

# ANALISIS "FATIGUE AND DAMAGE TOLERANCE" DAPAT MEMPERBAIKI SISTEM PEMELIHARAAN STRUKTUR PESAWAT UDARA

Oleh : Rita Zuana Qomariyah, S.Si, M.T.

Pembina Tingkat I Peneliti Gol. V Dislitbangau  
ritazuana\_q@yahoo.co.id

**Abstrak**— Analisis terhadap kekuatan struktur pesawat udara sudah harus dikuasai oleh para personel TNI Angkatan Udara dengan memahami prinsip pemikiran "*Fatigue and Damage Tolerance*". Analisis "*Fatigue*" dapat mengetahui umur suatu komponen yang mengalami pembebanan dari struktur pesawat udara, sedangkan analisis "*Damage Tolerance*" dapat memprediksi laju perambatan retak dan umur sisa suatu struktur yang sudah mengalami retak. Dengan memadukan metode inspeksi yang selama ini dilakukan TNI Angkatan Udara dengan metode "*Fatigue and Damage Tolerance Analysis*", akan diperoleh "Best Maintenance Program" bagi setiap struktur pesawat udara. Dengan demikian TNI Angkatan Udara diharapkan akan mempunyai "Bank of Data" dari setiap pesawat udaranya dan lebih menjamin keamanan maupun keselamatan terbang yang berkaitan erat terhadap keamanan struktur pesawat udara yang akan dioperasikan.

**Kata Kunci** : analisis, kelelahan, kerusakan, struktur, pemeliharaan

**Abstract** — *Analysis of aircraft structures strength must be done by Indonesian Air Force personnel by understanding the principle of "Fatigue and Damage Tolerance" theory. "Fatigue" analysis can determine by component operation that has been loaded from an aircraft structure, while the Damage Tolerance analysis can predict the rate of crack propagation and the remaining life time of a structure that has been cracking. Combining of inspection methods with Fatigue and Damage Tolerance Analysis method will be obtained by Indonesian Air Force to find a Best Maintenance Program for each aircraft structure. So the Indonesian Air Force can be expected to have a "Bank of Data" of each aircraft and better guarantee the safety operation and safety of flying which is closely related to the security of the aircraft structure that be operated.*

**Kata Kunci**— *analysis, fatigue, damage, structure, maintenance, program*

## I. PENDAHULUAN

Dalam pengoperasian pesawat udara pasti akan dijumpai berbagai kerusakan, baik kerusakan pada struktur, kerusakan pada sistem engine, sistem elektrik, sistem avionik, maupun sistem navigasi dan komunikasi. Untuk mendapatkan kesiapan operasi, dalam beberapa bagian pesawat harus dilakukan *repair* maupun pemeliharaan yang optimal. Sedangkan untuk melakukan *repair* diperlukan pengetahuan tentang gaya-gaya atau tegangan yang terjadi di beberapa lokasi yang mengalami kerusakan juga gaya atau tegangan di tempat/lokasi tersebut setelah dilakukan *repair*. Untuk menjamin bahwa lokasi yang telah dilakukan *repair* telah lebih baik keadaannya dibandingkan sebelum diadakan *repair*, maka seringkali membutuhkan penambahan suatu peralatan tertentu baik di dalam maupun di luar pesawat udara. Hal ini membutuhkan serangkaian analisis untuk menjamin bahwa pemasangan alat-alat itu tidak membahayakan struktur pesawat udara dan lolos sertifikasi yang

menyatakan bahwa alat tersebut aman dipasang. *Repair* dan penambahan alat-alat baru dalam setiap pesawat udara membutuhkan serangkaian pengetahuan/ pemahaman *software* yang mendukung maupun pengetahuan analitis yang relevan terhadap kasus yang dihadapi. Oleh karena itu Dislitbangau merasa perlu mengembangkan konsep "*Fatigue and Damage Tolerance Analysis*" untuk menjembatani beberapa permasalahan yang ada. Dengan analisis "*Fatigue*" akan dapat mengetahui umur suatu komponen yang mengalami pembebanan dalam struktur pesawat udara. Sedangkan analisis "*Damage Tolerance*" dapat memprediksi laju perambatan retak dan umur sisa suatu struktur yang sudah mengalami retak. Dua hal tersebut apabila dipadukan akan diperoleh "*Best Maintenance Program*" yang dapat memperbaiki "*Phase Inspections*" struktur pesawat udara yang selama ini telah dilaksanakan TNI Angkatan Udara.

## 2. METODOLOGI

Pesawat udara selalu didisain dengan struktur yang sering mungkin agar dapat membawa *load* yang sesuai keinginan pendisain. Untuk mencapai hal tersebut maka harus dapat dihindari kegagalan struktur pesawat akibat *fatigue*, *crack* atau *corrosion* yang dapat mengganggu keselamatan terbang. Sejarah membuktikan dalam kurun waktu tahun 1972 sampai dengan tahun 1982 ada lebih dari 38 kasus kecelakaan pesawat udara yang disebabkan kegagalan struktur pesawat yang tidak terdeteksi. Padahal struktur pesawat yang selalu membawa *load* dalam penerbangannya tidak memiliki batas TBO (*Time Between Overhaul*) seperti komponen-

komponen yang lain dari setiap pesawat udara, sehingga jadwal pemeliharaan yang selama ini dilakukan TNI Angkatan Udara hanya berpatokan kepada T.O. (Technical Order) yang disarankan pabrik. *Federation Aerospace Regulation* (FAR) mengharuskan adanya kepastian struktur sehingga mengilhami PT Dirgantara Indonesia tahun 1985 sampai dengan tahun 1995 untuk membangun "*Full Scale Fatigue Test*" untuk pesawat CN 235 yang berbasis "*Damage Tolerance*". Paduan prinsip antara *Damage Tolerance analysis* dengan simulasi retakan struktur pesawat udara pada *software* Nastran akan memperbaiki sistem pemeliharaan struktur pesawat udara TNI AU.

