

## **Analisis Kerusakan Retak Lelah pada Struktur Perkerasan Kaku Landasan Pesawat Udara dengan menggunakan Program *Airfield***

Djunaedi Kosasih<sup>1)</sup>  
Arie Fibryanto<sup>2)</sup>

### **Abstrak**

*Desain struktur perkerasan kaku yang memperhitungkan volume lalu lintas pesawat udara campuran pada prinsipnya harus didasarkan pada kriteria retak lelah, seperti yang diusulkan oleh metoda PCA (Yoder, et.al., 1975). Dengan pendekatan ini, setiap pesawat udara yang melintas untuk keberangkatan dianggap akan mengakibatkan derajat kerusakan tertentu pada struktur perkerasan yang sebanding dengan tegangan lentur yang terjadi didalamnya. Di akhir masa layan rencana, setelah total kerusakan mencapai 100%, maka struktur perkerasan diasumsikan akan mengalami keretakan lelah. Kerusakan retak lelah terbentuk pada jalur lintasan roda pesawat udara desain yang harus ditentukan dengan cara coba-coba pada saat proses desain. Makalah ini menguraikan contoh proses penentuan pesawat udara desain dari 17 jenis pesawat udara tipikal yang beroperasi pada saat ini di bandar udara Juanda, Surabaya, dengan mengaplikasikan program *Airfield* (Kosasih, 2004). Kontribusi dari setiap jenis pesawat udara terhadap kerusakan struktur perkerasan dijelaskan secara rinci. Pengaruh dari Load Repetition Factor (LRF) yang memperhitungkan distribusi lintasan roda pesawat udara dalam arah lateral terhadap penundaan kerusakan retak lelah juga didiskusikan.*

**Kata-kata kunci :** *retak lelah, Load Repetition Factor, perkerasan kaku, landasan pesawat udara, program *Airfield*.*

### **Abstract**

*Structural design of an airport rigid pavement carrying mixed traffic should be based in principle upon fatigue cracking criterion, as stated by the PCA method (Yoder, et.al., 1975). By this approach, every departing aircraft is assumed to cause certain damage in the pavement that corresponds to the flexural stress level occurring therein. When the cumulative total damage reaches 100% in the end of its design life, the pavement is expected to experience fatigue cracking within the wheel path of a certain aircraft, which is then defined as the design aircraft. Such a design aircraft must be determined iteratively during the design process. This paper outlines a design example in determining a design aircraft out of 17 typical types of aircraft operating at present on Juanda airport of Surabaya by using program *Airfield* (Kosasih, 2004). The contribution of each type of aircraft on pavement structural damage is described in detail. The effect of Load Repetition Factor (LRF) to account for aircraft wander in a lateral direction of the pavement on delaying fatigue cracking is also discussed.*

**Keywords :** *fatigue cracking, Load Repetition Factor, rigid pavement, airfield pavement, program *Airfield*.*

## **1. Pendahuluan**

Bandar udara yang besar pada umumnya menggunakan struktur perkerasan kaku untuk mengantisipasi beban lalu lintas pesawat udara yang relatif beragam baik jenis maupun beratnya. Dalam proses desain struktur perkerasan kaku ini, kerusakan struktur perkerasan diasumsikan terjadi pada jalur lintasan roda pesawat udara tertentu akibat beban roda dari setiap pesawat udara yang lewat secara berulang-

ulang. Kerusakan struktur perkerasan yang dimaksud adalah kerusakan retak lelah yang diharapkan baru akan terbentuk setelah masa layan rencana tercapai. Pesawat udara yang menentukan masa layan rencana struktur perkerasan merupakan pesawat udara desain; dan jalur lintasan roda pesawat udara desain merupakan jalur desain kritis. Penentuan pesawat udara desain dan jalur desain kritis dalam proses desain struktur perkerasan pada dasarnya harus dilakukan secara coba-coba.

---

1. Staf Pengajar Departemen Teknik Sipil, FTSP-ITB.

2. Mahasiswa Program Pasca Sarjana Bidang Rekayasa Transportasi, Departemen Teknik Sipil, FTSP-ITB.

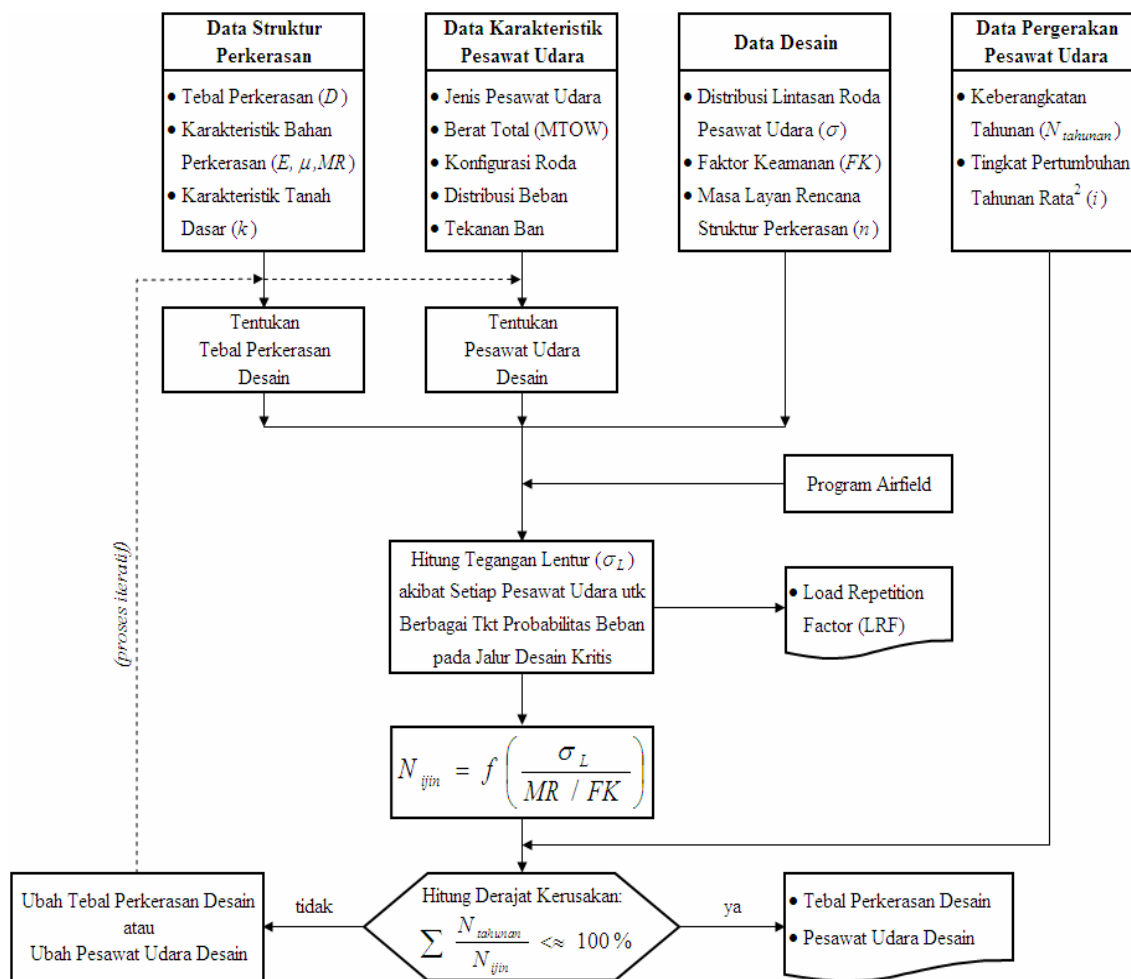
**Catatan :** Usulan makalah dikirimkan pada 17 Januari 2005. dan dinilai oleh peer reviewer pada tanggal 24 Januari 2005 - 14 Maret 2005. Revisi penulisan dilakukan antara tanggal 14 Maret 2005 hingga 23 Maret 2005.

**Gambar 1** memperlihatkan prosedur desain struktur perkerasan dengan kriteria retak lelah. Ada dua proses perhitungan utama yang perlu diperhatikan dalam proses desain ini.

