

行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

渦輪葉片絕熱鍍層之力學行為探討

計畫編號：NSC 88-2212-E-002-017

執行期限：87 年 8 月 1 日至 88 年 7 月 31 日

主持人：鄭榮和 國立臺灣大學機械工程研究所

一、中文摘要

本研究重點在於比較並分析 TBC 對燃氣渦輪引擎的轉子葉片的力學行為，探討二維熱傳、熱衝擊阻抗能力、三維潛變、疲勞損傷與壽命評估。在各項分析中，模擬真實引擎的環境，以參數分析方式，比較不同的 TBC 厚度對葉片力學反應的影響，並直接用於真實葉片的分析上，希望能建立一套檢測分析的程序，提升國內對塗層機械性質評估之能力。

關鍵詞：渦輪葉片,壽命評估,熱衝擊阻抗,潛變,疲勞,絕熱塗層,有限元素分析

Abstract

This study is aimed at study of mechanical behavior of thermal barrier coating on rotor blades of gas turbine engine, which includes two-dimensional heat transfer, thermal shock resistance, 3-D creep, fatigue damage and life estimation. In all analyses, the environmental conditions of the real-life cycle of the engine are simulated. Parametric studies are performed to compare the effect of TBC thickness on the mechanical behavior of turbine blade.

Keywords : Turbine blade, life estimation, thermal shock resistance, creep, fatigue, thermal barrier coating, finite element analysis

二、計畫緣由與目的

本計畫針對設計表面鍍層時，特別是渦輪葉片的絕熱特性，所牽涉之相關力學分析與所需之材料性質進行研究與探討。研究內容在於建立相關的有限元素分析能量，包括熱傳與熱應力分析、潛變分析、以及疲勞分析，探討表面鍍層對轉動結構組件的影響。研究之成果可作為實際發動機轉動組件的絕熱鍍層設計與維修時判斷的依據。

本計畫所需之部份材料性質，將由實驗或文獻資料中獲得。應力分析所需之複雜邊界條件則由漢翔公司或長榮公司發動機維修部門的流場量測而得。

以下是本計畫的工作目標：

(1).了解鍍層組件所使用的材料與分析軟體，(2).求取材料性質，包括熱傳係數、熱膨脹係數、非彈性材料常數等，(3).熱傳分析，試圖經由模擬真實引擎的環境了解塗層在葉片上提供熱衝擊阻抗能力(thermal shock resistance)以及因熱擴張係數不同所產生的熱應力，(4).潛變分析，在不改變現有設計下，絕熱塗層對金屬潛變壽命的影響將在此做一分析比較，(5).疲勞壽命評估。整合兩種材料的損傷模式以進行整體組件的綜合估算。

三、簡介

如圖 1 所謂的“絕熱塗層(Thermal Barrier Coating, TBC)”，是一種以高溫電

漿熔射(Plasma Spray)或物理蒸氣沉澱(Physical Vapor Deposition,PVD)的方式,於有空氣冷卻之超合金基材表面披覆一層 MCrAlY 合金(M 代表 Ni,Co,Fe)。再以同樣之技術於結合層表面披覆一層以氧化鋯 (ZrO₂) 為主,添加不同之安定劑(stabilizer)之表層(top coat)。如此形成一個足以提供約 100 至 150 之零件表面溫度下降之保護特性。

對有 TBC 的葉片而言,文獻上數十篇致力研究 TBC 的破壞模式,建立許多考慮到微觀組織的模型[1,2,3,4,5]。這些研究只考慮到 TBC 的運轉破壞,與葉片金屬部分的整體評估則分開討論,尚未分析兩種模型之間數量上的差異。

本研究所分析的對象為燃氣渦輪發動機的第一級高壓渦輪葉片(1st stage turbine blade)。加上 TBC 的葉片,很有可能使一般檢測系統無法察覺內部金屬的損傷;另一種可能是 TBC 因破壞而剝落(spallation)的時間早於既有的維修週期,因此有必要設定整體葉片的破壞模式與相對應的生命週期,建立損傷維護的標準。

四、熱傳特性探討

4.1 原始設計比較

圖 3 分別為兩種葉片(有 TBC 與無 TBC)的穩態溫度場比較。我們導入氣膜冷卻的概念探討其影響。以下的模擬分析,是針對圖 2(c)設計的氣膜冷卻葉片。圖 3(c)為氣膜冷卻葉片的穩態溫度場。與此圖的(b)比較可以很明顯的看出氣膜冷卻的貢獻以葉片後緣為主。對 TBC 的主要絕緣功能,由圖 3(d)可看出,氧化鋯提供了約 120 的絕緣於前緣,60 於後緣。

