

PENGARUH *SHOT PEENING* PADA MATERIAL PESAWAT TERBANG AL 7050-T7651 TERHADAP LAJU PERAMBATAN RETAK FATIK

Haris Ardianto ¹⁾, Priyo Tri Iswanto ²⁾

¹⁾Aeronautika, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta
haris.ardianto@gmail.com

²⁾Teknik Mesin, UGM Yogyakarta
priyotri@ugm.ac.id

Abstrak

Konstruksi pesawat terbang umumnya akan mengalami beban dinamis berupa tegangan tarik, tekan, bending, atau kombinasinya yang mengakibatkan kegagalan fatik. Selain itu, pesawat terbang juga beroperasi pada wilayah udara dengan berbagai kondisi lingkungan seperti keasaman, kelembaban, garam, kelembaban dan temperatur yang bervariasi, yang akan mempercepat laju korosi. Perlakuan permukaan shot peening dan anodisasi paling banyak diaplikasikan untuk meningkatkan ketahanan fatik dan korosi pada konstruksi pesawat terbang. Penelitian ini bertujuan untuk mempelajari dan membuktikan pengaruh shot peening terhadap laju perambatan retak fatik pada material Al 7050-T7651.

Spesimen dibentuk sesuai dengan standar ASTM E647, dikelompokkan dalam dua kategori as received material-tanpa perlakuan (AR) dan base metal shot peened (BMSP). Proses perlakuan shot peening (dengan intensitas Almen 0,006 A, diameter shot 0,017 inch) dilakukan di area surface treatment PT. Dirgantara Indonesia. Selanjutnya pengujian perambatan retak fatik dilakukan dengan mesin Servopulser di Lab. Bahan Teknik Jurusan Teknik Mesin UGM, dengan beban sekitar 11% dari tegangan tarik maksimum (spesimen standar ASTM E8M) yang dihubungkan dengan analisis beban kombinasi, dengan stress ratio $R=0,1$. Data hasil uji tersebut diolah menggunakan metode incremental polynomial untuk mendapatkan hubungan $da/dN - \Delta K$.

Hasil uji perambatan retak fatik pada spesimen AR menghasilkan angka konstanta Paris $A=1,288 \times 10^{-9}$ dan $n=2,02$ dan BMSP dengan $A=1,286 \times 10^{-9}$ dan $n=2,01$. Dengan demikian perlakuan shot peening terbukti menurunkan laju perambatan retak fatik meskipun tidak terlalu signifikan.

Kata kunci : fatik, shot peening, konstanta Paris.

Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan alat transportasi udara yang dirancang memiliki daya angkut yang besar, dengan umur ekonomi lebih dari 30 tahun. Pada kondisi terbang, umumnya komponen struktur akan mengalami beban dinamis berupa tegangan tarik, tekan, bending, atau kombinasinya. Selain itu, pesawat terbang juga akan memasuki wilayah udara dengan berbagai kondisi lingkungan seperti keasaman, kelembaban, garam, kelembaban dan temperatur yang bervariasi, yang akan mempercepat laju korosi. Sehingga, interaksi antara beban dinamis suatu komponen dan kondisi lingkungan akan mempercepat penurunan performansi komponen, yang berdampak pada umur ekonomi suatu komponen atau bahkan konstruksi pesawat terbang itu sendiri.

Pada umumnya, konstruksi pesawat terbang dibangun dari aluminium paduan, titanium, *stainless steel* dan komposit. Aluminium paduan dipilih karena ringan, memiliki rasio kekakuan dan kekuatan terhadap berat yang tinggi dan tahan korosi. *Stainless steel* dipilih karena alasan kondisi beban yang tidak dapat ditahan oleh aluminium paduan atau titanium, sedangkan untuk komponen

nonstruktural lain digantikan dengan komposit, karena *adaptable* terhadap bentuk yang kompleks dan tahan korosi.

Jenis aluminium paduan yang banyak diaplikasikan pada pembuatan komponen struktur pesawat terbang berbadan kecil seperti CN235 adalah Al 2000. Sedangkan untuk struktur pesawat terbang berbadan lebar seperti Airbus A380, A350, A340 dan Boeing B747, B777, B737 menggunakan Al 7000. Untuk bagian-bagian tertentu seperti pada *leading edge*, tube dan komponen yang kebanyakan dirakit dengan sambungan las, digunakan Al 6000.

