

航空發動機效能關鍵因素之研究-以我國直升機搜救單位為例

An Empirical Study on the Key Factors of Aircraft Engine Efficacy

– Take Airborne Search and Rescue Department in Taiwan as an example

連春紅¹

崑山科技大學 全球商務與行銷系 副教授

chlien@mail.ksu.edu.tw

李政峯²

國立高雄科技大學 企業管理系 教授

jflee@nkust.edu.tw

陳俞宏³

國立高雄科技大學 企業管理系碩士在職專班 研究生

J108257124@nkust.edu.tw

摘要

自人類成功飛上天際以來，降低飛安風險一直是航空器研發、使用及管理單位努力追求的目標；特別是時常穿梭險境，以達成救援任務的直升機搜救單位更是如此；而航空發動機效能與否更是扮演生死存亡的關鍵。故本研究以回歸模型逐一探討發動機運轉下各種變數與發動機效能(動力域值)關係，並由結果提出管理意涵以提升飛航安全。

本研究時間範圍自西元 2016 年 5 月至西元 2019 年 12 月，共 434 筆的觀察值進行實證分析，研究方法採用回歸模型進行驗證。

經由回歸模型實證結果顯示，發動機效能與外界大氣溫度、輸出扭力百分比等變數皆有顯著影響且與預期結果相同；在壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數等變數方面則多為不顯著或與預期相反；而飛行時數雖皆為顯著關係，但與預期相反。在管理意涵上推斷外界大氣溫度為影響發動機效能的重要指標，可根據高溫作業環境或季節提前安排維修備料及人力，超前部屬以提升妥善率；而飛行員操作手法會影響輸出扭力百分比等其他變數與發動機效能關係，若操作得當，將可帶來可觀的燃料節約；最後飛行時數則證實了修護管制的重要性，隨著發動機使用時間的增加，按規定進廠翻修校正將提高發動機效能表現並維持飛航安全。

關鍵詞：飛行安全、航空發動機效能(動力域值)、回歸分析

Key Words : flight safety, aircraft engine performance (power threshold), regression analysis

1. 緒論

1.1 研究背景

根據我國 2010-2019 年國家運輸安全調查委員會「台灣飛安統計報告」之「國籍直昇機全毀及致命事故數據」顯示，於 2015 年至 2019 年間，每飛行一萬小時就有 2.86 次致命事故發生，遠高於「我國普通航空業航空器全毀及致命事故數據」的 1.21 次。而「國籍直昇機全毀與致命事故率 5 年移動平均值」顯示，2010 至 2017 年呈現逐年上升趨勢，每一萬小時最高達 3.49 次，雖然於 2018 年下降至 2.64 次，但 2019 年又上升至 2.86 次。由政府機關統計數據可得知，相較於交通頻繁的大型噴射客機(又稱定翼機)，直升機(又稱旋翼機)由於難以操控的飛行原理、繁雜的機械結構及相對惡劣的操作環境，失事率總是高居不下。

以歷史觀點來看，直升機從發展之初便不利於飛行，一直是各界工程師努力攻克的難題；1903 年 12 月 17 日萊特兄弟駕著“飛行者-1 號”「固定翼飛行器」飛上天際，隨後法國人保羅·科爾尼(Paul Cornu)在 1907 年成功進行載人「旋翼飛行器」的首次飛行(J. Gordon Leishman, 2001)，但人類始終無法克服旋翼旋轉時帶給機體的反

向扭力，造成機體失控打轉；相較於定翼機在兩次大戰間突飛猛進的發展，旋翼機直到首航後的 32 年，才由現代直升機之父—伊戈爾·西科斯基 (Igor Sikorsky) 在 1939 年 9 月 14 日駕著帶有尾旋翼的 VS—300 直升機，成功克服無法安全操縱旋翼機的難題。由於尾旋翼產生的反向推力，抵消了主旋翼的旋轉扭力，歇止機體失控打轉；這突破性的發明被視為直升機真正投入飛行應用的重要里程碑 (Rénald Fortier Curator, 1996)。相較於定翼機，旋翼機只靠高速轉動的主旋翼產生升力實現飛行，若發生發動機失效之情況，便無法像定翼機一樣用寬大的翼面產生升力緩慢下降著陸，只能靠「旋翼自旋」 (Auto Rotation) 配合訓練有術的駕駛操控驚險迫降 (Lee, A. Y. N, 1985)。故在機械故障因素方面，發動機的安全更是旋翼機必須堅守的目標。

從台灣飛安統計報告中得知，機械故障方面，發動機故障通常佔航電系統故障後的第二多數；在長期高溫高壓的運轉之下，伴隨而來的金屬疲勞負載、各種腐蝕及應力退化等 (Carter, Tim. J., 2005)，皆為發動機失效或提前報廢的主因；輕則效能不佳油耗上升，或頻繁維修消耗勞力及材料成本，重則發生空中熄火或零件脫離損傷，衍生憾事；因此，如何有效維護及檢修發動機便成為各廠家工程師精進的課題。以我國內政部空中勤務總隊 AS-365 N3 (海豚直升機) 使用之法國 SAFRAN ARRIEL 2C 發動機為例，其技術手冊即規範發動機每運轉 25 小時，必須執行「發動機健康檢查」乙次，以避免執行搜救等高風險飛行任務時，遭遇發動機熄火、失效等危安事件。

1.2 研究動機

發動機的性能攸關飛航安全，特別是「那裡有危險，就往哪裡去！」的搜救直升機；在搜救任務中，「滯空吊掛」是最具風險的項目，執行時必須考慮發動機輸出馬力是否能承受當下機體、油量、機組員及吊掛物等加總重量負載；再者，由於我國四面臨海且高山綿延，搜救地點皆為空氣稀薄馬力輸出不佳的高山、異物吸入風險極高的叢林或鹽分腐蝕嚴重的海面等，發動機長期操作於惡劣環境之下，風險便隨之而來。以空中勤務總隊 10 架 AS-365 直升機機隊為例，服役 30 年至今共有 2 架墜毀，其兩成的失事率總讓我國出生入死的搜救人員在出勤心理上提心吊膽；因此，如何在維修層面上降低失事風險便為首要研究動機。

作業方式與維護經費亦影響發動機性能的優劣，以飛航安全標準來看，本研究之 ARRIEL 系列發動機自 1974 年推出以來，已發展出 30 多種構型且成功搭載於 40 多種不同類別直升機上；在已生產之 12000 多部發動機中，全球各機隊已累積 4600 萬小時安全飛行時數 (SAFRAN 官網)，是信任且可靠的成熟產品；但操作在不同國家，可因維護經費、法規政策與機隊管理文化的不同，衍生不同妥善率及維護成本；以發動機生產國法國為例，當地零件購得成本、政府機關頒布飛航及維修法規、飛行操作人員及維修人員水準等皆與我國有所不同。列舉空軍海鷗救難隊採用同製造商之 EC-225 搜救直升機或 Mirage 2000-5 戰機機隊採用同 SAFRAN 集團生產之 M53-P2 渦輪扇發動機在我國使用情況，其高昂的作業維持費、消失性商源、補給期程延誤、國防預算縮減、政府與法方外交困境、飛行作戰人員及地勤維護人員短缺等，皆為我國軍方採用法系裝備妥善率長期不佳的主因。本研究之發動機、搭載機體與操作單位皆與我國軍方系出同門，故如何在我國情條件之下以最佳的方式維護法系發動機，為研究動機之二。

在零件管理方面，一來 ARRIEL 系列發動機相關零件皆由歐洲生產且以歐元計價，二來所有零件皆有倉儲存放限制及使用期限；若能歸納出該發動機在台灣地區效能衰降的主要因素，並推斷出實際修護所需耗材及需求週期，便能減低因購買匯率帶來的財務損失及倉儲資源的浪費，為動機之三。