4.2 TBC 厚度探討

觀察幾何曲率半徑較小的兩個位置,前緣與後緣的正向應力與切向應力厚度在 0.19 ~ 0.51mm 範圍內變化。圖 4 是最大正向應力振幅與最大切向應力與振幅隨陶瓷厚度變化的關係。

結果發現:(1)穩態的正向應力皆小於 0。(2)在停車瞬間造成的應力振幅,正向最大值發生於金屬與接合層界面,切向最大值發生於陶瓷材料表面。

事實上決定 TBC 厚度的考慮因素很多,因厚度增加而增加的慣性質量,容易使 TBC 在運轉過程中因輕微裂紋而剝落。TBC 的厚度考量受多種因素控制,並非愈厚愈好,如後緣位置,值得再整合不同領域的知識進行分析。

五、潛變分析

本研究採用 Mises 型公式如下,

$$\begin{aligned} \bar{\tau} &= \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\tau_1 - \tau_2)^2 + (\tau_2 - \tau_3)^2 + (\tau_3 - \tau_1)^2} \\ \bar{\varepsilon} &= \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_1^cr - \varepsilon_2^cr)^2 + (\varepsilon_2^cr - \varepsilon_3^cr)^2 + (\varepsilon_3^cr - \varepsilon_1^cr)^2} \\ \bar{v}^cr &= \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(v_1^cr - v_2^cr)^2 + (v_2^cr - v_3^cr)^2 + (v_3^cr - v_1^cr)^2} \end{aligned} \quad (1)$$

5.1 潛變壽命評估

本節所討論比較對象,是以發電機組的渦輪引擎為主,分析時間設定為連續運轉 10000 小時,約合一年兩個月。

圖 5(b)為兩種葉片的最大等效潛應變比較,均位於後緣可以發現在 10000 小時當中,欲達到相同的等效潛應變,加上 TBC 的葉片所需的時間為無 TBC 葉片的 10 倍左右,若以我們耽心的徑向潛應變比較的話,如圖 5(a),10000 小時的潛應變相差 4 倍,但從兩曲線穩定性來看,達相同潛變量所需時間已相差 100 倍以上。

5.2 不同厚度對潛變的影響

此處的分析仍是以最佳厚度 0.38mm

為中心探討在這附近的 TBC 厚度對於潛變是否可能達飽和。圖 6 是最大等效潛應變(編號 4 的點)與 TBC 厚度關係。從分析的結果可以發現,在厚度 0.25 ~ 0.4mm 的範圍, 等效潛應變有一最低值出現, 厚度超過 0.55mm 的等效潛應變卻比沒有 TBC 的葉片還要高。

溫度的降低基本上可使強度提高、潛變率降低、熱擴張變小; 但因為 TBC 厚度增加, 使兩者材料的牽制加強, 造成潛變兩大主要因素 --- 應力與溫度互有消長現象。

六、疲勞分析

6.1 疲勞壽命的計算模型

從彈性應力、塑性應變計算而得之經驗公式:

$$\begin{aligned} f_a &= AN_f^B \\ \nu_{pa} &= \nu_f N_f^C \end{aligned} \quad (2)$$

其中 A, B, C, ν_f 為材料常數, f_a 為彈性應力振幅, ν_{pa} 為塑性應變振幅, 對於不同溫度將採內插方式計算。

6.2 金屬基材(IN 738LC)疲勞損傷預測

圖 7 為本節分析的流程說明。在參考 Bernstein [6] 的研究與考慮離島發電機組的使用時間, 訂定一次循環所需時間為 13.3 小時, 進行三次的循環分析。所有分析均設定為黏塑應力分析。前二次循環視材料仍為暫態性質, 接第三次視為材料性質已達穩態。

根據 Miner's rule, 我們將三次循環週期的疲勞壽命關係表示如下:

$$\left[\sum_i \frac{N_i}{N_{fi}} \right]_{C_1} + \left[\sum_i \frac{N_i}{N_{fi}} \right]_{C_2} + B_f \left[\sum_i \frac{N_i}{N_{fi}} \right]_{C_3} = 1 \quad (3)$$

C_1, C_2 分別表示前兩次的循環, B_f 則為材料

達運轉破壞所需的週次。

利用雨流法則(rainflow cycle counting) 解析得前緣與後緣的等值應力振盪, 可得金屬葉片的疲勞壽命如表 1。以後緣(TE) 來看, TBC 使有效運轉週次從 2819 增加為 24981, 增加接近 10 倍。而前緣的增加更明顯, 主要是應力、溫度同時降低的結果。

