

Analisis *Fatigue Failure* Suhu Rendah Struktur Batang Duralumin dengan Mesin Siklus Bending

Nanang Tawaf, Wahyono Suprpto, Anindito Purnowidodo
Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Brawijaya
Jln. Mayjend Haryono 167, Malang 65145. Indonesia
E-mail : Ntawaf@gmail.com

Abstract

Generally non-iron metals use in industries, including aluminum alloy, because of their high strength to weight ratio and favorable (no sparking and high corrosion resistance). Aluminum alloy are often found and used in airplane. Recently, aluminum alloy begins so popular in cryogenic system where it is highly applied at oil industry, low temperature operated, and automotive industry. It is estimated that 50%-90% mechanical failures are due to fatigue failure. This research attempts to predict duralumin fatigue resistance at low temperature and to understand the effect of micro structure on duralumin at low temperature. Several states, which include 15, 30, and 45 in MPa, are given to bending cycle machine. The tested material is duralumin (alloy Al-Cu) which has passed the tests over porosity, fatigue level at low temperature (-19°C) and room temperature (27°C), microstructure, fractography, and macrostructure. Result of research indicates that fatigue resistance increases with lowering work tense at specimen. Average fracture of duralumin fatigue at low temperature is more than $17,8 \times 10^5$ cycles, while at room temperature is 13×10^5 cycles. During low temperature fatigue test, microstructure shows long and small grains. The deformation during low temperature fatigue test cause smaller grain produce greater slip resistance for specimen.

Keywords: *Fatigue Failure, Low Temperature, Duralumin, Bending Cycle*

PENDAHULUAN

Penggunaan material dalam dunia industri mengalami perkembangan yang sangat pesat seiring dengan meningkatnya industri manufaktur. Berbagai jenis material logam sering ditemukan dan digunakan dalam berbagai aplikasi dan kebutuhan seperti industri otomotif dan transportasi, elektronik, komponen mesin, industri pesawat terbang, peralatan laboratorium sampai dengan peralatan rumah tangga. Penggunaan bahan logam non besi seperti paduan aluminium dengan karakteristik yang spesifik memiliki *strength to wright ratio* (kekuatan/berat jenis) yang tinggi dan tahan terhadap pengaruh lingkungan sangat banyak ditemukan dan digunakan dalam industri pesawat terbang.

Dalam aplikasi pada konstruksi badan pesawat umumnya menggunakan aluminium paduan untuk menopang dari permukaan terluar dari badan pesawat. Paduan

aluminium tembaga (Al-Cu) dibuat sebagai material rangka badan pesawat. Siklusbertekanan pada bagian struktur seperti *stringer* dan *longerons* bersama-sama mencegah tegangan dan kompresidari kelengkungan badan pesawat. Selain komponen diatas, paduan aluminium tembaga juga ditemukan pada komponen hidrolik roda pesawat terbang [1].

Konstruksi badan pesawat didesain agar kuat, lentur, dan kedap udara terutama di dalam kokpit dan kabin penumpang sehingga udara dapat dipompakan ke dalam pesawat untuk menambah tekanan udara. Dengan demikian kondisi udara dapat dipertahankan dan diatur seperti kondisi udara dipermukaan bumi (agar tetap suhu yang nyaman bagi manusia 20°C sampai 24°C), walaupun pesawat menjelajah pada ketinggian 15.000 ft sampai dengan 30.000 ft diatas permukaan air laut (tergantung pada jenis dan desain

pesawat). Selama beroperasi, terjadi siklus perubahan suhu terhadap badan pesawat terbang. Sebagai contoh pada saat pesawat parkir di sebuah bandara dan sesaat lepas landas, setengah jam kemudian setelah lepas landas pesawat tersebut telah terbang pada ketinggian ± 10.000 meter (± 33.000 ft) di atas permukaan laut yang suhu udara berkisar pada -40 °C hingga -50 °C dalam waktu yang relatif singkat. Demikian seterusnya siklus perubahan suhu terhadap badan pesawat. Hal ini dapat terjadi berkesinambungan selama pesawat terbang itu digunakan beroperasi hingga puluhan ribu jam terbang [2].