最後，每具發動機會因使用時數、機隊駐地、飛行人員操作經驗等，在效能表現上會有所不同。而有較佳發動機效能的直升機能夠在執行高山或海面搜救時，負荷吊掛傷患所需的大馬力滯空盤旋等高風險任務；反之發動機效能較為普通的直升機只能滿足醫療後送、空中巡邏及行政運輸等低風險任務；故在機隊管理方面，若能提前掌握發動機效能，便能在任務派遣上做出最佳的選擇，降低失事風險。筆者身為直升機維修技師，欲藉由顧客端(空中勤務總隊)的實際操作資料，特別是駐紮在松山機場，負責北台灣繁重搜救任務的 AS-365 N3 機隊，檢討機務管理上的精進作為。

1.3 研究目的

筆者公司現為內政部空中勤務總隊委外維修廠商，負責其 8 架 AS-365 直升機機務維修管理 (原 10 架，墜毀 2 架)，機隊內 8 架又分為 N1、N2 及 N3 等三種構型；由於三種構型之維護方式有所不同，故特別以任務最為繁重

的北台灣 N3 機隊飛航安全議題為研究目的起頭。

而飛航安全之議題牽涉甚廣，凡舉氣候條件、人為因素、機隊維護等皆為博大深淵的學問；故從地勤維修角度中最重要的發動機妥善率著手，以評斷發動機優劣的源頭-「發動機健康檢查」為起點探究之。

自 2016 年 5 月起，N3 構型已更替使用 13 部 ARRIEL 2C 發動機，紀錄至今共計 434 筆完整發動機健康檢查數據；本研究將設定迴歸模型，探討發動機各項參數與發動機效能之間關係，並列舉相關管理意涵。

本研究目的主要探討如下：

- (一) 以文獻回顧方式探討發動機效能指標及本研究之 ARRIEL 2C 發動機與 AS-365 N3 直升機介紹。
- (二) 依據 ARRIEL 2C 發動機維修手冊找出影響發動機性能關鍵因素。
- (三) 以客戶實際檢測資料設定迴歸模型逐一探討各變數與發動機效能關係。
- (四) 根據實證結果列舉相關管理意涵。

2.文獻回顧

2.1 發動機效能指標

透過發動機健康檢查 (Engine health Check) 來評斷其效能指標，可以節省檢測時間、更換零件成本及維修人力工時，起源可從蒸氣渦輪機的故障檢測談起。初期以製造商維修手冊規範，結合維修人員實際維護情況來建立檢查基礎；時至今日，已發展出多種檢查方法，將以下列說明之：

非破壞性檢測法(Non-Destructive Inspection, NDI)：

曾梓昱(2013) 文中說明，非破壞性檢測法是以超音波、放射線、渦電流或磁粉等方式，透過維修人員經驗判斷發動機內部結構是否損傷；其方法最為簡單直接，但診斷結果卻因人而異。在高溫、高壓或高應力運作狀態下無法得知發動機即時情況；例如無法得知運轉中的發動機內部情況，耗油量可能因效能衰退而大幅提升。

氣路分析法 (Gas-Path Analysis,GPA)：

林昶廷(2011) 文獻指出，氣路分析法自 1960 年代起為發動機健康檢查帶來重大突破；透過長期記錄發動機零件上的自然變化對比性能衰退過程，配合測得參數，逆向推導關聯性找出故障原因。此後，便發展出各種不同的檢查過程，並廣為應用於工業用渦輪機及航空用發動機上。

失效模式與效應分析法(Failure Mode and Effect Analysis, FMEA)：

張雅婷(2017) 寫道，失效模式與效應分析法早期由福特汽車導入運用於汽車工業，後科技業也陸續應用，如美國阿波羅太空計畫；在發動機檢測方面，先分析各組件失效原因，將故障發生之頻率、損害程度等排序，計算其風險優先指數 RPN(Risk Priority Number)，進而推斷失效發生原因並給予預防對策與建議。

但以上的發動機維護觀念，通常不論妥善與否，皆定期拆卸執行維護；因而產生「過度維修」、「零件浪費」及「人力耗損」等情況；柳耀華等(2005)提出將「週期式」維護轉為以數據監控為基礎的「預兆式」維護之觀念，是提升妥善率且降低維護成本的有效方式。而朱文雄(2006)以傳統線性迴歸分析法(Liner Regression)、類神經網路(Neural Network)、可進行數值預測的模式樹(Model Trees)及以支援向量機(SVM)為基礎所發展出的支援向量迴歸模式(SVM Regression)等四種方法研究發動機「預兆式」維護，結果證實透過數據演算分析，可在衰降發生前精準預測，減低失事機率。

而本研究採用 ARRIEL 2C 發動機，依據發動機維護手冊之 05-20-10-201-812-A01 章節規定，每 25 飛行時數必須於「地面」或「飛行間」將發動機運轉執行健康檢查。執行時需依照空中巴士公司 AS-365 N3 飛行手冊第 4.9 章節規定，採發動機地面運轉方式執行健康檢查，將運轉時海拔高度(ft)、外界大氣溫度(OAT)、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)、燃燒溫度(T4)、輸出扭力百分比(TQ%)及主旋翼轉數(NR)等指標，依圖表指示換算後得知「動力域值(ΔW)」，並參考飛行時數(hrs)後判定效能好壞。

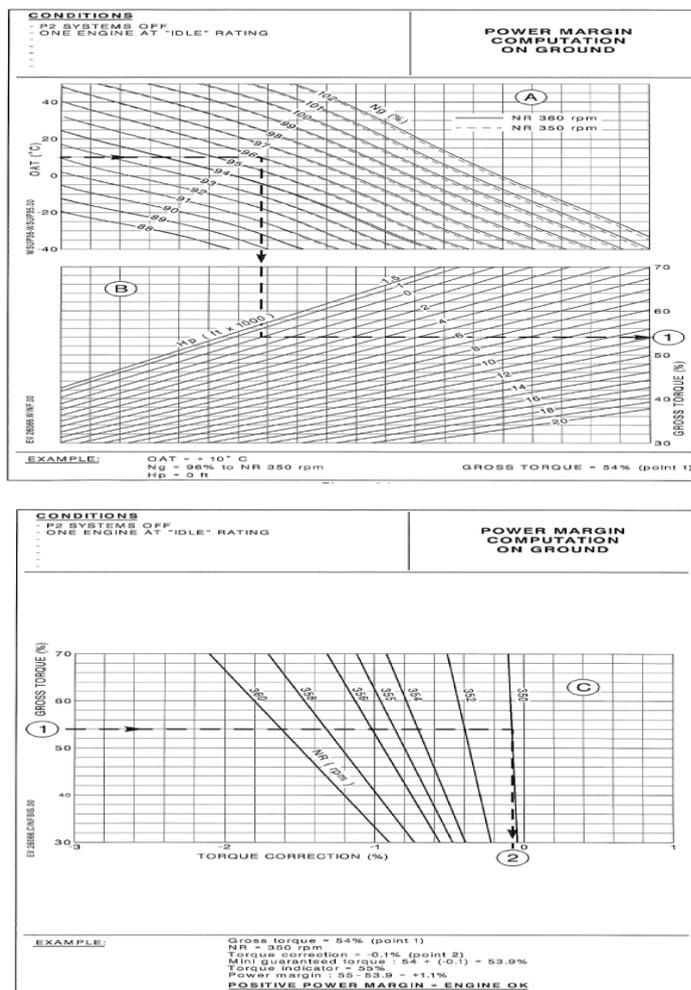


圖 2-1 「動力域值(ΔW)」計算步驟圖

資料來源：AS-365 飛行手冊

「動力域值(ΔW)」計算步驟：

1. 將(OAT)溫度對上(NG%)線性圖後，往下對上(ft)線性圖後求得點①數值。
2. 將點①數值對上(NR)線性圖後得知點②數值。
3. 將(TQ%)減去(點①與點②相加之數值)得到「動力域值(ΔW)」；若域值為正，則效能正常，允許飛行；若域值為負，則效能異常，需進一步檢測。

