

# 機場剛性鋪面厚度設計程式之建立

Development of a Thickness Design Program for Rigid Airfield Pavements

計畫編號： NSC87-2218-E-032-007

執行期限： 86/08/01~87/07/31

主持人：李英豪 淡江大學土木工程學系副教授

## 一、中文摘要(關鍵詞：機場剛性鋪面、厚度設計、P/C、設計因子、應力分析、預估模式、疲勞損壞)

本研究主要目的在建立一套可利用版理論的方法來分析波音 B-777 型客機的新機場剛性鋪面厚度設計程式。本研究將對傳統 FAA 與新的 LEDFAA 設計法作詳盡且深入的探討。本研究首先重新評估 P/C 的發展觀念與計算方式，並重新驗算各機型的 P/C 值。接著，本研究藉著應力修正因子，重新計算設計法中的臨界邊緣應力並與舊法所計算的臨界應力相互驗證。本研究並利用累積疲勞損壞因子的概念，以解決傳統方法中對不同機型與起飛次數轉換的問題與困難。研究中亦比較傳統 FAA 與新的 LEDFAA 的疲勞破壞曲線之關係，並利用當量應力因子的觀念，以建立新的疲勞破壞曲線。本研究並據此研擬出新的機場鋪面厚度設計程序，目前正在積極地編譯一套擁有良好使用介面的機場剛性鋪面厚度設計程式 (TKUAPAV)。

## 英文摘要 (Keywords: Rigid Airfield Pavements, Thickness Design, P/C Ratio, Design Factor, Stress Analysis, Prediction Model, Fatigue Damage)

The main objective of this study is to develop a new thickness design program for rigid airfield pavements in attempts to accommodate the new-coming Boeing 777 airplanes based on the plate theory approach. The differences of the conventional FAA design method and the newly developed LEDFAA design methodology are investigated. The original concept of pass-to-coverage ratio is reevaluated. The prediction models developed by

Lee, et al. (1997) are utilized for the estimation of critical edge stresses. The problems and difficulties of the conventional method especially in the conversions of different aircraft types are identified. The concept of cumulative damage factor is used to account for the combined damages of different aircraft types and departures. Structural deterioration relationships are compared and tentative modification alternatives are investigated. Consequently, an equivalent stress factor is introduced and an alternative structural deterioration model is proposed. Research effort is still underway to implement the proposed approach into a user-friendly computer program (TKUAPAV).

## 二、計畫緣由與目的

美國聯邦飛航總署 (FAA) 傳統的機場剛性鋪面厚度設計法係以 Westergaard 所發展之「版理論」為基礎。由於其發展過程年代久遠，無法對不斷地推陳出新的新機型作有效的分析，且仍有許多限制及困難尚待解決，因此 FAA 為針對新一代波音 B-777 飛機，乃以全新之設計理念，毋論是剛性或柔性機場鋪面均採用「多層線性彈性理論」，並提供 LEDFAA 電腦程式以專供設計可容納波音 B-777 機場鋪面厚度之用。再者，FAA 並建議若設計的機場不含波音 B-777 機型時，則仍應採用傳統的 FAA 設計法，此種將兩種截然不同的理念應用在同一設計程序中極為不適宜。此項措施不僅在學術界甚至在工程界之實際應用上，亦造成極大之爭議與困擾，因此有深入探討之迫切需求。本研究主要目的乃在建立一套可利用版理論的方法來分析波音 B-777 型客機的新機場剛性鋪面厚度設計程式。

## 三、研究方法與過程

本研究對傳統 FAA 與 LEDFAA 設計法之設計程序的每個步驟進行評估與驗證。針對該設計法的原始發展過程中之 Pass/Coverages (P/C)、設計機型、輪軸轉換因子、疲勞關係等重要的因素進行分析。

