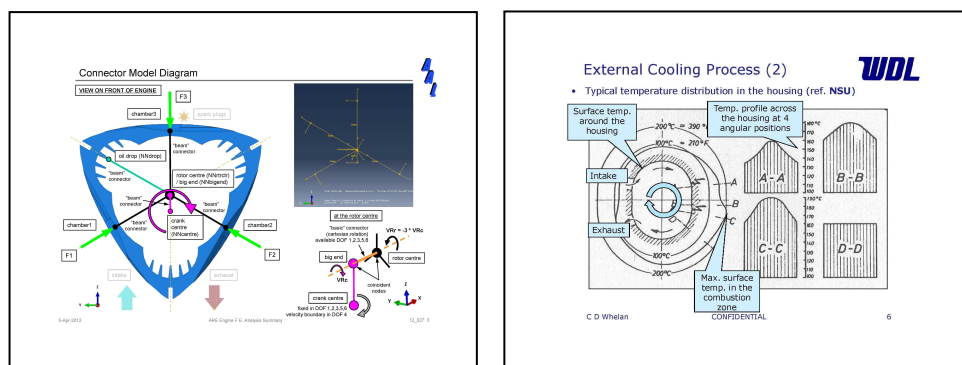


圖 2- 8 雙方研討轉子引擎設計現況

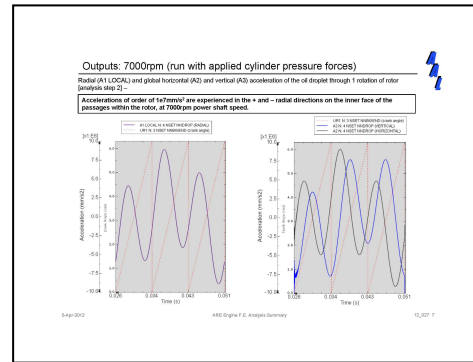
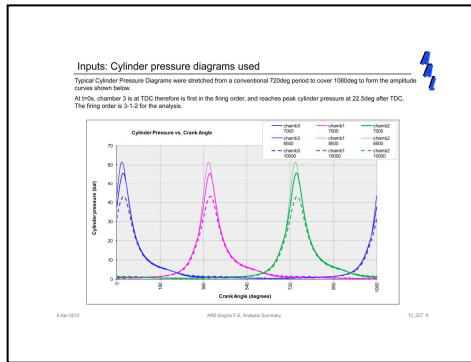


圖 2- 9 雙方進行轉子引擎設計工具實作與研討

六、 101/07/14 (週六) 赴梵波羅(Farnborough)參觀英國航展。

- (一)、 至英國國際航展會場綜覽全場，瞭解國際無人載具及其引擎發展現況。
- (二)、 赴會場觀摩轉子引擎與載具界面搭配、無人載具導航、尋標器及匿蹤等相關組件最新技術能量與發展趨勢，並洽談技術運用及可能之軟硬體採購或合作事宜。

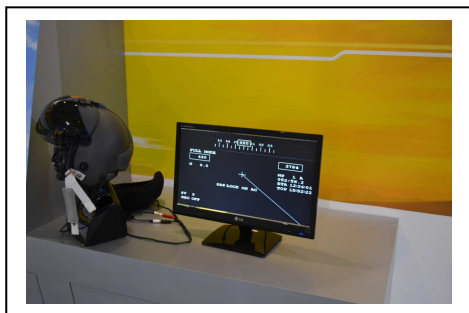


圖 2- 10 航展示意圖

七、 101/07/15~16 (週日~週一) 赴倫敦並搭機返回台北。

參、心得

本次公差預畫達成之工作目標，計有：(1)赴英國 WDL 收集氣動力設計、散熱設計、滑油潤滑冷卻等技術資料，(2) 赴瑞典 NIRA 公司收集引擎控制、點火時序、性能優化等技術資料，作為本院轉子引擎設計之參考。(3) 參加英國國際航展，觀摩與瞭解目前世界先進廠商在各型無人載具及動力系統相關設計理念與技術，收集綜整更多資訊並與廠商進行關鍵技術進行研討，俾提昇本院研製相關無人載具動力系統之設計能量。

以下將就本次訪問所收集之資料，整理本次訪問心得如下：

一、 轉子引擎氣動力設計、散熱設計、滑油潤滑冷卻技術

本次赴英國 WDL 收集氣動力設計、散熱設計、滑油潤滑冷卻等技術資料，並與其公司資深人員，共同研討轉子引擎氣動力設計、散熱及潤滑冷卻等技術，雙方互相交換心得，茲整理如后。

(一)、 轉子引擎氣動力設計及性能分析

轉子引擎設計研發，首先需依其任務需求及其載具搭配來進行。一般轉子引擎設計點轉速約 6000~8000rpm，單位容積輸出功率約 35-45kW/m³，壓縮比約在 8.0-10.5。由所需之操作高度及輸出功率計算所需之引擎幾何條件(形狀參數及面容比)，估算所需之幾何外型相關資料。設計流程需能由估算之幾何外型推算引擎於設計點(6000 - 8000rpm)之均值性能特性，需與原設計需求相符。本案規劃相關設計及分析之流程如圖 3-1 (設計流程)。

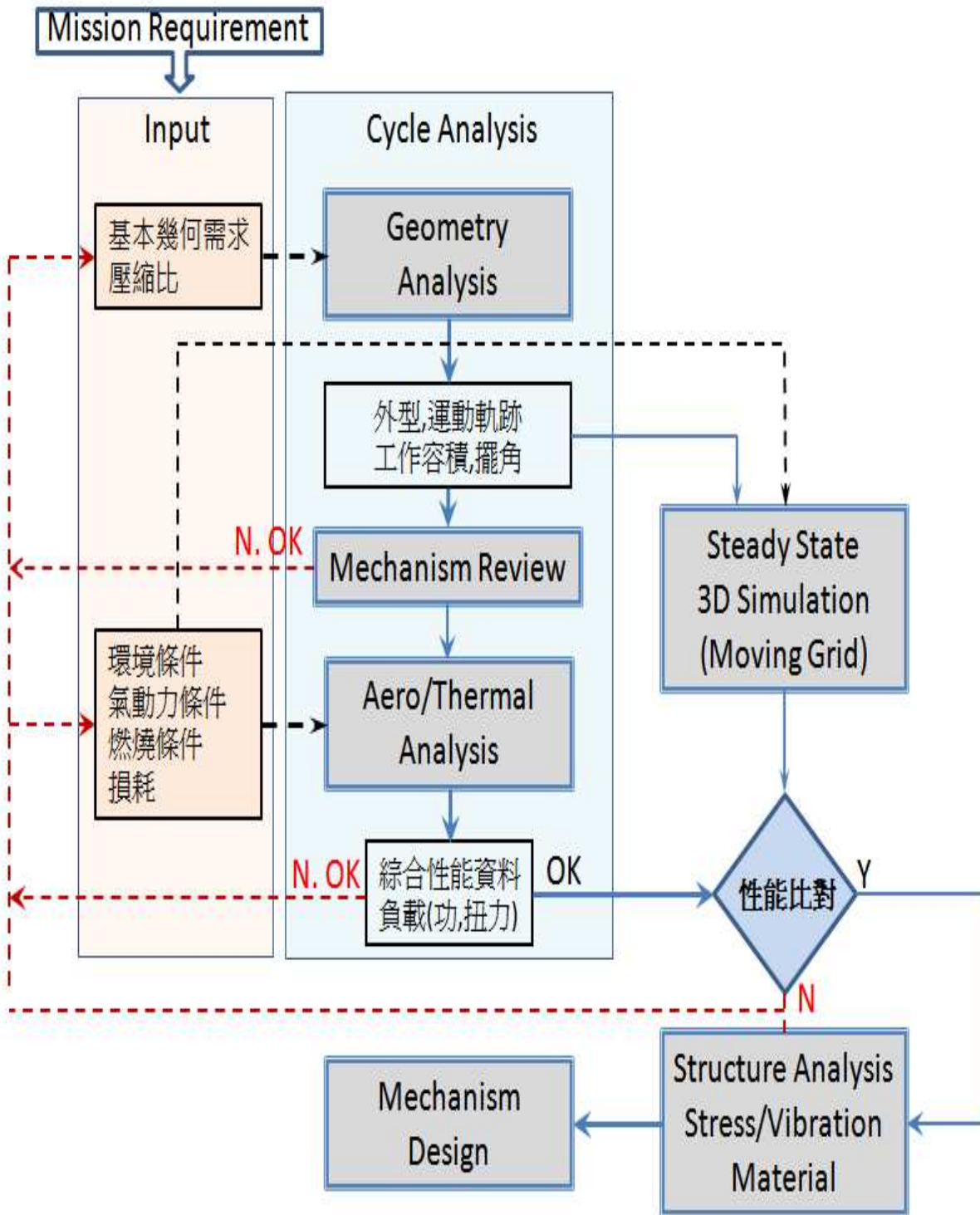


圖 3- 1 轉子引擎設計流程圖

依照設計以往之設計經驗，引擎研發可分為全新設計及縮放修改 (Scale-up/Scale Down) 設計。全新設計幾何外型分析需由任務需求輸出功率反推所需工作氣室容積數組，估算形狀參數、面容比、擺角、壓縮比等

來進行轉子外形線計算。同時相關幾何資訊如壓縮比、容積變化提供一維均值性能分析，加入操作條件及引擎本體性能參數如進排氣埠位置及距離、點火時間及空燃比進行分析疊代，直到分析結果滿足任務需求。數組設計將回幾何分析進行細部檢視(如密封片厚度及長度，內齒輪等)及比較，同時亦需考量製造/材料耐受/震動，最後進行發工試製。當然，如同流程圖 3-1 所示，完整設計過程是反覆的疊代，於設計過程相關模組設定(如熱傳、燃燒、機械損耗、管壓損耗等)需透過測試驗證來修訂，所需時間較長。第二種方式是透過已有之轉子引擎，最好是已有完整的引擎測試報告(含性能，溫度限制及分佈、燃燒室壓力分佈)，來進行縮放設計(Scale-up/Scale-down)，如維持形狀參數、維持容積、或增加厚度…等以縮短幾何分析時程，在既有已經篩選的引擎上進行性能分析，以判定差異性，並就其差異進行優化分析，確保性能能符合任務需求。本案執行方式係奠基於既有引擎上，藉由測試報告修訂所設定的模組，能有效縮短分析時程。同樣，任何的引擎本體修改或設計，都需再經製造/材料耐受/震動等分析，以確定成本/可靠度/介面需求。