2.2 發動機性能衰降之因素

蔡岳辰(2018) 研究中提到，發動機的性能都隨著操作時間而受到磨損影響。其中有若干機制導致燃氣渦輪機的退化和潛在故障：如積聚污垢，腐蝕，氧化，異物損壞，磨損的軸承或密封，過大的葉片端部間隙，燃燒或翹曲的渦輪葉片或葉片，堵塞的燃料噴嘴，裂紋和翹曲的燃燒器，或裂化的轉子盤及葉片等等。

在 Gupta (2008)相關研究中，提到發動機故障的成因是多樣的，例如零附件表面的腐蝕、鏽蝕、磨損、外物損傷、密封件損壞、葉片斷裂、燒毀或變形...等。這些故障都反映在發動機的測量參數變化上，而發動機的參數變化將導致發動機性能衰退，如壓縮器效率下降、渦輪出口面積改變等，進而影響到轉速、燃油流量、排氣溫度和功率輸出的變化。

依據 ARRIEL 2C 發動機維護手冊之 72-00-43-200-803-A01 章節規定，發動機需定期在等於或小於 50°C 冷卻狀態下，以直徑 5 mm 之內視鏡觀察其內部組件及渦輪葉片情況；若發現裂縫、金屬碎片、保護層起泡或剝落、失真、葉片尖端或根部異常、熱腐蝕或鹽分結晶殘留等，除執行發動機清洗外，亦需執行發動機健康檢查，以確保飛行安全。

2.3 ARRIEL 2C 發動機介紹

ARRIEL 系列發動機為法國 SAFRAN 最暢銷及可靠耐用產品，自 1977 年獲得飛行認證銷售以來，共生產超過 12000 具 ARRIEL 系列發動機，全球機隊的飛行時數亦超過 4600 萬小時。（SAFRAN 官網）分為 1C 及 2C 版本，並衍生多種型號；本研究針對我國空中勤務總隊 ARRIEL 2C 發動機進行研究及探討。

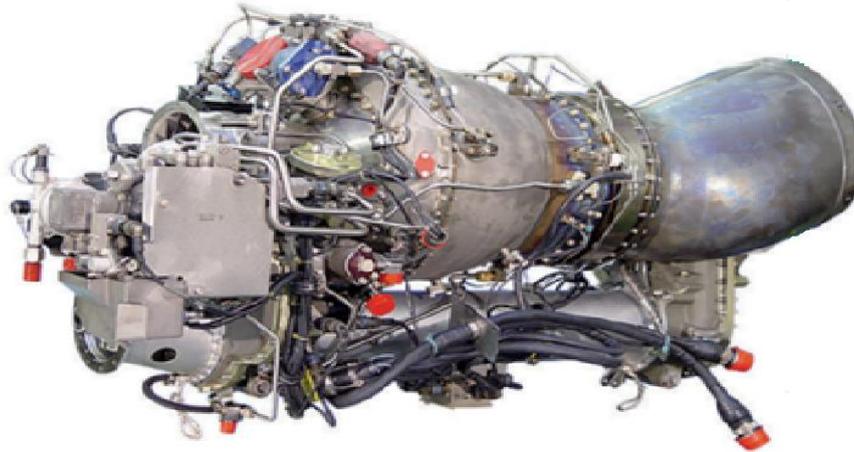


圖 2-2 ARRIEL 2C 發動機

資料來源：SAFRAN 官網

ARRIEL 2C 發動機性能諸元：

1. 輸出動力：531 kW (712 shp)
2. 輸出轉速：6000 rpm
3. 容許工作環境溫度：-45°C 到 +50°C
4. 容許作業高度：7000 m (23000 ft)
5. 乾重：130 KG

ARRIEL 2C 發動機可分解為六大部分：

1. 燃氣產生器 (GAS GENERATOR)：吸入空氣並將其壓縮後燃燒產生熱能。
2. 動力渦輪 (POWER TURBINE)：將燃燒後的熱能轉換為機械能。
3. 排氣管 (EXHAUST PIPE)：將燃燒後的廢氣排出。
4. 減速齒輪箱 (REDUCTION GEARBOX)：將動力渦輪軸的高轉速輸出減速為飛行所需的較低轉速。
5. 傳動軸 (TRANSMISSION SHAFT)：將減速後的動力傳遞至主齒輪箱提供動力。
6. 附件齒輪箱 (ACCESSORY GEARBOX)：連接發動機啟動馬達及發電機等齒輪機構。

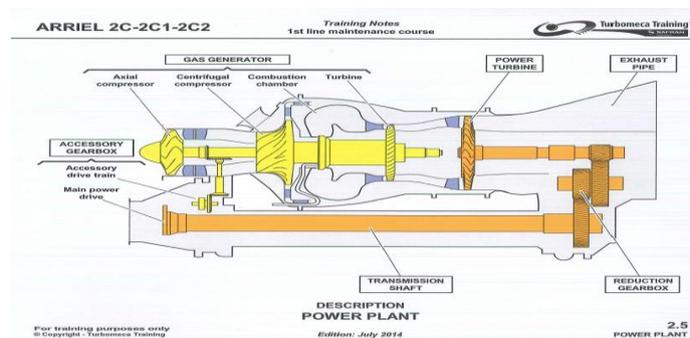


圖 2-3 ARRIEL 2C 發動機剖面圖

資料來源：ARRIEL 2c-2c1-2c2 Training Note Edition:July 2014

2.4 AS-365 系列(海豚直升機)

1970 年代初期，法國軍方為彌補 6 至 10 人座直升機的戰力空隙，由法國宇航公司研發中型多功能單發動機 SA-360 海豚 I 式直升機，並在 1972 年 6 月 2 日完成首飛。共有二架 SA-360 原型機進行後續的「作戰評估測試」，但發現其性能並不如預期，進而執行雙發動機 AS-365 海豚 II 式的提昇型研發。

1975 年 1 月 24 日，AS-365 海豚 II 式順利首飛，隨後並獲得符合作戰需求的測評結果，並於 1978 年開始量產 AS-365 海豚 II 式直升機，接著採購訂單不斷。在 1992 年法國宇航公司的直升機部門被併入歐洲直升機公司後，AS-365 海豚 II 式被簡稱為 AS-365 海豚直升機，其後歐洲直升機公司又被航太巨擘空中巴士公司併購，並將其定義為 AS-365 N1、N2、N3 及 N3+ 等機型。

而空中勤務總隊之 AS-365 海豚直升機原屬於空中警察隊，滯空時間可長達 3 小時，最大航程 826 公里，足以涵蓋台灣東北角與日本鄰接的「暫定執法線」，往返執行任務；其主要任務為中低海拔山區與海上救難、救護觀測、偵巡、運輸、離島緊急醫療後送。（空中勤務總隊官網）



圖 2-4 AS-365 海豚直升機

資料來源：空中勤務總隊官網

3.研究方法

3.1 樣本說明

1.時間及樣本範圍：本研究樣本採 ARRIEL 2C 發動機健康檢查要求之數據，資料時間從 2016 年 5 月至 2019 年 12 月；操作飛行時數為 751 小時起至 6412 小時止，共計 434 筆。

2.研究地區：本研究數據採內政部空中勤務總隊 AS-365 N3(海豚直升機)機場地面測試結果，測試地點為台北市松山機場停機坪。

3.2 變數說明與定義

應變數(Dependent Variable)為發動機效能-「動力域值(ΔW)」，影響發動機效能因素眾多，故本研究根據研究目的，透過相關文獻探討及資料取得，將影響發動機效能的因素，導入變數衡量進行實證研究探討作為解釋動力域值(ΔW)高低的背後關鍵因素。

