



TUGAS AKHIR - TM 091585

**ANALISIS STRUKTUR MIKRO UNTUK MENENTUKAN
REMAINING LIFE SUDU TURBIN *STAGE* KETIGA PADA
TURBIN GAS TIPE MW701D**

**AMRI HAKIM
NRP 2112 100 136**

Dosen Pembimbing
Suwarno, ST., MSc., PhD.

Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2016



FINAL PROJECT - TM 091585

**METALLOGRAPHY ANALYSIS TO DETERMINE THE
REMAINING LIFE OF THIRD STAGE BLADE OF GAS
TURBINE TYPE MW701D**

**AMRI HAKIM
NRP 2112 100 136**

**Supervisor
Suwarno, ST., MSc., Ph.D.**

**Mechanical Engineering Department
Faculty of Industrial Engineering
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya
2016**

**ANALISIS STRUKTUR MIKRO UNTUK MENENTUKAN
REMAINING LIFE SUDU TURBIN STAGE KETIGA PADA
TURBIN GAS TIPE MW701D**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

AMRI HAKIM

NRP. 2112 100 136

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Suwarno, ST., MSc., PhD.
(NIP. 198005202005011003) (Pembimbing)
2. Dr. Eng Sutikno, ST., MT.
(NIP. 197407032000031001) (Penguji I)
3. Indra Sidharta, ST., Msc.
(NIP. 198006192006041004) (Penguji II)
4. Wahyu Wijanarko, ST., MSc.
(NIP. 198202092012121001) (Penguji III)

SURABAYA

DESEMBER, 2016

ANALISIS STRUKTUR MIKRO UNTUK MENENTUKAN REMAINING LIFE SUDU TURBIN STAGE KETIGA PADA TURBIN GAS TIPE MW701D

Nama Mahasiswa : Amri Hakim
NRP : 2112 100 136
Jurusan : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing : Suwarno, S.T., MSc., Ph.D.

Abstrak

Sudu turbin adalah bagian turbin yang berfungsi untuk mengkonversi energi kinetik menjadi energi mekanik. Sudu turbin tersebut bekerja pada suhu 750°C dengan putaran hingga 3000 rpm. Oleh karena itu, kegagalan seperti korosi, creep, fatigue dan melekasnya bagian coating sangat mungkin terjadi. Remaining Lifetime Assessment merupakan salah satu cara yang digunakan untuk memperhitungkan sejauh mana mesin-mesin dapat beroperasi secara layak dan memenuhi standar sesuai dengan jangka waktu yang sudah direncanakan. Turbin stage ketiga pada penelitian ini telah dioperasikan selama 99.628 Equivalent Operation Hours (EOH), melebihi dari standar EOH-nya yang hanya 72.000 EOH. Oleh karena itu, perlu diadakan penelitian tentang struktur mikro dari sudu turbin stage ketiga dan pengaruhnya terhadap Remaining Life.

Sampel pada penelitian ini adalah sudu turbin stage ketiga dari turbin gas tipe MW701D, yang terbuat dari material nickel based superalloy. Investigasi awal pada sudu turbin dilakukan secara visual. Selanjutnya dilakukan pemeriksaan struktur mikro (Metallography Test) untuk mengetahui kemungkinan terjadinya kegagalan dan menganalisa sisa umurnya. Pengujian kekerasan (Rockwell Hardness Test) untuk mengetahui kemungkinan terjadinya degradasi nilai kekerasan dari sudu turbin. Dilanjutkan dengan Creep Test Simulation yang hasilnya akan digunakan untuk memperkirakan umur dari sudu turbin tersebut dengan metode Larson-Miller Parameter (LMP).

Setelah dilakukan perhitungan terhadap nilai kekerasan maksimal didapatkan nilai remaining life sudu turbin sebesar 44814 hours. Berdasarkan metalografi, diperoleh remaining life sebesar 44534 hours. Hasil simulasi creep dengan menggunakan perangkat lunak SolidWork 2016 didapatkan remaining life sebesar 42013 hours. Sebagai faktor keamanan maka besar remaining life yang disarankan adalah dengan besar terkecil yaitu hasil simulasi creep sebesar 42013 hours.

Kata Kunci : Sudu Turbin, Remaining Life Assessment, Struktur Mikro, Nickel Based Superalloy, Larson-Miller Parameter

METALLOGRAPHY ANALYSIS TO DETERMINE THE REMAINING LIFE OF THIRD STAGE BLADE OF GAS TURBINE TYPE MW701D

Student Name : Amri Hakim
NRP : 2112 100 136
Department : Teknik Mesin
Supervisor : Suwarno, S.T., MSc., Ph.D.

Abstrak

Turbine blade is a part of a gas turbine that serves to convert the kinetic energy into the mechanic energy. The turbine blade operates at temperature of 750°C with rotation up to 3000 rpm. Therefore, a failure such as corrosion, creep, fatigue and removed part of the coating is likely occur. Remaining Life Assessment is a method used to calculate the extended time which the machines can operate properly and meet the standards in accordance with the planned period. The third stage turbine blade in this research has been operated for 99.628 Equivalent Operation Hours (EOH), exceed of its standard that only 72.000 EOH. Therefore, there should be research on the microstructure of the third stage turbine blade and its influence on the remaining life.

Sample in this research is the third stage turbine blade of the gas turbine MW701D, made of nickel based superalloy material. Initial investigation on this turbine blade is done by visual inspection. Further examination of the micro structure (Metallography Test) is done to determine the failure and analyze the rest of its life. Hardness testing (Rockwell Hardness Test) to determine the degradation of the hardness number of the turbine blade. Followed by Creep Test Simulation that the results will be used to estimate the remaining life of the turbine blade with Larson-Miller Parameter (LMP) method.

After calculation of the maximum hardness values obtained that turbine blade's remaining life is 44.814 hours.

Based on metallography test, obtained that the remaining life is 44.534 hours. Creep Simulation results from SolidWork 2016 obtained that the remaining life is 42.013 hours. As a safety factor, the remaining life suggested is the smallest which from creep simulation results for 42.013 hours.

Key Words : Turbine blade, remaining life assessment, micro structure, nickel based superalloy, Larson-Miller Parameter.

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah segala puji bagi Allah SWT karena hanya dengan rahmat dan petunjuknya akhirnya penulis mampu menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul: **Analisis Struktur Mikro untuk Menentukan *Remaining Life* Sudu Turbin Stage Ketiga pada Turbin Gas Tipe MW701D**. Penulis ingin berterima kasih kepada orang-orang di sekitar penulis yang ikut terlibat dalam penulisan tugas akhir ini. Secara khusus penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Ayah, Ibu dan Adik penulis yang selalu memberikan doa dan kasih sayangnya. Terima kasih atas dukungan baik secara moril maupun materil yang tiada henti selama ini.
2. Suwarno, ST., MSc., PhD selaku dosen pembimbing tugas akhir ini. Terima kasih untuk waktu, kritik dan saran serta motivasinya hingga terselesaikan tugas akhir ini.
3. Indra Sidharta, ST., MSc, Wahyu Wijanarko, ST., MSc, dan Dr. Eng. Sutikno, ST., MT. selaku dosen pembahas yang telah memberikan sarannya demi kesempurnaan tugas akhir.
4. Sahabat-sahabat tersayang: Edwin, Renaldi, Rino, Wiryanti dan Ismandra yang selalu memberi semangat dan doanya bagi kelancaran pengerjaan tugas akhir.
5. Persaudaraan JN : Vrista, Eden, Maulana, Chairil, Gregorius, Haekal, Luthfan, Ananta, Aqil, Rizqu dan Krisna yang selalu memberikan cerita selama sisa waktu kuliah penulis.
6. Selvi, Ica, dan Sony, sobat seperjuangan tugas akhir terima kasih sudah selalu setia mendukung dan membantu selama pengerjaan.
7. Republik Metalurgi Raya: Tasa, Ifa, Amri, Sonny, Gani, Oxi, Ridho, Evelyn, Safaat, Lia, Alvin, Scania, Khisni, Hafidh, Wira, Esya dan yang lainnya terima kasih atas bantuan dan dukungan yang telah diberikan.
8. BPH Himpunan Mahasiswa Mesin 14/15 suwun banget rek setahun penuh perjuangannya.
9. Sahabat Jabodetabek M55

10. Teman-teman M55 terima kasih telah menemani perjuangan selama perkuliahan. Tetap jadi angkatan yang sangar ya rek!
11. Semua teman-teman SMRM!

Penulis menyadari bahwa tugas akhir ini masih jauh dari kesempurnaan. Penulis mengharapkan kritik dan saran yang membangun untuk perbaikan tugas akhir kedepannya. Akhir kata penulis berharap agar tulisan ini dapat memberikan manfaat bagi semua.

Surabaya, 1 Desember 2016

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	v
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI	xi
DAFTAR GAMBAR	xiii
DAFTAR TABEL	xvii
BAB I PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Tujuan Penelitian.....	3
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Manfaat Penelitian	4
BAB II DASAR TEORI	
2.1 Turbin Gas	5
2.2 Sudu Turbin.....	8
2.3 <i>Superalloy</i>	9
2.4 <i>Remaining Life Assessment</i>	13
2.4.1 <i>Larson-Miller Parameter</i>	16
2.4.2 Pengamatan Struktur Mikro (<i>Metallography</i>)	17
2.4.3 Kekerasan	19
2.4.4 <i>Creep</i>	21
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	
3.1 Sampel Material Sudu Turbin <i>Stage</i> Ketiga	25
3.2 Peralatan	25
3.3 Diagram Alir Penelitian	26
3.4 Diagram Alir Simulasi.....	29
3.5 Langkah-langkah Penelitian	30
3.6 Langkah-langkah Simulasi	33

BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN	
4.1 Data Sudu Turbin	39
4.1.1 Nama, Spesifikasi, dan Nomor Kodifikasi	39
4.1.2 Komposisi Unsur Penyusun Material dari Sudu Turbin <i>Stage</i> Ketiga	40
4.1.3 <i>Mechanical Properties</i>	41
4.2 Pengamatan Makroskopis	42
4.3 Pengamatan Mikroskopis	44
4.3.1 Pengamatan Menggunakan Mikroskop Optis	44
4.3.2 Pengamatan Menggunakan <i>Scanning Electron Microscope</i> (SEM)	47
4.4 Pengukuran Kekerasan	49
4.4.1 <i>Vickers Hardness Test</i>	49
4.4.2 <i>Micro Hardness Test</i>	51
4.5 Simulasi <i>Creep</i>	52
4.6 Analisis <i>Remaining Life</i>	56
4.6.1 Analisis Berdasarkan Uji Kekerasan	56
4.6.2 Analisis Berdasarkan Pengamatan Struktur Mikro	59
4.6.3 Analisis Berdasarkan Simulasi <i>Creep</i>	60
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	
5.1 Kesimpulan	63
5.2 Saran	64
DAFTAR PUSTAKA	65
LAMPIRAN	67
BIOGRAFI	69

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1	a) Turbin Gas MW701D, b) Turbin <i>blade stage</i> ketiga.....	2
Gambar 2.1	<i>Intake Air Filter</i> pada PLTG	6
Gambar 2.2	<i>Compressor</i> pada Turbin Gas MW701D.....	6
Gambar 2.3	<i>Combustion Chamber</i> pada Turbin Gas MW701D.....	7
Gambar 2.4	Turbin Gas MW701D.....	7
Gambar 2.5	Berbagai macam bentuk sudu turbin	9
Gambar 2.6	Tampilan makro dari 3 macam <i>HPT Blade; Polycrystalyne, Colummnar Grain, Directionally Solidified (CGDS), Single Crystal Directionally Solidified</i>	11
Gambar 2.7	Mikrostruktur dari paduan <i>Nickel-Based Superalloy</i>	13
Gambar 2.8	Contoh metodologi RLA dengan estimasi <i>Creep</i>	14
Gambar 2.9	<i>Stress versus LMP</i> untuk 1% <i>predicted creep</i> dari standar <i>waspaloy</i> dibandingkan dengan <i>rupture data</i>	17
Gambar 2.10	Struktur mikro pada paduan <i>Nickel-Based Superalloy</i> pada sudu turbin	18
Gambar 2.11	Plot data <i>hardness versus LMP</i> yang Dimodifikasi untuk Cr-Mo-V pada <i>rotor steel</i>	21
Gambar 2.12	Tiga <i>stage</i> pada mekanisme kegagalan <i>creep</i>	22
Gambar 2.13	Replika <i>remaining life assessment</i>	23
Gambar 3.1	Sudu turbin <i>stage</i> ketiga pada turbin gas MW701D a)Tampak belakang, b)Tampak depan	25
Gambar 3.2	Diagram alir penelitian	26
Gambar 3.3	Diagram alir simulasi	29
Gambar 3.4	Kamera digital	30

Gambar 3.5	<i>Spectrometer Arc-met 8000</i>	31
Gambar 3.6	Bagian sudu turbin untuk pengamatan metalografi.....	32
Gambar 3.7	Bagian sudu turbin untuk pengujian kekerasan	33
Gambar 3.8	Spesimen standar pengujian <i>creep</i> ASTM E 139-79	34
Gambar 3.9	<i>Input Material Properties</i> pada SolidWork 2016.....	35
Gambar 3.10	<i>Input</i> konstanta <i>creep</i>	36
Gambar 3.11	Skema pengondisian pada spesimen.....	37
Gambar 3.12	Pemilihan <i>meshing</i> untuk simulasi <i>creep</i>	38
Gambar 4.1	Skema Komponen Sudu Turbin Bertekanan Tinggi	39
Gambar 4.2	Gaya-gaya yang bekerja pada sudu turbin.....	40
Gambar 4.3	(A) Sketsa turbin gas tipe MW701D; (B) Sudu turbin <i>stage</i> ketiga dalam keadaan terpasang pada rotor turbin; (C) Sampel sudu turbin <i>stage</i> ketiga	42
Gambar 4.4	Sampel sudu turbin <i>stage</i> ketiga (A) Tampak Depan; (B) Tampak belakang; (C) Tampak Atas; (D) Tampak bawah; (E) Tampak samping kiri; (F) Tampak samping kanan	43
Gambar 4.5	Bagian-bagian sudu turbin <i>stage</i> ketiga untuk pengamatan mikroskopik.....	44
Gambar 4.6	Struktur mikro perbesaran 50x, (a) <i>tip</i> ; (b) <i>root</i> . Perbesaran 2500x, (c) <i>tip</i> ; (d) <i>root</i>	45
Gambar 4.7	Distribusi <i>grain size</i> pada (a) <i>tip blade</i> dan (b) <i>root blade</i>	46
Gambar 4.8	<i>Continuous carbides</i> pada bagian <i>tip blade</i>	47
Gambar 4.9	<i>Oriented microcavities</i> dan <i>TCP phase</i> pada bagian <i>root blade</i>	47

Gambar 4.10	Bagian-bagian sudu turbin untuk pengujian kekerasan	49
Gambar 4.11	Lokasi titik Indentasi <i>vickers</i> pada (a) <i>tip blade</i> dan (b) <i>root blade</i>	50
Gambar 4.12	Lokasi titik Indentasi <i>micro</i> pada (a) <i>tip blade</i> dan (b) <i>root blade</i>	51
Gambar 4.13	Grafik <i>strain vs time rupture</i> untuk <i>stress</i> 432 MPA dan suhu 600°C	55
Gambar 4.14	<i>Stress distribution</i> pada simulasi <i>creep</i> untuk <i>stress</i> 432 MPA dan suhu 600°C	55
Gambar 4.15	<i>Strain distribution</i> pada simulasi <i>creep</i> untuk <i>stress</i> 432 MPA dan suhu 600°C	55
Gambar 4.16	<i>Displacement distribution</i> pada simulasi <i>creep</i> untuk <i>stress</i> 432 MPA dan suhu 600°C	56
Gambar 4.17	Grafik hubungan H_v/H_{v_0} versus LMP	57
Gambar 4.18	Grafik hubungan H_v/H_{v_0} versus <i>remaining life</i>	58
Gambar 4.19	Grafik LMP vs T_r dari hasil simulasi <i>creep</i> pada SolidWork 2016	61
Gambar 4.20	Grafik LMP vs T_r untuk Inconel 738 LC	61

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Perbandingan Kerusakan pada Komponen Turbin	8
Tabel 2.2	Perbandingan <i>Tensile Strength</i> Beberapa Jenis <i>Superalloy</i>	11
Tabel 2.3	Klasifikasi Evolusi Struktur Mikro Berdasarkan Teori Neubauer dan Wadel	18
Tabel 2.4	<i>Creep Damage</i> dan <i>Expended Life Fraction</i>	19
Tabel 3.1	<i>Mechanical Properties</i> dari <i>Inconel 738LC</i>	34
Tabel 3.2	Perlakuan pada Simulasi <i>Creep</i>	37
Tabel 4.1	Perbandingan Hasil Uji Komposisi Kimia dengan Komposisi Kimia Standar Material <i>Inconel 738LC</i>	41
Tabel 4.2	Sifat Mekanik dari <i>Inconel 738LC</i>	41
Tabel 4.3	Nilai Kekerasan dari Pengujian Kekerasan <i>Vickers</i> pada Bagian <i>Tip Blade</i>	50
Tabel 4.4	Nilai Kekerasan dari Pengujian Kekerasan <i>Vickers</i> pada Bagian <i>Root Blade</i>	50
Tabel 4.5	Nilai Kekerasan dari Pengujian <i>MicroHardness</i> pada Bagian <i>Tip Blade</i>	51
Tabel 4.6	Nilai Kekerasan dari <i>Vickers Hardness Test</i> pada Bagian <i>Root Blade</i>	52
Tabel 4.7	Data <i>stress</i> untuk <i>Rupture Time</i> dan Suhu Tertentu pada 1% <i>Creep Rate</i> untuk <i>Inconel 738LC</i>	53
Tabel 4.8	Nilai <i>Remaining Life</i> Berdasarkan Nilai Kekerasan Bagian <i>Tip Blade</i>	58
Tabel 4.9	Nilai <i>Remaining Life</i> Berdasarkan Nilai Kekerasan Bagian <i>Root Blade</i>	59
Tabel 4.10	Hasil Simulasi <i>Creep</i> pada SolidWork 2016	60

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

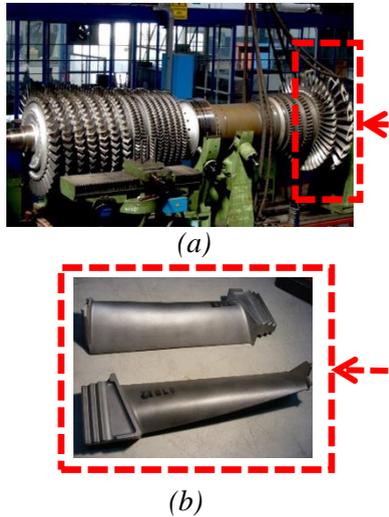
Dalam dunia industri, salah satunya industri pembangkit listrik, kerusakan komponen merupakan sebuah hal yang sangat penting untuk diantisipasi. Secara umum, suatu desain komponen permesinan dirancang untuk beroperasi dalam jangka waktu tertentu dengan berbagai macam batasan prosedur penggunaan dan perawatannya. Oleh karena itu dibutuhkan upaya-upaya untuk menjaga komponen supaya tetap berfungsi dengan baik sebelum umur komponen tersebut habis.

