



TUGAS AKHIR - TM 091585

**MEKANISME SEPARASI *THERMAL BARRIER COATING*
YTTRIA-STABILIZED ZIRCONIA (TBC YSZ) PADA
SUDU TURBIN GAS MITSUBISHI TIPE MW701D STAGE
*PERTAMA***

ISAURA FAUZIAH MCLAUDA
NRP 2112 100 033

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

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



FINAL PROJECT - TM 091585

**SPALLATION MECHANISM OF THERMAL BARRIER
COATING YTTRIA-STABILIZED ZIRCONIA (TBC YSZ)
ON FIRST STAGE BLADE OF MITSUBISHI GAS
TURBINE TYPE MW701D**

**ISAURA FAUZIAH MCLAUDA
NRP 2112 100 033**

Supervisor
Suwarno, ST., MSc., PhD.

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

**MEKANISME SEPARASI *THERMAL BARRIER COATING*
YTTRIA STABILIZED ZIRCONIA (TBC YSZ) PADA SUDU
TURBIN GAS MITSUBISHI TIPE MW701D *STAGE*
PERTAMA**

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 November

Oleh :

ISAURA FAUZIAH MCLAUDA
Nrp. 2112 100 033

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Suwarno, ST., MSc., PhD. (Pembimbing)
(NIP . 198005202005011003)
2. Indra Sidharta, ST., MSc. (Penguji I)
(NIP . 198006192006041004)
3. Wahyu Wijanarko, ST., MSc. (Penguji II)
(NIP . 198202092012121001)
4. Ika Dewi Wijayanti, ST., MSc. (Penguji III)
(NIP . 198512022014042002)

SURABAYA
JULI, 2016

MEKANISME SEPARASI *THERMAL BARRIER COATING* *YTTRIA-STABILIZED ZIRCONIA (TBC YSZ)* PADA SUDU TURBIN GAS MITSUBISHI TIPE MW701D STAGE PERTAMA

Nama Mahasiswa : Isaura Fauziah Mclauda
NRP : 2112 100 033
Jurusan : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing : Suwarno, S.T., MSc., Ph.D.

Abstrak

Turbin gas adalah komponen utama pada Pembangkit Listrik Tenaga Gas-Uap (PLTGU) yang berfungsi sebagai pengkonversi energi pada gas hasil pembakaran menjadi energi penggerak generator listrik. Sudu turbin di dalam turbin gas memiliki peranan penting dalam proses pengkonversian energi. Sudu turbin pada stage pertama beroperasi pada temperatur sekitar 1154°C sehingga perlu dilapisi dengan thermal barrier coating (TBC) untuk menurunkan temperatur yang mengenai material sudu turbin. Setelah sudu turbin stage pertama dioperasikan selama 78.164 equivalent operating hours (EOH), terjadi separasi pada TBC. Oleh karena itu perlu dilakukan penelitian untuk mendapatkan mekanisme penyebab terjadinya separasi TBC.

Sampel pada analisa ini adalah sudu turbin stage pertama yang memiliki material utama nickel-based superalloy dan dilapisi TBC yttria-stabilized zirconia (TBC YSZ). Analisa awal dilakukan dengan melakukan pengamatan makro. Selanjutnya dilakukan pengujian x-ray diffraction (XRD) untuk mendapatkan senyawa penyusun TBC dan suatu produk lain yang mungkin terbentuk akibat pengoperasian. Pengamatan struktur mikro pada TBC dilakukan untuk melihat mekanisme kerusakan yang terjadi menggunakan mikroskop optik dan scan electron microscope – energy dispersion x-ray (SEM-EDX). Pengujian kekerasan dilakukan dengan menggunakan microhardness untuk mengetahui nilai kekerasan pada tiap lapisan penyusun TBC.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa TBC pada sudu turbin stage pertama bertipe air-plasma sprayed (APS) dan disusun oleh 7%wt yttria stabilized zirconia (YSZ). Mekanisme terjadinya separasi pada lapisan TBC disebabkan oleh thermal fatigue akibat perbedaan thermal expansion antara lapisan TBC serta penebalan lapisan thermal grown oxide (TGO), sehingga menyebabkan muncul tegangan tensile dan kompresi pada lapisan-lapisan TBC. Tegangan tersebut akan menyebabkan microcrack pada bagian top-coat sehingga memudahkan terjadinya separasi.

Kata kunci: Separasi, Thermal Barrier Coating, Yttria-stabilized Zirconia, Thermal Fatigue

SPALLATION MECHANISM OF THERMAL BARRIER COATING YTTRIA-STABILIZED ZIRCONIA (TBC YSZ) ON FIRST STAGE BLADE OF MITSUBISHI GAS TURBINE TYPE MW701D

Student Name : Isaura Fauziah Mclauda
NRP : 2112 100 033
Department : Mechanical Engineering
Supervisor : Suwarno, S.T., MSc., Ph.D.

Abstract

Gas turbine is one of main component in steam power plant that has a function to convert energy of gas from combustion chamber to mechanic energy to rotate the electric generator. Blade turbine in gas turbine is important in conversion process. With high temperature operating environment at 1150°C, first stage blade need to be coating by thermal barrier coating (TBC) to decrease the temperature in base material. After 78.164 equivalent operating hour (EOH), there is a failure in TBC on first stage blade. Therefore it is necessary to do an analysis to find spallation mechanism of TBC on first stage blade.

Sample used in this analysis is one first stage blade turbine with nickel-based superalloy as base material and coated with TBC yttria-stabilized zirconia (YSZ). Analysis begun with macro observation then x-ray diffraction (XRD) examination to determine the composition in TBC and some product that may be formed after operated. Microstructure observation done by optic microscope and scan electron microscope – energy dispersion x-ray (SEM-EDX) to find spallation mechanism of TBC. Microhardness examination was done to find hardness number of TBCs layers.

Result of this analysis shown that TBC on first stage gas turbine type is air-plasma sprayed (APS) with composition of 7%wt YSZ. Spallation mechanism of TBC caused by thermal fatigue consequent to mismatch thermal expansion coefficient of TBCs layers and thickness of thermal grown oxide (TGO) layer. It caused

to raise the tensile and compressive stress in between TBCs layers. That stress will initiated microcrack on top-coat layer so it easier for spallation to happen.

Key word: Spallation, Thermal Barrier Coating, Ytria-stabilized Zirconia, Thermal Fatigue

KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis ucapkan kepada Tuhan Yang Maha Esa atas izin dan karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Laporan Tugas Akhir dengan judul **Mekanisme Separasi *Thermal Barrier Coating Yttria-Stabilized Zirconia* (TBC YSZ) Pada Sudu Turbin Gas Mitsubishi Tipe MW701D Stage Pertama.**

Penulis menyadari bahwa keberhasilan dalam penyelesaian tugas akhir ini tidak lepas dari bantuan berbagai pihak, untuk itu pada kesempatan ini penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada:

1. Orang tua penulis yang telah senantiasa memberikan dukungan dan doanya sehingga penulis dapat menyelesaikan masa studi sarjana selama 4 tahun.
2. Bapak Suwarno, S.T., MSc., Ph.D. selaku dosen pembimbing yang telah membimbing penulis dalam penyusunan laporan tugas akhir ini sampai selesai.
3. Ibu Ika Dewi Wijayanti, S.T., MSc., Bapak Indra Sidharta, S.T., MSc., dan Bapak Wahyu Wijanarko, S.T, MSc. Selaku dosen pembahas pada seminar proposal tugas akhir dan dosen penguji pada sidang akhir tugas akhir atas saran dan bimbingannya dalam memperbaiki kekurangan dalam penyusunan laporan tugas akhir ini.
4. Bapak Ir. Bobby Oedy Pramoedyanto Soepangkat, MSc., Ph.D. selaku dosen wali penulis selama berkuliah atas arahan dan bimbingannya selama perkuliahan.
5. Seluruh dosen dan karyawan Jurusan Teknik Mesin ITS atas bimbingan dan bantuannya selama penulis berkuliah di Jurusan Teknik Mesin ITS.
6. Seluruh angkatan M55 atas kebersamaan dan kekeluargaannya.
7. Fifi, Fira, Yunnida, Iwed, Sri yang telah mendukung dan menjadi teman main penulis selama berkuliah.

8. Selvi, Amri, Sony sebagai teman perjuangan mengerjakan tugas akhir.
9. Seluruh warga Republik Metalurgi (Ifa, Tasa, Lia, Evelyn, Oxi, Ridho, Dewor, Alvin, Scania, Khisni, Arale, Wira, Arya) yang telah menjadi teman dalam mengerjakan tugas akhir.
10. Seluruh warga Laboratorium Design dan Laskar Perpan yang telah menjadi tempat main penulis selama berkuliah.
11. Seluruh pihak yang telah membantu penulis dalam proses penyelesaian tugas akhir ini.

Penulis menyadari bahwa tugas akhir ini masih jauh dari kesempurnaan. Penulis mengharapkan kritik serta saran yang membangun untuk perbaikan di masa mendatang. Akhir kata semoga tugas akhir ini dapat bermanfaat.

Surabaya, Agustus 2016

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	v
ABSTRACT	vii
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI	xi
DAFTAR GAMBAR	xiii
DAFTAR TABEL	xvii

BAB 1 PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang	1
1.2. Rumusan Masalah	2
1.3. Tujuan Penelitian	2
1.4. Batasan Masalah	2

BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Turbin Gas	3
2.2. Sudu Turbin	4
2.3. <i>Nickel Based Superalloy</i>	5
2.4. <i>Thermal Barrier Coating (TBC)</i>	7
2.5. <i>Thermal-Mechanical Fatigue (TMF)</i>	11
2.5.1. Pengaruh Ketebalan Lapisan <i>Pre-oxide</i> pada Prilaku <i>Thermal Cyclic TBC</i>	15
2.5.2. Pengaruh Kekasaran Permukaan <i>Bond- Coat</i> pada Prilaku <i>Thermal Cyclic TBC</i>	15

BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Sampel Material Sudu Turbin <i>Stage</i> Pertama	17
3.2. Peralatan	17
3.3. Metode Penelitian	18

BAB 4 ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

4.1. Informasi Sudu Turbin	25
4.2. Persiapan Sampel Uji	26
4.2.1. Sampel Pengujian <i>X-ray Diffraction</i> (XRD)	26

4.2.2. Sampel Pengamatan Struktur Mikro dan Pengujian <i>Microhardness</i>	27
4.3. Hasil Pengamatan dan Pengujian	28
4.3.1. Hasil Pengamatan Makro	28
4.3.2. Hasil Pengamatan Mirko dengan Mikroskop Optk	30
4.3.3. Hasil Pengamatan Mikro dengan <i>Scan Electron Microscope</i> (SEM)	32
4.3.4. Hasil Pengujain <i>X-ray Diffraction</i> (XRD)	34
4.3.5. Hasil Pengujian <i>Microhardness</i>	36
4.3.6. Hasil Pengujian <i>Energy Dispersion X-ray</i> (EDX)	37
4.3.7. Tegangan yang Bekerja Pada Saat Proses Pendinginan	39
4.4. Mekanisme Kerusakan <i>Thermal Barrier Coating</i> (TBC)	41
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN	
5.1. Kesimpulan	45
5.2. Saran	45
DAFTAR PUSTAKA	47
BIOGRAFI PENULIS	49

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Skema sederhana turbin gas. (a) sistem terbuka. (b) sistem tertutup	3
Gambar 2.2	Struktur mikro dari paduan <i>nickel based superalloy</i>	7
Gambar 2.3	Penampang samping hasil <i>scanning electron micrograph</i> (SEM) pada <i>electron-beam physical-vapor deposit</i> (EB-PCD) TBC, <i>superimposed</i> dengan skematik diagram yang menunjukkan penurunan temperatur yang disebabkan oleh TBC.	8
Gambar 2.4	Penampang melintang SEM pada APS TBC yang telah dikenakan 120 <i>thermal cycles</i> . Setiap <i>cycle</i> merupakan 50 menit pada 1120°C diikuti dengan 10 menit pendinginan dengan <i>air-cooling</i>	9
Gambar 2.5	(A) Diagram skematik menunjukkan empat mekanisme retakan (<i>cracking</i>) pada APS TBC. (B) Penampang melintang hasil SEM pada APS TBC (240 <i>cycles</i>) dan di- <i>mount</i> dengan <i>epoxy</i>	11
Gambar 2.6	Skematik ilustrasi karakteristik <i>fatigue</i>	12
Gambar 2.7	Hasil pengujian <i>fatigue</i> pada <i>plasma-sprayed</i> 8% Y_2O_3 - ZrO_2	13
Gambar 2.8	Skematik proses akumulasi kerusakan <i>fatigue</i> dan <i>failure mode</i> akhir untuk beban <i>uniaxially</i> yang diberikan pada material <i>coating</i>	14
Gambar 2.9	Kurva <i>thermal cyclic vs weight gain</i> untuk tiga tipe kekerasan pada <i>bond-coat</i>	16
Gambar 3.1	(a) Tampak belakang sudu turbin. (b) Tampak depan sudu turbin.	17
Gambar 3.2	Diagram alir penelitian.	20