自變數(Independent Variable) 為參照飛行手冊發動機健康檢查篇之要求，導入下列六項自變數，作為影響影響動力域值(ΔW)關鍵因素來進行實證研究探討。以下詳細解說之：

1.發動機之飛行時數 (Engine Operation Hours)：

飛行器任何零件新舊之衡量皆以其飛行時數為考量，以小時(hrs)為單位，猶如汽車之里程數，出廠後隨操作時間遞增；時數越高，零件越老，效能越差，故對「動力域值(ΔW)」的影響為負向關係。

2.運轉時海拔高度 (ft)：

以呎(ft)為單位(每 1000 ft = 304.7 m)，代表執行發動機健康檢查時飛行器之海拔高度，海拔越高空氣越稀薄，效能越差，故對「動力域值(ΔW)」的影響為負向關係。但本研究執行地點皆為台北松山機場地面大坪，在數值皆相同情況下，可無視之。

3.外界大氣溫度 (Outer Atmospheric Temperature = OAT) :

此為發動機健康檢查測試時，該飛行器當下之室外溫度，以「 $^{\circ}\text{C}$ 」為單位。溫度越高，空氣越稀薄，效能越差，故對「動力域值(ΔW)」的影響為負向關係。

4.壓縮渦輪轉數百分比 (Ng %) :

此為發動機壓縮段葉片之轉速，因每分鐘可高達 52110 轉，故以百分比為單位表示之。轉速須為恆定值 (92~100%)，過高則引發燃燒室超溫造成機件損傷，過低則進氣量不足，無法產生足夠動力；故在限制範圍內對「動力域值(ΔW)」的影響為正向關係。

5. 燃燒溫度 (T4) :

為發動機燃燒室排放溫度，以「 $^{\circ}\text{C}$ 」為單位。溫度有其最大值限制(877 $^{\circ}\text{C}$)，過高則「超溫」造成機件損傷，過低則熱能不足，無法轉換足夠機械能；故在限制範圍內對「動力域值(ΔW)」的影響為正向關係。

6.輸出扭力百分比 (TQ%) :

此為發動機輸出供給主旋翼旋轉之扭力，以「TQ%」為單位表示(TQ100% = 900 kW)。扭力有其最大值限制(100%)，過高則「超扭」引發旋翼軸等機件斷裂，過低則無力矩帶動旋翼起飛；故在限制範圍內對「動力域值(ΔW)」的影響為正向關係。

7.主旋翼轉數 (NR) :

此為主旋翼每分鐘旋轉次數，以「rpm」為單位表示。轉速須為恆定值(345~360 rpm 為飛行時轉速；365rpm 為滯空盤旋時大馬力輸出轉速)，過高則失速墜毀，過低則無法提供升力起飛；故在限制範圍內對「動力域值(ΔW)」的影響為正向關係。

3.3 迴歸分析

迴歸分析是在多變數的線性組合基礎上，進一步探討變項間的解釋與預測關係的統計方法，當以一個自變數(X)去解釋或預測一個應變數(Y)的反應時，稱為簡單迴歸分析，迴歸分析經常用在解釋和預測二大方面有關解釋方面，我們可以從取得的樣本計算出迴歸的方程式，再透過迴歸的方程式得知每個自變數對應變數的影響力(貢獻)，當然也可以找出最大的影響變數以進行統計上和管理意涵的解釋，有關預測方面由於迴歸方程式是線性關係我們可以估算自變數的變動，會帶給應變數的多大改變，因此我們使用迴歸分析來預測發動機效能關鍵因素。

1. 複迴歸表示式 :

$$y = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \beta_2 x_{2,i} + \dots + \beta_k x_{k,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

y : 應變數 α : 截距參數 β : 斜率參數 x : 自變數 ε : 為誤差 i : 觀察值個數

分析目的：在兩變項的線性組合基礎上，探討變項間的解釋與預測關係的統計方法。

適用條件：自變數與應變數均須為量化變項。如自變數為類別變數時，則以虛擬變數轉換後才可進行分析。

2. 迴歸分析的基本統計假設:

(1) 線性關係:

應變數和自變數之間的關係必須是線性，也就是說，應變數與自變數存在著相當固定比率的關係，若發現應變數與自變數呈現非線性關係時，可透過轉成線性關係，再進行迴歸分析。

(2) 常態性:

資料呈現常態分配，則誤差項也會呈現同樣的分配，當樣本數夠大時，檢查的方式是使用簡單的直方圖，若是樣本數較小時，檢查方式為使用常態機率圖。

(3) 誤差項的獨立性:

自變數的誤差項，相互之間應該是獨立的，也就是誤差項與誤差項之間沒有相互關係，否則，在估計迴歸參數時，會降低統計的檢定力，我們可以藉由殘差的圖形分析來檢查，尤其是與時間序列和事件相關的資料，特別需要注意去處理。

(4) 誤差項的變異數相等：

自變數的誤差項除需要呈現常態性分配外，其變異數也需相等，變異數不相等會導致變數無法有效的估計應變數，當變異數的不相等發生時，我們可以透過轉換成變異數的相等後，再進行迴歸分析。

3. 截距 t 值檢定：

$$H_0: \beta_i = 0 \text{ vs } H_1: \beta_i \neq 0 \quad i = 1, 2, 3, \dots, k$$

顯著水準 α

檢定統計值 (Test statistic)

$$t_\beta = \frac{b}{\sqrt{\hat{v}(b)}} \quad (2)$$

決策方法 若 $|t\beta_0| > t_{\alpha/2}(df)$ ， (df) ：自由度，拒絕 H_0

4. 判定係數 R^2 (R square)

判定係數 R^2 是用來解釋線性迴歸模式的適配度， $R^2 = 0$ 時，代表應變數 (y) 與自變數 (x_n) 沒有線性關係，
□

$R^2 \neq 0$ 時，代表應變數 (y) 被自變數 (x_n) 所解釋的比率。

$$R^2 = 1 - \frac{SST}{SSE} \quad SST \text{ 為總變異量} \quad SSE \text{ 為誤差變異量} \quad (3)$$

3.4 實證模型

本研究依據變數性質與研究議題，以逐步迴歸建立下述五十五個估計模型，分別以發動機之飛行時數 (hrs)、外界大氣溫度 (OAT)、壓縮渦輪轉數百分比 (NG%)、燃燒溫度 (T4)、輸出扭力百分比 (TQ%)、主旋翼轉數 (NR) 等六項因素，將因素一個一個變數逐步加入進行迴歸實證分析，找出影響發動機效能「動力域值 (ΔW)」原因；以下模型之應變數 y 及自變數 x 將以代號表示之。

模型一、檢定單一解釋變數對 ΔW 的影響

$$y_i = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

$y_i = \Delta W$ α ：截距參數 β_1 ：斜率參數 $x_{1,i}$ ：自變數
□

ε_i ：為誤差 i ：觀察值個數

$x_1 = \text{hrs}$ 或 OAT 或 NG\% 或 T4 或 TQ\% 或 NR

模型二、檢定兩個解釋變數對 ΔW 的影響

$$y_i = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \beta_2 x_{2,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (5)$$

$y_i = \Delta W$ α ：截距參數 β_1, β_2 ：斜率參數 $x_{1,i}, x_{2,i}$ ：自變數
□

ε_i ：為誤差 i ：觀察值個數

$(x_1, x_2) = (\text{hrs}, \text{OAT})$ 或 $(\text{hrs}, \text{NG\%})$ 或 $(\text{hrs}, \text{T4})$ 或 $(\text{hrs}, \text{TQ\%})$ 或 (hrs, NR) 或

$(\text{OAT}, \text{NG\%})$ 或 $(\text{OAT}, \text{T4})$ 或 $(\text{OAT}, \text{TQ\%})$ 或 (OAT, NR) 或

