

發動機概念設計之燃燒室絕熱焰溫估算與流場模擬分析

李秉錡¹ 夏筱明^{2*}

¹國防大學理工學院國防科學研究所

²國防大學理工學院機械及航太工程學系

摘 要

在發動機概念設計階段，燃燒室性能參數的估算非常重要。因此，如何快速獲知這些參數已成為學術探討的熱門議題。鑒於性能參數估算與流場性質變化密切相關，故本論文乃以燃燒室的絕熱焰溫估算與流場模擬分析為主題。主要成果包括：(1)根據熱力學與燃燒學基本原理，發展出的絕熱焰溫估算模型，(2)根據 Rayleigh Line 流場分析理論，完成的燃燒室流場分析模型與試算表設計，(3)以全球之鷹採用的 AE3007H 渦扇發動機為例之模擬個案探討與驗證。

關鍵詞：發動機，概念設計，燃燒室，絕熱焰溫，Rayleigh Line 流場分析

Adiabatic Flame Temperature Estimation and Burner Flow Simulation for Jet Engine Conceptual Design

Ping-Chi Lee¹ and Sheau-Ming Shiah^{2*}

¹ School of Defense Science, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University

² Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University

ABSTRACT

Estimation of burner performance parameters is vital to the conceptual design of jet engines. Therefore, how to quickly acquire these parameters has long been discussed in academia and research and development. Considering the close connection between a burner's performance and its flow property changes, this study aimed to develop a simple and practical method for estimating the adiabatic flame temperature (AFT) of jet engine burners and for performing burner flow analysis. The results were as follows: (1) a spreadsheet was designed for burner AFT calculation based on the fundamentals of thermodynamics and combustion, (2) a spreadsheet was designed for performing burner flow analysis and property change calculation based on the Rayleigh Line flow model, and (3) a burner flow simulation of AE3007H turbofan engine installed in a Global Hawk unmanned aircraft system was performed as a demonstrative case study and for result validation.

Keywords: jet engine, conceptual design, burner, adiabatic flame temperature, Rayleigh Line flow analysis.

一、前言

對現代化戰機而言，發動機設計是決定其速度、高度與航程等飛行性能參數的關鍵。而發動機推力性能則有賴燃燒室的設計與穩定運作。以渦輪噴射發動機(Turbojet Engine)為例，其核心元件：壓縮器(Compressor)、燃燒室(Burner)與渦輪(Turbine)的位置關係，經參考文獻[1]後，繪如圖 1 所示。其中，燃燒室的主要功能是將上游的壓縮氣體與燃油充分混合及燃燒轉為熱能，並透過下游的渦輪轉換成軸功(Shaft work)，藉由傳動軸帶動壓縮器。此外，通過渦輪的燃氣則經由推進噴嘴(Nozzle)加速後，以噴流(Jet)排放至大氣使發動機獲得推力。由此可見，發動機設計工作以燃燒室須面對的高溫、高壓操作環境最具挑戰。這也是本論文以發動機概念設計的燃燒室相關議題為研究對象的主要動機。

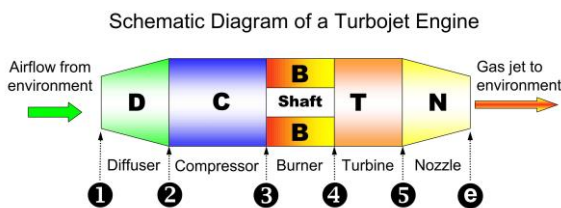


圖1. 以Turbojet為例燃燒室位置示意圖[1]。

通常發動機概念設計的一個工作重點為決定其操作循環(Operating Cycle)，即工作氣流在各元件內部之熱力過程(Thermodynamic Process)的總成[2]。參照圖 1 所示發動機及文獻[3]，可將其操作循環示意圖繪如圖 2。從圖可見燃燒室出口(站位④)的溫度將決定此操作循環工作氣流可獲加热的最大值。據此亦可推論燃燒室出口氣流溫度預測與燃燒室流場分析在發動機概念設計的重要性。

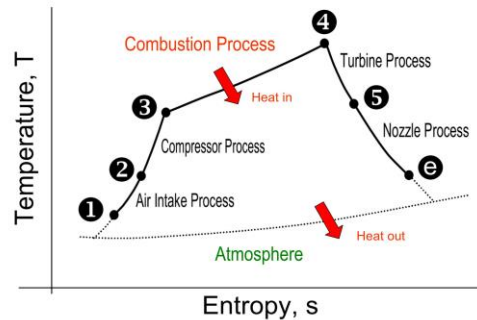


圖2. 以Turbojet為例之操作循環示意圖[3]。

通常一個「好的」燃燒室設計至少須考慮以下各點：(i)能精準調控油/氣比例，(ii)能讓油/氣充份均勻混合，(iii)能提供足夠的燃點(Ignition Point)，(iv)能提供足夠空間與時間讓油/氣充份燃燒，(v)能確保燃燒的穩定性(Stability)與強健性(Robustness)，(vi)能確保燃燒室長時間運作的安全性與可靠性等。其中，調控最佳的油/氣比例、充份混合與燃燒、發揮最佳燃燒效率等議題，可謂是燃燒室設計的基本要求[2]。此外，近年在環保議題倍受關注的前提下，燃燒排放物質，例如： NO_x 與 CO_x 等成份，因對環境產生重大影響，故排放標準亦已受到嚴格限制[4]。因此，在追求高效能燃燒室前提下，除須考慮燃燒室及渦輪的材料耐溫限度，尚須考慮環保法規要求，這也是機械及航太領域所持續關心的議題。

由於發動機燃燒室氣流的高溫與高壓，故相關實驗的設施與設備籌建成本均相當可觀，且實驗亦屬高危險性質。故有必要在實驗前先進行燃燒室流場的數值模擬與分析[5]。然而，由於真實發動機燃燒室流場的特性相當複雜，為掌握其流場特性與操作特徵，通常可使用計算流體力學(CFD)方法，進行三維(3-D)的流場模擬分析，並獲得相當不錯的預測結果，提供燃燒室設計者作為流場性質變化及趨勢預判的參考。但是對於構形複雜的燃燒室而言，CFD 的格點產生(Grids Generation)、模擬需要的電腦設備、計算需要的時間等要求，也隨之愈趨擴增；故在概念設計階段適度地簡化問題實屬必要。這可從 Rehayem et al.[6]以火焰動力學為基礎提出的零維(0-D)模型，作為簡化 CFD 在計算燃燒室紊流場性質及處理不同幾何形狀燃燒室之用。而有關一維(1-D)燃燒室流場分析的研究，已有學者將重點置於工

作氣流的可用能(Exergy)分析，例如：Topal 與 Turan[7]運用可用能分析發動機的操作循環，作為燃燒室設計的重要參數及改良燃燒效率的依據。

從以上這些研究內容來看，在進行燃燒室的流場模擬分析與性能預測之前，須先獲知其構型相關的尺寸參數。這對概念設計工作者而言，在甚多參數尚未決定下，如何運用基本學理估算燃燒室性能及辨識其關鍵影響參數，乃深具意義與應用價值。此亦本論文選擇 0-D 與 1-D 燃燒室流場分析為探討重點的主要考量。

本論文概分兩部份，首先是燃燒室溫度預測與絕熱焰溫(Adiabatic Flame Temperature)的計算；其次則是燃燒室流場的模擬分析。在研究方法上，前者將根據熱力學與燃燒學基本原理，設計試算表用以估算不同初始環境下，不同燃油/空氣比反應時的絕熱焰溫。為驗證此 0-D 模型的可行性，本文特別選擇三種典型的燃料作為案例探討的對象，分別是：替代能源研究常用的生質燃料甲烷(CH_4)、和環保議題相關的辛烷(C_8H_{18})，以及在國防應用甚廣的 JP8 燃料。其中有關 0-D 模型的學理介紹詳如本文第三節，驗證及實務應用的介紹則如內文第四節。至於燃燒室流場模擬，則是根據 Rayleigh Line Flow 模型設計試算表，用以估算 1-D 燃燒流場的性質變化。為驗證其可行性，本文以 Rolls-Royce AE3007H 發動機的燃燒室參數進行案例探討，相關結果詳第五節。

二、研究背景與問題說明

參照圖 1，鑒於發動機推力係由其噴嘴產生，而噴嘴的功能運作又取決於其進氣溫度與壓力。故若進氣溫度與壓力未達標準時，則無法產出所欲的推力。因此，有關工作氣流溫度的提升可交由燃燒室；而氣流壓力的提升則賴壓縮器達成。此外，壓縮器運轉所需的動力須由渦輪提供；而渦輪轉動所需要的能量則來自燃燒室產生的熱能。由此可知，一具發動機須透過其壓縮器、燃燒室、渦輪及噴嘴等元件，彼此間的複雜且耦合關係，在相互匹配、調整與折衷前提下，組成穩定強健的操作循環，始能讓整個系統維持正常運作。因此，如何處理這些元件之間複雜且耦合的關係，並據以建立發動機的設計點(Design Point)與偏離設計

