

第十屆鋪面工程學術研討會

機場剛性鋪面厚度設計程式之建立

李英豪
顏少棠 鄭品恭
淡江大學土木工程學系



八十八年「電子計算機於土木水利工程應用」研討會

無因次應力預估模式在機場剛性鋪面厚度設計之應用

李英豪
顏少棠 鄭品恭
淡江大學土木工程學系



簡介

- 傳統FAA剛性鋪面厚度設計法(AC 150/5320-6D)
 - 版理論
 - Westergaard 邊緣應力
- LEDFAA剛性鋪面厚度設計法(AC 150/5320-16)
 - 因應新一代B-777型飛機的特殊輪軸形式
 - 多層線性彈性理論
- 以版理論為基礎發展可容納B-777型飛機之剛性鋪面厚度設計法



研究方法與內容

- 傳統FAA與LEDFAA厚度設計流程
- 重新評估Pass to Coverages Ratio(P/C)的概念
- 計算版的邊緣應力作為鋪面厚度的設計依據
- 不同飛機型式與交通量的轉換方式
- 疲勞損壞準則
- P/C概念的再評估與 f_3 當量應力因子
- 發展新的疲勞損壞準則
- 建立新式機場剛性鋪面厚度設計法與程式撰寫



傳統FAA設計方法

- Westergaard 邊緣應力
- 設計要素(各式飛機全重與起飛次數、混凝土抗彎強度、路基強度)
- 設計機型與轉換因子、設計曲線圖
- 各機型轉換設計機型等額起飛次數當量

$$\log R_1 = \log R_2 + \sum \frac{W_1}{W_2} \cdot 2$$

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 : 設計機型之單輪重
 W_2 : 各種機型之單輪重

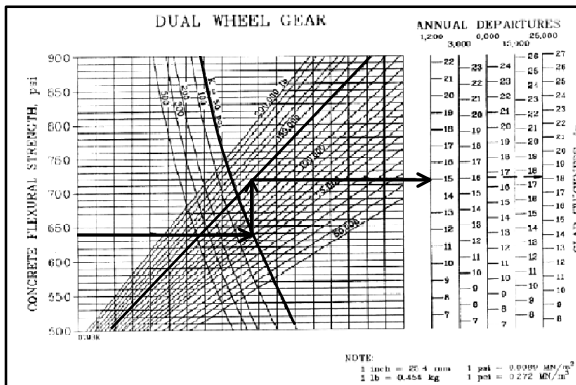


設計機型與轉換因子

- 輪軸形式轉換因子

原來輪軸形式	換算後輪軸形式	輪軸轉換因子
單輪	雙輪	0.8
單輪	雙輪雙軸	0.5
雙輪	雙輪雙軸	0.6
雙重雙輪雙軸	雙輪雙軸	1.0
雙輪雙軸	單輪	2.0
雙輪雙軸	雙輪	1.7
雙輪	單輪	1.3
雙重雙輪雙軸	雙輪	1.7






LEDFAA設計方法

- 因應新一代B-777型飛機的特殊輪軸形式
- 利用多層線性彈性理論計算混凝土版中央應力
- 混合機型中須包含B-777型飛機
- 累積損壞因子CDF總和為1.0，鋪面厚度滿足設計條件

$$CDF = \sum \frac{\text{通過的Coverages}}{\text{允許的Coverages}}$$

- 提供LEDFAA電腦程式



LEDFAA程式視窗

LEDFAA - Create or Modify Aircraft for Section Analysis in MS-TEST


Aircraft Group	Design Aircraft	Gross Total Weight (lb)	Annual Departures	% Annual Growth	C
Generic	B-777	180,000	3,700	0.00	
Library	B-777	180,000	3,700	0.00	
McDonnell Douglas	B-777	180,000	3,700	0.00	
Other Commercial	B-777	180,000	3,700	0.00	
Military	B-777-200	115,500	2,850	0.00	
	L-1011	460,000	1,710	0.00	
	B-747-200	700,000	85	0.00	