Tentu banyak komponen dari pembangkit yang rentan mengalami kerusakan. Salah satu komponen pada turbin yang sering mengalami kerusakan adalah sudu turbin, dimana komponen tersebut berada pada turbin bertekanan tinggi dengan suhu kerja mencapai 1100°C. Kerusakan yang terjadi bisa berupa korosi, *creep*, *fatigue* dan mengelupasnya bagian *coating*. Hal ini bisa mengakibatkan terganggunya rotasi mesin turbin dan hal lain yang bisa mengurangi efisiensi atau kerja dari turbin itu sendiri. Perlu diketahui bahwa kerugian yang dialami untuk mengganti satu set *turbine blade stage* tertentu mencapai 1,5 Miliar Rupiah.

Pada prinsipnya, kebanyakan komponen pada pembangkit memiliki titik *limit*. Suatu alat yang telah mencapai kondisi *limit*-nya, akan mengalami kegagalan (*failure*) jika tidak ditangani dengan tepat. Penyebab dari kegagalan juga bervariasi dalam setiap alat. Untuk dapat menentukan penyebab suatu kegagalan sangat perlu dilakukan analisis terhadap kerusakan (*failure analysis*) agar dapat mengetahui dan membedakan penyebab dan mekanisme terjadinya kegagalan. Bagi industri yang belum mengalami dampak dari kegagalan mesin atau alat industri, sudah sangat perlu untuk mengantisipasi terhadap kemungkinan terjadinya kegagalan yang dapat merugikan pihak industri karena terhambatnya produksi yang seharusnya berjalan dengan lancar.

Hal tersebut perlu diatasi untuk memenuhi rencana kerja jangka panjang, *Remaining Lifetime Assessment* merupakan cara

yang tepat dalam memperhitungkan sejauh mana mesin-mesin dapat beroperasi secara layak dan memenuhi standar sesuai dengan jangka waktu yang sudah direncanakan. *Remaining Lifetime Assessment* sebaiknya diterapkan pada semua fasilitas yang ada dan akan digunakan kembali pada rencana kerja baru. Untuk itu semua data yang dicatat harus selalu dibuat dengan sistem penyimpanan yang baik agar *Remaining Lifetime Assessment* untuk rencana kerja selanjutnya dapat dilakukan dengan akurat, karena kelengkapan dan akurasi data sangat menentukan hasil prediksi [1].



Gambar 1.1 (a) Gas Turbin MW701D, (b) Turbin Blade *Stage* ketiga [2] [3].

Komponen yang akan dibahas pada penelitian ini adalah Sudu Turbin *Stage* ketiga Turbine Gas MW701D. Sudu turbin ini digunakan sesuai dengan standar prosedur penggunaan, yang dijadikan sebagai acuan penggunaan, perawatan atau bahkan batas waktu penggunaan. Perawatan pada sudu turbin biasa

dilakukan pada saat *over haul* turbin. Selain dengan memperbaiki (*repair maintenance*), hal yang biasa dilakukan sebagai bentuk perawatan adalah penggantian komponen sudu turbin sesuai dengan *Equivalent Operation Hours* (EOH). Sudu turbin *stage* ketiga memiliki *lifetime* selama 72.000 EOH. Namun, pada kondisi nyata pengoperasiannya telah mencapai 99.628 EOH tanpa mengalami kerusakan. Kondisi *lifetime* yang melebihi standar EOH yang ditentukan, dapat dilakukan akibat adanya ekstensi penggunaan, dengan *maintenance* ataupun *treatment* tertentu pada sudu turbin yang digunakan.

Dari permasalahan tersebut, maka dilakukanlah penelitian tentang pengamatan struktur mikro dan perubahan beberapa sifat mekanik pada sudu turbin *stage* ketiga yang berkaitan dengan *remaining lifetime*-nya.

1.2. Rumusan Masalah

Pada *Remaining Life Analysis* ini yang menjadi permasalahan pokok adalah bagaimana kondisi struktur mikro dan perubahan sifat mekanik pada sudu turbin *stage* ketiga pada turbin gas MW701D setelah dilakukan ekstensi penggunaan dari standar EOH yang sudah ditentukan dan berapa sisa *useful lifetime* dari sudu turbin *stage* ketiga pada turbin gas MW701D.

1.3. Tujuan Penelitian

Tujuan dari analisa sisa umur ini yaitu:

1. Untuk mengetahui faktor apa saja yang mempengaruhi umur dari sudu turbin *stage* ketiga pada turbin gas MW701D.
2. Untuk mengetahui sisa umur dari sudu turbin *stage* ketiga pada turbin gas MW701D.

1.4. Batasan Masalah

Agar masalah yang muncul dapat diselesaikan dengan baik dan pembahasan ini tidak meluas serta mencapai tujuan yang

telah ditentukan, maka diperlukan batasan-batasan dan asumsi penelitian, yaitu:

1. Proses perakitan dan perawatan komponen berjalan sesuai dengan standar operasional yang telah ditentukan.
2. Komponen sudu turbin *stage* ketiga pada turbin gas MW701D terbuat dari material yang homogen komposisi kimianya dan sifat mekaniknya.

1.5. Manfaat Penelitian

Hasil dari penelitian ini diharapkan dapat memberikan sumbangsih bagi dunia ilmu pengetahuan, yaitu:

1. Bagi dunia industri perawatan mesin pembangkit dengan adanya analisa sisa umur dan analisa kegagalan ini, diharapkan dapat dijadikan acuan atau pertimbangan dalam pencegahan dan perawatan untuk menghindari kerusakan yang serupa.
2. Bagi kalangan akademis khususnya mahasiswa, dengan adanya studi analisa sisa umur dan analisa kegagalan ini diharapkan mampu mengaplikasikan dan memahami ilmu yang telah didapat untuk memecahkan masalah kegagalan pada komponen tersebut.

BAB 2 TINJUAN PUSTAKA

2.1. Turbin Gas

Sistem Pembangkit Listrik Tenaga Gas (PLTG) termasuk dalam siklus *Brayton*. Siklus ini merupakan *open cycle* yang melibatkan kompresi dan ekspansi pada *entropy* konstan, juga penambahan dan pembuangan panas pada tekanan konstan. Komponen utama pada sistem PLTG yaitu *compressor*, *combustion chamber*, turbin, dan *generator*.

Udara yang berada dilingkungan sekitar dihisap dan dikompresi oleh *compressor* untuk menghasilkan udara bertekanan. Udara bertekanan ini dimasukkan ke dalam *combustion chamber*. Didalam *combustion chamber* ini bahan bakar akan dikabutkan bersama udara bertekanan yang kemudian terjadi pembakaran. Kemudian gas pembakaran tersebut digunakan untuk memutar turbin gas yang dikopel dengan *generator* sehingga dapat menghasilkan daya listrik. Selanjutnya gas buang dari turbin dibuang ke lingkungan melalui *exhaust stack* atau dialirkan kedalam *HRSG* untuk sistem Pembangkit Listrik Tenaga Uap (PLTU).

PLTG mempunyai beberapa sistem untuk menjalankan dan mendukung proses yang ada di PLTG. Berikut sistem tersebut:

- Sistem Udara dan Pembakaran
- Sistem Pelumasan dan Kontrol Hidrolik
- Sistem Pendinginan
- Sistem Listrik

Sistem pemasukan udara dan pembakaran yaitu sistem yang utamanya menyediakan udara untuk pembakaran. Dalam sistem ini juga terjadi penyaringan, pengkompresian, dan pembakaran.

Pertama udara yang masuk akan melewati *Air Filter* yang berfungsi sebagai penyaring udara agar kotoran yang terbawa oleh udara tidak masuk ke *compressor* dan turbin. Terdapat 1056 buah *Air Filter* yang dilengkapi dengan pembersih, tetapi pembersih ini masih kurang optimal. Sehingga masih dilakukan pembersihan manual yang pengerjaannya 10 menit tiap satu *Air*

Filter. Setelah udara tersaring, udara ditampung dan disalurkan ke *Variable Inlet Gate Vane* melalui *Inlet Duck*. *Variable IGV* ini berfungsi sebagai pengatur udara yang akan masuk ke *compressor* [4,5].



Gambar 2.1 *Intake Air Filter* pada PLTG [7].

Compressor ini bertipe *axial flow* dengan 19 *stages*. Udara mengalir di dalam *compressor* secara aksial pada celah-celah *fixed blades* dan *moving blades* yang semakin ke belakang celahnya semakin kecil, sehingga terjadi peningkatan temperatur, kecepatan, dan tekanan udara. Tekanan setelah *compressor* mencapai 13.2 Kg/cm^2 . Udara yang berkecepatan tinggi ini akan masuk ke *combustion chamber* dan kecepatannya berkurang drastic sehingga menimbulkan tekanan statis.



Gambar 2.2 *Compressor* pada Turbin Gas MW701D [7].

Combustion chamber ini bertipe *cannular* dengan 18 *combustion basket*. Udara bertekanan masuk ke dalam *combustion basket* dan bercampur dengan bahan bakar yang melewati *nozzle* untuk mendapatkan campuran yang tepat, setelah itu *ignitor* memercikkan api untuk menghasilkan pembakaran yang terletak pada *basket* ke 11 dan 12. Pembakaran menyebar ke

tiap *basket* melalui *cross flame tube* kemudian *flame detector* mendeteksi pembakaran pada *basket* ke 2 dan 3. Setelah terdeteksi berarti pembakaran sudah merata. Gas hasil pembakaran akan dialirkan ke turbin gas melalui *transition piece*.



Gambar 2.3 *Combustion chamber* pada Turbin Gas MW701D [7].

Turbin ini bertipe *axial flow*, tipe *reaction* mempunyai 4 *stages*. Energi pada gas pembakaran ditangkap oleh sudu-sudu turbin dengan cara menekspansi gas pembakaran sehingga menghasilkan energy kinetik. Energy tersebut digunakan untuk memutar *generator* sehingga menghasilkan listrik. Putaran turbin dijaga tetap pada 3000 rpm, jika putaran mencapai 3300 rpm maka *overspeed trip* akan mematikan unit.



Gambar 2.4 Turbin Gas MW701D [7].

Setelah melalui turbin, gas hasil pembakaran dan udara pendingin memasuki *exhaust cyclicder* dan dialirkan di antara *inner* dan *outer cone*. *Inner cone* melindungi *bearing housing* dan *overspeed trip* yang berada di dalamnya. Setelah itu gas buang dialirkan melalui *exhaust manifold*, kemudian melalui *expansion*

joint dan diterukan ke *exhaust stack* dimana terdapat *silencer* untuk meredam suara yang dihasilkan oleh gas buang atau dialirkan ke *Heat Recovery Steam Generator (HRSG)* untuk proses *combined cycle* [6].

2.2. Sudu Turbin

Sudu turbin yang modern memiliki teknologi yang paling maju dalam segala aspek, tidak terkecuali dari sisi konstruksi bahan karena pengondisian yang ekstrim. Titik paling kritis adalah sudu yang berada pada *inlet* turbin, karena temperatur kerja yang tinggi, tekanan tinggi, kecepatan rotasi tinggi, getaran, daerah sirkulasi kecil dan sebagainya. Hal tersebut dijadikan sebagai acuan untuk karakteristik kerusakan yang terjadi pada sudu turbin.

Tabel 2.1 Perbandingan Kerusakan pada Komponen Turbin [9].

Components	Design criteria and life expenditure effects						
	Yield strength / stiffness	Time dependent life expenditure			Cyclic life expenditure		
		Oxidation Corrosion Erosion	Wet Corrosion Erosion	Creep	LCF	HCF	Crack propagation
Turbine blade	●	■	●	■	■	■	●
Compressor blade	■	●	■	●	■	■	●
Inner casing	●	■	●	■	■	□	●
Rotor parts	■	●	●	●	■	●	■
Pressure casing	■	●	●	●	■	●	●

■ *Significant contribution*; □ *Affect only local*; ● *Irrelevant*

■ *typical for Continuous Operation*; ■ *typical for Cyclic Operation*

Sudu turbin adalah bagian turbin yang berbentuk bilah yang berotasi pada turbin dan terletak di sekeliling *rotor* yang merupakan bagian dari sistem pendinginan serta berfungsi untuk mengkonversi energi kinetik menjadi energi mekanik yang digunakan untuk menggerakkan bagian – bagian yang berada di dalam mesin seperti fan dan kompresor maupun untuk pembuangan. Prinsip kerja dari sudu turbin dalam mengkonversikan energi adalah dengan mengakselerasikan gas panas yang berasal dari ruang pembakar (*combustion chamber*)

melalui rotasi dari *sudu turbin* itu sendiri. Sudu turbin mengalami gaya sentrifugal, akibat dari adanya rotasi. Gaya sentrifugal adalah gaya yang ditimbulkan oleh benda yang berotasi yang arahnya menjauhi pusat rotasi. Gaya sentrifugal ini muncul untuk mengimbangi gaya sentripetal yang arahnya berlawanan arah dengan gaya sentrifugal atau menuju pusat rotasi sehingga mempertahankan benda tersebut tetap bergerak pada lintasannya.



Gambar 2.5 Berbagai macam bentuk sudu turbin [8].

2.3. *Superalloy*

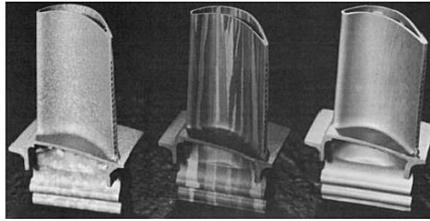
Pada temperatur dan kondisi beban normal, kekuatan dari suatu logam seperti baja atau pun paduan titanium, bergantung pada sifat mekaniknya seperti *yield strength* atau pun pada *Ultimate Tensile Strength*-nya (UTS). Namun apabila material tersebut sudah diaplikasikan pada temperatur yang cukup tinggi ($816^{\circ}\text{C} - 1371^{\circ}\text{C}$) disertai dengan adanya beban, maka akan terjadi degradasi pada sifat mekaniknya yang akan mengakibatkan deformasi permanen pada material yang sebanding terhadap waktu akibat adanya tegangan konstan pada temperatur yang cukup tinggi atau disebut juga dengan fenomena *creep*. Apabila fenomena ini terus terjadi maka logam akan mengalami mekanisme *fracture* (patah). Kekuatan dari suatu logam untuk tahan terhadap fenomena *creep* sampai patah disebut juga *creep - rupture strength* atau *stress - rupture strength*.

Untuk mengatasi hal tersebut, dibutuhkan material yang cocok untuk aplikasi beban dan temperatur tinggi, kemampuan material tersebut ada pada *superalloy*. *Superalloy* adalah paduan logam nikel (*nickel based*), besi - nikel, ataupun kobalt - nikel

yang memiliki performa yang sangat tinggi dibandingkan paduan logam biasa dan diaplikasikan pada temperatur di atas 1000°F (540°C). *Superalloy* memiliki keunggulan dalam hal kekuatan mekanik, ketahanan korosi, ketahanan *creep*, dan kualitas permukaan. Keunggulan-keunggulan tersebut juga berlaku pada lingkungan kerja dengan temperatur tinggi (> 1000°C) sehingga cocok untuk diaplikasikan pada komponen turbin terutama pada bagian *High Pressure Turbine*.

Ni-Based Superalloy adalah paduan dengan komponen dominan berupa unsur Ni (> 40 %, pada umumnya). Mengenai nikel, unsur ini memiliki beberapa karakteristik sebagai berikut: berstruktur kristal *Face Centered Cubic* (FCC), nomor atom : 28, Ar : 58,71, Tm : 1455°C, densitas : 8,89 g/cm³. Logam nikel merupakan material ferromagnetik yang memiliki keunggulan yaitu ketangguhan dan keuletan tinggi, ketahanan yang tinggi terhadap korosi dan oksidasi, ketahanan yang tinggi terhadap temperatur tinggi maupun rendah, sehingga sifat inilah yang mendominasi dari paduan *Nickel Based Superalloy*. Namun logam nikel memiliki limitasi yaitu biaya produksinya tinggi dan tidak mudah bercampur dengan sembarang paduan sehingga diperlukan pemilihan yang cermat dalam menentukan komposisi paduan logam nikel.