(Off-Design)性能參數，乃是概念設計工作上的一項艱困挑戰。

2.1 發動機概念設計的挑戰

承上所述，為協助概念設計相關工作，乃促成許多商用或教學研究用軟體程式的開發，例如：GasTurb (<http://www.gasturb.de/>)或 GSP (<https://www.gspteam.com/>)。然而，套裝軟體的主要參數項目通常為內建設定，對於未列為輸入的一些參數、條件或機制及其效應影響，則無法深入探究。此外，多數用於流場模擬及性能預測的套裝軟體，其所使用的模型與計算方法往往是不公開的。即使公開，也無法針對其軟體的程式碼或模型自由修改，例如：上述廣被使用的二個軟體，在模擬發動機偏離設計性能時，其計算乃是根據設計點的數據，依比例換算而得[8]。因此，若欲改成使用元件特徵與工作氣流特性精算偏離設計性能，則將面對無法調動的困境。

綜上所述，套裝軟體的背後需要許多不同學理與經驗的支撐，使用上常易受限於內建參數與計算模型的設定，導致其功能性不敷使用。這對特定發動機或擬開發的新型發動機的概念設計而言，當必須納入較多的變數探討以產出較佳的設計方案時，在套裝軟體無法滿足需求的情況下，此時便需要透過自行開發軟體的方式，以完成設計任務。另在發動機概念設計階段，為降低研發成本及快速完成性能估算，亦有必要建立實用的計算輔具，這也是本論文以實用試算表的設計為目標的主要考量。

2.2 燃燒室概念設計的相關議題

在探討燃燒室概念設計的相關議題上，本論文係採用圖3所示化學反應模型，作為模擬燃燒過程之用。當氧化劑(Oxidizer)－即空氣－與燃料(Fuel)從燃燒室入口(站位3)導入後，歷經混合、點燃與燃燒等過程，最後從燃燒室出口(站位4)排放。因此如何決定下列參數：

- 燃燒室出口氣流溫度
- 燃油流量(G_f)與空氣流量(G_a)比例
- 燃燒室尺寸(直徑及長度)
- 燃燒室出口氣流壓力

乃成為燃燒室概念設計關注的議題。



One-Step Chemical Reaction: Fuel + Oxidizer $\rightarrow$ Products

圖3. 本文計算燃燒室絕熱焰溫採用的0-D模型。

2.2.1 零維(0-D)設計的考量

由於 0-D 模型的前提是假設探討參數與實體尺寸不相關，故在上述議題中，可將燃燒室出口氣流溫度、燃油流量與空氣流量比例，和燃燒室尺寸分開探討，重點則放在能量平衡。另外，在燃燒室出口氣流溫度設定上，除要避免下游的渦輪噴嘴導片 (Nozzle Guide Vane, NGV) 因超溫而被燃燬外，尚需滿足渦輪軸功輸出及噴嘴腔溫的需求。因此，在概念設計階段，燃燒室最高溫度的決定乃成為重點工作。

2.2.2 一維(1-D)設計的考量

在介紹以 0-D 模型探討燃燒室出口溫度的相關議題後，接下來的重點則是燃燒室流場的分析，特別是其構形尺寸及氣流性質等項目。由於燃燒室的尺寸設計係以能安裝在指配的發動機空間內作為主要考量；而其設計結果則反映在氣流性質的分布及燃燒時間，進而影響燃燒穩定性與燃燒室的整體效能。

關於燃燒室內部流場性質中，燃燒室出口的氣流壓力是一個須特別注意的參數。因為此壓力將直接影響下游的渦輪運轉，及推進噴嘴的腔室壓力。由於燃燒室進氣壓力是由其上游的壓縮器決定，故若氣流因燃燒造成的熱膨脹而導致壓力下降過大，勢必須從壓縮器獲得補償。此時，渦輪須以更多軸功輸出支應壓縮器的需求，進而要求燃燒室提供更多的熱能維持其運轉。值得注意的是此熱能來源正好是高溫與高壓的燃燒室氣流；因而與燃燒室壓力下降過大形成一個惡性循環，甚至嚴重影響到整個發動機系統的運作。

基於上述觀點及為滿足燃燒室初步設計階段對關鍵參數值的快速估算需求，本論文乃以古典的 Rayleigh Line Flow 模型，模擬燃燒室氣流沿主流向(Main Stream)的性質變化。由於此模型旨在預測氣流受外部加熱造成的性質改變，故因流體磨擦生熱造成的效應，基本上係假設數量級(Order of Magnitude)相對較低而不納入考慮。至於根據此理想化假設所獲的結果，在氣流性質變化的趨勢觀察與數據估算上，乃有其參考價值。此外，採用 Rayleigh Line 模型，可避免在初步設計即陷入燃燒室的複雜紊流場計算，尤其是在處理速度與溫度邊界層(Boundary Layer)的時間花費，此亦本文選用研究方法時的主要考量。另因 Rayleigh Line 模型係針對一維流場而設，故文內亦以 1-D 模型簡稱之，並於第四節介紹此模型於燃燒室流場分析的應用及模擬成果。

三、絕熱焰溫的零維計算模型

鑒於燃燒室出口氣流溫度乃是決定發動機操作循環的重要參數之一，故在燃燒室概念設計階段，通常利用熱力學與燃燒學原理，進行燃燒室的 0-D 分析，以滿足設計工作對相關參數值的概算需求。本節內容包括：0-D 分析常用的基本假設、絕熱焰溫的定義、絕熱焰溫的計算流程、實用試算表的設計與應用。目的在建立一套完整的工作流程，作為後續應用在發動機工作氣流的操作循環分析與主要構件實體設計(Embodiment Design)的輔助工具。

3.1 基本假設

本文探討燃燒室出口氣流溫度所採用的 0-D 示意模型詳如圖 3。當燃料(Fuel)與氧化物(Oxidizer)——即空氣——從圖左方導入後，經由混合與燃燒反應過程，從圖右方排出燃燒產物(Combustion Products)。此處的 0-D 係指燃料、空氣與燃燒產物等，因流速改變造成的動能變化，在數量級上相對低於燃燒的熱能變化。此外，亦將燃料與空氣的混合、點燃及燃燒等過程，從現象(Phenomenological)觀點整合成一步化學反應(One-Step Chemical Reaction)。以下即為本文以 0-D 模型分析燃燒室過程所採用的一些基本假設：

- (i) 燃燒室為剛體，故不考慮其與周邊環境的功能量交換(Energy Transfer as Work)。
- (ii) 將整個燃燒過程視為一步化學反應，並於大氣環境下進行。
- (iii) 將燃燒反應視為一個穩態系統，且不考慮氣流動能與位能的變化。
- (iv) 所有氣體成份的行為近似於理想氣體。
- (v) 燃燒產物以 CO_2 、 H_2O 為主，另包含惰性氣體 N_2 及可能未使用的燃料與助燃物 O_2 。
- (vi) 暫不考慮燃燒產物的解離(Dissociation)與聚合(Recombination)反應。

3.2 絕熱焰溫的定義

依圖 3 所示，若燃料與助燃物導入後即充份混合並以狀態③開始燃燒，及以狀態④結束燃燒，則可將此過程視為一個加熱(Heating)過程。另因不深入探討氣流的速度影響，故可用全溫與全壓描述氣流的性質變化。

從氣流加熱觀點，此過程可描述如下：

$$(G_f + G_a)C_p(T_{t4} - T_{t3}) = \eta_B G_f (HV) \quad (1)$$

此處 T_{t3} 為燃燒室入口氣流全溫、 T_{t4} 為出口全溫、 HV 為燃料熱值(Heating Value)、 η_B 為燃燒熱釋率。關於燃料熱值，在發動機設計上，通常由製造商提供實測數據。至於燃燒熱釋率，則可參考 Mattingly[9]提供的不同工藝年代發動機元件操作特徵數據，以目前的工藝水準 η_B 值可達 0.99 以上。此外，對一般的碳氫燃料(Hydrocarbon Fuel)而言，計量(Stoichiometric)燃燒的燃油/空氣質量比值($G_f/G_a = f/a$)，則大約為 0.068。從式(1)可見，燃燒室出口溫度 T_{t4} 將隨燃油流量 G_f 增加。