Pertama, perhitungan nilai *LRF* (*Load Repetition Factor*). Roda pesawat udara sebenarnya tidak selalu melintasi perkerasan pada lintasan yang tetap sesuai dengan konfigurasi sumbunya. Pergeseran lintasan roda pesawat udara dapat diasumsikan mengikuti distribusi normal. Makin jauh pergeseran lintasan roda pesawat udara, maka akan makin kecil pula derajat kerusakan struktur perkerasan pada jalurnya yang diakibatkan oleh lintasan roda pesawat udara tersebut. Secara teoritis, derajat kerusakan adalah sebanding dengan tegangan lentur yang terjadi di dalam struktur perkerasan. Makin besar tegangan lentur yang terjadi, maka akan makin besar pula kerusakan pada struktur perkerasan. Pengaruh dari pergeseran lintasan roda pesawat udara terhadap kerusakan struktur perkerasan ini dapat diperhitungkan dengan menggunakan *Load Repetition Factor* (*LRF*) (ICAO, 1983). Akan tetapi,

nilai *LRF* sangat variatif tergantung pada sejumlah faktor penentu tegangan lentur, seperti berat total pesawat udara (*MTOW*), konfigurasi roda, tekanan ban, distribusi lintasan roda, tebal perkerasan dan karakteristik bahan perkerasan, serta karakteristik tanah dasar. Oleh karena itu, aplikasi program komputer pada dasarnya sangat diperlukan untuk dapat menentukan nilai *LRF*.

Kedua, perhitungan derajat kerusakan. Setiap jenis pesawat udara pada dasarnya akan mengakibatkan derajat kerusakan struktur perkerasan yang lebih signifikan pada jalur lintasan rodanya masing-masing. Namun, seperti telah diuraikan di atas, pendekatan desain struktur perkerasan yang berdasarkan pada kriteria retak lelah pada akhirnya akan menetapkan jalur desain kritis yang merupakan jalur lintasan roda pesawat udara desain yang diperkirakan akan mengalami kerusakan struktural terlebih dahulu. Pengaruh dari beban pesawat udara lain yang bukan pesawat udara desain terhadap kerusakan struktur perkerasan pada jalur desain kritis harus



**Gambar 1. Diagram alir dari proses desain struktur perkerasan kaku landasan pesawat udara**

diperhitungkan berdasarkan tegangan lentur yang terjadi. Masa layan rencana struktur perkerasan kemudian ditentukan pada saat total kumulatif derajat kerusakan yang ditimbulkan oleh setiap lintasan roda pesawat udara telah mencapai 100% (Yoder, et.al., 1975).

Pada bagian selanjutnya dibahas proses perhitungan utama tersebut, yang harus dilakukan dalam proses desain struktur perkerasan landasan pesawat udara berdasarkan kriteria retak lelah langsung dengan menggunakan contoh desain praktis.

## 2. Data

Ada 4 kelompok data yang diperlukan dalam proses desain struktur perkerasan kaku landasan pesawat udara, yaitu:

- Data pergerakan pesawat udara.
- Data karakteristik pesawat udara.
- Data struktur perkerasan.
- Data pendukung desain.

Untuk memperlihatkan nilai praktis dari makalah ini, data pergerakan pesawat udara yang digunakan adalah data volume lalu lintas pesawat udara yang saat ini beroperasi di bandar udara Juanda, Surabaya. Demikian juga, sebagian dari data struktur perkerasan dan data pendukung desain diambil dari dokumen desain perkerasan untuk *apron* di bandar udara Juanda, Surabaya, sedangkan sebagian data lagi masih merupakan data asumsi yang umum digunakan dalam proses desain praktis. Penggunaan data dari bandar udara Juanda, Surabaya, semata-mata hanya dimaksudkan untuk keperluan contoh proses desain yang didasarkan pada kriteria retak lelah secara praktis dan tidak dimaksudkan untuk secara langsung mengevaluasi struktur perkerasan kaku yang ada di sana. Validasi terhadap data asumsi yang digunakan masih harus dilakukan lebih rinci lagi sebelum hasil yang disajikan dapat dimanfaatkan untuk keperluan lain.

### 2.1 Karakteristik pesawat udara dan pergerakan tahunan

168 jenis pesawat udara yang beroperasi dikelompokkan menjadi 17 jenis pesawat udara tipikal yang kemudian digunakan untuk proses desain struktur perkerasan (**Tabel 1**) (Fibryanto, 2005). Namun, untuk keperluan proses desain praktis, setiap jenis pesawat udara disarankan untuk dianalisis sesuai dengan data karakteristiknya masing-masing. Sementara itu, pesawat udara ringan tidak perlu diperhitungkan lebih jauh mengingat pengaruhnya yang tidak signifikan terhadap kerusakan struktur perkerasan.

Data konfigurasi roda pesawat udara yang sangat diperlukan untuk perhitungan tegangan di dalam struktur perkerasan juga diberikan pada **Tabel 1**, termasuk jarak antara ban ( $S_W$ ), jarak antara sumbu ( $S_G$ ) dan jarak antara kaki roda ( $S_{L1}$  dan  $S_{L2}$ ). Nilai  $S_{L2}$  diperlukan hanya untuk pesawat udara berbadan lebar dengan konfigurasi roda khusus. Program *Airfield* (Kosasih, 2004) yang digunakan di sini hanya mendefinisikan 4 tipe sumbu, yaitu sumbu tunggal roda tunggal (S), sumbu tunggal roda ganda (D), sumbu tandem roda ganda (DT) dan sumbu tandem roda ganda dobel (DDT). Data tekanan ban, data berat total (*MTOW*) dan data %-beban pada sumbu utama diambil dari data spesifikasi teknis pesawat udara yang dipublikasikan oleh masing-masing pabrik pembuatnya.

Untuk kepentingan analisis, hanya volume keberangkatan tahunan saja yang digunakan dalam proses penentuan tebal perkerasan desain (ICAO, 1983). Pada makalah ini, data volume keberangkatan tahunan dianggap konstan selama masa layan rencana struktur perkerasan.

Seperti terlihat pada **Tabel 1**, jenis pesawat udara yang banyak beroperasi saat ini di bandar udara Juanda, Surabaya, adalah Boeing B737-200, Boeing B737-400 dan McDonnell Douglas MD-82. Sedangkan, jenis pesawat udara berat yang beroperasi masing-masing adalah Boeing B747-300, Airbus A-330, Airbus A-310 dan Boeing B767-200. Hal yang menarik untuk diperhatikan dalam analisis selanjutnya adalah pertanyaan – apakah jenis pesawat udara yang banyak beroperasi atau yang terberat atau yang lainnya yang merupakan pesawat udara desain, yang pada gilirannya akan menentukan tebal perkerasan desain ?

### 2.2 Struktur perkerasan dan data pendukung desain

Ringkasan data struktur perkerasan dan data pendukung desain disajikan pada **Tabel 2**. Khusus data faktor keamanan merupakan data hasil perhitungan balik untuk memastikan bahwa data lainnya yang disajikan pada tabel tersebut sesuai dengan data yang terdapat dalam dokumen desain dan beberapa asumsi yang diambil.

Tebal perkerasan desain yang terdiri dari pelat beton, lapisan pondasi agregat dan lapisan ATB mengacu pada spesifikasi desain untuk menentukan pesawat udara desain, mengevaluasi faktor keamanan, memperkirakan derajat kerusakan struktur perkerasan yang diakibatkan oleh setiap pesawat udara yang beroperasi dan menganalisis nilai *LRF*. Tebal pelat beton khususnya diasumsikan untuk dapat menerima beban lalu lintas pesawat udara selama masa layan

Tabel 1. Data pergerakan tahunan dan karakteristik pesawat udara

No	Tipe Pesawat	Tipe Sumbu	MTOW (kg)	Tekanan Ban (MPa)	Jumlah Roda per Kaki	Jumlah Roda pada Sumbu Utama	%Beban pada Sumbu Utama	Jarak antar Roda/Sumbu/Kaki				Kedatangan Tahunan (pswt/thn)	Keberangkatan Tahunan (pswt/thn)
								S <sub>W</sub>	S <sub>G</sub>	S <sub>L1</sub>	S <sub>L2</sub>		
								(cm)					
*	Pesawat Ringan (**)	S	5,700	0.70	1	2	95.0	-	-	-	-	1,047	1,187
1	CASA-212 (*)	S	14,000	0.87	1	2	91.0	-	-	436.90	-	2,608	2,801
2	F28-MK2000 (*)	D	29,480	0.69	2	4	92.6	58	-	504.00	-	894	695
3	F28-MK3000	D	32,205	0.78	2	4	92.6	58	-	504.00	-	762	846
4	F28-MK4000 (*)	D	33,110	0.78	2	4	92.6	58	-	504.00	-	2,292	2,390
5	F-100	D	45,800	0.92	2	4	94.3	58 (***)	-	504.00	-	1,281	1,507
6	B737-100 (*)	D	44,361	0.92	2	4	92.4	78	-	523.00	-	695	1,638
7	B737-200	D	52,616	1.10	2	4	91.0	78	-	523.00	-	10,632	12,262
8	B737-300	D	57,000	1.40	2	4	92.6	78	-	523.00	-	478	664
9	B737-500 (*)	D	61,000	1.34	2	4	92.2	78	-	523.00	-	584	630
10	B737-400	D	63,000	1.28	2	4	91.6	78	-	523.00	-	5,317	5,146
11	B727-100 (*)	D	77,110	1.14	2	4	90.4	86	-	571.50	-	202	208
12	B767-200 (*)	DT	136,984	1.26	4	8	93.8	114	142	930.00	-	171	192
13	B747-300 (*)	DDT	377,800	1.31	4	16	92.4	112	147	1,100.00	384.00	89	184
14	MD-82	D	67,812	1.27	2	4	95.0	71.4	-	509.00	-	5,234	5,320
15	MD-83 (*)	D	72,575	1.34	2	4	94.0	71.4	-	509.00	-	18	46
16	A-310 (*)	DT	153,000	1.24	4	8	93.0	93 (***)	140	960.00	-	217	234
17	A-330 (*)	DT	212,000	1.33	4	8	94.0	93 (***)	140	1,070.00	-	170	272
Catatan: *) Termasuk pesawat yang sejenis **) Tidak dianalisis lebih lanjut ***) Perlu konfirmasi ulang											32,691	36,222	