Pembebanan tegangan tarik, tekan, bending atau kombinasinya secara berulang atau siklik ini akan menyebabkan terjadinya kegagalan lelah atau fatik. Kegagalan fatik (*fatigue failure*) merupakan salah satu kegagalan yang umumnya ditemukan pada komponen pesawat terbang, otomotif dan konstruksi mesin serta peralatan yang mengalami beban dinamis. Salah satu upaya untuk meningkatkan *fatigue life* dalam rangka menanggulangi kegagalan fatik adalah dengan cara memberi *compressive residual stress* (tegangan sisa tekan), yang salah satunya melalui proses *shot peening*.

Beberapa parameter kontrol dalam proses *shot peening* yang dapat mempengaruhi angka *compressive residual stress* adalah energi kinetik (*shot mass*, *shot size*, metalurgi fisik *shot*, kecepatan *shot*) dan densitas *coverage* (*exposure time* dan *shot flow rate*), yang kemudian diukur dengan intensitas Almen (indeks yang menunjukkan kedalaman lengkungan plat akibat paparan tembakan *shot*). Istilah kata *shot* memiliki arti media bola baja atau *glass bead* yang digunakan dalam proses *shot peening*.

Proses *shot peening* termasuk kedalam kategori *cold working*, proses pengerjaan pada suhu ruangan, dimana bola-bola baja atau *glass bead* kecil ditumbukkan dengan kecepatan terkontrol ke seluruh permukaan suatu komponen sehingga terbentuk *compressive layer*, pengerasan regang dan terjadinya tegangan sisa pada *compressive layer*. Adanya tegangan sisa tekan inilah yang diharapkan mampu mengkompensasi tegangan tarik yang terjadi, meningkatkan retardasi pertumbuhan retak pada permukaan bahan akibat takikan atau goresan hasil proses permesinan. Beberapa komponen otomotif yang umumnya telah mendapat perlakuan dengan proses *shot peening* antara lain *connecting rods*, *crankshafts*, *gearwheels*, *leaf spring*. Sementara untuk komponen struktur pesawat terbang diaplikasikan pada *wing*, *rib*, *bulhead* dan *fuselage*.

Sedangkan untuk meningkatkan ketahanan korosi, permukaan komponen yang telah diperlakukan *shot peening* dilanjutkan dengan proses anodisasi yang membentuk lapisan oksida Al_2O_3 yang dapat menghambat proses korosi lanjutan dan sekaligus sebagai proses dasar sebelum proses *painting*. Proses anodisasi ini biasanya akan menyebabkan penurunan *fatigue life performance*. Meskipun demikian, kedua perlakuan proses tersebut diharapkan secara matematis harus dapat memberikan peningkatan *fatigue life* terhadap suatu komponen konstruksi pesawat terbang. Namun dalam penelitian ini, proses *anodizing* tidak dijadikan parameter perlakuan.

Aluminium murni (99,99%) memiliki berat jenis 2,7 atau densitas $2,685 \text{ kg/m}^3$, titik leleh 660°C konduktivitas termal dan elektriknya dua berbanding tiga dari tembaga, modulus elastisitasnya 62000 MPa. Memiliki sifat ringan dan ulet pada kondisi *annealed*. Penggunaan aluminium murni amat jarang, umumnya dalam bentuk aluminium paduan yang banyak digunakan dalam industri, secara umum dapat dibagi menjadi dua golongan utama yaitu:

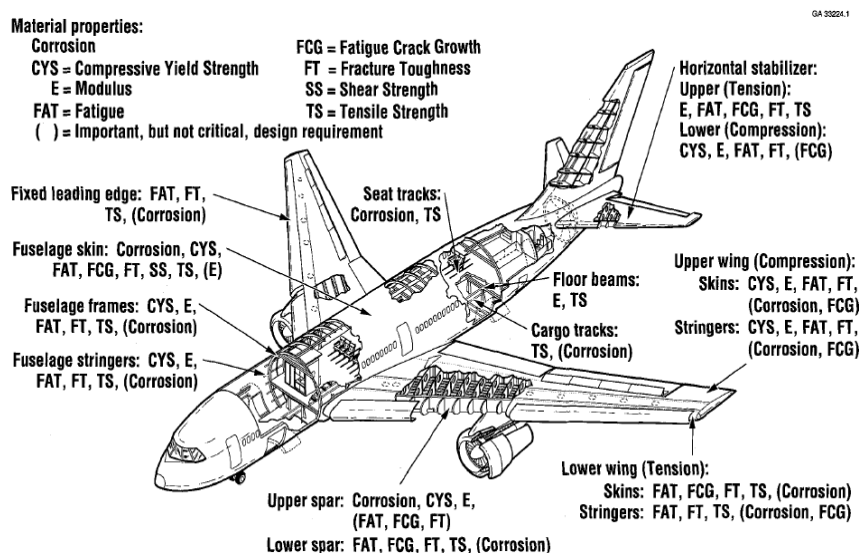
- a. *Wrought alloy* yaitu jenis aluminium paduan yang memiliki karakteristik mampu tempa, yang dapat menerima deformasi mekanis. Dapat diproses lanjutan dengan *rolling*, *forming*, *drawing*, *forging* dan *press working*.