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1. Hasil Percobaan

Percobaan dilakukan dengan jalan memberikan beban amplitudo konstan,  $P_{max} = 117 \text{ KN}$ ,  $R = 0.1$  dengan frekuensi = 10 Hertz, Setelah diperoleh panjang retak awal bertambah sekitar 5 mm selanjutnya dilakukan pembebenan statik yang apabila

telah diperoleh pertambahan retak, besar beban ditambah. Dari hasil pengujian awal pembebanan amplitudo konstan diperoleh panjang retak awal  $a = 47.375 \text{ mm}$ . Selanjutnya hasil pengujian dapat ditampilkan sebagai berikut :

Tabel 1. Data yang akan digunakan untuk analisis perambatan retak

No.	Load P (KN)	2Δa kiri (mm)	2Δa kanan(mm)	a (mm)
1	105	0	0	47.375
2	110	0	0	47.375
3	115	0.25	0.25	47.625
4	120	0.25	0.25	47.625
5	125	0.5	0.5	47.875
6	130	0.5	0.5	47.875
7	140	0.75	1	48.25
8	145	0.75	1	48.25
9	150	1.25	1.25	48.625
10	155	1.75	1.75	49.125
11	160	2.25	2	49.5
12	170	11.75	13.5	60
13	171	13.25	18	63

Dari tabel yang diperoleh diatas selanjutnya data diolah untuk dapat memperoleh grafik

$K_R$  dan mendapatkan tabel  $\sigma$  terhadap pertambahan panjang retak <sup>1</sup>

Dari tabel kemudian ditentukan harga  $\sigma$  untuk selanjutnya dibuat grafik perbandingan  $\sigma$  terhadap pertambahan panjang retak ( $\Delta a$ ) dan terhadap panjang retak ( $a$ ). Kemudian dihitung harga R. Diketahui harga R untuk

menyebabkan pertambahan retak sama dengan harga G dimana

$$G = \frac{\pi\sigma^2a}{E}$$

Selanjutnya dibuat grafik perbandingan  $K_R$  terhadap panjang retak ( $a$ ) dan terhadap

pertambahan panjang retak ( $\Delta a$ ) , dimana harga  $K_R$  adalah

$$K_R = \beta\sigma \sqrt{\pi a}$$

$$\text{dengan } \beta = \sqrt{\sec \frac{\pi a}{W}}$$

<sup>1</sup> Banantine, A.j, Comer, J.J, Handrock, L.J. *Fundamentals Of Metal Fatigue Analysis*. Prentice Hall, New Jersey, 1990.

### 3.2. Hasil Pengujian

Hasil Pengujian dilakukan dengan 2 cara :

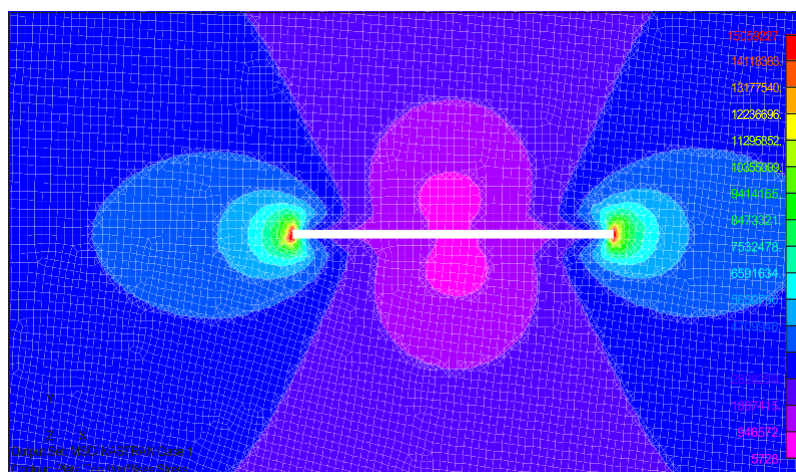
**3.2.1.** Pemeriksaan Tidak Merusak (*Non Destructive Examination, NDE*) yang dapat memberikan evaluasi total kondisi struktur tanpa melakukan perusakan ataupun penghancuran struktur yang ada. Pengujian tidak merusak dapat menunjukkan kerusakan (*flaws*) yang telah terjadi maupun kerusakan sewaktu pembuatan ataupun kerusakan hal lain.

**3.2.2.** Pengujian Merusak (*Destructive Test*) dilakukan sampling dan pemeriksaan dilaboratorium, terhadapstruktur yang rusak dalam rangka analisis kerusakan, dapat menentukan mekanisme kerusakan sesungguhnya yang terjadi. Pemeriksaan di laboratorium maupun pemeriksaan *metallography in site* dapat menandai adanya kerusakan yang disebabkan antara lain oleh "*hydrogen embrittlement*", "*caustic gauging*" serta "*corrosion penetration*".

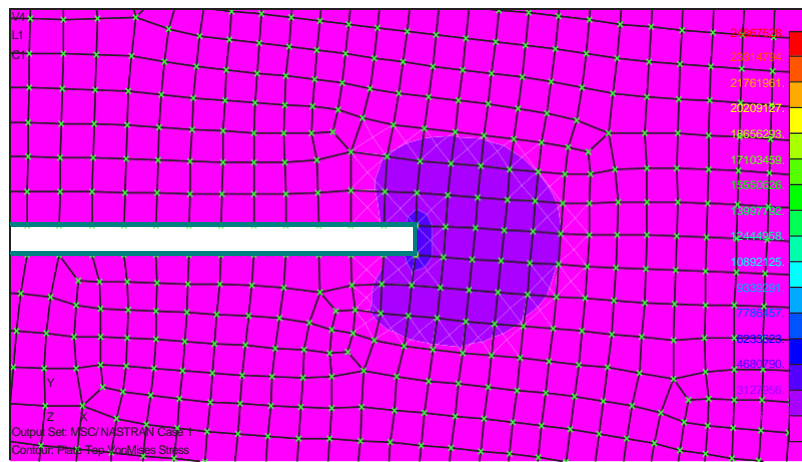
Selanjutnya dari perhitungan dapat diperoleh tabel sebagai berikut :