### 3.1 P/C之重新評估

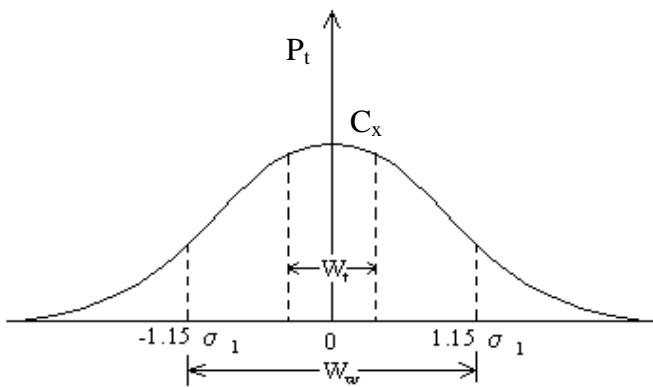
傳統 FAA 設計法以 P/C 將飛機通過鋪面的次數(Pass)轉換成最大應力荷重作用之次數(Coverages)。FAA 定義 Coverages 為飛機輪重以常態分配通過鋪面時對鋪面造成最大應力的作用位置，並定義此位置擁有最大的通過機率。圖一為飛機輪軸中心線通過鋪面的常態分配，P/C 的計算方式如公式 1 所示。

$$Coverages = \int_{-\frac{W_t}{2}}^{\frac{W_t}{2}} P_t(x) dx \approx (C_x)(W_t)$$

$$P_t(x) = \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{x-u}{\sigma_x}\right)^2} \quad (1)$$

$$P/C = \frac{1}{(C_x)(W_t)}$$

$\sigma_x$  表示常態分配的標準偏差， $P_t(x)$  為通過的機率， $C_x$  表示造成最大應力的通過機率， $W_t$  表示通過機型的輪寬。



圖一飛機輪軸中心通過鋪面之常態分配

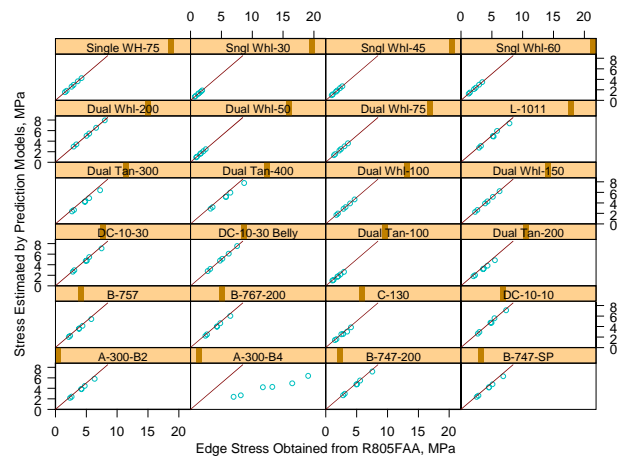
本研究重新計算各種不同機型的 P/C 值，並與 FAA 所提供的 P/C 值相比較，以驗證其正確性，並以此程序推算出擁有特殊輪軸的波音 B-777 新機型之 P/C 值。

在圖一中，FAA 係假設在此常態分配下飛機輪軸中心線通過  $W_t$  的寬度範圍內對鋪面所造成的邊緣應力值都相同。然而根據相關的研究顯示，輪軸離開版邊緣的位置對應力所造成的折減影響相當大，很顯然地該設計法忽略此

一影響，所以有必要作進一步的修正。

### 3.2 臨界應力的分析

傳統 FAA 的應力計算方式是結合 Westergaard 所提出的邊緣應力公式與 Pickett & Ray 的影響圖所提供的調整因子所構成。本研究以有限元素法程式所發展的無因次應力預估模式，並考慮不同機型、輪軸組成與其他影響鋪面應力之因素，對臨界邊緣應力重新估算，並與傳統 FAA 的應力計算結果比較。比較之結果如圖二所示，除 A-300-B4 機型外(相信是 FAA 程式中之錯誤)，其他機型均極為近似，因此也驗證出所建議之應力預估模式的實用性。