$(\text{NG\%}, \text{T4})$ 或 $(\text{NG\%}, \text{TQ\%})$ 或 $(\text{NG\%}, \text{NR})$ 或 $(\text{T4}, \text{TQ\%})$ 或

$(\text{T4}, \text{NR})$ 或 $(\text{TQ\%}, \text{NR})$

模型三、檢定三個解釋變數對 ΔW 的影響

$$y_i = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \beta_2 x_{2,i} + \beta_3 x_{3,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (6)$$

$y_i = \Delta W$ α : 截距參數 $\beta_1, \beta_2, \beta_3$: 斜率參數 $x_{1,i}, x_{2,i}, x_{3,i}$: 自變數

ε_i : 為誤差 i : 觀察值個數

$(x_1, x_2, x_3) = (\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%)$ 或 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{T4})$ 或 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NR})$ 或
 $(\text{hrs}, \text{NG}\%, \text{T4})$ 或 $(\text{hrs}, \text{NG}\%, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{NG}\%, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或 $(\text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或
 $(\text{hrs}, \text{NG}\%, \text{NR})$ 或 $(\text{hrs}, \text{T4}, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{hrs}, \text{T4}, \text{NR})$ 或 $(\text{OAT}, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或
 $(\text{hrs}, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或 $(\text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4})$ 或 $(\text{OAT}, \text{NG}\%, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%)$ 或
 $(\text{OAT}, \text{NG}\%, \text{NR})$ 或 $(\text{OAT}, \text{T4}, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{OAT}, \text{T4}, \text{NR})$ 或 $(\text{NG}\%, \text{T4}, \text{NR})$

模型四、檢定四個解釋變數對 ΔW 的影響

$$y_i = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \beta_2 x_{2,i} + \beta_3 x_{3,i} + \beta_4 x_{4,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (7)$$

$y_i = \Delta W$ α : 截距參數 $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$: 斜率參數 $x_{1,i}, x_{2,i}, x_{3,i}, x_{4,i}$: 自變數

ε_i : 為誤差 i : 觀察值個數

$(x_1, x_2, x_3, x_4) = (\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4})$ 或 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%, \text{TQ}\%)$ 或
 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%, \text{NR})$ 或 $(\text{hrs}, \text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或
 $(\text{hrs}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%)$ 或
 $(\text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{NR})$ 或 $(\text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$

模型五、檢定五個解釋變數對 ΔW 的影響

$$y_i = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \beta_2 x_{2,i} + \beta_3 x_{3,i} + \beta_4 x_{4,i} + \beta_5 x_{5,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (8)$$

$y_i = \Delta W$ α : 截距參數 $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \beta_5$: 斜率參數 $x_{1,i}, x_{2,i}, x_{3,i}, x_{4,i}, x_{5,i}$: 自變數

ε_i : 為誤差 i : 觀察值個數

$(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5) = (\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%)$ 或 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{NR})$ 或
 $(\text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或 $(\text{hrs}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$ 或
 $(\text{hrs}, \text{OAT}, \text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$

模型六、檢定六個解釋變數對 ΔW 的影響

$$y_i = \alpha + \beta_1 x_{1,i} + \beta_2 x_{2,i} + \beta_3 x_{3,i} + \beta_4 x_{4,i} + \beta_5 x_{5,i} + \beta_6 x_{6,i} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (9)$$

$y_i = \Delta W$ α : 截距參數 $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \beta_5, \beta_6$: 斜率參數

$x_{1,i}, x_{2,i}, x_{3,i}, x_{4,i}, x_{5,i}, x_{6,i}$: 自變數 ε_i : 為誤差 i : 觀察值個數

$(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6) = (\text{hrs}, \text{OAT}, \text{NG}\%, \text{T4}, \text{TQ}\%, \text{NR})$

4. 實證結果與分析

自 2016 年 5 月起蒐集內政部空勤總隊 AS-365 N3 機隊之 ARRIEL 2C 發動機共計 434 筆指數資料，採用統計軟體進行迴歸模型實證分析，逐步探討各項解釋變數之結果；於本章各節依序探討動力域值 (ΔW) 與飛行時數 (hrs)、外界大氣溫度 (OAT)、壓縮渦輪轉數百分比 (NG%)、燃燒溫度 (T4)、輸出扭力百分比 (TQ%)、主旋翼轉數 (NR) 指數之影響。

4.1 敘述統計分析

表 4-1 各種變數之敘述統計分析

變數	平均數	標準差	中位數	最大值	最小值	峰態	偏態	Jarque-Bera Probability
動力域值 (ΔW)	5.724	3.204	5.400	14.000	0.100	2.351	0.349	16.412*** (<0.000)
飛行時數 (hrs)	3288.843	608.889	3244.542	6412.617	751.333	11.429	1.415	1430.012*** (<0.000)
外界大氣溫度(OAT)	25.993	5.938	27.000	37.000	10.000	2.181	-0.256	16.838*** (<0.000)
壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	95.869	1.048	96.300	97.800	91.000	6.449	-2.021	510.688*** (<0.000)
燃燒溫度(T4)	784.654	33.950	800.000	870.000	600.000	8.671	-2.031	880.079*** (<0.000)
輸出扭力百分比(TQ%)	50.836	5.136	50.000	74.000	42.000	5.422	1.166	204.500*** (<0.000)
主旋翼轉數(NR)	354.861	1.542	355.000	365.000	350.000	27.896	3.213	11955.770*** (<0.000)

註：1. * 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

2. Jarque-Bera 統計量之虛無假設為常態分配，故拒絕虛無假設為非常態分配

資料來源：本研究整理

從表 4-1 各種變數之敘述結果統計分析可得知，就平均值而言，動力域值(ΔW)為 5.724、飛行時數(hrs)為 3288.843、外界大氣溫度(OAT)為 25.993、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)為 95.869、燃燒溫度(T4)為 784.654、輸出扭力百分比(TQ%)為 50.836、主旋翼轉數(NR)為 354.861。

就數量離散程度而言，動力域值(ΔW)為 3.204、飛行時數(hrs)為 608.889、外界大氣溫度(OAT)為 5.938、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)為 1.048、燃燒溫度(T4)為 33.950、輸出扭力百分比(TQ%)為 5.136、主旋翼轉數(NR)為 1.542。

由偏態係數可看出，動力域值(ΔW)為 0.349、飛行時數(hrs)為 1.415、輸出扭力百分比(TQ%)為 1.166、主旋翼轉數(NR)為 3.213 均為正數(>0)，資料分佈型態皆為右偏型態分配；而外界大氣溫度(OAT)為-0.256、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)為-2.021、燃燒溫度(T4)為-2.031 均為負數(<0)，呈左偏型態分配。

由峰態係數可看出，飛行時數(hrs)為 11.429、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)為 6.449、燃燒溫度(T4)為 8.671、輸出扭力百分比(TQ%)為 5.422、主旋翼轉數(NR)為 27.896 皆大於 3，為高狹峰型態；而動力域值(ΔW)為 2.351、外界大氣溫度(OAT)為 2.181 皆小於 3，則為低闊峰的型態。

最後，Jarque-Bera 常態檢定在 1%顯著水準下，各變數全部拒絕標準常態分配(N(0,1))之虛無假設，故資料均為非標準常態分配。

4.2 各項解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

表4-2 單一解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
1-1	飛行時數(hrs)	0.001	4.817	0.000***	0.097
1-2	外界大氣溫度(OAT)	-0.113	-3.904	0.000***	0.041
1-3	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.268	1.760	0.079*	0.005
1-4	燃燒溫度(T4)	0.003	0.762	0.446	-0.000
1-5	輸出扭力百分比(TQ%)	0.163	4.519	0.000***	0.066
1-6	主旋翼轉數(NR)	-0.152	-1.845	0.065*	0.003