另從熱力學第一定律(能量守恆)觀點，圖 3 所示化學反應左側的反應物能量，應等於右側燃燒產物的能量。如以 H_R 與 H_P 分別代表反應物(狀態③)與燃燒產物(狀態④)的熱焓(Enthalpy)，則可導出下列能量平衡方程式：

$$\sum H_R(T_R, P) = \sum H_P(T_P, P) + Q \quad (2)$$

其中 Q 表此燃燒反應熱(Reaction Heat)。通常計算指定燃料可釋出最大 Q 時，係假設燃燒產物狀態與反應物同。然若將燃燒熱全用於加熱產物(即設 $Q=0$)，則產物可達最高溫度稱為

絕熱焰溫(Adiabatic Flame Temperature)。由於絕熱焰溫是燃燒室在理想狀態的最高溫度，故亦成為硬體設計重要參數。另因絕熱焰溫係由全體燃燒產物共同決定，故若將此溫度與產物成份連結當有助於符合環保法規要求。

3.3 絕熱焰溫的計算流程

參照圖 3 模型，若燃料與助燃物以某特定比例進入燃燒室，當反應結束，燃料與助燃物均耗盡，此即稱為計量反應。至於燃料與助燃物以非計量比例燃燒時，則可定義下列當量比(Equivalence Ratio, Φ)作為描述參數：

$$\phi = \left(\frac{f}{a} \right) / \left(\frac{f}{a} \right)_s \quad (3)$$

此處下標 s 係指計量燃燒的油/氣質量比。根據式(3)的定義，當 $\Phi > 1$ 時，可推知燃燒產物內尚有多餘未用的燃料，故稱其為富油(Fuel-Rich)燃燒。而 $\Phi < 1$ 時，則可推知燃燒產物內尚有多餘未用空氣，故稱貧油(Fuel-Lean)燃燒。透過 Φ 值的設定，即可模擬不同的燃料與助燃物比例之燃燒反應。至於整個燃燒反應的絕熱焰溫計算，其步驟則依序說明如下。

A. 列出燃燒化學反應式及設定當量比(Φ)

在計算絕熱焰溫前，須先知道燃料與助燃物的化學組成，才可藉由化學反應式表達整個燃燒的反應過程。在建立燃燒化學反應式時，首先可根據原子守恆(Conservation of Atoms)定律，算出在計量前提下參與反應之各成份的莫耳數及燃料/助燃物的計量比例(f/a)_s。其次根據所欲探討的燃料/助燃物的質量比(f/a)，調動先前建立的計量反應式，以導出參與此反應的各成分莫耳數。上述過程亦可根據式(3)的當量比定義，把 Φ 視為變數並納入燃燒反應的化學式中，如此即可透過不同的 Φ 值設定，進行系統化的效應探討，例如：燃料或助燃物的數量改變對燃燒反應結果的影響。

B. 建立燃燒反應各成分的焓值算式 $H_i^o(T)$

由於絕熱焰溫計算係依照步驟A建立的化學反應式導出對應的式(2)，再透過設定 $Q=0$ 的條件執行運算，故須先備妥燃燒反應式內各

成份的熱焓數據以供式(2)運用。然而，為方便絕熱焰溫的疊代運算(Iteration)，本文乃根據Keating[10]收錄美國國家標準與技術研究院(NIST)的聯合陸軍、海軍、航太總署與空軍(Joint Army-Navy-NASA-Air Force, JANNAF)跨機構推進委員會提供的熱化學數據表(以下簡稱JANAF數據表)，經迴歸分析(Regression Analysis)導出常見燃燒反應成份之熱焓與溫度的關係式，納入稍後介紹的試算表設計中。關於JANAF數據表的原樣資訊，亦可透過直接上網查尋獲知(<https://janaf.nist.gov/>)。

在使用JANAF數據表時，首先將各成份在標準狀態($T_0=298.15\text{K}$, $P_0=1\text{ bar}$)，生成1莫耳所需能量定義為莫耳生成焓($\Delta\bar{H}_f^\circ$)。其次，根據JANAF數據表找出各成份熱焓及對應溫度的範圍。由於表內數據適用溫度為0K-6000K，且以間隔100K方式列出；故本文迴歸分析係以溫度的3次方函數表示以利稍後程式設計。而當成份溫度處在非標準狀態時，每莫耳所具有的焓(H_i°)，則由下列算式計值：

$$H_i^\circ = (H - H^\circ(T_r)) + \Delta\bar{H}_f^\circ \quad (4)$$

C. 設定燃燒室的初始環境條件

參照圖3所示模型，燃燒室的初始環境設定包括：燃料與助燃物的進氣量、溫度、壓力等參數。其中在壓力的設定上，本文係假設整個燃燒過程為近似等壓。至於進氣量，則是以單位莫耳的燃料為基準，透過步驟A的當量比設定，達成調控燃料與助燃物進氣量。基此，本步驟乃以進氣溫度的設定為主。

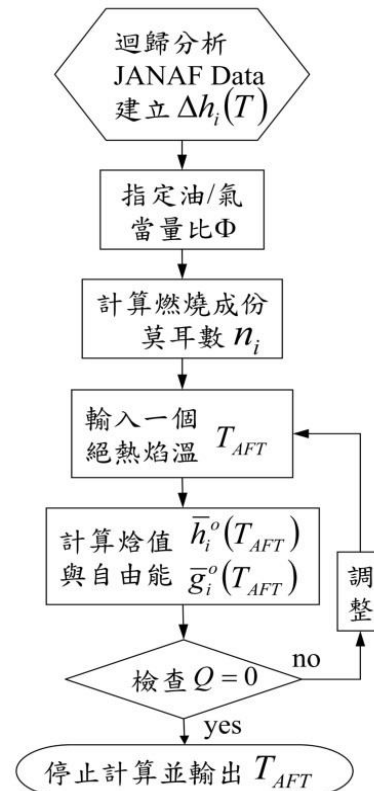


圖4. 本文之燃燒室絕熱焰溫計算流程。

D. 執行絕熱焰溫的疊代運算

首先輸入一個火焰溫度的猜測值，並依式(2)算出Q值。若Q=0，則此猜測值即為燃燒反應的絕熱焰溫。若Q≠0，則將焰溫猜測值向上調整(若Q>0)或向下調整(若Q<0)後，再進入第二回合的運算。若仍無法獲得絕熱焰溫確解，則經再次調整猜測值後，進入下回合計算。直到Q=0或落於容差範圍內停止，此時T_{AFT}值即為絕熱焰溫。圖4為整個疊代計算的流程。

四、典型燃料的絕熱焰溫個案研究

本節旨在介紹我們根據第三節建立的0-D模型，針對甲烷(Methane)、辛烷(Octane)、噴射推進劑 JP-8(Jet Propellant 8)等三種典型燃料的絕熱焰溫，所作的個案研究成果。至於選擇這三種典型燃料進行個案研究的構想，則是分別基於：發展替代能源、落實環境保護、節約國防預算等當代議題的需求，略述如下：

● 甲烷屬於生質燃料(Biomass Fuel)，不僅可

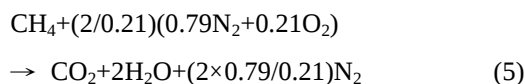
供民生使用，更是以天然氣火力發電污染程度較低的選項之一。由於能源危機意識的突顯，生質燃料在開發替代能源的比重也愈趨上升，尤以沼氣內的甲烷最常見。

●辛烷在傳統的汽、機車及航空汽油的應用均擔任重要角色。故在環保意識及空汙防制議題倍受關切下，有關辛烷燃燒特性的研究愈顯重要，例如：如何調控燃燒溫度以降低污染排放的相關技術開發。

●JP-8 是二十世紀末迄今，世界各國在國防動力系統或裝備上，使用最廣泛的通用燃料。其目的在把軍用航空器、船艦、戰車等載具換裝成使用單一燃料，以節約國防預算的開銷。

4.1 個案 1：甲烷燃料之絕熱焰溫計算

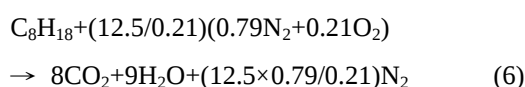
甲烷的分子式為 CH_4 ，其分子量為 16。若以甲烷為燃料，和理想空氣(Dry Air)進行計量燃燒反應，則其化學反應式可表示如下：



根據圖4流程與實際計算結果，本文獲得 CH_4 於標準狀態與空氣計量燃燒(無解離)之絕熱焰溫為 2328K，與文獻[11]在相同情況獲得之計算值 2326K 相較，誤差約 0.09%。另與文獻[12]的 2236K (有解離)相較，誤差約 4.11%。更進一步從文獻[11]發現： CH_4 於標準狀態與空氣計量燃燒，有解離之絕熱焰溫為 2244K，而無解離的絕熱焰溫則是 2328K，兩者相差約 3.74%。故可推論：用本文 0-D 模型估算甲烷計量燃燒(無解離)之絕熱焰溫應屬可行；至於解離造成的偏差範圍，則可參考[11]與[12]。