圖二 應力預估模式的驗證

### 3.3 輪軸轉換因子

FAA 為了將不同機型與起飛次數對鋪面所造成的影響相疊加，而提出了設計機型的觀念。設計機型為將通過鋪面的所有機型中需要最大鋪面厚度的機型作為標準，再將其他機型以輪軸轉換因子轉換成此設計機型的等額起飛次數，其相關公式如下：

$$\log R_1 = \log R_2 \times \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^{0.5} \quad (2)$$

$R_1$ ：各種機型相對於設計機型之等額起飛次數當量

$R_2$ ：各種機型根據設計機型之輪軸型態所轉換之起飛次數

$W_1$ ：為設計機型之輪重

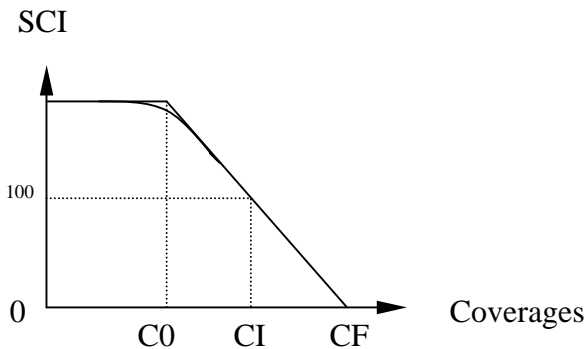
$W_2$ ：為各種機型之輪重

FAA 也瞭解上述轉換方式甚為粗略且不恰當，因此在新的 LEDFAA 設計程式中引進累加疲勞破壞因子(CDF)的觀念，以捨去傳統設計法之設計機型與輪軸轉換因子。

### 3.4 疲勞損壞之關係式

傳統 FAA 設計法的疲勞曲線是根據美國陸軍工兵團(CE)的鋪面試驗結果而來。此曲線以 Coverages 與厚度百分比(RH)表示，在對數座標上呈雙線性的關係，當  $DF=(S_c/0.75 \sigma_e)$  為 1.3 時，容許基本厚度的鋪面承受 5,000 次 Coverages，並以此來決定預定交通量下所需的厚度，其中  $S_c$  為混凝土版之抗彎強度、 $\sigma_e$  為 Westergaard 的邊緣應力。本研究根據傳統 FAA 設計法的內容繪出疲勞曲線的關係，發現其應力與容許的 Coverages 次數間的關係並不唯一，其關係會隨著混凝土版的抗彎強度  $S_c$ 、版的厚度  $h$ 、路基強度  $k$  等因素而改變。

Rollings 與 Witczak 以鋪面結構狀況指標 SCI 的觀念(如圖三所示)，定義鋪面受損程度。鋪面開始破壞時其 SCI=100，當鋪面至完全破壞時其 SCI 值由 100 降至 0，其所對應的容許 Coverages 次數分別以  $C_0$  與  $C_F$  表示。而  $C_I$  則定義為第一條裂縫產生時的 Coverages 次數。



圖三 SCI 與 Coverages 之關係

為了解決以傳統 FAA 設計法對波音 B-777 機型將會得到過於保守厚度設計的問題，新的 LEDFAA 設計法採用上述觀念，並以下式作為疲勞破壞的關係曲線：

$$SCI = \frac{DF - 0.2967 - (0.3881 + 0.000039 * SCI) \log(C)}{0.002269} \quad (3)$$

$$DF = 0.4782 + 0.3912 * \log(C80)$$

其中， $C80$  代表將 SCI 由 100 降至 80 的 Coverages 次數，設計因子  $DF = S_c / \sigma_e$ 。上述公式是以相同的美國陸軍工兵團試驗資料與