Tabel 2. Ringkasan data struktur perkerasan dan data pendukung desain

<b>Data Struktur Perkerasan:</b>	
Tebal Pelat Beton, $D$ (cm)	45
Tebal Lapisan Pondasi Agregat, $D_{agr}$ (cm) ... [ $CBR \geq 80\%$ ]	20
Tebal Lapisan ATB, $D_{ATB}$ (cm) ... [ $Stabilitas Marshall \geq 500$ kg ]	4
Modulus Elastisitas Pelat Beton, $E$ (MPa)	27,588.483
Konstanta Poisson, $\mu$	0.15
Modulus Lentur Pelat Beton, $MR_{90}$ (MPa)	4.859
Modulus Reaksi Tanah Dasar, $k$ (MN/m <sup>3</sup> )	54
Modulus Reaksi Tanah Dasar Gabungan, $k$ (MN/m <sup>3</sup> ) ... [ hasil analisis ! ]	80
<b>Data Pendukung Desain:</b>	
Distribusi Lintasan Roda Pesawat Udara - Deviasi Standar, $\sigma$ (cm)	121.92
Faktor Keamanan, $FK$ ... [ hasil analisis ! ]	1.36
Masa Layan Rencana (tahun)	20

rencana 20 tahun. Sedangkan, tebal lapisan pondasi agregat dan lapisan ATB diperlakukan sebagai bagian dari tanah dasar yang nilainya diperhitungkan dalam penentuan modulus reaksi tanah dasar,  $k$ .

Modulus reaksi tanah dasar ( $k$ ) gabungan pada permukaan lapisan ATB, yaitu sebesar  $80 \text{ MN/m}^3$  didasar atas model korelasi terhadap nilai  $k$  tanah dasar dan tebal lapisan ATB (ICAO, 1983). Nilai  $k$  ini perlu diuji lagi di lapangan pada kondisi terjelek (saat musim hujan) dengan metoda pengujian AASHTO T222-81. Pengujian alternatif yang relatif lebih mudah, misalnya pengujian lendutan (Kosasih, et.al., 2003), dapat dipertimbangkan.

Data modulus elastisitas bahan perkerasan (beton semen) dan data konstanta Poisson masing-masing adalah  $27,588.483 \text{ MPa}$  ( $= 4 \text{ juta psi}$ ) dan  $0.15$  merupakan data tipikal yang umum digunakan dalam proses desain struktur perkerasan kaku. Rentang data modulus elastisitas beton semen menurut Huang (2004) adalah  $3\text{jt} - 6\text{jt psi}$ , dan rentang data konstanta Poisson adalah  $0.15 - 0.20$ . Oleh karena itu, pengujian laboratorium sesuai dengan metoda pengujian ASTM C469-87a seharusnya dilakukan untuk memastikan kualitas bahan perkerasan yang digunakan.

Data modulus lentur beton semen,  $MR_{28}$ , diperoleh dari dokumen desain, yaitu sebesar  $4.417 \text{ MPa}$  ( $= 45 \text{ kg/cm}^2$ ). Untuk keperluan proses desain struktur perkerasan digunakan nilai  $MR_{90}$ , yang diperoleh dari model korelasi dengan menggunakan faktor pengali  $110\%$  (ICAO, 1983), sbb.:

$$MR_{90} = 1.10 * MR_{28} \quad (1)$$

Nilai  $MR$  yang diuji di laboratorium sesuai dengan metoda pengujian ASTM C78-84 dapat ditetapkan pada tingkat probabilitas  $85\%$ , yaitu: (Huang, 2004)

$$MR = \overline{MR} - 1.036 * \sigma \quad (2)$$

dimana :  $\overline{MR}$  = modulus lentur rata-rata (MPa)

$\sigma$  = deviasi standar (MPa)

Untuk keperluan desain struktur perkerasan, nilai  $MR_{ijin}$  ditetapkan dengan menggunakan faktor keamanan ( $FK$ ) yang biasanya berkisar antara  $1.70 - 2.00$  untuk *apron* (Yoder, et.al., 1975) dan antara  $1.30 - 1.70$  untuk *runway* (ICAO, 1983), dimana:

$$MR_{ijin} = \frac{MR_{90}}{FK} \quad (3)$$

Nilai  $FK$  yang tertera pada **Tabel 2** merupakan nilai hasil perhitungan balik. Nilai  $FK$  yang diperoleh ternyata hanya sesuai secara marginal untuk *runway*, tetapi tidak untuk *apron*.

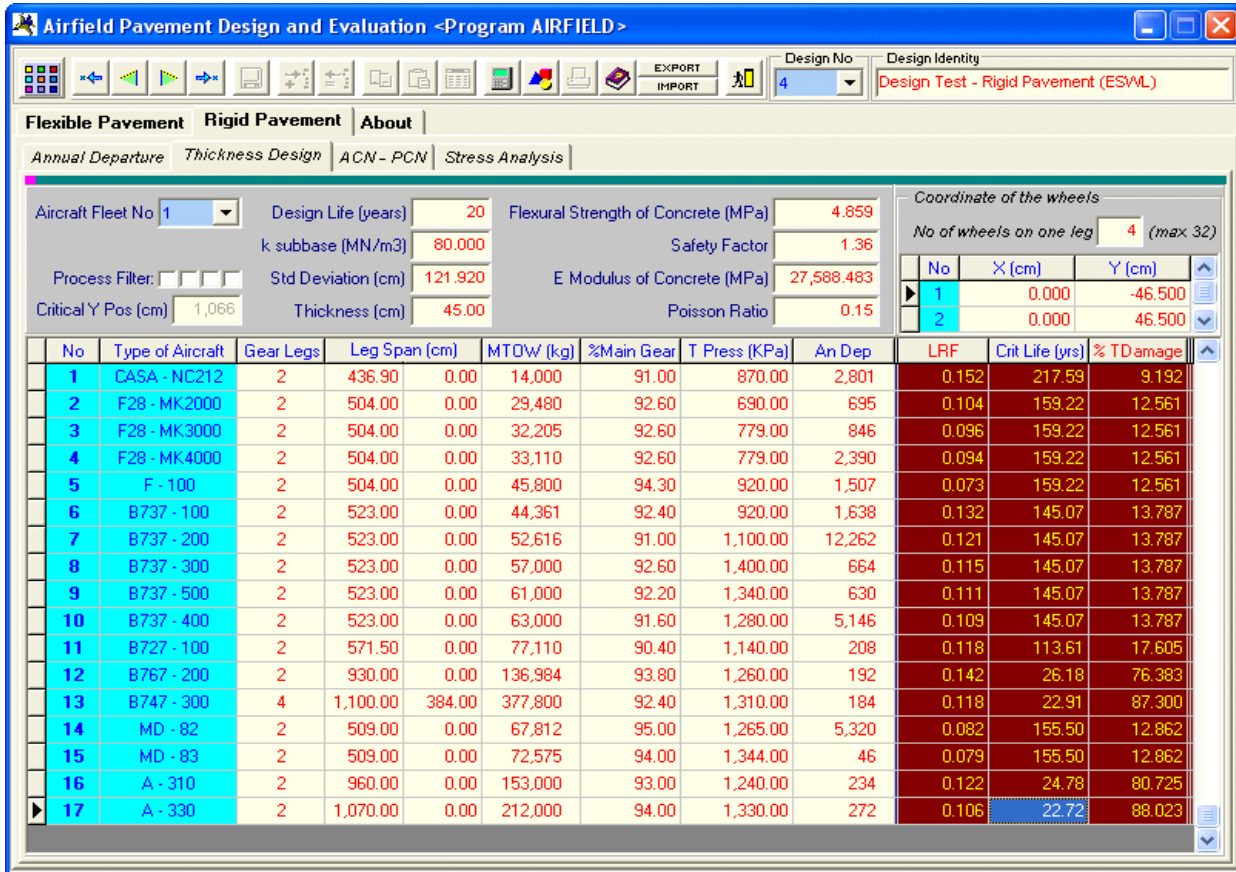
Rentang data distribusi lintasan roda pesawat udara ( $\sigma$ ) untuk *apron* dapat diasumsikan antara  $24 - 48 \text{ in}$  (Yoder, et.al., 1975). Nilai  $\sigma$  merupakan deviasi standar dari kurva distribusi normal. Nilai  $\sigma$  yang tertera pada **Tabel 2** adalah  $121.92 \text{ cm}$  ( $= 48 \text{ in}$ ), yang berarti bahwa sekitar  $68.26\%$  pesawat udara akan melintasi jalur lintasan roda pada *apron* selebar  $\pm 243.84 \text{ cm}$ . Makin kecil nilai  $\sigma$ , maka akan makin kecil pula nilai  $FK$ . Sebaliknya, memperbesar nilai  $\sigma$  akan memperbesar nilai  $FK$ . Informasi nilai  $\sigma$  masih perlu validasi praktis dengan pengamatan langsung di lapangan.