Salah satu jenis kegagalan yang terjadi pada komponen yang diakibatkan beban dinamis (pembebanan yang berulang - ulang dan berubah - ubah) dapat menyebabkan suatu material mengalami *fracture*. Diperkirakan 50% - 90% kegagalan mekanis adalah disebabkan oleh kelelahan (*fatigue*). Kegagalan komponen atau struktur dapat dibedakan menjadi dua katagori utama yaitu : pertama kegagalan *quasi* statik (kegagalan yang tidak tergantung pada waktu, dan ketahanan terhadap kegagalannya dinyatakan dengan kekuatan). Kedua kegagalan yang tergantung pada waktu (ketahanan terhadap kegagalannya dinyatakan dengan umur atau *life time*) [3].

Kelelahan logam (patah leleh) termasuk dalam kegagalan yang tergantung waktu. Pada kegagalan ini selain jenis pembebanan atau besar beban yang mempengaruhi ketahanan leleh logam, juga kondisi material, proses pengerjaan dari material, temperatur operasi, serta kondisi lingkungan akan berpengaruh terhadap ketahanan leleh dari logam tersebut.

Paduan aluminium semakin banyak digunakan dalam sistem *cryogenic* terutama aplikasi dalam industri penerbangan (*aerospace*), material bejana yang beroperasi pada temperatur rendah (*cryogenic vessel*), dan industri otomotif. Pada desain *fatigue* di berbagai bidang teknis yang dioperasikan pada suhu dibawah suhu ruang (*low temperature*). Suhu ini dapat berupa suhu serendah - rendahnya -54 °C (-65 °F) untuk kendaraan darat, struktur sipil, jalur pipa dan suhu pesawat, -163 °C (110K) untuk penyimpanan dan pengangkutan gas, -196 °C

(77K) untuk penyimpanan dan pengangkutan nitrogen cair, -253 °C (20K) untuk struktur *aerospace*, dan -269 °C (4K) untuk mesin listrik superkonduksi [4].

Penelitian yang akan dilakukan yaitu menganalisis *fatigue failure* suhu rendah struktur batang duralumin dengan mesin siklus bending.

TINJAUAN PUSTAKA

Duralumin

Paduan aluminium tembaga adalah suatu jenis paduan aluminium dengan paduan utamanya adalah tembaga (2,5 – 5,0%Cu). Nama lain dari aluminium paduan ini adalah duralumin (seri 2017) dengan berat jenis 2,8 kg/dm³. Untuk modifikasi paduan, biasanya ditambahkan Mg dan Mn dengan komposisi 4,5%Cu, 1,5%Mg, dan 0,5% Mn sehingga didapatkan paduan dengan kekerasan yang tinggi dan sifat mampu bentuk yang rendah, paduan ini disebut dengan duralumin super (seri 2024) [5].

Faktor – Faktor Yang Mempengaruhi Kelelahan Logam

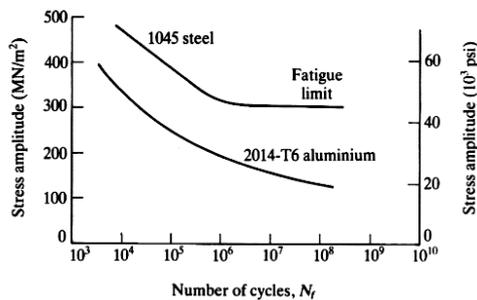
Kelelahan logam diawali dengan pembentukan awal retak dan dilanjutkan dengan penjaralan retakan hingga komponen mengalami patah. Lokasi awal retak pada komponen atau logam yang mengalami pembebanan dinamis atau siklik adalah pada titik daerah dimana memiliki kekuatan yang paling minimum dan atau pada titik daerah dimana mengalami tegangan yang paling maksimum. Oleh karena itu untuk memperkirakan umur leleh suatu komponen merupakan suatu hal yang cukup sulit, hal ini disebabkan oleh banyaknya faktor - faktor yang mempengaruhi umur leleh dari material logam.

Faktor - faktor yang mempengaruhi umur leleh logam yaitu : 1). Pembebanan (Jenis beban : uniaksial, lentur, puntir), (pola beban : periodik, random), besar beban (besar tegangan), frekuensi siklus beban. 2). Kondisi material (ukuran butir, kekuatan, penguatan dengan larutan padat, penguatan dengan fasa ke-dua, penguatan regangan, struktur mikro, kondisi permukaan (*surface finish*), ukuran komponen). 3). Proses pengerjaan (proses pengecoran, proses pembentukan, proses pengelasan, proses pemesinan, proses

perlakuan panas). 4). Temperatur operasi.. 5). Kondisi lingkungan [3].