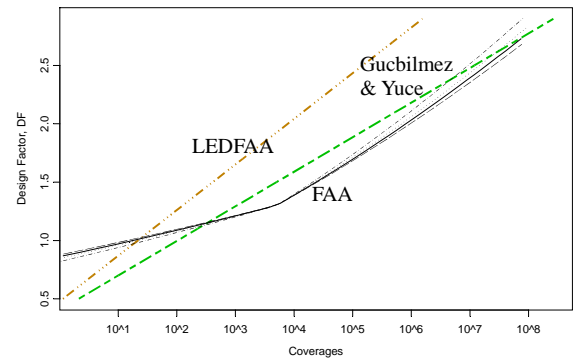
經由彈性理論所計算出的內部應力  $\sigma_i$  所推導而得。然而在 LEDFAA 設計法中，必須計算由 75% 的版理論邊緣應力與由多層彈性理論的內部應力，並選擇兩者中較大的應力以計算設計因子。本研究發現這種將兩種不同理念的應力分析放在同一種模式中的作法非常的不恰當。如圖四所示，LEDFAA 設計法的疲勞公式必須代入多層彈性理論的內部應力，若是代入較高的 75% 的版理論邊緣應力時，其設計結果將比傳統 FAA 設計法更保守。

Gucbilmez 與 Yuce (1995) 將相同的美國陸軍工兵團的試驗資料重新分析，並以 Westergaard 所提出的邊緣應力為基礎改寫 Rollings 與 Witczak 的疲勞公式如下：

$$SCI = \frac{100 * \log(C) - 320.61558DF + 56.4417}{0.20903DF - 0.99336} \quad (4)$$

$$DF = 0.40289 + 0.29644 * \log(C80)$$

其中， $DF = S_c / (0.75 * \sigma_e)$ ， $\sigma_e$  的應力是以 Westergaard 所提出的邊緣應力公式計算而得。比較公式 3、公式 4 與傳統 FAA 的疲勞關係曲線可發現，以版理論為基礎的公式 4 與傳統的 FAA 設計方式的結果極為相近。



圖四 疲勞關係之比較

### 3.5 等值累計疲勞損壞

本研究根據 Guccbilmez 與 Yuce 的研究將相同的美國陸軍工兵團的試驗資料再分析，並應用統計軟體 S-Plus 程式對 CE 的資料進行迴歸分析，得到 Coverages 與設計因子 DF 的在  $C_0$ 、 $C_I$ 、 $C_F$  狀態的關係模式。再將 P/C 的觀念融合，得到在相同狀態下之容許通過次數 Pass (PO、PI、PF) 與設計因子 DF 的關係模式，表一為迴歸所得之模式。

表一 Coverage、Pass 與 DF 的關係模式

Tentative Fatigue Equations
$DF = 0.4561 + 0.2928 * \log(CO)$
$DF = 0.3470 + 0.3013 * \log(CI)$
$DF = 0.1760 + 0.3119 * \log(CF)$
$DF = 0.3171 + 0.2894 * \log(PO)$
$DF = 0.2124 + 0.2953 * \log(PI)$
$DF = 0.0338 + 0.3074 * \log(PF)$

針對 P/C 對於  $W_t$  寬度範圍內輪軸中心線通過的應力皆相同之不當假設，本研究藉著無因次應力預估模式的折減因子將 P/C 常態分配中  $W_t$  寬度範圍內分成 10 個區間，以調整因子計算輪軸中心線在不同位置下產生的邊緣應力  $\sigma_e = \sigma_{we} * R_1 * R_4$  其中  $\sigma_{we}$  為 Westergaard 所提出的邊緣應力， $R_1$  為輪軸組成的效應， $R_4$  為輪軸位置離中心線距離的折減因子。本研究將 10 個區間之一的應力計算其 DF 並由公式 4 計算容許的 Coverages ( $N_i$ )，接著以通過鋪面的次數 ( $n_i$ ) 將兩數相除得到疲勞破壞比 ( $n_i/N_i$ )。再以相同的方法分別將區間內的所有位置的應力與疲勞破壞比求得，最後得到累計疲勞破壞因子  $\Sigma(n_i/N_i)$ 。