Tabel 2. Perhitungan pembebanan terhadap perambatan retak

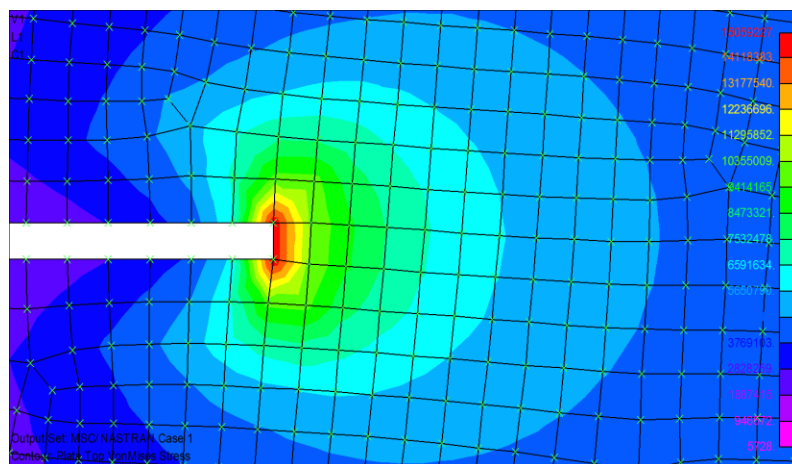
No.	Load P (KN)	a (mm)	a <sub>eff</sub>	Δa (mm)	σ (Mpa)	R	K <sub>R</sub> Mpa√mm
1	105	47.375	48.936	0	107.582	23.597	1312.159
2	115	47.625	49.186	0.25	117.828	28.455	1440.914
3	125	47.875	49.436	0.25	128.074	33.795	1570.317
4	140	48.25	49.811	0.375	143.443	42.725	1765.630
5	150	48.625	50.186	0.375	153.689	49.428	1899.084
6	155	49.125	50.686	0.5	158.811	53.320	1972.451
7	160	49.5	51.061	0.375	163.934	57.250	2043.835
8	170	60	61.561	10.5	174.180	78.339	2390.846
9	171	63	64.561	3	175.205	83.226	2464.306



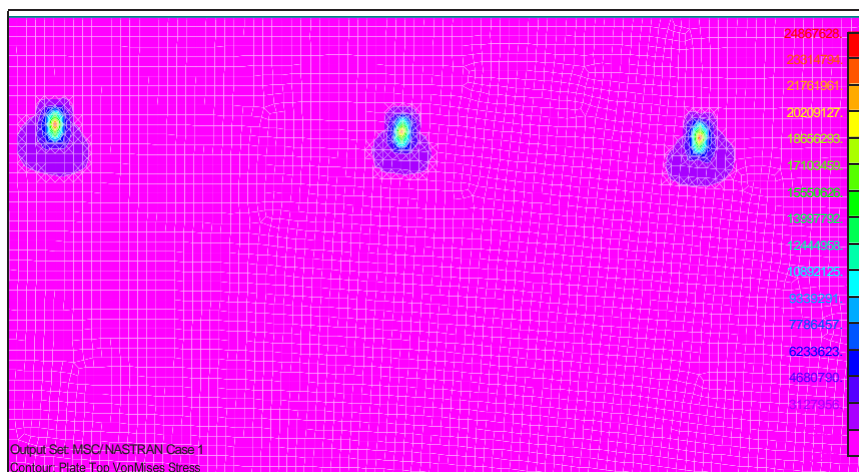
Gambar 1. Perubahan kontur warna tekanan akibat perbebanan 170 KN secara periodik pada bagian tengah *specimen*



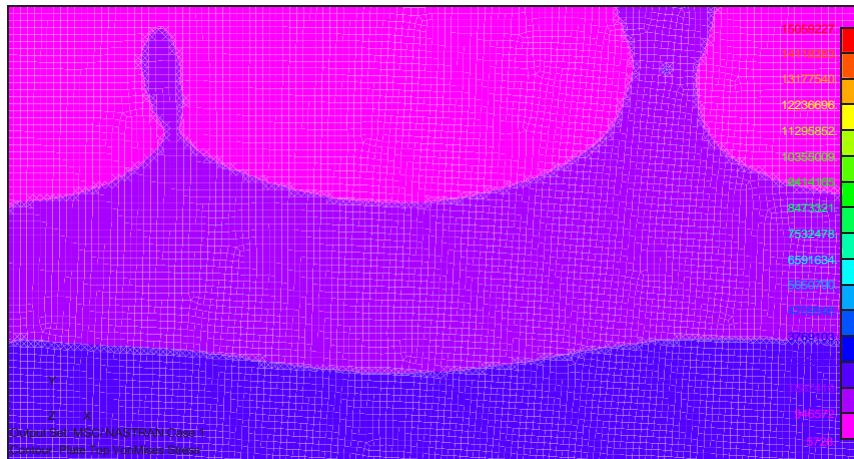
Gambar 2. Perubahan kontur warna tekanan akibat perbebanan 105 kN secara periodik pada salah satu ujung lobang



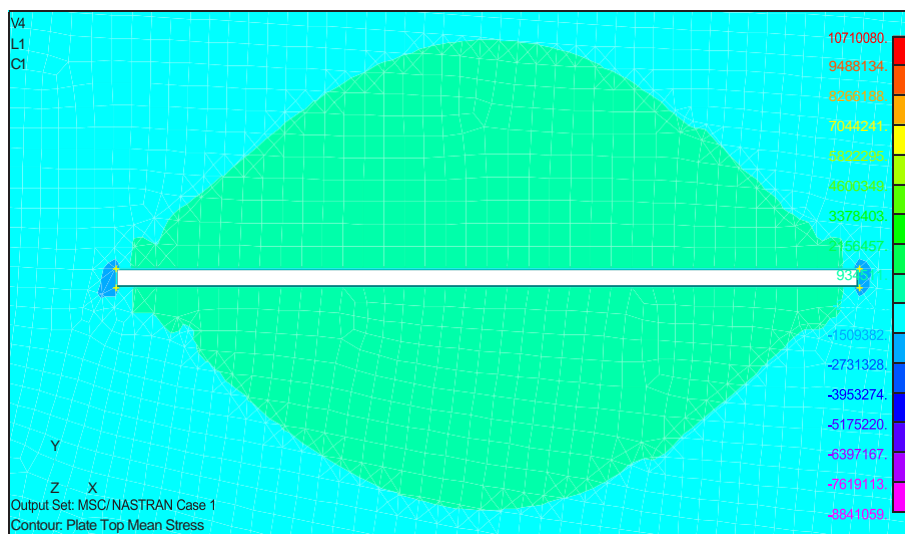
Gambar 3. Perubahan kontur warna tekanan akibat perbebanan 170 kN secara periodik pada salah satu ujung lobang