七、TBC 葉片整體壽命評估

7.1 損傷預測與評估

如圖 8, 取中段高溫區域的 5 個位置來看, 金屬材料的損傷模式因位置而有不同。前緣與後緣受溫度衝擊較直接, 有很明顯的應力振盪, 穩態潛應變與應力鬆弛不如受壓面與吸引面來的明顯。以第三次循環所造成的損傷製成表 2。從表上可發現, 整體的損傷, TBC 是由氧化主導。金屬部分則以潛變造成的損傷較大。以 TBC 的剝落現象來看, 氧化先造成界面間沿 TBC 組織空孔成長的裂紋, 再由正向應力 σ_n 的作用, 才會造成剝落。

金屬葉片的損傷是以潛變疲勞(creep-fatigue)的方式進行。潛變力學中, 潛變率初始會進行一段時間的加速後, 才進入以最小潛應變率的穩態潛變, 以 13.3 小時的穩態運轉來看, 加速的潛變行為早已佔去大部分, 故每次累積的損傷遠大於長時間的潛變分析, 而疲勞的位置則以後緣為明顯。

以上的分析討論可知, 相對於每日開/關機的渦輪噴射引擎而言, 初期的檢測須以 TBC 為主, 而金屬的潛變與後緣的疲勞壽命則可訂定大翻修的合理週期。

八、結論

綜合上述各節的分析, 可歸納出幾點

重要結論:(1)TBC 可有效提高渦輪葉片的熱衝擊阻抗能力, 而熱衝擊最嚴重是發生在引擎停車時。(2)先進葉片的設計必須在後緣加入氣膜冷卻的概念。(3)整合不同溫度與應力實驗公式, 可配合有限元素法, 對複雜負載的渦輪葉片進行潛變分析。(4)因 TBC 而導致葉片徑向伸長量的差異, 以等效潛應變比較的話, 可與原始設計相差 10 倍的潛變壽命, 若以徑向潛應變比較則有 100 倍以上的差異。(5)以最大等效潛應變的觀念比較不同厚度 TBC 的影響時, 發現有一最低值出現在 0.25 ~ 0.4mm 的範圍。(6)從數值方式模擬葉片的週期運轉, 葉片在起動與停車時皆承受極大的應力振幅, 可建立比一般傳統實驗更精確之應力譜。(7)了解 TBC 的剝落與金屬潛變是主導葉片壽命的兩大因素, 提早確知損壞的先後次序, 並協助建立合理有效率的維修週期。

參考文獻

[1] T. A. Cruse, S. E. Stewart, and M. Oritz, "Thermal Barrier Coating Life Prediction Model Development," *J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Trans. ASME., Vol. 113, pp. 610-616 (1991).

[2] R. A. Miller, "Progress Toward Life Modeling of Thermal Barrier Coatings for Aircraft Gas Turbine Engines," *J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Trans. ASME, Vol. 109, pp. 448-451 (1987).

[3] G. C. Chang, W. Phucharoen, and R. A. Miller, "Behavior of Thermal Barrier Coatings for Advanced Gas Turbine Blades," *Surface and*

Coatings Technology, Vol. 30, pp. 13 (1987).

[4] S. M. Meier, D. M. Nissley, K. D. Sheffler, and T. A. Cruse, "Thermal Barrier Coating Life Prediction Model Development," *J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Trans. ASME, Vol. 114, pp. 258-263 (1992).

[5] B. C. Wu, E. Chang, D. Tu, and S. L. Wang, "Microstructures, Properties and Failure Analysis of (ZrO₂-8wt.% Y₂O₃)/((Co,Ni)-Cr-Al-Y) Thermal Barrier Coatings," *Material Science and Engineering*, A111, pp. 201-210 (1989).

[6] H. L. Bernstein, and J. M. Allen, "Analysis of Cracked Gas Turbine Blades," *J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Trans. ASME, Vol. 114, pp. 293-301 (1992).

分析對象	B _f	
	LE	TE
Uncoated	8999.39	2819.08
0.38mm TBC	5.39878×10 ⁸	24981.5

表 1 TBC 對葉片疲勞壽命比較(LE:前緣, TE:後緣)

基材壽命評估			
位置	Life _{fatigue}	Life _{creep}	D _{metal}
1	5.721×10 ¹⁵	351.87	2.84×10 ⁻³
2	1.043×10 ⁹	5320.60	1.88×10 ⁻⁴
3	2.498×10 ⁴	994.43	1.05×10 ⁻³
4	1.441×10 ¹⁵	257.75	3.88×10 ⁻³
5	5.399×10 ⁸	1.693×10 ⁴	5.91×10 ⁻⁵
TBC 壽命評估			
	Life _{oxide}	Life _{stress}	D _{TBC}
1	27	2.199×10 ⁶	3.79×10 ⁻²
2	49	9.459×10 ¹⁰	2.05×10 ⁻²
3	35	---	2.87×10 ⁻²
4	25	---	3.94×10 ⁻²
5	60	4.83×10 ⁵	1.67×10 ⁻²

表 2 渦輪葉片中段各點的有效疲勞分析(單位:[Life]=cycle, [D]=1/cycle)