4.2 個案 2：辛烷燃料之絕熱焰溫計算

辛烷的分子式為 C_8H_{18} ，其分子量為 114。以辛烷為燃料，和理想空氣進行計量燃燒之化學反應式，可表示如下：



根據圖 4 流程與實際計算結果，本文獲得 C_8H_{18} 於標準狀態與空氣計量燃燒(無解離)之

絕熱焰溫為 2408K，與文獻[13]的數據 2300K 相較，誤差約 4.70%。對照甲烷個案的誤差結果(0.09%)，此處誤差雖略偏高，但亦落在 5% 範圍內。這是否因甲烷為氣態燃料，而辛烷是液態燃料造成的，則有待後續深入探討。

4.3 個案 3：JP-8 燃料之絕熱焰溫計算

JP-8 是美國在二次世界大戰發展的一種燃料[14]，成份為 99.5%煤油(Kerosene)[13]，和烷烴(Alkanes)、環烷烴(Naphthenic)和芳香烴(Aromatic hydrocarbon)等添加物質。其主要功能可減少發動機相關元件的磨損，並能抗氧化、防腐蝕、降低油箱內微生物生長，亦具有防爆、防凍等功能[15]。

JP8 的成份與標準商用航空燃料 Jet A-1(100%煤油)相似[14]。然而，各油廠為因應客戶需求，所調配的 JP-8 及配方亦不盡相同。所以實際上並無一個確切的化學式可用來表示 JP-8。故若要計算 JP-8 的絕熱焰溫，通常可從其主要的化學替代成份著手。在處理此個案時，這部份的難度已超過前述甲烷與辛烷的個案。

因此，本文乃先從相關文獻的蒐整進行，期能找出具有 JP-8 代表性成分的報導。其中，由美國的衛生及公共服務部(Department of Health and Human Services)發行的研究報告，詳細列出 JP-8 的各種成分，計有 $\text{C}_{13}\text{H}_{26}$ 等 45 種化學物質[16]。此研究主要目的在於探討 JP-8 的有毒成份對人體危害程度與防治，至於 JP-8 的絕熱焰溫相關資訊則無記載。

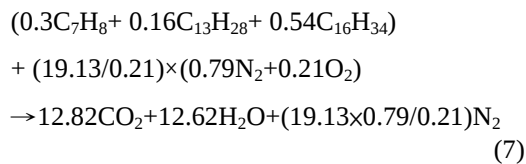
本文後來從美國海軍的空間與海洋作戰系統司令部(SPAWAR)發行的技術報告[17]，找到與本個案研究主題相近的內容。經與文獻[14]的資料比對，將 JP-8 的化學組成及可替代的成份與比重，詳列如表 1 所示。

表1.本文綜整文獻獲JP-8化學組成替代成份

化學式 (莫耳分率) [14]	化學式 (重量百分比) [17]
$\text{C}_{16}\text{H}_{34}$ (54%)	C_8H_8 (3.66%)
$\text{C}_{13}\text{H}_{28}$ (16%)	C_7H_{14} (3.51%)
C_7H_8 (30%)	C_8H_{10} (3.95%)
	C_8H_{16} (4.54%)

	C ₁₀ H ₂₂ (16.08%)
	Butylbenzene C ₁₀ H ₁₄ (4.72%)
	1,2,4,5-Tetramethylbenzen C ₁₀ H ₁₄ (4.28%)
	C ₁₀ H ₁₂ (4.14%)
	C ₁₂ H ₂₆ (22.54%)
	C ₁₁ H ₁₀ (3.49%)
	C ₁₄ H ₃₀ (16.87%)
	C ₁₆ H ₃₄ (12.22%)

基於本文旨以 0-D 模型快速估算燃料絕熱焰溫，及考量 JP-8 某些成份的熱焓-溫度關係不易獲得，故乃以文獻[14]公開的 JP-8 成份作為本個案依據，並依表 1 的成份比例算得其分子量約為 179.08，計量燃燒反應式則為：



根據圖 4 流程與實際計算結果，本文獲得 JP-8 於標準狀態與空氣計量燃燒(無解離)之絕熱焰溫為 2430K，與文獻[13]的煤油絕熱焰溫 2300K 相較，誤差約為 5.65%。另為驗證本文 0-D 模型在燃燒室概念設計之實用性，乃採用文獻[18]的 AE3007H 發動機燃燒室設計點性能參數進行比對。發現如以燃燒室入口氣流溫度 793.433K 為初始條件，以出口溫度 1579K 為設計需求，計算此規範下所需油氣比及燃油流量。結果顯示：以本文 0-D 模型在當量比為 0.3233 時，所獲 $f/a=0.021$ 與 AE3007H 的燃燒室設計點油氣比 0.0241 相比較僅差 0.003，此亦確認本個案結果及 0-D 模型的可用性。

4.4 絕熱焰溫個案研究的結果與討論

根據個案 1 所獲結果，甲烷燃料的絕熱焰溫高達 2328K。此時應有部份燃燒產物因高溫而解離及聚合。因此，反應式(5)預設的燃燒產物勢必出現新成份，例如 NO、CO 等。若欲提高絕熱焰溫的預測精度，須將這些新成份的影響納入考量。此時可使用 Gibbs 自由能 (Free Energy) 與平衡常數 (Equilibrium Constant) K_p ，計算這些新成份在燃燒產物所佔的比例。

至於解離與聚合對絕熱焰溫的影響程度，根據文獻[14]針對 CH₄ 等 4 種燃料所作之研究，發現無解離與聚合之絕熱焰溫，比有解離與聚合之絕熱焰溫，大約略高 3.7%-4.9%。這也顯示在燃燒室設計初期，使用 0-D 模型以快速獲知絕熱焰溫的同時，須先瞭解的可能誤差範圍，作為設計決策者取捨的參考。

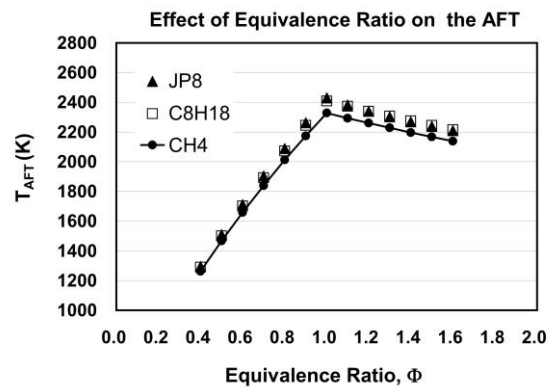


圖 5. 本文模擬當量比對不同燃料絕熱焰溫影響。

另外，由於前述三種燃料的個案研究主要是針對計量燃燒($\Phi=1$)。故當燃料與空氣用不同比例進行燃燒反應時，對絕熱焰溫的影響乃值得注意。根據本文所獲計算結果顯示：貧油($\Phi<1$)情況下，三種燃料的絕熱焰溫值將隨 Φ 值增加而增加，直到計量燃燒。在富油($\Phi>1$)情況，絕熱焰溫則隨 Φ 值增加而降低，如圖 5 所示。從此圖亦可見：在指定 Φ 值條件下，甲烷的絕熱焰溫比辛烷及 JP-8 均低，此應與各燃料的分子量及熱值相關。

除當量比(Φ)效應外，本文也針對燃燒室進氣的初始溫度效應進行探討。從前述三種燃料的個案研究結果發現：在計量前提下，燃燒室的進氣初始溫度越高，其絕熱焰溫也越高，兩者幾乎呈線性關聯如圖 6 所示。由於燃燒室的上游為壓縮器(詳圖 1)，故壓縮器出口氣流的溫度可視為燃燒室進氣的初始溫度。因此，在發動機概念設計初期，可根據圖 6 的關聯性直接預測燃燒室絕熱焰溫。此外，圖 6 亦顯示本文針對文獻[18]指定的 AE3007 發動機性能改善規範，算出其燃燒室在所有可達到的絕熱焰溫範圍：2726-2980K。此數據可作為發展類似無人飛機系統(UAS)發動機的規範參考。