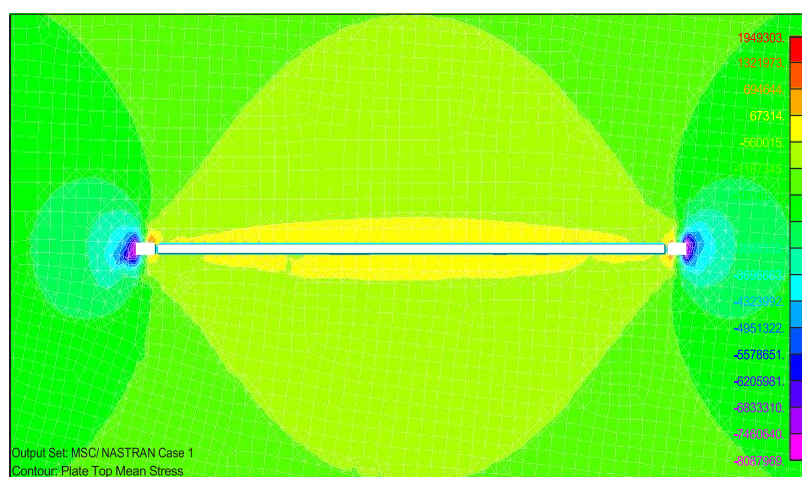
Gambar 4. Perubahan kontur warna tekanan akibat perbebanan 105 kN secara periodik pada salah satu ujung specimen yang di-clamp dengan tiga buah baut



Gambar 5. Perubahan kontur warna tekanan akibat perbebanan 170 KN secara periodik pada salah satu ujung *specimen* yang di-*clamp* dengan tiga buah baut



Gambar 6. Perubahan kontur warna tekanan rata-rata di atas permukaan lobang akibat perbebanan 105 KN secara periodik



Gambar 7. Perubahan kontur warna tekanan rata-rata di atas permukaan lobang akibat perbebanan 170 KN secara periodik

**Tabel 3. Konsentrasi tegangan terhadap variasi ukuran perambatan retak**

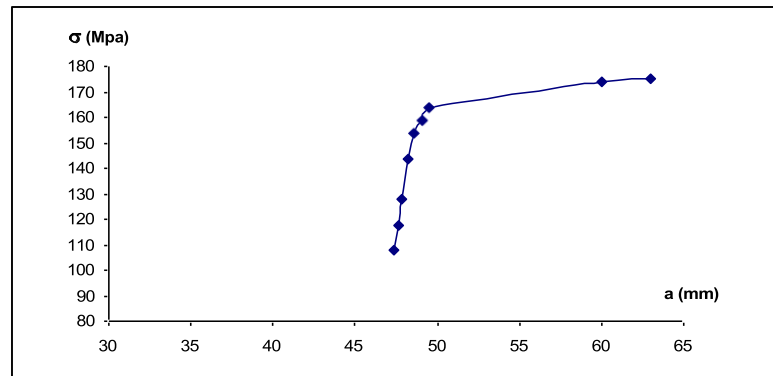
No. Spesimen	Beban kerja P (KN)	Perambatan panjang retak (mm)	Tegangan nominal $\sigma$ (MPa)	Tegangan kritis $\sigma_{cr}$ (MPa)	Letak tegangan kritis	Visualisasi Warna pada Nastran	Keterangan Material Sampel
1	105	0	107.582	14021.08	Belum kelihatan	Biru tua s.d. ungu	retak awal = 47.375 mm  Spesimen uji Al 7075  Tebal = 3.05 mm
2	115	0.25	117.828	13402.59	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	
3	125	0.25	128.074	14568.03	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	
4	140	0.375	143.443	12955.52	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	
5	150	0.375	153.689	13880.92	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	
6	155	0.5	158.811	14343.61	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	
7	160	0.375	163.934	14806.31	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	Tegangan kritis = merah  Skala warna = $\sigma_{cr}$
8	170	10.5	174.180	21553.65	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	
9	171	3	175.205	16175.4	ujung-ujung lobang	Merah s.d. biru muda	

**Tabel 4. Hubungan antara perambatan retak visual terhadap perambatan retak di Nastran**

No.	Load pada sampel	Pertambahan panjang retak $\Delta a$	Warna merah di Nastran	Maks. Konstr. Tegangan	Letak elemen yg teg. maks	Warna tegangan maksimum
1.	105 KN	0 mm	1,25 mm	24867 MPa	3851	Biru tua
2.	115 KN	0,25 mm	1,5 mm	10408 MPa	34713	Merah
3.	125 KN	0,25 mm	2 mm	10409 MPa	34713	Merah
4.	140 KN	0,375 mm	2,5 mm	11916 MPa	31759	Merah
5.	150 KN	0,375 mm	2,5 mm	12769 MPa	31759	Merah
6.	155 KN	0,5 mm	2,6 mm	13195 MPa	31759	Merah
7.	160 KN	0,375 mm	2,7 mm	13621 MPa	31759	Merah
8.	170 KN	10,5 mm	2,7 mm	15059 MPa	34529	Merah
9.	171 KN	3,0 mm	2,7 mm	16175 MPa	31683	Merah