Library Aircraft: B-777-200, B-777-300, B-777-400, B-777-500, B-777-600, B-777-700, B-777-800, B-777-900, B-777-1000, B-777-1100, B-777-1200, B-777-1300, B-777-1400, B-777-1500, B-777-1600, B-777-1700, B-777-1800, B-777-1900, B-777-2000, B-777-2100, B-777-2200, B-777-2300, B-777-2400, B-777-2500, B-777-2600, B-777-2700, B-777-2800, B-777-2900, B-777-3000, B-777-3100, B-777-3200, B-777-3300, B-777-3400, B-777-3500, B-777-3600, B-777-3700, B-777-3800, B-777-3900, B-777-4000, B-777-4100, B-777-4200, B-777-4300, B-777-4400, B-777-4500, B-777-4600, B-777-4700, B-777-4800, B-777-4900, B-777-5000, B-777-5100, B-777-5200, B-777-5300, B-777-5400, B-777-5500, B-777-5600, B-777-5700, B-777-5800, B-777-5900, B-777-6000, B-777-6100, B-777-6200, B-777-6300, B-777-6400, B-777-6500, B-777-6600, B-777-6700, B-777-6800, B-777-6900, B-777-7000, B-777-7100, B-777-7200, B-777-7300, B-777-7400, B-777-7500, B-777-7600, B-777-7700, B-777-7800, B-777-7900, B-777-8000, B-777-8100, B-777-8200, B-777-8300, B-777-8400, B-777-8500, B-777-8600, B-777-8700, B-777-8800, B-777-8900, B-777-9000, B-777-9100, B-777-9200, B-777-9300, B-777-9400, B-777-9500, B-777-9600, B-777-9700, B-777-9800, B-777-9900, B-777-10000

通過涵蓋次數比值(P/C)

- 飛機輪中心通過鋪面橫斷面接近常態分配曲線
- Coverages表示發生於最大頻率與最大應力處之通過次數

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

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


驗證P/C (1)

機型	FAA P/C Ratio	輪距, in(cm)	輪胎寬度, in(cm)	計算之 P/C	同類機型平均值
SINGLE WH-30	5.18	0	14.87(37.77)	5.14	5.21
SINGLE WH-45		0	13.75(34.93)	5.56	
SINGLE WH-60		0	14.7(37.34)	5.2	
SINGLE WH-75		0	15.37(39.04)	4.97	
DUAL WH-50	3.48	20(50.8)	10.87(27.61)	3.71	3.46
DUAL WH-75		21(53.3)	11.35(28.83)	3.57	
DUAL WH-100		23(58.4)	11.62(29.51)	3.53	
DUAL WH-150		30(76.2)	13.31(33.81)	3.24	
DUAL WH-200		34(86.4)	13.75(34.93)	3.25	
DUAL TAN-100		3.68	20(50.8)	9.87(25.3)	
DUAL TAN-200	21(53.3)		10.87(27.61)	3.73	
DUAL TAN-300	26(66.0)		12.55(31.88)	3.34	
DUAL TAN-400	30(76.2)		13.75(34.93)	3.13	
C-130	4.15	0	16.7(42.42)	4.58	

•標準偏差為30.5 in



驗證P/C (2)

機型	FAA P/C Ratio	輪距, in(cm)	輪胎寬度, in(cm)	計算之 P/C	同類機型平均值
L1011	3.62	52(132.1)	14.4(36.58)	3.82	3.61
L-1011-200		52(132.1)	16.17(41.07)	3.40	
A-300 B-2	3.51	35(88.9)	13.08(33.22)	3.45	3.51
A-300 B-4		36.2(91.9)	12.77(32.43)	3.57	
BOEING 757	3.88	34(86.4)	11.46(29.11)	3.90	3.90
BOEING 767	3.9	45(114.3)	12.91(32.79)	3.89	3.89
DC 10-10	3.64	54(137.2)	14.9(37.85)	3.79	3.79
DC 10-30WING	3.38	54(137.2)	15.99(40.61)	3.68	3.35
DC 10-30BELL		37.5(95.3)	16.05(40.77)	3.01	
B-747-100	3.7	44(111.8)	12.9(32.77)	3.84	3.67
B-747-200		44(111.8)	14.03(35.64)	3.53	
B-747-SP		43.3(110.0)	13.44(34.14)	3.63	
B-777-200A	N/A	56(139.7)	13.63(34.62)	4.21	4.13
B-777-200B		55(138.7)	13.64(34.65)	4.21	
B-777-200C		55(138.7)	14.44(36.68)	3.97	

