



航 空 科 技

航空用燃氣渦輪發動機操作性能與熱力循環預測之研究

空軍中校 吳宏佑

提

要

對於航空渦輪發動機而言，其公開文獻中通常只會描述發動機於設計點（100%校正轉速）操作時之推力、轉速、壓縮比及燃油耗率等性能諸元，然而在飛行過程中飛行器勢必經歷起飛、爬升、巡航及降落等階段，因此發動機並非完全處於設計點狀態下運轉，而是視飛行情況以調整油門角度大小來決定發動機的操作狀態，因此如何根據設計點性能參數進行發動機全域操作性能的預測則是深具學術價值。

鑒此本文將根據熱氣動力與渦輪機械原理等基本理論建置渦輪噴射發動機偏離設計點性能計算架構，以預測發動機平衡操作線。在實例驗證部份，則是以典型渦輪噴射發動機：J85-GE-21B型發動機為例，參考公開文獻所提供之設計點性能規範，並依所推論之計算架構進行該型發動機平衡操作線之模擬預測。其次則是考量熱力循環過程對於渦輪噴射發動機操作的重要性，因此以發動機內部工作流體的溫度-熵值圖作為模擬標的，藉以瞭解工作流體於發動機操作過程中於發動機元件內部能量轉換的情況與工作效率。模擬結果顯示以本文所建構之計算架構所預測的結果與商用軟體GasTurb 12模擬結果相符，證明本研究之可行性。

關鍵詞：渦輪噴射發動機、偏離設計點、平衡操作線、噴射推進循環



壹、前言

現今的飛行器所採用的動力推進系統多半屬於燃氣渦輪發動機 (Gas Turbine Engine)，其種類包含渦輪噴射發動機 (Turbojet Engine)、渦輪風扇發動機 (Turbofan Engine)、渦輪軸發動機 (Turboshaft Engine)、渦輪槳發動機 (Turboprop Engine) 等，雖然種類繁多，但基本操作原理大同小異，其中以渦輪噴射發動機為基本的構型，因此以此種發動機為本文所探討的對象。

渦輪噴射發動機組成的零件數以千計，就機械組成的觀點，其複雜程度不言而喻，因此通常依其功能及特性，區分為以下幾個主要的元件：壓縮器 (Compressor)、燃燒室 (Combustor)、渦輪 (Turbine) 與噴嘴 (Nozzle)，然而各元件並非是各自獨立，而是存在相互耦合與匹配的關係，因此進行發動機性能分析時，必須以整體系統的觀點做為出發點。

渦輪噴射發動機 (如圖1) 啟動時，由壓縮器吸入外界空氣並予以增壓而形成高壓氣流，隨後氣流進入燃燒室與霧化燃油均勻混合後點火燃燒，形成高溫高壓的燃氣。燃氣流出燃燒室隨即流入渦輪，在渦輪內膨脹做功使葉輪得以旋轉，最後氣流進入噴嘴後再以高速排出產生推力。此外，渦輪亦藉由傳動軸將軸功傳遞給

壓縮器內部轉動件使其得以轉動，以持續吸入外界空氣，如此發動機內部的熱力循環才得以連續進行。由以上說明可知，渦輪噴射發動機內各元件雖然操作特性不同，但卻是相互耦合匹配，並且必須遵守流量與動量守恆的原則。

渦輪噴射發動機無論是裝機執行飛行任務或是於試車台進行試車時，大多是處於偏離設計點操作狀態，因此如果僅僅依賴飛行手冊或修護技令所提供的幾個特定檢查點進行發動機性能檢試是不足的。故若能透過模擬的方式進行發動機全域操作性能的預測是具有價值的。

由於渦輪噴射發動機由四個功能迥異的元件所組成，因此要呈現發動機整體性能是不容易的。由於壓縮器是發動機穩定操作的重要元件，因此要掌握發動機性能則必須先瞭解壓縮器性能。在進行壓縮器性能評估時，通常可以在已知的大

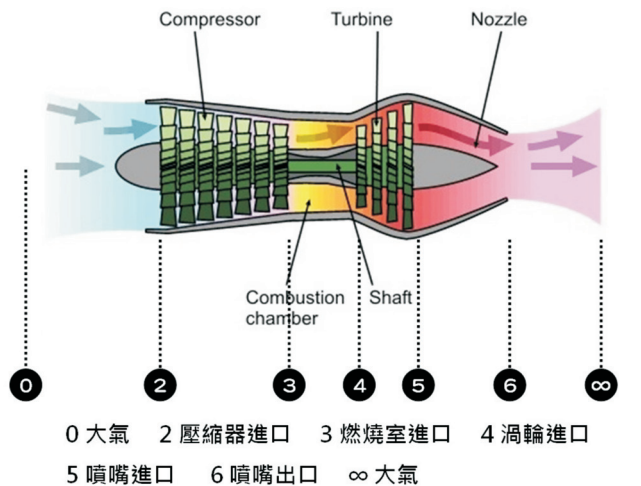


圖1 典型渦輪噴射引擎與站位定義示意圖^[1]



氣壓力與溫度的操作環境中，利用進氣流量、壓縮器轉速、空氣壓縮比與壓縮效率等四個主要的參數予以描述之，在測試引擎性能時，為了降低不同地點的重力以及高度所受的影響，在實用上通常須針對標準海平面之溫度與壓力予以校正如下：

一、校正流量(Inlet Corrected Gas Flow)： $\dot{m} \sqrt{\theta_{t,inlet}} / \delta_{t,inlet}$

二、校正轉速(Inlet Corrected Rotational Speeds)： $N / \sqrt{\theta_{t,inlet}}$

三、壓縮比(Compressor Pressure Ratio)： $P_{t,outlet} / P_{t,inlet}$

四、壓縮效率(Compressor Adiabatic Efficiency)： η_c

其中 θ_t 及 δ_t 分別表示發動機操作環境下氣流溫度及壓力與海平面之標準大氣溫度及壓力的比值。將以上這四個參數的關聯性繪製於同一個圖上描述，即所謂的壓縮器性能圖，如圖2。圖中橫軸為校正流量、縱軸為壓縮比，至於等位線為各種不同校正轉速下校正流量與壓縮比之關係曲線，而圖內之橢圓形虛線則為壓縮效率。