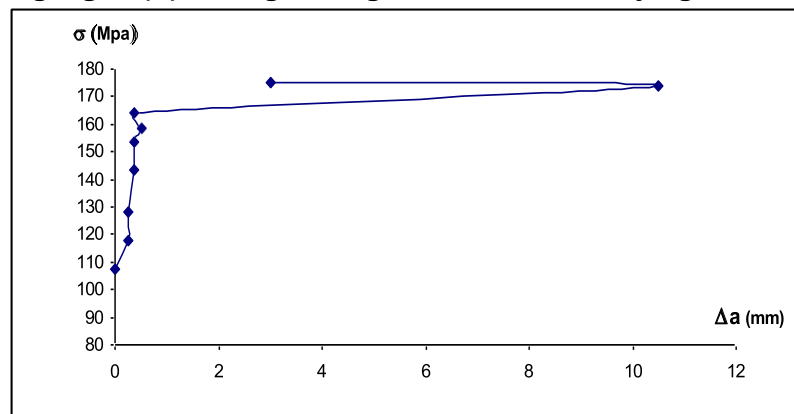
Tabel di atas dibuat grafik variasi tegangan terhadap pertambahan retak dinyatakan<sup>2</sup> :

a. **Grafik  $\Delta$ Tegangan ( $\sigma$ ) sebagai Fungsi Panjang Retak (a)**



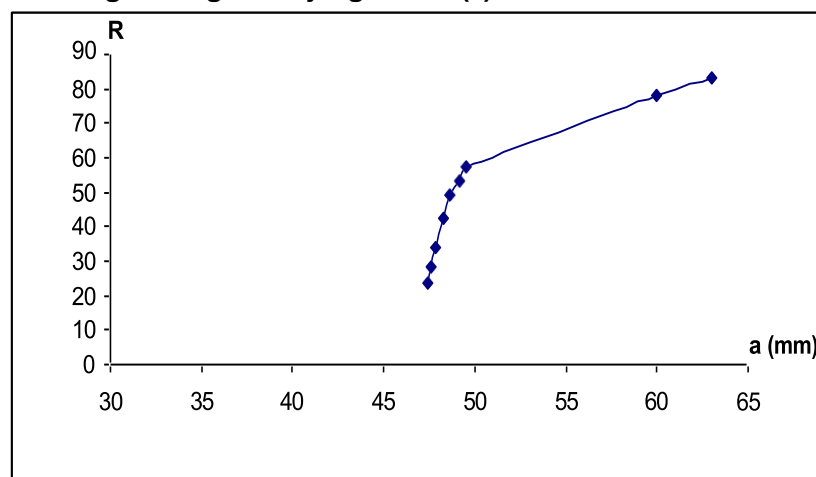
Gambar 8. Grafik  $\sigma$  (MPa) vs a (mm)

b. **Grafik  $\Delta$ Tegangan ( $\sigma$ ) sebagai Fungsi Perambatan Panjang Retak ( $\Delta a$ )**



Gambar 9. Grafik  $\sigma$  (MPa) vs  $\Delta a$  (mm)

c. **Grafik  $\Delta R$  sebagai Fungsi Panjang Retak (a)**

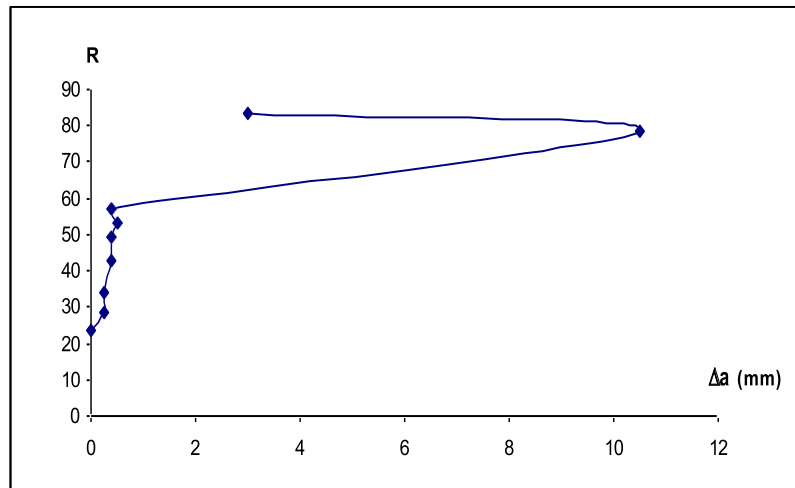


Gambar 10. Grafik R vs a (mm)

<sup>2</sup> Anderson, T.L. Fracture Mechanics: Fundamental and Application. CRS Press, Florida, 1991.

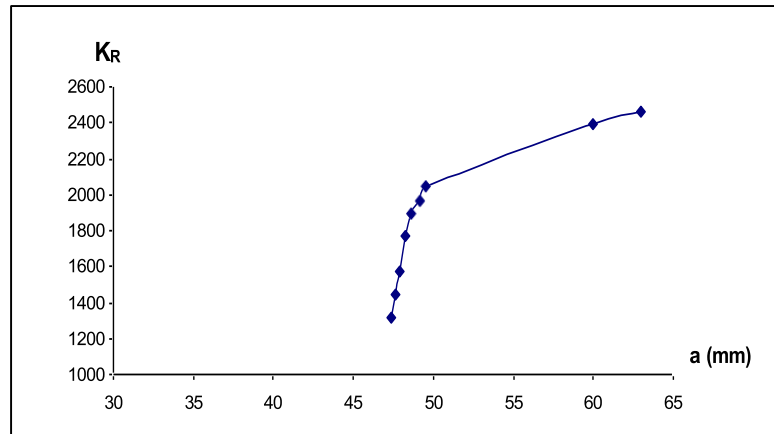


d. **Grafik  $\Delta R$  sebagai Fungsi Perambatan Panjang Retak ( $\Delta a$ )**