b. *Casting alloy* yaitu jenis aluminium paduan yang cukup getas, yang dalam proses pembentukannya tidak memungkinkan terjadi deformasi yang tinggi, atau bisa diartikan tidak mampu tempa.

Sistem penamaan yang banyak digunakan mengacu pada Aluminum Association untuk paduan tempa (wrought alloy), berbasis pada empat digit yang menandakan ada tidaknya unsur paduan, antara lain :

| | |
|--------------------------------|------|
| Aluminium murni (99%) | 1xxx |
| Tembaga (unsur paduan dominan) | 2xxx |
| Mangan | 3xxx |
| Silikon | 4xxx |
| Magnesium | 5xxx |
| Magnesium dan silikon | 6xxx |
| Zinc | 7xxx |
| Elemen lain | 8xxx |
| Unsur tidak terpakai | 9xxx |

Komponen-komponen pesawat terbang dan karakteristik material yang harus dipenuhi, ditunjukkan dalam gambar 1.



Gambar 1. Komponen-komponen pesawat terbang dan karakteristik material [1]

Berdasarkan ASTM standard E647, laju perambatan retak fatik dihitung menggunakan persamaan Paris [2] :

$$\frac{da}{dN} = A(\Delta K)^n \dots\dots(1)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right) = \frac{b_1}{A_2} + 2b_2 \left(\frac{N_i - A_1}{A_2}\right) \dots\dots(2)$$

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B\sqrt{W}} \frac{\left(2 + \frac{a}{W}\right)}{\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{\frac{3}{2}}} \left[0,866 + 4,64\left(\frac{a}{W}\right) - 13,32\left(\frac{a}{W}\right)^2 + 14,72\left(\frac{a}{W}\right)^3 - 5,6\left(\frac{a}{W}\right)^4 \right] \dots\dots(3)$$

$$\Delta P = P_{\max} - P_{\min} \dots\dots(4)$$

dengan

a = panjang retak

N = jumlah siklus

C, n= konstanta Paris

ΔK = beda faktor intensitas tegangan

P = beban

W = lebar benda uji

B = tebal benda uji

Al 7050 *aluminum alloy* dengan tipe 7xxx adalah jenis *aluminum high-strength alloy* melalui proses tempa, dengan paduan zinc yang biasanya dikombinasikan dengan magnesium untuk penguat pada proses *heat treatment* [3]. Menempati peringkat tertinggi *machinability* dibanding *aluminum alloy* yang lain pada kondisi *age-hardened* atau *full-hardened*, memiliki berat jenis yang rendah dan kekuatan yang tinggi terhadap rasio beratnya, serta konduktansi kalor dan listrik yang baik. Karakteristik umum dari aluminium, yang menjadi keunggulan dalam pemanfaatannya secara luas antara lain; berat dan kekakuannya sepertiga dari berat dan kekakuan baja, memiliki konduktivitas termal dan listrik yang baik, rasio kekuatan tinggi dibandingkan dengan beratnya, kemampuan *surface treatment*-nya baik, kebanyakan paduannya dapat dilas, tidak akan berkarat, mudah di-*machining*, non magnetik dan non *toxic*.

Berdasarkan *ASM (Aerospace Specification Metal) Material Data Sheet*, komposisi Al 7050-T7651 antara lain Al 87,3-90,3 %; Zn 5,7-6,7%; Mg 1,9-2,6%; Cu 2-2,6%; Zr 0,08-0,15% dan unsur paduan lain. Di PT. Dirgantara Indonesia, Al 7050-T7651 digunakan untuk komponen pesawat terbang Airbus A320 *civil pax*, pada bagian D-Nose, Pylon dan Leading Edge [4].

Rumusan masalah yang diteliti oleh penulis adalah untuk mengetahui pengaruh proses *shot peening* (diameter shot 0,017" dan intensitas Almen 0,006 A) pada material pesawat produk PT. Dirgantara Indonesia jenis Al 7050-T7651 terhadap laju perambatan retak fatik. Spesimen dipersiapkan dengan bentuk CTS (compact test specimen) ASTM E647, dibagi menjadi 2 kategori : *as received material-AR* (tanpa perlakuan) dan *base metal shot peened-BMSP*.