此外，壓縮器性能圖中尚有平衡操作線(Operating Line)及失速線(Surge Line)，其中平衡操作線表示氣渦輪發動機在各不同油門角度下，壓縮器與渦輪達到動力供需平衡之狀態，使發動機得以維持穩定運轉，因此發動機在平衡操作線上運轉，將是發動機之最佳操作狀態；而失速線代表的是壓縮器之操作極限，在失速線之左上方區域為不穩定區(Unstable Region)，壓縮器若在此區域下操作將會有壓縮器失速的現象發生，而右下方區域為壓縮器穩定運轉範圍(Stable Region)，在此一區域中可發現轉速線斜率均維持負值，其意謂當發動機在指定轉速下，當氣流量下降時，壓縮器本身須提高其氣流壓縮比，以維持發動機穩定操作。

由以上說明可知，壓縮器性能圖中平衡操作線乃表示發動機各元件須達到氣流量匹配，以及渦輪與壓縮器兩個元件間的動量匹配的操作狀態，因此平衡操作線足以用來描述發動機整體的操作狀態。然而壓縮器在特定轉速下僅會存在一個引擎平衡操作點，如發動機校正

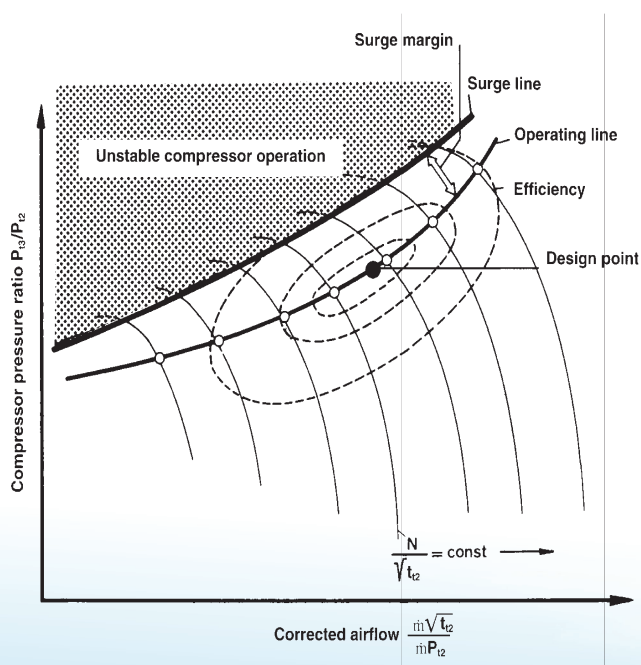


圖2 典型渦輪引擎之壓縮器性能圖^[2]



轉速為100%時，所對應之平衡操作點即所謂引擎設計點，而其餘平衡操作點則稱之為偏離設計點。

一般來說為掌握渦輪噴射發動機的整體性能，製造廠家通常會透過大量實驗進行測試，將耗費大量人力、時間與金錢，因此通常將實驗結果視為機密，不輕易對外釋出。因此對於一般研究單位而言，若為取得引擎全域操作性能，根據發動機構型及公開文獻所提供之設計點性能諸元進行模擬是常見的做法，相關文獻如：Srinivasa^[3]針對混流式渦輪風扇引擎穩態運轉所做的探討，以及Biag與Saravanan^[4]針對單軸渦輪噴射引擎所做的性能計算等。

另外，自電腦問世以來研究人員則嘗試使用電腦企圖取代部分繁複的發動機實機測試工作，以節省成本，典型實例可參考Keonig與Fisbbach^[5]所發展的GENENG程式，可用於計算渦輪噴射與渦輪風扇發動機的設計點與偏離設計點性能；Palmer與Yan^[6]所發展的TURBOTRANS程式，可用於處理規範條件下渦輪發動機系統模擬與性能計算。但由於這些程式多以大型電腦為計算平台，並設有數據I/O格式限制，除非對整個程式架構充分瞭解，否則無法進行細部修改以滿足特定需求。至於近年來所發展的渦輪發動機性能模擬軟體，則多採用「物件導向設計」技術，將整個軟體架設於PC或工作站以視窗環境的方式執行，並將發動機設計規範與測試數據內建於資料庫以協助性能分析與設計。典型實例可參考Kurzke^[7]所發展之GasTurb軟體，其功能不僅相當完備且內容亦涵蓋渦輪噴射、渦輪風扇、渦輪軸、渦輪槳以及衝壓發動機，故廣被渦輪發動機設計廠家、研究機構選用做為研發設計的參考工具。

另外渦輪噴射發動機的操作循環為一種開放式循環，稱為噴射推進循環 (Jet-Propulsion Cycle)。然而利用空氣標準循環假設，通常被模擬成封閉的布雷登循環 (Brayton Cycle)，該循環中除了維持發動機原有的壓縮與膨脹過程外，將燃燒過程以外部熱源提供熱量取代之，並以定壓排熱的過程取代排氣過程。因此完成一次的布雷登循環將有淨功輸出，但此情況與渦輪噴射發動機的操作情況有明顯不同。渦輪噴射發動機所進行之噴射推進循環中，空氣不會膨脹環境壓力，而是膨脹到某個壓力值，使渦輪產生的軸功足以推動壓縮器與其他輔助裝置即可，因此噴射推進循環的淨功輸出為零。此外，氣流仍是以高壓的狀態流出渦輪，而後進入噴嘴中加速以產生推力。為了更瞭解渦輪噴射發動機的操作循環狀態，本研究則嘗試根據發動機平衡操作線性能計算過程中所獲得之各元件站位氣流性質參數，如溫度與壓力，並引用Gibbs方程式計算所對應之熵值，以溫度-熵值關係圖繪製的方式完成發動機設計點之操作循環預測，以提供熱力分析的參考。



貳、渦輪噴射發動機元件操作原理與特徵分析

為了更瞭解渦輪噴射發動機的運作原理，本節將基於熱氣動力與渦輪機械原理等基本理論說明發動機各元件，包含壓縮器、燃燒室、渦輪與排氣噴嘴的操作特性與工作流體性質變化進行分析。

一、壓縮器工作流體特性分析(站位2→3)

壓縮器的的主要功能為輸入來自於渦輪的軸功，使內部之轉動件(轉子)旋轉，此時外界的空氣也因此被吸入壓縮器。當空氣進入壓縮器時，旋轉之轉子葉片將動能傳遞給氣流，提升氣流焓值，而後再通過定子葉片擴散設計的流道，使氣流的能量轉換成壓力势能，以提高氣流壓力符合下游燃燒室所需。以上過程則是氣流於壓縮器內完成一級壓縮的程序。