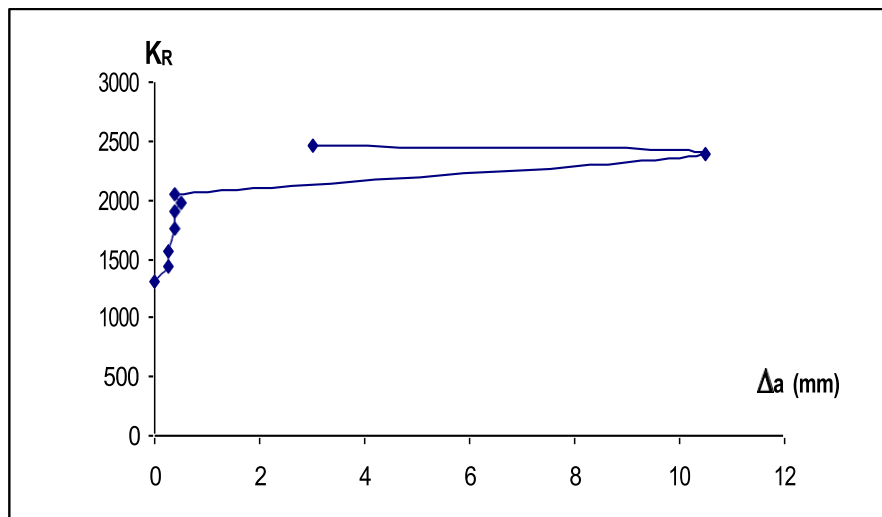
Gambar 11. Grafik R vs  $\Delta a$  (mm)

e. **Grafik  $\Delta K_R$  sebagai Fungsi Panjang Retak (a)**



Gambar 12. Grafik  $K_R$  (MPa $\sqrt{mm}$ ) vs a (mm)

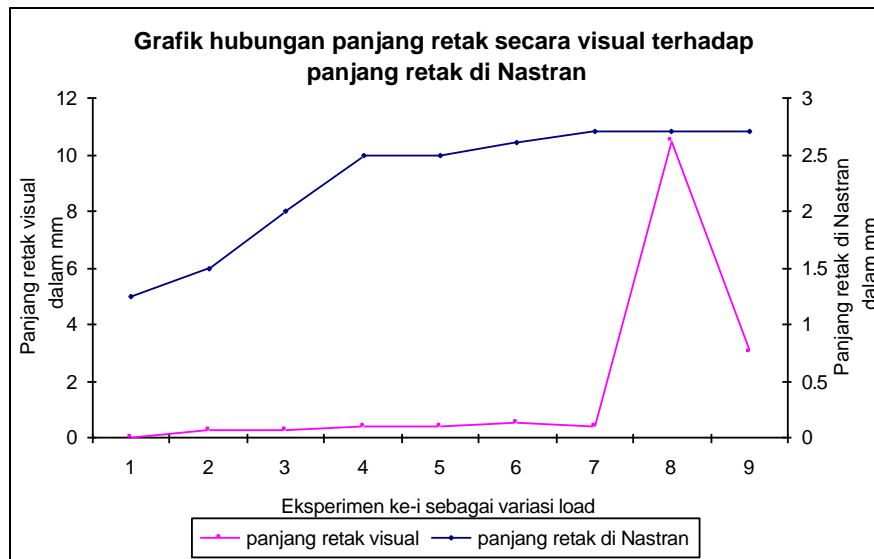
f. **Grafik  $\Delta K_R$  sebagai Fungsi Perambatan Panjang Retak ( $\Delta a$ )**



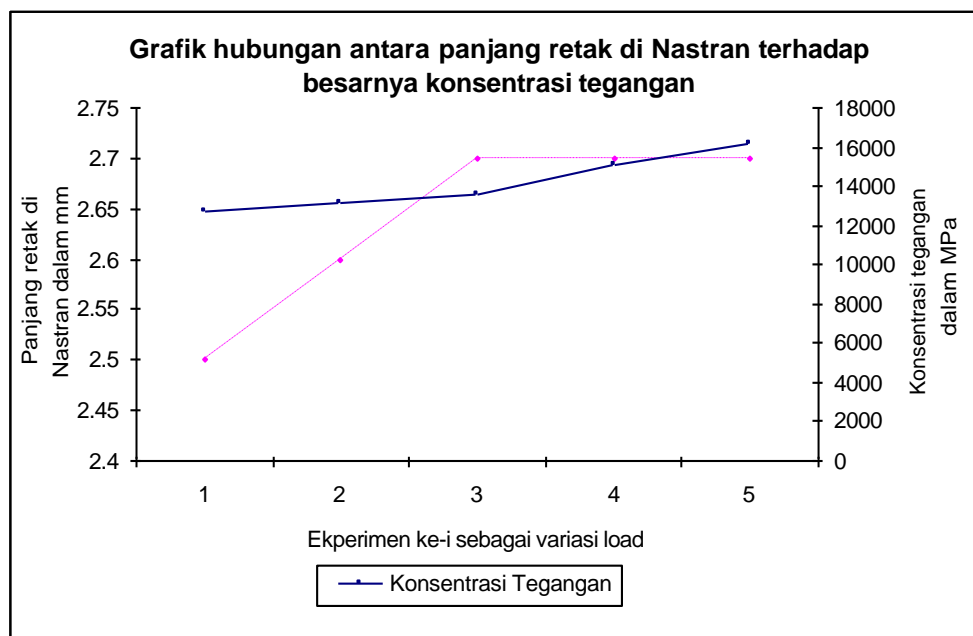
Gambar 13. Grafik  $K_R$  (MPa $\sqrt{mm}$ ) vs  $\Delta a$  (mm)

Berdasarkan analisis penelitian diperoleh hubungan panjang retak secara visual terhadap panjang retak di *Software* Nastran dan hubungan panjang retak di Nastran

terhadap besarnya konsentrasi tegangan seperti gambar 14 sampai dengan gambar 15 berikut :



Gambar 14. Hubungan panjang retak secara visual terhadap panjang retak



Gambar 15. Hubungan panjang retak di Nastran terhadap besarnya konsentrasi tegangan