註：* 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

資料來源：本研究整理

從表 4-2 單一解釋變數模型得知；「外界大氣溫度、壓縮渦輪轉數百分比、輸出扭力百分比」等解釋變數符號方向與預期相同，較佳的顯著性及模型配適度；證明與動力域值之間關係密切，可視為重要參考依據。而「燃燒溫度」等解釋變數符號方向正，但確顯著性與模型配適度不佳。歸因於燃燒室工作溫度受保護機制控制，溫度過高則供油電腦自動縮減或斷油；而飛行員不同的操作手法，則讓相同的燃燒室工作溫度得到不同的動力輸出。故將此解釋變數做為客觀參考。最後「飛行時數、主旋翼轉數」等解釋變數雖表現顯著及不錯的模型配適度，但皆與預期符號方向相反。

表4-3 兩個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
2-1	飛行時數(hrs)	0.001	4.885	0.000***	0.141
	外界大氣溫度(OAT)	-0.116	-4.250	0.000***	
2-2	飛行時數(hrs)	0.001	4.879	0.000***	0.097
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.151	1.165	0.244	
2-3	飛行時數(hrs)	0.001	4.879	0.000***	0.095
	燃燒溫度(T4)	0.000	0.166	0.868	
2-4	飛行時數(hrs)	0.001	5.278	0.000***	0.180
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.182	5.401	0.000***	
2-5	飛行時數(hrs)	0.001	4.887	0.000***	0.105
	主旋翼轉數(NR)	-0.207	-2.488	0.013**	
2-6	外界大氣溫度(OAT)	-0.117	-4.054	0.000***	0.050
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.321	2.100	0.036**	
2-7	外界大氣溫度(OAT)	-0.113	-3.907	0.000***	0.040
	燃燒溫度(T4)	0.002	0.668	0.504	
2-8	外界大氣溫度(OAT)	-0.061	-2.129	0.033**	0.074
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.131	3.610	0.000***	
2-9	外界大氣溫度(OAT)	-0.112	-3.887	0.000***	0.043
	主旋翼轉數(NR)	-0.135	-1.697	0.090*	
2-10	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.376	1.948	0.052*	0.004
	燃燒溫度(T4)	-0.004	-0.829	0.407	
2-11	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.173	1.239	0.215	0.067
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.159	4.498	0.000***	
2-12	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.267	1.751	0.080*	0.008
	主旋翼轉數(NR)	-0.151	-1.816	0.070*	
2-13	燃燒溫度(T4)	0.001	0.448	0.653	0.065
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.163	4.562	0.000***	
2-14	燃燒溫度(T4)	0.003	0.709	0.478	0.001
	主旋翼轉數(NR)	-0.150	-1.839	0.066*	
2-15	輸出扭力百分比(TQ%)	0.161	4.356	0.000***	0.067
	主旋翼轉數(NR)	-0.119	-1.266	0.206	

註：* 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

資料來源：本研究整理

從表 4-3 兩個解釋變數模型得知；模型 2-1、模型 2-4、模型 2-5、模型 2-6、模型 2-8、模型 2-9、模型 2-12，結果顯示「外界大氣溫度、壓縮渦輪轉數百分比、輸出扭力百分比」等解釋變數與動力域值之間有絕對影響性，不因多一個變數產生干擾及符號方向錯誤，可視為重要參考依據；「飛行時數、主旋翼轉數」雖表現顯著，但預期符號方向皆相反，故不列為參考指標。

其餘模型結果顯示「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」等解釋變數有高影響性，仍視為參考依據；而「飛行時數、壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數」等解釋變數在兩個解釋變數模型中，相關性除飛行時數外多不顯著；模型配適度相對不佳；符號方向多呈現相反，易受干擾；故不列為參考指標。

表4-4 三個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
3-1	飛行時數(hrs)	0.001	4.908	0.000***	0.144
	外界大氣溫度(OAT)	-0.119	-4.333	0.000***	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.203	1.607	0.108	
3-2	飛行時數(hrs)	0.001	4.966	0.000***	0.139
	外界大氣溫度(OAT)	-0.116	-4.264	0.000***	
	燃燒溫度(T4)	0.000	0.037	0.969	
3-3	飛行時數(hrs)	0.001	5.217	0.000***	0.187
	外界大氣溫度(OAT)	-0.056	-2.071	0.038**	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.152	4.460	0.000***	
3-4	飛行時數(hrs)	0.001	4.954	0.000***	0.148
	外界大氣溫度(OAT)	-0.114	-4.250	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.189	-2.384	0.017**	
3-5	飛行時數(hrs)	0.001	4.867	0.000***	0.097
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.266	1.484	0.138	
	燃燒溫度(T4)	-0.005	-0.904	0.366	
3-6	飛行時數(hrs)	0.001	5.333	0.000***	0.178
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.031	0.268	0.788	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.181	5.465	0.000***	
3-7	飛行時數(hrs)	0.001	4.950	0.000***	0.105
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.146	1.124	0.261	
	主旋翼轉數(NR)	-0.205	-2.451	0.014**	
3-8	飛行時數(hrs)	0.001	5.344	0.000***	0.178
	燃燒溫度(T4)	-0.001	-0.358	0.720	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.183	5.500	0.000***	
3-9	飛行時數(hrs)	0.001	4.960	0.000***	0.103
	燃燒溫度(T4)	0.000	0.069	0.944	
	主旋翼轉數(NR)	-0.206	-2.493	0.013**	
3-10	飛行時數(hrs)	0.001	5.338	0.000***	0.185
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.179	5.143	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.174	-1.812	0.070*	
3-11	外界大氣溫度(OAT)	-0.121	-4.222	0.000***	0.052
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.506	2.728	0.006***	
	燃燒溫度(T4)	-0.008	-1.526	0.127	
3-12	外界大氣溫度(OAT)	-0.068	-2.352	0.019**	0.077
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.226	1.580	0.114	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.121	3.471	0.000***	
3-13	外界大氣溫度(OAT)	-0.116	-4.032	0.000***	0.052
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.319	2.089	0.037**	
	主旋翼轉數(NR)	-0.133	-1.634	0.102	
3-14	外界大氣溫度(OAT)	-0.061	-2.133	0.033**	0.073
	燃燒溫度(T4)	0.001	0.461	0.644	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.130	3.638	0.000***	

表4-4 三個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響(續)

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
3-15	外界大氣溫度(OAT)	-0.111	-3.889	0.000***	0.042
	燃燒溫度(T4)	0.002	0.623	0.533	
	主旋翼轉數(NR)	-0.133	-1.686	0.092*	
3-16	外界大氣溫度(OAT)	-0.060	-2.135	0.033**	0.075
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.129	3.469	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.116	-1.290	0.197	
3-17	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.257	1.427	0.154	0.066
	燃燒溫度(T4)	-0.003	-0.677	0.498	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.158	4.456	0.000***	
3-18	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.385	2.052	0.040**	0.007
	燃燒溫度(T4)	-0.005	-0.940	0.347	
	主旋翼轉數(NR)	-0.155	-1.792	0.073*	
3-19	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.173	1.247	0.212	0.069
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.157	4.342	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.119	-1.262	0.207	
3-20	燃燒溫度(T4)	0.001	0.412	0.680	0.066
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.160	4.397	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.118201	-1.265	0.206	

註：* 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

資料來源：本研究整理

從表 4-4 三個解釋變數模型得知；在顯著表現皆 10% 以下，模型 3-3、模型 3-4、模型 3-10 顯示解釋變數「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」與動力域值之間有絕對影響性，不因多兩個變數產生干擾及符號方向錯誤，可視為重要參考依據；「飛行時數、主旋翼轉數」雖表現顯著，但預期符號方向皆相反，故不列為參考指標。