•標準偏差為30.5 in



傳統FAA邊緣應力計算方式

- Westergaard 邊緣應力
- Pickett and Ray 影響圖(R805FAA程式)

$$f_e = \frac{P}{h^2} [RC0 + RC1 \times \ln(\lambda) + RC2 \times (\ln(\lambda))^2]$$

- 無法分析B-777 型飛機



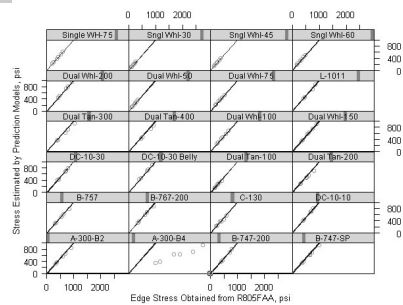
邊緣應力預估模式

$$\sigma_c = \sigma_{we} * R_1 * R_2 * R_3 * R_4 * R_5 + R_T * \sigma_{ce}$$

- σ_c : 預測之邊緣應力
- σ_{we} : Westergaard邊緣應力
- σ_{ce} : Westergaard/Bradbury邊緣翹曲應力
- R_1 : 輪軸調整因子
- R_2 : 有限版長調整因子
- R_3 : 路肩調整因子
- R_4 : 外車道加寬
- R_5 : 雙層版(黏結未黏結) 調整因子
- R_T : 載重與溫差複合作用調整因子



應力預估模式之驗證



不同飛機型式與交通量的轉換方式

- 傳統FAA
 - 利用轉換因子轉換成等額設計機型之年起飛次數
 - 轉換因子實際上會因不同版厚而改變，故此轉換方式僅為粗略估算值(AC 150/5320-6D)
- LEDFAA
 - 利用Miner's 累積疲勞損壞的假設
 - 不需要轉換因子
- 建議使用Miner's 累積疲勞損壞的假設



傳統FAA厚度設計與疲勞損壞關係式

- 基本厚度 h_1
- 疲勞損壞關係式
- R805FAA程式

$$f_e = \frac{S}{1.3 * 0.75}$$

$$h = \left[\frac{RC0 + RC1 \times \ln(\lambda) + RC2 \times (\ln(\lambda))^2}{f_e} \right]^{0.5}$$

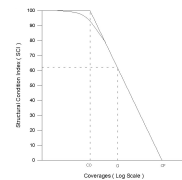
$$RH = \begin{cases} 1 + 0.15603 * (\log(C) - 3.69897) & \text{if } C > 5000 \\ 1 - 0.07058 * (\log(C) - 3.69897) & \text{if } C < 5000 \end{cases}$$

- 設計厚度 = $h_1 * RH$



LEDFAA厚度設計與疲勞損壞關係式(1)

- Rollings and Witczak (1990)
 - 重新分析美國陸軍工兵團現地試驗資料
 - 結構狀況指數(SCI:100-0)
 - 利用多層彈性理論計算混凝土版中央應力



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



LEDFAA厚度設計與疲勞損壞關係式(2)