### 3-3. Pembahasan

Dari grafik gambar 1 sampai dengan gambar 15 diperoleh analisis sebagai berikut :

Material Al-7075-T651 yang digunakan pada specimen pada penelitian ini adalah material yang sebagian besar digunakan pada *nose landing gear* pesawat udara menunjukkan bahwa pada tegangan kerja sebesar 170 KN secara *periodic* akan terjadi *fatigue* dan *damage* pada specimen tersebut dengan pertambahan konsentrasi tegangan yang sangat *significant* di sekitar ujung lobang. Setelah material mencapai titik luluh, pada tegangan kerja *periodic* sebesar 170 KN menunjukkan pertambahan retak tidak *significant* lagi terhadap penambahan beban kerja yang digunakan pada specimen uji. Pada penelitian ini diperoleh korelasi bahwa setelah mencapai titik luluh, letak konsentrasi tegangan bergeser dari tengah lobang ke ujung-ujung lobang, hal ini disebabkan material sudah melewati batas ambang elastisitas komponen dan ini sesuai dengan spesifikasi beban dari Al-7075-T651 dengan ketebalan 3,05 mm. Pada awal pembebanan *periodic* sebesar 105 KN belum terjadi kenaikan konsentrasi tegangan yang *significant* karena kontur warna merah pada Nastran belum terlihat dan ini membuktikan spesifikasi bahan 105 KN tersebut masih berada di bawah ambang batas elastisitas bahan yang diijinkan. Material Al-7075-T651

dengan ketebalan 3,05 mm yang dipakai pada *body* hampir seluruh pesawat udara menunjukkan kelakuan adanya perubahan panjang retak saat dikenai *load* di atas 115 KN dan ini sesuai dengan elastisitas dari material Al-7075-T651 yaitu sebesar 103 KN. Perubahan besar tegangan dan regangan pada *specimen* Al-7075-T651 yang dikenal dengan istilah *load* secara *periodic* mempunyai kecenderungan yang sama yaitu akan mencapai harga konstan tertentu sesuai spesifikasi bahan. Penentuan intensitas tegangan pada ujung retak atau tegangan kritis pada ujung-ujung retak diperoleh harga di atas 170 KN secara *periodic* sehingga *software* Nastran dapat dikomunikasikan dengan ukuran perambatan retak secara visual. Kontur warna pada bagian tengah *specimen* yang mengalami lobang terlihat bahwa konsentrasi tegangan terbesar terletak pada ujung-ujung lobang yang ditandai warna merah. Sedangkan pada bagian pinggir atas dan bawah dari specimen tidak terlihat adanya perbedaan kontur yang menonjol yang membuktikan bahwa transfer gaya dari pemegang *specimen* ke specimen hampir 90% melalui gesekan antara kedua permukaan sehingga dinyatakan bahwa baut tidak meneruskan beban. Ukuran visual keretakan pada struktur yang dialami pesawat udara saat dilakukan pemeliharaan struktur dinyatakan dalam tabel 5 yang terlihat pada table berikut;

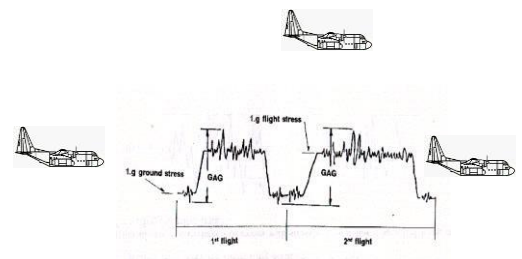
Tabel 5. Data tindakan perbaikan terhadap kegagalan struktur pesawat udara

No.	Pesawat	Thn. Pelaks	Repair	Replace	Rivetting	Corr.Threat	Doubler	Rescrew	Section	Tindakan
1.	A-1302	1997 – 1999	4x	3x	-	-	7x	-	Wing, rudder, in+out flap lower surface	AGI & SIP
2.	A-1303	1999	12x	8x	4x	1x	2x	-	Flap, fuselage, LE & TE	SIP
3.	A-1304	2002	10x	10x	3x	2x	8x	-	Rudder, TE, elevator & LE rib	SIP
4.	A-1305	1998 – 1999	3x	2x	-	-	-	-	Center wing rib LE	AGI ke-1 & ke-2
5.	A-1308	1998	18x	4x	8x	1x	-	-	TE skin, elevator, wing & aileron	SIP
6.	A-1309	2003	7x	7x	6x	-	1x	-	L/H MLG, R/H LE rib fuselage	SIP
7.	A-1310	1998 – 2002	13x	8x	9x	-	3x	-	Inner skin fuselage, elevator, TE & R/H rib LE	TYI & SIP
8.	A-1312	1998 – 2000	6x	8x	5x	1x	2x	-	Wing, elevator & L/H inner aileron	AGI ke-1 & SIP
9.	A-1313	1998	7x	7x	6x	-	2x	1x	LE horizontal stab, MLG wheel & inner skin	SIP
Jumlah			80x	57x	41x	5x	25x	1x		

Analisis kegagalan struktur pesawat udara pada tabel 5 di atas adalah sebagai berikut :

- Dalam setiap 2 tahun sekali terjadi hampir 3 kali lipat *replacement*, berarti terjadi penurunan kehandalan struktur pesawat sebesar 30 %.
- Terjadi penumpukan *aging* dan SIP pada tahun 1998 s.d. 1999 di hampir 7 (tujuh) pesawat dari 9 (sembilan) pesawat yang beroperasi, berarti ada 77,8% US. Karena lebih dari 50% dari pesawat US berarti terjadi penurunan *reliability* pesawat sebesar 22,2 %.
- Pada 3 tahun terakhir terjadi 14 kali *doubler* yaitu dari tahun 2000 s.d. 2003, sedangkan pada tahun 1997 s.d. 2000 terjadi 11 kali *doubler* berarti terjadi penurunan kehandalan struktur pesawat sebesar 21% dan ini terjadi pada hampir seluruh *inner skin fuselage*, *R/H rib Leading Edge*, *Trailing Edge skin* dan *elevator*.