Perilaku S-N(Tegangan-Siklus)

Metode dasar untuk penyajian data *fatigue* adalah menggunakan kurva S - N, yaitu pemetaan tegangan (S) terhadap jumlah siklus hingga terjadi kegagalan (N). Nilai tegangan yang diplot dapat berupa nilai tegangan maksimum, tegangan minimum atau nilai rata-rata tegangan.



Gambar 1. Diagram Kelelahan untuk logam besi dan logam non besi

Gambar1 menunjukkan diagram kelelahan untuk logam besi (*ferrous*) dan logam bukan besi (*non ferrous*). Siklus S - N yang melampaui batas leleh ($N > 10^7$), baja dianggap mempunyai umuryang tak berhingga atau kegagalan diprediksi tidak akan terjadi, sedangkan untuk logam bukan besi tidak terdapat batas leleh yang signifikan dengan kurva S - N dengan gradien yang turun sedikit demi sedikit sejalan dengan bertambahnya jumlah siklus [6].

METODE PENELITIAN

Metode penelitian yang akan dilakukan adalah metode penelitian eksperimental, material yang digunakan adalah duralumin (aluminium *alloy*) hasil pengecoran. material ini memiliki komposisi kimia yang ditunjukkan dalam Tabel 1.

Kemudian pengujian *densitas* dengan metode piknometri untuk mengetahui besarnya porositas sampel uji dapat dihitung menggunakan Persamaan 1.

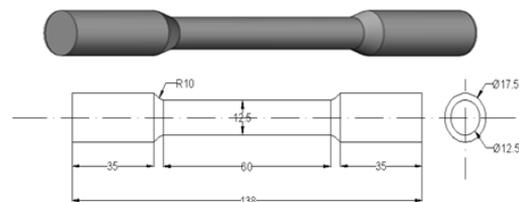
$$\text{Porositas} = \left(1 - \frac{\rho_s}{\rho_{th}}\right) \times 100 \% \quad (1)$$

Sebelum pengujian *fatigue* dilakukan, material yang akan diuji dilakukan pengujian

tarik untuk mendapatkan tegangan tarik maksimum (σ_{uts}) dan tegangan *yield* (σ_{yield}) dari spesimen yang diuji [7]. Kemudian dari hasil uji tarik tersebut dapat ditentukan besar beban yang digunakan pada pengujian *fatigue*.

Tabel 1 Unsur kimia duralumin (% berat)

Kandungan Unsur	Nilai (%)
Al	95,1
Si	0,352
Fe	0,635
Cu	3,7
Mn	0,0859
Mg	0,0501
Cr	0,0042
Zn	0,079
Tl	0,01
Na	0,00083
Ca	0,0012
Ni	0,0079
Pb	0,0041
P	0,00057
Sn	0,0005
Sb	0,002
Sr	0,0002
Be	0,00006
Zr	0,0014
Bi	0,00029
Cd	0,0012



Gambar 2. Spesimen uji tarik standar ASTM E8

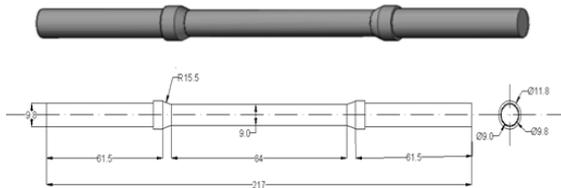
Tegangan bending maksimum (σ_{max}), ditentukan dari persamaan 2.

$$\sigma_{max} = \frac{32 \left(\frac{PL}{8}\right)}{\pi d^3} \quad (2)$$

Berdasarkan persamaan 2, dimana tegangan bending maksimum didapatkan sebesar 15 Mpa, 30 MPa, 45 MPa, yang digunakan sebagai tegangan kerja pada mesin uji *fatigue*. Nilai tegangan tersebut

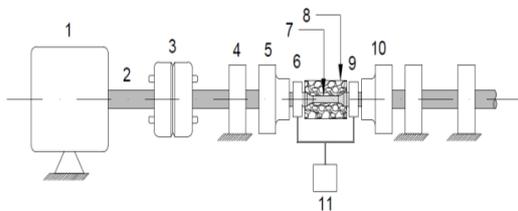
dipasang pada mesin siklus bending. Pengambilan data dilakukan tiga kali pengulangan tiap variasi beban.