Gambar 3.3	Lokasi pengambilan sampel uji SEM dan pengamatan mikroskop optik.	22
Gambar 3.4	(a) Lokasi pengambilan sampel serpihan TBC pada bagian belakang sudu turbin. (b) Lokasi pengambilan sampel produk yang terbentuk pada permukaan TBC. (c) Lokasi pengambilan sampel produk pada permukaan TBC yang telah separasi.	22
Gambar 4.1	Sudu turbin gas <i>stage</i> pertama turbin gas Mitsubishi MW701D.	25
Gambar 4.2	Lokasi pengambilan sampel uji XRD. (a) sampel pada produk di atas <i>coating</i> sudu turbin. (b) sampel pada <i>coating</i> sudu turbin. (c) sampel produk pada permukaan sudu turbin.	27
Gambar 4.3	Lokasi pengambilan sampel uji untuk pengamatan mikro dan pengujian <i>microhardness</i>	27
Gambar 4.4	Sampel hasil pemotongan menggunakan gerinda. (a) sampel 1. (b) sampel 2.	28
Gambar 4.5	Hasil pengamatan makro, terdapat kerusakan separasi pada TBC dan deposit pada permukaan TBC. (a) bagian belakang sudu turbin. (b) bagian depan sudu turbin.	29
Gambar 4.6	Hasil pengamatan struktur mikro dengan mikroskop optik. Dietsa dengan larutan 20 ml HNO ₃ dan 80 ml HCl selama 30 detik. Sampel 1 (a) perbesaran 100x pada bagian tepi, (b) perbesaran 200x pada bagian tengah. Sampel 2 (c) perbesaran 100x, (d) perbesaran 200x.	31
Gambar 4.7	Hasil uji SEM pada sampel 1. (a) perbesaran 400x pada bagian tepi. (b) perbesaran 1700x. Panah berwarna merah menunjukkan lokasi <i>microcrack</i>	32

Gambar 4.8	Hasil uji SEM pada sampel 2. (a) perbesaran 400x. (b) dan (c) perbesaran 3000x. Panah berwarna merah menunjukkan lokasi <i>microcrack</i> dan panah berwarna hijau menunjukkan lokasi porositas.	33
Gambar 4.9	Grafik hasil pengujian XRD. (a) sampel pada produk di atas <i>coating</i> sudu turbin. (b) sampel pada <i>coating</i> sudu turbin. (c) sampel produk permukaan sudu turbin.	35
Gambar 4.10	Lokasi indentasi pada pengujian <i>microhardness</i> . Titik 1 pada lapisan <i>top-coat</i> , titik 2 pada batas lapisan TGO dan <i>top-coat</i> , titik 3 pada lapisan TGO, titik 4 pada lapisan <i>bond-coat</i> , dan titik 5 pada bagian substrat. (a) sampel 1. (b) sampel 2.	37
Gambar 4.11	Lokasi pengambilan titik pengamatan uji EDX pada perbesaran 1000x. Titik 1 pada lapisan <i>top-coat</i> , titik 2 pada lapisan <i>mixed oxide</i> , titik 3 pada lapisan TGO, dan titik 4 pada lapisan <i>bond-coat</i>	38
Gambar 4.12	Permodelan sampel yang akan disimulasikan menggunakan analisa <i>finite element</i>	40
Gambar 4.13	Distribusi tegangan geser untuk waktu yang berbeda pada arah r.	40
Gambar 4.14	Distribusi tegangan normal untuk waktu yang berbeda pada arah r.	41
Gambar 4.15	Pengendapan dan penyerapan CMAS pada TBC.	43

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Kegagalan umum yang terjadi pada komponen turbin gas.	5
Tabel 2.2	Variasi paduan pada <i>superalloy</i>	6
Tabel 4.1	Hasil perhitungan ketebalan lapisan TBC pada sudu turbin <i>stage</i> pertama	32
Tabel 4.2	Hasil pengujian XRD pada tida sampel sudu turbin.	36
Tabel 4.3	Hasil pengujian <i>microhardness</i>	37
Tabel 4.4	Hasil pengujian EDX.	38

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Sebagai negara dengan jumlah penduduk terbanyak ke-empat di dunia, Indonesia memiliki jumlah kebutuhan listrik yang selalu meningkat setiap tahunnya. Sebagai salah satu kebutuhan utama, ketersediaan listrik perlu dijaga sehingga pembangkit listrik perlu dipertahankan dan ditingkatkan kinerjanya.

Indonesia memiliki banyak jenis pembangkit listrik salah satunya adalah Pembangkit Listrik Tenaga Gas dan Uap (PLTGU). PLTGU merupakan pembangkit listrik yang memanfaatkan gas dan uap sebagai sumber tenaga penggerak generator listrik. Untuk dapat memanfaatkan tenaga dari gas dan uap, banyak komponen penting yang dibutuhkan di dalam PLTGU, salah satunya adalah turbin gas.

Turbin gas adalah mesin konversi energi yang berfungsi untuk mengkonversikan energi dari gas hasil pembakaran menjadi energi untuk memutar poros penggerak generator listrik. Prinsip kerja dari turbin gas adalah udara bebas dihisap menuju kompresor dan mengalami kompresi hingga mencapai tekanan tinggi dan memasuki ruang bakar (*combustion chamber*). Gas hasil pembakaran yang keluar dari ruang bakar akan memiliki temperatur yang tinggi, yang kemudian akan memasuki turbin gas melalui *nozle* dan menggerakkan sudu turbin. Sudu turbin adalah komponen utama pada turbin gas sebagai pengubah energi gas hasil pembakaran menjadi energi penggerak.

Pada turbin gas Mitsubishi tipe MW701D, terdapat empat *stage* sudu turbin. Pada dua *stage* pertama, sudu turbin dilengkapi dengan *thermal barrier coating* (TBC) dan *air cooling*. TBC berfungsi untuk melindungi material sudu turbin dari paparan suhu tinggi. Pada sudu turbin *stage* pertama, fungsi pendinginan dan perlindungan sangat penting karena sudu turbin terkena gas dengan suhu yang sangat tinggi dibandingkan dengan *stage* lainnya.

Sebagai komponen utama pada turbin gas, kerusakan pada sudu turbin dapat menurunkan kinerja dari turbin gas. Salah satu

mode kegagalan dari sudu turbin adalah rusaknya TBC. Kerusakan dapat berupa separasi dari TBC yang dapat menyebabkan peningkatan suhu pada material utama sudu turbin. Peningkatan suhu yang berlebihan pada material sudu turbin dapat memicu terjadinya kegagalan yang lebih besar seperti *thermal fatigue*, *high temperature corrosion* dan *creep*.

Sehingga agar dapat mempertahankan dan meningkatkan kinerja dari turbin gas, perlu dianalisa mekanisme kegagalan pada sudu turbin khususnya kegagalan berupa separasi pada TBC.

1.2. Rumusan Masalah

Sudu turbin *stage* pertama dari turbin gas Mitsubishi tipe MW701D memiliki *standard life time* selama 50.000 *equivalent operating hours* (EOH). Setelah dioperasikan selama 78.164 EOH, *thermal barrier coating* yang terdapat pada sudu turbin *stage* pertama mengalami kerusakan berupa separasi.

1.3. Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui mekanisme penyebab terjadinya separasi TBC pada sudu turbin *stage* pertama dilihat dari degradasi pada struktur mikro.

1.4. Batasan Masalah

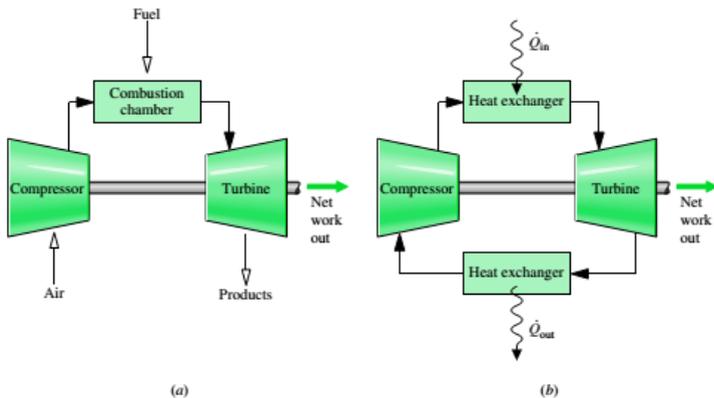
Batasan masalah yang digunakan pada penelitian ini untuk mencapai tujuan yang telah ditentukan adalah:

1. Sudu turbin yang dianalisa telah dioperasikan pada lingkungan operasi standar yang dianjurkan oleh perusahaan pembuatnya.
2. Analisa dibatasi pada bagian TBC.
3. Material penyusun sudu turbin adalah *nickel based superalloy* dan diasumsikan *uniform*.
4. Sudu turbin bekerja pada tekanan 12.7 Kg/cm² dan temperatur 1154°C.

BAB 2 TINJUAN PUSTAKA

2.1. Turbin Gas

Turbin gas adalah mesin konversi energi yang berfungsi untuk mengkonversikan energi pada gas hasil pembakaran menjadi energi untuk menggerakkan poros generator listrik. Prinsip kerja gas turbin secara umum adalah dengan memanfaatkan udara bebas yang dihisap menuju kompresor dan dikompresi hingga mencapai tekanan tinggi. Ketika udara bertekanan tinggi memasuki ruang bakar, udara tercampur dengan bahan bakar dan pembakaran terjadi, sehingga temperatur meningkat. Gas hasil pembakaran memasuki turbin dan diekspansikan [1]. Skema sederhana dari turbin gas dapat dilihat pada gambar 2.1.



Gmbaar 2.1 Skema sederhana turbin gas. (a) Sistem terbuka. (b) Sistem tertutup [1].

Berdasarkan uraian di atas, dapat diketahui tiga komponen utama pada Pembangkit Listrik Tenaga Gas (PLTG) yaitu turbin, kompresor, dan ruang bakar. Kompresor yang digunakan pada PLTG ini bertipe *axial flow* dengan 19 *stage*. Celah pada sudu tetap dan bergerak, luasan kompresor semakin mengecil sehingga ketika udara masuk secara aksial terjadi peningkatan kecepatan, temperatur, dan tekanan pada udara. Tekanan udara akhir yang keluar dari kompresor dapat mencapai hingga 13.2 Kg/cm^2 .

Ruang bakar yang digunakan bertipe *cannular* dengan 18 *combustion basket*. Bahan bakar akan disemprotkan melalui *nozzle* ketika udara bertekanan memasuki ruang bakar sehingga terjadi pencampuran antara bahan bakar dan udara. Ketika pencampuran antara udara dan bahan bakar melewati *basket* ke 11 dan 12, *ignitor* akan memercikan api untuk menghasilkan pembakaran. Melalui *cross flame tube* proses pembakaran menyebar ke setiap *basket*. Pada *basket* ke 2 dan 3 terdapat *flame detector* yang akan mendeteksi pemerataan pembakaran. Setelah itu gas hasil pembakaran akan dialirkan ke turbin melalui *transition piece*.

Turbin yang digunakan bertipe *axial flow* dengan empat *stage*. Gas hasil pembakaran dari ruang bakar akan diekspansikan oleh sudu-sudu turbin sehingga menghasilkan energi untuk menggerakkan poros generator listrik. Kecepatan putar turbin dijaga tetap sebesar 3000 rpm. *Overspeed trip* akan mematikan unit apabila kecepatan turbin melebihi 3300 rpm.