Langkah paling akhir yang diperoleh setelah dilakukan simulasi oleh *finite element*, pembuatan kurva perambatan retak dan kurva pembebanan pada struktur pesawat udara adalah membuat kurva *load spectrum* tiap pesawat udara setelah beberapa cycle penerbangan seperti kurva berikut :



Gambar 16. Load Spectrum Pesawat Udara

Data *load spectrum* diperoleh dari pemasangan *strain gage* pada struktur pesawat udara dan dioperasikan minimal 2 *flight cycle*. Berdasarkan *load spectrum* pesawat udara tersebut maka dapat dipastikan bahwa pada station tertentu struktur pesawat mengalami pembebanan maksimal dan seberapa besar pengurangan kekuatan struktur pesawat

tersebut terjadi. Hasil *load spectrum* tiap jenis pesawat udara akan berbeda dengan pesawat lainnya terutama tergantung jenis operasi dan seberapa besar pengurangan kekuatan struktur dapat ditoleransi dari segi keamanan dapat disimpulkan pada simpulan berikut.

#### 4. KESIMPULAN

*Analisis fatigue & damage tolerance* hanya mendeteksi besar pengurangan kekuatan struktur akibat retak sedangkan *software* Nastran mencari korelasinya terhadap perubahan kontur warna yang menyatakan perubahan besar konsentrasi tegangan. Parameter yang digunakan untuk mengetahui respon suatu material retak adalah faktor intensitas tegangan  $K_R$  yang nilainya dipengaruhi oleh ketebalan material dan jenis material. Ukuran perambatan retak secara visual menyatakan regangan bidang yang menyebabkan fracture dapat direpresentasikan dengan baik oleh *software* Nastran berupa kontur warna dimana konsentrasi tegangan terletak pada elemen-elemen di ujung-ujung loban a clamp oleh tiga buah baut. Dalam penelitian ini diperoleh korelasi bahwa specimen Al 7075-T651 pada *software* Nastran terjadi konsentrasi tegangan sebesar 15059 MPa pada ujung-ujung lobang yang ditandai warna merah 2,7 mm dan setara dengan panjang retakan visual sebesar

10,5 mm akibat beban periodik sebesar 170 KN. Material Al 7075-T651 yang digunakan sebagai specimen uji pada penelitian ini sebagian besar digunakan pada body pesawat udara menunjukkan kelakuan bahwa pada tegangan kerja sebesar 170 KN secara periodik akan terjadi *fatigue* dan *damage* pada specimen tersebut dan ini diperkuat dengan penambahan konsentrasi tegangan yang sangat *significant* di sekitar ujung lobang. Setelah material mencapai titik luluh, pada tegangan kerja periodik sebesar 170 KN menunjukkan penambahan retak tidak *significant* lagi terhadap penambahan beban kerja yang dikenakan pada specimen uji. *Meshing* atau ukuran jala-jala pada *software* Nastran dimana satu kotak jala mewakili 2,5 mm, menunjukkan bahwa material Al 7075-T651 terjadi konsentrasi tegangan sebesar 15000 MPa secara visual atau setara dengan 15059 MPa di *software* Nastran menyebabkan penambahan panjang retak visual sebesar 10,5 mm saat dikenai *load* 170 Kilo Newton secara periodik.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih atas dukungan Koordinator kelompok Ahli, Sesdislitbangau, Kasubdis Iptek Dislitbangau dan terutama kepada Kadislitbangau dalam memberikan kepercayaan dan keyakinan akan kemanfaatan dari hasil penulisan makalah ini bagi kemajuan TNI Angkatan Udara.

## PERNYATAAN PENULIS

Penulis menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini menjadi tanggung jawab penulis.

## DAFTAR PUSTAKA

1. Alfredo H-S. Ang, Wilson H. Tang, *Probability Concepts in Engineering Planing & Design, Decision, Risk and Reliability*, Volume I dan Volume II, John Wiley & Sons, 1975.
2. Anderson, T.L. *Fracture Mechanics: Fundamental and Application*. CRS Press, Florida, 1991.
3. Banantine, A.j, Comer, J.J, Handrock, L.J. *Fundamentals Of Metal Fatigue Analysis*. Prentice Hall, New Jersey, 1990.
4. Broek, D. *Elementary Engineering Fracture Mechanics*. (4th Ed.) Martinus Nijhoff Publishers, Netherlands, 1986.
5. Curtis, H.D., *Foundamental of Aircraft Structure Analysis*, Times Mirror Higher Education Group, 1997.
6. Rita Zuana Q., S.Si., M.T., *Analisis Fatigue and Damage Tolerance dapat Memperbaiki Pemeliharaan Struktur Pesawat Udara*, Buletin Infotek, Dislitbangau, Edisi VIII, Juni, 2005.
7. Lewis, E.E., *Introduction to Reliability Engineering*, John Wiley & Sons, New York, 1987.
8. Michael J. Kroes, Wiliam A. Watkins, Frank Delp, Glencoe, *Aircraft Maintenance & Repair*, Sixth Edition, Macmillan/Mc Graw-Hill, 1993.
9. *MSC Nastran For Windows*, 7th Version, Teknik Penerbangan ITB, 2000.
10. Said D. Jenie, Prof. Sc.D., *Prestasi Terbang Udara-Anatara Teori dan Operasi*, Teknik Penerbangan ITB, 2000.
11. Smith K., Prof. Ir., *Maintenance Engineering*, 1996.
12. Technical Order No. 00-25-217, 1 Oct. 1960, *Procedure for Determining Actuarial Failure Rates, Life Expectancy, and Forecasting Future Failure for Selected High Cost Aeronautical Item*.
13. Zoran T. Rudic, Dr., *Computer Program For Static and Dynamic Structural Analysis Finute Element Method - User & Verification Manual*, PT. Dirgantara Indonesia, Version 5.2., Bandung, 1995.