Tinjauan Pustaka dan Pengembangan Hipotesis

Shot peening merupakan perlakuan permukaan yang diaplikasikan pada jenis material logam baik terpisah atau setelah sebelumnya dilakukan *plating*, *hard anodizing*, dll., yang akan menghasilkan tegangan sisa, meningkatkan kekerasan dan *life time*, dalam rangka meningkatkan kekuatan mekanis terhadap beban fatik.

Černý melakukan pengujian untuk mengetahui pengaruh *shot peening* terhadap inisiasi dan perambatan fisik yang pendek dari retak fatik pada material struktur pesawat terbang, V-95 Al-alloy (sama dengan Al 7075). Digunakan metode *direct current potential drop* (DCPD) yang mampu mendeteksi celah pendek retakan sekitar 0,2 mm hingga retak panjang suatu spesimen. Parameter yang digunakan adalah Balottini ukuran 0,43-0,7 mm dan 0,21-0,32 mm masing-masing untuk

kelompok pertama dan kelompok kedua; dengan intensitas Almen $A=0,25$ dan $A=0,14$; sudut *impact* 60° dan 200% coverage untuk kedua kelompok. Hasil pengamatan *fatigue life* setelah diaplikasikan *shot peening* dibandingkan dengan spesimen tanpa *shot peening*, menunjukkan siklus untuk *failure* dari spesimen dengan perlakuan *shot peening* jauh lebih tinggi [5].

Giummarra dan Zonker membandingkan pengaruh beberapa proses *surface treatment* terhadap ketahanan siklus beban *fretting fatigue*, termasuk kedalamnya *chromic acid anodizing* (CAA), *shot peening* serta *shot peening* and CAA. Spesimen Al 7085-T7651 dengan bentuk low load transfer joint (LLT joint) dan *fretting fatigue specimen*, ditreatment CAA dengan parameter waktu 40 menit, suhu 40°C dan tegangan 0-50 Ramp, dengan ketebalan lebih dari $2153\text{mg}/\text{sq m}$ berdasarkan standar original equipment manufacturers (OEMs). Sedangkan untuk parameter *shot peening* mengikuti standar Metal Improvement Company (MIC) 100% coverage, 230-280 cast shot, dan intensitas Almen 0,005 A. Pengaruh beberapa proses *surface treatment* terhadap rata-rata *fretting fatigue life*. Shot peening dan CAA menempati posisi tertinggi ketahanan terhadap siklus beban *fretting fatigue* [6].

Diep at. all meneliti pengaruh intensitas Almen dari proses *shot peening* dengan mesin manual terhadap *fatigue life* Al 7050-T7451. Spesimen uji fatik dibentuk menyesuaikan dengan pengujian *reversed rotation bending* $R=-1$, dengan target range siklus 10^4-10^6 dan maksimum stress 310 MPa, dengan kecepatan rotasi 1200 RPM. Pengaruh *shot peening* yang paling besar terhadap *fatigue life* terjadi pada intensitas 0,1 mmA – 0,15mmA. *Fatigue life* menurun, apabila intensitasnya meningkat hingga 0,25mmA. Meningkatnya intensitas *shot peening* akan meningkatkan kekasaran permukaan dan menurunkan ketahanan fatik [7].

Spesimen yang dipakai pada penelitian ini adalah Al 7050-T7651, dari Direktorat Aerostructure PT. Dirgantara Indonesia. Spesimen uji tarik berdasarkan standar ASTM E8M, sedangkan spesimen yang akan digunakan dalam pengujian perambatan retak adalah benda uji WOL (*wedge opening loading*) yang sekarang dikenal dengan CTS (*compact test specimen*) berdasarkan ASTM E647 jenis L-T [8].