2.2. Sudu Turbin

Sudu turbin merupakan salah satu komponen penting pada turbin gas yang berperan untuk mengubah energi dari gas hasil pembakaran menjadi energi penggerak generator listrik. Secara umum sudu turbin akan terkena gaya dari tiga arah ketika beroperasi, yaitu:

- (i) Gaya penggerak rotor dengan arah radial,
- (ii) Gaya aksial yang disebabkan aliran gas,
- (iii) Gaya normal ke arah poros turbin akibat gaya sentrifugal [2].

Turbin gas memiliki lingkungan kerja yang korosif dengan temperatur serta tekanan yang tinggi. Sehingga komponen turbin seperti sudu dan *discs* dapat mengalami kerusakan yang kompleks dan seiring waktu akan menurunkan sifat mekanik dari materialnya lalu menyebabkan kegagalan. Tiga tipe mekanisme kerusakan yang sering terjadi pada sudu turbin adalah *creep*, *fatigue*, korosi pada temperatur tinggi dan oksidasi [3].

Karena bekerja pada lingkungan ekstrim, sudu turbin akan cenderung mengalami kerusakan berupa *oxidation corrosion erosion, creep, low cycle fatigue (LCF)*, dan *high cycle fatigue (HCF)* (Tabel 2.1) sehingga material utama dari sudu turbin diharapkan terbuat dari material dengan ketahanan terhadap erosi dan korosi serta dapat bekerja pada lingkungan dengan bertemperatur tinggi. Material yang banyak digunakan sebagai material sudu turbin antara lain adalah baja, paduan titanium dan *nickel base alloys*. Ketiga material tersebut memiliki varian komposisi dari kromium (Cr) dan aluminium (Al) untuk meningkatkan kekuatan dan ketahanan korosi pada temperatur tinggi [2].

Tabel 2.1 Kegagalan umum yang terjadi pada komponen turbin gas [3].

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*

Untuk menjaga agar material sudu turbin tidak mudah untuk mengalami kerusakan maka sudu turbin pada dua *stage* pertama diberi *thermal barrier coating (TBC)* dan *air cooling* untuk mereduksi temperatur yang mengenai material sudu turbin.

2.3. Nickel Based Superalloy

Superalloy adalah jenis paduan yang memiliki kemampuan untuk mempertahankan kekerasan dan ketahanan *creep-rupture* pada temperatur yang hampir mendekati temperatur lelehnya. Paduan ini terdiri dari matriks yang berstruktur *face-centered-cubic (FCC)* yang dapat dipadukan secara signifikan untuk menguatkan paduan dan meningkatkan ketahanan terhadap oksidasi serta pengaruh negatif dari lingkungan [4].

Komposisi dasar pada *nickel based superalloy* adalah nikel (Ni) yang secara umum berjumlah lebih dari 40% [2]. Penambahan Cr sekitar 10 – 15% pada paduan Ni dapat meningkatkan ketahanan terhadap oksidasi dan *creep*. Lapisan *chromium oxide* dapat melindungi material dari pengaruh lingkungan dan menghambat laju difusi oksigen dan sulfur ke dalam material dan elemen metalik dari paduan ke luar. Penambahan *iron* (Fe) akan meningkatkan mampu bentuk (*formable*) dan *machinable* dari material. Paduan *nickel-chromium* dan *nickel-iron-chromium* secara relatif memiliki kekuatan *creep* yang rendah, namun propertis ini dapat ditingkatkan dengan *solid-solution strengthening*, penguatan presipitasi, dan *dispersion strengthening* [4]. Variasi paduan pada *superalloy* dapat dilihat pada Tabel 2.2.

Tabel 2.2 Variasi paduan pada *superalloy* [5].

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
Hayness 188	3	22	39	22		14					960	420
L-605		10	53	20		15				2	1005	325

Solid-solution strengthening yang kuat dari matriks γ -f.c.c dapat dihasilkan dengan penambahan elemen molybdenum (Mo) dan tungsten (W) yang tahan panas (*refractory*). Efek tahan panas tersebut didapat pada temperatur tinggi akibat lambatnya difusi element tersebut pada struktur matriksnya.

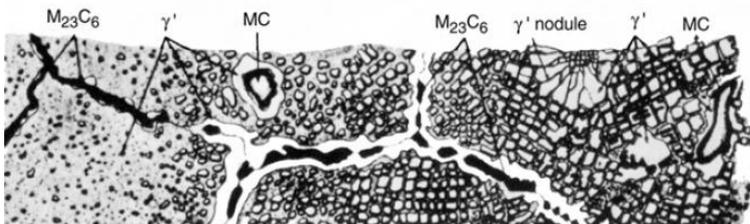
Penguatan presipitasi yang paling dominan pada *nickel-based superalloy* adalah *gamma-prime* (γ') dan *gamma-double prime* (γ'').

Fasa γ' atau $\text{Ni}_3(\text{Al},\text{Ti})$ adalah fasa *intermetallic* antara nikel dan aluminium + titanium yang memiliki struktur FCC. Fasa γ'' memiliki struktur *body-centered-tetragonal* (BCT) dengan komposisi Ni_3Nb .

Fasa γ' memiliki dua karakteristik yang tidak biasa. Pertama, kekuatannya akan meningkat seiring peningkatan temperatur sampai 800°C , kedua, memiliki batas jumlah keuletan yang dapat mencegah *embrittlement* yang parah. Element Al, Ti, Mo, W, dan Cr dapat memperkuat fasa γ' .

Secara relatif, ikatan batas butir pada *nickel-based superalloy* lemah. Untuk menguranginya dapat dilakukan dengan sedikit penambahan elemen karbon, boron, dan zirconium. Manipulasi pada struktur butir *superalloy* dapat memberikan peningkatan kekuatan *creep* yang signifikan.

Nickel-base alloys dengan ketahanan *creep* paling tinggi memiliki fraksi volume γ' dan jumlah elemen dengan sifat tahan panas yang tinggi. Paduan tersebut biasa digunakan pada temperatur tinggi, contohnya sudu turbin yang bekerja pada temperatur dan tegangan tinggi. Paduan yang digunakan sebagai material sudu turbin dibuat dengan metode pengecoran dan diperlakukan panas [4]. Ilustrasi mikrostruktur dari *nickel-based superalloy* dapat dilihat pada gambar 2.3.



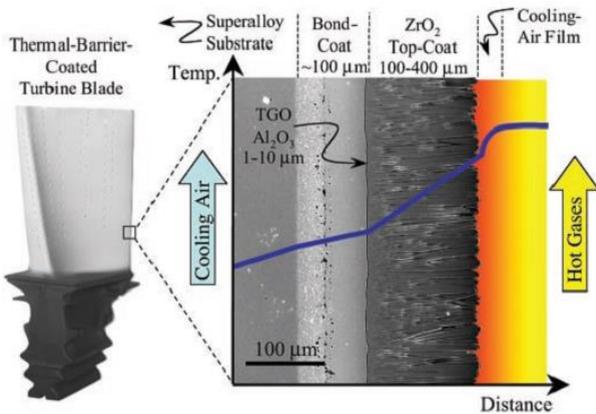
Gambar 2.2 Struktur mikro dari paduan *nickel-based superalloy* [6].

2.4. Thermal Barrier Coating (TBC)

Thermal barrier coating (TBC) merupakan salah satu tipe *coating* yang digunakan pada komponen mesin dengan kondisi

kerja bertemperatur tinggi seperti turbin gas dan mesin pesawat terbang. TBC terbuat dari keramik dengan *thermal conductivity* yang rendah sehingga penggunaan bersama dengan *internal cooling* dapat menurunkan temperatur permukaan substrat material utama hingga 100 - 300°C. Penurunan suhu permukaan substrat tersebut dapat meningkatkan efisiensi dan umur dari *engine* karena dapat bertahan lebih lama pada temperatur kerja tinggi.

Struktur dari TBC memiliki tiga lapisan dengan perbedaan sifat fisik, termal, dan mekanik yang berbeda. Lapisan pada TBC terdiri dari lapisan *top-coat*, *thermal grown oxide* (TGO), dan *bond-coat* (Gambar 2.3)



Gambar 2.3 Penampang samping hasil *scanning electron micrograph* (SEM) pada *electron-beam physical-vapor deposit* (EB-PVD) TBC, *superimposed* dengan skematik diagram yang menunjukkan penurunan temperatur yang disebabkan oleh TBC [7].

Bond-coat adalah lapisan *metallic* dengan ketahanan oksidasi yang memiliki ketebalan 75 – 150 μm dan terbuat dari paduan NiCrAlY atau NiCoCrAlY. Proses pelapisan *bond-coat* dapat menggunakan dua metode yaitu metode *plasma-spray* atau *electron-beam physical-vapor*. Ketika puncak pengoperasian *engine*, temperatur pada lapisan *bond-coat* dapat melebihi 700°C sehingga menyebabkan lapisan *bond-coat* teroksidasi dan

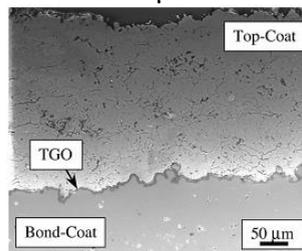
membentuk lapisan *thermal grown oxide* (TGO) diantara lapisan *bond-coat* dan *top-coat* dengan ketebalan 1 – 10 μm . Lapisan TGO ideal yang terbentuk adalah $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ yang memiliki kemampuan difusi ion oksigen yang rendah sehingga memberikan perlindungan *bond-coat* dari oksidasi lebih lanjut.

Top-coat adalah lapisan keramik yang memberika isolasi termal pada material dan lapisan dibawahnya yang terbuat dari Y_2O_3 -*stabilized* ZrO_2 (YSZ). YSZ memiliki sifat fisik yaitu:

- Konduktifitas termal : $2.3 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\text{K}^{-1}$ (1000°C)
- Koefisien *thermal expansion* : $11 \times 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$
- Massa jenis : $6.4 \text{ mg}\cdot\text{m}^{-3}$
- Kekerasan : 14 GPa
- Temperatur leleh : $2700 \text{ }^\circ\text{C}$

Walaupun ZrO_2 dapat distabilkan dengan oksida lainnya seperti MgO , CeO_2 , Sc_2O_3 , In_2O_3 , dan CaO , penstabilan dengan Y_2O_3 secara empiris telah terbukti paling cocok untuk digunakan sebagai TBC.

Terdapat dua metode proses pelapisan TBC pada material suatu komponen yaitu metode *air-plasma-spray* (APS) dan *electron-beam physical-vapor deposition* (EB-PVD). Pelapisan menggunakan metode APS akan menghasilkan permukaan *bond-coat* yang bergelombang (Gambar 2.4). Secara umum APS TBC memiliki ketebalan 300 μm . Penggunaan pada komponen turbin gas dapat mencapai ketebalan 600 μm .



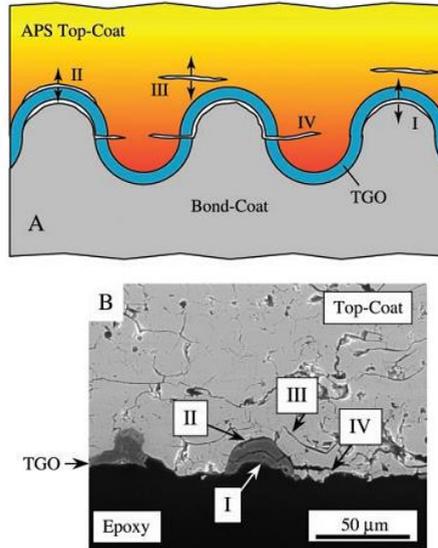
Gambar 2.4 Penampang melintang SEM pada APS TBC yang telah dikenakan 120 *thermal cycles*. Setiap *cycle* merupakan 50 menit pada 1120°C diikuti dengan 10 menit pendinginan dengan *air-cooling* [7].

Pelapisan dengan metode EB-PVD menghasilkan permukaan *bond-coat* lebih rata karena dapat dihaluskan terlebih dahulu. Secara umum EB-PVD TBC memiliki ketebalan 125 μm . EB-PVD TBC lebih *durable* daripada APS TBC, tetapi lebih mahal.

Pada penggunaan TBC, kegagalan *spallation* dini yang dapat menyebabkan material terkena gas panas secara langsung dan sangat berbahaya, masih menjadi perhatian utama pada bidang *engineering*. Mekanisme kegagalan dari TBC bervariasi. Tiga faktor utama penyebabnya adalah (i) ketidakcocokan antara *thermal-expansion* dan tegangan; (ii) oksidasi dari metal; dan (iii) perubahan komposisi, mikrostruktur, *interfacial morphology*, dan propertis dari sistem TBC yang berlangsung terus menerus.