Khusus untuk bagian turbin yang secara langsung berada pada bagian *hot section area*, teknik produksinya dilakukan dengan cara *casting*/pengecoran terutama pada bagian *airfoil* seperti sudu atupun *vane*. Hampir sebagian besar dari produk ini, berjenis *Polycrystalline*, tetapi ada juga yang berjenis *Directionally Solidified* (DS). PC casting banyak mengandung butir dengan ukuran bermacam – macam sedangkan untuk produk DS, banyak mengandung banyak butiran dimana antar butiran tersebut tersambung satu sama lain secara parallel sehingga pola butirnya bisa juga disebut *Columnar Grain Directionally Solidified* (CGDS) [11].



Gambar 2.6 Tampilan makro dari 3 macam HPT Blade; *polycrystalyne* (kiri), *Columnar Grain Directinally Solidified* (CGDS) (tengah), *Single Crystal Directionally Solidified* (kanan) [12].

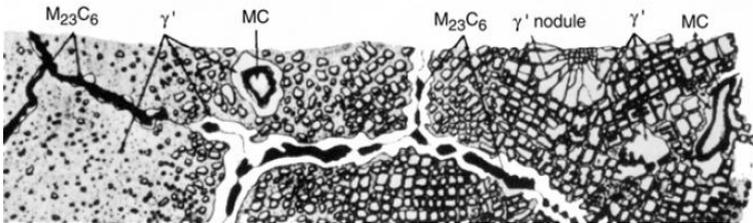
Selain paduan *Nickel Based Superalloy*, terdapat superalloy lainnya yaitu *Cobalt Based Superalloy* dan *Iron Based Superalloy*. Paduan *Nickel Based Superalloy* merupakan kategori *superalloy* yang memiliki keunggulan terbaik dibandingkan *superalloy* lainnya, diantaranya cocok diaplikasikan untuk benda yang membutuhkan ketangguhan yang cukup baik pada temperatur di atas 540°C bahkan untuk temperatur yang lebih tinggi (1204°C – 1371°C). Salah satu contoh perbandingannya dalam hal sifat mekanik pada lingkungan kerja bertemperatur tinggi yang bisa dilihat dalam Tabel 2.2.

Tabel 2.2 Perbandingan *Tensile Strength* Beberapa Jenis *Superalloy* [13,14].

Superalloy	Chemical Analysis, &									Tensile Strength, Mpa		
	Fe	Ni	Co	Cr	Mo	W	Nb	Ti	Al	other	Room temp.	870°C
Iron-based												
incoloy 802	46	32		21				<1		<1	690	195
Hayness 556	29	20	20	22	3					6	815	330
Nickel-based												
Incoloy 907	25	40	8	21		5				1	655	220
Inconel 718	18	53		19	3		5			1	1435	340
Rene 41		55	11	19	1			3	1.7	2	1420	620
Rene 125		63	10	9	2	7		2.6	4.8	1	1070	937
Rene 142		60	12	8	1.5	5			6.15	7		560
Hastelloy S		1	76		20					1	845	340
Nimonic 75	3	76		20				<1		<1	745	150
Cobalt-based												
Stellite 68	3	3	53	30	2	5				4	1010	395
Haynes 188	3	22	39	22		14					960	420
L-605		10	53	20		15				2	1005	325

Paduan *Nickel Based Superalloy* tersusun dari beberapa fasa pembangun yang masing-masing memiliki karakteristik dan pengaruh terhadap sifat-sifat yang dihasilkan oleh paduan *Nickel Based Superalloy*. Adapun fasa-fasa tersebut adalah matriks Gamma (γ), *Gamma Prime* (γ'), karbida, borida, dan fasa *TCP* (*Topological Close-Packed*). Struktur pembangun dari elemen-elemen paduan *Nickel Based Superalloy* berasal dari unsur-unsur yang menjadi komponen penyusun paduan *Nickel Based Superalloy* (Gambar 2.9). Berikut adalah pembagian elemen serta fasa pembangun dari paduan *Nickel Based Superalloy* beserta unsur-unsur penyusunnya [12]:

- Matriks Gamma (γ), merupakan matriks dari paduan *Nickel Based Superalloy* yang pada umumnya memiliki kandungan nikel (Ni), kobalt (Co), krom (Cr), molibdenum (Mo), dan tungsten (W) dengan kadar yang tinggi dari keseluruhan paduan.
- *Gamma Prime* (γ'), merupakan presipitat dari matriks Gamma (γ), yaitu berupa Ni_3X dengan X adalah unsur aluminium (Al) maupun titanium (Ti) sebagai komponen yang berikatan dengan Ni.
- Karbida, merupakan senyawa karbida yang pada umumnya terbentuk dari unsur karbon yang berikatan dengan unsur-unsur yang reaktif dan bersifat refraktori seperti titanium (Ti), tantalum (Ta), dan hafnium (Hf). Adapun jenis karbidanya berupa MC , $M_{23}C_6$, dan M_6C .
- Borida, merupakan senyawa borida (M_2B_3) dengan M adalah unsur Mo, Ti, Ni, atau Cr.
- Karbida, borida, dan zirconium (Zr) yang terdapat pada batas butir.
- Fasa *TCP* (*Topological Close-Packed*). Fasa ini terbentuk karena dalam paduan tertentu dimana komposisinya tidak dikontrol dengan baik dan benar, maka akan ada kemungkinan terbentuknya fasa atau presipitat yang tidak diinginkan baik itu saat *heat treatment* maupun kondisi lingkungan kerja dalam waktu yang relatif lama.



Gambar 2.7 Mikrostruktur dari paduan *Nickel-Based Superalloy* [12].

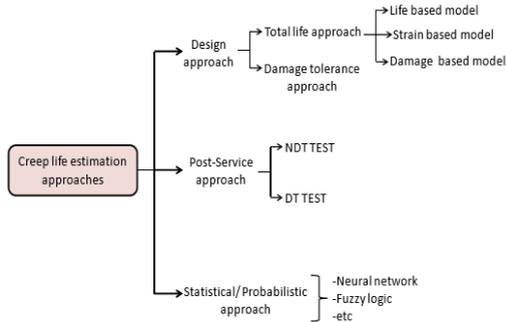
2.4. Remaining Life Assessment

Remaining Life Assessment (RLA) adalah usaha untuk mengukur dan memprediksi umur sisa suatu mesin. Dengan mengetahui umur sisa suatu peralatan atau bagiannya, maka teknisi dapat merencanakan penggantian atau perbaikan.

Pada umumnya *vendor* sudah menghitung usia mesin peralatan yang mereka buat. Namun untuk mencapai umur desain diperlukan pola operasi dan metode pemeliharaan yang baik karena pola operasi dan metode pemeliharaan menentukan umur desain dapat tercapai atau tidak. Ada ketidakpastian bila menentukan usia pakai dan rusak tidaknya suatu komponen *equipment* bila hanya berdasarkan waktu operasi.

Diperlukan metode yang berdasarkan kondisi (*condition base*) komponen *equipment* dapat menentukan usia sisa dan rusak tidaknya komponen tersebut. Untuk *rotating equipment*, salah satunya bernama *predictive maintenance* yang memakai pendekatan analisa vibrasi, *oil analysis*, *metallography* dan *thermography* untuk mengetahui kondisi aktual *equipment* (bukan umur sisa). Selain itu sebagai dasar penting untuk mendapatkan hasil yang baik adalah analisis data-data operasional aktual (temperatur, tekanan, tegangan, arus, *output*), pengalaman *operasional* dan *operational tenders*. Suatu pendekatan integral yang memungkinkan *assessment* kemampuan dan *safety operasional* saat ini hanya mungkin dilakukan dengan cara menarik suatu hubungan antara *operational load* dan status aktual

pabrik dan komponennya yang diperoleh dari *test* dan inspeksi. Berdasarkan hasil tersebut, tindakan-tindakan tepat untuk prosedur-prosedur masa depan dapat diinisiasi secara rasional [1].



Gambar 2.8 Contoh metodologi *Remaining Life Assessment* dengan estimasi *creep life* [15].

Memperhitungkan perkiraan umur sisa (*Remaining Life Assessment*) membutuhkan mekanisme model kerusakan material. Model kerusakan dan informasi kondisi operasi akan menghasilkan perhitungan akurat dari pengukuran dari pengukuran umur sisa. Dalam perhitungan kondisi komponen, kondisi terbaru komponen tersebut harus diperhitungkan terlebih dahulu sebelum pengukuran umur sisa dapat dilakukan. Kondisi saat ini juga dapat diperhitungkan menggunakan akumulasi jenis kerusakan selama mesin beroperasi dan kondisi operasi yang diterapkan. Tetapi prosedur tersebut kurang akurat dibanding metode *non-destructive examination* (NDE) yang dapat memberi informasi tingkat material saat ini, karena pada umumnya data kondisi masa lalu sulit diperoleh. Setelah kondisi material saat ini dianalisa, pengukuran umur sisa dapat dihitung dengan menggunakan akumulasi perhitungan seluruh tipikal kerusakan dan perkiraan kondisi operasi yang telah disarankan. Ketika jenis kerusakan dan pengoperasian sudah diketahui, *remaining life assessment* dapat dihitung dengan tingkat keakuratan yang dianggap sesuai. Perkiraan hasil pengukuran umur sisa digunakan

untuk membuat keputusan dalam perbaikan dan mengatur kembali inspeksi terhadap mesin. Dalam beberapa kasus, pengukuran umur sisa tidak dapat diperhitungkan karena tidak ada jumlah kuantitatif mekanisme kerusakan material atau kondisi masa depan yang tidak dapat diramalkan, akibat kurangnya pemantauan dan pencatatan data yang akan selalu dibutuhkan dalam memprediksi kelayakan mesin. Maka peningkatan monitor selama operasi dalam rencana kerja masa depan mesin harus sangat diperhatikan [1].

Umur sisa dapat diketahui dari beberapa aspek pendekatan terpadu, di mana NDE digunakan untuk menggambarkan kondisi material dan model kerusakan saat ini dengan kondisi operasi masa depan untuk menghitung akumulasi kerusakan saat ini dengan kondisi operasi masa depan untuk menghitung akumulasi kerusakan yang bisa dijadikan hasil umur sisa, NDE dan prediksi umur sisa yang digabungkan dapat dioptimalkan dan diselesaikan dengan biaya yang efektif. Pendekatan macam ini menghindari terlalu sedikit atau banyak, atau salah dalam menentukan data inspeksi, dan mencoba menghindari penggunaan data yang tidak sesuai dengan NDE. Pendekatan terpadu juga memastikan bahwa mekanisme kerusakan yang ditunjukkan sudah tepat [1].

Pengimplementasian *Remaining Life Assessment* (RLA) pada industri akan menunjukkan kemampuan mesin sejauh mana dapat beroperasi di masa depan. Ketika indikasi *failure* (*degradation*) terdeteksi yang bisa didapat dari hasil *reliability*, pada momen ini *remaining life assessment* penting digunakan untuk membuat sistem *maintenance* yang tepat untuk meminimalisir *failure*. *Reliability* pada unit tertentu selama penggunaan di lapangan penting diperhatikan pada beberapa *critical application* seperti *turbine engine*, *life-maintaining system*, dan data operasi agar dapat mengetahui sejarah kondisi mesin [1].

Pada beberapa tahun terakhir, kebutuhan akan metode RLA telah mengalami peningkatan Teknologi yang telah meningkat seperti munculnya sensor-sensor canggih yang dapat digunakan

mendeteksi penurunan kualitas material dapat menjadi basis pengukuran umur sisa [1].

2.4.1. *Larson-Miller Parameter*

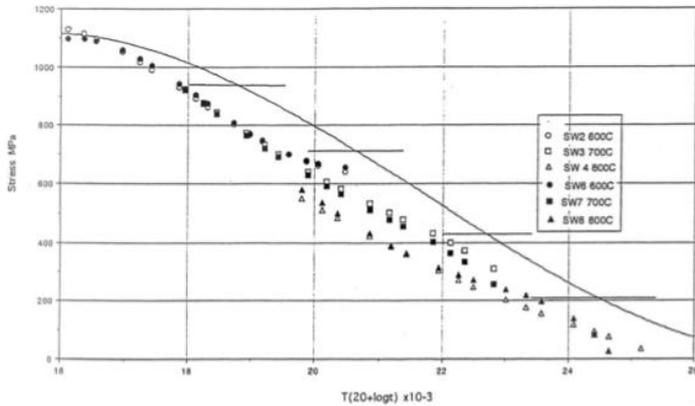
Larson-Miller Parameter merupakan suatu persamaan yang menghubungkan antara suhu operasi (T) dengan umur (*time to rupture*, *t*) dan secara empiris dikemukakan oleh Larson-Miller. Parameter ini dapat digunakan untuk menghitung sisa umur material yang dioperasikan pada suhu tinggi dengan cara meng-estrapolasikan data hasil pengujian *accelerated creep* dan memotongkan data hasil perhitungan tegangan nominal dalam *master curve* PLM [16].

Proses ekstrapolasi pada kurva tersebut harus dilakukan untuk menghitung kemungkinan sisa umur suatu komponen yang dioperasikan pada suhu tinggi, misalkan umur disain sudu turbin 100.000 jam pada tegangan atau tekanan disain yang telah ditentukan, dan pada saat pengujian dilakukan *accelerated creep test*, yaitu dengan pembebanan atau pemberian tegangan disain dan lagi pula diusahakan waktu pengujiannya sependek mungkin, tapi tetap representative.

Hasil ekstrapolasi ini kemudian dipotongkan dengan nilai tegangan nominal yang dihitung berdasarkan rumus tercantum pada API standard 530/ISO 1374 : 2001 (E). Rumus dari *Larson-Miller Parameter* sendiri adalah:

$$LMP = T \frac{\log(t_r)+C}{1000} \quad (2.1)$$

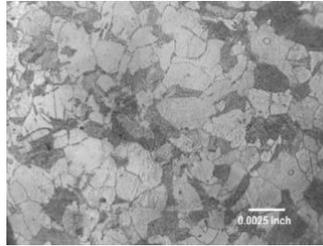
Dimana T merupakan suhu dalam Kelvin, t_r adalah *time to creep rupture* dalam jam, C adalah konstanta *Larson-Miller*. Menurut *Larson-Miller*, konstanta C sama dengan logaritma A, dan hasil penelitian menunjukkan bahwa nilai C berkisar antara 10 sampai dengan 40, tergantung pada jenis bahan yang digunakan [16,17].



Gambar 2.9 *Stress versus Larson-Miller Parameter* untuk 1% predicted creep dari standar waspalooy dibandingkan dengan rupture data [18].

2.4.2. Pengamatan Struktur Mikro (*Metallography*)

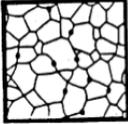
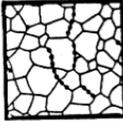
Struktur mikro sangat dipengaruhi oleh sifat fisik dan mekanik suatu logam. Struktur mikro yang berbeda maka sigat logam akan berbeda pula. Struktur mikro juga dipengaruhi oleh komposisi kimia dari logam atau paduan logam tersebut serta proses yang dialaminya. Metalografi merupakan disiplin ilmu yang mempelajari pemeriksaan logam untuk mengetahui karakteristik struktur mikro dan struktur makro logam tersebut. Pengamatan metalografi dibagi dua, yaitu metalografi makro dan metalografi mikro. Metalografi makro yaitu pengamatan struktur logam dengan pembesaran 10 – 100 kali, sedangkan metalografi mikro pengamatan struktur logam dengan pembesaran di atas 1000 kali. Berhasil tidaknya analisa ini ditentukan oleh preparasi benda uji, semakin sempurna preparasi benda uji, semakin jelas gambar struktur yang diperoleh [1].



Gambar 2.10 Struktur mikro dari paduan *Nickel-Based Superalloy* pada sudu turbin [18].

Pada hasil akhirnya aka nada fase-fase tertentu yang menjadi focus, dalam hal ini karena material dari sudu turbin sendiri merupakan *nickel-based superalloy*, contoh fase yang mungkin dijadikan focus adalah bentuk fase gamma (*gamma prime*), karbida yang homogen dengan bentuk dendritic yang merupakan ciri khasnya. Setelah mengetahui fase tertentu yang menjadi fokus, hal lain yang diamati adalah perubahan yang terjadi. Seperti perubahan ukuran butir, *precipitate growth* dan *coalescence* pada γ' , degenerasi dan pertumbuhan jaringan MC karbida, *crack* pada batas butir, serta kavitasi akibat *creep*.

Tabel 2.3 Klasifikasi Evolusi Struktur Mikro Berdasarkan Teori Neubauer dan Wadel [19].

<i>Grade</i>	<i>Microstructure</i>	<i>Picture</i>
0	<i>New material</i>	
1	<i>Normal (no cavities)</i>	
2	<i>Presence of isolated microcavities</i>	
3	<i>Presence of directional oriented microcavities</i>	

4	<i>Presence of microcracks</i>	
5	<i>Presence of macrocracks</i>	

Berdasarkan data pengamatan mikrostruktur tersebut Neubauer dan Wadel mendapatkan tabel berikut yang menjelaskan hubungan antara *creep damage* dan *expended life fraction*.

Tabel 2.4 *Creep Damage* dan *Expended Life Fraction* [19].

<i>Damage Level</i>	<i>Expended Life Fraction</i>
1	0.181
2	0.442
3	0.691
4	0.889
5	1.000

Nilai tersebut digunakan untuk menentukan umur sisa dari sebuah komponen permesinan dengan rumus:

$$t_{rem} = t \left(\frac{t_r}{t} - 1 \right) \quad (2.2)$$

Dimana t merupakan *service life expended* dan t_r merupakan *rupture life* [18].