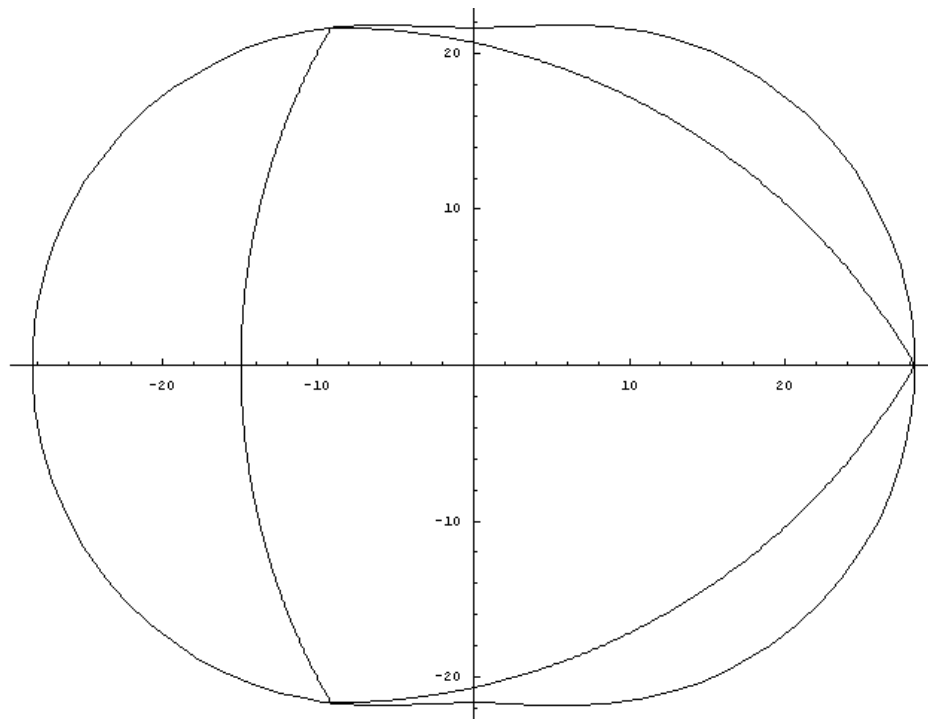


圖 3- 2 轉子引擎轉子及缸壁線型

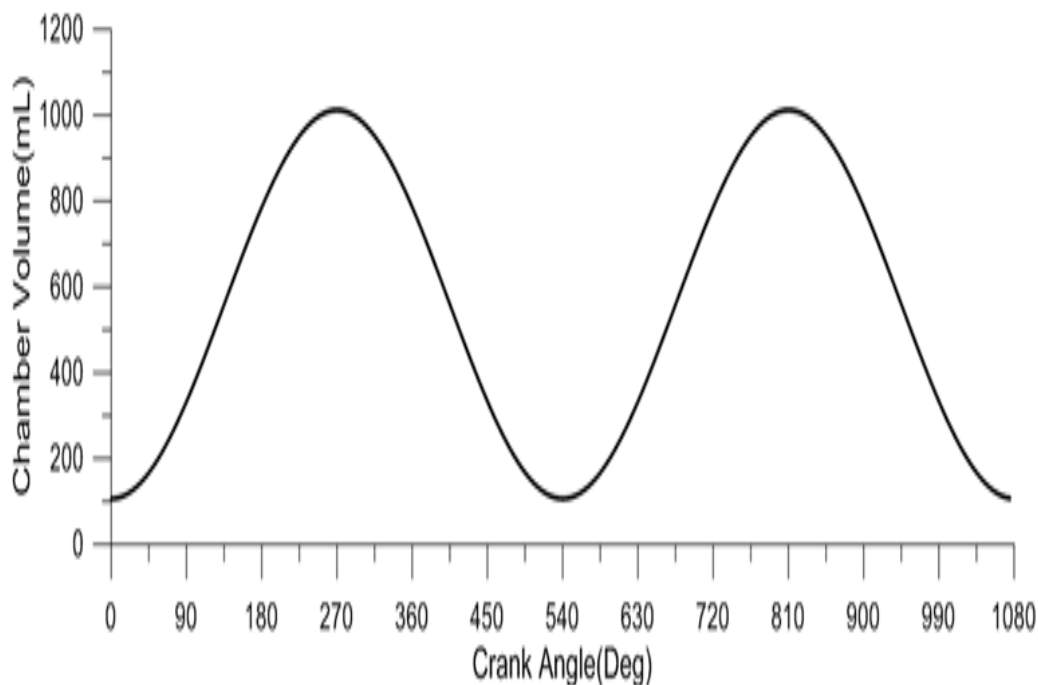


圖 3- 3 轉子引擎氣室容積變化圖

圖 3-1 流程圖說明顯示:由任務需求可展開二項資訊；第一項為幾何外型估算，如圖 3-2 所示，定出轉子半徑(R)、偏心距(e)及平移距(頂封間隙)可依理論計算氣缸及轉子理論線及實際線，如線形複雜且有干涉問題(本體或與載具)，將重新執行幾何外型估算。幾何外型初審通過後，相關幾何外型所產生的容積變化，如圖 3-3 所示，配合操作條件進行一維均值性能分析，分析結果如不符合任務需求，可藉由引擎本體參數調整，如空燃比(Air Fuel Ratio)、燃燒區間(圖 3-4)、點火時間調整進行疊代；如性能差異過大，則需重新評估幾何分析設定是否不符需求，需要再次計算修訂。另外，近年來數值模擬計算法(CFD)進展快速，且隨著電腦運算速度加快，在執行三維流場穩態模擬部分，運算時間較以往縮短，能更有效提供引擎流場特性及趨勢分析，此部分的模擬亦具有燃燒流場特性供均值性能分析比對及現象觀察，另就散熱部分(熱傳)，三維模擬亦可提供整體散熱或轉子熱分

佈相關數據供散熱系統設計或分析。本案亦建置轉子引擎三維流場模擬程式，以驗證分析相關結果，除了量化比對各項數據，並且也觀察各項參數對流場變化及引擎性能之影響，更徹底瞭解轉子引擎流場結構及特性。

當一維均值性能分析完後，相關設定需建置於三維模擬中，以供分析比對及確認。同樣，不論均值分析或三維模擬，模組的設定都需經試驗驗證及修訂，二者差異只在一維均值分析計算速度較快，為能節省開發時間，三維模擬納入分析道序上是在一維分析已滿足任務需求後展開。同時，對於其他專業考量，如材料的耐壓/耐溫/磨耗或組裝後共振等問題，亦於均值性能分析完成後同時展開，方有足夠分析資訊供其他專業分析。

機構設計複審是在所有專業分析定案後進行，因機構設計受限於載具所提供的有限空間，初審階段在於引擎與載具是否干涉，但複審重點則在全引擎系統與載具的搭配及安排，如進氣管/排氣管、電控系統、附件系統等。有些安排可能會導致引擎性能衰退，都需再經微調分析。

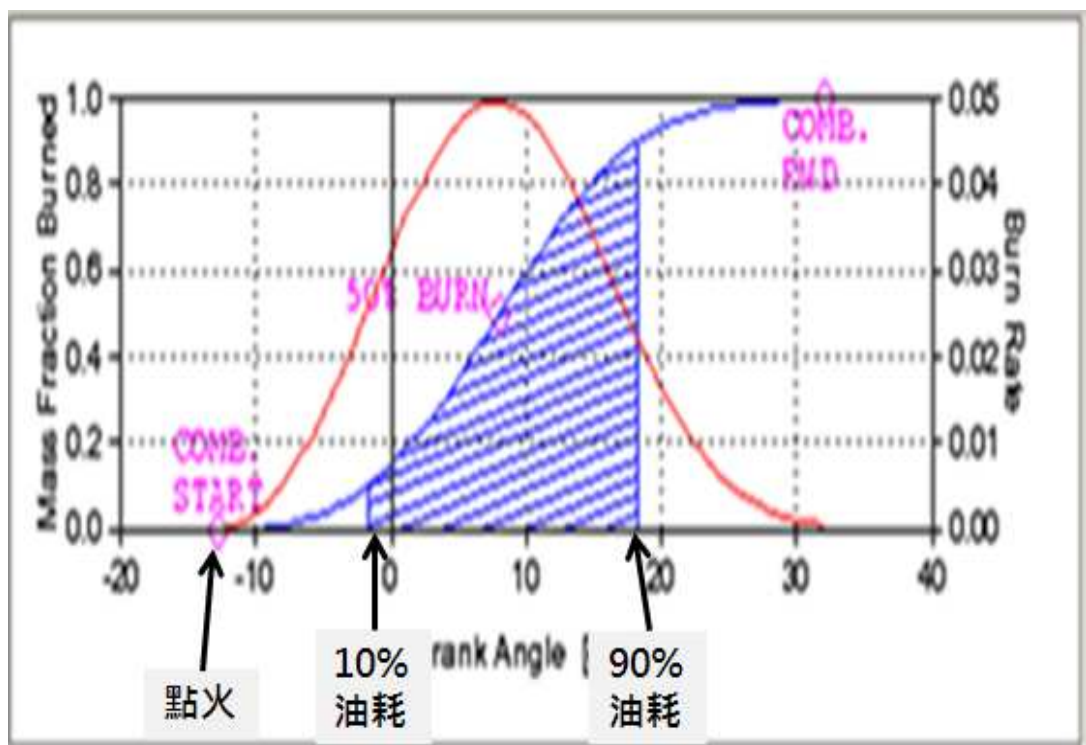


圖 3- 4 氣室燃燒區間圖

另外，近年來數值模擬計算法(CFD)進展快速，且隨著電腦運算速度加快，在執行三維流場穩態模擬部分，運算時間較以往縮短，能更有效提供引擎流場特性及趨勢分析，此部分的模擬亦具有燃燒流場特性供均值性能分析比對及現象觀察，另就散熱部分(熱傳)，三維模擬亦可提供整體散熱或轉子熱分佈相關數據供散熱系統設計或分析。本案亦建置轉子引擎三維流場模擬程式，以驗證分析相關結果，除了量化比對各項數據，並且也觀察各項參數對流場變化及引擎性能之影響，更徹底瞭解轉子引擎流場結構及特性。

本院與 WDL 公司均採用 WAVE 程式作為一維設計工具進行轉子引擎氣動力設計與分析，WAVE 程式為一商用之套裝軟體，其原先主要功能在進行活塞引擎設計分析，在分析上該程式已於市場流通多年，功能開發完善，具多種元件(element)供使用者依所需進行組裝設定，本院與 WDL 公司各自將此程式依其原有之功能，轉化為能提供對轉子引擎極為近似的分析，雖然雙方採用之模式不同，但觀察 WDL 公司設計之結果(附件二)，與本院結果非常一致。在進排氣埠上可用閥門開關時序對軸角度進行模擬，氣室容積變化則依所輸入的容積表進行計算，唯獨在氣室內氣流運轉在 piston engine 上只有一維運動(上下)，而轉子引擎則有軸向及徑向運動，雖然就均值特性上差異不大，但 WAVE 無提供軸承受力分析。定性上，WAVE 屬一維程式，無法得知三維特性，而這個部分的分析則透過三維模擬來加強，這也是本案在分析上一定要將三維動態網格建立及分析納入，即便已知動態網格建立極費時。

WAVE 在本案轉子引擎分析能量建置中主要是一維引擎性能分析工具，針對引擎的概略組件與操作條件進行設計、分析與調整的工作。WAVE 軟體是針對傳統活塞式引擎的設計分析所開發的數值工具，除可分析一般傳統的活塞式引擎外，其輸入介面的設定亦可供非傳統活塞式引擎的分析之用。在本案中為使 WAVE 軟體能模擬轉子引擎的性能，須將原有轉子引擎的幾何特徵先轉換為傳統活塞式引擎模型輸入至 WAVE 軟體中，方能使 WAVE 發揮轉

子引擎性能模擬分析的功用。

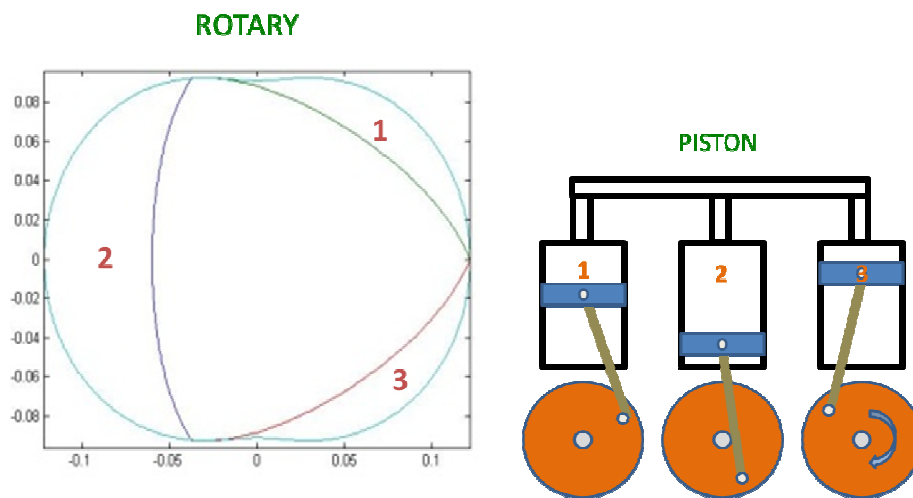


圖 3- 5 轉子引擎在 WAVE 中轉化成活塞引擎示意圖

如圖 3-5，轉子引擎中的轉子將缸壁內的容積分割成三個工作室，各工作室在轉子轉動一周後即完成進氣、壓縮、燃燒、排氣的循環，因此可視作一具三缸四衝程活塞引擎的運轉，各缸代表轉子引擎的一個工作室。由於活塞引擎一個循環為 720 度，與轉子引擎一個循環為 1080 度不同，在相同循環數下轉子引擎的轉速較高，因此在轉換成活塞引擎分析時須將轉速調成 $720/1080=2/3$ 轉子引擎轉速來做分析。在 WAVE 中輸入各工作室在一個週期中的容積變化後即可轉化成轉子引擎的模型作為性能分析之用，而其分析結果僅須將轉矩輸出值乘以 $2/3$ 即還原回轉子引擎模型的轉矩輸出，無需再做其他輸出的調整便可分析一個轉子引擎在不同條件下的性能。