### 3. Program Airfield

Program *Airfield* (Kosasih, 2004) merupakan pengembangan lanjut dari program *PDILB* (ICAO, 1983), sebagai program aplikasi *windows* dengan menggunakan bahasa pemrograman *C++* dan dukungan *database*. Program ini didasarkan pada teori *Westergaard* untuk beban di tengah pelat beton yang ditumpu oleh pondasi *dense liquid*.

**Gambar 2** memperlihatkan contoh tampilan layar program *Airfield* untuk proses desain struktur perkerasan kaku dengan data desain yang terdapat pada **Tabel 1** dan **2**. Program *Airfield* menyediakan sejumlah fasilitas penting yang dapat bermanfaat, baik untuk proses desain, maupun untuk proses analisis, struktur perkerasan landasan pesawat udara, yaitu:

- Dapat digunakan untuk perkerasan kaku dan perkerasan lentur; dimana untuk desain struktur perkerasan lentur, teori yang digunakan adalah teori CBR.
- Hasil perhitungan tegangan lentur maksimum yang dapat dimanfaatkan untuk membentuk kurva desain yang diperlukan dalam proses desain secara manual (Kosasih, et.al, 2005).
- Hasil perhitungan distribusi tegangan lentur yang memungkinkan proses desain dengan kriteria retak lelah dapat dilakukan (butir 4).
- Perhitungan nilai *LRF* yang juga diperlukan dalam proses desain secara manual (butir 5).
- Perhitungan kontribusi dari setiap pesawat udara terhadap kerusakan struktur perkerasan, yang kemudian dapat digunakan untuk menentukan masa layan kritis, pesawat udara desain dan jalur desain kritis (butir 6).
- Perhitungan nilai *ACN/PCN* yang diperlukan dalam pengoperasian bandar udara.



Gambar 2. Contoh layar program *Airfield* untuk proses desain struktur perkerasan kaku

#### 4. Teori Kerusakan Retak Lelah

Dari hasil pengamatan di laboratorium diketahui bahwa kerusakan struktur perkerasan kaku ditentukan tidak hanya oleh beban atau tegangan lentur yang bekerja saja tetapi juga oleh jumlah repetisi beban tersebut serta oleh kualitas bahan pelat beton yang digunakan. Makin besar tegangan lentur yang terjadi dan/atau makin rendah kualitas bahan pelat beton, maka akan makin sedikit pula jumlah repetisi beban yang dapat dipikul oleh struktur perkerasan. Mengingat manifestasi kerusakan awal yang biasanya terjadi adalah dalam bentuk keretakan, maka mekanisme kerusakan struktur perkerasan seperti ini dikenal dengan istilah kerusakan retak lelah.

**Gambar 3** memperlihatkan model regresi antara rasio tegangan lentur ( $\sigma_L$ ) terhadap modulus lentur ( $MR_{90}$ ) dengan jumlah repetisi beban yang diijinkan ( $N_{ijin}$ ), dan model yang diusulkan oleh *Portland Cement Association* pada tingkat probabilitas sekitar 90 % (Huang, 2004).

Model kerusakan retak lelah menurut PCA yang digunakan dalam program *Airfield* juga telah digunakan sebagai kriteria desain struktur perkerasan

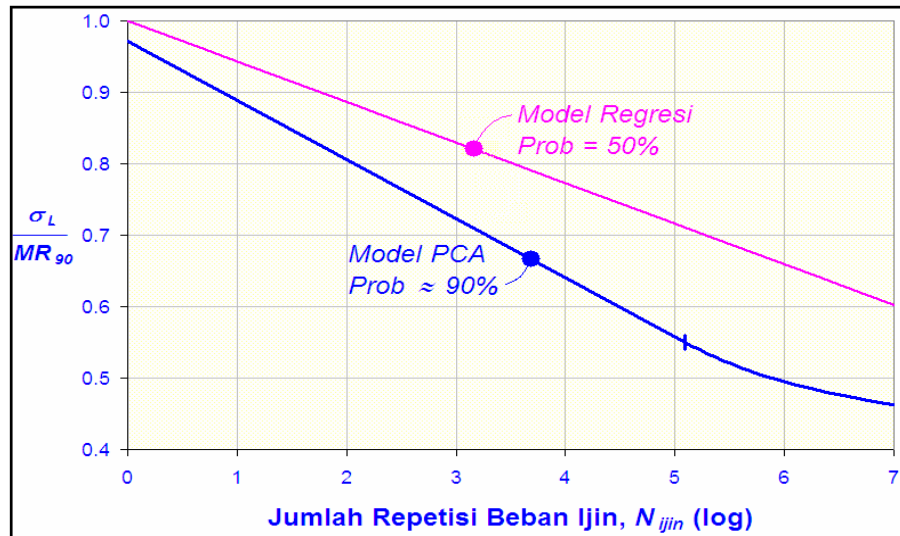
kaku untuk konstruksi perkerasan jalan (NAASRA, 1987). Adapun persamaan yang digunakan adalah sebagai berikut :

Untuk:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sigma_L}{MR_{90}} \geq 0.55 &\rightarrow \log(N_{ijin}) = 11.737 - 12.077 \left( \frac{\sigma_L}{MR_{90}} \right) \\ 0.45 < \frac{\sigma_L}{MR_{90}} < 0.55 &\rightarrow N_{ijin} = \left( \frac{4.2577}{\frac{\sigma_L}{MR_{90}} - 0.4325} \right)^{3.268} \\ \frac{\sigma_L}{MR_{90}} \leq 0.45 &\rightarrow N_{ijin} = \infty \end{aligned} \right\} (4)$$

D a l a m

aplikasinya, tebal perkerasan desain perlu dicoba-coba untuk memenuhi kriteria retak lelah pada **persamaan (4)**. Tegangan lentur yang terjadi akibat setiap lintasan roda pesawat udara setelah dibagi dengan modulus lentur pelat beton disubstitusikan ke dalam persamaan ini untuk memperoleh jumlah repetisi beban yang diijinkan. Kemudian, kerusakan retak lelah tahunan yang diakibatkan oleh setiap pesawat udara yang beroperasi dihitung dengan membandingkan volume keberangkatan tahunan terhadap jumlah repetisi beban yang diijinkan untuk setiap pesawat udara tersebut.



Gambar 3. Kriteria retak lelah

Jika jumlah total kerusakan retak lelah untuk semua jenis pesawat udara dalam kurun masa layan rencana kurang lebih sama dengan 100%, maka struktur perkerasan desain diperkirakan akan runtuh tepat di akhir masa layannya, dan proses desain selesai. Sedangkan, jika jumlah total kerusakan retak lelah tersebut masih jauh lebih kurang dari atau jauh melebihi 100%, maka tebal perkerasan desain yang sedang dicoba belum memadai, dan proses desain harus berulang lagi.

Rumus perhitungan total kerusakan retak lelah dapat dituliskan sebagai berikut :

total kerusakan retak lelah =

$$n * \left( \sum_i \frac{(N_{tahunan})_i}{(N_{ijin})_i} \right) * 100\% < \approx 100\% \quad (5)$$

dimana:

- $i$  = masing-masing jenis pesawat udara
- $n$  = masa layan rencana (tahun)
- $N_{tahunan}$  = volume keberangkatan tahunan (pesawat/tahun)
- $N_{ijin}$  = jumlah repetisi beban yang diijinkan (pesawat)

### 5. Load Repetition Factor

Load repetition Factor (LRF) untuk pesawat udara tertentu merupakan faktor koreksi terhadap derajat kerusakan yang ditimbulkan pada jalur lintasan roda rata-rata akibat terjadinya pergeseran lintasan roda dari jalur lintasan roda rata-rata tersebut. Untuk keperluan perhitungan nilai LRF, pergeseran lintasan roda pesawat udara di atas perkerasan dianggap terdistribusi secara normal. Konsekwensi dari pergeseran lintasan roda ini adalah bergesernya kurva tegangan lentur yang terjadi di dalam struktur

perkerasan; dan tegangan lentur pada jalur lintasan roda rata-rata yang umumnya dijadikan sebagai referensi dalam perhitungan nilai LRF juga berubah, seperti diilustrasikan pada Gambar 4, yaitu dari  $\sigma_{Lo}$  menjadi  $\sigma_{Li}$  untuk lintasan roda yang bergeser sejauh  $x_i$  dari jalur lintasan roda rata-rata.