Tabel 1. Matriks kebutuhan dan perlakuan awal spesimen

| No | Kategori | Perlakuan | | Jumlah Spesimen |
|----|------------------------------------|---|---|-----------------|
| | | 1 | 2 | |
| 1 | <i>As Received Material-AR</i> | - | - | 1 |
| 2 | <i>Base Metal Shot Peened-BMSP</i> | <i>Shot Peening</i> (Ukuran Shot 0,017 inch dan intensitas Almen 0,006 A) | - | 1 |

Tabel 2. Fasilitas proses dan peralatan

| No | Fasilitas | Tujuan | Dilakukan di |
|----|----------------------------|--|---|
| 1 | Proses <i>shot peening</i> | Shot peen | PT Dirgantara Indonesia |
| 2 | Mesin Servopulser | pengujian tarik dan laju perambatan retak <i>fatigue</i> | Laboratorium Bahan, Jurusan Teknik Mesin dan Industri UGM, Yogyakarta |

Spesifikasi proses *shot peening*

Merk : DURR
 Jenis Mesin : Manual-Dry Shot Peening
 Ukuran *shot ball* : 0,017 inch
Shot flow : 1 kg/detik
 Tekanan : 3 bar
 Material *Shot* : Steel
 Intensitas Almen : 0,006 A

Spesifikasi mesin servopulser

Merk : Shimadzu
 Jenis mesin : Mesin Servopulser
 Model : 4825
 Ukuran : 430 × 210 × 475 mm
 Pola Beban : Sinusoidal, segitiga, segi empat
 Frekuensi : 10 Hz
 Counter : 6 digit
 Select Counter : ×1, ×10, ×1000
 Pengamatan retak : *microscope travelling optic*

Data hasil uji tarik, yaitu tegangan maksimum atau *ultimate stress* dari tiga spesimen kemudian dirata-rata. Data ini kemudian digunakan untuk menentukan beban maksimum P_{max} pada pembebanan fatik, berdasarkan pendekatan hubungan analisis beban kombinasi yang terjadi pada konstruksi spesimen ASTM E647.

Sedangkan hasil uji perambatan retak fatik dilakukan dengan mengamati setiap penambahan panjang retak yang terjadi pada sisi depan spesimen (a_i), dimana data-data tersebut digunakan untuk melihat hubungan antara penambahan panjang retak (a) dan jumlah siklus (N), diolah menggunakan metode *incremental polynomial* untuk mendapatkan hubungan $da/dN-\Delta K$. Trendline hubungan $da/dN-\Delta K$ diperoleh dengan cara membuat grafik dengan skala log pada da/dN dan ΔK , sehingga diperoleh persamaan garis yang dapat digunakan untuk menentukan karakteristik perambatan retak fatik (konstanta Paris C dan n).

Hasil Dan Pembahasan

Uji Komposisi

Pengujian komposisi material Al 7050-T7651 dilakukan di Laboratorium UP2L CV. Karya Hidup Sentosa, dengan Spektrometer. Diperoleh data sebagai berikut :

Tabel 3. Hasil uji komposisi bahan

| Unsur | % Wt. | Unsur | % Wt. |
|-------|---------|-------|--------|
| Si | <0,13 | Ti | 0,0350 |
| Fe | 0,0711 | Cr | 0,0039 |
| Cu | >1,0794 | Ni | 0,003 |
| Mn | 0,0104 | Pb | 0,0001 |
| Mg | >2,0005 | Sn | 0,0008 |
| Zn | >7,5554 | Al | 89,11 |

Apabila dibandingkan data komposisi berdasarkan standar ASM, yaitu :

Tabel 4. Komposisi Al 7050-T7651 [4]

| Unsur | % Berat | Unsur | % Berat | Unsur | % Berat |
|-------|-----------|--------------------|----------|-------|-----------|
| Al | 87,3-90,3 | Mg | 1,9-2,6 | Si | Max 0,12 |
| Cr | Max 0,04 | Mn | Max 0,1 | Ti | Max 0,06 |
| Cu | 2-2,6 | Unsur lain, satuan | Max 0,05 | Zn | 5,7-6,7 |
| Fe | Max 0,15 | Unsur lain, total | Max 0,15 | Zr | 0,08-0,15 |

Berdasarkan perbandingan komposisi bahan dari pengujian Tabel 3 dan standar yang ada Tabel 4, dapat dinyatakan bahwa *range* komposisi bahan masuk dalam standar yang berlaku. Standar komposisi bahan yang telah disepakati internasional harus terpenuhi dengan material yang ada, agar pengujian terhadap material dapat berlaku universal dan diterima khalayak luas, domestik dan internasional.