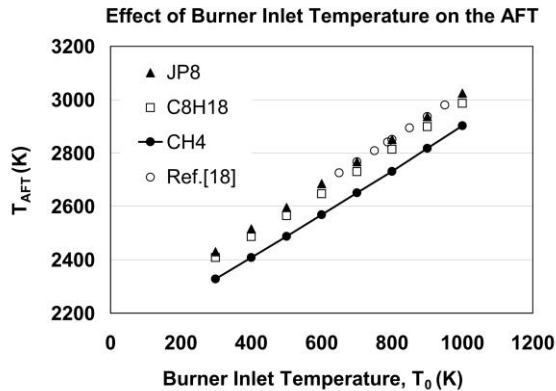


圖6. 燃/氣初始溫度與絕熱焰溫之線性關聯。

綜觀本節針對三種典型燃料所作的個案研究，可知無論在民生或國防應用上，均各自有其代表性。然而，在形態上，甲烷屬於氣態燃料，辛烷與 JP-8 則為液態。因此，這些燃料在燃燒室內與空氣混合的方式、點燃的機制 (Mechanism) 與燃燒的過程皆不盡相同。甲烷可直接與空氣均勻混合，經點火即可燃燒。辛烷及 JP-8 須先霧化 (Atomization) 成微小液滴，才與空氣混合並經蒸發 (Vaporization) 後，始可點火燃燒。由於液態燃料的蒸發與燃燒機制均相當複雜，故本文以 0-D 模型預測燃燒溫度的做法乃有實務上的應用性。此外，燃燒室設計常藉尺寸安排，使燃料霧化、蒸發、混合、點火與燃燒時間，遠小於氣流在燃燒室的駐留時間 (Residence Time) 與反應時間 (Reaction Time) 以達到完全燃燒目標。這也是本文以整體一步化學反應代表燃燒過程及建立 0-D 模型的論述觀點，以利發動機概念設計初期能快速估算燃燒室溫度，及作為選擇材料的依據。

此外，值得一提的是本節以 0-D 模型計算絕熱焰溫的個案研究，所採用的燃料雖然不同 (氣態與液態)，但卻都是根據 3.2 節的燃料熱值 (HV) 與反應熱 (Q) 的定義，以及圖 4 的疊代計算流程。由此可知：縱使液態燃料的油氣混合及燃燒機制，與氣態燃料不盡相同；但使用本文的 0-D 模型預測發動機燃燒室的絕熱焰溫時，不同燃料的影響卻只有燃料熱值。這也是本文的 0-D 模型在發動機概念設計的參數估算上，可能的貢獻與實務應用的價值。

五、燃燒室流場的一維解析模型

依本文第二節說明，燃燒室絕熱焰溫主題的探討，已於第三節完成其計算模型的建立，並在第四節個案研究完成此模型的驗證。本節將接續探討燃燒室流場分析此一主題，以滿足發動機概念設計初期，在規劃燃燒室操作特徵及獲取相關資訊上的需求。

根據圖 3，若氣流在燃燒室出口處可達到絕熱焰溫，當屬理想狀況。然而，此高溫也將對下游渦輪組件造成潛在的損壞風險，例如：噴嘴進氣導葉 (Nozzle Guide Vane) 與轉子葉片的燃燬 (Burnout)。故發動機燃燒室的實際運作上，大約只有 20% 的進氣量直接與燃油混合燃燒，其餘 80% 的空氣則用於冷卻與防護。

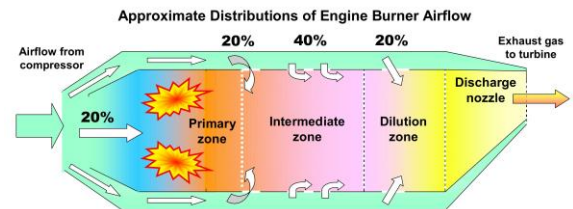


圖7. 燃燒室空氣分布示意圖[2,19]。

圖 7 是本文根據文獻[2]與[19]的說明所繪的燃燒室空氣用途分布示意圖。首先是 20% 的空氣以次級流 (Secondary Flow) 形式進入主燃區 (Primary Zone)。其次約 40% 的空氣用於中間區 (Intermediate Zone) 的冷卻防護。最後約 40% 的空氣用於稀釋區 (Dilution Zone) 降溫。由於燃燒室高紊性 (Highly Turbulent) 流場的解析不易，故概念設計初期採用適當的簡化模型 (Simplified Model) 解析流場特性，乃有其必要。另因燃燒熱對氣流性質的影響，常大於流體磨擦生熱的影響，故若重點置於燃燒熱值 (HV) 效應的探討，則可根據 Rayleigh Line 流場模型，分析燃燒室流場的操作特徵，以提供發動機概念設計所需的資訊。以下是本文採用的燃燒室一維流場解析模型及其驗證與應用。

5.1 基本假設

參照圖 8，Rayleigh Line 流場模型的四個基本假設如下：(1) 氣流以理想氣體行為流經此等截面通道，(2) 氣流運動為穩態，(3) 流體磨擦效應忽略不計、(4) 僅考慮通道壁面熱傳對氣流的影響。根據此模型可將通道內的氣流

視為一維運動，並沿流向(Streamwise)受熱而改變其溫度、壓力、速度...等性質。故如何在指定熱傳(Q)及已知的入口條件下，求解任意截面及出口站位的氣流性質，則是燃燒室流場一維解析模型的任務重點。關於理想氣體在等截面通道的穩態、一維、可壓縮流基本方程式的推導細節，則可參看文獻[20]的介紹。

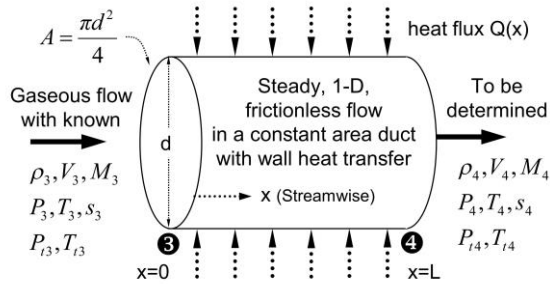


圖8. 本文採用之Rayleigh Line流場模型。

5.2 解析算式的推導

參照圖8及本文符號說明，由於Rayleigh Line模型不考慮流體磨擦效應，故可根據牛頓第二運動定律，導出圖內氣流的運動方程式：

$$P_3 + \rho_3 V_3^2 = P_4 + \rho_4 V_4^2 \quad (8)$$

再將理想氣體方程式與馬赫數定義式：

$$P = \rho RT \quad (9)$$

$$M = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (10)$$

代入方程式(8)，經整理可獲得氣流壓力比：

$$\frac{P_4}{P_3} = \frac{1 + \gamma M_3^2}{1 + \gamma M_4^2} \quad (11)$$

其次將方程式(9)與下列連續方程式：

$$\dot{m} = \rho VA = \text{const} \quad (12)$$

代入方程式(10)，經整理可獲得氣流溫度比：

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{M_4}{M_3} \right)^2 \left(\frac{1 + \gamma M_3^2}{1 + \gamma M_4^2} \right)^2 \quad (13)$$

續由方程式(10)與(13)導出氣流速度比：

$$\frac{V_4}{V_3} = \left(\frac{M_4}{M_3} \right)^2 \left(\frac{1 + \gamma M_3^2}{1 + \gamma M_4^2} \right) \quad (14)$$

並將式(11)及(13)導入式(9)獲得氣流密度比：

$$\frac{\rho_4}{\rho_3} = \left(\frac{M_3}{M_4} \right)^2 \left(\frac{1 + \gamma M_4^2}{1 + \gamma M_3^2} \right) \quad (15)$$

再依熱力學第二定律導得理想氣體熵增：

$$\Delta s = s_4 - s_3 = C_p \ln \left(\frac{T_4}{T_3} \right) - R \cdot \ln \left(\frac{P_4}{P_3} \right) \quad (16)$$

並將式(11)與(13)代入(16)，經整理後可獲得：

$$\frac{s_4 - s_3}{C_p} = 2 \ln \left(\frac{M_4}{M_3} \right) + \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right) \ln \left(\frac{1 + \gamma M_3^2}{1 + \gamma M_4^2} \right) \quad (17)$$

再則根據方程式(11)及氣流全壓算式：

$$\frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (18)$$

導得氣流全壓比(Total Pressure Ratio)如下：

$$\frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \left(\frac{1 + \gamma M_3^2}{1 + \gamma M_4^2} \right) \cdot \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_3^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (19)$$

據此可定義氣流因加熱造成的全壓損耗如下：

$$\frac{(\Delta P_t)_{\text{loss}}}{P_{t3}} = 1 - \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \quad (20)$$

最後根據方程式(13)及氣流全溫算式：

$$\frac{T_t}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (21)$$

可導出氣流全溫比(Total Temperature Ratio)：

$$\frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \left(\frac{M_4}{M_3} \right)^2 \left(\frac{1 + \gamma M_3^2}{1 + \gamma M_4^2} \right)^2 \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_3^2} \right] \quad (22)$$