2.4.3. Kekerasan

Pengujian kekerasan digunakan untuk mengevaluasi properti mekanik dari *turbine blade* yang diuji. Pada tahun 1972 Goldhoff dan Woodford menemukan korelasi antara spesimen creep yang diuji kekerasannya pada suhu kamar dengan *rupture life*. Hal ini lah yang dikembangkan untuk memperkirakan sisa umur dari spesimen tersebut [18].

Pada dasarnya pengujian kekerasan sendiri bisa menggunakan dua opsi yaitu *macro-hardness* dan *micro-hardness*. Untuk mendapatkan hasil yang lebih baik pada *assessment* tertentu disarankan menggunakan *micro-hardness*, namun pada umumnya lebih mudah mencari jasa *macro-hardness test* dibandingkan *micro-hardness test*. Pada akhirnya yang akan dilihat adalah tingkat kekerasan di beberapa titik pada spesimen, yang menunjukkan tingkat keseragamannya dan pada test tertentu tingkat kandungan karbon juga menjadi hal yang diperhitungkan.

Tegangan dan temperatur yang bekerja pada material pada waktu yang lama menyebabkan material menjadi cenderung lebih lunak dan berakhir dengan kerusakan. Dari uji *hardness* yang dilakukan dapat diperoleh perbandingan kekerasan antara nilai kekerasan awal *part* dan nilai kekerasan *part* setelah digunakan dalam jangka waktu tertentu. Dengan diketahui rasio perubahan kekerasan maka yang dikombinasikan dengan *Larson-Miller Parameter* dapat dihitung tegangan nominal yang bekerja pada komponen tersebut. Selanjutnya umurnya dapat diperkirakan.

Untuk persamaan yang digunakan untuk menjelaskan hubungan *hardness changes* dan *life assessment* dapat didefinisikan sebagai,

$$\frac{H_v}{H_{v0}} = a.PLM + b.PLM^2 + c \quad (2.3)$$

dimana H_v merupakan nilai kekerasan saat benda ingin diuji, H_{v0} merupakan nilai kekerasan awal dari spesimen, dan PLM merupakan nilai dari *Larson Miller Parameter*. Untuk nilai dari *Larson Miller Parameter* sendiri didapat dengan persamaan 2.1 atau dengan persamaan lain,

$$PLM = T.(A + \log t) \quad (2.4)$$

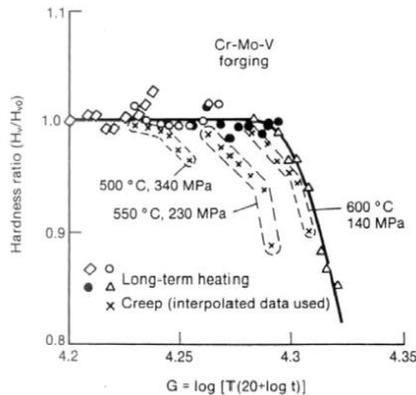
dimana nilai a, b, c, dan A merupakan parameter yang nilainya tergantung pada *database* yang diasumsikan, dengan nilai berkisar

“a” dari 1.23×10^{-3} sampai 1.6×10^{-3}

“b” dari 3.91×10^{-8} sampai 4.97×10^{-8}

“c” dari -8.94 sampai -11.99

“A” dari 7.8 sampai 15.82 untuk nilai yang lebih akurat dan 20 untuk nilai umum [19].



Gambar 2.11 Plot data dari *hardness ratio versus Larson Miller Parameter* yang dimodifikasi untuk *Cr-Mo-V* pada rotor steel [18].

2.4.3. Creep

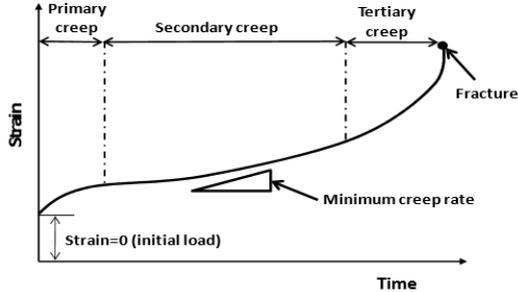
Kerusakan pada peralatan yang dioperasikan pada temperatur dan tekanan yang cukup tinggi dalam kurun waktu yang lama biasanya terjadi akibat pengaruh *creep* (mulur). Proses kerusakan akibat creep terjadi pada temperatur mendekati *melting point* yaitu 0,4 – 0,5 *TM* (*melting point* dalam derajat kelvin) sehingga menyebabkan adanya peregangan butiran struktur akibat beban konstan [16].

Proses peregangan bahan terjadi dalam tiga (3) tahap, yaitu :

1. Ketika beban mulai diberikan segera diikuti terjadinya regangan sesaat sebesar ϵ_0 . Kemudian laju regangan mulur semakin berkurang seiring dengan bertambahnya waktu. Tahap ini disebut *primary creep* atau *transient creep*.
2. Adalah disebut juga sebagai *steady state creep*, laju regangan *creep* menjadi konstan, hal ini disebabkan karena terjadi kesetimbangan antara kecepatan proses pengerasan regang dengan proses pemulihan (*recovery*). Tahap ini adalah

tahap yang paling penting dalam proses mulur, karena pada saat ini bahan mengalami laju mulur yang terendah dan konstan dalam waktu yang lebih lama.

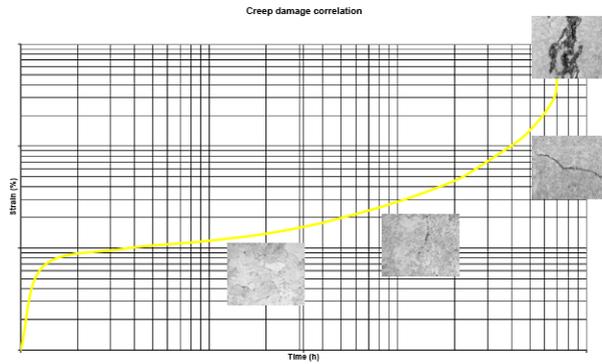
3. Adalah mulur tersier, dimana terjadi penyempitan lokal atau pembentukan rongga internal hingga pada akhirnya laju *creep* bertambah besar hingga terjadi kerusakan.



Gambar 2.12 Tiga *stage* pada mekanisme kegagalan *creep* [15].

Untuk kerusakan akibat *creep* sampel yang digunakan adalah bagian yang terkena temperatur dan tegangan yang lebih tinggi. Kerusakan akibat *creep* yang bisa dilihat pada mikrostruktur dibagi ke dalam empat *stages*, yaitu:

- a. *Isolated cavities* (A),
- b. *Oriolated cavities* (B),
- c. *Macrocracks (linking of cavities)* (C),
- d. *Formation of macrocracks* (D).



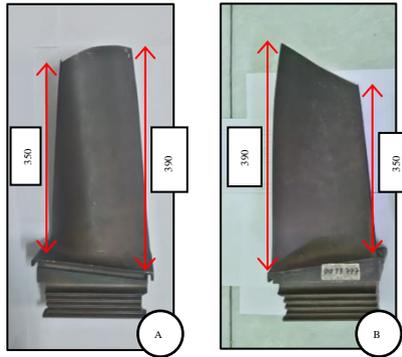
Gambar 2.13 Replika *remaining life assessment* (Neubauer and Wadel, 1983) [19].

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Sampel Material Sudu Turbin *Stage* Ketiga

Material yang digunakan pada penelitian ini adalah satu buah sudu turbin *stage* ketiga pada Turbine GT – MW701D. Dengan umur 99.628 *Equivalent Operating Hours* (EOH) dari standarnya 72.000 EOH dengan suhu kerja sekitar 750°C, tekanan 12.7 bar dan putaran 3000 rpm.



Gambar 3.1 Sudu turbin *stage* ketiga pada turbin gas MW701D.

(A) tampak belakang, (B) tampak depan.

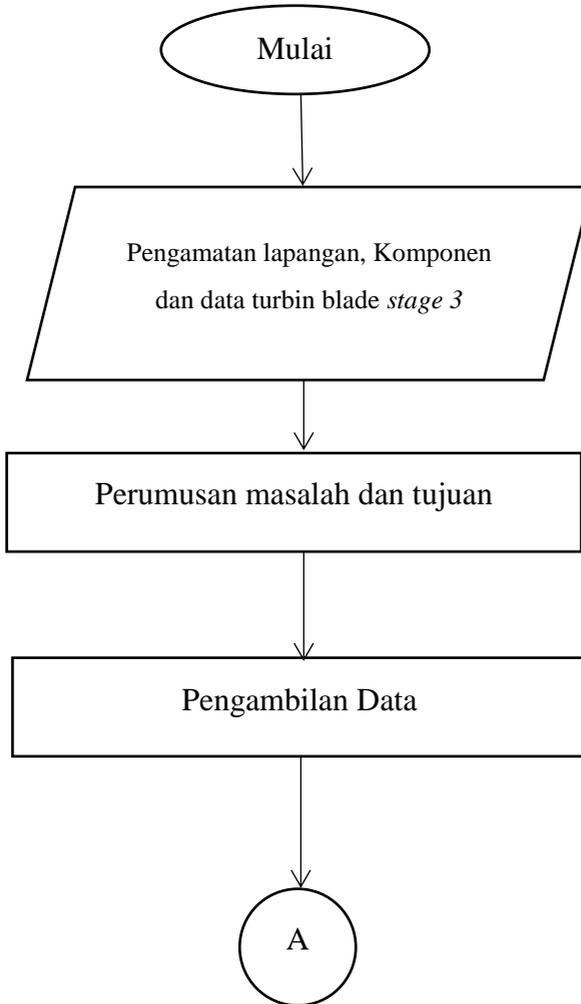
3.2. Peralatan

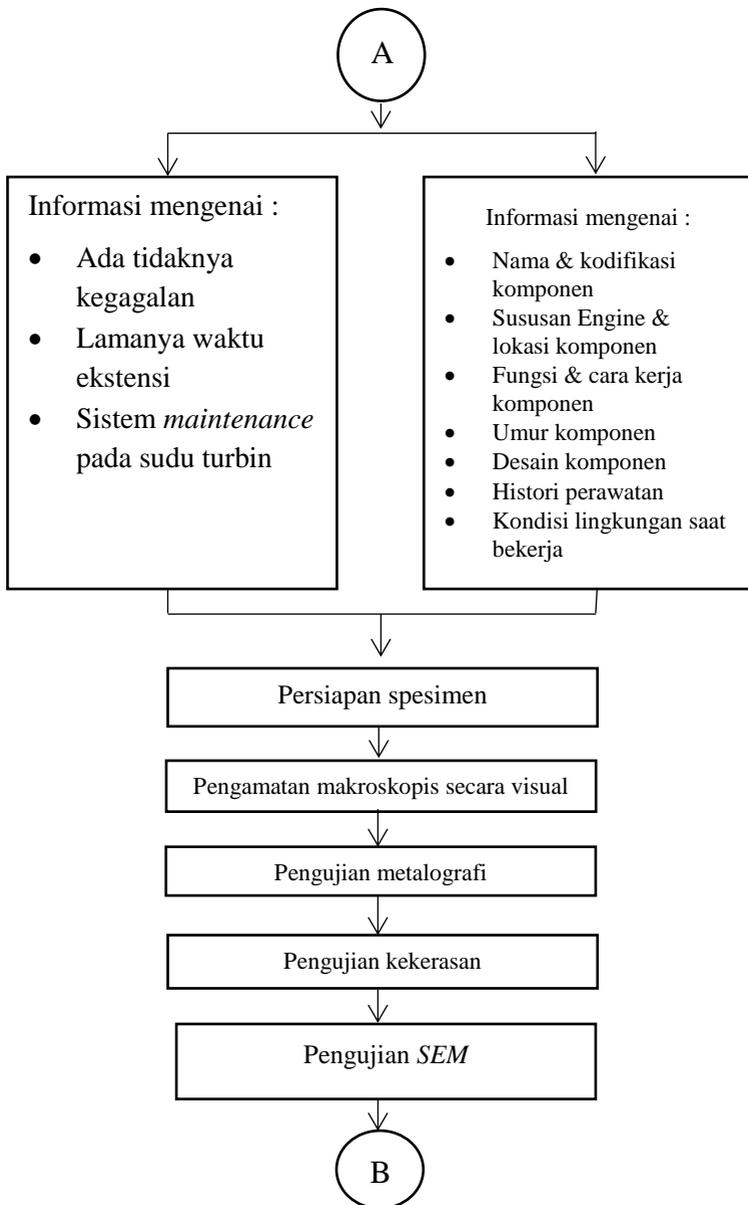
Peralatan yang digunakan untuk melakukan penelitian *remaining life analysis*, antara lain:

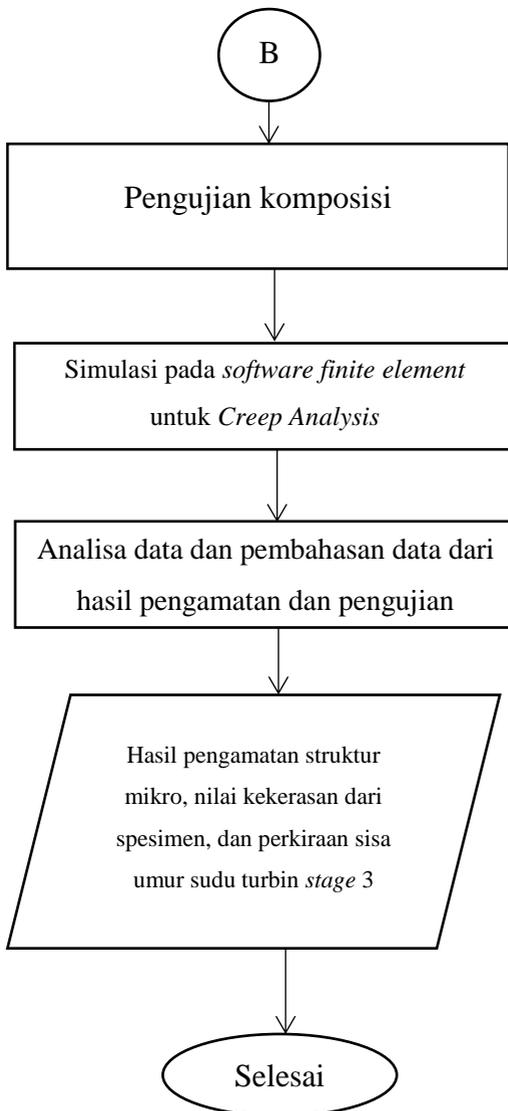
1. Penggaris dan jangka sorong,
2. Kamera digital,
3. Alat potong : gerinda, *cutting wheel*, dan *wirecut*,
4. Mikroskop optis,
5. Stereo mikroskop,
6. Perangkat *grinding*, *polishing*, dan *etching*,
7. Alat uji komposisi kimia *spectrometer*,
8. Alat uji kekerasan,
9. Mesin *Scanning Electron Microscope* (SEM),

3.3. Diagram Alir Penelitian

Langkah-langkah yang dilakukan untuk mencapai tujuan penelitian ini digambarkan secara singkat melalui diagram alir pada gambar berikut:

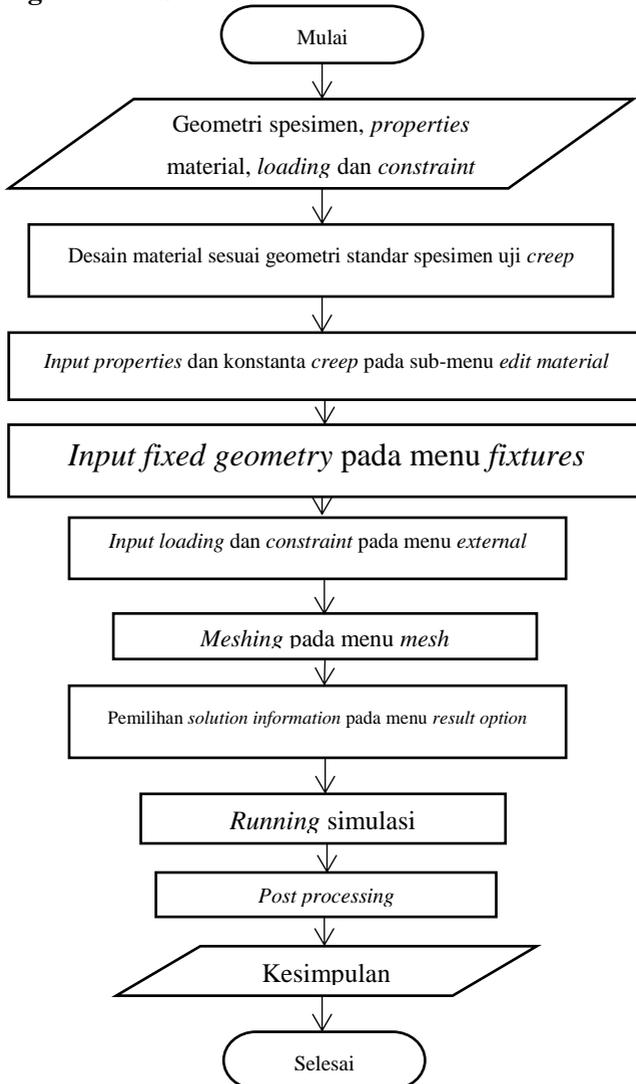






Gambar 3.2 Diagram alir penelitian.

3.4. Diagram Alir Simulasi



Gambar 3.3 Diagram alir simulasi.

3.5. Langkah-langkah Penelitian

Pada penelitian ini dilakukan beberapa langkah penelitian analisa sisa umur sebagai berikut:

1. Perumusan Masalah dan Tujuan

Perumusan masalah ini disertai dengan penetapan batasan masalah untuk memperjelas lingkup penelitian. Kemudian ditetapkan tujuan dari penelitian yang akan dilaksanakan.