Uji Tarik

Pengujian tarik dilakukan di Laboratorium Bahan Jurusan Teknik Mesin UGM dengan alat Servopulser, diperoleh data seperti pada Tabel 5 berikut

Tabel 5 Hasil uji tarik

| Spesimen | A_0 (mm ²) | L_0 (mm) | L_1 (mm) | F (% beban terpasang) | F (kg) | F (N) | σ_u (kg/m ²) | σ_u (N/mm ² atau MPa) | ϵ |
|-----------|--------------------------|------------|------------|-----------------------|--------|---------|---------------------------------|---|------------|
| 1 | 36,6 | 30 | 31,841 | 47,1 | 1884 | 18463,2 | 51,4754098 | 504,45902 | 6,13667 |
| 2 | 36 | 30 | 31,358 | 46,9 | 1876 | 18384,8 | 52,1111111 | 510,68889 | 4,52667 |
| 3 | 34,81 | 30 | 31,94 | 45,7 | 1828 | 17914,4 | 52,5136455 | 514,63373 | 6,46667 |
| \bar{x} | | | | | | | 52,0333888 | 509,92721 | 5,71 |

Apabila dibandingkan dengan standar ASM Material Data Sheet, untuk Al 7050-T7651 karakteristik mekanis tegangan *ultimatenya* $\sigma_u = 552$ MPa. Terdapat selisih perbedaan sekitar 7,6 %, karena perbedaan tidak terlalu signifikan, maka hasil uji tarik dapat diterima.

Uji Fatik

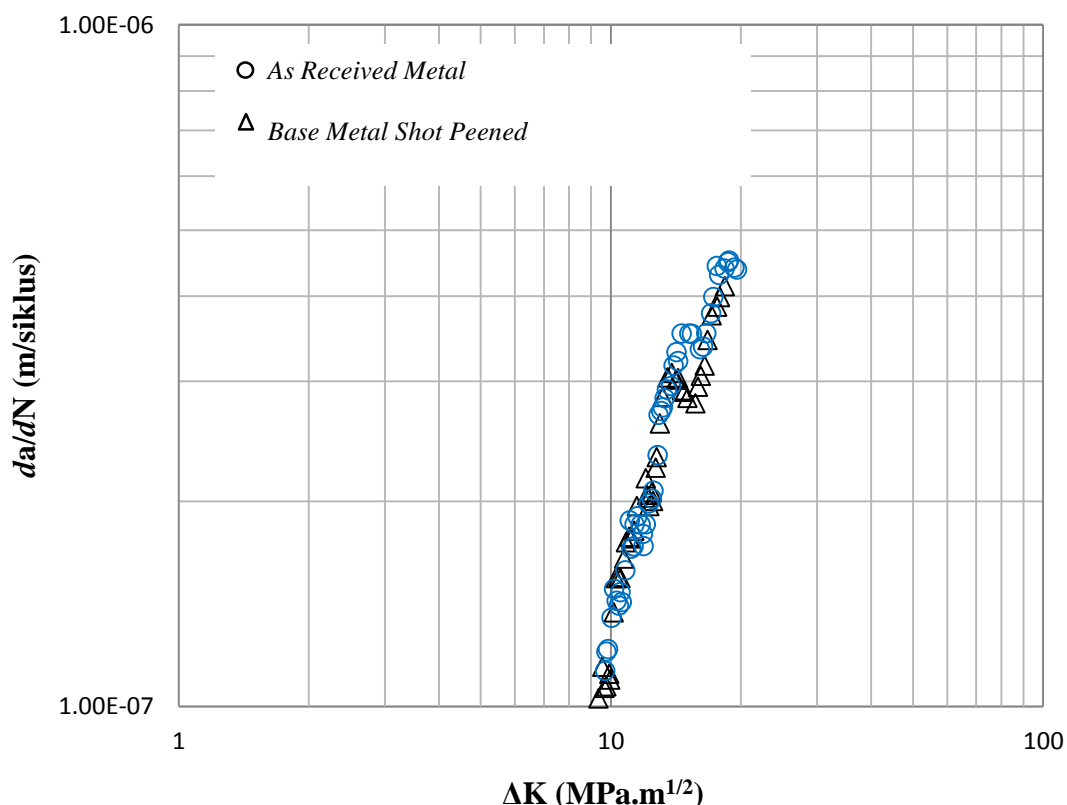
Pembebanan fatik terlebih dahulu memperhitungkan beban *ultimate* yang dapat ditanggung oleh geometri spesimen. Berdasarkan persamaan $\sigma = 0,02747 P \dots(5)$, dari analisis pembebanan mendekati kondisi riil pengujian dimana tegangan yang timbul adalah akibat beban normal dan bending, apabila tegangan *ultimate* rata-rata dari hasil pengujian $\sigma_u = 52,033 \text{ kg/mm}^2$, maka diperoleh $P_u = 1894,186 \text{ kg}$. Berdasarkan perhitungan beban ini kemudian secara ideal dan eksperimental, ditentukan beban terpasang untuk pengujian fatik.