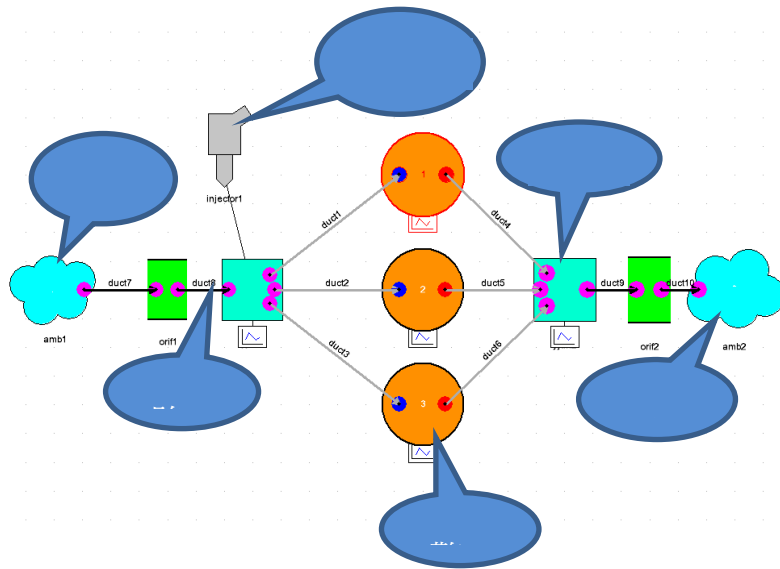


圖 3- 6 WAVE 轉子引擎模型圖

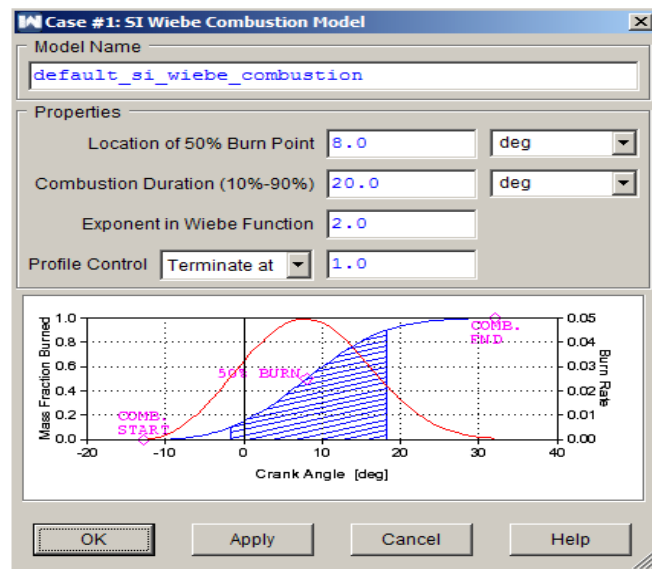
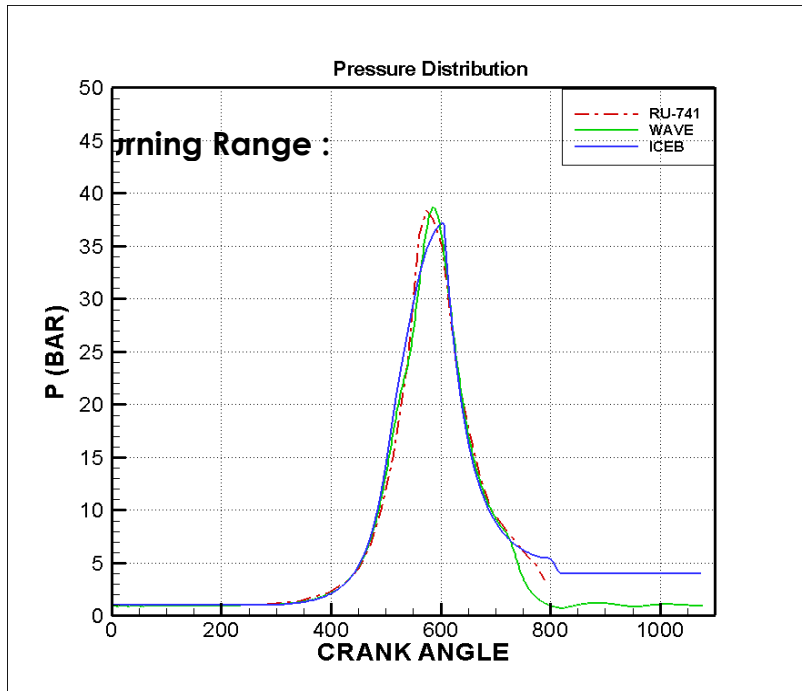


圖 3- 7 WAVE 軟體中 Wiebe function 設定介面圖

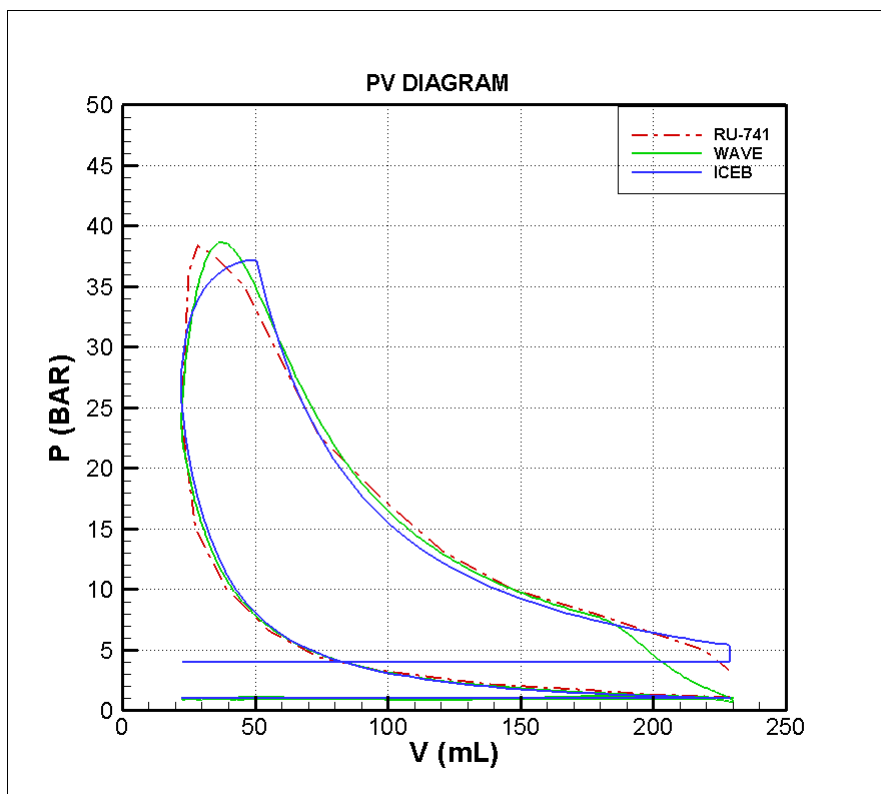
由於 WAVE 屬單元式網路的分析，建構轉子引擎模型時須將引擎組件切割成不同特性的單元彼此連結，以形成完整的引擎運作模型。圖 3-6 為本案所建構的 WAVE 轉子引擎模型，其中中間三個橘色圓圈代表三個工作室，進氣、壓縮、燃燒、排氣的循環皆在此完成計算。三個工作室分別以兩個進氣與排氣的歧管做銜接，進氣歧管處給定一燃油注入口作為燃油設定之用。前後兩

個似雲型的單元代表環境的入口與出口，岐管與入出口間則以管路互相連接，形成一個完整的轉子引擎運轉模型。各單元的參數輸入則是按照實際的幾何與操作條件給定，以求得轉子引擎運轉時的性能輸出。在 WAVE 中引擎燃燒的計算部分本案採用早期引擎燃燒模擬中常用的 Wiebe function 來做燃燒的參數設定與計算，如圖 3-7 所示，此處給定已燃燒 50% 燃油量的角度、10% 至 90% 已燃燒燃油量的燃燒區間以及燃燒變化指數值，來模擬實際轉子引擎點火後的燃燒變化。

圖 3-8 為 WAVE 與實驗量測所得到的轉子引擎壓力分佈結果的比較，WAVE 中所設定的燃燒區間皆為 60 度，從圖中可看出三個壓力分佈的結果相當吻合，僅在最大壓力的位置有些許的差距。另 WAVE 與引擎性能量測值的比較，其中的比較可看出不論在功率、燃油消耗率、效率等差距都約在 3% 左右，而跟實驗值的比較除了燃油消耗率的誤差約 5% 之外，功率、扭矩與最大爆發壓力的誤差都在 3% 以下。



(a) 壓力分佈圖



(b) 壓力容積分佈圖

圖 3- 8 WAVE 與實驗量測所得到的轉子引擎壓力分佈結果的比較

(二)、轉子引擎散熱設計、滑油潤滑冷

由於轉子引擎相較於往復式引擎具有較高功率-重量比的優點，因此相當適合作為無人飛行載具的動力來源，但也因為功率密度大的特性，在有限的散熱面積內需要有良好的傳熱能力以幫助轉子引擎的散熱，尤其在轉子引擎中缸壁內部的溫度會影響潤滑油膜的形成，且因引擎的進氣、壓縮、燃燒膨脹、排氣分別在引擎不同部位進行，相對位置的溫度差所造成的熱變形也會對氣封的氣密性造成影響。另外引擎內的轉子相較於往復式引擎的活塞有更大的面積接觸到高溫燃氣，其溫度會直接影響到氣封的耐久性或是導致引擎爆震。因此設計分析初期需要針對轉子引擎的散熱能力進行評估，依其結果來研判其對引擎組件的影響並提出改善的方針，以達成設計目標並降低設計風險。

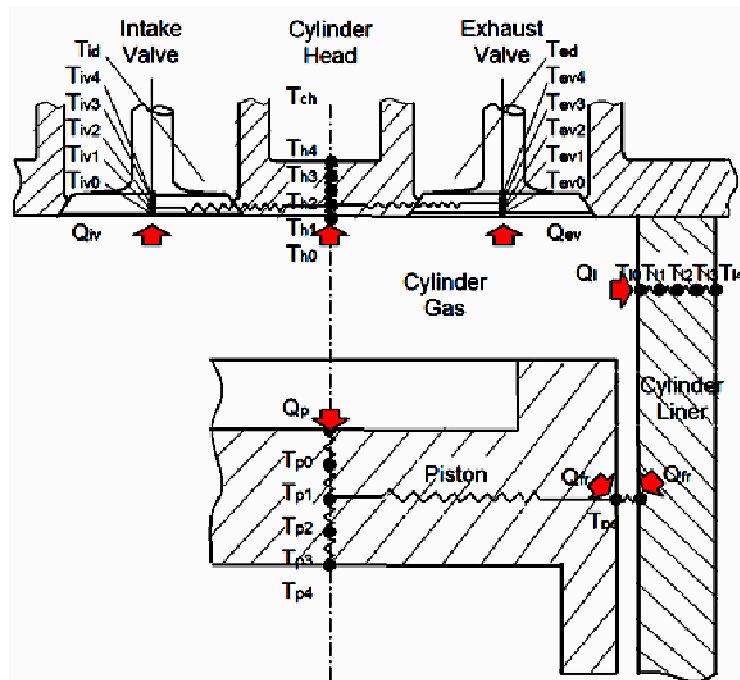


圖 3- 9 WAVE 軟體中引擎組件熱傳分析示意圖

本案主要是在WAVE分析軟體中建構轉子引擎的熱傳分析能量，如圖3-9所示，由於WAVE的設定是針對活塞引擎的缸頭、缸壁、活塞與閥門四個主要組件來做熱傳分析，因此在WAVE中建構轉子引擎熱傳分析模型時也須將引擎分成四個主要組件來