2. Studi Literatur

Studi literatur merupakan proses ulasan terhadap buku dan jurnal yang mendukung dalam memberikan informasi tentang faktor-faktor yang terkait dengan kerusakan yang sejenis. Hal ini termasuk pengumpulan materi kuliah yang terkait untuk digunakan sebagai referensi atau pustaka.

3. Pengambilan Data

Pengambilan data dilakukan untuk mendapatkan data-data awal dari kondisi aktual yang terjadi. Akan didapatkan dua jenis informasi yang akan dipakai dalam proses analisa selanjutnya, yaitu informasi mengenai komponen yang mengalami kegagalan dan sejarah perawatan pada komponen tersebut serta informasi mengenai terjadinya kegagalan.

4. Pengamatan Makroskopik

Pengamatan makroskopik dilaksanakan dengan dua jenis metode yaitu pengamatan makroskopik menggunakan bantuan kamera digital dan *stereo microscope*.



Gambar 3.4 Kamera digital.

5. Identifikasi Komposisi Kimia

Pemeriksaan komposisi kimia diperlukan untuk menentukan unsur penyusun material. Identifikasi komposisi kimia dilaksanakan menggunakan alat *X-Ray Fluorescence* atau *Spectrometer Arc-met 8000*.



Gambar 3.5 Spectrometer Arc-met 8000.

6. *Metallography*

Proses persiapan pengujian metalografi meliputi pemotongan spesimen, *grinding*, *polishing*, dan *etching*. Pengujian metalografi dilakukan untuk mengetahui kondisi *coating* dan struktur mikro yang terdapat pada material.

a. **Persiapan Spesimen**

Material yang akan dilakukan proses *metallography* adalah sudu turbin (Gambar 3.6). *Metallography* dilakukan dalam dua arah, yaitu transversal dan radial. Sehingga terlebih dahulu spesimen dipotong menggunakan *wirecut* sesuai dengan kebutuhan pengamatan metalografi. Untuk kemudian spesimen di *mounting* guna mempermudah proses selanjutnya (*grinding*).

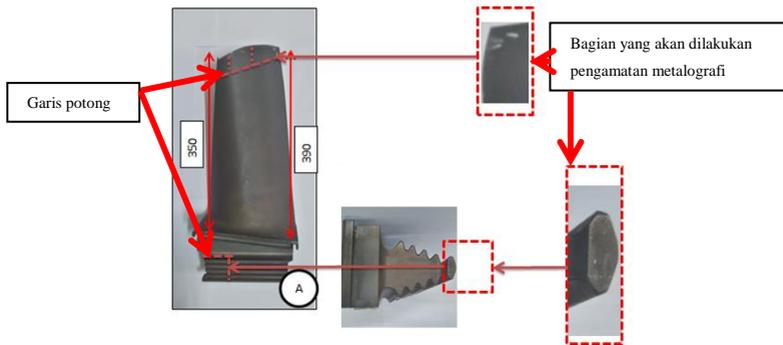
b. **Persiapan *Metallography***

Tahap persiapan *metallography* untuk spesimen dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

- *Grinding*: Spesimen digosok pada mesin *grinding*, dari yang paling kasar bisa mulai dengan grit 80 sambil dialiri air. Setelah terjadi garis-garis goresan yang sejajar dan merata spesimen dicuci dengan air, dan kertas gosok diganti dengan grit yang lebih tinggi secara gradual yaitu 80, 100, 120, 200, 320, 400, 500 dan seterusnya sampai pada grit 2000.
- *Polishing*: Spesimen dipoles dengan ditekan pada permukaan piringan yang berputar. Piringan ini dilapisi kain penggosok yang telah ditambahkan *water based diamond* sehingga didapatkan permukaan spesimen

yang mengkilap seperti cermin. Untuk membersihkan sisa-sisa *polishing powder* spesimen dicuci dengan air dan alkohol kemudian dikeringkan dengan *dryer* atau digosok dengan kain.

- *Etching*: Permukaan spesimen dicelupkan ke dalam larutan kimia (*etching reagent*). *Etching reagent* yang digunakan untuk spesimen ini adalah 2 gram HNO_3 dan 60 mL HCl .



Gambar 3.6 Bagian sudu turbin untuk pengamatan metalografi.

c. Pengamatan Struktur Mikro

Pengamatan struktur mikro dilaksanakan dalam beberapa kali perbesaran dengan menggunakan mikroskop optis dan *Scanning Electron Microscope* (SEM). Pengamatan dilaksanakan dua tahap yaitu:

- Pengamatan struktur mikro sebelum spesimen dietsa dengan menggunakan mikroskop optis.
- Pengamatan struktur mikro setelah spesimen dietsa dengan menggunakan mikroskop optis dan SEM.

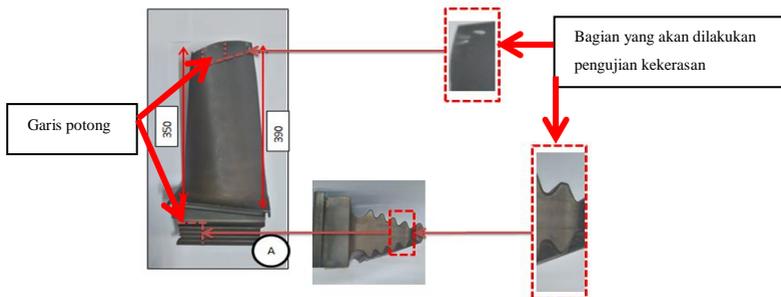
Dari kedua pengamatan tersebut akan didapatkan gambar mikro dengan perbesaran 50x hingga ribuan kali.

7. Pengujian Kekerasan

Pengujian kekerasan dilakukan untuk mengetahui ada tidaknya degradasi sifat mekanik (kekerasan) pada material.

Degradasi nilai kekerasan (rasio pelunakan) ini akan digunakan untuk menentukan umur dari spesimen. Pengujian ini dilakukan dengan metode *Rockwell* dan metode *vickers*. Tahap persiapan uji kekerasan untuk spesimen dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

- *Grinding*: Spesimen digosok pada mesin *grinding*, dari yang paling kasar bisa mulai dengan grit 80 sambil dialiri air. Setelah terjadi garis-garis goresan yang sejajar dan merata spesimen dicuci dengan air, dan kertas gosok diganti dengan grit yang lebih tinggi secara gradual yaitu 80, 100, 120, 200, 320, 400, 500 dan seterusnya sampai pada grit 2000.
- *Polishing*: Spesimen dipoles dengan ditekan pada permukaan piringan yang berputar. Piringan ini dilapisi kain penggosok yang telah ditambahkan *water based diamond* sehingga didapatkan permukaan spesimen yang mengkilap seperti cermin. Untuk membersihkan sisa-sisa *polishing powder* spesimen dicuci dengan air dan alkohol kemudian dikeringkan dengan *dryer* atau digosok dengan kain.



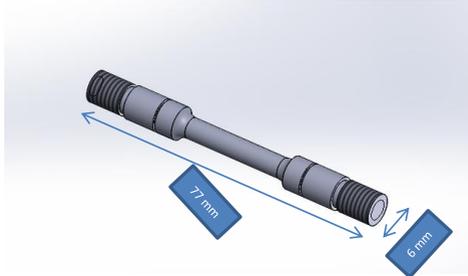
Gambar 3.7 Bagian sudu turbin untuk pengujian kekerasan.

3.6. Langkah-langkah Simulasi Creep

Simulasi yang dilakukan pada penelitian ini dilakukan dengan langkah-langkah:

1. Model Spesimen

Disain material pada simulasi ini mengacu pada material standar untuk pengujian *creep* sesuai dengan ASTM E 139-70. Spesimen dapat dilihat pada Gambar 3.8.



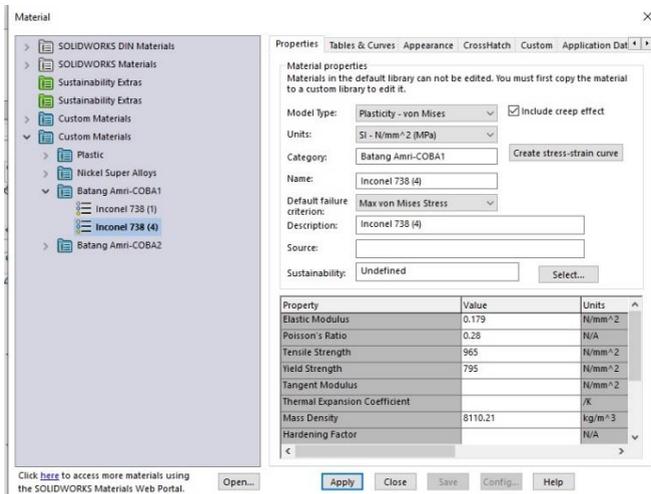
Gambar 3.8 Spesimen standar pengujian *creep* ASTM E 139-79.

2. Material Properties

Material untuk spesimen disesuaikan dengan jenis material asli bahan baku untuk sudu turbin *stage* ketiga yaitu *Inconel 738LC*. Untuk contoh *properties* ditunjukkan pada Tabel 3.2 dan Gambar 3.9.

Tabel 3.1 *Mechanical Properties* dari *Inconel 738LC*.

Alloy	Ultimate Tensile Strength					
	At 21 °C		At 760 °C		At 871 °C	
	Mpa	ksi	Mpa	ksi	Mpa	ksi
Inconel 738 LC	1095	159	965	140	770	112
Alloy	Yield Strength					
	At 21 °C		At 760 °C		At 871 °C	
	Mpa	ksi	Mpa	ksi	Mpa	ksi
Inconel 738 LC	950	138	795	115	550	80



Gambar 3.9 Input Material Properties pada SolidWork 2016.

3. Penentuan Persamaan Creep

Untuk simulasi *creep* pada SolidWork 2016, digunakan persamaan *Bailey-Norton Lay*,

$$\varepsilon^c = C_0 \sigma^{(C_1)} t^{(C_2)} e^{\left(\frac{-C_T}{T}\right)}$$

Dimana :

ε^c = creep strain

C_0 , C_1 , dan C_2 = konstanta material ($C_1 > 1$ dan $0 \leq C_2 \leq 1$)

C_T = konstanta *creep temperature*

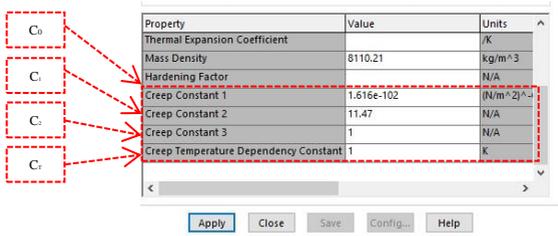
T = temperatur dalam Kelvin

t = waktu dalam jam

Batasan dalam simulasi *creep* pada SolidWork 2016 adalah:

- Untuk simulasi *creep* terbatas hanya pada *primary stage creep* dan *secondary stage creep*.
- Creep strain* dianggap *incompressible*.
- Material* dianggap *isotropic*.

- d. Persamaan di atas dianggap valid jika *creep strain* dan *creep stress* digantikan dengan *strain* dan *stress* yang efektif.



Gambar 3.10 Input konstanta *creep*.

4. Pemberian Pendosian dan *Fix Support*

- a. *Fixtures*

Untuk pengondisian beban pada simulasi *creep* ini, salah satu sisi spesimen diberikan *fix support*.

- b. Pemberian beban *pressure*

- c. Pengondisian suhu

Seluruh permukaan spesimen diberikan pengondisian suhu dalam satuan derajat *celcius*.

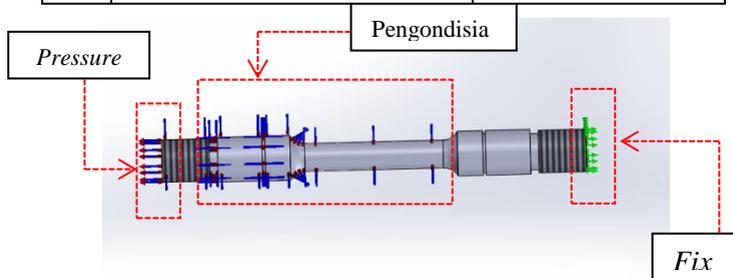
Pengujian *accelerated creep* biasa dilakukan secara langsung atau eksperimen maupun simulasi. Pengujian tersebut dilakukan pada beberapa sampel pengujian dengan kondisi tegangan dan suhu yang berbeda. Hasil pengujian *creep* nantinya merupakan kombinasi tiga parameter, yaitu waktu (*time to rupture*), logaritma tegangan dan suhu operasi. Ketiga parameter tersebut kemudian akan diplot dalam kurva Master *Larson-Miller Parameter* (PLM Master Curve). *Larson-Miller Parameter* inilah yang akan digunakan untuk menghitung sisa umur material.

Proses ekstrapolasi pada kurva tersebut harus dilakukan untuk menghitung kemungkinan sisa umur suatu komponen yang dioperasikan pada suhu tinggi, mengingat bahwa umur disain sudu turbin blade *stage* ketiga 72.000 EOH pada

tegangan atau tekanan disain yang telah ditentukan, dan pada saat pengujian dilakukan percepatan kerusakan *creep* (*accelerted creep test*), yaitu dengan pembebanan atau pemberian tegangan yang jauh lebih besar dari tegangan disain dan waktu pengujian yang sependek mungkin, tetapi tetap representatif. Pada simulasi ini akan diberikan lima perlakuan berbeda, yang ditunjukkan pada Tabel 3.3. Untuk skema pengondisian pada spesimen ditunjukkan pada Gambar 3.11.

Tabel 3.2 Perlakuan pada Simulasi *Creep*.

No	Force (MPA)	Temperature (Celcius)
1	432	600
2	600	600
3	700	750
4	750	750
5	700	1000



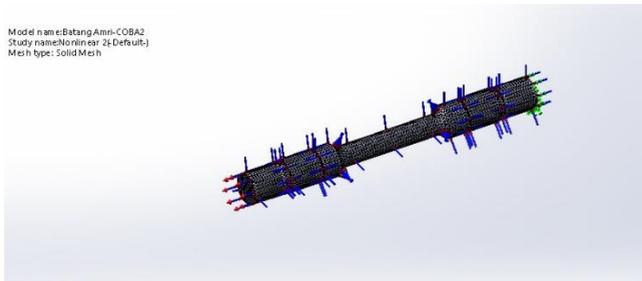
Gambar 3.11 Skema pengondisian pada spesimen.

5. Meshing

Gambar 3.12 menunjukkan proses *meshing* yang dilakukan terhadap geometri spesimen.

Jumlah elemen : 49689

Jumlah nodes : 73869



Gambar 3.12 Pemilihan *meshing* untuk simulasi *creep*.

6. *Running* dan Analisa Data

Setelah melakukan tahapan-tahapan tersebut di atas, simulasi ini kemudian akan melewati tahap *running* untuk mendapatkan solusi dari simulasi. Hasil dari simulasi ini berupa distribusi *stress*, *displacement* dan *strain* pada spesimen.

Selain itu akan didapat data plot *stress versus time* dan *creep strain versus time rupture* untuk kemudian diolah menjadi data plot *strain versus LMP*. Hasil inilah yang akan dijadikan pembandingan dengan nilai *LMP* yang didapat dari uji kekerasan dan pengamatan mikrostruktur.

BAB 4

ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

4.1. Data Sudu Turbin

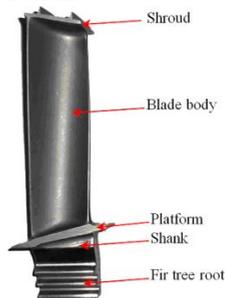
Adapun data-data mengenai komponen yang akan diteliti dalam studi *remaining life assessment* ini adalah sebagai berikut:

4.1.1. Komponen, Spesifikasi, dan Nomor Kodifikasi

Komponen sudu turbin yang digunakan dalam penelitian ini adalah jenis sudu turbin *stage* ketiga yang diambil secara acak dari Turbin Gas MW701D. Sudu turbin ini diambil secara acak dengan nomer serial 910 T3 777. Sudu turbin *stage* ketiga tersebut telah digunakan selama 99.628 *Equivalent Operating Hours* (EOH), melebihi batas EOH standarnya yang hanya 72.000 EOH. Sudu turbin *stage* ketiga ini merupakan sudu turbin bertekanan tinggi (12,7 bar) dengan suhu kerja mencapai 750°C dan putaran mencapai 3000 rpm.

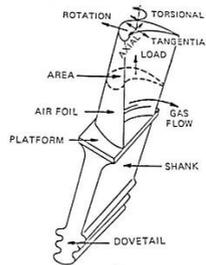
Bagian-bagian sudu turbin ditunjukkan pada gambar 4.1. Terdapat tiga daerah utama yaitu:

- A. *Tip/shroud region*: berfungsi untuk mengurangi kebisingan dan *losses*
- B. *Mid/body region*: berfungsi untuk menentukan besarnya gaya sentrifugal sudu turbin
- C. *Root region*: berfungsi sebagai penahan sudu turbin agar tidak lepas dari rotor disk.



Gambar 4.1 Skema komponen sudu turbin bertekanan tinggi [9].

Sudu turbin ini terbuat dari bahan *Nickel-Based Superalloy* dan cara pembuatannya yaitu dengan cara *investment casting*. Sudu turbin *stage* ketiga ini tidak memiliki lubang pendingin seperti sudu turbin *stage* kedua dan *stage* pertama. Sudu turbin ini juga tidak dilapisi oleh *thermal barrier coating* pada permukaan sudu turbin. Gaya-gaya yang bekerja pada sudu turbin ditunjukkan oleh gambar 4.2.



Gambar 4.2 Gaya-gaya yang bekerja pada sudu turbin [7].

Dari pengaruh suhu maupun gaya yang bekerja pada sudu turbin, ditambah penggunaan yang melebihi standar EOH-nya, kemungkinan terjadinya kegagalan pada sudu turbin cenderung tinggi.