Pada APS TBC terdapat empat mekanisme utama terjadinya kegagalan separasi yang disebabkan oleh tegangan *out-of-plane* (Gambar 2.5).

- (I) Mekanisme I disebabkan oleh meningkatnya tegangan tarik akibat penebalan TGO pada bagian puncak gelombang yang menyebabkan *crack* pada bagian puncak.
- (II) Mekanisme II disebabkan oleh tekanan yang ada pada lapisan bergelombang *bond-coat* sehingga terjadi *crack* sepanjang permukaan TGO dan *top-coat*.
- (III) Mekanisme III disebabkan ketika tegangan pada mekanisme II dapat menyebabkan retakan pada daerah *top-coat* disekitar puncak permukaan bergelombang yang bersifat getas (*brittle*).
- (IV) Mekanisme IV disebabkan ketika ketebalan TGO tertentu, koefisien *thermal expansion* dari *bond-coat*/TGO menjadi lebih rendah dari *top-coat* sehingga merubah tegangan pada bagian bergelombang *bond-coat* dari kompresi menjadi *tension*. Perubahan ini akan menyebabkan retakan pada bagian TGO dan *top-coat*.



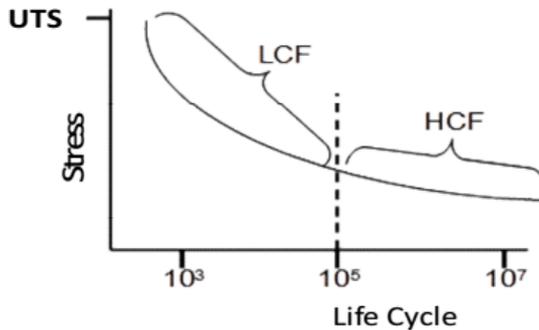
Gambar 2.5 (A) Diagram skematik menunjukkan empat mekanisme retakan (*cracking*) pada APS TBC. (B) Penampang melintang hasil SEM pada APS TBC (240 cycles) dan di-mount dengan *epoxy* [7].

2.5. *Thermal-Mechanical Fatigue* (TMF)

Penyebab atau mode kegagalan utama yang dapat terjadi pada sudu turbin adalah *thermal-mechanical fatigue* (TMF) yang terjadi ketika sudu turbin bekerja pada beban maksimal yang melibatkan seringnya *start-up* dan *shut-down*.

Fatigue pada material dapat terjadi ketika suatu material diberikan beban yang lebih rendah dari pada beban yang dibutuhkan untuk gagal secara berulang. Ada tiga faktor dasar yang menyebabkan kelelahan yaitu nilai maksimal *tensile stress* yang tinggi, variasi fluktuasi dari beban yang diberikan cukup besar, dan besarnya *cycles* pada beban yang diberikan.

Fatigue yang disebabkan oleh beban berulang yang berfluktuasi dapat dibagi menjadi *mechanical* dan *thermal fatigue*. *Mechanical fatigue* dapat diklasifikasikan menjadi dua tipe yaitu *high cycle fatigue* (HCF) dan *low cycle fatigue* (LCF) (Gambar 2.7). LCF terjadi pada tegangan tinggi dan jumlah *cycles* yang sedikit ($N < 10^4$). HCF terjadi pada tingkat tegangan yang jauh lebih rendah dari tegangan yang dihubungkan dengan tegangan stabil (*steady*). Perbedaan penting antara HCF dan LCF adalah pada HCF kegagalan yang terjadi berupa *crack initiation* sedangkan LCF berupa *crack propagation*.



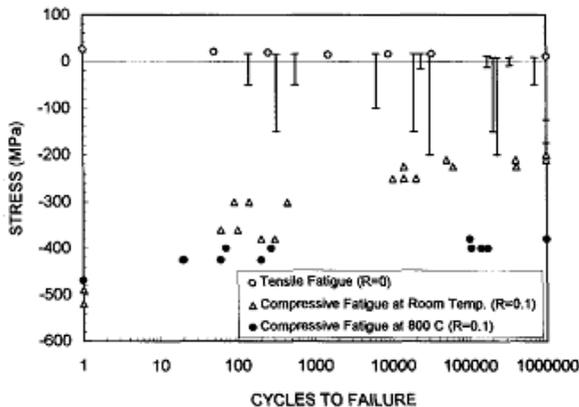
Gambar 2.6 Skematik ilustrasi karakteristik *fatigue* [3].

TMF terjadi akibat efek kombinasi antara temperatur *cyclic* dan tegangan *cyclic*. Jika *natural thermal expansion* dan kontraksi dari sebuah bagian diasumsikan terjadi ketika gradien termal diberikan pada komponen, maka akan menimbulkan tegangan dan regangan *cyclic*. Regangan *cyclic* inilah yang akan menimbulkan kegagalan *fatigue* seperti ketika diberikan beban mekanik dari luar.

Teknik *isothermal life prediction* sering tidak dapat diaplikasikan pada TMF karena mekanisme kerusakan lainnya dapat muncul pada temperatur ekstrim. Maka dari itu digunakan analisa *finite element* (FE). Analisa FE dapat menganalisa *thermal cycles* yang kompleks dan menganalisa TMF pada kondisi yang terkontrol [3].

Sudu turbin *stage* pertama pada turbin gas Mitsubishi tipe MW701D telah digunakan selama 78.164 EOH dengan putaran poros turbin 3000 rpm sehingga telah beroperasi sekitar 14×10^9 cycles.

E.F. Rejda, et al. [9] telah melakukan pengujian *fatigue* pada *plasma-sprayed* 8% Y_2O_3 - ZrO_2 yang digunakan pada mesin disel dengan temperatur penggunaan sekitar $800^\circ C$. Pengujian dilakukan pada tiga pengondisian yaitu pengujian *fatigue compression/compression* dengan tegangan yang dikontrol pada frekuensi 10 Hz dan rasio tegangan $R=0.1$ ($R = \sigma_{min}/\sigma_{max}$) pada temperatur ruang dan $800^\circ C$. Pengujian *fatigue tension* dilakukan pada frekuensi 10 Hz pada temperatur ruang dengan rasio tegangan, $R=0$. Hasil pengujian yang dilakukan ditunjukkan pada Gambar 2.8.



Gambar 2.7 Hasil pengujian *fatigue* pada *plasma-sprayed* 8% Y_2O_3 - ZrO_2 [9].

Lingkaran putih (Gambar 2.8) mempresentasikan *tensile fatigue test* dengan rasio tegangan $R=0$. Limit dari *tensile fatigue* atau tegangan maksimum ketika kegagalan tidak terjadi setelah satu juta cycles didapat sebesar 10.4 MPa, atau sekitar 40% dari *monotonic tensile strength* sebesar 26 MPa.

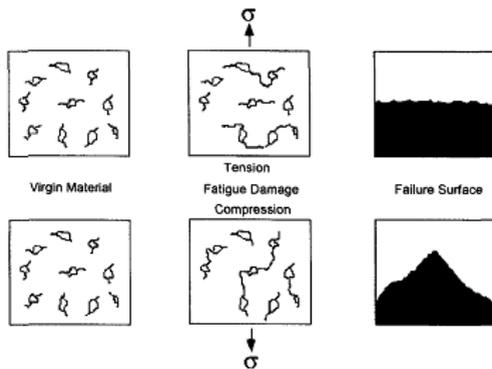
Segitiga putih (Gambar 2.8) mempresentasikan pengujian *compressive fatigue* yang dilakukan pada temperatur ruangan.

Limit *fatigue* didapatkan sebesar 200 MPa, atau sekitar 40% dari *monotonic compression strength* sebesar 500 MPa.

Lingkaran hitam (Gambar 2.8) mempresentasikan pengujian *compression fatigue* yang dilakukan pada temperatur 800°C. Limit *fatigue* didapatkan sebesar 375 MPa, lebih besar dibandingkan pengujian pada temperatur ruang.

Hasil pengujian *fatigue* dengan kombinasi beban *tensile/compressive* ditunjukkan dengan garis vertikal (Gambar 2.8). Garis vertikal tersebut menunjukkan *range* dari *stress* yang digunakan.

Peningkatan *compressive strength* pada temperatur tinggi dapat dihubungkan dengan perilaku deformasi pada material *coating*. Westing, et al. [10] melakukan percobaan pada berbagai temperatur dan material *coating* yang diberikan *compressive stress* selama satu jam. Didapatkan bahwa material menunjukkan kenaikan permanen pada *compressive modulus* seiring pertambahan temperatur. Peningkatan nilai modulus ini berdampak pada penurunan *strain range* ketika pemberian beban *stress-controlled cyclic* [9].



Gambar 2.8 Skematik proses akumulasi kerusakan *fatigue* dan *failure mode* akhir untuk beban *uniaxially* yang diberikan pada material *coating* [9].

Berdasarkan hasil penelitian yang dilakukan E.F. Rejda, et al. [9] yang dipaparkan di atas, dapat dilihat hubungan antara

temperatur, *cycles*, dan tegangan yang diberikan pada material *coating*. Dengan rasio tegangan kompresi yang sama, nilai limit *fatigue* pada temperatur ruang akan lebih rendah dibandingkan pada temperatur 800°C.

Terdapat dua faktor yang mempengaruhi perilaku *thermal cyclic* pada TBC yaitu pengaruh ketebalan lapisan *pre-oxide* dan kekasaran permukaan *bond-coat*.

2.5.1. Pengaruh Ketebalan Lapisan *Pre-oxide* pada Prilaku *Thermal Cyclic* TBC

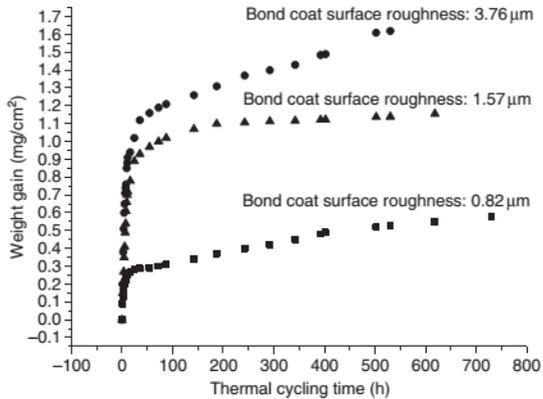
Seperti yang telah dijelaskan pada sub bab sebelumnya, bahwa TGO merupakan salah satu lapisan penyusun sistem TBC dan terbentuk di atas permukaan *bond-coat*. Lapisan TGO memiliki peran penting pada performa TBC. Pada EB-PVD TBC, kegagalan yang terjadi seringkali disebabkan oleh lapisan TGO yang telah mencapai ketebalan kritisnya sebesar 5 μm . *Spallation* pada YSZ *top-coat* dilaporkan disebabkan oleh peningkatan *stress* akibat pembentukan lapisan TGO dan ketidakcocokan termal antara *metallic bond-coat* dan YSZ *top-coat*.

Thermal cycling lifetime akan berubah bergantung pada ketebalan lapisan *pre-oxide*. *Thermal cyclic lifetime* akan menurun dari 730 jam (1460 *cycles*) menjadi 400 jam (800 *cycles*) dan lapisan TGO menebal dari 5.6 μm menjadi 6.7 μm [11].

2.5.2. Pengaruh Kekasaran Permukaan *Bond-Coat* pada Prilaku *Thermal Cyclic* TBC

Pada Gambar 2.10 dapat dilihat bahwa pada kekasaran permukaan sebesar 0.82 μm memiliki *lifetime* sebesar 730 jam (1460 *cycles*) yang lebih tinggi dibandingkan dengan *lifetime* pada spesimen dengan kekasaran permukaan 3.76 μm yaitu sebesar 530 jam (1060 *cycles*). Hal tersebut menunjukkan bahwa *weight gain* mengalami peningkatan dan *thermal cyclic lifetime* mengalami penurunan seiring dengan penambahan kekasaran permukaan *bond-coat*. Tingginya kekasaran pada *bond-coat* memberikan luas permukaan yang lebih besar sehingga menyebabkan *weight gain*

lebih besar pada saat pengujian *cyclic*. Sehingga pada laju oksidasi yang sama, *weight gain* persatuan luas menjadi lebih besar karena luasan yang digunakan untuk perhitungan tetap berdasarkan bentuk dari spesimen uji. Hal ini berarti ketebalan TGO tidak menyebabkan peningkatan kekasaran pada permukaan *bond-coat* secara signifikan [10].