Ditetapkan $P_{\max} = 200 \text{ kg}$ sehingga diperoleh S_{\max} atau $\sigma_{\max} = 5,49 \text{ kg/mm}^2$, dari persamaan (5). Atau sekitar 11% dari P_u atau σ_u dan kondisi ini masih dibawah dari pengaruh tegangan luluhnya. Karena $R=0,1$ maka

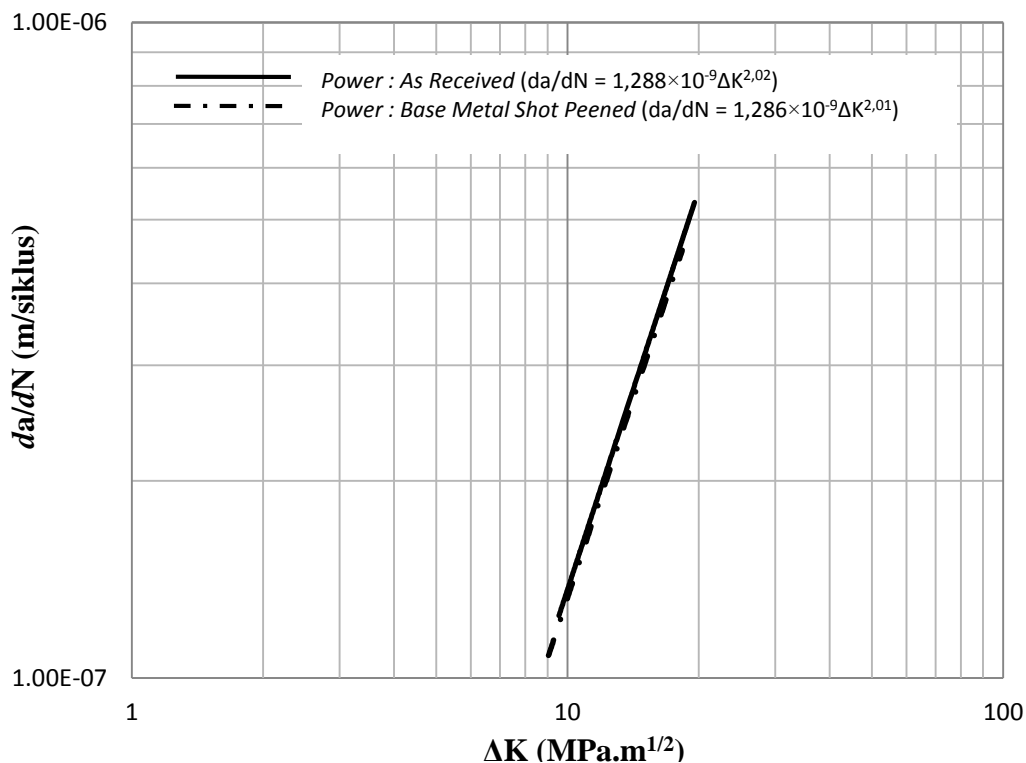
$$P_{\max} = 200 \text{ kg} \text{ atau } S_{\max} = 5,49 \text{ kg/mm}^2$$

$$P_{\min} = 20 \text{ kg} \text{ atau } S_{\min} = 0,549 \text{ kg/mm}^2$$

Hasil pengamatan pengujian fatik, yaitu hubungan antara jumlah siklus dan panjang retak, kemudian diolah dengan *Incremental Polynomial Method* diperoleh hubungan $da/dN - \Delta K$ seperti pada gambar berikut,



Gambar 2. Hubungan da/dN dan ΔK



Gambar 3. Hubungan da/dN dan ΔK dalam *trendline*

Tabel 6. Hasil pengujian perambatan retak fatik Al 7050-T7651

| Kategori | Konstanta Paris | |
|---|------------------------|------|
| | A | N |
| <i>As Received Material (AR)</i> | $1,288 \times 10^{-9}$ | 2,02 |
| <i>Base Metal Shot Peened (BMSP)</i> -[0,006 A; 0,017"] | $1,286 \times 10^{-9}$ | 2,01 |

Berdasarkan Gambar 2 dan 3, serta Tabel 6, perbandingan laju perambatan retak fatik antara *As Received Material (AR)* dengan *Base Metal Shot Peened (BMSP)* terjadi penurunan, tampak dari garis *trendline* BMSP yang berada di bawah AR dengan gradien kemiringan yang lebih rendah (Gambar 3), tampak pula dari hasil perhitungan konstanta Paris n-nya yang menurun 0,01 (Tabel 6). Hal menunjukkan bahwa perlakuan *shot peening* terbukti dapat menurunkan laju perambatan retak fatik.