Terlihat pada Gambar 4, bahwa hanya pesawat udara sebanyak  $P_o\%$  saja melintas pada jalur lintasan roda rata-rata yang mengakibatkan tegangan lentur sebesar  $\sigma_{Lo}$ . Sedangkan, masing-masing  $P_i\%$  pesawat udara sisanya melintas pada lintasan sejauh  $x_i$  dari jalur lintasan roda rata-rata yang mengakibatkan tegangan lentur sebesar  $\sigma_{Li}$ .

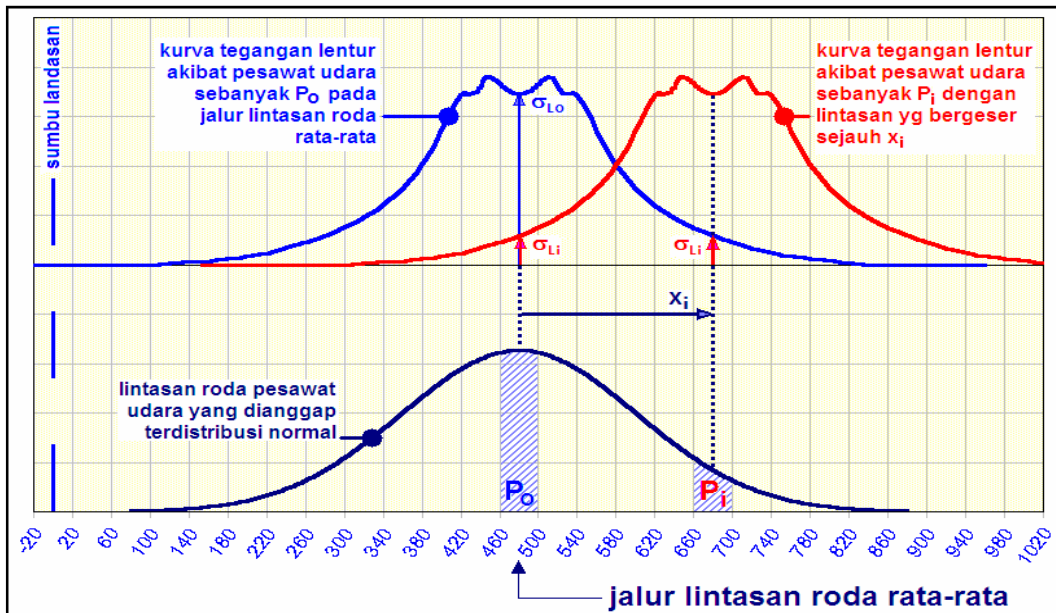
Nilai  $P_i\%$  dapat diatur dalam proses perhitungan sesuai dengan tingkat ketelitian yang diinginkan; dan nilai  $x_i$  dapat dibaca pada tabel distribusi normal, yang bergerak dari  $-\infty$  sampai  $+\infty$ . Juga terlihat pada Gambar 4, bahwa nilai  $\sigma_{Li}$  dapat langsung dibaca pada kurva tegangan lentur untuk beban yang bekerja pada jalur lintasan roda rata-rata.

Berdasarkan nilai  $\sigma_{Li}$ , derajat kerusakan struktur perkerasan pada jalur lintasan roda rata-rata dapat dihitung dengan menggunakan rumus:

$$\text{derajat kerusakan} = \sum_i \frac{P_i}{(N_{ijin})_i} \quad (6)$$

dimana:  $i$  = masing-masing segmen jalur lintasan roda di bawah kurva distribusi normal; khusus untuk program Airfield digunakan sebanyak 241 segmen.

$$N_{ijin} = f \left( \frac{\sigma_{Li}}{MR_{90}} \right) \dots \text{lihat persamaan (4)}$$



Gambar 4. Ilustrasi proses perhitungan nilai LRF

Sehingga, rumus nilai *LRF* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$LRF = \frac{\sum_i \left( \frac{P_i}{(N_{ijin})_i} \right)}{1 \left( (N_{ijin})_0 \right)} \quad (7)$$

Perlu kiranya dicatat di sini bahwa untuk kurva tegangan lentur yang sifatnya bi-modal seperti diperlihatkan pada **Gambar 4**, nilai  $(N_{ijin})_0$  perlu dikoreksi. Nilai  $(N_{ijin})_0$  seharusnya dihitung terhadap nilai  $\sigma_L$  maksimum. Tanpa koreksi ini, nilai *LRF* yang diperoleh akan menjadi lebih besar dan bahkan kadang-kadang dapat melebihi nilai maksimum 1.00.

**Tabel 3** memperlihatkan hasil perhitungan nilai *LRF* untuk 17 pesawat udara yang sedang dianalisis untuk berbagai nilai  $\sigma$  (deviasi standar dari distribusi lintasan roda) dan juga nilai *LRF* yang terdapat di dalam literatur (ICAO, 1983 dan Yoder, et.al., 1975). Untuk asumsi nilai  $\sigma = 121.92$  cm, rentang nilai *LRF* yang dihasilkan dari **persamaan (7)** adalah antara 0.144 – 0.261; angka ini mencerminkan derajat kerusakan yang ditimbulkan pada struktur perkerasan yang hanya berkisar antara 14.4 – 26.1% untuk setiap keberangkatan pesawat udara dari yang seharusnya terjadi jika pesawat udara tersebut selalu melintasi jalur lintasan roda yang tetap.

Seperti terlihat pada **Tabel 3**, secara umum, nilai *LRF* yang diperoleh dari **persamaan (7)** untuk nilai  $\sigma = 121.92$  cm cukup konsisten dengan nilai *LRF* yang

diusulkan oleh ICAO (1983) dan Yoder, et.al. (1975). Namun demikian, dari observasi yang lebih mendalam diketahui bahwa nilai *LRF* sebenarnya berbeda (unik) untuk masing-masing jenis pesawat udara. Nilai *LRF* sangat dipengaruhi oleh empat faktor utama, yaitu distribusi lintasan roda ( $\sigma$ ), kurva tegangan lentur ( $\sigma_L$ , termasuk konfigurasi sumbu roda dan faktor penentu tegangan lentur lainnya), modulus lentur bahan perkerasan ( $MR_{90}$ ) dan faktor keamanan (*FK*).

Sebagai contoh, pada **Tabel 3** diperlihatkan, bahwa untuk setiap jenis pesawat udara, makin kecil nilai  $\sigma$ , maka akan makin besar nilai *LRF*. Sebaliknya, nilai  $\sigma$  yang makin besar akan memperkecil nilai *LRF*. Pengaruh konfigurasi sumbu roda pada nilai *LRF* juga diperlihatkan tetapi dengan pola yang tidak beraturan. Namun demikian, satu hal yang dapat disimpulkan adalah bahwa nilai *LRF* umumnya tidak konstan meskipun konfigurasi sumbu roda sama.

## 6. Analisis Desain Struktur Perkerasan

Proses desain struktur perkerasan kaku yang didasarkan pada kriteria retak lelah dengan menggunakan program *Airfield* pada dasarnya harus dilakukan untuk setiap jalur lintasan roda pesawat udara yang beroperasi. **Tabel 4** memperlihatkan ringkasan hasil perhitungan tegangan lentur ( $\sigma_L$ ), jumlah repetisi beban yang diijinkan ( $N_{ijin}$ ), total kerusakan dan masa layan kritis (*n*) untuk 17 jalur lintasan roda pesawat udara yang sedang dianalisis.