4.1.2. Komposisi Unsur Penyusun Material dari Sudu Turbin Stage Ketiga

Untuk mengetahui komposisi kimia dari material sudu turbin, dilakukan pengujian komposisi kimia menggunakan *Spectrometer Thermo ADL*. Sampel yang digunakan sebagai bahan uji komposisi kimia adalah sampel dari bagian *Tip* dari sudu turbin. Pengujian komposisi kimia ini bertujuan untuk mengetahui secara pasti jenis spesimen dari sudu turbin, sehingga data yang digunakan sebagai acuan pengujian lain menjadi lebih valid. Hasil dari pengujian dibandingkan dengan komposisi kimia standar (*ASM Handbook*) untuk mengetahui jenis dari *Nickel Based Superalloy* yang menjadi material dasar sudu turbin.

Tabel 4.1 Perbandingan hasil uji komposisi kimia dengan komposisi kimia standar material Inconel 738 LC.

Komposisi	%	
	Hasil uji Spektrometer	ASM handbook
Ni	70.532	61
Cr	15.189	16
Co	1.86	8.5
Mo	1.497	1.7
Al	3.07	3.4
Ti	2.86	3.4
Ta	1.34	1.7
W	1.53	2.6
Zr	0.1	0.1
C	0.077	0.09
B	0.016	0.01
Nb	0.892	0.9
Si	0.073	Other
Mn	0.012	
S	0.004	
Cu	0.178	
Fe	0.656	
Pb	0.041	
Sn	0.025	

Setelah dilakukan perbandingan komposisi kimia standar, sudu turbin *stage* ketiga ini memiliki komposisi material *Inconel 738LC*. Hasil ini didapat karena nilai komposisinya paling mendekati dan sebagian besar masih termasuk ke dalam *range* standar yang sesuai.

4.1.3. *Mechanical Properties*

Berikut merupakan sifat mekanik dari material *Inconel 738LC* berdasarkan standar NiDI 393 adalah sebagai berikut :

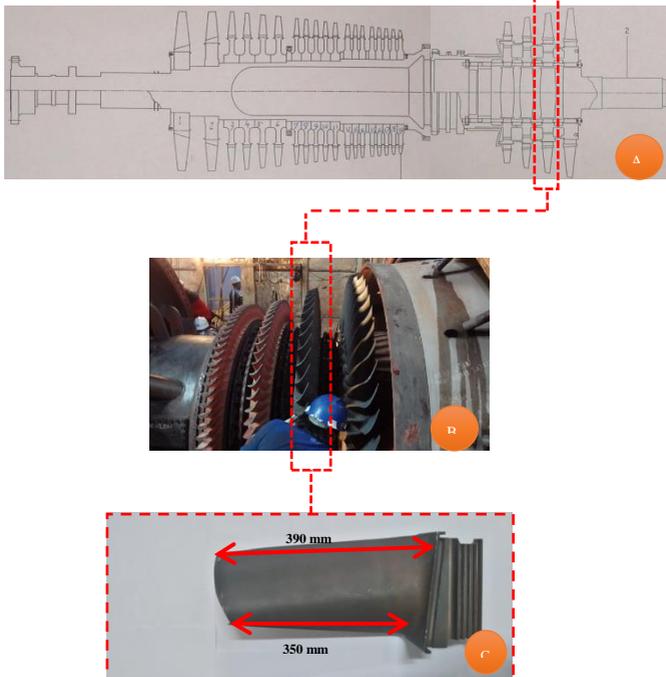
Tabel 4.2 Sifat Mekanik dari Inconel 738 LC [20].

Alloy	Kekuatan Tarik saat <i>Ultimate</i>					
	At 21 °C		At 760 °C		At 871 °C	
	Mpa	ksi	Mpa	ksi	Mpa	ksi
Inconel 738 LC	1095	159	965	140	770	112
Alloy	Kekuatan Tarik saat <i>Yield</i>					
	At 21 °C		At 760 °C		At 871 °C	
	Mpa	ksi	Mpa	ksi	Mpa	ksi
Inconel 738 LC	950	138	795	115	550	80
Alloy	Tensile Elongation					
	At 21 °C		At 760 °C		At 871 °C	
	%		%		%	

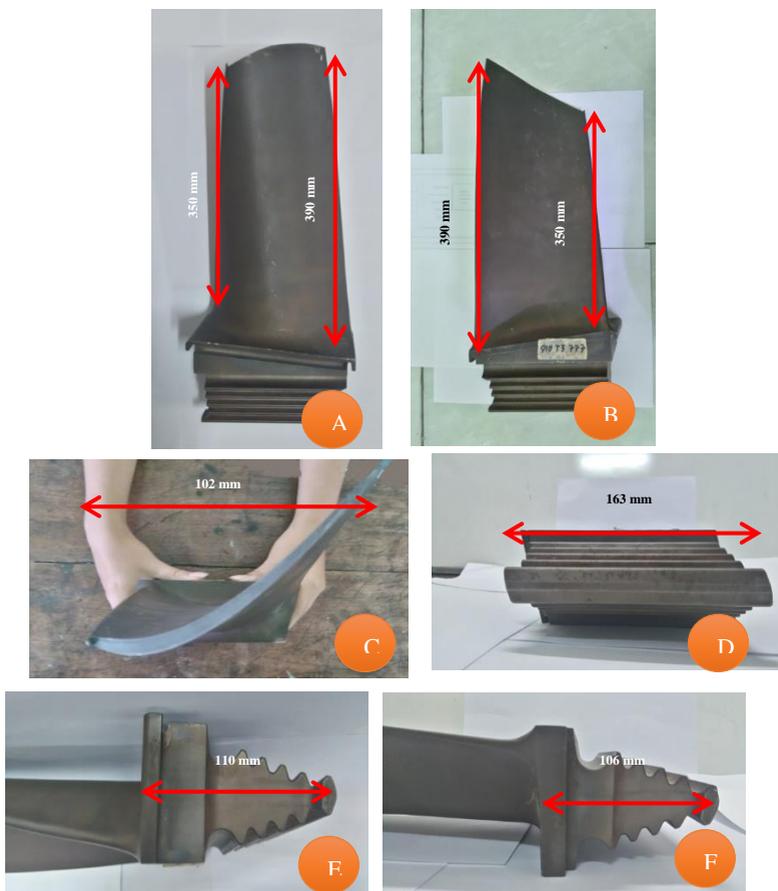
Inconel 738 LC	-		6,5		11	
Alloy	100 Hour Rupture Strength					
	At 21 °C		At 760 °C		At 871 °C	
	Mpa	ksi	Mpa	ksi	Mpa	ksi
Inconel 738 LC	-	-	595	86	315	46

4.2. Pengamatan Makroskopis

Pengamatan visual dilakukan untuk melihat kondisi keseluruhan pada sudu turbin *stage* ketiga. Gambar 4.3 dan gambar 4.4 menunjukkan kondisi dari sudu turbin tersebut.



Gambar 4.3 (A) Sketsa turbin gas tipe MW701D; (B) Sudu turbin *stage* ketiga dalam keadaan terpasang pada rotor turbin; (C) Sampel sudu turbin *stage* ketiga.

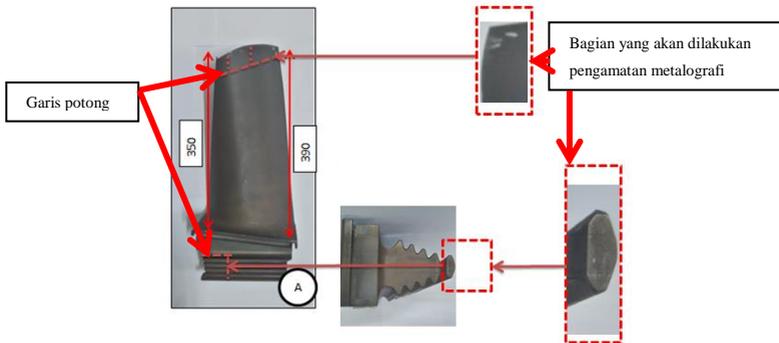


Gambar 4.4 Sampel sudu turbin *stage* ketiga. (A) tampak depan; (B) tampak belakang; (C) tampak atas; (D) tampak bawah; (E) tampak samping kiri; (F) tampak samping kanan.

Dari pengamatan makro yang dilakukan pada sudu turbin gas *stage* ketiga tidak ditemukan cacat atau kerusakan yang terjadi akibat pengoperasian kerja selama 99.628 EOH. Sudu turbin tidak menunjukkan adanya indikasi kegagalan secara makro.

4.3. Pengamatan Mikroskopis

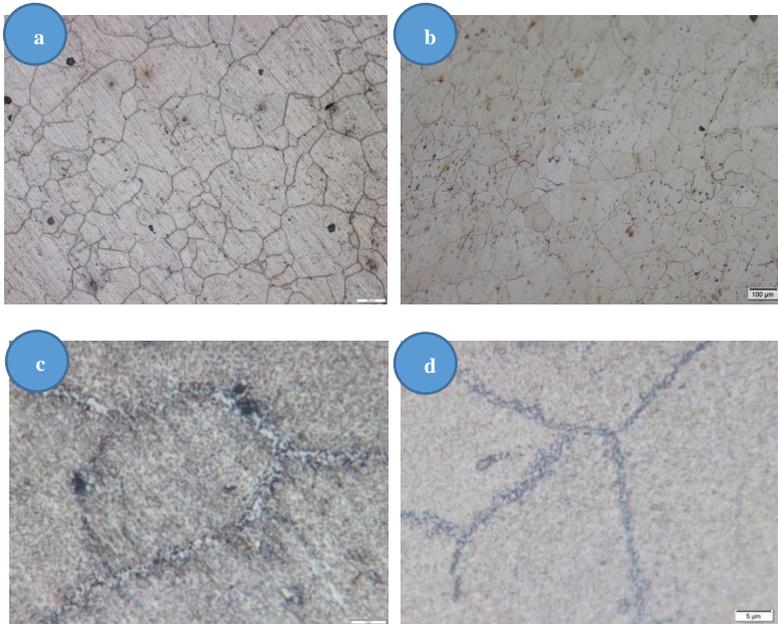
Pengamatan pada sudu turbin dilakukan pada dua bagian yang berbeda yaitu pada bagian *tip blade* dan *root blade* seperti gambar 4.5. Pengamatan ini dilakukan untuk menganalisa ada tidaknya kemungkinn terjadinya kegagalan pada struktur mikro dari sudu turbin. Standar langkah-langkah metalografi sesuai dengan standar ASTM E3, meliputi pemotongan, *mounting*, *grinding*, dan *polishing*. Setelah proses *polishing*, dilanjutkan dengan proses *etching*. Pada proses *etching* permukaan spesimen dicelupkan dalam larutan kimia (*etching reagent*). *Etching reagent* yang digunakan pada uji pengamatan mikroskopik ini adalah 2 gram HNO_3 dan 60 ml HCL.



Gambar 4.5 Bagian-bagian sudu turbin *stage* ketiga untuk pengamatan mikroskopik.

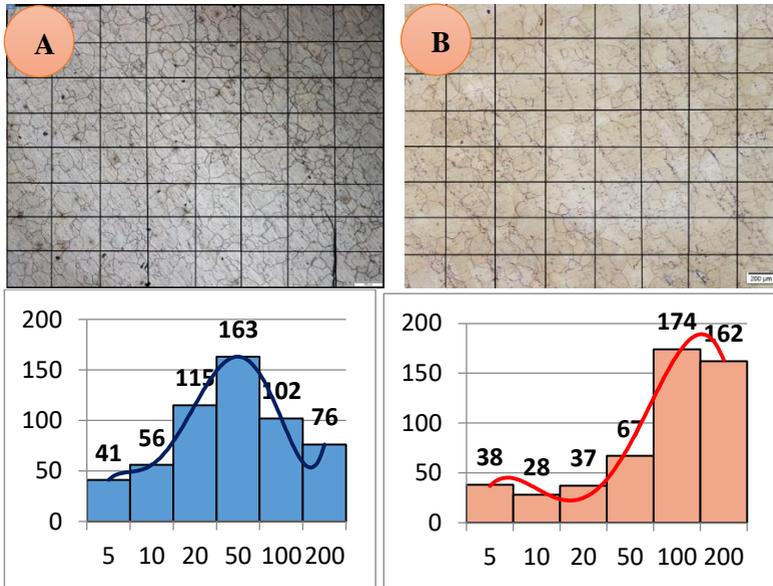
4.3.1. Pengamatan Menggunakan Mikroskop Optis

Pengamatan struktur mikro pada kedua bagian sudu turbin tersebut dilakukan pada beberapa pembesaran mulai dari 50x hingga 2500x.



Gambar 4.6 Struktur mikro perbesaran 50x, (a) *tip*; (b) *root*.
Perbesaran 2500x, (c) *tip*; (d) *root*.

Penampakan struktur mikro yang didapatkan menunjukkan adanya beberapa fasa yang terbentuk. Fasa gamma (γ) pada paduan ini mengandung nikel, kobalt, krom molybdenum, dan tungsten. Fasa gamma prime (γ') sebagai presipitat berupa Ni_3X dimana X adalah unsur aluminium dan titanium ditemukan dengan bentuk *spherical*. Sekain itu terdapat karbida berupa M_{23}C_6 dan fasa TCP yang membuat material menjadi getas. Selain hal tersebut yang dapat diamati dari struktur mikro ini adalah distribusi dari *grain size*. Karbida M_{23}C_6 pada umumnya merupakan karbida *chromium based* yang terbentuk pada batas butir.



Gambar 4.7 Distribusi *grain size* pada (a) *tip blade* dan (b) *root blade*.

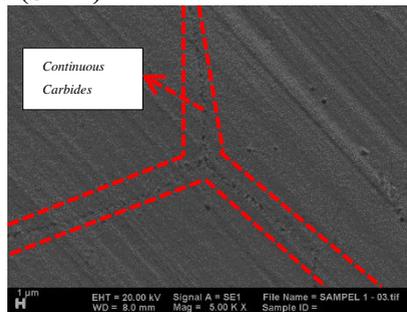
Pada gambar di atas dapat dilihat bahwa ukuran butir baik itu pada *tip blade* maupun *root blade* bervariasi mulai dari 50 μm hingga 200 μm . Untuk mengetahui distribusi *grain size* digunakan metode *Linear Intercept Method* sesuai ASTM 112-88. Terlihat dari grafik distribusi *grain size* bahwa ukuran butir pada *tip blade* cenderung didominasi oleh butir dengan ukuran kecil. Berbeda dengan bagian *root blade* yang didominasi oleh butir dengan ukuran yang lebih besar. Untuk *grain size* pada bagian *tip* terlihat lebih bervariasi dibandingkan pada bagian *root*.

Selain hal tersebut, Untuk penampakan struktur mikro dengan perbesaran 50x yaitu 4.6 a) dan b) menunjukkan adanya perbedaan pada jumlah karbidanya. Pada bagian *tip* menunjukkan adanya karbida pada batas butir dengan jumlah yang lebih banyak jika dibandingkan dengan pada bagian *root*.

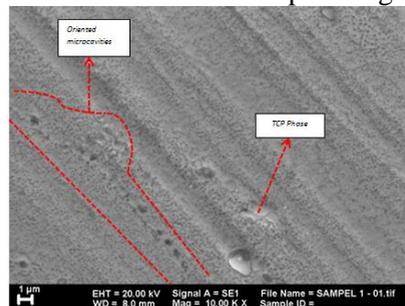
Perbedaan penampakan terjadi akibat perbedaan temperatur kerja yang mengenainya. Bagian *tip* dikenai temperatur yang

lebih tinggi dibandingkan dengan bagian *root*. *Tip* adalah bagian dari sudu turbin yang terkena aliran udara panas dari *combuster chamber* secara langsung. Sedangkan *root* berada pada bagian *rotor disk* turbin, sehingga bagian ini tidak terkena aliran udara panas secara langsung. Temperatur pada hal ini berdampak pada pembentukan karbida dan *void* pada batas butirnya. Kondisi dengan temperatur yang semakin tinggi akan menyebabkan semakin tingginya pula laju difusi. Kekosongan pada susunan atom tersebut akan mengalami difusi ke arah batas butir. Difusi tidak hanya terjadi pada *vacancy* atomnya saja, tetapi juga terjadi pada atom-atom unsur penyusunnya.

4.3.2. Pengamatan Menggunakan *Scanning Electron Microscope* (SEM)



Gambar 4.8 *Continuous carbides* pada bagian *tip blade*.



Gambar 4.9 *Oriented microcavities* dan *TCP phase* pada bagian *root blade*.

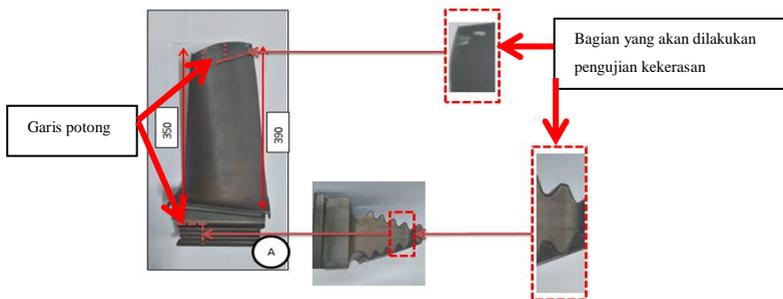
Struktur mikro pada bagian *tip blade* menunjukkan adanya karbida yang bersifat kontinyu. Pada umumnya karbida ini muncul pada batas butir. Munculnya karbida yang bersifat kontinyu akan dikarenakan adanya pengaruh suhu tinggi pada spesimen sudu turbin. Pengaruh dari adanya karbida yang kontinyu pada material adalah menyebabkan material tersebut menjadi lebih getas apabila diberikan tegangan, dan kecenderungan untuk mengalami kerusakan akan lebih tinggi.