總結以上推導的Rayleigh Line流場模型解析算式及圖8說明，可摘錄出以下重點：

- 氣流受壁面熱傳影響導致的壓力、溫度、速度、密度等四項基本性質變化，其算式分別

為：方程式(11)、(13)、(14)及(15)。

- 因壁面熱傳影響而導致氣流從入口到出口的整個過程熵增，可用方程式(17)計算。
- 氣流在整個過程，因壁面熱傳導致的全壓損耗，可用方程式(19)與(20)計算。
- 氣流在整個過程，因壁面熱傳導致的全溫變化，可用方程式(22)計算。

5.3 實用試算表的開發與驗證

鑒於發動機概念設計對性能參數估算的需要，此處將以 5.2 節算式設計實用的試算表用以估算燃燒室氣流性質的變化。這些算式的站位 3 代表燃燒室入口(氣流性質均為已知)，站位 4 則為出口(氣流性質待解)。由於各算式均為氣流比熱的比值 γ (Specific Heat Ratio)及馬赫數 M 的函數；故本文採用兩種不同方法，設計燃燒室流場性質試算表，分別介紹如下。

5.3.1 出口氣流馬赫數測試法(M_4 -test)

此方法係以在指定熱傳量 Q 值前提下，能快速估算燃燒室出口氣流性質為目的。因此，本文參考了文獻[20]的建議：為估算發動機初步設計的性能，對於空氣可假設其 $\gamma=1.40$ ；對已燃氣流則可設 $\gamma=4/3$ 。為便於估算，本文乃以 $\gamma=1.33$ 作為計算依據，至於主要的計算構想則條列如下：

- (i)根據指定 γ 值，計算氣流的等壓比熱值：

$$C_p = (\gamma/\gamma - 1) \cdot R \quad (23)$$

- (ii)依進氣條件及指定 Q 值計算出口氣流全焓：

$$h_{t4} = h_{t3} + Q/\dot{m}_g \quad (24)$$

- (iii)根據理想氣體假設算出口氣流的全溫：

$$T_{t4} = h_{t4}/C_p \quad (25)$$

- (iv)猜測一個 M_4 值，並依式(22)算出其 T_{t4} 值。

- (v)比較步驟(iv)與(iii)的 T_{t4} 值，若差距大於容差則調整 M_4 值並重複步驟(iv)，直到小或等於容差為止，此時 M_4 與 T_{t4} 值即為確解。

Flow Chart of M_4 -test Method

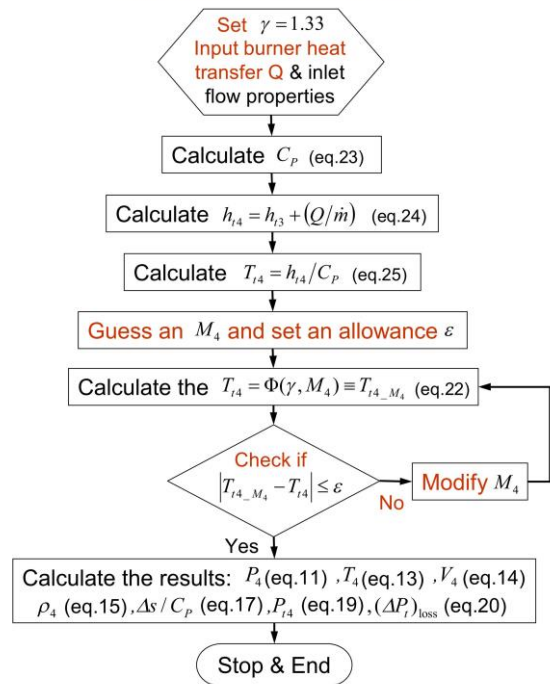


圖9. 燃燒室出口氣流性質計算流程(M_4 -test)。

- (vi)以指定值及步驟(v)的 M_4 確解分別代入：式(11)計算壓力、式(13)計算溫度、式(14)計算速度、式(15)計算密度、式(17)計算熵增、式(19)與式(20)計算全壓及全壓損耗，然後結束整個計算。

綜上所述，以馬赫數測試法(M_4 -test)建立的燃燒室出口氣流性質計算流程如圖 9 所示。

5.3.2 出口氣流溫度測試法(T_4 -test)

通常在發動機概念設計初期，許多元件的性能參數尚處於不明狀態。若此時欲進行燃燒室流場模擬分析，則可能因無出口氣流馬赫數的相關規範，以致於使用 M_4 -test獲得之結果，在驗證上須面臨挑戰。

此外，鑒於 γ 對燃燒室氣流性質計算精度的影響相當顯著，因此勢必要將氣流溫度對於 γ 值的影響同步納入考量。

基於上述觀點，本文乃根據文獻[21]收錄的空氣 γ 值與溫度 T 值數據，以迴歸分析建立 $\gamma(T)$ 的多項式整順函數(Fitting Function)如下：

$$\begin{aligned} \gamma(T) = & 1.393275 + 0.07224 \times \left(\frac{T}{1000}\right) - 0.14377 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^2 \\ & + 0.073256 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^3 - 0.017383 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^4 \\ & + 0.0019905 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^5 - 0.00008875 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^6 \end{aligned} \quad (26)$$

由於稍後將以文獻[18]的燃燒室設計規範驗證本文1-D流場解析模型，而文獻[18]係採用英制單位，故式(26)以 $T(^{\circ}\text{R})$ 值為依據。

透過方程式(26)，可將5.2節各算式的 γ 依站位溫度(T_3 或 T_4)分別計算其值，再據以設計試算表，作為在指定熱傳量 Q 值前提下，預測燃燒室出口氣流性質之用。然而，由於 T_4 本身即為待求之解，故須先以試誤法(Trial-and-Error)找出 T_4 與 $\gamma(T_4)$ 的確解以計算出 M_4 值，才可進行其餘的氣流性質計算。因此乃以出口氣流溫度測試法(T4-test)稱之，其主要構想概述如下：

- (i)輸入指定 Q 值、進氣條件、 T_4 猜測值及容差。
- (ii)用此 T_4 值及方程式(26)算出 $\gamma(T_4)$ 值。
- (iii)用此 $\gamma(T_4)$ 值及式(23)計算氣流 $C_p(T_4)$ 值。
- (iv)用此 T_4 及式(24)計算氣流熱焓 h_4 與 h_{t4} 值。
- (v)用此 h_4 與 h_{t4} 值計算出口氣流的速度如下：

$$V_4 = \sqrt{2(h_{t4} - h_4)} \quad (27)$$

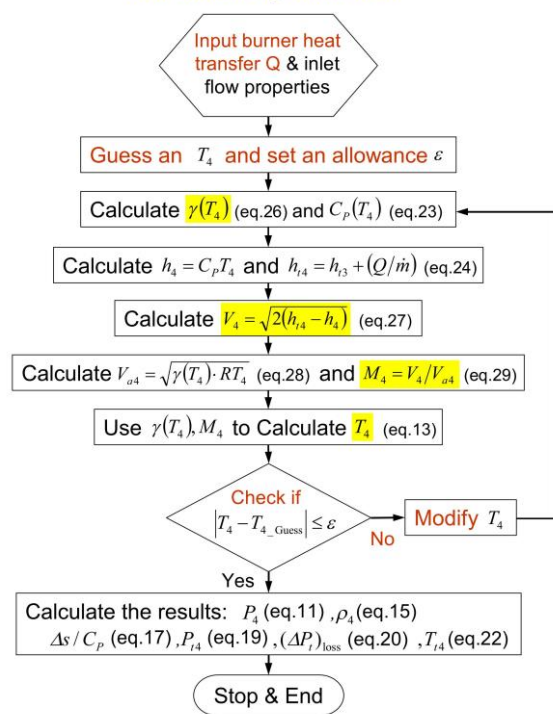
Flow Chart of T_4 -test Method

圖10. 燃燒室出口氣流性質計算流程(T4-test)。

- (vi)用目前 $\gamma(T_4)$ 與 T_4 值算出氣流音速如下：

$$V_{a4} = \sqrt{\gamma RT_4} \quad (28)$$

- (vii)用此 V_4 與 V_{a4} 值算出氣流馬赫數如下：

$$M_4 = V_4 / V_{a4} \quad (29)$$

- (viii)用目前 $\gamma(T_4)$ 與 M_4 值及式(13)計算 T_4 值。

- (ix)比較步驟(viii)與(i)的 T_4 值，若差距大於容差則調整 T_4 值並重複步驟(ii)至(viii)，直到滿足容差為止，此時的 T_4 、 $\gamma(T_4)$ 、 V_4 與 M_4 值即為確解。

- (x)以 γ 與 M_4 確解由式(11)、(15)、(17)計算氣流壓力、密度與熵增，並由式(19)、(20)、(22)計算全壓、全壓損耗及全溫，再結束計算。