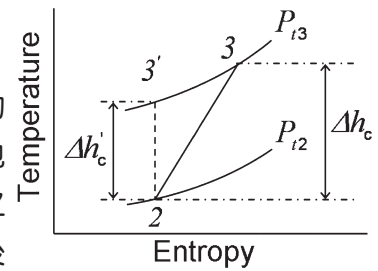


圖3 實際與理想等熵壓縮過程之氣流溫度與熵值關係圖

氣流最理想的壓縮過程為等熵壓縮(2→3')，如圖3所示，然而實際的壓縮過程中氣流將因摩擦等因素會損耗部分總壓，因此欲達到期望的壓力值，則須輸入較大的軸功(2→3)。另外為了評估等熵壓縮效率，通常以指定壓縮比的條件下以等熵壓縮過程所需輸入的軸功與實際壓縮過程中所需輸入的軸功的比值，稱之為等熵壓縮效率 η_C 如下：

$$\eta_C = \frac{\Delta h'_c}{\Delta h_c} = \frac{C_{Pa}(T_{t3'} - T_{t2})}{C_{Pa}(T_{t3} - T_{t2})} \quad (1)$$

如氣流壓縮比為 PR_C ，則氣流於壓縮器的性質變化，可根據壓縮效率定義式(1)，將出口總溫及總壓計算如下：

$$T_{t3} = T_{t2} \left[\frac{(PR_C)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_C} + 1 \right] \quad (2)$$

$$P_{t3} = PR_C \times P_{t2} \quad (3)$$

二、燃燒室工作流體特性分析(站位3→4)

燃燒室的主要功能為將霧化燃油與高壓空氣之混合氣體予以燃燒，釋放燃油之化學能，以提高氣流之內能，驅動下游渦輪。理想的燃燒為一等壓加熱過程，然而實際上當燃氣於燃燒室內流動時與壁面摩擦將造成之總壓下降。如以溫度-熵值圖(如圖4)來說明。

理想燃燒過程中，氣流總溫自燃燒室進口(3站)沿等壓線升高至出口處

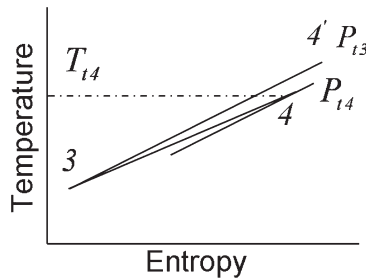


圖4 實際與理想氣流燃燒加
熱過程之溫度與熵值關係圖

(4' 站)；另外，實際燃燒過程則以3→4曲線表示。若定義其總壓損耗百分數為 ΔP ，則燃燒室出口總壓可計算如下：

$$P_{t4} = (1 - \Delta P)P_{t3} \quad (4)$$

另外，根據能量守恆的原則可導得燃燒室出口氣流之關係式如下：

$$G_f H V \eta_B = (G_f + G_a) (C_{pg} T_{t4} - C_{pa} T_{t3}) \quad (5)$$

上式 T_{t4} 可視為一級渦輪噴嘴所能容許之最高溫度。

另外將上式整理後，可估算燃燒室出口溫度如下：

$$T_{t4} = \frac{G_f H V \eta_B + (G_f + G_a) C_{pa} T_{t3}}{(G_f + G_a) C_{pg}} \quad (6)$$

三、渦輪工作流體特性分析(站位4→5)

渦輪主要功能為將來自於上游燃燒室的高溫高壓氣流藉由膨脹作功的方式帶動渦輪葉片旋轉，以輸出軸功提供壓縮器或發動機其他附件運轉。而類似於氣流壓縮過程，氣流於渦輪內所進行的膨脹過程具有不可逆性，因此理想等熵過程所輸出的軸功大於實際輸出的軸功，如圖5所示。

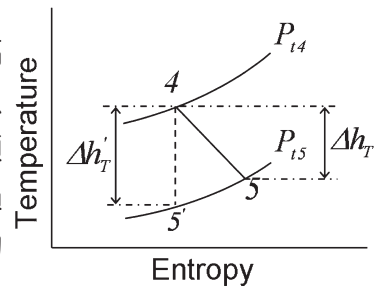


圖5 實際與理想等熵氣流膨
脹過程之溫度與熵值關係圖

比較理想等熵(4→5')與實際(4→5)渦輪中氣流膨脹的差異，通常採用等熵效率定義為氣流下降到指定壓力值所需的實際輸入功與等熵輸入功比值如下：

$$\eta_T = \frac{\Delta h_{T'}}{\Delta h_T} = \frac{C_{pg} (T_{t4} - T_{t5})}{C_{pg} (T_{t4} - T_{t5}')} = \frac{1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}}}{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (7)$$

根據上式(7)可將渦輪出口總溫及總壓計算如下：

$$T_{t5} = T_{t4} \left\{ 1 - \eta_T \left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\} \quad (8)$$

$$P_{t5} = P_{t4} \left(1 - \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} \eta_T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9)$$

四、排氣噴嘴工作流體特性分析(站位5→6)

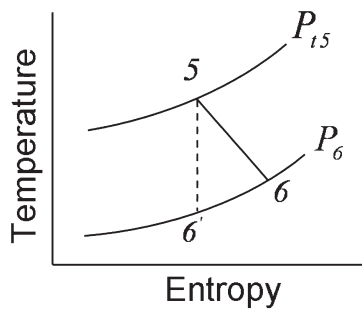


圖6 實際與理想等熵之噴嘴
排氣過程中溫度與熵值關係圖

渦輪噴射發動機之排氣系主要構造為一排氣噴嘴 (exhaust nozzle) 以及一段介於渦輪與噴嘴之間的尾管，其主要訴求為儘量降低氣流磨擦損耗，並有效將燃氣熱能轉變為發動基推力。圖6中可見理想噴嘴設計應以等熵過程 (5→6') 為目標，但在實際上因燃氣磨擦損耗將使熵值增加而呈現一絕熱過程 (5→6)，而噴嘴之絕熱效率可定義如下：

$$\eta_N = \frac{C_{Pg}(T_{t5} - T_6)}{C_{Pg}(T_{t5} - T_{6'})} \quad (10)$$

對於一個已知效率為 η_N 的噴嘴而言，在給定的進氣狀態 (P_{t5} , T_{t5}) 下，當測得噴嘴出口處氣流壓力 P_6 後，即可計算其出口氣流溫度如下式：

$$T_6 = T_{t5} - \eta_N \cdot T_{t5} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_6}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (11)$$