其餘模型結果顯示「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」在多兩個解釋變數情況下保有絕對影響性，不易產生干擾及符號方向錯誤，仍視為重要參考依據。而「飛行時數、壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數」等在三個解釋變數模型中，則相關性除飛行時數外多不顯著；符號方向多呈現相反，易受干擾；故不列入參考指標。

表 4-5 四個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
4-1	飛行時數(hrs)	0.001	4.907	0.000***	0.146
	外界大氣溫度(OAT)	-0.123	-4.554	0.000***	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.397	2.337	0.019**	
	燃燒溫度(T4)	-0.008	-1.637	0.102	
4-2	飛行時數(hrs)	0.001	5.253	0.000***	0.185
	外界大氣溫度(OAT)	-0.058	-2.144	0.032**	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.078	0.666	0.505	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.149	4.455	0.000***	
4-3	飛行時數(hrs)	0.001	4.983	0.000***	0.150
	外界大氣溫度(OAT)	-0.117	-4.327	0.000***	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.198	1.567	0.117	
	主旋翼轉數(NR)	-0.187	-2.315	0.021**	
4-4	飛行時數(hrs)	0.001	5.421	0.000***	0.184
	燃燒溫度(T4)	-0.001	-0.458	0.646	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.180	5.235	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.175	-1.815	0.070*	
4-5	飛行時數(hrs)	0.001	5.324	0.000***	0.177
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.120	0.701	0.483	
	燃燒溫度(T4)	-0.003	-0.717	0.473	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.180	5.413	0.000***	

表 4-5 四個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響(續)

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
4-6	外界大氣溫度(OAT)	-0.072	-2.481	0.013**	0.077
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.364	2.031	0.042**	
	燃燒溫度(T4)	-0.005	-1.120	0.263	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.118	3.327	0.001***	
4-7	外界大氣溫度(OAT)	-0.120	-4.201	0.000***	0.054
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.512	2.813	0.005***	
	燃燒溫度(T4)	-0.008	-1.639	0.101	
	主旋翼轉數(NR)	-0.138	-1.594	0.111	
4-8	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.265	1.535	0.125	0.067
	燃燒溫度(T4)	-0.004	-0.781	0.435	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.156	4.299	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.122	-1.261	0.207	

註：* 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

資料來源：本研究整理

從表 4-5 四個解釋變數模型結果得知，「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」在四個解釋變數情況下仍有絕對影響性，不易產生干擾及符號方向錯誤，仍為重要參考依據。而「飛行時數、壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數」等在四個解釋變數模型中，則相關性除飛行時數外多不顯著；符號方向多呈現相反，易受干擾；則不納入參考指標。

表 4-6 五個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的 R^2
5-1	飛行時數(hrs)	0.001	5.236	0.000***	0.185
	外界大氣溫度(OAT)	-0.062	-2.309	0.021**	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.215	1.287	0.198	
	燃燒溫度(T4)	-0.005	-1.119	0.263	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.146	4.309	0.000***	
5-2	飛行時數(hrs)	0.001	4.986	0.000***	0.152
	外界大氣溫度(OAT)	-0.121	-4.543	0.000***	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.404	2.459	0.014**	
	燃燒溫度(T4)	-0.008	-1.861	0.063*	
	主旋翼轉數(NR)	-0.193	-2.232	0.026**	
5-3	外界大氣溫度(OAT)	-0.071	-2.495	0.013**	0.079
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.372	2.146	0.032**	
	燃燒溫度(T4)	-0.006	-1.235	0.217	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.116	3.196	0.001***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.120	-1.279	0.201	
5-4	飛行時數(hrs)	0.001	5.390	0.000***	0.183
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	0.130	0.811	0.417	
	燃燒溫度(T4)	-0.004	-0.897	0.370	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.178	5.166	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.177	-1.796	0.073*	
5-5	飛行時數(hrs)	0.001	5.374	0.000***	0.190
	外界大氣溫度(OAT)	-0.055	-2.066	0.039**	
	燃燒溫度(T4)	-0.001	-0.441	0.659	
	輸出扭力百分比(TQ%)	0.150	4.297	0.000***	
	主旋翼轉數(NR)	-0.172	-1.860	0.063*	

註：* 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

資料來源：本研究整理

從表 4-6 五個解釋變數模型得知；模型 5-2 在顯著表現皆 10% 以下；而所有模型分析結果顯示「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」在五個解釋變數情況下存在絕對影響性，不易產生干擾及符號方向錯誤，為重要參考依據。而「飛

行時數、壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數」等在五個解釋變數模型中，相關性除飛行時數外多不顯著；預期符號方向多相反，易受干擾；不納入參考指標。

表 4-7 六個解釋變數對動力域值(ΔW)的影響

模型	變數名稱	迴歸係數	t-檢定值	p 值	調整的R ²
6-1	飛行時數(hrs)				0.190
	外界大氣溫度(OAT)	0.001	5.309	0.000***	
	壓縮渦輪轉數百分比(NG%)	-0.061	-2.316	0.021**	
	燃燒溫度(T4)	0.224	1.423	0.155	
	輸出扭力百分比(TQ%)	-0.006	-1.331	0.183	
	主旋翼轉數(NR)	0.143	4.089	0.000***	
		-0.175	-1.821	0.069*	

註：* 和** 和 *** 分別代表 10%、5%、1%顯著水準下拒絕 H_0 之虛無假設

資料來源：本研究整理

從表 4-7 六個解釋變數模型得知，僅有「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」等解釋變數保有顯著性、相同符號方向及較佳模型配適度；推斷與動力域值之間有絕對影響性，不因多五個變數產生干擾及符號方向錯誤，為重要參考依據。其餘「飛行時數、壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數」等解釋變數在六個解釋變數模型中，相關性除飛行時數與主旋翼轉數外皆不顯著；模型配適度相對不佳；符號方向多呈現相反，易受干擾；均不列為參考指標。

本研究上述表 4-2 ~ 4-7 迴歸實證過程，t-值的標準誤差均經過異質變異數與序列不相關的調整後在進行運算。

在表 4-2 之單一解釋變數中可看出「外界大氣溫度、壓縮渦輪轉數百分比、輸出扭力百分比」等解釋變數，與動力域值之間有顯著的影響，由本文研究暨相關文獻支持它們對動力域值有影響是值得重視的參考依據；而「燃燒溫度」等解釋變數因符號方向正確，為動力域值參考指標；最後「飛行時數、主旋翼轉數」等解釋變數雖表現顯著及不錯的模型配適度，但與預期符號方向相反，皆不列入參考。

而表 4-3 ~ 4-7 等多個解釋變數比對後可得知，僅存「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」等解釋變數，仍清楚表示與動力域值之間有顯著的影響，不因多項變數產生干擾導，致符號方向錯誤；在「壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度、主旋翼轉數」等解釋變數方面較不顯著，常因多項變數產生干擾導致符號方向錯誤，影響與動力域值之間迴歸運算結果；最後「飛行時數」雖皆呈現顯著狀態，但預期符號皆為相反，可能因發動機每 3000 飛行小時必須送回原廠進行翻修或翻新工作，其組件情況將表持良好；故推翻發動機飛行時數越高，動力域值越低之說法。

5. 討論與建議

5.1 研究結論

本文研究依據內政部空勤總隊 AS-365 N3 機隊之 ARRIEL 2C 發動機指數資料，分析動力域值(ΔW)與飛行時數(hrs)、運轉時海拔高度(ft)、外界大氣溫度(OAT)、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)、燃燒溫度(T4)、輸出扭力百分比(TQ%)、主旋翼轉數(NR)指數之間關係，資料期間自 2016 年 5 月起共計 434 筆資料，運用逐步迴歸分析方法，探討影響動力域值(ΔW)的關鍵因素為何？根據上述研究內容論述，將研究結果及管理意涵闡述如下：