做分析。如圖3-10所示，此處將轉子引擎分成前、後機匣、中機匣與轉子四個組件來做熱傳分析。

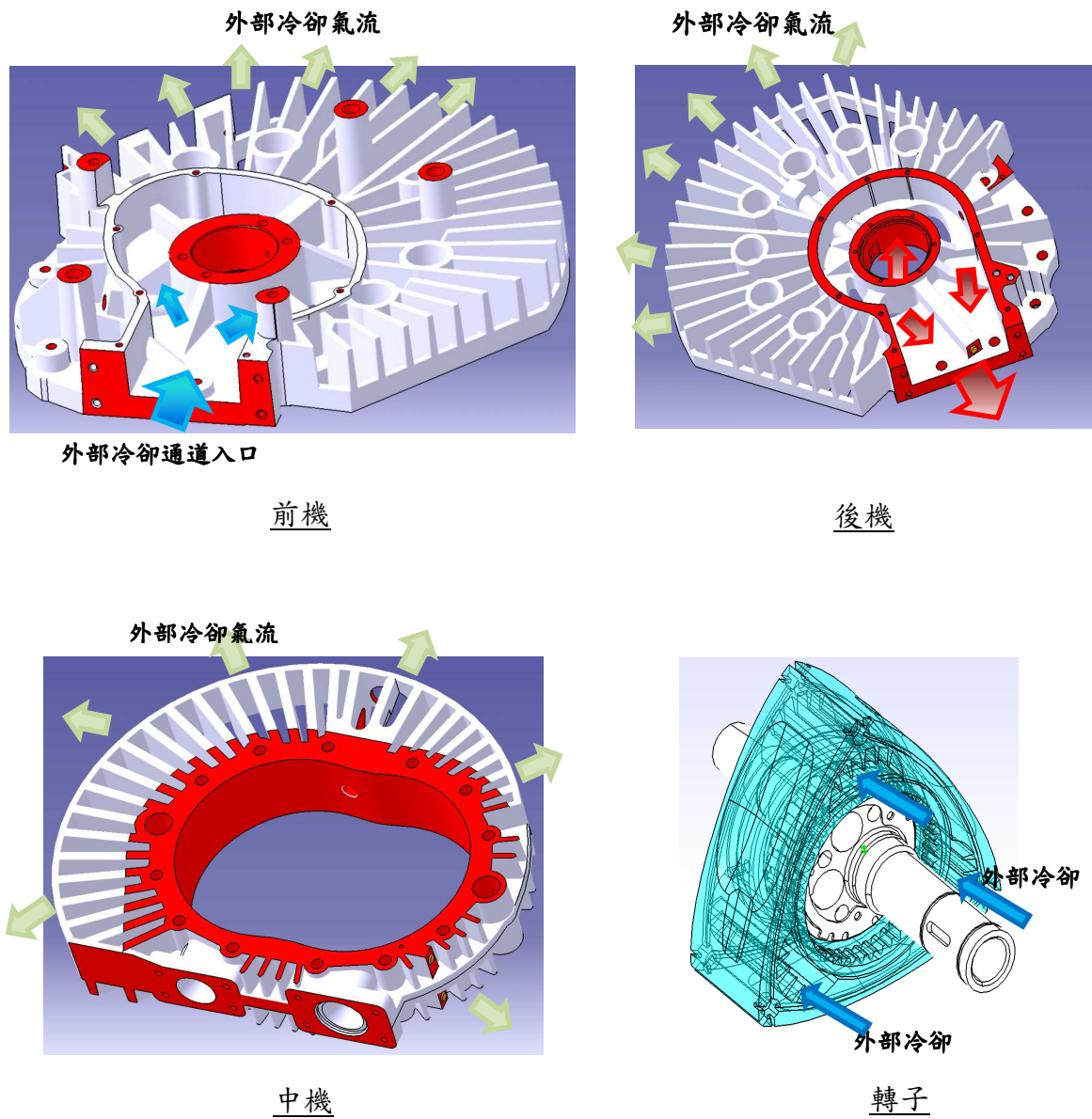
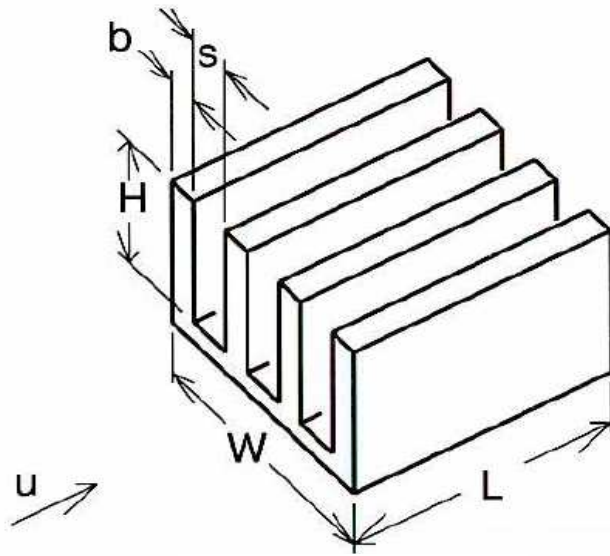
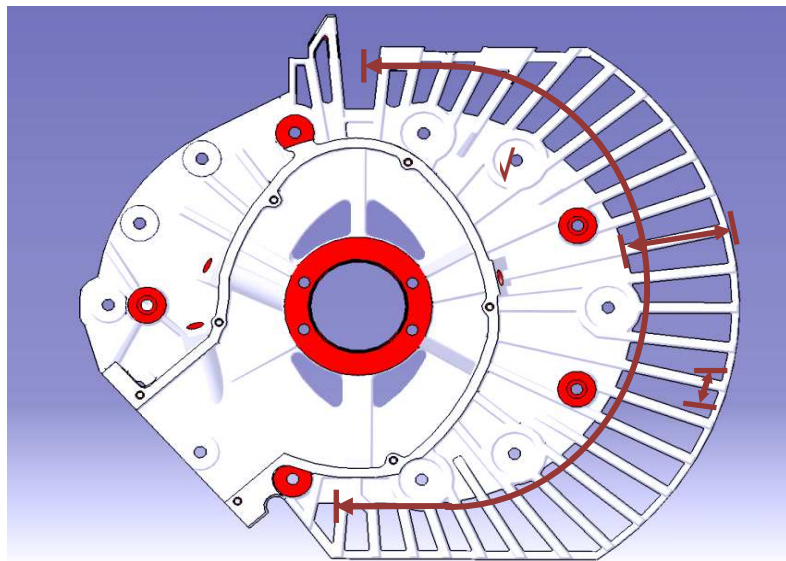


圖 3- 10 轉子引擎四個組件與其主要散熱方式示意圖



長方形散熱器



前機匣鰭片

圖 3- 11 長方形散熱器與前機匣鰭片幾何外型參數對應圖

如圖3-11 WAVE的一維熱傳分析是假設熱傳從組件內部接觸高溫氣體的一側傳到另一側的外部散熱介質來做計算，內側接觸高溫氣體與外側接觸散熱介質的表面

都採對流熱傳計算，組件固體內部則採傳導熱傳計算，彼此間的連結是以熱阻的方式來做傳遞，組件相互接觸的摩擦所產生的熱量也在此模型內被估計。熱阻的定義如下：

$$R_{m,n} = \frac{\Delta x_{m,n}}{kA_{m,n}} \quad \text{for heat conduction}$$

$$R_{m,n} = \frac{1}{hA_{m,n}} \quad \text{for heat convection}$$

其中 Δx : 相鄰兩計算節點距離

k: 熱傳導係數

A: 截面面積

h: 熱對流係數

其中內側對流熱傳的計算採常用的活塞引擎熱傳計算方式，傳導熱傳採傳導公式給定，但在外側對流熱傳的計算上由於WAVE內的熱傳模型是以活塞引擎的形式來做計算，因此在本案中須輸入以轉子引擎散熱特性為基礎的熱傳模型來做計算。仔細觀察本案轉子引擎的散熱模式，如圖26所示，整個引擎的散熱可分為外部鰭片冷卻與內部流道冷卻兩個部分，其中前、後機匣的冷卻有外部與內部冷卻兩部分，中機匣僅有外部冷卻而轉子僅有內部冷卻。在前後機匣的計算上須將內部與外部冷卻同時考慮，但在WAVE的設定中僅能輸入單一散熱面積與對流熱傳係數值，因此在本案中前後機匣的散熱面積為內部與外部冷卻面積和，熱傳係數則利用內部與外部散熱面積的比例以一等效熱傳係數代表：

$$h_c = (h_i \cdot A_i / A_c + h_o \cdot A_o / A_c)$$

$$A_c = A_i + A_o$$

其中 h_c 、 h_i 、 h_o 分別為等效、內部與外部對流熱傳係數， A_c 、 A_i 、 A_o 則分別為總散熱面積與內部、外部散熱面積。中機匣與轉子因僅有單一散熱方式，因此只須給定實際散熱面積與相對應的熱傳係數即可。

如前段所述，在WAVE的熱傳分析設定中散熱的部分僅提供熱傳係數與散熱面積的輸入，而熱傳係數值的給定須透過其預設值或是根據實際引擎的特性來提供。由於WAVE內的熱傳係數預設值是以活塞引擎運轉結果的經驗值作為參考，因此在本案中須另外針對轉子引擎的散熱特性進行建構。首先針對外部鰭片冷卻的部分，本案採用P. Teertstra等在2000年時針對電子熱傳領域所提出的散熱鰭片熱傳模型，如圖3-11所示，鰭片外型為長方形，所有鰭片以一長方形底板連接，而要散熱的熱源位在底板下方，外部冷卻氣流從鰭片通道一側進入而從另一側流出以帶走鰭片上的熱，達到散熱的目的。而如圖27所示由於轉子引擎鰭片本身是連接在缸壁上呈輻射狀往外延伸，其外型特徵與散熱方式可類比於此長方形散熱鰭片。在P. Teertstra等的模型中散熱鰭片的Nusselt number可表示如下：

$$Nu_t = \left[\left(\frac{Re_b^*}{2} \right)^{-3} + \left(0.664 \sqrt{Re_b^* Pr}^{\frac{1}{3}} * \text{sqrt} \left(1 + \frac{3.65}{\sqrt{Re_b^*}} \right) \right)^{-3} \right]^{-1/3}$$

$$\eta = \frac{\tanh \sqrt{2Nu_i \frac{k_s}{k_b} \frac{H}{S} \frac{H}{b} \left(\frac{b}{L} + 1 \right)}}{\sqrt{2Nu_i \frac{k_s}{k_b} \frac{H}{S} \frac{H}{b} \left(\frac{b}{L} + 1 \right)}}$$

$$e_b = \frac{US}{v} \quad e_b^* = Re_b \cdot \frac{S}{L} \quad = \frac{Nk_s \eta}{S} Nu_t$$

其中

η : 鰭片效率

Nu_i : 理想 Nusselt number

h : 熱對流係數

b 、 s 、 H 、 W 、 L : 散熱鰭片幾何特徵尺寸，如圖(2-5.3)

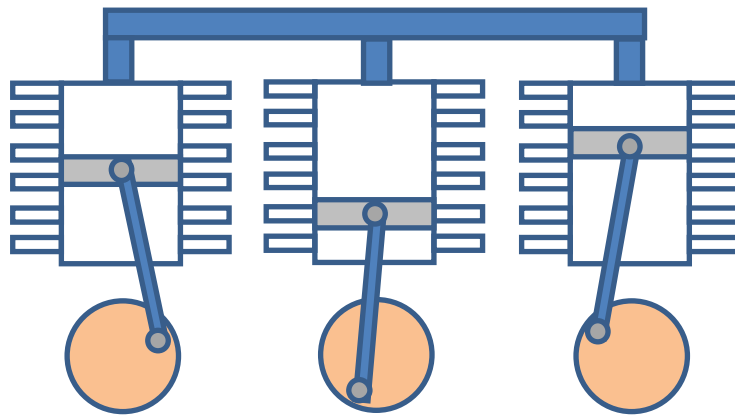
Pr : Prandtl number

k_b : 鰭片熱傳導係數

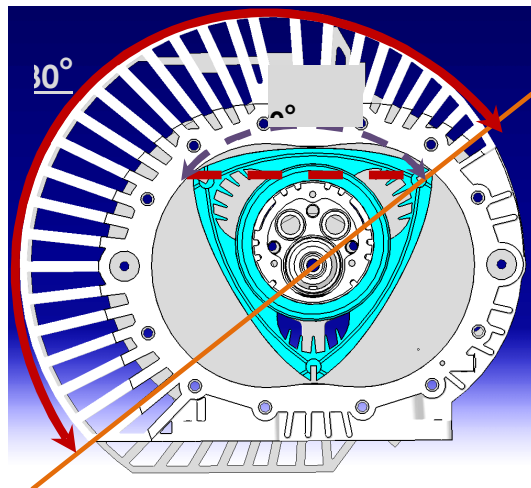
k_s : 流體熱傳導係數

N : 鰭片數目

此模型的鰭片溫度預估在P. Teertstra等所做的實驗比對中可得到鰭片溫度均方根值誤差在2%內的準確度，且適用範圍廣泛，另外此模型的另一優點是其針對散熱鰭片的幾何特徵加以參數化，對於未來散熱鰭片的分析上可依這些參數為基礎來做研改，進而達到新引擎設計的散熱需求。