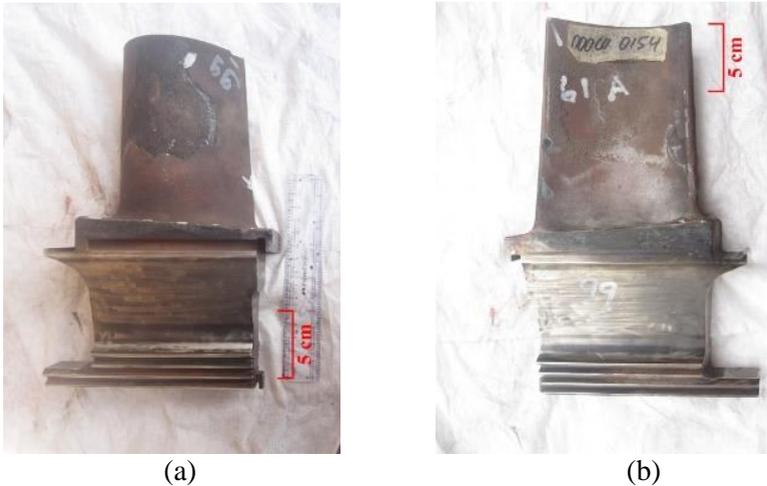


Gambar 2.9 Kurva *thermal cyclic* vs *weight gain* untuk tiga tipe kekasaran pada *bond-coat* [10].

BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Sampel Material Sudu Turbin *Stage* Pertama

Material yang digunakan pada penelitian ini adalah sebuah sudu turbin *stage* pertama pada turbin gas Mistsubishi tipe MW701D yang telah digunakan selama 78.164 *Equivalent operating hours* (EOH) dari *standard life time* sebesar 50.000 EOH. Temperatur kerja dari sudu turbin 1154°C dan putaran sebesar 3000 RPM. Foto sampel material sudu turbin dapat dilihat pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 (a) Tampak belakang sudu turbin, (b) Tampak depan sudu turbin

3.2. Peralatan

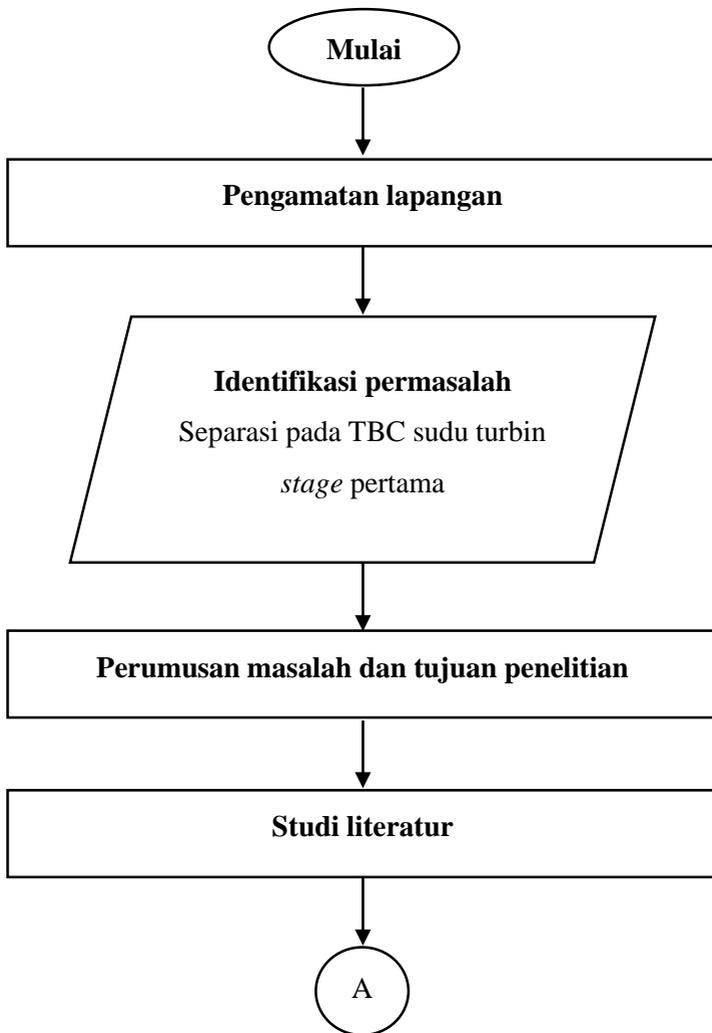
Peralatan yang digunakan untuk melakukan penelitian ini, antara lain:

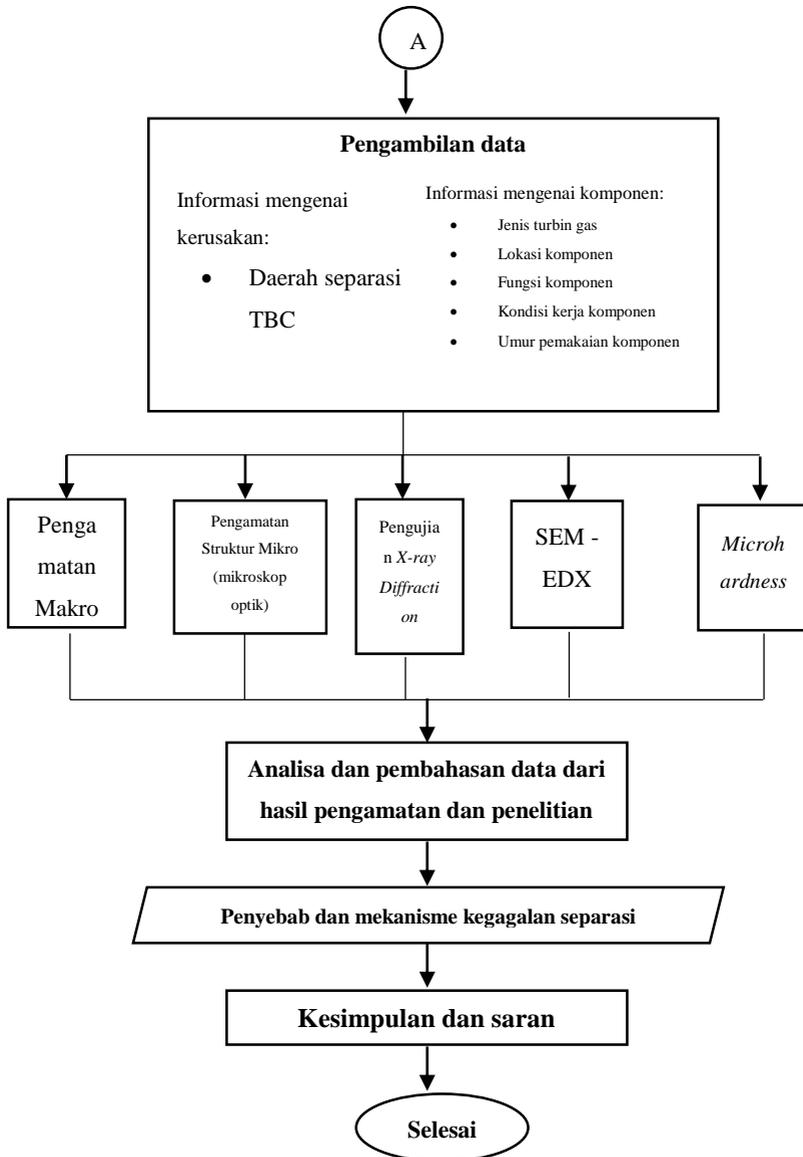
1. Kamera digital
2. Mikroskop optis
3. Alat potong gerinda
4. Alat *grinding* dan *polishing*
5. Peralatan *mounting* (resin, wax, dan cetakan)
6. Peralatan *etching*

7. Alat uji *x-ray diffraction* (XRD)
8. Alat uji *microhardness*
9. Alat uji *scan electron microscope – energy dispersive x-ray* (SEM-EDX)

3.3. Metode Penelitian

Langkah-langkah yang dilakukan untuk mencapai tujuan penelitian ini digambarkan secara singkat melalui diagram alir pada Gambar 3.2 berikut:





Gambar 3.2 Diagram alir penelitian

Berdasarkan diagram alir penelitian di atas, penelitian diawali dengan melakukan pengamatan lapangan. Pengamatan lapangan dilakukan pada komponen turbin setelah dilakukan *overhaul* untuk melihat apakah terjadi kerusakan pada komponen turbin. Dari observasi lapangan, ditemukan kegagalan berupa separasi dari TBC pada sudu turbin *stage* pertama. Sehingga dapat dirumuskan masalah yang terjadi dan menentukan tujuan untuk dilakukan penelitian ini.

Studi literatur dilakukan sebagai proses ulasan terhadap buku dan jurnal yang mendukung dalam memberikan informasi tentang faktor-faktor yang terkait dengan kerusakan sejenis. Faktor-faktor yang dapat menyebabkan separasi pada TBC dapat berupa dari dalam sistem lapisan TBC dan serangan dari lingkungan kerjanya.

Pengambilan data dilakukan untuk mendapatkan data-data awal pada kerusakan seperti informasi mengenai komponen yang mengalami kerusakan dan sejarah pemakaian.

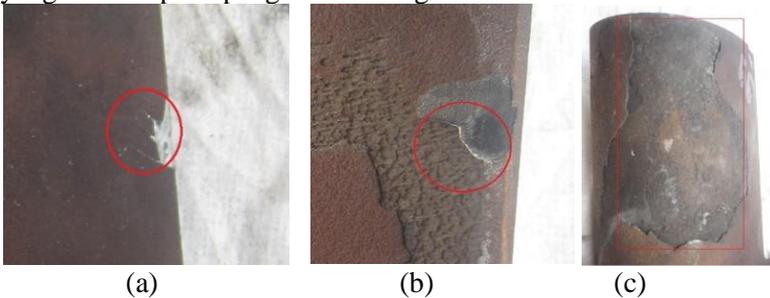
Pengamatan makro dilakukan untuk mengamati bagian luar dari komponen yang akan dianalisa. Pengamatan terdiri dari pengukuran dimensi, penampang bidang spesimen dan daerah-daerah pada sudu turbin yang mungkin mengalami konsentrasi tegangan serta temperatur tinggi. Pengamatan bidang dan juga pengamatan permukaan spesimen dilakukan untuk mengetahui adanya cacat pada spesimen sehingga dapat menjadi acuan untuk melakukan analisa selanjutnya.

Pengamatan struktur mikro dilakukan dengan menggunakan *scan electron microscope* (SEM) dan mikroskop optik untuk mengetahui jenis TBC yang digunakan dan mekanisme kerusakan yang terjadi pada lapisan TBC. Langkah pengujian diawali dengan penyiapan sampel uji yaitu pemotongan dengan menggunakan grinda, proses *grinding-polishing*, dan pengetsaan. Sampel uji diambil pada daerah TBC sudu turbin yang mengalami separasi, seperti dilihat pada gambar 3.3.



Gambar 3.3 Lokasi pengambilan sampel uji SEM dan pengamatan mikroskop optik.

Pengujian XRD dilakukan untuk memperoleh senyawa penyusun dari sampel yang diambil pada bagian sudu turbin. Sampel yang akan dilakukan uji XRD adalah sampel produk pada permukaan TBC yang telah ter-*spallation*, serpihan TBC pada bagian belakang sudu turbin, dan produk yang terbentuk pada permukaan TBC. Pengujian dengan menggunakan EDX juga dilakukan untuk mengetahui unsur penyusun pada setiap lapisan yang diamati pada pengamatan dengan SEM.



Gambar 3.4 (a) Lokasi pengambilan sampel serpihan TBC pada bagian belakang sudu turbin. (b) Lokasi pengambilan sampel produk yang terbentuk pada permukaan TBC. (c) Lokasi pengambilan sampel produk pada permukaan TBC yang telah separasi.

Data hasil *finite element analysis* didapatkan pada referensi jurnal yang sesuai. *Finite element analysis* dilakukan untuk mengetahui distribusi temperatur dan tegangan yang terjadi pada lapisan-lapisan TBC yang mungkin akan menyebabkan kegagalan separasi.