綜上所述，以溫度測試法(T4-test)建立的燃燒室出口氣流性質計算流程如圖10所示。

5.3.3 方法驗證與結果比較

為確認上述 M_4 -test與 T_4 -test等二種方法在燃燒室出口氣流的性質估算上之實用性，本

文先根據圖 9 與圖 10 的計算流程，設計出使用方便的試算表，作為輔助工具。

表2. 以M₄-test模擬燃燒室出口氣流性質結果

Flow Property	Literature Data [18]		M4-test Method (Present Study)	
	Burner Inlet	Burner Exit	Burner Exit	Relative Error %
T ₄ (°R)	1418.03	2842.64	2953.6221	3.9042%
P ₄ (psia)	325.714	303.206	304.4255	0.4022%
ρ ₄ (lb/ft ³)	0.619960	0.287895	0.278188	-3.3716%
V ₄ (ft/s)	363.209	753.3640	809.4342	7.4426%
M ₄	0.2	0.3	0.3088305	2.9435%
T _{t4} (°R)	1428	2880	3001.7663	4.2280%
P _{t4} (psia)	334.626	321.241	324.3551	0.9694%
Burner Pt_Loss (%)	NA	-4%	-3.0694%	RMS of 7 Errors
Burner Δs/Cp		NA	0.7505	3.9577%

其次採用文獻[18]提供的 AE3007H 發動機燃燒室的設計點參數，進行模擬計算與結果比對的目標值。其中，使用 M₄-test 計算法所獲結果及和文獻[18]的數據比對，詳如表 2 所示。從表 2 的數據可發現：使用此法預測出口氣流壓力(P₄)與全壓(P_{t4})的結果較佳，其相對誤差均低於 1%。至於預測出口氣流速度

(V₄)、全焓(T_{t4})與溫度(T₄)則誤差較大。本文也同時對此七項氣流性質的相對誤差，計算其均方根(Root Mean Square)所獲結果約 3.9577%。

表 3 所列是本文使用 T₄-test 計算法，模擬 AE3007H 發動機在設計點狀態運作時，其燃燒室出口氣流性質所獲結果，以及和文獻[18]的數據相互比對的結果。

表3. 以T₄-test模擬燃燒室出口氣流性質結果

Flow Property	Literature Data [18]		T4-test Method (Present Study)	
	Burner Inlet	Burner Exit	Burner Exit	Relative Error %
T ₄ (°R)	1418.03	2842.64	2746.1716745	-3.3936%
P ₄ (psia)	325.714	303.206	308.5179	1.7519%
ρ ₄ (lb/ft ³)	0.619960	0.287895	0.3032	5.3249%
V ₄ (ft/s)	363.209	753.364	730.0788	-3.0908%
M ₄	0.2	0.3	0.2938	-2.0542%
T _{t4} (°R)	1428	2880	2782.8832	-3.3721%
P _{t4} (psia)	334.626	321.241	326.3195	1.5809%
Burner Pt_Loss (%)	NA	-4%	-2.4823%	RMS of 7 Errors
Burner Δs/Cp		NA	0.6723	3.1754%

從表 3 可發現：使用此法預測氣流壓力(P₄)與全壓(P_{t4})較佳，相對誤差均低於 2%。至於在預測速度(V₄)、全焓(T_{t4})與溫度(T₄)的誤差均比表 2 對應值低。這顯示採用 T₄-test 預測燃燒室出口氣流性質所獲結果的相對誤差較為

均衡；其中誤差最大為密度(ρ₄)，約 5.3249%。本文也同時計算此七項氣流性質相對誤差的均方根值，所獲結果約 3.1754%。由這些數據看來，T₄-test 的整體預測結果略比 M₄-test 精確；然而計算步驟則以 M₄-test 較為簡單。這

也印證文獻[20]的建議：估算發動機初步設計性能可設 γ 為定值的做法。

綜上所述：本文針對燃燒室流場分析提出的二種計算方法，用於估算出口氣流性質當屬可行。至於方法的選擇則應視已知條件及相關規範而定，若在資訊較充份情況下，可先選用較簡單的 M_4 -test。另從圖 9 與圖 10 發現：熱傳量 Q 值在計算燃燒室氣流性質上，扮演相當關鍵的角色，其算式如下：

$$Q = \eta_B \cdot \dot{m}_f \cdot HV \quad (30)$$

故對於不同燃料，只要依其熱值(HV)、流量($\dot{m}_f$)及燃燒室效率(η_B)算出 Q 值，即可運用本節二種計算方法，估算燃燒室出口氣流性質。這也是本文 1-D 模型在發動機概念設計初期參數估算上，可能的貢獻與實務應用價值。

5.4 試算表的應用：以 1-D 流場模擬為例

接續 5.3 節的成果，此處將使用經過驗證的試算表，針對燃燒室的複雜流場進行簡易的 1-D 模擬。目的在提供發動機概念設計對於燃燒室氣流溫度、壓力、速度及馬赫數等性質分佈情形的瞭解。至於模擬結果驗證，仍以文獻[18]的 AE3007H 發動機燃燒室入、出口氣流

性質作為基準。為符合概念設計需要，本文僅將燃燒室長度等分六小段，並以站位 3、4 代表入、出口；31 到 35 則為中間站位，如圖 11。

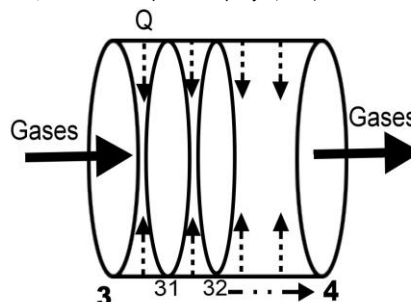


圖 11. 燃燒室工作氣流加熱站位示意圖。

關於燃燒室壁的熱傳量，根據文獻[18]的數據及式(30)算得 Q 值約 19717.7374 (Btu/s)，並將其分為 10 等分作為模擬燃燒室氣流加熱之能量分佈。其中，第 1 至 3 小段依序分配 2、3、2 個熱量單位；其餘 4 至 6 小段則各分配 1 個單位。最後再使用 5.3 節 T_4 -test 與圖 10 所示的計算流程，設計 1-D 流場模擬試算表。其模擬與驗證的結果均詳如表 4，至於氣流性質的分佈則繪如圖 12 所示。

表 4. 本文模擬燃燒室 1-D 流場之結果驗證

Flow Property	Literature Data [18]	Present Study	Relative Error %
T (°R)	2842.64	2746.1799	-3.3933%
P (psia)	303.206	308.5177	1.7518%
ρ (lb/ft ³)	0.287895	0.303224	5.3245%
V (ft/s)	753.364	730.0811	-3.0905%
M	0.3	0.2938	-2.0667%
Tt (°R)	2880	2782.8918	-3.3718%
Pt (psia)	321.241	326.3194	1.5809%