參、發動機平衡操作性能與熱力循環預測計算架構

渦輪噴射發動機於操作過程中，隨著環境與操作條件，如飛行高度、載具速度、大氣特性、油門角度、引擎轉速以及各種不同的飛行動作等，改變其引擎操作狀態。而在不同的操作狀態下，發動機仍需維持其平衡穩定的運作，欲掌握發動機全域操作性能，常見的作法之一為進行平衡操作線的預測，而本節的首要目的則是完成平衡操作線的計算架構。另外，由於工作流體於發動機內部的流動為一個熱力過程，而完成發動機操作循環圖的預測亦有助於瞭解發動機的操作狀態，因此第二要務則為完成熱力循環的計算架構。

一、渦輪噴射發動機平衡操作性能計算架構

渦輪噴射發動機為一個典型的吸氣式發動機，於操作過程中藉由工作流體以及各組成元件間能量傳遞的過程，來達成推力產生的目的。因此根據基本的熱氣動力原理，以流量匹配與動量匹配的原則進行發動機平衡操作性能預測為一個可行的作法。然而渦輪噴射發動機是以數以千計的零附件所組成，為維持引擎能於穩定與安全的狀態下運作，其操作中必然包含許多複雜過程，如冷卻氣流抽取等，因此為了簡化問題後續分析採用之假設條件如下：

- (一) 發動機操作過程中沒有氣流抽取。
- (二) 渦輪膨脹效率為定值。



- (三) 渦輪噴嘴以及排氣噴嘴維持氣流阻滯狀態。
- (四) 發動機冷熱段之比熱分別為定值 (C_{pa} , C_{pg})。
- (五) 發動機操作過程為絕熱過程。

推論渦輪噴射發動機平衡操作性能計算架構
 第一步驟，則是基於工作流體流量匹配原則，可
 將一級渦輪噴嘴(站位定義如圖7)氣流量計算如下：

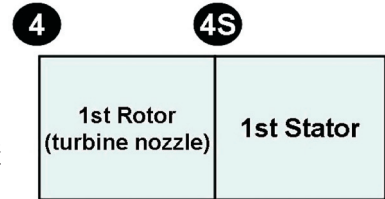


圖7 一級渦輪噴嘴站位定義圖

$$G_4 = G_{4S} = (\rho g A V)_{4S} \quad (12)$$

又根據能量守恆的原則可將一級渦輪噴嘴進出口的焓值表示如下：

$$C_{p4} T_{t4} = C_{p4} T_{4S} + \frac{V_{4S}^2}{2g} \quad (13)$$

利用方程式(13)可推導一級渦輪噴嘴出口(4S站)氣流速度如下：

$$V_{4S} = \sqrt{2g \left(\frac{\gamma R}{\gamma - 1} \right) T_{t4} \left(1 - \frac{T_{4S}}{T_{t4}} \right)} \quad (14)$$

如假設氣流流經渦輪一級噴嘴為等熵過程，則此時氣流速度可表示如下：

$$V_{4S} = \sqrt{2g \left(\frac{\gamma R}{\gamma - 1} \right) T_{t4} \left[1 - \left(\frac{P_{4S}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (15)$$

將方程式(15)代入方程式(12)，並以海平面壓力及溫度平方根與以校正後，可得一級渦輪噴嘴進口校正流量與氣流膨脹比關係式如下：

$$\frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{A_{4S} \delta_{t4}} = \frac{P_{SL} \sqrt{g/R}}{\sqrt{T_{SL}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{P_{4S}}{P_{t4}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_{4S}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}} \quad (16)$$

方程式(16)中 $\sqrt{\theta_{t4}}$ 為渦輪進口總溫 T_{t4} 與海平面溫度 T_{SL} 比值之平方根； δ_{t4} 為渦輪進口總壓 P_{t4} 與海平面溫度 P_{SL} 比值。如根據假設(三)且依照漸縮流道氣流阻滯條件，一級渦輪噴嘴出口氣流流速為1馬赫，且壓力 P_{4S} 與渦輪進口總壓 P_{t4} 比值如下：

$$\frac{P_{4S}}{P_{t4}} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (17)$$

因此當一級渦輪噴嘴發生阻滯現象時，方程式(16)可改寫如下：

$$\frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{A_{4S} \delta_{t4}} = \frac{P_{SL} \sqrt{g/R}}{\sqrt{T_{SL}}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (18)$$



由於方程式(18)等號右方符號均為定值，因此可知當一級渦輪噴嘴出口發生阻滯時，進口校正流量將達到一臨界值。同理，可得噴嘴校正流量與氣流膨脹比關係式如下：

$$\frac{G_5 \sqrt{\theta_{t5}}}{A_6 \delta_{t5}} = \frac{P_{SL} \sqrt{g/R}}{\sqrt{T_{SL}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{P_\infty}{P_{t5}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_\infty}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (19)$$

又如噴嘴於阻滯狀態下，其校正流量如下：

$$\frac{G_5 \sqrt{\theta_{t5}}}{A_6 \delta_{t5}} = \frac{P_{SL} \sqrt{g/R}}{\sqrt{T_{SL}}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (20)$$

再則根據流量匹配原則，渦輪進出口校正流量可表示如下：

$$\frac{G_5 \sqrt{\theta_{t5}}}{\delta_{t5}} = \frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{\delta_{t4}} \frac{\sqrt{T_{t5}}}{\sqrt{T_{t4}}} \frac{P_{t4}}{P_{t5}} \quad (21)$$

合併方程式(21)以及方程式(19)後，可將渦輪膨脹比表示為噴嘴出口壓力與渦輪進口總壓兩者間比值的函數如下：

$$\begin{aligned} \frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{A_6 \delta_{t4}} \frac{\sqrt{T_{t5}}}{\sqrt{T_{t4}}} \frac{P_{t4}}{P_{t5}} &= \frac{P_{SL} \sqrt{g/R}}{\sqrt{T_{SL}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{P_\infty}{P_{t5}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_\infty}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \\ \Rightarrow \frac{P_{t4}}{P_{t5}} &= f_1 \left(\frac{P_\infty}{P_{t5}} \right) \end{aligned} \quad (22)$$

由方程式(19)、(20)、(22)可知渦輪膨脹比與燃氣流量的關聯性，亦即氣流通過渦輪並非可無止境的膨脹，而是有所限制。另假設氣流於噴嘴流動時無壓力損耗，則渦輪膨脹比可表示如下：

$$\frac{P_{t4}}{P_{t5}} = \frac{P_{t4}}{P_{t6}} = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \frac{P_{t2}}{P_6} \quad (23)$$