Terlihat pada **Tabel 4**, bahwa total kerusakan terbesar (88.024%) dan masa layan kritis terkecil ( $n = 22.721$



Tabel 3. Hasil perhitungan nilai LRF

No	Jenis Pesawat Udara	Konfigurasi Sumbu Roda	MTOW (kg)	Keberangkatan Tahunan (pesawat/thn)	Nilai LRF, utk variasi Distribusi Lintasan Roda:			Nilai LRF, menurut:	
					$\sigma = 60.96 \text{ cm}$	$\sigma = 121.92 \text{ cm}$	$\sigma = 243.84 \text{ cm}$	ICAO (1983)	Yoder, et.al. (1975)
1	CASA - NC212	S	14,000	2,801	0.433	0.261	0.152	0.287	-
2	F28 - MK2000	D	29,480	695	0.360	0.200	0.104		-
3	F28 - MK3000	D	32,205	846	0.339	0.186	0.096		-
4	F28 - MK4000	D	33,110	2,390	0.334	0.182	0.094		-
5	F - 100	D	45,800	1,507	0.272	0.144	0.073		-
6	B737 - 100	D	44,361	1,638	0.457	0.255	0.132		-
7	B737 - 200	D	52,616	12,262	0.428	0.235	0.121		-
8	B737 - 300	D	57,000	664	0.408	0.223	0.115		-
9	B737 - 500	D	61,000	630	0.400	0.217	0.111		-
10	B737 - 400	D	63,000	5,146	0.395	0.213	0.109		-
11	B727 - 100	D	77,110	208	0.419	0.229	0.118	0.230	
12	B767 - 200	DT	136,984	192	0.398	0.255	0.142	0.272	-
13	B747 - 300	DDT	377,800	184	0.354	0.222	0.118	0.270	0.380
14	MD - 82	D	67,812	5,320	0.305	0.160	0.082	0.287	-
15	MD - 83	D	72,575	46	0.296	0.155	0.079		-
16	A - 310	DT	153,000	234	0.402	0.233	0.122	0.272	-
17	A - 330	DT	212,000	272	0.359	0.204	0.106		-

tahun) dihasilkan pada jalur lintasan roda A-330. Hasil ini berbeda dengan perkiraan awal yang biasa dibuat, bahwa jalur desain kritis terjadi pada jalur lintasan roda B747-300 yang merupakan pesawat udara terberat ( $MTOW = 377.8 \text{ ton}$ ), atau terjadi pada jalur lintasan roda B737-200 yang merupakan pesawat udara yang paling banyak beroperasi pada struktur perkerasan ini ( $\text{volume keberangkatan} = 12262 \text{ pesawat/tahun}$ ).

Namun demikian, hasil ini sebenarnya tetap konsisten dengan teori kerusakan retak lelah yang didasarkan pada tegangan lentur, karena pesawat udara desain A-330 ternyata memberikan tegangan lentur yang paling besar ( $\sigma_L = 2.468 \text{ MPa}$ ). Sedangkan, tegangan lentur yang diakibatkan oleh pesawat udara B747-300 dan B737-200 masing-masing adalah  $1.890 \text{ MPa}$  dan  $1.281 \text{ MPa}$ . Dengan kata lain, perkiraan jalur desain kritis dapat juga didasarkan pada tegangan lentur terbesar yang mungkin terjadi di dalam struktur perkerasan. Sayangnya, tidak seperti halnya data berat total ( $MTOW$ ) dan data volume keberangkatan tahunan pesawat udara yang dapat langsung diketahui pada saat awal proses desain, tegangan lentur yang terjadi di dalam struktur perkerasan baru dapat diketahui setelah proses desain dilakukan. Oleh karena itu, sebagai alternatif, perkiraan jalur desain kritis dapat dilakukan terlebih dahulu berdasarkan data beban pada masing-masing roda pesawat udara sebagai ganti dari data berat total pesawat udara ( $MTOW$ ) yang sebelumnya biasa digunakan.

Juga terlihat pada Tabel 4, bahwa perbedaan masa layan kritis,  $n$ , pada jalur lintasan roda rata-rata dari keempat pesawat udara berbadan lebar (B747-300,

B767-200, A-330 dan A-310) yang memiliki konfigurasi sumbu roda DDT atau DT terlihat tidak terlalu besar. Di lain pihak, masa layan kritis pada jalur lintasan roda rata-rata dari pesawat udara besar lainnya dengan konfigurasi sumbu roda D atau S relatif jauh lebih besar dan tidak menentukan.

Analisis lebih jauh menunjukkan, bahwa jika hanya pesawat udara berbadan lebar saja yang diperhitungkan, maka masa layan kritis sedikit meningkat menjadi 22.816 tahun; dan jika hanya pesawat udara desain A-330 saja yang diperhitungkan, maka masa layan kritis meningkat sedikit lagi menjadi 23.303 tahun. Perbedaan hasil perhitungan masa layan kritis tersebut umumnya dapat dihilangkan dengan menggunakan faktor ekuivalen repetisi beban ( $FE$ ). Meskipun demikian, penentuan nilai  $FE$  pada prinsipnya tidaklah mudah dan tetap memerlukan analisis struktural untuk memperhitungkan distribusi tegangan lentur yang terjadi di dalam struktur perkerasan, seperti yang akan dibahas lebih lanjut pada bagian berikut.

Oleh karena itu, analisis beban lalu lintas pesawat udara campuran tetap harus dilakukan, khususnya jika jenis pesawat udara berbadan lebar yang diperkirakan akan beroperasi lebih bervariasi dan volume pergerakannya masing-masing relatif besar. Selain itu, dengan analisis beban lalu lintas pesawat udara campuran, posisi jalur desain kritis dapat ditentukan secara lebih detail, seperti diperlihatkan pada Gambar 5, dimana kurva kerusakan retak lelah dihitung untuk setiap pertambahan 1 cm jalur lintasan roda pesawat udara. Terlihat pada gambar tersebut, bahwa posisi jalur desain kritis ( $S_L = 1066 \text{ cm}$ ) tidak tepat sama

Tabel 4. Ringkasan hasil desain struktur perkerasan

No	Jenis Pesawat Udara	Konfigurasi Sumbu Roda	Jarak Antar Kaki, $S_{L1}$ (cm)	MTOW (kg)	Keberangkatan Tahunan (pesawat/thn)	Tegangan Lentur, $\sigma_L$ (MPa)	$N_{ijin}$ (pesawat)	Total Kerusakan (%)	Masa Layan Kritis, $n$ (tahun)
1	CASA - NC212	S	436.9	14,000	2,801	0.475	609,456	9.192	217.585
2	F28 - MK2000	D	504.0	29,480	695	0.845	110,657	12.561	159.218
3	F28 - MK3000	D	504.0	32,205	846	0.927	134,698	12.561	159.218
4	F28 - MK4000	D	504.0	33,110	2,390	0.949	380,531	12.561	159.218
5	F - 100	D	504.0	45,800	1,507	1.304	239,942	12.561	159.218
6	B737 - 100	D	523.0	44,361	1,638	1.095	237,620	13.787	145.067
7	B737 - 200	D	523.0	52,616	12,262	1.281	1,778,812	13.787	145.067
8	B737 - 300	D	523.0	57,000	664	1.429	96,324	13.787	145.067
9	B737 - 500	D	523.0	61,000	630	1.510	91,392	13.787	145.067
10	B737 - 400	D	523.0	63,000	5,146	1.540	746,515	13.787	145.067
11	B727 - 100	D	571.5	77,110	208	1.716	23,630	17.605	113.606
12	B767 - 200	DT	930.0	136,984	192	1.406	5,027	76.383	26.184
13	B747 - 300	DDT	1,100.0	377,800	184	1.890	4,215	87.298	22.910
14	MD - 82	D	509.0	67,812	5,320	1.777	827,255	12.862	155.499
15	MD - 83	D	509.0	72,575	46	1.883	7,153	12.862	155.499
16	A - 310	DT	960.0	153,000	234	1.782	5,798	80.723	24.776
17	A - 330	DT	1,070.0	212,000	272	2.468	6,180	88.024	22.721
Desain struktur perkerasan hanya untuk pesawat udara berbadan lebar:									
1	B767 - 200	DT	930.0	136,984	192	1.406	5,100	75.287	26.565
2	B747 - 300	DDT	1,100.0	377,800	184	1.890	4,229	87.021	22.983
3	A - 310	DT	960.0	153,000	234	1.782	5,862	79.837	25.051
4	A - 330	DT	1,070.0	212,000	272	2.468	6,206	87.658	22.816
Desain struktur perkerasan hanya untuk pesawat udara desain:									
1	A - 330	DT	1,070.0	212,000	272	2.468	6,338	85.826	23.303

dengan posisi jalur lintasan roda rata-rata dari pesawat udara desain A-330 ( $S_L = 1070$  cm). Pergeseran jalur desain kritis ini sekali lagi mencerminkan pengaruh dari beban lalu lintas pesawat udara campuran terhadap kerusakan struktur perkerasan yang terjadi.