活塞引擎 - 各工作室散熱鰭片獨立



轉子引擎 - 三工作室共用一組散熱鰭片

圖 3- 12 活塞引擎與轉子引擎散熱特性示意圖

除了熱傳係數模型的選用外，轉子引擎散熱面積的定義也相當重要，如圖28所示，在WAVE中本案是利用三缸活塞引擎來模擬轉子引擎的三個工作室，每個活塞引擎汽缸的散熱鰭片是獨立的，但對於轉子引擎的工作室而言三個工作室是共用一組散熱鰭片來散熱，若對各缸給定所有散熱鰭片面積或是直接將散熱面積除以三來給定各缸面積將導致鰭片溫度預測過低或過高的誤差。觀察圖3-12 轉子引擎運轉時的散熱特性，可發現在轉動過程中工作室傳熱到散熱鰭片的面積有一定的範圍，以本案轉子引擎為例，散熱鰭片的分佈角度約為180度，而單一工作室的涵蓋角度為120度，因此轉子運轉時工作室可散熱的鰭片面積應估為 $120/180=2/3$ 的鰭片散熱面積。值得注意的是此處散熱鰭片的分布約在壓縮與燃燒、排氣等的區段，進氣與部分排氣尾端的區段由於內部氣流溫度較低且此區段的散熱面積相較於其他區段甚小，對於散熱熱傳量的估計影響不大，故此處未將此部分的散熱面積計入。

在決定外部冷卻散熱模型之後，接著定義內部冷卻通道的熱傳係數計算，由於實際冷卻通道的外型較為複雜，且轉子轉動時轉子冷卻通道與前、後機匣的冷卻通道的相對位置持續在改變，目前所搜尋的文獻中並無相似特性的熱傳研究，在沒有相關實驗結果的情況下，本案所採用的熱傳模型為一般在管路熱傳研究廣泛被使用的Dittus-Boelter correlation:

$$Nu_D = 0.023 Re D^{0.8} Pr^{0.4}$$

其中

Nu_D: 以水力直徑計算的 Nusselt number

Re_D: 以水力直徑計算的 Reynolds number

Pr: Prandtl number

D: 水力直徑

另外由於冷卻氣流量是影響內部散熱的重要因素，目前的實驗量測數據中並無冷卻氣流量的數據可供參考，因此現有的做法是假設冷卻氣流量並比對相關溫度實

驗數據，以求得合理的冷卻氣流量，待有相關冷卻氣流量實驗數據即可加以比對與修正。爲了驗證本熱傳模型的準確度，在本案中利用UEL AR-741引擎的飛行試驗數據來進行模型驗證的工作，量測時載具空速爲000knots，高度爲0000ft，引擎轉速約7300rpm，熱電偶埋設位置分別爲缸壁表面火星塞處以及內部冷卻通道出口位置，量取值在此分別給定參數符號CT與RT，在本案中即比較此二量測值作爲驗證。在WAVE的分析中須給定引擎散熱特徵尺寸、材料特性與熱傳係數，在本案的熱傳計算中，由於試驗數據中並無冷卻氣流量的直接量測，因此在計算過程中須假設不同的內部冷卻氣流量，藉由溫度比對以符合實際的冷卻氣流量。如圖3-13與14分別爲冷卻氣流量0.02與0.03kg/s下，前後機匣、中機匣與轉子燃氣側(gas side)、固體內部(internal wall)與冷卻側(coolant side)的溫度分佈，其中中機匣燃氣側的溫度即爲CT溫度。從圖上可看出冷卻氣流量在0.02與0.03kg/s下，前後機匣燃氣側溫度分別約在209°C與205°C左右，CT溫度分別約爲198°C與197°C，此二流量在前後機匣與中機匣的溫度結果相差並不大。在轉子燃氣側的溫度則分別爲852°C與809°C，約有40°C的差距。前後機匣冷卻側溫度分別約在151°C與147°C左右，中機匣冷卻側的溫度分別爲在178.5°C與178.3°C，在轉子冷卻側的溫度則分別爲509°C與409°C，約有100°C的差距。

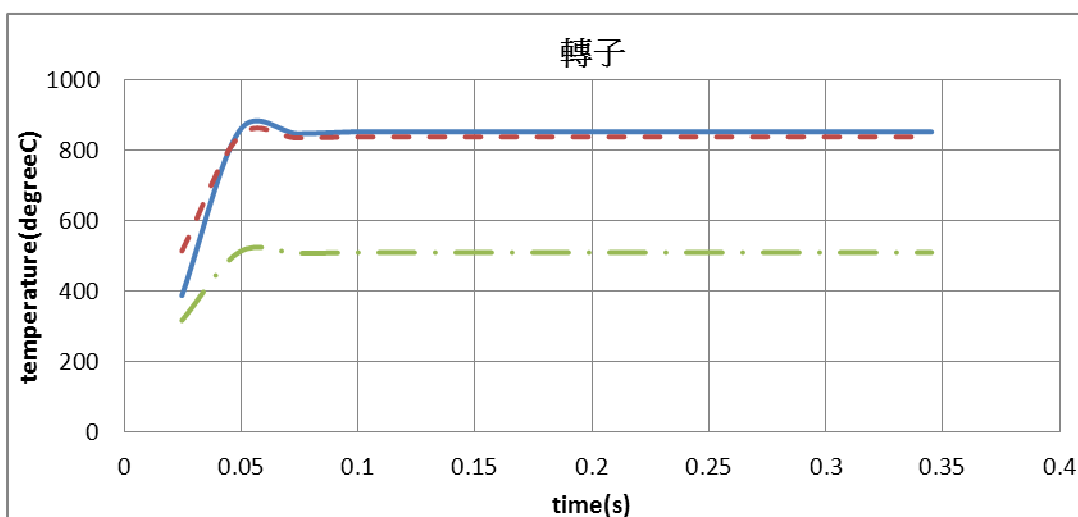
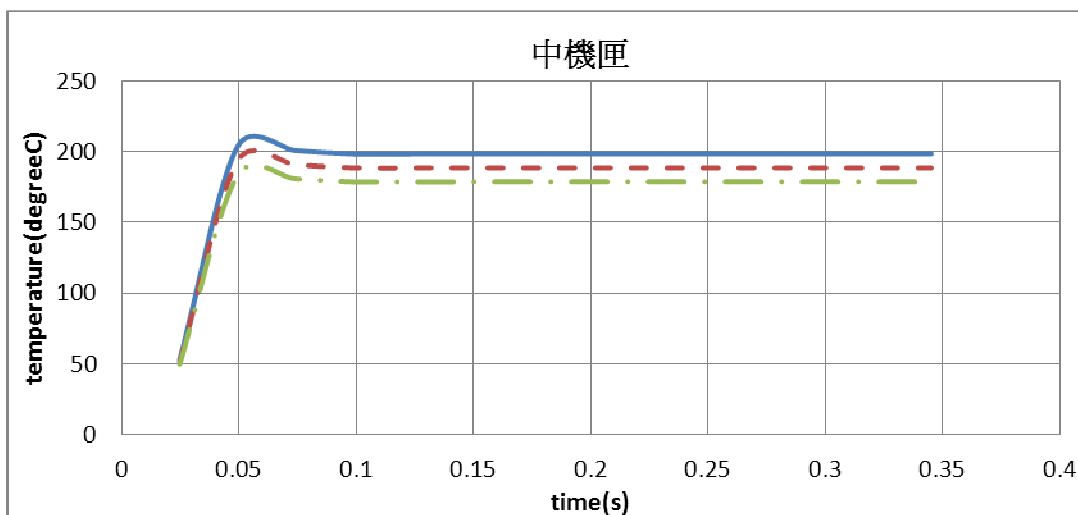
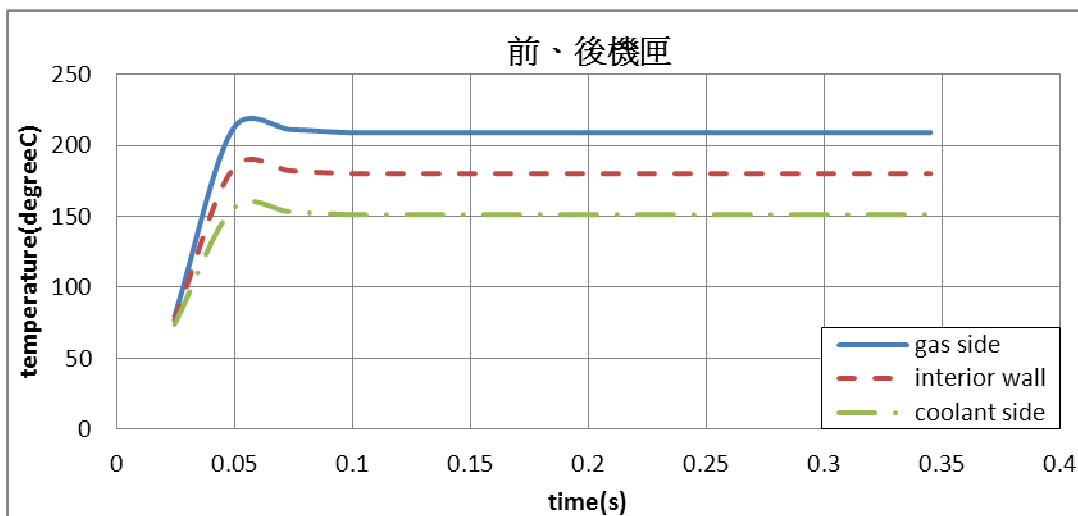


圖 3- 13 引擎在轉速 7300rpm、冷卻氣流量 0.02kg/s 下，前後機匣、中機匣與轉子的溫度分佈

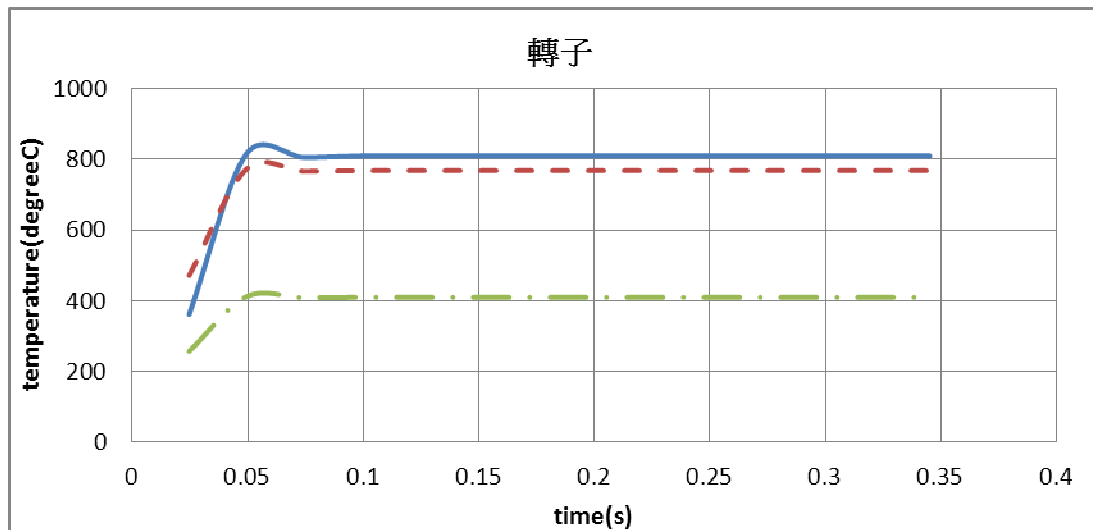
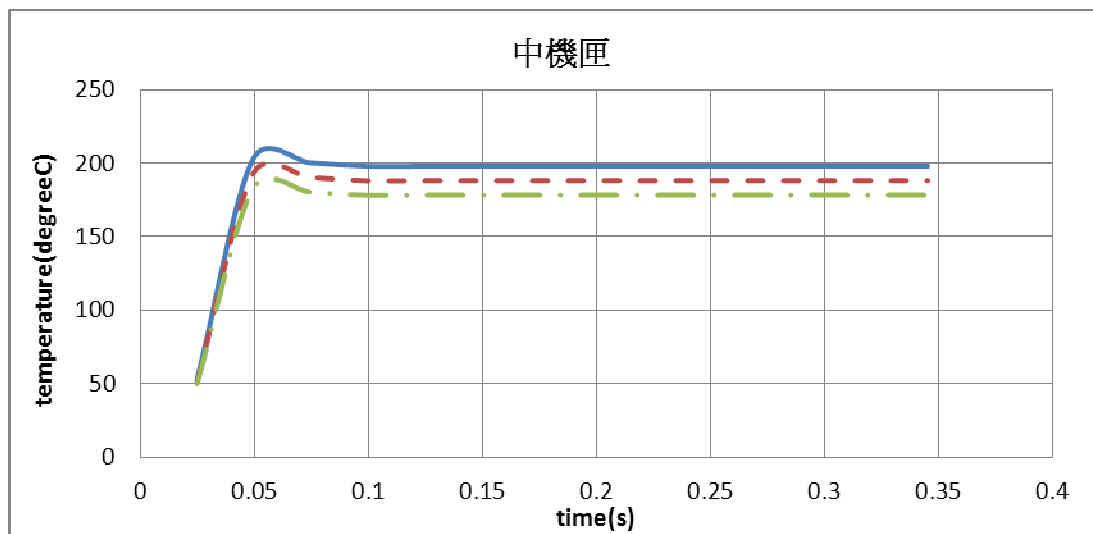
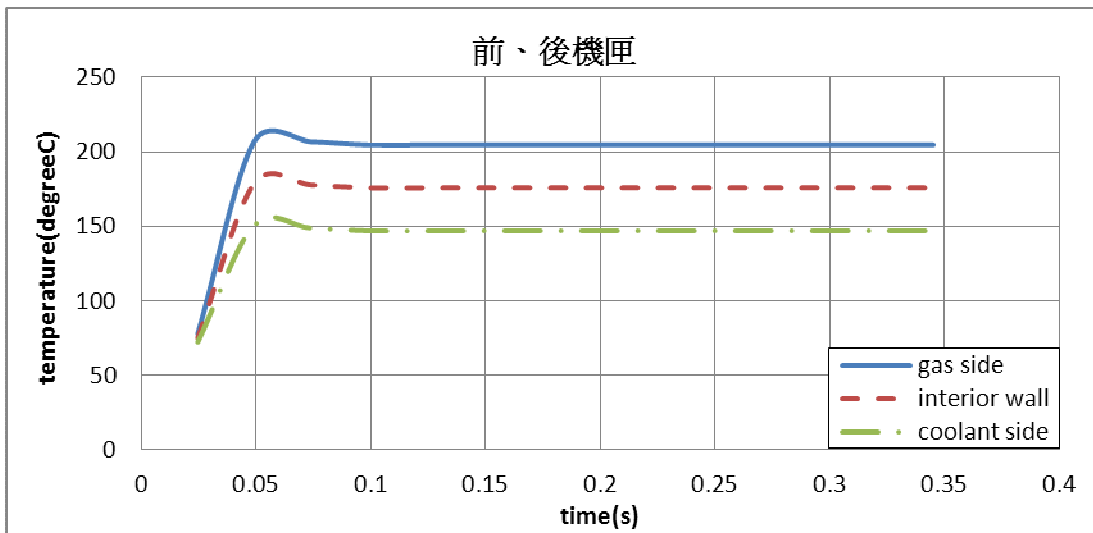