若假設輪軸中心線通過  $W_t$  的寬度範圍內應力值都採用最大應力，則應力必須進行折減。以等值破壞的觀念來分析，則輪軸皆通過最大應力位置的等值容許 Coverages 次數 ( $N_{eq}$ ) 為  $\Sigma(n)$  與  $\Sigma(n_i/N_i)$  的比值。以回算的方式由  $N_{eq}$  代入公式 4 得到等值邊緣應力  $\sigma_{eq}$ ，在此應力作用  $N_{eq}$  次可得到與  $\Sigma(n_i/N_i)$  相同的累計疲勞破壞。將此等值邊緣應力  $\sigma_{eq}$  與最大邊緣應力  $\sigma_{max}$  相除得到當量應力因子  $f_3$ 。此因子為假設所有通過次數皆作用在最大應力產生處必須折減的等值應力因子。本研究將 CE 的資料經過分析與驗證，發現  $f_3$  值約為 0.8~0.9 間，並與 PCA 的當量應力因子 0.894 相似。

### 3.6 新的疲勞關係模式

本研究藉著應力折減因子  $f_3$  與疲勞關係模式合併，並定義當量設計因子  $EDF = (DF/f_3)$ 。本研究以 CE 資料再分析，得到 Coverges 與設計因子 EDF 在 CQ、CI、CF 狀態的關係模式，以及 Pass 與設計因子 EDF 在 PO、PI、PF 狀態的關係模式，表二為其模式。

表二 Coverage、Pass 與 EDF 的關係模式

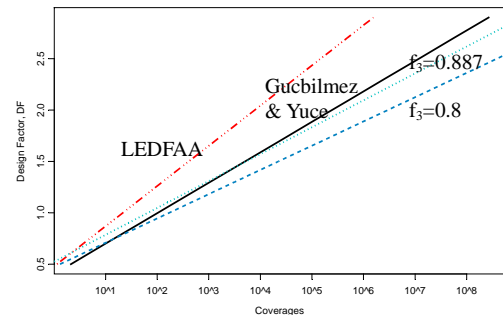
Tentative Fatigue Equations
$EDF = 0.6421 + 0.2920 * \log(CO)$
$EDF = 0.5266 + 0.3037 * \log(CI)$
$EDF = 0.3697 + 0.3086 * \log(CF)$
$EDF = 0.5056 + 0.2879 * \log(PO)$
$EDF = 0.3911 + 0.2976 * \log(PI)$
$EDF = 0.2319 + 0.3032 * \log(PF)$

本研究整合所有的觀念，發展出一個新的疲勞關係模式(公式 5)。針對可接受的不同的鋪面破壞程度，即 SCI 降至某一數值時與不同的應力折減因子  $f_3$  所決定的混凝土版之疲勞破壞關係，以供鋪面厚度設計時使用，各種不同條件下的疲勞關係如圖五所示。

$$SCI = \frac{100 * \log(C) - 324.044(EDF) + 119.799}{0.184217(EDF) - 1.00098} \quad (5)$$

$$EDF = 0.5900 + 0.2952 * \log(C80)$$

$$DF = f_3 * [0.5900 + 0.2952 * \log(C80)]$$



圖五 修正的疲勞關係與原來疲勞關係之比較

## 3.7 TKUAPAV程式之建立

本研究目前正將所有的疲勞模式配合當量應力因子  $f_3$  無因次應力預估模式與 P/C 的分析程序積極從事程式之編輯。本程式以 Visual Basic 程式編輯一套擁有良好使用介面的機場剛性鋪面厚度設計程式(TKUAPAV)。