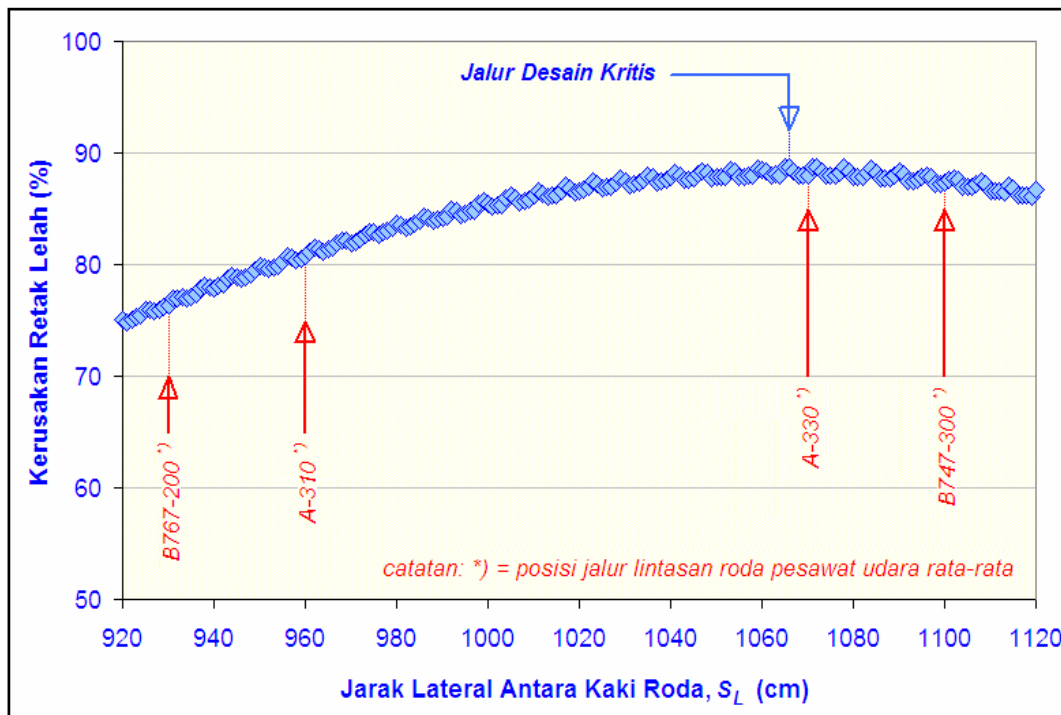
Kurva kerusakan retak lelah terlihat cukup bergerigi. Hal ini sangat mungkin disebabkan oleh perhitungan nilai  $LRF$  yang diskrit yang hanya membagi kurva distribusi normal ke dalam 241 segmen saja. Analisis lebih lanjut tentunya masih perlu dilakukan untuk memperbaiki ketelitian hasil perhitungan tersebut.

Pengaruh dari masing-masing jenis pesawat udara terhadap kerusakan struktur perkerasan pada jalur desain kritis diperlihatkan pada **Gambar 6** yang diplotkan bersamaan, baik dengan data volume keberangkatan tahunan, maupun dengan data berat total pesawat udara ( $MTOW$ ). Pengaruh dari pesawat

udara desain A-330 terlihat sangat dominan (97.52%). Sedangkan, pengaruh dari pesawat udara B737-200 yang paling banyak beroperasi pada struktur perkerasan ini hanya 0.03%; dan pengaruh dari pesawat udara B747-300 yang terberat juga hanya 1.59% saja.

Seperti telah dijelaskan sebelumnya, bahwa perbedaan tingkat kerusakan struktur perkerasan yang diakibatkan oleh setiap jenis pesawat udara, selain dipengaruhi oleh volume pergerakan, juga merupakan fungsi dari tegangan lentur yang terjadi. Pesawat udara B747-300 yang terberat, misalnya, memiliki konfigurasi sumbu roda DDT sehingga cukup efektif untuk mendistribusikan beban ke masing-masing roda dan mereduksi tegangan lentur yang terjadi.

Berdasarkan hasil perhitungan tingkat kerusakan struktur perkerasan tersebut, dapat dihitung faktor



Gambar 5. Posisi jalur desain kritis

ekivalen repetisi beban (*FE*) untuk setiap jenis pesawat udara yang signifikan saja, seperti diperlihatkan pada **Tabel 5**. Juga tercantum pada tabel ini adalah nilai *FE* menurut FAA (ICAO, 1983).

Dalam pemakaiannya, nilai *FE* dikalikan dengan data volume keberangkatan tahunan untuk mendapatkan volume keberangkatan tahunan ekivalen dari pesawat udara desain. Kemudian, data volume keberangkatan tahunan ekivalen ini digunakan dalam proses desain struktur perkerasan dengan hanya mempertimbangkan beban pesawat udara desain saja, yang dalam contoh ini adalah A-330.

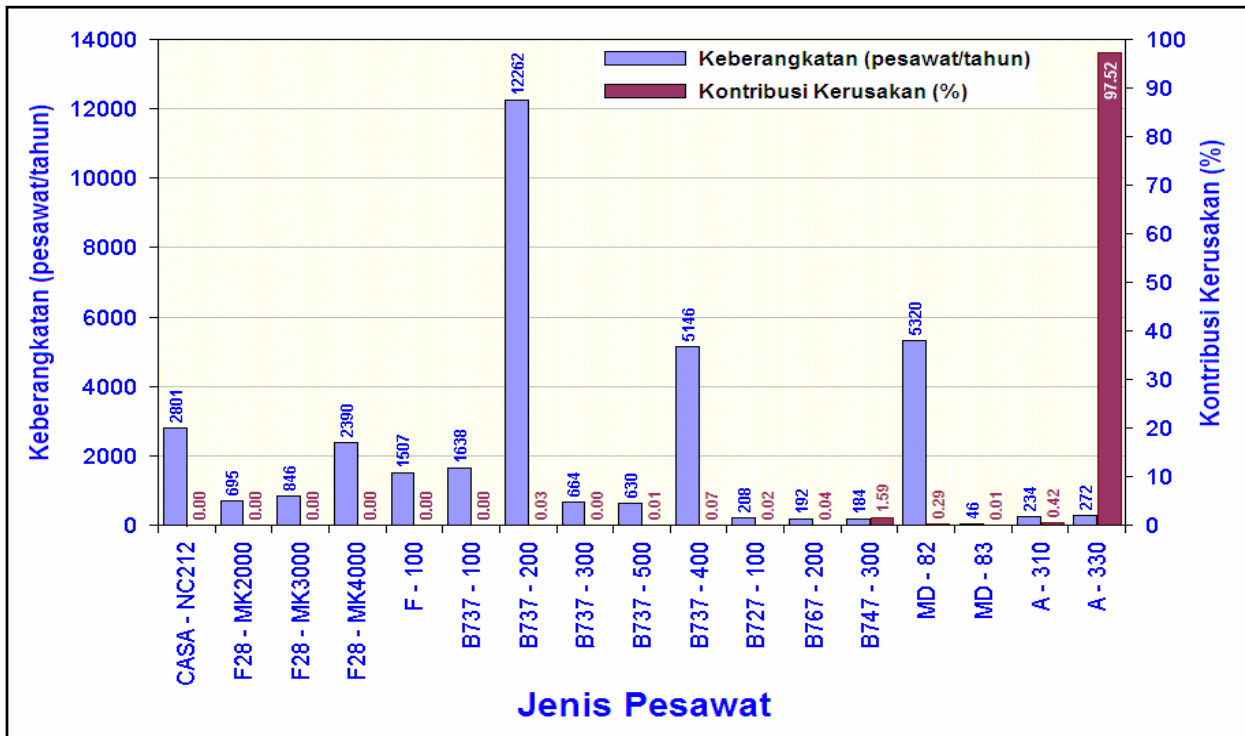
Nilai *FE* yang diperoleh dari analisis tingkat kerusakan struktur perkerasan yang diakibatkan oleh masing-masing jenis pesawat udara yang beroperasi ternyata cukup kontroversial jika dibandingkan dengan nilai *FE* menurut metoda FAA. Namun, perbedaan nilai *FE* ini dapat dijelaskan dengan mudah. Nilai *FE* yang diperoleh berdasarkan kriteria retak lelah mempertimbangkan jalur lintasan roda rata-rata dari setiap jenis pesawat udara yang beroperasi, sedangkan nilai *FE* menurut metoda FAA menganggap semua jenis pesawat udara melintasi jalur lintasan roda rata-rata yang sama.

**Tabel 6** memperlihatkan contoh pemakaian nilai *FE*. Untuk volume keberangkatan tahunan ekivalen dari pesawat udara desain A-330 sebesar 279 pesawat/tahun diperoleh masa layan kritis selama 22.719 tahun. Hasil ini sebanding dengan yang telah disajikan pada **Tabel 4**.