圖 3- 14 引擎在轉速 7300rpm、冷卻氣流量 0.03kg/s 下，前後機匣、中機匣與轉子的溫度分佈

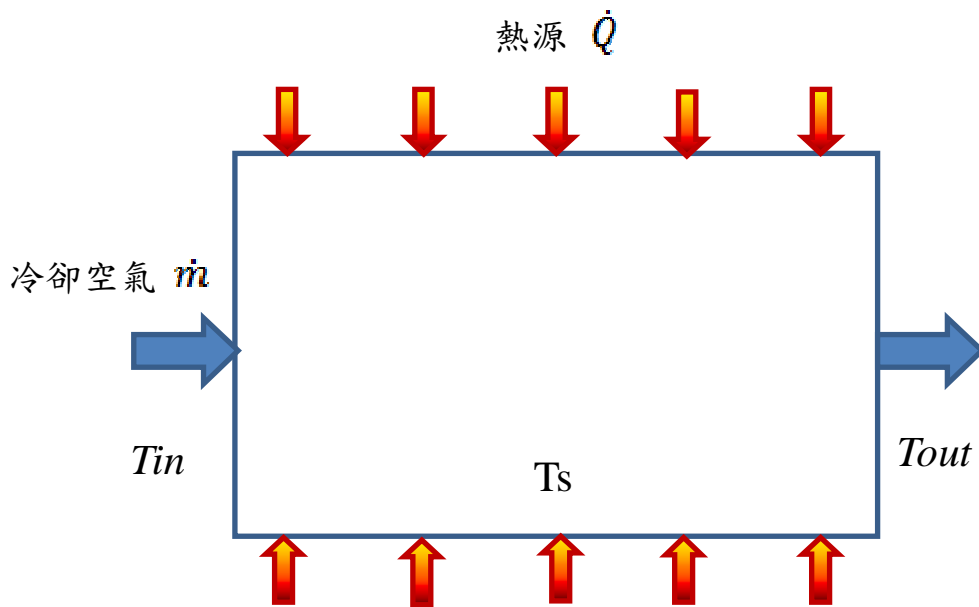


圖 3- 15 內部冷卻通道中 RT 溫度計算示意圖

此結果可看出由於前後機匣與中機匣的散熱主要是以外部冷卻為主，在相同外部環境的條件下其溫度對於內部冷卻氣流量的變化較不受影響，然而轉子的散熱主要是以內部冷卻為主，因此內部冷卻氣流量的變化的影響較大。在WAVE的計算中冷卻媒介的溫度是固定的，程式中並無實際冷卻空氣進出引擎的溫度變化輸出，因此RT的計算須將冷卻側溫度取出另外做後處理計算。如圖3-15所示，在此假設內部冷卻表面的散熱量即為冷卻空氣所帶走的熱量，可以下式表示：

$$\dot{Q} = hA(T_s - T_c) = \dot{m}C_p(T_{out} - T_{in})$$

其中

h: 對流熱傳係數

A: 散熱面積

T_s, T_c : 散熱表面與冷卻空氣溫度

T_{out}, T_{in} : 冷卻出口與進口溫度

\dot{m} : 冷卻空氣量

C_p : 空氣比熱

此處的 T_s 為WAVE所計算出的表面溫度，進口溫度 T_{in} 在此假設與 T_c 相同，代入已知的熱傳係數、散熱面積與冷卻空氣量即可得到冷卻空氣在內部冷卻通道出口的溫度 T_{out} ，亦即RT值以供比對。

表 1 CT 與 RT 飛試量測數據與 WAVE 計算結果的比較

	飛試結果	冷卻空氣質流率 =0.02kg/s	冷卻空氣質流率 =0.03kg/s
CT(°C)	180	198.16(+18.16)	197.93(+17.93)
RT(°C)	132.5	179(+46.5)	135(+2.5)

表 1 為 CT 與 RT 的飛試量測數據與 WAVE 計算結果的比較，可以明顯看出 CT 溫度約高估 18°C 左右，RT 的溫度在 0.02kg/s 冷卻氣流量下高估約 46°C，但在 0.03kg/s 冷卻氣流量下僅高估約 2.5°C。從本結果來看，此模型在 CT 與 RT 溫度的預估誤差已相對較小，雖然 RT 的溫度仍有待實際冷卻氣流量的試驗數據取得來驗證，但對於未來構型相似的不同尺寸轉子引擎的熱傳比較與散熱評估仍有相當大的助益，尤其在 CT 溫度的推估上本模型已具有相當的準確度，若未來有更多不同實驗數據來做修正更可提升其準確度，對於轉子引擎的散熱需求評估可更精準，以降低轉子引擎的設計風險與時程花費。WDL 公司對轉子引擎熱傳分析亦顯示於附件二，其對於轉子引擎散熱分析與本院結果一致，而 WDL 公司對潤滑冷卻的分析及建議亦收錄於附件三，WDL 公司首先對現有各廠之轉子引擎潤滑機構作一剖析，比照現有構型之滑油潤滑量對於潤滑用途略顯太多，但對於冷卻用途又顯太少，故建議調整滑油量及滑油路徑，以達最佳之潤滑效果。

二、 轉子引擎控制系統

內燃機引擎電子噴射控制器習慣稱為 ECU (Engine Control Unit)，在國外與專業人員溝通時，亦常以 EMS (Engine Management System)、PCM (Powertrain Control Module)、EEC (Electronic Engine Controller) 等各種縮寫名稱來表示，但所指的都是相同的元件。引擎電子噴射控制器自西元 1975 年來開始被用於汽車引擎上，現今的汽車已經全部採用 ECU 來控制引擎，而摩托車的部分由於環保法規日趨嚴格，化油器已無法達成法規規範，近年來新推出的車款也開始採用 ECU 才能達到環保法規的要求。化油器構型的引擎在單一的運作條件及環境下能調整出不錯的性能，但若外在環境變異較大就必須再做調整，一般使用者無足夠的經驗、知識與儀器所以無法執行調整。在航空引擎的部分，因較不受環保法規的規範，且飛行前有專業技術人員可以依操作環境及條件進行化油器的調整，因此目前在航空方面仍有化油器構型的引擎持續被使用，但目前航空引擎製造商也逐漸推出電子噴射控制，主要著眼點在於強調油耗方面的性能提升。市場上 ECU 的主要供應商有 Bosch、京濱等公司，要與他們合作開發 ECU 是比較困難的，因為航空器的 ECU 使用量與量產車 ECU 的使用量相差懸殊，航空器的 ECU 數量較少投入開發的時間與經費不符合經濟效益，因此 ECU 大廠不願意合作開發。

隨著內燃機性能提升的期望以及逐漸升高的環保意識，ECU 扮演的角色越來越重要。最近汽車業界吹起了混合動力的發展熱潮，因此 ECU 的功能不在僅是控制引擎本身而已，還包含動力控制、馬達控制、電池控制及能源管理等部分，ECU 的發展走向更多元的功能。

(一)、 NIRA 公司的組織架構

本次參訪 NIRA 公司原本為 VOLVO 集團的 ECU 設計部門，近年來獨立成爲一家新公司，除了原本提供 VOLVO 集團 ECU 外亦開始提供 ECU 設計製造的服務給相關公司，並接受較少量的 ECU 客製化設計製造需求，能符合在航空引擎 ECU 數量相對較少的狀況。NIRA 公司 ECU 的電路設計及控制

邏輯程式撰寫主要由資深研發人員及測試人員負責，其中資深的電路設計及控制邏輯設計人員為機械背景專長，因從事 ECU 設計領域而逐漸培養電路設計及軟體程式撰寫之專業能力，NIRA 公司在非常精簡之人力下而能夠運作，評估應該是承繼 VOLVO 公司的技術能量而來。一般來說 ECU 的開發團隊是結合電子、軟體設計及機械等 3 個專業領域，機械領域的專業是當中最重要的一部分，因為需熟悉掌握內燃機的問題及控制概念，開發團隊的人數則需視公司的規模及目標而決定。在人才的留用方面，NIRA 公司讓重要的資深員工成為公司的合夥人，可依比例分配公司盈利。如此可避免員工被挖角及離職創業的不穩定性，影響公司營運，這樣的作法在國外似乎是習以為常的制度，國內雖然有公司效法但多半是在公司未獲利盈餘的階段，所以仍時常聽聞協力廠商反應人員流失的難處。

(二)、 轉子引擎控制邏輯技術

引擎控制的邏輯是由 ECU 依照引擎上所安裝的感測元件獲得引擎運轉的狀態，再來決策管理引擎的操作。每種不同引擎狀態的偵測需使用 1 個感測器或多個感測器的數據來綜合判斷，ECU 輸出的控制會驅動 1 個或多個致動元件來達成引擎控制的操作。引擎控制功能大致包含下列幾項：

1. 燃油系統控制
2. 點火系統控制
3. 怠速轉速控制
4. 引擎排氣循環利用

隨時代的進步，越來越多的控制需求會被加入 ECU 中。而在不同引擎間，控制邏輯大致上都還是相似的，後續我們討論典型的引擎控制功能。

1. 燃油系統控制

燃油系統的控制主要是依據進氣空氣量來決定噴油量，使二者的混合關係維持在 14.7 的燃燒當量點，然而要維持這樣的比例並不容易，影響

的原因包含引擎的負載、暫態加速、溫度條件..等。ECU 噴油控制可分為閉迴路控制及開迴路控制，二種狀態來討論。

閉迴路狀態下，ECU 根據含氧感測器所量測排氣中所含有的殘氧量來修正下一次的噴油量，使空燃比能維持在我們想要的設定值。ECU 採用含氧感測器的閉迴路控制時需滿足一些條件：

- 含氧感測器送出的訊號是正確的，感測器能正常工作。
- 引擎的冷卻溫度量測值是高於一個特定值，代表引擎已達正常工作溫度。
- 引擎啟動後已正常運轉一段時間，代表引擎系統沒有問題。閉迴路的控制需要在引擎正常運轉模式下才會被啟動。開迴路狀態下是當引擎運轉的條件不適合採用閉迴路控制時，所採取的控制方式，採用開迴路的條件有以下幾項：