Sedangkan penampakan struktur mikro pada bagian *root blade* menunjukkan adanya karbida yang tidak bersambung. Karbida yang tidak bersambung pada batas butir akan menyebabkan material memiliki kekuatan yang lebih tinggi karena akan menghambat terjadinya *grain boundary sliding* ketika diberikan tegangan. Pada *root blade* juga ditemukan fasa *Topologically Close-Packed* (TCP). Fasa ini berasal dari adanya paduan tertentu yang komposisinya tidak dikontrol dan terpapar pada kondisi kerja dengan temperatur tinggi dalam jangka waktu yang panjang. Pada umumnya TCP yang terbentuk merupakan hasil paduan seperti Cr ataupun Co pada sudu turbin. Pengaruh adanya fasa ini adalah mengurangi ketahanan mulur pada material karena sifatnya yang getas [15].

Selain itu juga terlihat adanya *oriented microcavities* pada bagian *root blade*. Hal ini menunjukkan adanya evolusi mikrostruktur yang mengindikasikan adanya kemungkinan awal terjadi *microcracks*. Terbentuknya *oriented microcavities* akibat adanya pengaruh *creep* pada sudu turbin. Akibat adanya *oriented cavities* ini adalah menurunnya nilai kekerasan pada material, serta cenderung menimbulkan sifat getas. Menurut klasifikasi *Neubauer* dan *Wadel* adanya *oriented microcavities* ini merupakan evolusi *grade* ketiga pada perubahan mikrostruktur [19].

4.4. Pengujian Kekerasan

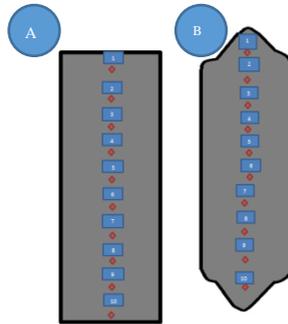
Pada tugas akhir ini pengujian kekerasan dilakukan dengan dua metode, yaitu metode *Vickers* dan *micro hardness*. Pengujian *hardness* dilakukan untuk mengetahui ada tidaknya degradasi sifat mekanik (kekerasan) pada material. Degradasi nilai kekerasan (rasio pelunakan) ini akan digunakan untuk menentukan umur dari spesimen. Untuk pengujian *hardness* ini digunakan dua sampel material dari bagian *tip blade* dan *root blade*.



Gambar 4.10 Bagian-bagian sudu turbin untuk penujian kekerasan.

4.4.1. Pengujian Kekerasan *Vickers*

Pengujian *Vickers* yang dilakukan menggunakan standar ASTM E 92. Metode *Vickers* dipilih karena cenderung sesuai untuk menguji material dengan nilai kekerasan yang cenderung tinggi. Pengujian ini dilakukan dengan memberikan sepuluh titik indentasi pada setiap sampel, dengan piramida intan sebagai indentornya. Gambar 4.9 menunjukkan lokasi indentasi pada setiap sampelnya. Sedangkan tabel 4.3 dan tabel 4.4 menunjukkan nilai kekerasannya.



Gambar 4.11 Lokasi titik indentasi *vickers* pada (a) *tip blade* dan (b) *root blade*.

Tabel 4.3 Nilai Kekerasan dari Pengujian Kekerasan *Vickers* pada Bagian *Tip Blade*.

Titik Indentasi	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Kekerasan (HVN 10)	401	401	401	394	383	394	383	383	401	401

Tabel 4.4 Nilai Kekerasan dari Pengujian Kekerasan *Vickers* pada Bagian *Root Blade*.

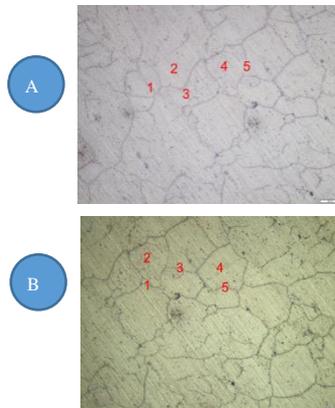
Titik Indentasi	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Kekerasan (HVN 10)	366	366	360	360	366	376	376	376	376	366

Dari hasil pengujian kekerasan dengan Vickers Hardness test menunjukkan tidak adanya trenline khusus dari nilai kekerasan pada kedua bagian sampel. Untuk sampel bagian *tip* menunjukkan nilai kekerasan terendah yaitu 383 HVN sedangkan nilai kekerasan tertinggi yaitu 401 HVN. Untuk bagian sampel *root* menunjukkan nilai kekerasan terendah yaitu 360 HVN sedangkan nilai kekerasan tertinggi yaitu 376 HVN. Namun terlihat bahwa nilai kekerasan pada *tip* cenderung lebih tinggi dibandingkan nilai kekerasan pada *root*. Perbedaan nilai kekerasan yang cukup jauh ini diakibatkan persebaran karbida yang lebih banyak pada bagian

tip blade dibandingkan dengan bagian *root blade*, khususnya pada bagian batas butir.

4.4.2. Pengujian *Micro Hardness*

Pengujian kekerasan dengan metode *micro hardness* dilakukan untuk mengetahui kekerasan material secara mikro. Indentasi dilakukan pada bagian batas butir dan tengah *grain* pada tiga lokasi yang berbeda. Nomer indentasi ganjil menunjukkan lokasi indentasi pada batas butir, sedangkan nomer genap menunjukkan indentasi pada tengah *grain* (Gambar 4.10). Sedangkan tabel 4.5 dan tabel 4.6 menunjukkan nilai kekerasannya.



Gambar 4.12 Lokasi titik indentasi *micro* pada (a) *tip blade* dan (b) *root blade*.

Tabel 4.5 Nilai ekerasan dari Pengujian *MicroHardness* pada Bagian *Tip Blade*.

Titik Indentasi	1	2	3	4	5
Kekerasan (HVN 1)	381.0	371.7	380.1	368.8	379.5

Tabel 4.6 Nilai Kekerasan dari Pengujian *MicroHardness* pada Bagian *Root Blade*.

Titik Indentasi	1	2	3	4	5
Kekerasan (HVN 1)	380.5	378.6	382.0	369.3	381.3

Dari hasil pengujian *micro hardness* menunjukkan bahwa indentasi pada bagian batas butir memiliki nilai kekerasan yang lebih tinggi dibandingkan pada bagian tengah butir. Hal tersebut berlaku baik pada bagian *tip blade* maupun *root blade*. Tingginya nilai kekerasan menunjukkan bahwa terdapat karbida yang menumpuk pada daerah batas butirnya.

4.5. Simulasi *Creep*

Kerusakan pada peralatan yang dioperasikan pada temperatur dan tekanan yang cukup tinggi dalam kurun waktu yang lama biasanya terjadi akibat pengaruh *creep* (mulur). Dalam menganalisa *remaining life* dari suatu komponen, analisa mulur sering digunakan sebagai acuan. Pengujian mulur dilakukan untuk bisa mendapatkan grafik perbandingan antara regangan *versus* waktu. Untuk kemudian grafik tersebut diubah menjadi grafik waktu *versus Larson Miller Parameter* (LMP). Dari nilai LMP ini nantinya akan didapatkan nilai *remaining life* suatu komponen [21].

Untuk simulasi *creep* pada SolidWork 2016, digunakan persamaan *Bailey-Norton Law*,

$$\varepsilon^c = C_0 \sigma^{(C_1)} t^{(C_2)} e^{\left(\frac{-C_T}{T}\right)} \quad (4.1)$$

Dimana :

- ε^c = *creep strain*
- $C_0, C_1,$ dan C_2 = konstanta material ($C_1 > 1$ dan $0 \leq C_2 \leq 1$)
- C_T = konstanta *creep temperature*
- T = temperatur dalam Kelvin
- t = waktu dalam jam

Sebelum dilaksanakannya simulasi, terlebih dahulu dicari nilai masing-masing konstanta pada persamaan 4.1.

Tabel 4.7 Data *Stress* untuk *Rupture Time* dan Suhu Tertentu pada 1% *Creep Rate* untuk Inconel 738 LC [21].

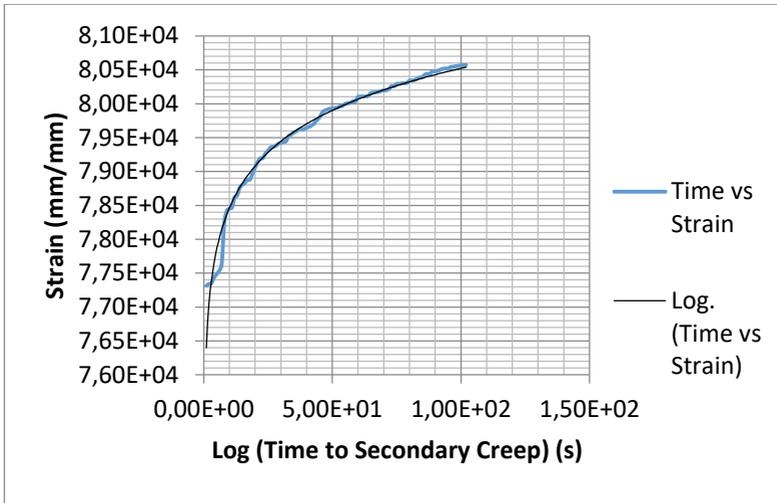
<i>Time</i>	<i>Temp</i> (°C)	450	460	470	480	490	500
10.000 h	<i>Stress</i> (MPA)	240	219	200	180	163	147
100.000 h	<i>Stress</i> (MPA)	166	155	145	130	116	103

- $0.01 = C_0(166 E + 6)^{(C_1)}(100000 * 3600)^{(C_2)}e^{\left(\frac{-C_T}{450+273}\right)}$
- $0.01 = C_0(155 E + 6)^{(C_1)}(100000 * 3600)^{(C_2)}e^{\left(\frac{-C_T}{460+273}\right)}$
- $0.01 = C_0(145 E + 6)^{(C_1)}(100000 * 3600)^{(C_2)}e^{\left(\frac{-C_T}{470+273}\right)}$
- $0.01 = C_0(130 E + 6)^{(C_1)}(100000 * 3600)^{(C_2)}e^{\left(\frac{-C_T}{480+273}\right)}$

Sehingga dari interpolasi data di atas didapat:

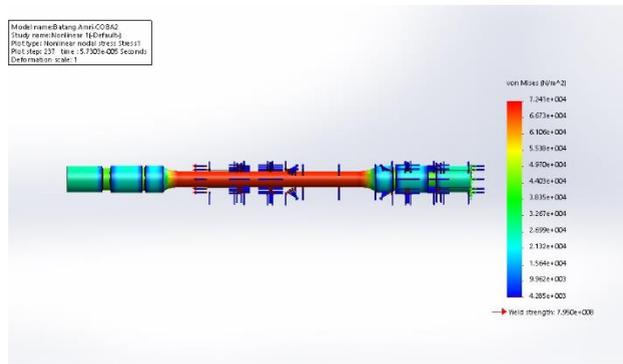
- $C_0 = 5.1559 E - 10$
- $C_1 = 1.266$
- $C_2 = 1.8865 E - 1$
- $C_T = 6.7918 E + 3$

Untuk selanjutnya dilanjutkan dengan langkah-langkah yang sudah disebutkan pada sub bab 3.6. Hasil yang didapat berupa distribusi *stress*, *displacement*, dan *strain* pada spesimen uji simulasi *creep*. Selain itu juga didapat *plot* data untuk *strain versus time* yang akan digunakan sebagai acuan untuk mencari nilai *LMP* dari hasil simulasi. Contoh hasil *plot* ditampilkan pada gambar 4.13.

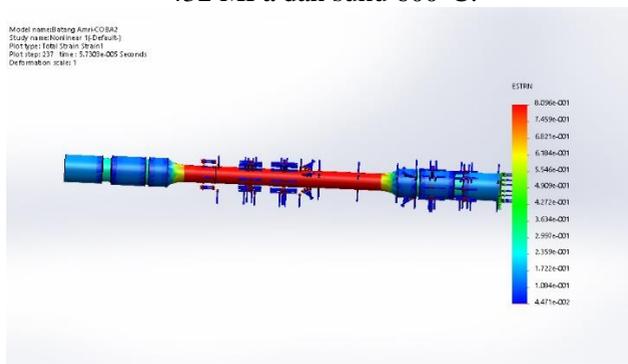


Gambar 4.13 Grafik *strain vs time rupture* untuk *stress* 432 MPa dan suhu 600°C.

Pada grafik tersebut terlihat bahwa nilai maksimal *time to secondary creep* pada *stress* 432 MPa dan suhu 600°C adalah 9,87E+07 hours. Pada nantinya grafik tersebut akan diubah dalam grafik *time rupture versus LMP*. Nilai LMP tersebut akan digunakan untuk mengetahui nilai *Log Ts* sesungguhnya. Sehingga akhirnya didapat nilai *Ts* untuk tiap kondisi simulasi. Grafik tersebut menunjukkan hasil simulasi pada *primary stage* dan *secondary stage*.



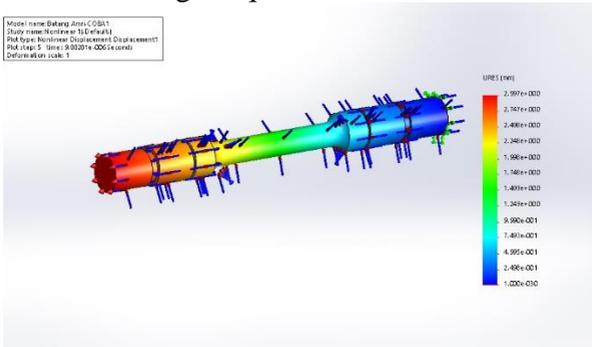
Gambar 4.14 *Stress distribution* pada simulasi *creep* untuk *stress* 432 MPa dan suhu 600°C.



Gambar 4.15 *Strain distribution* pada simulasi *creep* untuk *stress* 432 MPa dan suhu 600°C.

Gambar 4.14 dan gambar 4.15 menunjukkan hasil simulasi pada kondisi *stress* 432 MPa dan suhu 600°C. Gambar 4.14 menunjukkan konsentrasi *stress* pada spesimen uji simulasi. Sedangkan untuk Gambar 4.15 menunjukkan konsentrasi *strain* pada spesimen. Dengan nilai *strain* paling tinggi berada pada bagian *gauge length* dari spesimen, ditunjukkan dengan bagian berwarna merah tua. Untuk nilai *strain* tertinggi adalah 8,09E-001. *Strain*

yang dimaksud di sini merupakan *creep strain* atau pada simulasi disebut dengan *equivalent strain*.



Gambar 4.16 *Displacement distribution* pada simulasi *creep* untuk *stress* 432 MPa dan suhu 600°C.

Gambar 4.16 menunjukkan distribusi *displacement* pada spesimen uji simulasi. *Displacement* pada simulasi ini menunjukkan perpindahan elemen pada spesimen dari kondisi sebelum simulasi ke kondisi sesudah dilaksanakannya simulasi. Bagian merah pada ujung spesimen merupakan bagian yang paling banyak mengalami *displacement*. Hal ini dikarenakan sisi tersebut merupakan sisi dimana tegangan diberikan.

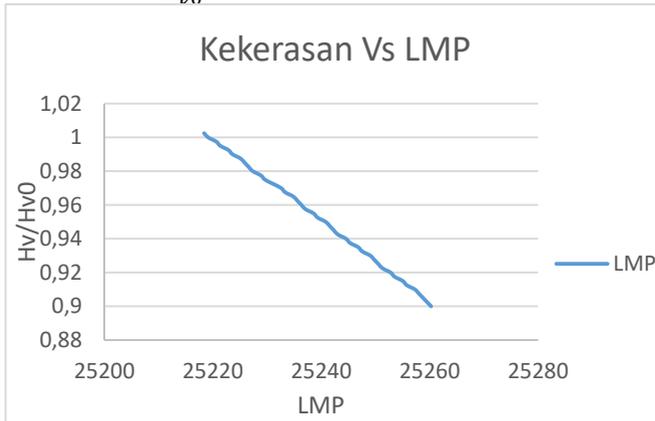
4.6. Analisis *Remaining Life*

Untuk mengetahui *remaining life* dari sudu turbin *stage* ketiga, digunakan tiga metode dari nilai kekerasannya, pengamatan struktur mikro, dan hasil simulasi *creep*.

4.6.1. Analisis Berdasarkan Uji Kekerasan

Analisa *remaining life* melalui uji kekerasan beracuan pada rasio pelunakan. Dimana nilai kekerasan standar dari bahan baku sudu turbin dibandingkan dengan nilai kekerasannya setelah digunakan. Untuk mendapatkan nilai *remaining life* dari rasio pelunakan, digunakan rumus pada persamaan 2.2 [18].

$$\frac{H_v}{H_{v0}} = a.PLM + b.PLM^2 + c$$

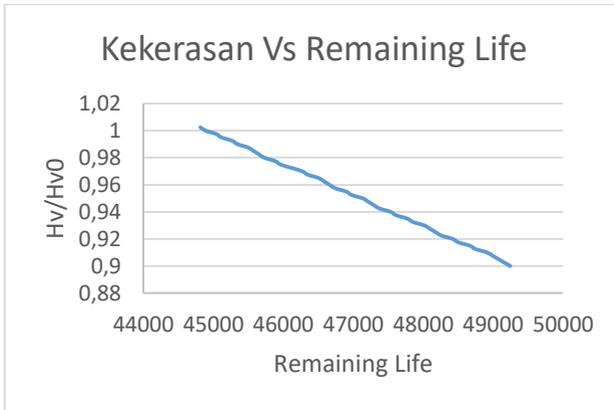


Gambar 4.17 Grafik hubungan HV/HV₀ versus LMP.