Untuk pengujian *fatigue*, spesimen dibentuk berdasarkan standar ASTM seperti Gambar 3 [8].



Gambar3. Spesimen uji *fatigue* standar ASTM E466

Pengujian *fatigue* dilakukan pada suhu rendah (-19°C) dan suhu ruangan (27°C) menggunakan mesin siklusbending. Setiap pengambilan data spesimen dilakukan pengukuran suhu pada obyek penelitian, yaitu mengukur dengan *digital Infrared thermometer* (termometer tembak/laser) pada dinding box *dry ice* dimana box/kotak memiliki ketebalan 3 mm yang terpasang pada mesin uji sesuai Gambar 4 pada nomor 8. Pengukuran suhu diawal pengujian kemudian menjaga agar suhu tetap konstan -19°C selama pengujian, yaitu dikontrol tiap 5 menit selama pengujian sampai spesimen patah.



Gambar 4. Skema alat uji *fatigue*

Keterangan gambar :

1. Motor penggerak
2. Poros penghubung
3. Flexible kopleng
4. Bantalan (*bearing*)
5. Chuck (pencekam)
6. *Bearing*
7. Material uji
8. Box *dry ice*
9. *Bearing*
11. Beban

HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil pengujian porositas pada sampel spesimen, seperti pada Tabel 2. Tabel 2 memperlihatkan jumlah porositas rata – rata spesimen yang telah *ditreatment* (direndam

dengan *dry ice* selama tujuh hari) dan porositas spesimen tanpa *treatment* (27°C). Porositas tiap variasi beban pada spesimen *ditreatment*, yaitu pada 10 kg, 20 kg dan 30 kg sebesar 10,03 %, 12,35 % dan 11,08 %. Sedangkan spesimen tanpa *treatment* memperoleh porositas pada variasi beban 10 kg, 20 kg, dan 30 kg yaitu 11,45 %, 12,47 % dan 11,66 %.

Tabel 2 Hasil uji porositas spesimen

spesimen tiap variasi beban (kg)	ps	pth	1 - ρ s / ρ th	Porositas (%)	
<i>treatment</i>	10	2,504	2,784	0,100348	10,03
	20	2,440	2,784	0,123545	12,35
	30	2,475	2,784	0,110865	11,08
<i>No treatment</i>	10	2,465	2,784	0,114587	11,45
	20	2,437	2,784	0,124676	12,47
	30	2,459	2,784	0,116610	11,66

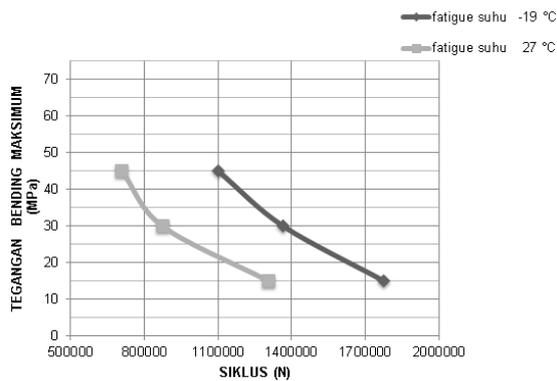
Porositas salah satu jenis dari cacat inklusi *non metallic*, cacat ini mengakibatkan terjadi konsentrasi tegangan sehingga menyebabkan kekuatan *fatigue* rendah.

Pada saat duralumin (Al-Cu) mengalami solidifikasi maka pada tahap *growth* akan tumbuh lengan *dendrite* yang semakin lama akan bertemu dengan *dendrite* dari inti lain. Saat lengan *dendrite* bertemu satu dengan lainnya, maka molekul logam cair tidak bisa masuk mengisih celah antar *dendrite* sehingga terjadi penyusutan antara lengan *dendrite*. Dengan terjadinya penyusutan didalam logam maka akan menimbulkan rongga dalam cetakan.