- LEDFAA設計法引用Rollings and Witzcak的疲勞損壞關係式
- 鋪面損壞定義為SCI從100降到80
- 應力計算選擇較大者作為設計依據
 - 利用多層彈性理論計算混凝土版中央應力
 - 0.75倍的等額邊緣應力
- 配合應力計算方式，疲勞損壞關係式須作調整

$$DF = 0.753 * (0.4782 + 0.3912 * \log(C80))$$



Gucbilmez and Yuce疲勞損壞關係式

- Guccbilmez and Yuce (1995)
 - 重新分析美國陸軍工兵團現地試驗資料
 - Westergaard 邊緣應力
- $DF = S_c / (0.75 * \dots)$

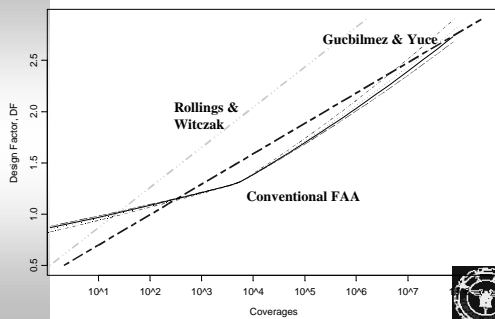
$$SCI = \frac{100 * \log(C) - 320.61558DF + 56.4417}{0.20903DF - 0.99336}$$

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

- 比較各個疲勞損壞關係式



比較各個疲勞損壞準則



P/C概念的再評估

- P/C之基本假設
 - Coverages為量測輪中心線在 W_t 寬度內，作用於最大應力處之通過次數，且其發生於最大通過頻率處
 - W_t 寬度內邊緣應力皆相同
- P/C之基本假設造成較保守的結果
- 利用應力預估模式中的外車道加寬折減因子，計算偏離版邊緣荷重之應力



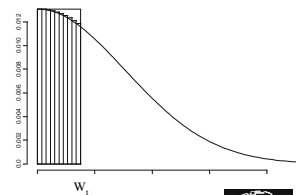
決定當量應力折減因子(1)

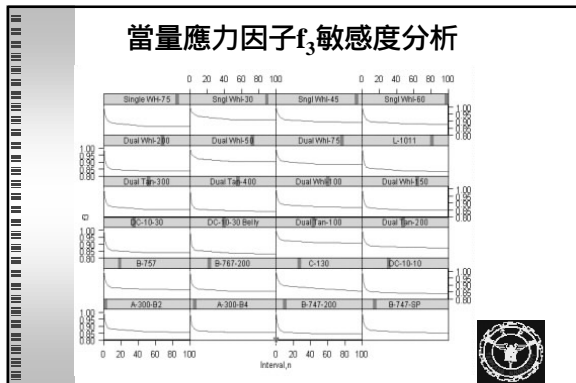
- 當量應力折減因子 f_3
- 等值累積損壞
- 累積疲勞損壞 $\Sigma(n_i/N_i)$
- 應力預估模式 $\sigma_c = \sigma_{we} * R_1 * R_4$
 - σ_c ：預測之邊緣應力
 - σ_{we} ：Westergaard邊緣應力
 - R_1 ：輪軸調整因子
 - R_4 ：外車道加寬



決定當量應力折減因子(2)

- 各區間允許的Coverages N_i
- 各區間通過次數 n_i
- $CDF = \Sigma(n_i/N_i)$
- $N_{eq} = [\Sigma n_i / \Sigma(n_i/N_i)]$
- 由 N_{eq} 回算得到 σ_{eq}
- $f_3 = \sigma_{eq} / \sigma_{max}$





重新分析美國陸軍工兵團的現地試驗資料

Item	f3	Item	f3	Item	f3	Item	f3
AL60	0.818	K2.100	0.839	UL60	0.819	72	0.912
R2.66L	0.826	N1.86	0.840	E-6	0.872	73	0.901
BL.66L	0.796	N2.86	0.839	M1	0.873	1-C5	0.833
C2.66S	0.826	OL.106	0.862	M2	0.892	2-DT	0.873
CL.66S	0.796	QL.106	0.830	-	0.810	3-DT	0.883
DL.66	0.796	PL.812	0.835	99	0.887	2-C5	0.834
E2.66M	0.835	P2.812	0.806	60	0.856	4-DT	0.865
EL.66M	0.806	QL.102	0.865	61	0.873	3-20	0.892
FL.80	0.835	QL.102	0.833	62	0.888	4-20	0.891