方程式(23)中 P_{t4}/P_{t3} 取決於燃燒室製造工藝水準；而 P_{t2}/P_6 與發動機操作時大氣條件與馬赫數有關。因此渦輪膨脹比可視為壓縮器壓縮比之函數如下：

$$\frac{P_{t4}}{P_{t5}} = f_2 \left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right) \quad (24)$$

又根據流量匹配的原則，壓縮器與渦輪氣流量的關係可表示如下：

$$\frac{G_2 \sqrt{\theta_{t2}}}{\delta_{t2}} = \frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{\delta_{t4}} \cdot \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{f}{a} \right)} \cdot \frac{1}{\sqrt{T_{t4}}} \cdot \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad (25)$$

方程式(25)中 f/a 為燃燒室內之燃氣比。如將方程式(25)移項整理後，可將壓縮比表示如下：



$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \frac{\sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t2}}} \cdot \left(1 + \frac{f}{a}\right) G_2 \sqrt{\theta_{t2}}}{\frac{P_{t4}}{P_{t3}} \cdot \frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{\delta_{t4}}} \quad (26)$$

方程式 (26) 中 $(1+f/a)$ 與 P_{t4}/P_{t3} 係取決於燃燒室製造的工藝水準。又依假設條件 (3)，當一級渦輪噴嘴處於阻滯狀態，且渦輪噴嘴出口面積為定值，則根據方程式 (18) 可知 $G_4 \sqrt{\theta_{t4}} / \delta_{t4}$ 為定值。則方程式 (26) 可簡化如下：

$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \Lambda \left(\sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t2}}} \cdot \frac{G_2 \sqrt{\theta_{t2}}}{\delta_{t2}} \right) \quad \left(\text{其中 } \Lambda = \left(1 + \frac{f}{a}\right) / \left(\frac{P_{t4}}{P_{t3}} \cdot \frac{G_4 \sqrt{\theta_{t4}}}{\delta_{t4}} \right) \right) \quad (27)$$

上式中 $G_2 \sqrt{\theta_{t2}} / \delta_{t2}$ 及 P_{t3}/P_{t2} 分別為壓縮器性能圖中 X 軸與 Y 軸之座標，而 $\sqrt{T_{t4}/T_{t2}}$ 與發動機油門大小有關。因此如將方程式 (27) 的推論結果繪於壓縮器性能圖上，則可獲得符合流量匹配的原則之下，各指定油門角度條件之校正流量與壓縮比之關係，如圖 8。圖中藍線斜率愈大即表示油門愈大。

以上的推導過程根據流量匹配原則完成了指定油門角度下校正流量與壓縮比的關係。而後續將根據動量匹配的觀點推論指定油門角度下，發動機穩定操作適當之氣流壓縮比，進而完成平衡操作線的計算架構。

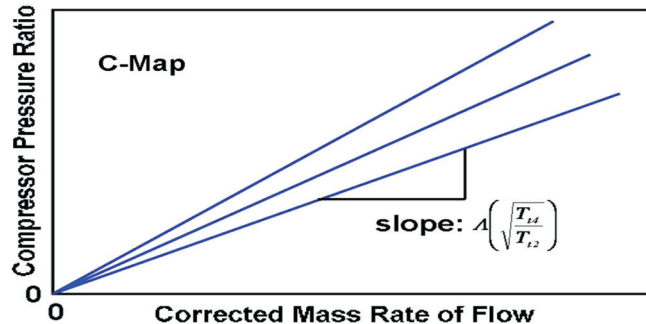


圖 8 指定油門角度下壓縮器氣流校正流量與壓縮比關係圖

渦輪輸出的軸功除了提供壓縮器旋轉動能之外，同時也作為載具電力及液壓系統運轉動力來源。因此在推論渦輪與壓縮器軸功匹配的算則時，必須扣除軸功抽取 (Power Take-off: PTO) 的部分。此外，軸功傳輸過程中將因摩擦造成損耗，因此本文將壓縮器實際獲得之軸功與渦輪軸功實際輸出量的比值定義為渦輪機械效率 η_{mech} 。根據能量守恆的原則，可推論壓縮器與渦輪之間的能量平衡式如下：

$$C_{pa} T_{t2} \left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}} - 1 \right) = \eta_{mech} \left(1 + \frac{f}{a} \right) C_{pg} T_{t4} \left(1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right) \quad (28)$$

現將方程式 (2)、(8) 代入方程式 (28)，並經移項整理後，氣流壓縮比可計算如下：



$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \left\{ \eta_{mech} \eta_C \eta_T \left(1 + \frac{f}{a} \right) \frac{C_{Pg}}{C_{Pa}} \frac{T_{t4}}{T_{t2}} \left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + 1 \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (29)$$

根據方程式 (24) 可知 P_{t5}/P_{t4} 為 P_{t3}/P_{t2} 的函數，因此如壓縮器效率 η_C 及渦輪效率 η_T 已知，則指定一個 T_{t4}/T_{t2} ，即可計算出 P_{t3}/P_{t2} 。依此法再配合圖 7，指定不同之 T_{t4}/T_{t2} 值，於壓縮器性能圖繪出符合流量匹配及軸功匹配之各平衡操作點，最後將各點連接即可獲得引擎之平衡操作線。

二、渦輪噴嘴發動機平衡操作循環計算架構

大部分的動力產生裝置通常是屬於封閉式的循環裝置，而其熱力循環過程決定了動力裝置機械功輸出值與效率，因此是相當重要的議題。然而實際的循環過程中包含了許多複雜的效應，例如摩擦，使得分析過程變得難以處理。因此為了簡化問題，須將循環理想化，將複雜的效應控制在可處理的程度。

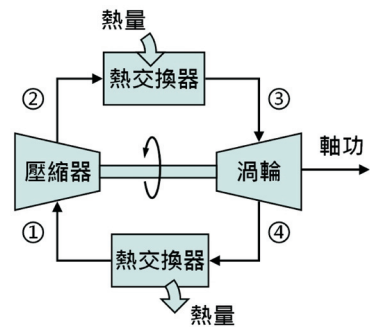


圖 9 封閉循環燃氣渦輪發動機

當實際循環除去內部不可逆與複雜因素，並限制在非常接近實際循環，且全部過程又是由可逆過程所組成，則稱之為理想循環。George Brayton 於 1870 年提出布雷登循環，應用於往復式燃油發動機，在現今也應用於燃氣渦輪發動機。以布雷登循環來描述燃氣渦輪發動機首先利用空氣標準循環假設，將燃氣渦輪發動機模擬成封閉循環，如圖 9 所示。此種循環維持原有的壓縮與膨脹過程，但利用外部熱源取代原有定壓燃燒過程，並利用定壓排熱過程取代排氣過程。工作流體在此封閉迴圈中所進行的理想循環過程則稱之為布雷登循環。