Setelah didapatkan data-data dari pengujian dan pengamatan sebelumnya, penelitian dilanjutkan dengan menganalisa data tersebut untuk mendapatkan kesimpulan terkait mekanisme kegagalan separasi yang terjadi pada TBC.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 4 ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

4.1. Informasi Sudu Turbin

Komponen yang diteliti adalah sebuah sudu turbin gas buatan Mitsubishi dengan tipe MW701D. Sudu turbin diambil secara acak dari 99 sudu turbin *stage* pertama yang telah digunakan selama 78.164 *equivalent operating hours* (EOH) dengan kondisi kerja bertemperatur 1.154°C dan tekanan 12.7 Kg/cm². Gambar 4.1 menunjukkan bentuk dari sudu turbin gas yang akan diamati. Sudu turbin terdiri dari tiga bagian yaitu *tip region* dengan fungsi mengurangi kebisingan dan *losses*, *mid region* dengan fungsi menentukan besar gaya sentrifugal, dan *root region* dengan fungsi menahan sudu turbin agar tidak lepas dari *rotor disc*.



Gambar 4.1 Sudu turbin gas *stage* pertama turbin gas Mitsubishi MW701D.

Sudu turbin terbuat dari material *nickel-based superalloy* dengan metode pembuatan menggunakan *investment casting*. Untuk melindungi material sudu turbin dari gas panas hasil pembakaran, pada bagian sudu dilapisi dengan *thermal barrier coating* (TBC). Sudu turbin tersebut dilengkapi dengan 25 lubang pendingin pada bagian atas dan berjung menjadi 25 lubang pada bagian bawah.

4.2. Persiapan Sampel Uji

4.2.1. Sampel Pengujian *X-ray Diffraction* (XRD)

Untuk pengujian XRD, diambil tiga sampel pada sudu turbin pada tiga lokasi berbeda seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.2. Sampel pada bagian *coating* diambil sebagian dari daerah TBC yang telah terseparasi. Sampel produk pada permukaan sudu turbin diambil dengan menggunakan sikat besi.



(a)



(b)

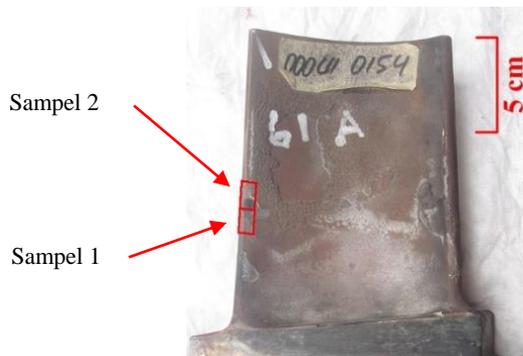


(c)

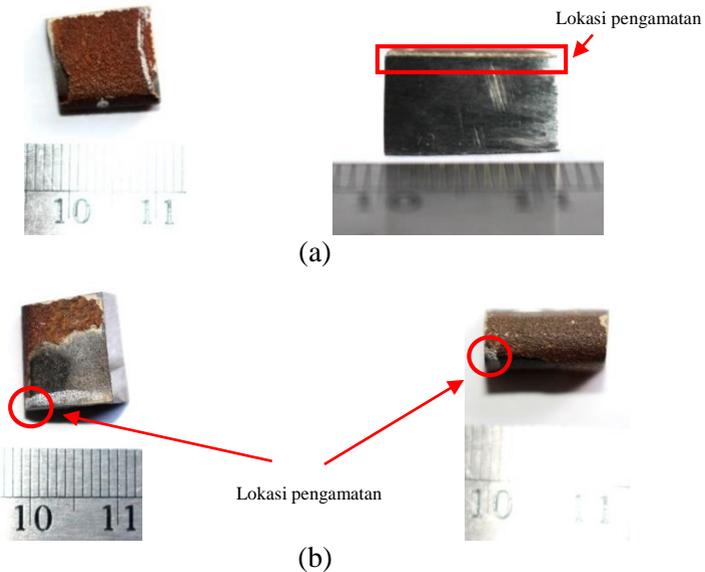
Gambar 4.2 Lokasi pengambilan sampel uji XRD. (a) sampel pada produk di atas *coating* sudu turbin. (b) sampel pada *coating* sudu turbin. (c) sampel produk pada permukaan sudu turbin.

4.2.2. Sampel Pengamatan Struktur Mikro dan Pengujian *Microhardness*

Sampel untuk pengamatan mikro dan pengujian *microhardness* diambil sebanyak dua sampel dari bagian tepi sudu turbin yang mengalami separasi seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.3. Pemotongan sampel dilakukan dengan menggunakan gerinda. Ukuran sampel yang berukuran 10 mm x 10 mm. Hasil pemotongan sampel dapat dilihat pada Gambar 4.4.



Gambar 4.3 Lokasi pengambilan sampel uji untuk pengamatan mikro dan pengujian *microhardness*.



Gambar 4.4 Sampel hasil pemotongan menggunakan gerinda. (a) sampel 1. (b) sampel 2.

Setelah dilakukan pemotongan, kedua sampel di-mount menggunakan resin untuk memudahkan proses *grinding* dan *polishing*. Sebelum dilakukan pengamatan mikro dan pengujian *microhardness*, kedua sampel dietsa menggunakan larutan 80 ml HCl dan 20 ml HNO₃ selama 30 detik [8].

4.3. Hasil Pengamatan dan Pengujian

4.3.1. Hasil Pengamatan Makro

Pengamatan makro dilakukan pada penampakan sudu turbin yang akan diamati. Pengamatan meliputi pemeriksaan permukaan sudu turbin, pengukuran dimensi, dan indentifikasi kerusakan yang terjadi. Hasil pengamatan makro dapat dilihat pada Gambar 4.5.



(a)



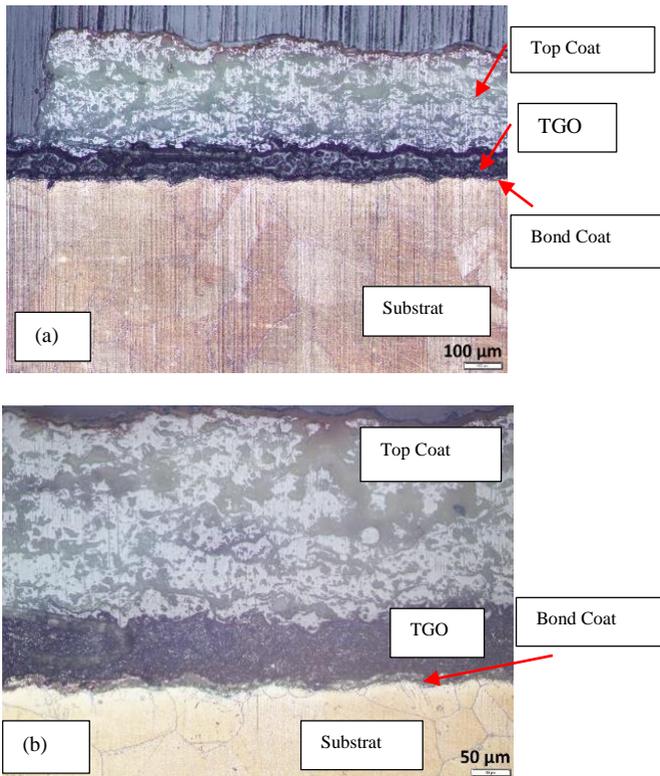
(b)

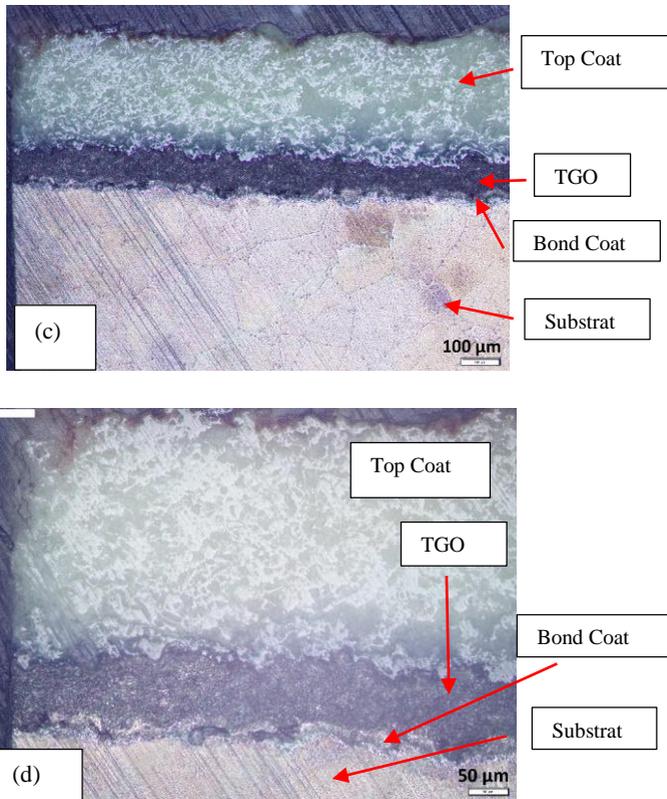
Gambar 4.5 Hasil pengamatan makro, terdapat kerusakan separasi pada TBC dan deposit pada permukaan TBC. (a) bagian belakang sudu turbin. (b) bagian depan sudu turbin.

Dari hasil pengamatan makro ditemukan kerusakan separasi dan deposit pada bagian TBC. Dengan metode *grid* didapat jumlah kerusakan separasi pada TBC sudu turbin bagian belakang sebanyak 40.7% dan bagian depan 8%. Pada sudu turbin bagian depan, 38.3% daerah TBC tertutup deposit.

4.3.2. Hasil Pengamatan Mikro dengan Mikroskop Optik

Pengamatan mikrostruktur dengan menggunakan mikroskop optik dilakukan pada dua perbesaran yaitu 100x dan 200x. Pengamatan ini dilakukan untuk mengetahui jenis TBC yang digunakan pada sudu turbin *stage* pertama beserta ketebalan masing-masing lapisannya. Hasil pengamatan menggunakan mikroskop optik dapat dilihat pada Gambar 4.6.





Gambar 4.6 Hasil pengamatan struktur mikro dengan mikroskop optik. Dietsa dengan larutan 20 ml HNO_3 dan 80 ml HCl selama 30 detik. Sampel 1 (a) perbesaran 100x pada bagian tepi. (b) perbesaran 200x pada bagian tengah. Sampel 2 (c) perbesaran 100x. (d) perbesaran 200x.

Dari hasil pengamatan pada Gambar 4.6 diketahui bahwa TBC yang terdapat pada sudu turbin *stage* pertama bertipe *air-plasma-sprayed* TBC (APS TBC) karena bentuk batas antara lapisan *bond-coat*/TGO dengan *top-coat* bergelombang. Hasil perhitungan ketebalan lapisan-lapisan pada TBC dapat dilihat pada Tabel 4.1.

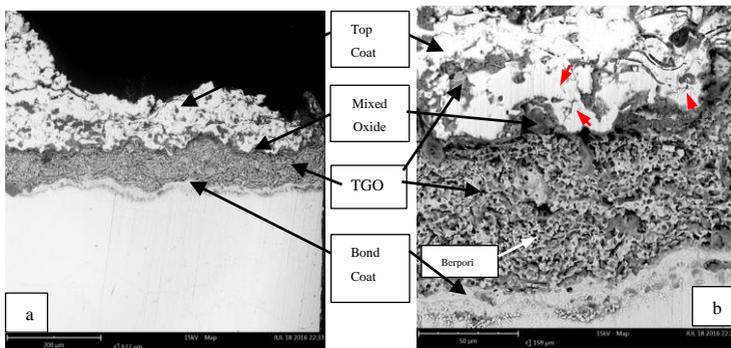
Dari Tabel 4.1 diketahui bahwa lapisan TGO mengalami penebalan melebihi batas referensi ($1 - 10 \mu\text{m}$ [7]) yaitu mencapai $85 \mu\text{m}$. Sedangkan lapisan *bond-coat* mengalami penipisan sampai menjadi $17 \mu\text{m}$ dari ketebalan referensi yaitu $75 - 150 \mu\text{m}$ [7].

Tabel 4.1 Hasil perhitungan ketebalan lapisan TBC pada sudu turbin *stage* pertama.