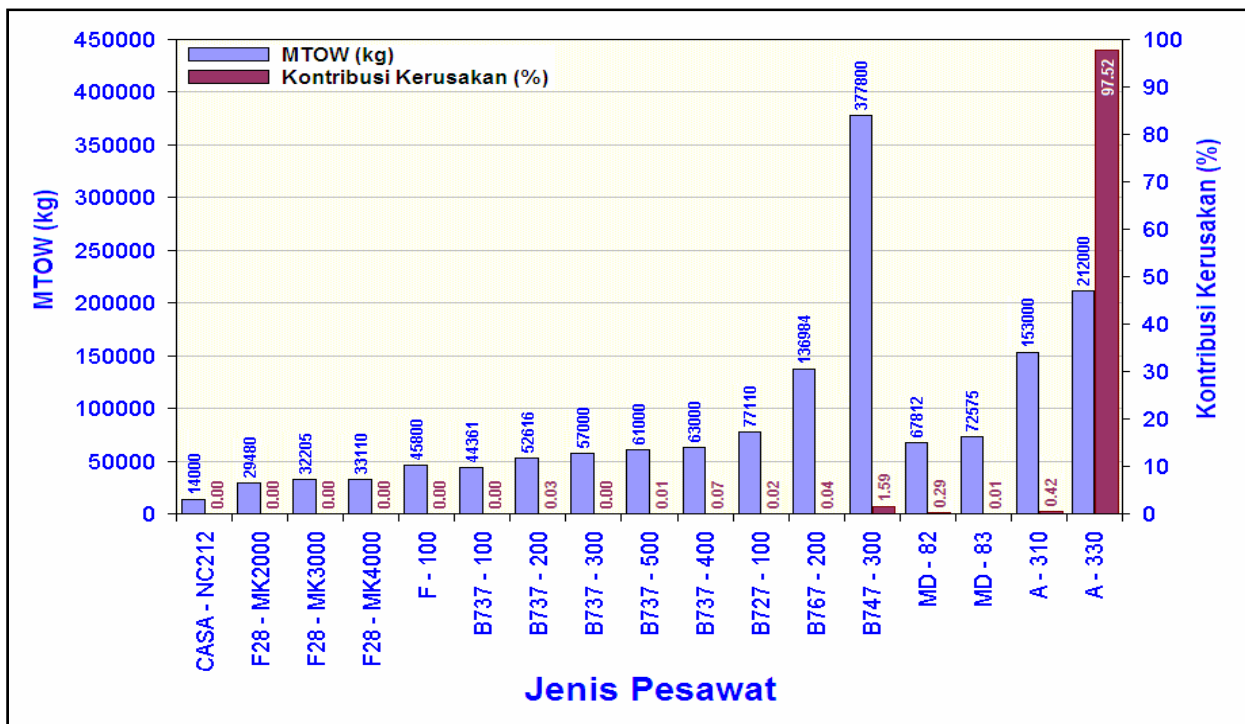
Hal menarik lain yang telah dilakukan adalah menganalisis pengaruh dari asumsi nilai *LRF* terhadap masa layan kritis struktur perkerasan. Seperti telah dijelaskan sebelumnya, bahwa nilai *LRF* dapat diwakili dengan deviasi standar ( $\sigma$ ) dari distribusi jalur lintasan roda pesawat udara. Masa layan kritis ( $n = 22.721$  tahun) yang telah diperoleh pada contoh desain struktur perkerasan di atas menggunakan nilai  $\sigma = 121.92$  cm. Memperkecil nilai  $\sigma$  menjadi 60.96 cm akan memperpendek masa layan kritis menjadi 12.266 tahun saja. Sebaliknya, memperbesar nilai  $\sigma$  menjadi 243.84 cm akan memperpanjang masa layan kritis menjadi 43.447 tahun. Hasil analisis ini mengindikasikan, bahwa nilai  $\sigma$  yang biasanya diasumsikan pada saat proses desain harus dikaji secara seksama sesuai dengan pengalaman dari bandar udara sejenis.

## 7. Kesimpulan

1. Dalam proses desain struktur perkerasan kaku yang mempertimbangkan volume lalu lintas pesawat udara campuran, jalur desain kritis dapat bergeser dari jalur lintasan roda rata-rata pesawat udara desain.
2. Pesawat udara desain umumnya ditentukan selain oleh volume pergerakan yang besar juga oleh tegangan lentur yang besar yang diakibatkan di dalam struktur perkerasan. Untuk contoh proses desain struktur perkerasan kaku untuk *apron* di bandar udara Juanda, Surabaya, pesawat udara



(a) terhadap volume keberangkatan tahunan



Gambar 6. Analisis faktor ekuivalen repetisi beban pada jalur desain kritis

Tabel 5. Perhitungan faktor ekivalen repetisi beban (*FE*) pesawat udara

No	Jenis Pesawat Udara	Konfigurasi Sumbu Roda	Jarak Antar Kaki, $S_{L1}$ (cm)	MTOW (kg)	Keberangkatan Tahunan (pesawat/thn)	Tegangan Lentur, $\sigma_L$ (MPa)	Tingkat Kerusakan (%)	Nilai <i>FE</i> , menurut:	
								Hasil Hitung	FAA (ICAO, 1983)
5	F - 100	D	504.0	45,800	1,507	1.304	0.002	0.000004	0.097
7	B737 - 200	D	523.0	52,616	12,262	1.281	0.027	0.000006	0.072
8	B737 - 300	D	523.0	57,000	664	1.429	0.004	0.000017	0.203
9	B737 - 500	D	523.0	61,000	630	1.510	0.007	0.000031	0.239
10	B737 - 400	D	523.0	63,000	5,146	1.540	0.073	0.000040	0.159
11	B727 - 100	D	571.5	77,110	208	1.716	0.019	0.000255	0.492
12	B767 - 200	DT	930.0	136,984	192	1.406	0.036	0.000523	0.357
13	B747 - 300	DDT	1,100.0	377,800	184	1.890	1.591	0.024116	0.747
14	MD - 82	D	509.0	67,812	5,320	1.777	0.289	0.000152	0.199
15	MD - 83	D	509.0	72,575	46	1.883	0.005	0.000303	0.564
16	A - 310	DT	960.0	153,000	234	1.782	0.420	0.005006	0.440
17	A - 330	DT	1,070.0	212,000	272	2.468	97.524	1.000000	1.000

Tabel 6. Hasil desain struktur perkerasan berdasarkan pesawat udara desain

No	Jenis Pesawat Udara	Konfigurasi Sumbu Roda	Jarak Antar Kaki, $S_{L1}$ (cm)	MTOW (kg)	Keberangkatan Tahunan (pesawat/thn)	Tegangan Lentur, $\sigma_L$ (MPa)	$N_{ijin}$ (pesawat)	Total Kerusakan (%)	Masa Layan Kritis, $n$ (tahun)
1	A - 330	DT	1,070.0	212,000	279	2.468	6,339	88.032	22.719

desain adalah A-330, yang memberikan tegangan lentur terbesar,  $\sigma_L = 2.468$  MPa.

- Program aplikasi komputer, seperti halnya program *Airfield*, sangat diperlukan untuk proses desain struktur perkerasan yang didasarkan pada kriteria retak lelah. Dengan pendekatan ini, nilai *LRF* dan nilai *FE* (faktor ekivalen repetisi beban) tidak lagi diperlukan dalam proses desain, bahkan kedua nilai tersebut jika diperlukan dapat dihasilkan sebagai produk desain. Namun demikian, asumsi tentang data distribusi jalur lintasan roda yang digunakan untuk menentukan nilai *LRF* tetap harus mewakili keadaan nyata di lapangan.

## Daftar Pustaka

- Fibryanto A., 2005, "*Analisis Desain Struktur Perkerasan Kaku Landasan Pesawat Udara Berdasarkan Metoda ICAO*", Tesis S2, Departemen Teknik Sipil - FTSP, ITB, Bandung.
- Huang, Y.H., 2004, "*Pavement Analysis and Design*", Second Edition, Pearson Education Inc, New Jersey.
- International Civil Aviation Organization, 1983, "*Aerodrome Design Manual*", Second Edition, Part 3-Pavements.
- Kosasih, D., 2005, "*Analisis Desain Struktur Perkerasan Kaku Landasan Pesawat Udara Dengan Menggunakan Program Airfield*", to be published, Bandung.
- Kosasih, D., 2004, "*Manual Program Airfield*", Bandung.
- Kosasih, D., Sudiarto, M.R., 2003, "*The Effects of Pavement Structure Modeling and Deflection Bowl Analysis on Calculated Layer Moduli*", Journal of the 5<sup>th</sup> EASTS Conference, Fukuoka.
- NAASRA, 1987, "*Pavement Design - A Guide to the Structural Design of Road Pavements*", NSW.
- Yoder, E.J., Witczak, M.W., 1975, "*Principles of Pavement Design*", Second Edition, John Wiley & Sons Inc, New York.