Prediksi Umur Fatik

Salah satu kemanfaatan dengan diketahuinya konstanta Paris maka sisa siklus retak (sisa umur fatik) dapat dihitung berdasarkan persamaan

$$a_f = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{IC}}{S_{max} \beta} \right)^2 \dots (6)$$

dimana, a_i = retak awal

a_f = retak akhir yang menyebabkan kerusakan

N_f = jumlah siklus yang menyebabkan kerusakan

K_{IC} = ketangguhan retak (K_{IC} aluminium paduan = 23 hingga 45 MPa√m)

Tabel 7 Hasil perhitungan umur fatik

| Spesimen | Konstanta Paris | | N _f |
|----------|------------------------|------|----------------|
| | A | n | |
| AR | $1,288 \times 10^{-9}$ | 2,02 | 162928,0594 |
| BMSP | $1,286 \times 10^{-9}$ | 2,01 | 167993,3683 |

dengan

$$a_i = 13 \text{ mm} = 0,013\text{m}$$

(asumsi sudah memasuki area perambatan retak Daerah II)

$$K_{IC} = 34 \text{ MPa}\cdot\sqrt{\text{m}}$$

(ASM Material Data Sheet, pada arah L-T longitudinal transversal)

$$\beta = 1,12$$

$$S_{\text{mak}} = 5,49 \text{ kg/mm}^2 = 53,802 \text{ N/mm}^2$$

$$S_{\text{min}} = 0,549 \text{ kg/mm}^2 = 5,3802 \text{ N/mm}^2$$

$$\Delta S = 48,4218$$

$$\pi = 3,14$$

$$a_f = 0,10139 \text{ m}$$

Kesimpulan

Perlakuan *shot peening* menurunkan laju perambatan retak fatik, dengan konstanta Paris $1,286 \times 10^{-9}$ dan 2,01.

Saran

Geometri dan batas butir material uji sebaiknya diidentifikasi terlebih dahulu, untuk menentukan pemotongan spesimen apakah L-T (longitudinal-transversal) atau T-L yang akan mempengaruhi hasil pengujian. Apabila sudah terlanjur dilakukan pemotongan dan *treatment*, tidak mengapa namun tetap diberikan keterangan jenis spesimen L-T, T-L ataukah S-T. Perlu dicari juga informasi, apakah mesin *manual-dry shot peening* yang digunakan memungkinkan untuk mengatur dan merubah parameter yang ada sehingga *range* penelitian semakin luas dan berkembang. Selain itu, perlu dilakukan penelitian lanjutan mendekati kondisi riil *treatment* permukaan yang diaplikasikan untuk konstruksi pesawat terbang, dengan mesin *automatic* di PT. Dirgantara Indonesia. Pembebanan untuk menentukan beban S_{max} dan S_{min} sebaiknya disesuaikan dengan kondisi riil pembebanan yang dialami oleh konstruksi pesawat yang menggunakan bahan dari material Al 7050-T7651. Kontanta Paris sangat dipengaruhi oleh pemilihan dari data olahan hubungan da/dN pada daerah II, sehingga dalam pemilihannya harus seksama.

Daftar Pustaka

- [1] Starke, E.A.Jr., Staley, J.T., Application of modern aluminum alloys to aircraft, *Elsevier Science Ltd. Prog. Aerospace Sci. Vol. 32*, pp. 131-172, 1996.
- [2] ASTM Designation : E647-00 Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. ASTM, 100 Barr Harbor Drive, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States.
- [3] Brady, G.S., Clauser, H.R., Vaccari, J.A., *Materials Handbook*, 15th Ed, McGraw-hill.
- [4] Aerospace Specification Metal-ASM Material Data Sheet, 2014. Available: <http://asm.matweb.com>,
- [5] Cerný, I., Growth and retardation of physically short fatigue cracks in an aircraft Al-alloy after shot peening, *Procedia Engineering 10*, 3411-3416, 2011.
- [6] Giummarra, C., Zonker, H.R., Improving the fatigue response of aerospace structural joints, ICAF 2005 Preceedings, Hamburg Germany, 2005.
- [7] Diep, H., Bae, H., Ramulu, M., Manual shot peening intensity and coverage effects on fatigue performance of aluminum alloy, Conf Proc 2011: ICSP-11 South Bend, IN USA (pgs. 25-30), 2011.
- [8] ASTM International, Standard Test Method for Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials, USA, 1997.