發展新的疲勞損壞關係式

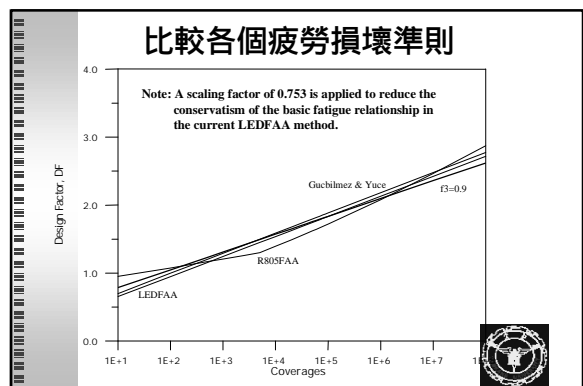
- 當量設計因子 (EDF) = $S_c / (0.75 * \sigma_c * f_3)$
- 重新分析美國陸軍工兵團的現地試驗資料

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

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

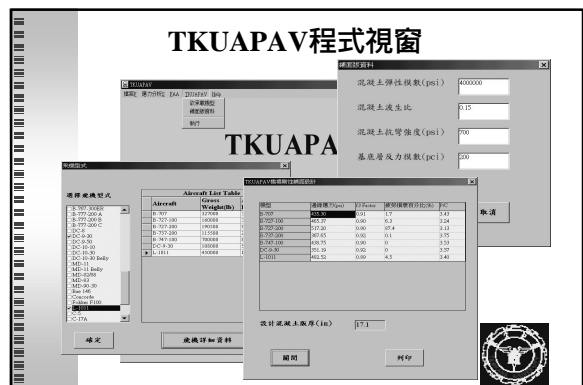
$$DF = f_3 * [0.5900 + 0.2952 * \log(C80)]$$

- C80為欲使結構狀況指數從100降到80之交通量
- C為在任何結構狀況指數下允許的交通量



建立新式機場剛性鋪面厚度設計法

- 應力預估模式計算混凝土版的邊緣應力
- 利用P/C將起飛次數轉換成Coverages
- 計算各式機型之當量應力折減值 f_3
- 新的疲勞損壞關係式
- 累積損壞因子CDF總和為1.0，鋪面厚度滿足設計條件
- TKUAPAV程式建立



結論 (1)

- 重新驗證P/C因子計算程序
 - 與傳統FAA設計法所提供各式機型之P/C因子相吻合
 - 以相同程序計算出新一代波音B-777型飛機之P/C因子
- 不同飛機型式與交通量的轉換方式建議使用Miner's累積疲勞損壞的假設
- 應力預估模式能計算任何荷重輪軸形式的邊緣應力
 - 有快速與簡易的優點
 - 可應用在英制與公制的度量衡系統中



結論 (2)

- 當量應力因子 f_3 可解決計算P/C時對輪中心線通過 W_t 寬度內應力皆相同的不當假設
- 配合 f_3 因子重新分析美國陸軍工兵團現地資料，發展新的疲勞損壞關係式
- 新的混凝土疲勞損壞關係式和傳統FAA與LEDFAA的疲勞損壞關係式相當接近
- TKUAPAV程式建立



建議

- 本研究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寸效應、溫度翹曲與多塊版組成的影響
- 應力預估模式只能計算荷重輪垂直於混凝土版接縫的應力，所以具有再作進一步擴展的必要，以設計飛機通過混凝土版接縫可能產生一角度之區域
- 邊緣應力的計算因接縫的荷重傳遞效應而允許折減25%，此主要根據試驗的結果與經驗得來的，但不同的接縫其荷重的傳遞效率不同，故此因子應根據不同的接縫作適當的調整