但實際上渦輪噴射發動機的操作循環屬於開放循環，稱之為噴射推進循環 (Jet-Propulsion Cycle)，與封閉的布雷登循環有所差別。氣流在渦輪內膨脹過程並不會使壓力下降至環境壓力，而是僅膨脹至某一特定的壓力，使渦輪輸出的軸功足以推動壓縮機以及其他附加元件，如電力、液壓系統。而氣流流出渦輪時相對於大氣環境而言，仍保持相當高的壓力，以利氣流進入噴嘴時，得以加速產生推進的動力。另外，必須注意的是噴射推進循環的淨功輸出為零。

典型渦輪噴射發動機示意圖與理想渦輪噴射循環的溫度-熵值圖 (T-S 圖) 如圖 10 所示。空氣進入進氣道時，由於流道截面逐漸增大因而減速增壓；然後進入壓縮器後，旋轉的葉片對氣流作功，而此旋轉的動能則轉化為氣流的壓力勢

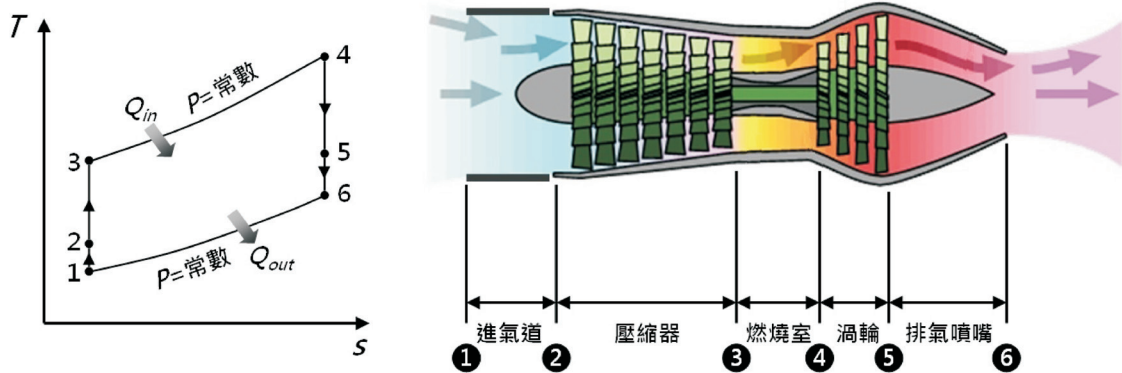


圖10 渦輪噴射發動機的基本組成與理想渦輪噴射循環T-S圖

能，形成高壓氣流；隨後此高壓氣流在燃燒室內與霧化燃油均勻混合後進行等壓燃燒，成為高溫高壓的燃氣；進入渦輪時，高溫高壓燃氣對渦輪葉片膨脹做功，以產生足夠的動力來推動壓縮器與其他裝置；最後，氣流進入噴嘴繼續膨脹至與外界達到相同壓力，並高速離開發動機。

若不考慮其他裝置動力需求的前提下，則理想的情形是渦輪產生的軸功與壓縮器運轉所需的軸功相同。並且假設於進氣道、壓縮器、渦輪與噴嘴中所進行的過程均為等熵，則渦輪噴射發動機動力循環的T-S圖則如圖10左圖所示。但實際上，若要詳細分析渦輪噴射發動機趨於真實的操作過程，則須將這些過程的不可逆性納入考慮。其一為加熱與熱排放的過程中工作流體總壓下降是必然的；另外，由於不可逆性，壓縮器的實際軸功輸入較大，而渦輪的實際軸功輸出較小。實際與理想等熵壓縮器軸功輸入與渦輪軸功輸出的差異，參考圖11。

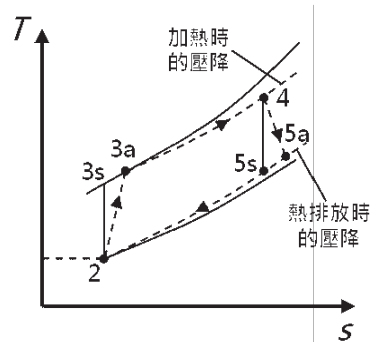


圖11 實際與理想的渦輪噴射推進循環因不可逆性所造成的差異

環的T-S圖則如圖10左圖所示。但實際上，若要詳細分析渦輪噴射發動機趨於真實的操作過程，則須將這些過程的不可逆性納入考慮。其一為加熱與熱排放的過程中工作流體總壓下降是必然的；另外，由於不可逆性，壓縮器的實際軸功輸入較大，而渦輪的實際軸功輸出較小。實際與理想等熵壓縮器軸功輸入與渦輪軸功輸出的差異，參考圖11。

一般來說，為了描述動力系統循環過程通常以氣流溫度與熵值的變化關係，繪製成溫熵圖(T-S diagram)以便於分析。而對於渦輪噴射引擎各元件站位溫度可藉由本文第貳節的計算過程計算獲得。至於熵值則可根據Gibbs方程式計算如下：

$$S_2 - S_1 = C_p \ln \frac{T_{t2}}{T_{t1}} - R \ln \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \quad (30)$$



肆、典型渦輪噴射發動機性能模擬實例探討

為驗證第參節中所建置之渦輪噴射發動機平衡操作性能預測模擬架構的可行性，現擇一典型單軸渦輪噴射發動機：J85-GE-21B 表1。 J85-GE-21B型發動機性能參數型做為本研究之目標發動機以進行實例模擬。侑於本研究推論之計算架構乃以發動機設計點性能參數為基準進行全域操作性能計算，故參考詹氏年鑑^[8]所提供之該型發動機之設計點性能參數並予以彙整如表1。

壓縮器壓縮比	8.3
渦輪進口溫度	2250 R
空氣流率	53 lb/s
燃油流率	1.0077 lb/s
噴嘴出口截面積	117.6036 in ²
進氣道總壓回收係數	0.95
進氣道總壓回收係數	0.95
壓縮器絕熱效率	0.8
燃燒效率	0.98
燃燒室壓力降	5 %
渦輪絕熱效率	0.92