Tabel 3Data hasil uji *fatigue* material uji

Kecepatan poros penggerak (rpm)	Kondisi pengujian (°C)	Beban (kg)	Tegangan bending maksimum (Mpa)	Spesimen						Lama Patah Rerata (menit)	Jumlah Siklus Rerata
				1	2	3	4	5	6		
1698	27	30	45	940	1426320	98	168404	318	536568	418	709764
1698	27	20	30	555	942390	298	506004	693	1178714	515	875036
1698	27	10	15	540	916920	1080	1833940	690	1171620	770	1307460
1698	-19	30	45	168	285264	632	1073136	1148	1949304	649	1102568
1698	-19	20	30	371	623956	1080	1833940	964	1636872	805	1366890
1698	-19	10	15	440	747120	1020	1731960	1680	2852840	1047	1777240

Berdasarkan hasil pengujian *fatigue* yang telah dilakukan mendapatkan siklus patah rata – rata material uji suhu rendah (-19°C) lebih tinggi dibandingkan siklus patah rata - rata *fatigue* suhu ruang (27°C) pada tiap variasi beban yang bekerja. Kemudian dari Tabel 3, akan terlihat hubungan tegangan dan siklus patah pengujian *fatigue* seperti pada Gambar 5.



Gambar 5. Diagram S - N hasil uji fatigue

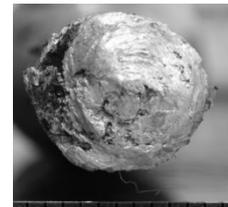
Dari Gambar 5 menunjukkan hubungan tegangan dengan siklus patah, semakin rendah tegangan pada material uji (duralumin), maka didapatkan jumlah siklus patah material mengalami kenaikan. Secara eksplisit *fatigue* suhu rendah (-19°C) pada masing – masing tegangan 45 MPa, 30 MPa, 15 MPa berturut – turut yaitu 11 x 10⁵, 13,6 x 10⁵, dan 17,8 x 10⁵ siklus.

Sedangkan pengujian *fatigue* pada suhu ruang (27°C), didapatkan jumlah siklus patah material mengalami peningkatan berturut – turut dengan semakin rendah tegangan yang bekerja yaitu 7 x 10⁵, 8,7 x 10⁵, dan 13 x 10⁵ siklus. Pengujian *fatigue* suhu rendah dan suhu ruangan mengalami perbedaan jumlah siklus patah yaitu pada pengujian suhu rendah rata – rata mengalami siklus patah lebih besar daripada suhu ruang, hal ini disebabkan oleh perbedaan perlakuan temperatur yang dialami oleh material uji saat pengujian. Pengujian *fatigue* suhu rendah menyebabkan material duralumin memiliki ketahanan lelah yang tinggi.

Dari pengujian *fatigue* ditemukan bahwa besar tegangan maksimum yang bekerja dan suhu -19°C selama pengujian *fatigue* berpengaruh terhadap jumlah siklus patah duralumin. Tegangan yang semakin kecil menimbulkan besar tegangan amplitudo yang semakin kecil sehingga menghasilkan kekuatan lelah yang semakin besar dan akhirnya spesimen pengujian akan menghasilkan patah pada waktu yang semakin lama dan jumlah siklus yang semakin besar. Karena dibutuhkan siklus yang semakin besar untuk melewati batas deformasi plastis duralumin. Jadi dengan

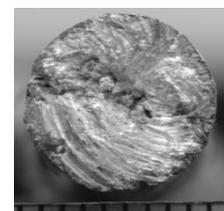
pengujian *fatigue* suhu rendah menghasilkan ketahanan lelah duralumin yang lebih tinggi, jika dibandingkan pengujian *fatigue* suhu ruang.

Makro Struktur Penampang Patah Uji Fatigue

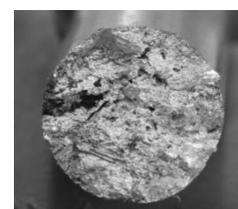


Gambar 6. Penampang patah siklus tinggi suhu -19°C

Gambar 6 menunjukkan penampang patah pengujian *fatigue* suhu -19°C, permukaan patahan berbentuk rata, terbentuk *beachmarks*, dan patah rapuh (*brittle fracture*). Retak diawali bagian tepi atas yang berbentuk rongga dari permukaan, sehingga retak merambat perlahan lahan, kemudian terjadi perambatan retak yang cepat pada bagian yang berwarna kusam dan berbintik – bintik berbentuk benjolan mengkilap dimana daerah yang terbesar dari permukaan patahan.