Dimana nilai H_{v0} adalah 400 HVN untuk material dan aplikasi yang sama. Sedangkan nilai $a = 1,35 \times 10^{-3}$, $b = 4,76 \times 10^{-8}$, dan $c = -9,6$. Perhitungan dilakukan dengan mengambil nilai kekerasan dari *Vickers Hardness Test* pada bagian *tip blade* dan *root blade*. Setelah di dapatkan nilai *LMP* dari masing-masing nilai kekerasan dilanjutkan dengan memasukkan nilai *LMP* tersebut pada persamaan 2.3.

$$LM = T. (A + \log t)$$

Sehingga didapat nilai t atau T_r yang merupakan nilai *remaining life*.



Gambar 4.18 Grafik hubungan HV/HV₀ versus *remaining life*.

Berdasarkan perhitungan tersebut maka diketahui bahwa nilai kekerasan memiliki pengaruh pada ketahanan mulurnya yaitu semakin tinggi nilai kekerasan maka akan semakin rendah ketahanan mulurnya. Hasil perhitungan dapat dilihat pada tabel 4.8 untuk bagian *tip* dan tabel 4.9 untuk bagian *root*.

Tabel 4.8 Nilai *Remaining Life* Berdasarkan Nilai Kekerasan pada Bagian *Tip Blade*.

HVN	HV/HV ₀	LMP	log Tr	Tr
401	1,0025	25218	4,651	44814
401	1,0025	25218	4,651	44814
401	1,0025	25218	4,651	44814
401	1,0025	25218	4,651	44814
401	1,0025	25218	4,651	44814
394	0,985	25226	4,659	45575
394	0,985	25226	4,659	45575
383	0,958	25237	4,670	46741
383	0,958	25237	4,670	46741
383	0,9575	25237	4,670	46741

Tabel 4.9 Nilai *Remaining Life* Berdasarkan Nilai Kekerasan pada Bagian *Root Blade*.

HVN	HV/HVO	LMP	Log Tr	Tr
376	0,94	25245	4,677	47534
376	0,94	25245	4,677	47534
376	0,94	25245	4,677	47534
376	0,94	25245	4,677	47534
366	0,915	25255	4,687	48668
366	0,915	25255	4,687	48668
366	0,915	25255	4,687	48668
366	0,915	25255	4,687	48668
360	0,900	25260	4,692	49244
360	0,900	25260	4,692	49244

Tabel di atas merupakan tabel perhitungan dari nilai kekerasan hingga didapatkan nilai *remaining life* untuk kedua sampel uji kekerasan. *Remaining life* pada tabel dipresentasikan dengan besarnya nilai *Tr*. Nilai *Tr* tertinggi didapatkan sebesar 49244 *hours* pada sampel bagian *root* dan 46741 *hours* pada bagian *tip*. Nilai *remaining life* tertinggi didapat dari nilai kekerasan terendah. Sedangkan nilai *remaining life* terendah didapatkan dari nilai kekerasan tertinggi yaitu sebesar 44814 *hours* pada bagian *tip* dan 47534 *hours* pada bagian *root*. Untuk keamanan nilai *remaining life* yang dijadikan acuan adalah nilai yang terendah yaitu 44814 *hours* yang didapat dari sampel bagian *tip*.

4.6.2. Analisis Berdasarkan Pengamatan Struktur Mikro

Berdasarkan hasil pengamatan struktur mikro serta mengacu pada klasifikasi kerusakan menurut *Neubauer*, maka kondisi dari struktur mikro sudu turbin *stage* ketiga dapat digolongkan pada tingkat evolusi ketiga. Hal ini ditandai dengan adanya *oriented microcavities* pada spesimen dan hal ini sesuai dengan hasil analisa yang telah dilakukan. Pada dasarnya kegagalan *creep* yang terjadi diakibatkan oleh *grain boundary sliding*. Semakin besar area batas butir maka semakin banyak

kemungkinan terjadi *grain boundary sliding*. Hal ini akan semakin mempermudah terjadinya kerusakan akibat *creep*. Di sini terlihat pengaruh dari perubahan mikrostruktur terhadap ketahanan terhadap *creep*. Sehingga dari pengamatan distribusi *grain size* pada bagian *tip* dan *root*, dapat disimpulkan bahwa bagian *root* memiliki ketahanan yang lebih baik terhadap *creep* dibandingkan bagian *tip*. Hal ini terlihat dari distribusi *grain size* pada *root* yang cenderung memiliki ukuran *grain size* yang lebih besar dibandingkan pada bagian *tip blade*.

Setelah diketahuinya tingkat evolusi dari mikrostruktur maka bisa dilakukan prediksi nilai *remaining life* sesuai persamaan 2.4. Nilai $\frac{t_r}{t}$ didapatkan dari tabel 2.4 tentang *Damage level and expended life fraction* yaitu sebesar $\frac{1}{0.691}$ atau sebesar 1.447 maka nilai *remaining life* [19]:

$$t_{rem} = t \left(\frac{t_r}{t} - 1 \right)$$

$$t_{rem} = 99628 (1.447 - 1)$$

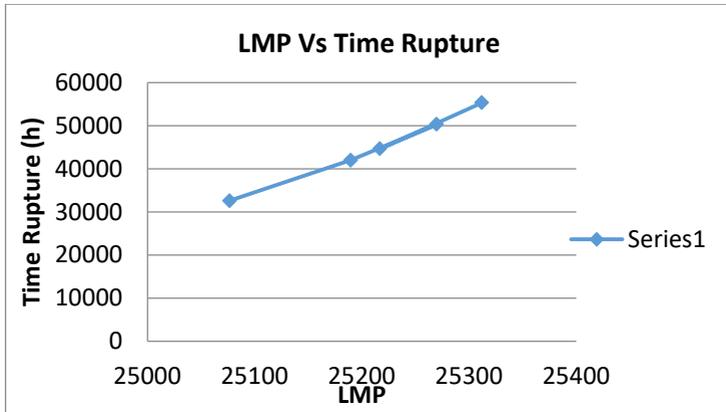
$$t_{rem} = 44534 \text{ hours}$$

4.6.3. Analisis Berdasarkan Simulasi *Creep*

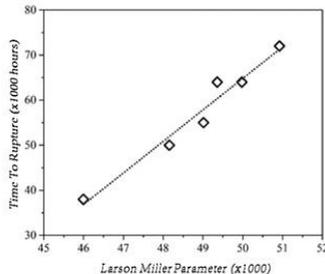
Berdasarkan hasil simulasi yang dilakukan didapatkan data pada tabel 4.10.

Tabel 4.10 Hasil Simulasi *Creep* pada SolidWork 2016.

No.	Temperature (Celcius)	VON (N/mm ² (MPa))	Time to Secondary Creep (Hours)	LMP	Log Tr	Tr Real (hours)
1	600	432	27417	25312	4,74	55329
2	600	600	21333	25217	4,65	44665
3	750	700	23389	25270	4,70	50341
4	750	900	14803	25190	4,62	42013
5	1000	700	6361	25077	4,51	32583



Gambar 4.19 Grafik LMP vs T_r dari hasil simulasi *creep* pada SolidWork 2016.



Gambar 4.20 Grafik LMP vs T_r untuk Inconel 738 LC [22].

Gambar 4.19 menunjukkan grafik hasil perpotongan antara nilai LMP dan nilai dari *time rupture* dari kelima pengondisian pada simulasi. Hasil tersebut kemudian dibandingkan dengan gambar 4.20 dari jurnal milik *Shamsabadi dkk* sebagai acuan. Terlihat kedua grafik tersebut memiliki trend dan perbandingan nilai yang hampir sama. Hal ini menunjukkan bahwa hasil simulasi dari *SolidWorks* 2016 masih dalam *range* yang dapat digunakan. Dari data di atas dapat disimpulkan bahwa pengaruh besar beban yang diberikan sangat besar terhadap ketahanan *creep* sebuah komponen. Hal ini terlihat dari pengondisian

dengan suhu yang sama namun beban yang berbeda menghasilkan nilai T_s yang berbeda jauh. Nilai tertinggi didapat pada kondisi pertama dengan nilai *remaining life* 55329 hours dan nilai terendah ada pada kondisi keempat dengan nilai *remaining life* sebesar 42013 hours.

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN

5.1. Kesimpulan

Dari penelitian yang telah dilakukan dapat diambil kesimpulan yaitu:

1. Dari pengamatan secara makro tidak ditemukan kerusakan pada sudu turbin *stage* ketiga.
2. Hasil dari pengamatan mikrostruktur pada sampel sudu turbin *stage* ketiga, ditemukan adanya *oriented microcavities* pada bagian sampel *root blade*. Selain itu juga terdapat *void* baik itu pada sampel bagian *tip* maupun *root* dari sudu turbin *stage* ketiga. Maka kondisi struktur mikro pada sudu turbin *stage* ketiga ini dapat diklasifikasikan pada evolusi kerusakan mikrostruktur akibat creep tingkat ketiga menurut *Neubauer*.
3. Dari pengukuran nilai kekerasan baik itu menggunakan *Vickers Hardness Test* maupun *Microhardness Test*, menunjukkan adanya penurunan nilai kekerasan baik itu pada sampel bagian *tip* maupun sampel pada bagian *root*.
4. *Remaining life* dari sudu turbin dipengaruhi oleh beberapa faktor diantaranya ukuran butir, ukuran dari presipitat γ' , dan kekerasannya. *Remaining life* berbanding lurus dengan ukuran butir dan ukuran presipitat γ' -nya sedangkan berbanding terbalik dengan nilai kekerasannya.
5. Hasil simulasi *creep* pada *SolidWorks 2016* menunjukkan bahwa nilai LMP berbanding lurus dengan nilai dari *time to rupture*. Hal ini sesuai dengan salah satu jurnal milik *Shamsabadi dkk* sebagai acuan. Terlihat antara grafik dari hasil simulasi dan grafik dari jurnal tersebut memiliki trend dan perbandingan nilai yang hampir sama.
6. Berdasarkan perhitungan terhadap nilai kekerasan, metalografi dan hasil simulasi *creep* yang dilakukan, didapatkan prediksi *remaining life* sudu turbin. *Remaining life* dari sudu turbin diperoleh sebesar 44814 *hours* berdasarkan nilai kekerasan maksimalnya. Berdasarkan metalografi diperoleh *remaining life* sebesar 44534 *hours*. Sedangkan berdasarkan hasil simulasi *creep* pada

SolidWorks 2016 diperoleh *remaining life* sebesar 42013 *hours*.

5.2. Saran

Dari penelitian yang telah dilakukan, adapun saran-saran yang bisa diberikan antara lain:

1. Sebaiknya dilakukan pencatatan data secara berkala sehingga terdapat histori data dari operasi sudu turbin secara lengkap.
2. *Maintenance* pada sudu turbin harus dilakukan sesuai standar untuk memaksimalkan *life* pada sudu turbin.
3. Untuk mengetahui *remaining life* sebaiknya dilengkapi dengan pengujian mulur atau pengujian fatigue agar data yang dimiliki semakin valid.
4. Untuk penelitian selanjutnya, sebaiknya dilakukan analisa lebih lengkap terkait struktur mikro dan pengaruh *creep* pada sudu turbin.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Primaperkasa, Aditya. 2012. **Studi Pengukuran Umur Sisa (Remaining Life Assessment)**. Depok: Universitas Indonesia.
- [2] http://www.ethosenergygroup.com/_catalogs/masterpage/ethos/img/slides/W191-Slide1.jpg (Diakses pada 27 April 2016, Pukul 21.09).
- [3] http://www.gti-power.com/imgpro/RT62-1-1E_2ndStagePowerTurbineBlade.JPG (Diakses pada 27 April 2016, Pukul 21.12).
- [4] Moran, Michael J. dan Shapiro, Howard N. 2004. **Termodinamika Teknik**. Jakarta: Erlangga.
- [5] Pudjanarsa, Astu dan Suhud, Djati Nur. 2008. **Mesin Konversi Energi**. Yogyakarta: Andi Offset.
- [6] Priyono, Agus. 2005. **Inspeksi Fuel Nozzle Turbin Gas MW7010D**. Gresik: Unit bisnis pemeliharaan PT. Pembangkitan Jawa Bali Gresik.
- [7] Fathoni, Rijal, Tegar Aji Kuncoro. 2015. **Laporan Pelaksanaan Kerja Praktek di PT. Pembangkitan Jawa Bali (PJB) Unit Pemeliharaan Wilayah Timur (UPHT)**. Surabaya : Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [8] http://www.turbocare.com/gas_turbine_blades_buckets.html
- [9] Lipiak, Guido dan Bussman, Susanne. 2006. **Lifetime Extension for SIEMENS Gas Turbines**. Jerman : Power-Gen Europe.
- [10] J. Carter, Jim. 2004. **Common Failures in Gas Turbine Blades**. South Africa : Elsevier.
- [11] Mazur Z, Luna-Ramirez A, Juarez-Islas JA, Campos-Amezcuca A. 2005. **Failure Analysis of A Gas Turbine Blade Made of Inconel 738LC Alloy**. Eng Fail Anal;12:474–86.
- [12] J. Donachie, Matthew; J. Donachie, Stephen. 2002. **A Technical Guide of Superalloys**. Ohio, USA: ASM International.

- [13] www.azom.com
- [14] ASM Handbook Committee. 2002. **ASM Metals Handbook Vol. 1 : Properties and Selection Irons Steels and High Performance Alloys**. Ohio, Amerika : ASM International.
- [15] Eshati, Samir. 2012. **An Evaluation of Operation and Creep Life of Stationary Gas Turbine Engine**. Inggris : Cranfield University.
- [16] Rustino, Djoni dan Supriadi. 2008. **Kajian Umur Sisa (Remaining Life Assessment RLA) Komponen Turbin Gas Hot Gas After Burner dan Mixing Chamber Dari Power Plant**. Serpong : MI.MKK.
- [17] Reyhani, Majid Rezazadeh; Mohammad Alizadeh, Alireza Fathi, Hiwa Khaleidi. 2013. **Turbine Blade Temperature Calculation and Life Estimation – a Sensitivity Analysis**. Iran : Propulsion and Power Research.
- [18] Dowson, Phillip; Wenchao Wang dan Agustin Alija. 2005. **Remaining Life Assessment of Steam Turbine and Hot Gas Expander Components**. Ohio, USA : ATM TL.
- [19] Concari, S. 2005. **Residual Life Assessment and Microstructure**. Italy : ECCC.
- [20] Nickel Development Institute. 1995. **High-Temperature High**. USA.
- [21] Kouhi, Dr. Esfandyar. 2015. **SolidWorks Simulation Creep Analysis**. Australia.
- [22] Shamsabadi. 2016. **Journal of Alloys and Compounds**. Irak.

LAMPIRAN

	Tip blade	Root blade
100x	 Micrograph showing the tip blade at 100x magnification. The tissue is stained, showing a network of cells with distinct cell walls. Some cells contain dark spots. A scale bar in the bottom right corner indicates 100 µm.	 Micrograph showing the root blade at 100x magnification. The tissue is stained, showing a network of cells with distinct cell walls. A scale bar in the bottom right corner indicates 100 µm.
200x	 Micrograph showing the tip blade at 200x magnification. The tissue is stained, showing a network of cells with distinct cell walls. A scale bar in the bottom right corner indicates 50 µm.	 Micrograph showing the root blade at 200x magnification. The tissue is stained, showing a network of cells with distinct cell walls. A scale bar in the bottom right corner indicates 50 µm.
500x	 Micrograph showing the tip blade at 500x magnification. The tissue is stained, showing a network of cells with distinct cell walls. A scale bar in the bottom right corner indicates 20 µm.	 Micrograph showing the root blade at 500x magnification. The tissue is stained, showing a network of cells with distinct cell walls. A scale bar in the bottom right corner indicates 20 µm.

Lanjutan

Root Blade	Tip blade	
 Micrograph showing the structure of a root blade, characterized by a dense network of fine, dark, branching lines on a light blue-grey background.	 Micrograph showing the structure of a tip blade, characterized by a network of dark, branching lines on a light brown background. A small yellowish spot is visible near the center. A scale bar in the bottom right corner indicates 10 µm.	1000x



BIODATA PENULIS

Amri Hakim lahir di Sukoharjo, 23 Maret 1994, merupakan anak pertama dari dua bersaudara dari pasangan Sutiman dan Sri Kusri. Penulis menyelesaikan pendidikan dasar di SDN Bonipoi 1 Kupang pada tahun 2006. Lalu pendidikan menengah di SMP Sultan Agung Pematang Siantar pada tahun 2009. Kemudian melanjutkan pendidikan di SMAN 3 Bekasi pada tahun 2009 sampai 2012. Ketertarikan penulis pada dunia keteknikan mendorong penulis untuk melanjutkan pendidikan di Institut Teknologi Sepuluh Nopember dengan mengambil jurusan favorit yaitu Teknik Mesin angkatan 2012 “M55” dengan NRP 2112100136.

Selama masa perkuliahan penulis banyak mendapat kesempatan dalam mengembangkan dan menggali potensi, baik dibidang akademik maupun non-akademik. Penulis aktif mengikuti kegiatan laboratorium Metalurgi yaitu sebagai asisten praktikum. Selain itu penulis juga aktif di Himpunan Mahasiswa Mesin (HMM) dengan menjabat sebagai Staf Departemen PSDM 2013-2014 dan Kepala Departemen PSDM 2014-2016. Bersamaan dengan menjabat sebagai staf HMM, penulis juga bergabung menjadi Pemandu FTI-ITS hingga akhir tahun 2015. Untuk informasi dan saran serta kepentingan penelitian, penulis dapat dihubungi melalui email amrhkm23@gmail.com

Halaman ini sengaja dikosongkan