## 四、結論與建議

### 4.1 結論

本計畫由 FAA 與 LEDFAA 設計程序中的重要因素加以驗證分析，並予以修正。具體的研究成果可歸納為以下數點：

1. 本計畫重新評估傳統 FAA 設計法 P/C 的觀

念並驗證之驗證，且以相同的程序獲得 B-777 之 P/C 值。

2. 本研究證實以 Westergaard 應力計算公式配合以有限元素法程式所發展的應力預估模式可預估臨界邊緣應力與影響圖間的正確關係。並確認可以此模式來計算飛機載重對鋪面所產生的臨界邊緣應力。且應力預估模式為無因次的模式，因此可應用在英制與公制的系統中。
3. 本研究證實新的 LEDFAA 所應用的疲勞模式不但無法克服舊法設計過於保守的問題反而造成更保守。LEDFAA 所採用的疲勞破壞模式是以多層彈性理論建立，而 LEDFAA 建議使用由多層彈性理論內部應力與 75% 版理論邊緣應力兩者中選擇較大者之作法是不正確的。
4. 本研究應用等值疲勞破壞 CDF 效應的觀念發展出應力折減因子  $f_3$ ，此因子可解決 P/C 對輪軸中心線通過  $W_t$  寬度內應力皆相同的不當假設，以此可求出由於遠離版邊緣所造成的影響。
5. 本研究在重新分析 CE 的試驗資料後，發展出考慮  $f_3$  的疲勞關係模式，比較此模式與傳統的 FAA 疲勞關係模式其結果相當接近。若以此模式來分析 B-777 機型，對於過於保守的問題將可獲得解決。
6. 本研究亦擷取美國的長期鋪面績效 LTTP 評估數年所收集的全美各路段之各項資料加以彙整。
7. 本研究目前正積極編譯一套有良好使用者介面的機場剛性鋪面厚度設計程式。

## 4.2 建議

1. 本研究完成修正 FAA 所發展之機場剛性鋪面厚度設計之程序，在未來國內可就此設計法先對小型機場之厚度進行設計。在未來配合現地試驗後，評估此法的實用性。
2. 剛性鋪面之破壞，除了材料的疲勞為一重要因素外，對於溫度翹曲、材料之耐久性與以及侵蝕因素對混凝土鋪面之影響應該再進一步的分析與研究。
3. 本研究對 FAA 所完成的應力修正僅考慮輪軸組成與外車道加寬的影響。對於持續的研究可擴充至考慮有關版的尺度效

應、溫度翹曲與多塊版組成的影響。

4. 在未來的持續研究可配合 LTTP 之資料與模式，以建立更完整的考慮環境與材料特性對機場剛性鋪面的影響。

## 五、參考文獻

1. Ahlvin, R. G., 1991. *Origin of Developments for Structural Design of Pavements*, Report No. GL-91-26, US Army Corps of Engineers. (USA)
2. Ahlvin, R. G. and J. W. Hall, 1992. *Reanalysis of Multiple-Wheel Landing Gear Traffic Tests*, U.S. Army Engineer Waterways Experiment Station.
3. Ahlvin, R. G., et al., 1971. *Multiple-Wheel Heavy Gear Load Pavement Tests*, AFWL-TR-70-113, Vol. I-IV, Air Force Weapons Laboratory, Kirtland AFB, New Mexico. (USA)
4. Federal Aviation Administration, 1995a. *Airport Pavement Design and Evaluation*, Advisory Circular, AC 150/5320-6D. (USA)
5. Federal Aviation Administration, 1995b. *Airport Pavement Design for the Boeing 777 Airplane*, Advisory Circular, AC 150/5320-16. (USA)
6. Gucbilmez E., and R. Yuces, 1995. Mechanistic Evaluation of Rigid Airfield Pavements, *Journal of Transportation Engineering*, ASCE, Vol. 121, No. 6, pp. 468-475.
7. Lee, Y. H., S. T. Yen, C. T. Lee, J. H. Bair, and Y. M. Lee, 1997a. Development of New Stress Analysis and Thickness Design Procedures for Jointed Concrete Pavements, Proceedings, Sixth International Purdue Conference on Concrete Pavement – Design and Materials for High Performance, Purdue University. (USA)
8. Lee, Y. H., J. H. Bair, C. T. Lee, S. T. Yen, and Y. M. Lee, 1997b. Modified Portland Cement Association Stress Analysis and Thickness Design Procedures. *Transportation Research Record 1568*, TRB, National Research Council, Washington, D. C., pp. 77-88. (USA)
9. Rollings, R.S., and M. W. Witczak, 1990. Structural Deterioration Model for Rigid Airfield Pavements. *Journal of Transportation Engineering*, ASCE, Vol. 116, No. 4, pp. 479-491.