Gambar 7. Penampang patah siklus rendah suhu-19°C



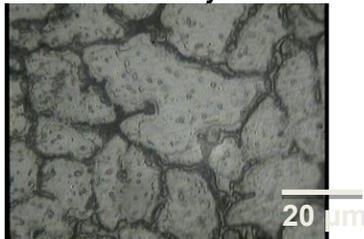
Gambar 8. Penampang patah siklus rendah suhu 27°C

Gambar 7, menunjukkan awal retak timbul dari bagian permukaan spesimen dimana terjadi *defect* (cacat), dan mengakibatkan terjadi konsentrasi tegangan. Dengan adanya retak pada permukaan

spesimen, seiring beban dan waktu sehingga menyebabkan perambatan retak hingga patah ditandai dengan adanya *beachmarks* dan pertumbuhan retak oleh perpanjangan pita – pita *beachmarks*.

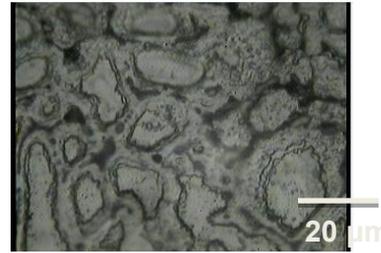
Gambar 8, menunjukkan penampang patah tidak adanya *beachmarks*, dikarenakan patah yang terjadi sangat cepat dan permukaan patahan yang kasar. Permukaan patahan yang berbentuk *beachmarks* dan *striation* tidak akan muncul di daerah dimana terjadi kegagalan cepat. Kegagalan cepat dapat berupa letak atau rapuh, dengan adanya deformasi plastis untuk material ulet, dan sebaliknya tidak terdapat deformasi plastis untuk material rapuh [9]. Bagian tepi yang berwarna hitam/kusam adalah rongga udara, pengotor yang masuk pada saat pengecoran, dan ini merupakan awal terjadi retak mikro yang disebabkan oleh konsentrasi tegangan pada permukaan spesimen.

Mikro Struktur Material Uji



Gambar 9. Mikro struktur material uji *fatigue* suhu ruang dengan pembesaran 400x

Gambar 9, dengan pembesaran 400x menunjukkan batas butir yang jelas dan lebih rapat jarak antar butir. Bentuk butir tidak homogen, bagian permukaan dari material uji berukuran kecil dan padat, tetapi butiran berikutnya lebih besar. Ini disebabkan karena logam cair melewati cetakan langsung mengenai permukaan cetakan dan butiran selanjutnya akan langsung membeku begitu batas butir mengenai butiran sebelumnya. Sehingga pada spesimen ini memiliki tingkat kepadatan yang rendah dan menyebabkan rongga antar butir. Dengan tingkat kepadatan yang lebih rendah menyebabkan struktur butir yang terbentuk kembali membesar, sehingga mengakibatkan dislokasi antar butir semakin besar sehingga ketahanan *fatigue* menurun.

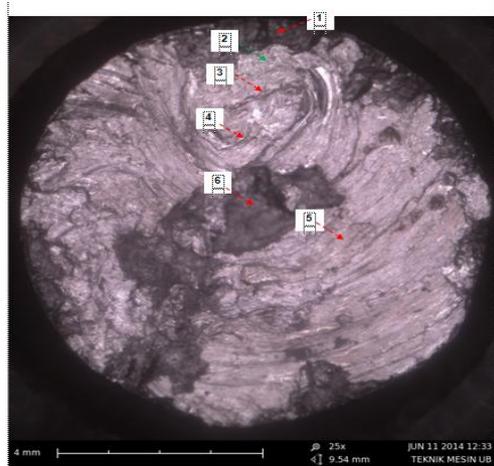


Gambar 10. Mikro struktur material uji *fatigue* suhu -19°C dengan pembesaran 400x

Gambar 10, menunjukkan butir yang memanjang dan halus, ini terjadi karena proses deformasi pada pengujian *fatigue* suhu -19°C, material uji dengan butiran lebih halus mempunyai hambatan slip yang lebih besar. Juga terlihat besar butir dan bentuk cenderung tidak sama, hal ini diakibatkan disorientasi struktur kristal. Pengaruh *treatment* material ujian pengujian *fatigue* pada suhu -19°C mengakibatkan ukuran butir dan bentuk butir berubah jika dibandingkan dengan material uji tanpa perlakuan. Dimana pengujian *fatigue* pada suhu -19°C duralumin (*aluminium alloy*) memiliki ukuran butir yang kecil.