- 引擎啟動模式
- 清除積油模式
- 電瓶電壓補償模式
- 冷車運轉模式
- 加速模式
- 減速模式
- 高度補償模式

引擎啟動模式的控制時序是（1）ECU 供電，（2）ECU 的計時時鐘歸零，（3）ECU 執行啟動程式。啟動流程圖（圖 3-16）描述啟動過程，第一步是 ECU 下達燃油泵運轉命令，使燃油系統建壓，之後 ECU 偵測是否有曲軸信號輸入，若在 1 秒鐘之內沒有收到，就先關閉燃油泵，直到收到引擎訊號才再開啓燃油泵。收到曲軸訊號，ECU 送出初始噴油脈波到燃油噴嘴，燃油噴嘴將霧化燃油進入進氣歧管中，所需注入燃油的量視引擎溫度高低而定（圖 3-17），當引擎溫度較低時需噴入較多燃油，引擎溫度較高時，所需燃油較少，主要原因為低溫時燃油汽化的狀況較差

所致。完成初始噴油後 ECU 根據點火時序的脈波來執行噴油的動作，引擎的溫度仍然會列入噴油時間的加權計算中，在整個引擎啟動過程中，ECU 不斷監控引擎轉速是否大於記憶體內所設定的一個門檻值（通常為 200 轉），當此條件滿足時，ECU 判斷已經完成啟動模式，可以進入下一個操作模式了。

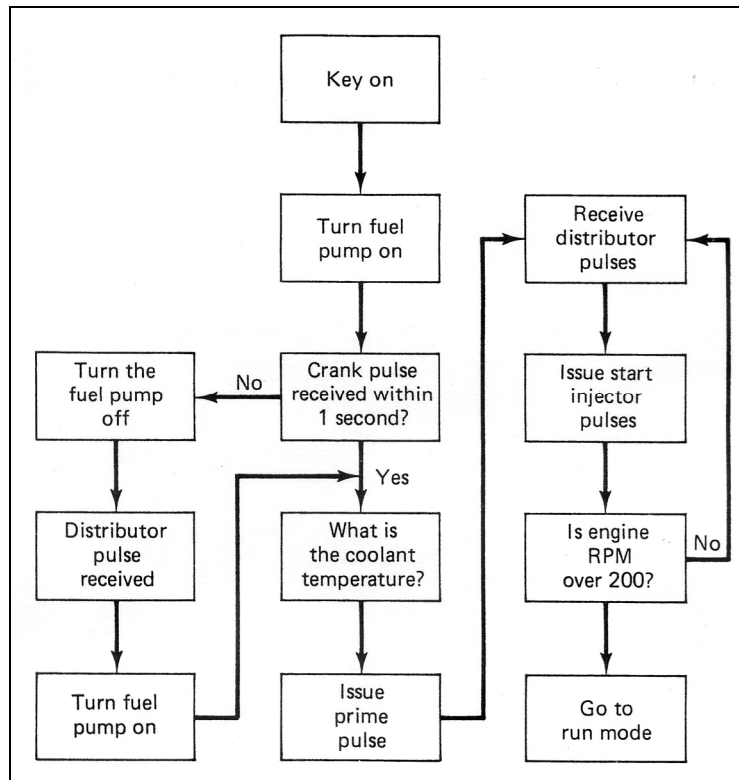


圖 3- 16 引擎啟動模式控制

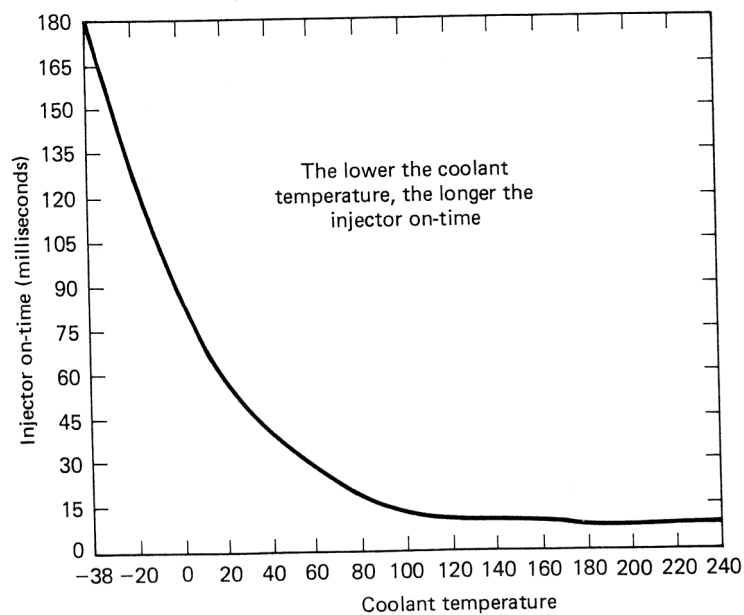


圖 3- 17 引擎溫度與噴油補償

清除積油模式 (Clear-flood mode)，當試圖啓動引擎的過程中可能會歷經失敗，此時引擎內部會有一些噴入而未燃燒的積油產生，操作人員會採取開啓油門 (Throttle) 的動作，當 ECU 偵測到油門開啓而引擎轉速小於 400 轉，ECU 會關閉燃油噴嘴，停止噴油。這個動作可以讓引擎除出積油。當 ECU 偵測到油門達全開的 80% 時，會再開始進行噴油的動作，重新執行引擎啓動狀態模式。

電瓶電壓補償模式，當 ECU 偵測到電瓶電壓低於一個設定值時，會採取幾項補償動作：

- 增加噴油脈寬時間
- 增加點火充磁時間
- 提高怠速轉速

冷車運轉模式 (Cold-engine running mode)，引擎處於冷車狀態下，燃油的汽化狀況較差，油氣混合比會變的較稀薄，ECU 會依據引擎溫度、岐管壓力及時間計數，進行增加噴油脈寬的動作，直到引擎達到正常運作模式 (圖 3-18)。

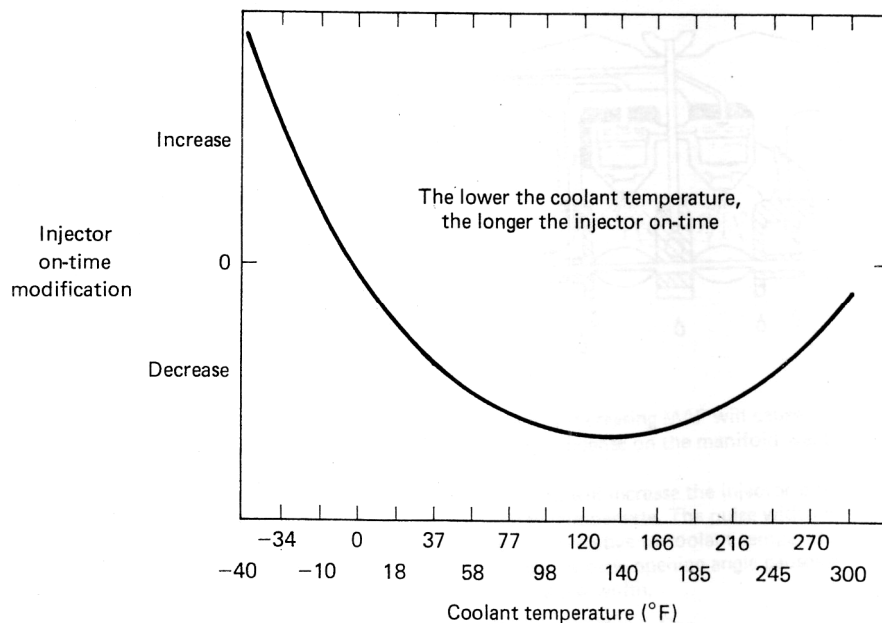


圖 3- 18 冷車模式噴油補償

加速模式 (Acceleration mode)，引擎暫態加速時進氣歧管的壓力會突然增加，而導致燃油受到壓縮壓力而附著於歧管壁，油氣混合比變稀薄，ECU 必須增加噴油量，進行加速增濃的補償，歧管壓力回到正常時，噴油時間參數亦再回到正常值。為確保引擎運轉平順，加速增濃的改變不會向歧管壓力變化的那麼快速，會有一個延遲的時間。

減速模式 (Deceleration mode)，當減少油門角及引擎減速的過程，進氣歧管的壓力會降低，此現象與加速模式的效應相反，附著於壁面的燃油因壓力降低而突然蒸發，使油氣混合比變濃，ECU 會採取減少噴油的控制。若是在短時間內的加速模式或怠速增濃模式下，進氣歧管壁上沒有附著過多的燃油，減速模式的作用將不會獲得 ECU 執行。

高度補償模式 (Altitude-compensation mode)，在較高的高地，燃油較不容易快速的汽化當引擎負載增加時，油氣比會變稀。ECU 會根據大氣壓力感測器及引擎負載(歧管壓力感測器)來進行燃油增濃的補償(圖 3-19)。

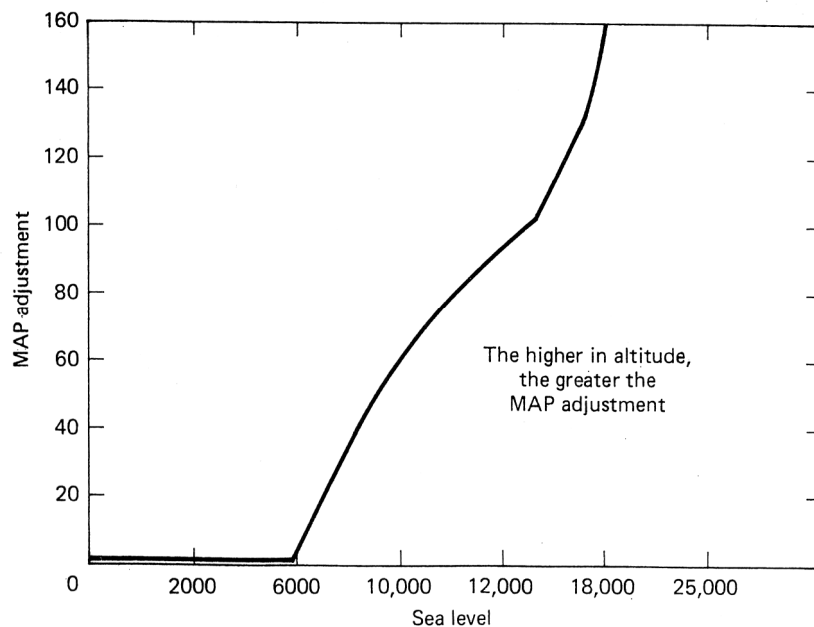


圖 3- 19 高地噴油補償調整

2. 點火系統控制

點火時序的控制於後續章節中敘述。

3. 怠速轉速控制

引擎的怠速模式是指油門角度處於最小開度位置，而決定引擎怠速轉速控制的因子包含：1.引擎溫度，當引擎溫度較低時，ECU 將怠速轉速設定在較高的轉速，引擎溫車完成後再將轉速降低至設定值。2. 電瓶電壓，如果電瓶電壓較低，ECU 可以提高怠速轉速，來增加電瓶充電。ECU 控制怠速的元件為步進馬達或電磁閥，由旁通道來增減進氣空氣量，或直接驅動微調油門角。

4. 引擎排氣循環利用 (Exhaust-Gas Recirculation, EGR)

由 EGR 閥控制引擎進氣歧管吸入一些引擎排出的氣體，這些氣體是已經燃燒過的氣體，屬於惰性氣體，因此可降低燃燒室溫度及污染物質排放。在引擎啓動及溫車模式下，不執行 EGR 程序，其他模式下則可以開啓 EGR 功能。

上述的幾種 ECU 控制模式是內燃機引擎共通採用的控制策略，ECU 藉由輸入感測器的資訊來判斷引擎所處的狀態，根據引擎狀態及控制設定再驅動致動元件來達成引擎運轉平順及高性能低油耗等控制目標。引擎控制邏輯的開發需要經過不斷的測試驗證及修正，ECU 公司需投入相當多的資源，所以控制邏輯是核心關鍵技術，各公司都高度保護不對外公開。因此我們需逐步建立控制邏輯的設計開發能量，將來才能依據任務需求進行控制邏輯修改，以達到更好的引擎性能表現。

(三)、 雙方合作方式與實務研討

NIRA 公司的 ECU 產品目前簡化為 2 款系列構型，分別為 i2 及 i7 系列，先前測試階段我方已有使用 i2 系列來控制轉子引擎的經驗，未來要達到更複雜功能及更多輸出入頻道，NIRA 公司建議採 i7 系列架構為基礎，並簡化體積重量以達成航空上的縮裝需求。經探詢差異，i2 系列採用英飛凌的微控器，i7 採用飛司卡爾的微控器。i7 的微控器有較多的輸出入頻