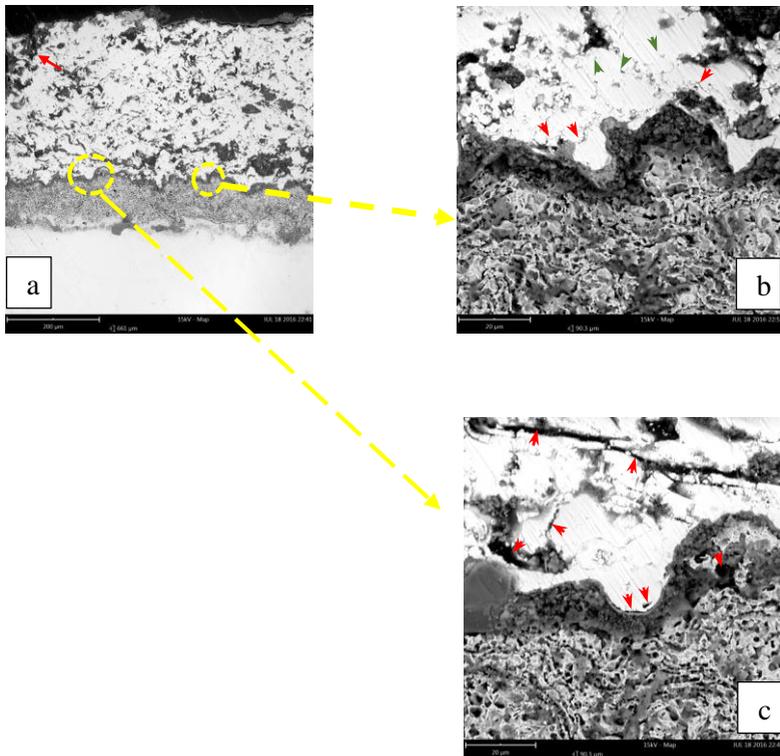
Lapisan	Ketebalan (μm)		
	Sampel 1	Sampel 2	Referensi [7]
<i>Top-coat</i>	250 – 320	350	300
TGO	67 – 75	85	1 – 10
<i>Bond-coat</i>	17	17	75 - 150

4.3.3. Hasil Pengamatan Mikro dengan *Scan Electron Microscope* (SEM)

Untuk dapat melihat mekanisme kerusakan separasi yang terjadi pada TBC maka dilakukan pengamatan struktur mikro menggunakan SEM. Pengamatan SEM menggunakan metode *secondary electrons*. Hasil pengamatan SEM ditunjukkan pada Gambar 4.7 dan Gambar 4.8.



Gambar 4.7 Hasil uji SEM pada sampel 1. (a) perbesaran 400x pada bagian tepi. (b) perbesaran 1700x. Panah berwarna merah menunjukkan lokasi *microcrack*.



Gambar 4.8 Hasil uji SEM pada sampel 2. (a) perbesaran 400x. (b) dan (c) perbesaran 3000x. Panah berwarna merah menunjukkan lokasi *microcrack* dan panah berwarna hijau menunjukkan lokasi porositas.

Dari hasil pengujian SEM pada sampel 1 ditemukan kerusakan pada bagian tepi lapisan *top-coat* berupa separasi. Pada pengamatan dengan perbesaran 1700x ditemukan *microcrack* pada lapisan *top-coat* yang ditunjukkan pada panah berwarna merah.

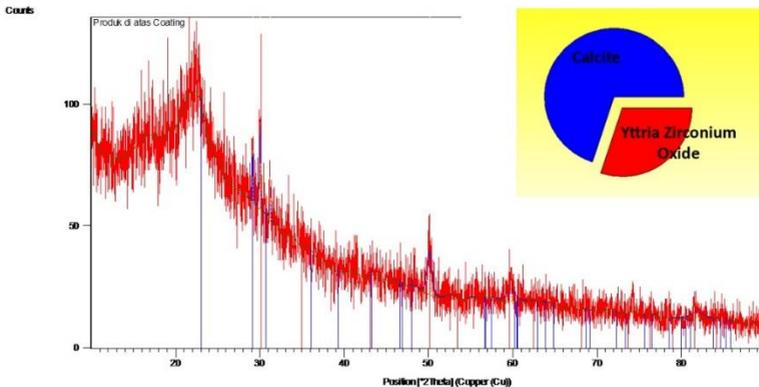
Hasil pengamatan pada sampel 2 ditemukan *microcrack* pada lapisan *top-coat* (ditunjukkan pada panah berwarna merah. Pada Gambar 4.8 (a) dapat dilihat pada lapisan *top-coat* bagian atas telah

terjadi *macrocrack*. Beberapa porositas juga ditemukan pada lapisan *top-coat* ditunjukkan dengan panah berwarna hijau.

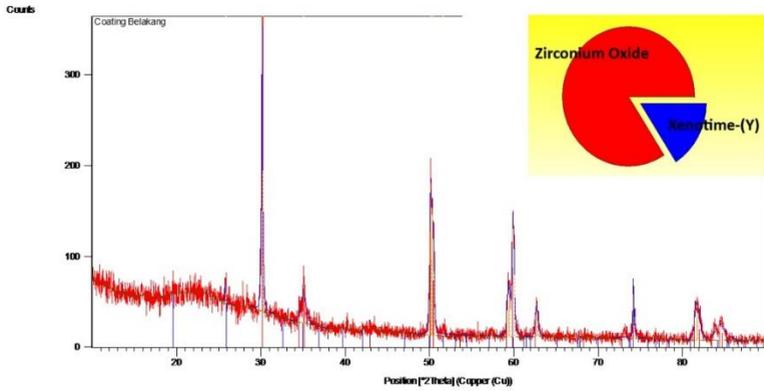
Kedua sampel memiliki lapisan TGO dengan struktur berpori dan terdapat lapisan yang diduga lapisan *mixed oxide*. Selanjutnya akan dilakukan pengujian EDX untuk mengetahui komposisi setiap lapisannya.

4.3.4. Hasil Pengujian *X-ray Diffraction* (XRD)

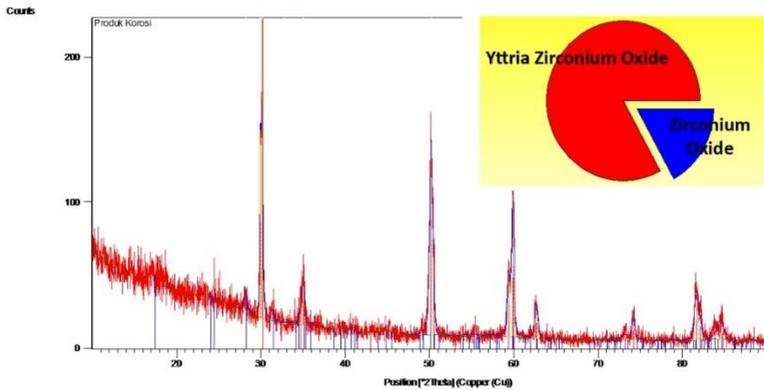
Pengujian XRD dilakukan pada tiga sampel seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.2. Grafik hasil dan tabel hasil pengujian XRD dapat dilihat pada Gambar 4.9 dan Tabel 4.2.



(a)



(b)



(c)

Gambar 4.9 Grafik hasil pengujian XRD. (a) sampel pada produk di atas *coating* sudu turbin. (b) sampel pada *coating* sudu turbin. (c) sampel produk permukaan sudu turbin.

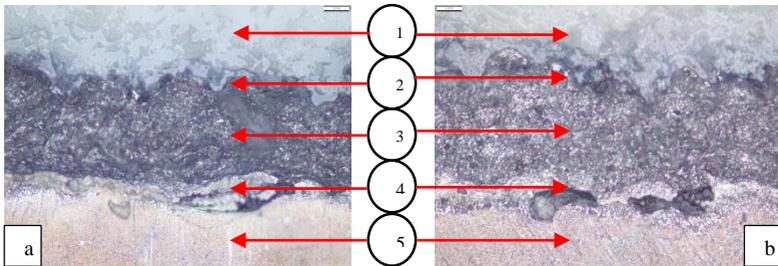
Tabel 4.2 Hasil pengujian XRD pada tiga sampel sudu turbin

Sampel	Hasil	Rumus Kimia
Produk di atas coating sudu turbin	Calcite	$\text{Ca}(\text{CO}_3)$
	Zirconium Yttrium Oxide	$\text{Y}_2\text{O}_3 - \text{ZrO}_2$
Coating sudu turbin	Zirconium Oxide	ZrO_2
	Xenotime-(Y)	$\text{Y}(\text{PO}_4)$
Produk permukaan sudu turbin	Yttrium Zirconium Oxide	$\text{Y}_2\text{O}_3 - \text{ZrO}_2$
	Zirconium Oxide	ZrO_2

Hasil pengujian XRD menunjukkan bahwa material penyusun TBC adalah *yttria-stabilized zirconia*. Terdapat senyawa *calcite* (CaCO_3) yang merupakan deposit pada permukaan TBC. Senyawa *xenotime-Y* (YPO_4) merupakan senyawa penyusun dari lapisan pelindung di atas lapisan *top-coat*.

4.3.5. Hasil Pengujian *Microhardness*

Pengujian *microhardness* dilakukan menggunakan metode *vickers* dengan pembebanan 1 kg. Perbesaran mikroskop yang digunakan adalah 500x. Nilai kekerasan diambil sebanyak lima titik pada masing-masing sampel seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.10. Titik 1 ditempatkan pada lapisan *top-coat*. Titik 2 ditempatkan pada batas lapisan *top-coat* dan TGO. Titik 3 ditempatkan pada bagian TGO. Titik 4 ditempatkan pada bagian *bond-coat*. Titik 5 ditempatkan pada bagian substrat. Hasil pengujian *microhardness* dapat dilihat pada Tabel 4.3.



Gambar 4.10 Lokasi indentasi pada pengujian *microhardness*. Titik 1 pada lapisan *top-coat*, titik 2 pada batas lapisan TGO dan *top-coat*, titik 3 pada lapisan TGO, titik 4 pada lapisan *bond-coat*, dan titik 5 pada bagian substrat. (a) sampel 1. (b) sampel 2.

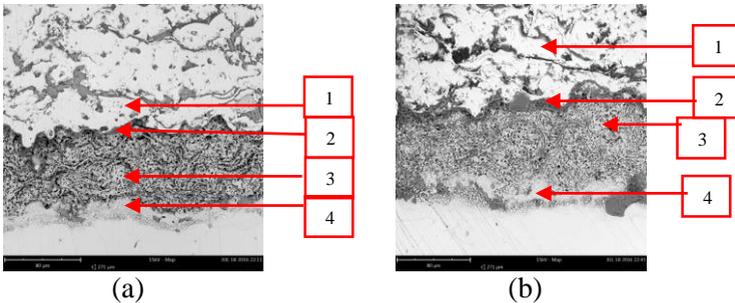
Tabel 4.3 Hasil pengujian *microhardness*

Sampel	Kekerasan (HVN)				
	1	2	3	4	5
Sampel 1	559	464.7	461.5	431.9	381.8
Sampel 2	560.5	463.3	462.7	424.6	386.6

Dari hasil pengujian *microhardness* pada Tabel 4.2 diketahui bahwa lapisan *top-coat* memiliki kekerasan yang paling tinggi. Dilihat dari nilai kekerasan pada lapisan substrat memiliki rata-rata 384.2 HVN maka dapat diasumsikan bahwa substrat dari sudu turbin *stage* pertama sama dengan material substrat sudu turbin *stage* kedua yang dengan nilai kekerasan rata-ratanya 384.5 HVN. Pengujian *spectrometer* telah dilakukan pada sudu turbin *stage* kedua dan mendapatkan hasil bahwa material substrat adalah Inconel 738 LC [12].

4.3.6. Hasil Pengujian *Energy Dispersion X-ray* (EDX)

Pengujian EDX dilakukan bersamaan dengan pengujian SEM. Diambil empat titik pada perbesaran 1000x untuk mendapatkan unsur-unsur penyusun tiap lapisannya. Lokasi pengambilan titik dapat dilihat pada Gambar 4.11. Hasil pengujian EDX dapat dilihat pada Tabel 4.3.



Gambar 4.11 Lokasi pengambilan titik pengamatan uji EDX pada perbesaran 1000x. Titik 1 pada lapisan *top-coat*, titik 2 pada lapisan *mixed oxide*, titik 3 pada lapisan TGO, dan titik 4 pada lapisan *bond-coat*.