Menurut teori Hall-Petch, ukuran butir dapat mengubah mekanisme kegagalan material, Semakin besar ukuran butir maka semakin berpengaruh terhadap kegagalan lelah suatu material. Bila ukuran butir rata - rata lebih kecil pada material logam paduan (*aluminium alloy*), akan menghasilkan kekuatan mekanik lebih besar daripada ukuran butir rata – rata yang lebih besar [10].

Gambar 11 pada nomor 1 terlihat tanda panah berwarna merah menunjukkan awal retak dipermukaan spesimen, yang mana terlihat permukaan kasar. selanjutnya terbentuk *beachmarks* (garis pantai). Nomor 5 terlihat penampang patahan berwarna mengkilap, permukaan patahan berbentuk *transgranular* yang ditandai garis slip pada bidang permukaan patahan, yang disebabkan adanya gaya yang datang secara terus menerus (gaya bekerja secara periodik), sehingga patah melalui butiran. Gambar nomor 6 berwarna hitam/kusam diduga kotoran yang terjebak saat pengecoran, permukaan patahan berbentuk *intergranular* yaitu patahan memotong batas butir.



Gambar 11. Foto SEM penampang patah spesimen *fatigue* suhu -19°C dengan pembesaran 25x

KESIMPULAN

Dari penelitian yang telah dilakukan, dapat ditarik kesimpulan, yaitu :

1. Ketahanan lelah (*fatigue life*) rata – rata dari aluminium *alloy* (duralumin) pada suhu rendah (-19°C) lebih besar daripada ketahanan lelah dari duralumin tanpa perlakuan (suhu ruang), yaitu pada masing – masing tegangan 45 MPa, 30 MPa, 15MPa berturut – turut yaitu 11×10^5 , $13,6 \times 10^5$, dan $17,8 \times 10^5$ siklus. Sedangkan pengujian *fatigue* pada suhu ruang (27°C), jumlah siklus patah material mengalami peningkatan berturut – turut yaitu 7×10^5 , $8,7 \times 10^5$, dan 13×10^5 siklus.
2. Perubahan struktur mikro terjadi pada material uji (duralumin) *fatigue* pada suhu rendah (-19°C) yaitu terjadinya disorientasi struktur kristal. Kondisi suhu -19°C material uji memiliki ukuran butir yang kecil, dan Struktur mikro material uji *fatigue* suhu -19°C menunjukkan butir yang memanjang dan halus, ini terjadi karena proses deformasi pada pengujian *fatigue* disuhu rendah. Spesimen uji dengan butiran lebih halus mempunyai hambatan slip yang lebih besar. Sehingga menyebabkan siklus rata – rata yang dibutuhkan sampai material patah lebih besar dibandingkan dengan spesimen pada temperatur ruang mengalami siklus patah yang rendah.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Mosquito De.Havilland. (1960). *Aircraft Structures*, chapter 1.
- [2] Hutagaol Desmond. (2013). *Pengantar Penerbangan Perspektif Profesional*, Jakarta : Erlangga.
- [3] Abrianto A. (2007). *Diktat Kuliah Kelelahan Logam*, Jurusan Metalurgi Universitas Jenderal Achmad Yani. Bandung.
- [4] Stephens, R.R. Fuchs, H. O. (2001). "*Metal fatigue in engineering*", John Wiley & Sons.Inc, New York.
- [5] *Felbeck David K, Antony G. (1999). Strength And Fracture Of Engineering Solids, University Of Michigan and University Of Reading, United Kingdom.*
- [6] Dieter, George E. (1992). *Metalurgi Mekanik*, Jilid 1, edisi ketiga. Erlangga Jakarta.
- [7] ASTM E8. (2004). *Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials*. American Association State Highway and Transportation Officials Standard AASHTO No : T68 American National Standart.
- [8] ASTM 466. (2002). *Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials*. West Conshohocken, PA 19428-2959, United States.
- [9] William., D. Callister. (2001). *Fundamentals of Materials Science and Engineering*. Department of Metallurgical EngineeringThe University of Utah: Toronto.
- [10] Suhartono. A. (2004). *Pengaruh Ukuran Butir Terhadap Kuat Fatik Baja : Simulasi dan Eksperimen*. Prosiding Semiloka dan Komputasi serta Aplikasi. UPT LUK Puspipstek Serpong Indonesia.