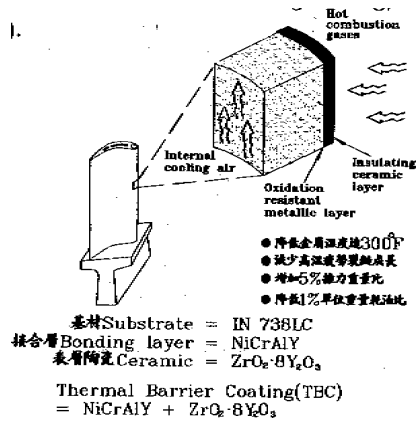


圖 1 TBC 效益圖

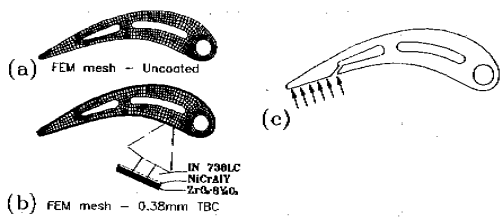


圖 2 第一級渦輪葉片中段截面有限元素模型與氣膜冷卻設計

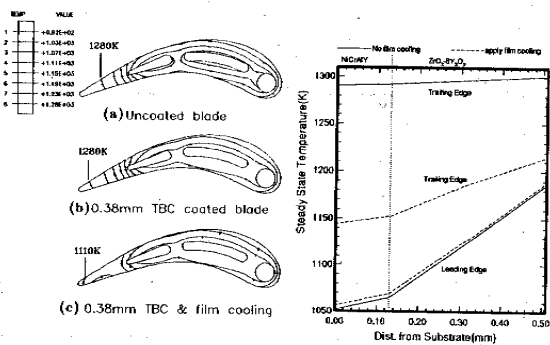


圖 3 二維穩態溫度場與 TBC 厚度方向溫度分佈

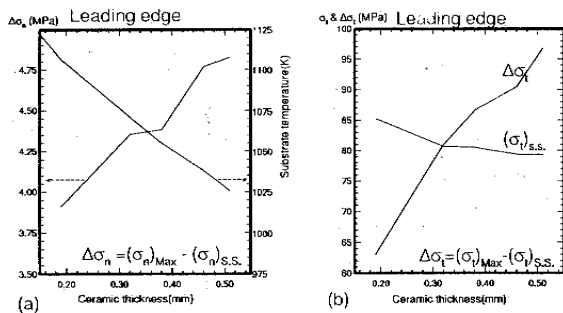


圖 4 TBC 厚度對熱應力與溫度的關係

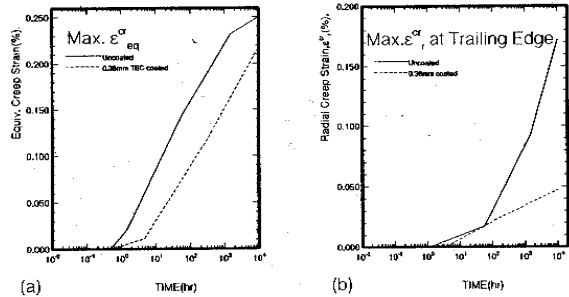


圖 5 兩種葉片最大等效與徑向潛應變成長圖

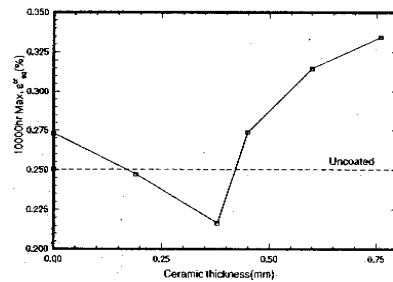


圖 6 不同 TBC 厚度對葉片潛變壽命的影響

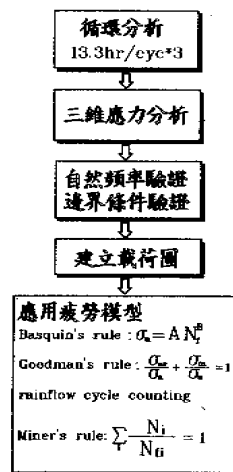


圖 7 金屬疲勞分析流程圖

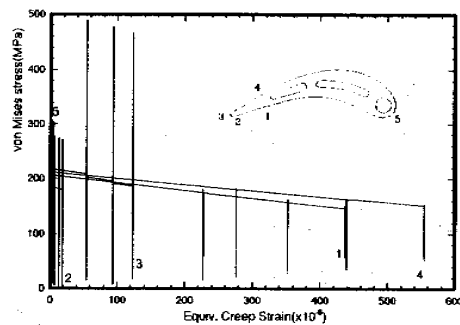


圖 8 葉片中段的等效應力-應變圖