另外目標發動機的壓縮器性能圖獲得亦是全域操作性能計算必要的前置準備工作，為此本研究採用GasTurb 12渦輪發動機性能模擬商用軟體（網路試用版），並將表1中目標引擎設計點性能參數輸入該商用軟體並進行模擬計算，所獲得之壓縮器性能圖如圖12。而圖中黃點即為發動機平衡操作點，後續可做為模擬驗證比對之用。

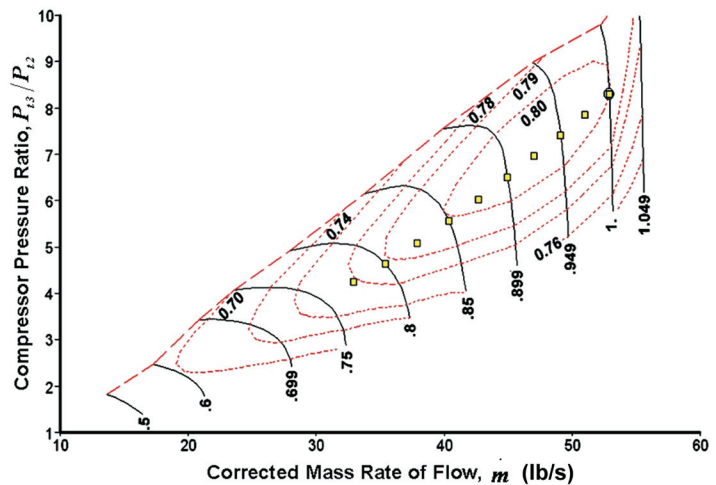


圖12 以GasTurb 12商用軟體模擬所獲之J85-GE-21B發動機壓縮器性能圖

完成了J85-GE-21B型渦輪噴射發動機平衡操作線預測的前置作業後，先行計算於設計點操作時油門大小的指標 T_{t4}/T_{t2} 的值為4.34(T_{t4} 為2250 R，以及 T_{t2} 為518.6 R)，而後再以間隔0.34(4.68, 4.34, 4.00, 3.66, 3.32, 2.98, 2.64)共七個不同油門角度情況分別代入發動機流量匹配算式(27)，則可得圖13的結果，圖13中綠色線條為上述七個不同油門角度下，根據流量匹配的原則所計算之發動機進氣校正氣流量與壓縮比的關係，其中需說明的是當 T_{t4}/T_{t2} 值越大，則線條的斜率越大。

其次則根據動量匹配原則，進行每個不同油門大小條件下，發動機平衡操作點的預測。審視動量匹配算式(29)中，渦輪機械效率 η_{mech} 未能於表1：J85-GE-21B型渦輪發動機設計點性能參數表中獲得。然而若將該表中相關參數代入動量匹配算式



(29)中，可計算獲得渦輪機械效率 η_{mech} 為 0.89。現若假設渦輪機械效率 η_{mech} 為定值，則可計算於不同油門大小條件下符合軸功匹配原則之氣流壓縮比，並將此結果標示於圖 13 中，則可獲得各不同油門大小情況下之發動機平衡操作點，而後將各點連接即可完成發動機平衡操作線預測，如圖 14。圖 14 中個藍線即為各油門大小下發動機平衡操作點，所連接的藍線為本研究預測之發動機平衡操作線。

最後，發動機設計點熱力操作循環預測部份，則將發動機平衡操作線預測過程中所獲知發動機各元件站位之溫度與壓力代入方程式 (30)，後即可計算獲得對應之熵值，並將結果進行繪圖，結果如圖 15。圖 15 中藍色線條為氣流於壓縮器內之壓縮過程；紅色線條為氣流於燃燒室內燃燒過程；藍色線條為氣流於壓縮器內之壓縮過程；紫色線條為氣流於渦輪內膨脹過程；綠色線條為氣流於噴嘴內排氣過程。

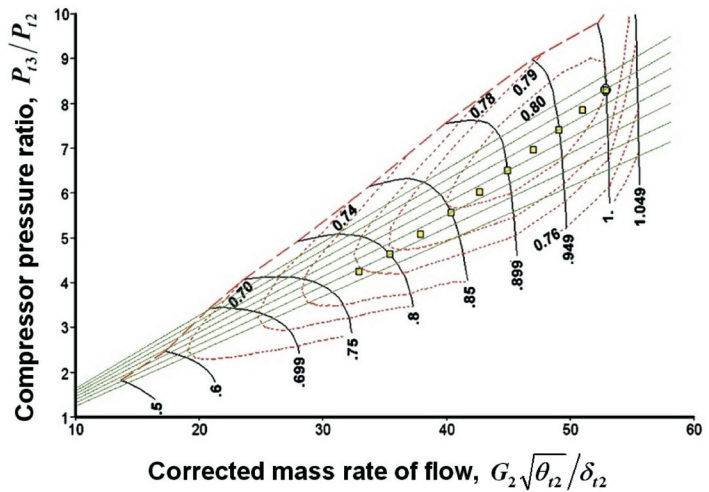


圖 13 不同油門角度下，發動機進氣校正流量與氣流壓縮比關係圖

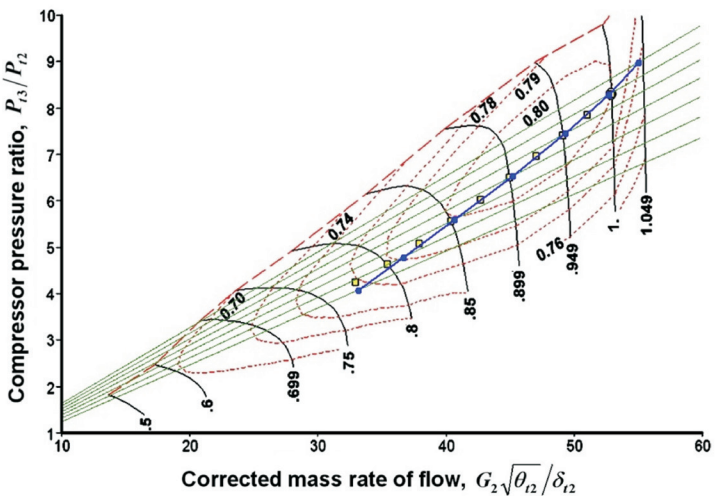


圖 14 目標發動機：J85-GE-21B 平衡操作線模擬結果與 GasTurb 12 商用軟體模擬結果之比較

伍、結果與討論

為了落實「國防自主」政策，本軍於 106 年元旦復編了「航發中心」，其主要目的在於強化「國機國造」督管及「下一代戰機」研發設計，首要目標則是在本軍高級教練機汰舊換新的關鍵時刻能夠即時完成新型教練機研製並量產部署成軍，而