一、在單一及多個解釋變數中可看出「外界大氣溫度、輸出扭力百分比」等解釋變數與動力域值之間有顯著的影響。

就「外界大氣溫度」而言，較熱的夏季溫度的確造成動力域值的下降、較高的故障頻率及較多的零件耗損；由於發動機操作時機皆為救災任務為主，無法限制其出勤條件換得較高的動力域值；故在管理意涵上著重零件倉儲管理，在炎熱季節及高溫作業環境提前準備穩定的相關消耗零件；在動力域值下降後，供地勤人員不受缺料影響即時維修，恢復較佳的動力域值，進而提高航空器妥善率及任務出勤率。而「輸出扭力百分比」為飛行員操作油門控制多寡有直接反應，由此模型再次驗證其相關性。基於「旋翼機」特性，為維持飛行所需升力(需大扭力)且避免機件損壞(扭力又不得過大)，發動機啟動運轉後之輸出扭力被限制在安全範圍內，並藉由飛行員操控油門(調整扭力)、葉片攻角(攻角大小影響升力)與旋翼旋轉面(旋轉面轉向控制飛行方向)來維持飛行姿態；故在管理意涵上加強飛行員操作訓練，在較無風險的運輸任務上，針對配有發動機動力域值較大

之旋翼機做較精細的飛行操控(例如降低輸出扭力提高攻角，以維持飛行姿態)，進而達到節省油料、延長零件使用壽命。

- 二、「壓縮渦輪轉數百分比、燃燒溫度」等解釋變數方面較不顯著，常因多項變數產生干擾導致符號方向錯誤，影響與動力域值之間迴歸運算結果；由於這兩項數據階與飛行員操作飛行姿態及飛行環境有間接關係，在管理意涵內無明確方針，故視為動力域值參考指標。
- 三、「飛行時數、主旋翼轉數」等解釋變數之相關性除飛行時數外多不顯著，符號方向皆為相反，影響迴歸運算之後的結果，對動力域值影響參考誤導。就「飛行時數」而言，因發動機在每 3000 飛行小時需拆卸至原廠執行翻新校正等工作，在原廠維修工程師翻新檢驗之下，其機件結構與運轉狀態趨近於全新發動機，性能則更符合操作環境所需；故推翻發動機飛行時數越高，動力域值越低之說法。而「旋翼轉速」對照原始資料後發現，同為每分鐘 350 轉時，動力域值則分別呈現 0.3、1.1、3.9、8.5 之數據；該情況與飛行員操作葉片攻角或原始葉片攻角設定等有關，經模型驗證後沒有太大參考意義，故不列入參考。本研究最大發現在於發動機「飛行時數」與預期符號盡乎呈現相反；在管理意涵上則提醒「修護管制部門」緊盯發動機飛行時數的管制，避免超過限定使用時數而未後送原廠翻新校正影響飛安。

5.2 研究限制

- 一、本研究主要以動力域值(ΔW)、飛行時數(hrs)、運轉時海拔高度(ft)、外界大氣溫度(OAT)、壓縮渦輪轉數百分比(NG%)、燃燒溫度(T4)、輸出扭力百分比(TQ%)、主旋翼轉數(NR)為研究對象，了解關聯性，並未特別針對各變數單元加以深入研究探討，是否因為基本單元變動而影響動力域值(ΔW)的關係變動，不在此研究範圍後續研究者可進一步探討。
- 二、本研究數據來源皆為完成週期檢查保養後之妥善發動機測試的結果，尚未對發生故障機率渺小的發動機進行數據樣本記錄，限制本研究樣本探討範圍。

5.3 後續研究建議

- 本研究議題為一錯綜複雜的議題，在客觀因素互動之後綜合反應出的指標，所以實證過程中會受限於時間、能力以及面對研究議題的客觀性問題等等，導致本文研究仍然有些地方尚需加強，因此對後續研究者提出相關建議：
- 一、本研究針對台北松山機場之 AS-365 (海豚直升機) N3 機隊進行數據採樣，本研究結論「外界大氣溫度」為影響動力域值(ΔW)的最大主因；而台灣另有中部清泉崗機場操作同型機種，其在地面測試時之海拔高度及溫度條件亦不同於北部松山機場，若能得知並合併其數據，便能增加「運轉時海拔高度 (ft)」之變數增加實驗可看度。
 - 二、礙於節省油耗及降低風險，本研究數據皆採「地面」測試執行；若能取得「飛行間」並建立大量測試數據，增加更多元的判斷方式。
 - 三、鑒於發動機故障時機微小，我國現僅為三架的 AS-365 (海豚直升機) N3 機隊在故障時樣本採樣更加困難；待日後拉長研究時間收集發動機故障時輸出數據，更能找出關鍵原因。

參考文獻

第一節 中文部分

1. 國家運輸安全調查委員會-台灣飛安統計，2010－2019，Page 52-53。
2. 國家運輸安全調查委員會-台灣飛安統計，2010－2019，Page 25。
3. 國家運輸安全調查委員會-台灣飛安統計，2008－2017，Page 28。
4. 曾梓昱(2013)，《以飛機與發動機性能模型分析探討航空燃油效率之提升》，中華科技大學，飛機系統工程研究所。
5. 林昶廷(2011)，《以 Petri Net 模型探討軍用發動機性能檢測及故障診斷之研究》-第 2 章，國防大學中正理工學院機電能源及航太工程學系航太工程研究所碩士論文。
6. 張雅婷(2017)，《應用 FMEA 於 T700 發動機電氣系統故障分析》-Page 13，中華大學科技管理學系碩士論文。
7. 柳耀華、張仁孚、葉源成(2005)，《新世代武器系統自主式後勤支援管理架構概述與實例研究-海軍學術月刊》，第 39 卷-第 2 期。
8. 朱文雄(2006)，《運用資料探勘技術於直升機發動機性能衰降預測》- Page 11，國立中山大學資訊管理學系碩士論文。
9. 蔡岳辰(2018)，《渦輪發動機健康診測模型之開發與應用》，國立成功大學航空太空工程學系碩士論文。
10. 空中勤務總隊官網
https://www.nasc.gov.tw/Aircraft/aircraft_more?id=acab62eafb1245a183fd712219771

第二節 英文部分

1. Cornu's Helicopter - First in Flight, Professor J. Gordon Leishman, VERTIFLITE Fall/Winter 2001, Page 54.
2. Igor Sikorsky: One Man, Three Careers -By Rénaud Fortier Curator, Aviation History, National Aviation Museum 1996, Page 10-11.
3. Optimal landing of a helicopter in autorotation-Lee, A. Y. N.(Stanford Univ. CA, United States)- July 1, 1985-, Page 3.
4. Carter, Tim. J. (2005) , “Common Failures in Gas Turbine Blades,” Engineering Failure Analysis, Vol. 12, No. 2, pp.237-247.
5. SAFRAN 官網 <https://www.safra-helicopter-engines.com/helicopter-engines/lower-1000-shp/ariel>
6. TURBOMECA 公司 ARRIEL 2C 發動機維護手冊之 05-20-10-201-812-A01 章節 (INSPECTION AT 25 FLIGHT HOURS) 。
7. 空中巴士公司(AIRBUS)AS-365 N3 飛行手冊第 4.9 章節(SECTION 4.9 CHECK OF ENGINE POWER MARGIN AND THERMAL MARGIN) 。
8. Gupta, S., Ray, A., Sarkar.S., and Yasar, M. (2008) , “Fault Detection And Isolation In Aircraft Gas Turbine Engines. Part 1 : Underlying Concept,” Proc. IMechE, Vol.222, pp.307-318.
9. SAFRAN 官網
<https://www.safra-helicopter-engines.com/helicopter-engines/lower-1000-shp/ariel/ariel-2c/2c2>
10. SAFRAN 官網 https://www.safra-helicopter-engines.com/sites/turbomeca/files/datasheet_arriel2c.pdf
11. ARRIEL 2c-2c1-2c2 Training Note Edition:July 2014.