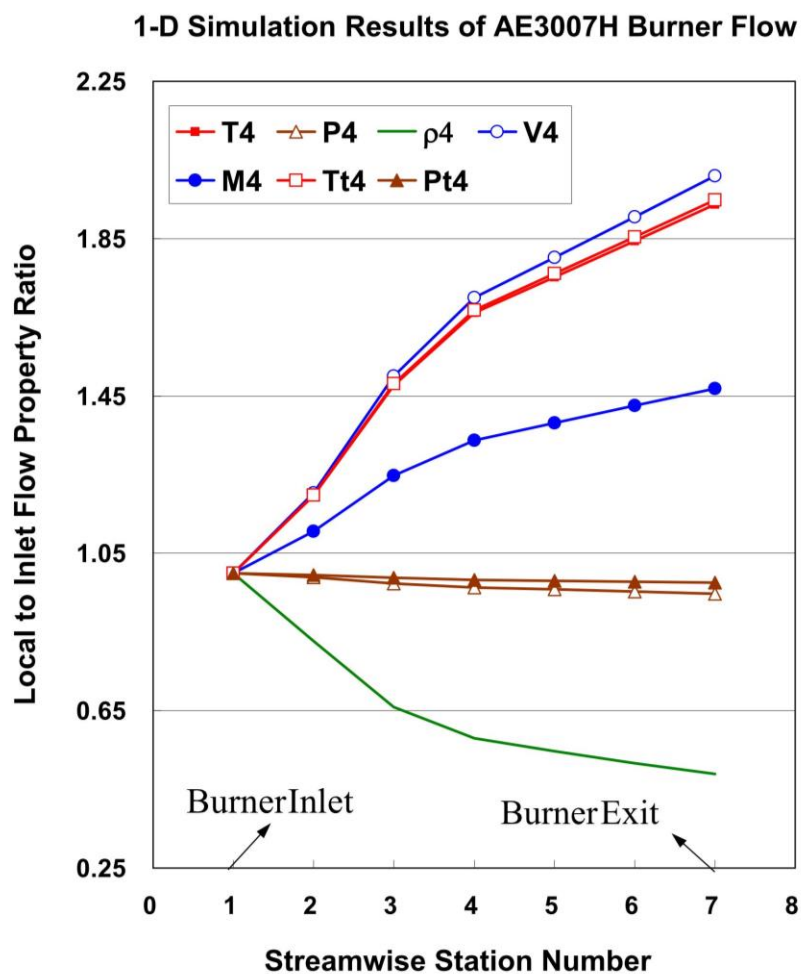


圖 12. 本文模擬燃燒室 1-D 流場之性質分佈。

根據圖 12 的流場性質分佈，可發現氣流溫度、速度、馬赫數及全溫值，均因燃燒室壁的加熱而沿流向增加；至於氣流壓力、密度及全壓值則沿流向降低。這些結果在物理趨勢上亦能符合預期。此外，從圖發現：氣流溫度與全溫的分佈曲線相當接近且趨勢亦同，此現象也發生在氣流壓力與全壓的分佈曲線上。這些結果也同時顯示了燃燒室氣流運動效應，相對低於流場的加熱效應。另從壓力及全壓曲線的分佈來看，其變化幅度似乎不甚明顯，這也意謂在發動機概念設計初期，將燃燒室視為近似等壓過程的做法有其可行性。最後，從密度的分佈趨勢可瞭解：燃燒室氣流因受熱而膨脹的明顯變化。

六、結論與展望

- 1、本文根據燃燒化學反應及能量守恆定律，設計出一個實用的試算表，可用於發動機概念設計初期估算燃燒室的絕熱焰溫，即理想狀態可達之最高溫度。這對於設計者而言，可依此溫度作為選擇材料耐熱極限的參考。此外，該試算表可藉由調整燃燒當量比 Φ 及設定燃燒室出口溫度，計算出燃料熱值(HV)及所需空氣流量，作為燃燒室入口面積的設計之用。
- 2、在絕熱焰溫試算表的應用方面，本文分別從能源環保、空污防制及軍事用途觀點，選擇三種典型燃料作為探討對象。除成功驗證本文建立的 0-D 模型外，更可作為後續探討燃燒室初始條件效應的基礎。
- 3、在燃燒室性能預測方面，本文根據 Rayleigh Line 流場模型，發展出兩種不同的分析模式，可用於指定熱傳 Q 值的前提下，估算燃燒室出口氣流的性質，特別是燃燒室氣流因受熱造成的全壓損耗，當可提供改善燃燒室設計的參考。
- 4、在燃燒室流場模擬方面，本文設計了一個實用的試算表，用以計算燃燒室 1-D 流場分析所需的數據。該試算表可藉由熱傳量 Q 值分佈的調整，達到模擬的效果並快速呈現燃燒室氣流溫度、壓力、密度、速度與馬赫數等性質的分佈情形。這對燃燒室設計初期的現象瞭解，乃深具參考價值。
- 5、為因應高速飛行需求，超燃衝壓發動機(Scramjet Engine)已成為近代航太系統研

究的熱門議題，其中亦仍有許多關鍵技術尚待突破。因此，若能以本文的 1-D 模型與成果，延伸到超音速燃燒流場的性能模擬將深具意義。

符號說明

英文字母

A	面積
C_p	定壓比熱
F	推力
f	燃料
G	質量流率
$\underline{g}$	重力加速度
g^0	Gibbs 自由能
HV	燃料熱值
$\Delta \bar{H}_f^\circ$	莫耳生成焓
K_p	平衡常數
M	馬赫數
N	轉速
n	莫耳數
o	助燃劑
P	氣壓
PR	壓縮比
Pt	全壓
R	氣體常數
S	熵
s	計量
T	溫度
T_t	全溫
Q	能量/反應熱
V	體積/流體速度

希臘符號

γ	氣體比熱比
η_B	燃燒室效率
ρ	氣體密度

下標符號

1	Rayleigh Line 流場進口
2	Rayleigh Line 流場出口
3	站位，燃燒室入口

4 站位，燃燒室出口
AFT 絕熱火焰溫度
CO₂ 二氧化碳
CH₄ 甲烷
H₂O 水/水蒸氣
N₂ 氮氣
O₂ 氧氣
a 空氣
e 站位，管徑出口
f 燃料
i 物種成份
p 生成物
r 反應物

參考文獻

- [1] Online source, website:
<http://static.sfdict.com/dictstatic/dictionary/graphics/ahsd/jpg/ASTurboj.jpg>, Retrieved May 23, 2018.
- [2] Lefebvre, A. H. and Ballal, D. R., Gas Turbine Combustion-Alternative Fuels and Emissions, 3rd ed., pp. 8-10, 14-18, 21, 30-31, 71-72, CRC Press, 2010.
- [3] 胡慧田、夏筱明，以離散事件模擬軍用渦噴發動機運轉程序之實踐-Petri 網模型，第 23 屆國防科技學術研討會論文集，民國 103 年 11 月 14 日於龍潭渴望園區。
- [4] Glassman, I., Yetter, R. A., and Glumac, N. G., Combustion, 5th ed., pp. 393-402, Academic Press, 2014.
- [5] Zuber, M., Hisham, M. S. B., Nasir, N. A. M., Basri, A. A., and Khader, S. M. A., "A Computational Fluid Dynamics Study of Combustion and Emission Performance in an Annular Combustor of a Jet Engine," *Pertanika J. Sci. & Technol.*, Vol. 25, No.3, pp. 1019-1028, 2017.
- [6] Rehayem, E., Kerautem, A., Dulbecco, A., Colin, O., and Berr, F. L., "Towards a Novel 0D Gas Turbine Combustor Modeling: Bridging the Gap Between Dimensional and Engine Performance Approaches," 7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS), Italy, 2017.
- [7] Topal, A., and Turan, O., "On-design Exergy Analysis of A Combustor for A Turbojet Engine: A Parametric Study," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 89 Issue: 5, pp.719-724, 2017.
- [8] Sung, R., A Comparative Study of The Gas Turbine Simulation Program (gsp) 11 and Gasturb 11 on Their Respective Simulations for A Single-Spool Turbojet, Master Thesis, University of Tennessee, Knoxville, p. iv, 2013.
- [9] Mattingly, J. D., Elements of Propulsion Gas Turbines and Rockets, 2nd ed., Table 6.2, p. 373, AIAA Education Series, 2006.
- [10] Keating, E. L., Applied Combustion, 2nd ed., pp. 586-626, CRC Press, 2007.
- [11] Lilley, D.G., "Adiabatic Flame Temperature Calculation: A Simple Approach for General CHONS Fuels," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA 2004.
- [12] Haynes, W. M., Handbook of Chemistry and Physics, 97th ed. (2016-2017 version), Sec. 15, p. 49, CRC Press, 2016.
- [13] Martinez, I., "Fuel Data for Combustion with Air," Online source, website:
<http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/dat1/eCombus.pdf>, Retrieved May 24, 2018.
- [14] Nishtala, K., Modeling and simulation of JP-8 fuel based hybrid solid oxide fuel cell system, Master Thesis, Rochester Institute of Technology, pp. 36-37, 2010.
- [15] Covington, A., The Investigation of Combustion and Emissions of JP8 Fuel in An Auxiliary Power Uunit, Master Thesis, Georgia Southern University, p. 40, 2011.
- [16] The U.S. Department of Health and Human Services, Toxicological Profile For JP-5, JP-8, and JET A Fuels, Agency for Toxic Substances and Disease Registry, p. 153, 2017.
- [17] Shumway, L. A., Trace Element and Polycyclic Aromatic Hydrocarbon Analyses of Jet Engine Fuels: Jet A, JP5, and JP8, Technical Report 1845, SPAWAR Systems Center, Table 3-1, p. A-3, 2000.

- [18] Halliwell, I., "An Improved Engine for a High Altitude Long Endurance Unmanned Air Vehicle," Joint AIAA Foundation and ASME/IGTI Student Design Competition, Undergraduate Team-Engine, Request for Proposal, p. 13, Aug. 30, 2012. Website: https://www.aiaa.org/uploadedfiles/events/other/student_competitions/2012_2013_ugrad_team_engine.pdf
- [19] Rolls-Royce, The Jet Engine, Fig. 4-2 and Fig. 4-3, p. 37, 5th ed., Reprinted 1996 with revisions.
- [20] Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers, G. F. C., Cohen, H., Straznicky, P. V., and Nix, A. C., Gas Turbine Theory, 7th. ed., p. 67, pp. 549-552, Pearson Education Ltd., 2017.
- [21] Zucker, R. D. and Biblarz, O., Fundamentals of Gas Dynamics, 2 ed., p. 471, John Wiley & Sons, INC., Hoboken, New Jersey, 2002.