次要目標則是第三代戰機的研發，在未來能夠順利接替二代戰機，繼續肩負我國空防安全的重任。參考世界航太工業大國研發新型戰機的經驗，無不將渦輪發動機的研發設計與製造視為最重要的關鍵之一，例如：普惠F-135系列渦輪發動機強大的性能造就了F-35閃電II戰鬥機成為當今世界上最偉大的戰鬥機之一。但儘管如此，美國空軍為了確保研發技術的優勢，在2016年提出了一項

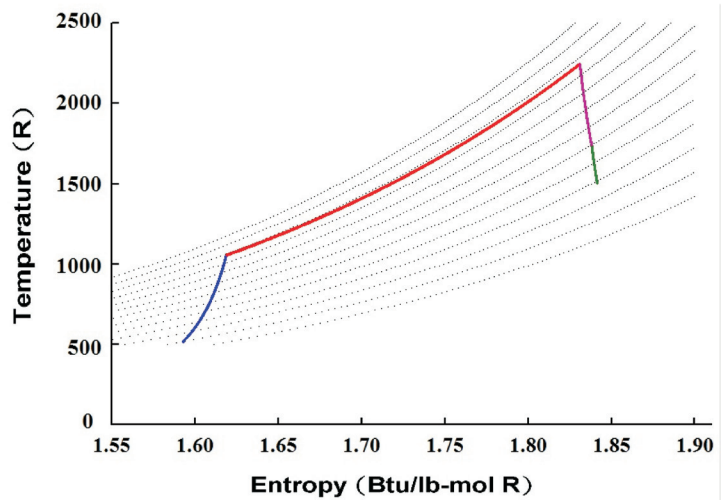


圖15 目標發動機：J85-GE-21B設計點操作之熱力循環過程

新的發動機研究計畫，稱為「自適應發動機轉移項目」(AETP: Adaptive Engine Transition Program)^[9]，而發動機製造大廠普惠與通用公司都獲得金額高達10億美元的研發合約，要在2021年9月之前，將新式發動機研發完成。這個AETP計畫是希望有效進氣以增加燃燒效率，計畫提高25%的燃油使用效率及10%的推力，不僅使飛機能夠更省油，同時增加推力。由美國空軍對於發動機研發的重視，更突顯高性能發動機對於戰機整體作戰能力的重要性。

當然也有失敗的例子，中國宣稱自行研發史上最強第四代戰機殲10B猛龍戰機，於2013年開始量產成為中國空軍的主力機種，但意外的是該型戰機並未採用自製的太行發動機(渦扇10，WS-10)，而是採用了俄製AL-31FN發動機，原因在於太行發動機可靠度不足，除了壽期太短不符成本效益之外，更有空中爆炸的疑慮。為此中國著名航空動力專家劉大響院士曾撰文表示中國航空發動機研製較世界先進水平仍然存在差距，其主要原因之一則是基礎研究薄弱，技術儲備不足^[10]。他山之石可以攻錯，我們應當將失敗的案例做為借鏡，理解基礎理論研究對於渦輪發動機研發設計的重要性。

渦輪發動機為現今戰機最主要的動力來源，其性能良窳可說是航空器性能的指標，然而為了掌握發動機全域操作性能通常必須耗費大量人力、金錢以及時間進行實機測試來獲得，因此如果在設計研發初期能夠根據渦輪發動機相關基礎理論，先行以快速估算的方式以掌握發動機的性能雛形，減少後續細部設計所須的演算與實驗的次數，對於縮短研發時程來說有明顯助益。基於以上的想法，本研究以「航空



用燃氣渦輪發動機操作性能與熱力循環預測之研究」為題，期能使研究成果做為渦輪發動機設計研究的參考。在研究成果上，第一部分則是根據熱氣動力理論與渦輪機械原理建構了渦輪噴射發動機平衡操作性能計算架構，並以典型渦輪噴射發動機：J85-GE-21B型發動機為例進行模擬，結果顯示以自行建構之計算架構所預測的結果與商用軟體GasTurb 12模擬結果相符，證明本計算架構的準確性及可行性。第二部分則是根據發動機平衡操作線預測過程中所計算獲得之各元件站位的工作流體性質，例如：溫度與壓力，再根據Gibbs方程式計算所對應的熵值，並據以繪製目標發動機噴射推進循環溫度與熵值的關係圖。藉由該關係圖可提供工程人員瞭解工作流體於發動機各部操作循環狀態，例如：絕熱壓縮、等壓燃燒、絕熱膨脹以及等壓排氣等熱力過程，以判斷渦輪噴射發動機整體操作效能。

參考文獻

1. <http://aviationknowledge.wikidot.com/aviation:jet-aircraft>(網頁日期：2017.2.20).
2. Hunecke, K., Jet Engines-Fundamentals of Theory, Design and Operation, Motorbooks International Publisher & Wholesalers, 4th Ed., pp. 109, 2000.
3. Srinivasa, C., "Performance Analysis of a Mixed Flow Turbofan Engine at the Design Point," Proc. of 9th Natl. Conf. on IC Engine and Comb., pp.19-22, Dehra Dun, India, 1985.
4. Baig, M. F. and Saravanamutto, H. I. H., "Off-Design Performance Prediction of Single Spool Turbojets Using Gas Dynamics," J. of Prop. & Power, Vol. 13, No. 6, pp. 808-810, 1997.
5. Koenig, R. W. and Fisbbach, L. H., GENENG--A Program for Calculating Design and Off-Design Performance for Turbojet and Turbofan Engine, NASA TN D-6552, 1972.
6. Palmer, J. R. and Yan, C. Z., "TURBOTRANS--A Programming Language for the Performance Simulation of Arbitrary Gas Turbine Engines," ASME 82-GT-200, 1982.
7. Kurzke, J., A Program to Calculate Design and Off-Design Performance of Gas Turbines, GasTurb 7.0 Users Manual, 1996.
8. Janes All The World Aircraft, 1977-78.
9. <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/aetp.htm> (網頁日期：2017.2.20).
10. <https://kknews.cc/military/xzk3ae8.html> (網頁日期：2017.2.20).

作者簡介

空軍中校 吳宏佑

學歷：中正理工學院航空工程學系85年班、空軍航空技術學院後勤參謀軍官班96年甲班、國防大學中正理工學院兵器系統工程研究所93年班碩士、國防大學理工學院國防科學研究所101年班工學博士。經歷：飛機修護官、發修分隊長、修護主任，現職：空軍軍官學校航空機械工程學系助理教授。