道及較高的運算能力，且為 32 位元的處理器架構能同時處理較多的資料，具有良好的軟、硬體擴充性。現今多數 ECU 產品皆採用飛司卡爾公司的微控器，主要原因是具有豐富的軟硬體資源，產品有良好的穩定性有關。在引擎控制邏輯架構上，轉子引擎與一般的活塞引擎控制邏輯大致上是相似的，現今使用 i2 系列 ECU 僅有改變引擎初始設定參數，即可運用於轉子引擎上，未來應用於航空器的引擎控制器需再考量感測器等 ECU 週邊裝置異常時之處置策略及替代方案，這部份的控制需求還需要再精進補強，以提升系統的強健性。NIRA 公司表示變更不同系列的控制器後，已調校完成的引擎參數亦可移植至新的控制器上，如此可以節省不少的調校時間及試驗需求，能夠移植參數的關鍵在於 NIRA 公司擁有控制邏輯的核心程式，一般來說使用不同的引擎控制器皆須重頭進行調校工作，先前完成的調校參數則無法適用，使用者需重新進行調校試驗。NIRA 公司預估 i7 系列 ECU 進行縮裝設計的期程最快約需要 8 個月的時間，一般而言 ECU 的設計週期通常需要 2 年的時間，完成雛形後尚需要 5 年的時間持續進行軟硬體測試、升級與改進，軟體程式碼的部分則還需要至少 10 年的發展時間才能滿足相關法令規範要求，NIRA 公司在既有的技術基礎上能於 8 個月內完成算是比正規的時間快一倍以上。

(四)、 轉子引擎點火時序及性能優化探討

轉子引擎點火時序與引擎性能優化息息相關，通常需視引擎負載、溫度及轉速進行點火時序之調整（如圖 3-20,21,22），內燃機引擎產生動力的方式是藉由點燃混合油氣的爆炸使汽缸內的壓力急遽的增加，壓力的變化直接關係引擎的效率與動力輸出。工程師通常以 BMEP（Brake Mean Effective Pressure）來表示引擎的運轉狀況，影響 BMEP 的最大因素為進氣量及點火提前角，當然歧管壓力及空燃比也是影響汽缸壓力的主要因素。一般狀況下較高的汽缸壓力代表較有效率的引擎運轉。而較佳燃燒效率需要較小的點火提前角，進行引擎調校時，若能知道引擎的最佳

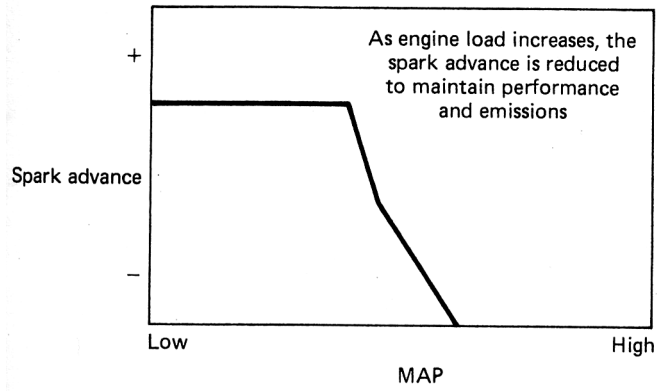


圖 3- 20 引擎負載與點火提前角

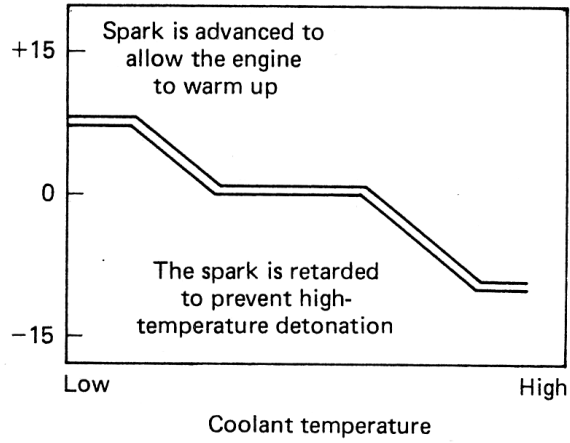


圖 3- 21 引擎溫度與點火提前角

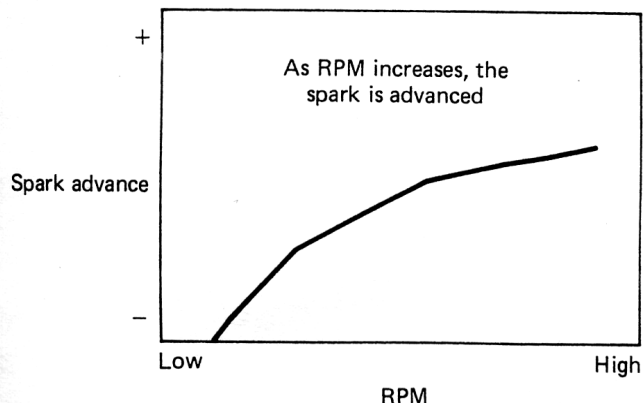


圖 3- 22 引擎轉速與點火提前角

效率在哪，就能很容易的知道點火時機的需求。此部分可將引擎效率的圖表及點火設定的圖表作比對，汽缸壓力及點火提前時間的需求就很明顯看出來。藉由點火提前角參數調校來增加汽缸壓力的方法，必須注意到 2 種情況的發生，分別為爆震及預燃現象，兩者的徵兆非常相似，但發生的原因有些不同。爆震發生的原因是火星塞點火後，汽缸內產生不可控制的快速燃燒現象，除了點火提前的肇因外，較稀薄的油氣混合或較高的進氣溫度都可能造成爆震。預燃是在點火前汽缸內提前發生燃燒的情況，肇因為汽缸內有較高溫的熱點存在，或是殘留的氫氧化物的累積，有機會在火星塞點火前發生預燃。

油氣混合的燃燒速率是影響引擎點火提前角的主要因子，燃燒過程的速度直接影響到汽缸壓力上升的速率。多數引擎點火後，火焰傳遞的速度介於 18~25 公尺/秒，這表示自點火後火焰完全擴散至汽缸壁的時間介於 0.5~2 毫秒間，所以引擎轉速越高時需增加點火提前角，才能於燃燒行程中讓火焰傳遞到缸壁，確保燃燒反應的發生能完成。除了燃燒室外型的設計之外，火焰傳遞的速度也會隨著引擎運轉條件的變化而有所影響，較快的火焰傳遞速度與較好的燃氣混合可以加速燃燒時氣體膨脹與壓力的上升。

燃油的辛烷值代表燃油中辛烷與庚烷的比例，較高的辛烷值代表較強壯的聚合，有較穩定的燃燒。因此高辛烷值燃油的燃燒速率較慢，能大幅度的提高點火提前角，亦代表著能增加引擎的扭力輸出。稍微富油的設定（ $\lambda=0.9$ ），能增加燃燒的速度，減少點火提前角。一般 ECU 的點火提前角以 MBT（Maximum Brake Torque）及 $\lambda=1$ 的條件為計算的基礎，所以若要稍微改變 λ ，就需要增加查表來作點火角對 λ 的補償調整。有這樣的補償調整能讓不同 λ 情況下，維持引擎排氣溫度在可接受的範圍內不至於超溫。引擎進氣的溫度也會影響燃燒速率，較高的進氣溫度會

更容易的使燃油蒸發，而提高燃燒速率，因此 ECU 內亦需有補償表來對進氣溫度與點火提前角的關係進行補償，因此進氣溫度感測器是必須要安裝的重要元件，而提前點火角及點火時序之設定，亦是引擎性能優化之關鍵因素。

三、 航展心得

本次亦藉由參觀於英國梵波羅(Farnborough)舉行之國際航展，觀摩與瞭解目前世界先進廠商在各型無人載具及動力系統相關設計理念與技術，收集綜整更多資訊並與廠商進行關鍵技術進行研討，俾提昇本院研製相關無人載具動力系統之設計能量。

(一)、 航展簡介

1. 英國梵波羅國際航空展與法國巴黎航空展並稱為世界兩大航空展，所處之地梵波羅也是英國南方重要的空軍機場。本次展覽大約有 1400 個參展單位參加今年的航展，包含航空、國防、太空等領域廠商參加展出，展出內容涵蓋各式飛機、航空設備及航空科技等。航展期間促進參展單位與參觀人員雙方的交流合作機會並宣布重要的航空資訊。梵波羅國際航空展每 2 年舉辦一次，上一屆航展是 2010 年時舉辦，有超過 12 萬的貿易採購參觀人次，並於航展期間達成 470 億美金的交易金額。
2. 2012 年的航展於 7/9~7/15 日為期 7 天，其中 7/9~7/13 主要開放給貿易商務人士，7/14~7/15 開放一般民眾參觀，我們因 WDL 公司之協助，能多接觸到較深入的專業人士與技術討論。

(二)、 航展內容

1. 由於參展內容十分豐富，我們儘量以拍照記錄方式以期能完整收集最多的航展資訊，並以簡報方式（附件四）將所拍攝的照片逐一做說明展示，分享給大家我們赴航展的收穫。
2. 本次參觀 2012 FIA 針對 UAV 及 EO/IR 部分收集到許多資料，也獲

得許多系統概念相關知識，有些廠商以 UAS (Unmanned Aircraft System) 來稱呼無人飛機，是以系統功能層級來思考，因為 UAS 整合了，多項系統功能，包含：EO/IR、SAR、IATOL、C4ISR、Electronic Warfare 等多項系統。航展參展廠商 Elbit Systems 公司的 Hermes UAS 完整的展現了系統的整合運用。

3. 本次參展廠商中，除了歐美已具規模的大公司之外，南韓、土耳其、墨西哥等國也積極投入參展。南韓展示了 T-50 教練機的製造能量，在文宣的廣告上也準備的很用心，在動態飛行展示部分亦安排 T-50 進行飛行表演，相當程度的提升了南韓的航空工業的國際能見度。土耳其主要參展的是由 TAI 公司所設計製作無人靶機，該國的文宣上亦展示了 F-16 的檢修能量與部份機體的代工製造能量。墨西哥以無人飛機為展示項目，積極參與國際航展。本院若能結合國內相關航空產業，投入未來的重要國際航展，應能提昇國內航空產業產值及帶動國家航空技術的發展。
4. 展場中有規劃廠商獨立的展示空間，能進行深入的技術規格及採購研討，欲進入參觀是需要受廠商邀請，這個部份因我方屬軍方研發機關的考量，較難完善安排。
5. 航展會場中可以見到許多學校安排學生來參觀，包含國小～大學各階段的學生，可以感受到歐洲地區的教育深入航空技術領域人才的栽培與重視。當參觀學生有疑問向參展廠商詢問時，亦可見到回答的專業人員耐心及認真的詳細示範說明，雙方認真的互動過程讓我們感到十分敬佩。

肆、建議事項

一、此次參訪之 WDL 公司及 NIRA 公司皆是小型公司，但公司成員皆已累積多年經驗，並以開發研發型引擎及控制系統為主，針對不同客戶需求，在掌握原有核心技術下，研製開發符合客戶需求之產品，職等對於公司成員之專業能力及效率，皆留下深刻印象，在 NIRA 公司由執行長親自帶隊，瞭解我方需求後，隨即以其現有產品之研製為目標，規劃出可符合我方需求之期程，積極爭取與我方合作之契機，而 WDL 公司亦掌握我方先前規劃之議題，預先分析，完全符合我方需求，並提出良好之研發建議，未來不管雙方是否能正式合作，皆建議能維持良好關係及溝通管道，以作為我方研發能量建立之助力。

二、此次參訪英國航展，看見土耳其、墨西哥、韓國及中國大陸等新興國家皆積極參與展出，尤其是土耳其及墨西哥皆已開發多款量產型 UAV 飛機，而且大力促銷推展，職等深切感受國際間技術研發之競爭與快速之行動力，而且不管是飛機外型、界面配置、控制及匿蹤多有可觀摩之處，職等建議未來在審慎預畫欲觀摩之標的後，實宜多派不同專業領域之人員參與觀摩及交流，應可擴大觀摩之效。

三、轉子引擎具有推重比高、動力連續等特色，非常適合飛行器使用，此次航展會場中已見使用於小型無人飛行器，靶機等產品上，若本院產品技術成熟後，亦建議能至各航展中展出及推廣，以與世界各國之航空領域專家切磋交流，亦展現我國航空技術發展之成績。