Tabel 4.4 Hasil pengujian EDX

Lapisan		Weight Concentration						
		Zr	Y	O	Ni	Cr	Co	Al
Sampel 1	<i>Top-coat</i>	49.5	7.4	30.7	-	-	-	-
	<i>Mixed Oxide</i>	-	-	16.4	17.9	17.8	27.5	9.2
	TGO	-	-	47.2	-	4.0	-	28.6
	<i>Bond-coat</i>	-	1.3	-	37.9	15.6	27.2	8.0
Sampel 2	<i>Top-coat</i>	50.8	6.9	23.2	-	-	-	-
	<i>Mixed Oxide</i>	-	-	10.0	21.0	18.7	28.4	6.7
	TGO	-	-	44.5	-	-	-	37.3
	<i>Bond-coat</i>	-	1.0	-	28.2	24.3	36.7	1.7

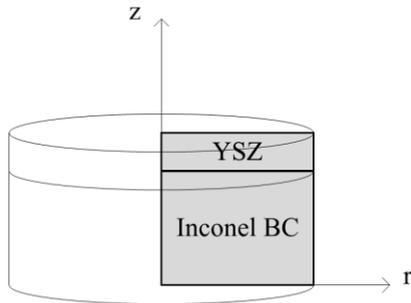
Hasil pengujian EDX menunjukkan lapisan *top-coat* memiliki kandungan 7%wt *yttria-stabilized zirconia* (YSZ). Terdapat lapisan *mixed oxide* yang mengandung oksida dari Ni, Cr, Co, dan Al. Lapisan TGO terbentuk dari oksida Al dan sedikit Cr pada sampel 1. *Bond-coat* memiliki kandungan Ni, Cr, Co, Al, Y.

Kandungan Cr lebih banyak terdapat pada lapisan *mixed oxide* dari pada lapisan TGO. Kandungan Al pada lapisan TGO lebih banyak dari pada lapisan *mixed oxide*. Hal tersebut menjelaskan bahwa lapisan *mixed oxide* merupakan lapisan TGO yang telah mengalami oksidasi lanjutan sehingga kadar Al menurun dan kadar Cr meningkat. Sesuai dengan pengamatan yang dilakukan oleh **M. S. Ali, et al** yang menemukan bahwa ketika bertambah lamanya waktu oksidasi akan menurunkan kadar Al pada TGO dan meningkatkan kadar Cr pada TGO serta menyebabkan struktur TGO menjadi berpori [15].

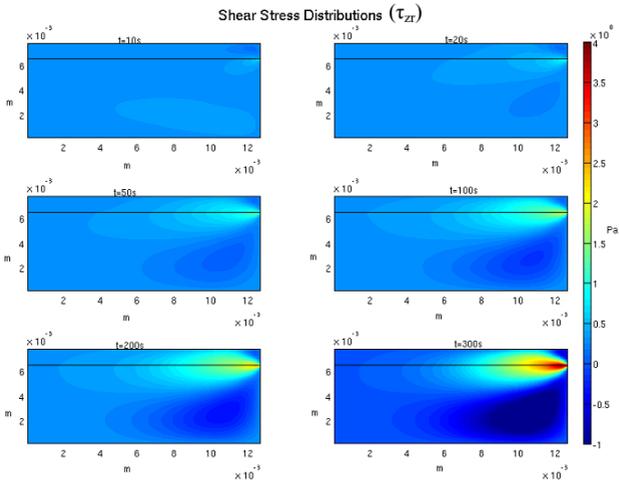
4.3.7. Tegangan yang Bekerja Pada Saat Proses Pendinginan

C. Borri, et al [13] telah melakukan eksperimen *thermal fatigue* pada TBC menggunakan analisa *finite element*. Analisa *finite element* dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak The COMSOL Multiphysics®. Analisa ini dilakukan untuk mengevaluasi tegangan termal yang diterima TBC dan substrat pada saat uji *thermal cycling*. TBC dan substrat dimodelkan 2D dan disederhanakan menjadi dua lapisan (Gambar 4.12). Model tersebut terdiri dari lapisan 8%-YSZ *coating* setebal 1.5 mm dan lapisan Inconel 718 setebal 6.5 mm, lebar dari model untuk kedua lapisan sama yaitu 1.27 cm.

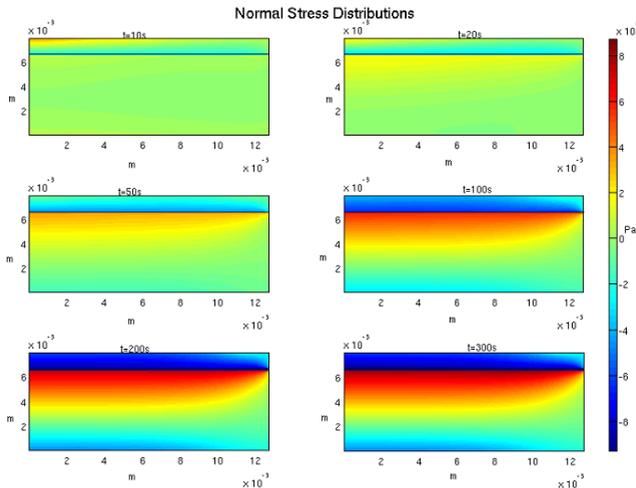
Hasil simulasi menunjukkan distribusi tegangan geser (Gambar 4.13) dan tegangan normal (Gambar 4.14) yang terjadi pada saat proses pendinginan. Tegangan geser dan tegangan normal mencapai nilai maksimum setelah pendinginan selama 200 detik dan selanjutnya bernilai konstan. Nilai tegangan geser maksimum dapat mencapai nilai 400 MPa dan terkonsentrasi pada bagian tepi batas antara lapisan YSZ dan Inconel. Nilai tegangan normal maksimum dapat mencapai 800 MPa dan terkonsentrasi pada batas lapisan YSZ dan Inconel.



Gambar 4.12 Permodelan sampel yang akan disimulasikan menggunakan analisa *finite element* [13].



Gambar 4.13 Distribusi tegangan geser untuk waktu yang berbeda pada arah r [13].



Gambar 4.14 Distribusi tegangan normal untuk waktu yang berbeda pada arah r [13].

4.4. Mekanisme Kerusakan *Thermal Barrier Coating* (TBC)

Pada penelitian ini didapatkan dua mekanisme yang dapat menyebabkan terjadinya kegagalan pada TBC berupa separasi. Mekanisme pertama disebabkan akibat adanya perbedaan *thermal expansion* antara lapisan-lapisan TBC. Perbedaan *thermal expansion* terjadi pada saat proses pemanasan dan pendinginan.

Pada saat proses pendinginan, bagian *top-coat* dengan koefisien *thermal expansion* $11 \times 10^{-6}/K$ dan *bond-coat* dengan koefisien *thermal expansion* $17.5 \times 10^{-6}/K$ akan mengalami pendinginan yang lebih cepat dibandingkan dengan lapisan TGO dengan koefisien *thermal expansion* $8 \times 10^{-6}/K$ [16]. Ketidakteraturan *thermal expansion* antara lapisan *top-coat*, *bond-coat*, dan TGO akan menimbulkan tegangan *tensile* pada lapisan *top-coat* dan *bond-coat* serta tegangan kompresi pada lapisan TGO. Sehingga pada akhir proses pendinginan akan timbul tegangan sisa berupa '*thermal*' *compressive* yang tinggi.

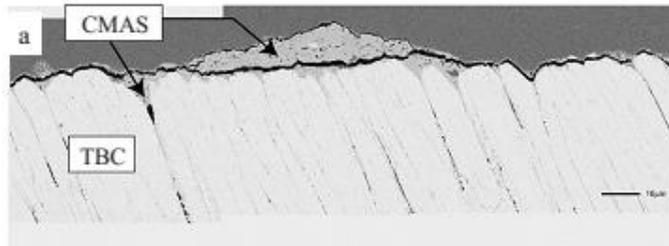
Sedangkan pada proses pemanasan, akan terjadi tegangan kebalikan dari proses pendinginan. Lapisan *top-coat* akan

mengalami tegangan kompresi sedangkan lapisan TGO mengalami tegangan *tensile* karena terjadinya proses penebalan lapisan TGO. Perbedaan tegangan yang bekerja pada tiap lapisan setiap proses pemanasan dan pendinginan akan menyebabkan *thermal cycle* yang akan berujung pada *thermal fatigue*.

Tegangan yang muncul antara batas tiap lapisan TBC akan menimbulkan *microcrack*, terutama pada bagian *top-coat* karena hasil pengujian *microhardness* menunjukkan bahwa lapisan *top-coat* memiliki kekerasan paling tinggi dari lapisan TBC sehingga cenderung memiliki sifat lebih getas.

Sesuai simulasi *finite element* yang dilakukan **C. Borri et al**, bahwa pada proses pendinginan, tegangan yang bekerja terkonsentrasi pada batas tepi antara TBC dan substratnya. Hal ini sesuai dengan hasil pengamatan struktur mikro dengan SEM ditemukan separasi pada bagian tepi. Pada bagian batas lapisan *top-coat* dan TGO juga ditemukan *microcrack* (Gambar 4.8 (b) dan (c)). Lokasi terjadinya *microcrack* pada Gambar 4.7 dan 4.8 sesuai dengan mekanisme II dan III kerusakan pada APS-TBC yang ditunjukkan pada Gambar 2.5. *Microcrack* yang saling terhubung akan menjadi *macrocrack* dan menyebabkan terjadinya separasi pada bagian *top-coat*.

Mekanisme kedua dapat disebabkan oleh serangan dari lingkungan berupa partikel *calcium-magnesium-alumina-silicate* (CMAS). Dari hasil pengujian XRD ditemukan deposit pada permukaan TBC berupa *calcite* (CaCO_3). Pada saat proses tersebut, CMAS yang masih dalam kondisi cair dapat mengendap dan meresap pada mikrostruktur TBC (Gambar 4.15). Masuknya CMAS pada susunan mikrostruktur TBC akan merubah sifat mekanik dari bagian dekat permukaan [14].



Gambar 4.15 Pengendapan dan penyerapan CMAS pada TBC [14].

Sehingga pada saat proses pendinginan, lapisan CMAS memadat dan menjadi daerah keras dan kaku. CMAS yang padat memiliki koefisien *thermal expansion* yang lebih rendah dari TBC, sehingga terjadi tegangan kompresi pada sistem yang menyebabkan meningkatnya laju pelepasan energi. Tingginya laju pelepasan energi ini dapat menyebabkan separasi pada lapisan TBC [14].

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 5

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1. Kesimpulan

Dari pengamatan makro didapatkan bahwa jumlah separasi terbanyak (40.7%) terjadi pada bagian TBC yang tidak tertutupi deposit *calcite*. Sehingga dapat disimpulkan mekanisme kerusakan separasi pada TBC sudu turbin *stage* pertama terjadi diakibatkan adanya *thermal fatigue* akibat perbedaan *thermal expansion* serta terjadi penebalan lapisan TGO mencapai 85 μm sehingga menimbulkan tegangan kompresi pada lapisan *top-coat*. Tegangan yang timbul akan menyebabkan *microcrack*. Ketika *microcrack* terhubung maka akan menjadi *macrocrack* dan memudahkan terjadinya separasi pada lapisan *top-coat*.

5.2. Saran

1. Langkah-langkah dalam analisa kegagalan sebaiknya dilakukan dengan hati-hati agar tidak menghilangkan jejak kerusakan yang terjadi.
2. Apabila telah terjadi inisiasi kerusakan pada TBC berupa separasi pada tepi atau *buckling* maka perlu dilakukan penggantian sudu turbin agar menjaga kinerja dari turbin gas.
3. Ketika akan melakukan inspeksi pada bagian turbin yang mengharuskan untuk menghentikan turbin, maka hindari proses pendinginan cepat untuk menghindari adanya *thermal stress* yang mengakibatkan *thermal fatigue* pada TBC.

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Moran J. Michael dan Shapiro N. Howard. **Fundamentals of Engineering Thermodynamics – Fifth Edition**. John Willey & Sons, Inc. 2006.
- [2] Ganesan V. **Gas Turbines – Third Edition**. Tata McGraw Hill Education Private Limited. New Delhi. 2010.
- [3] Eshati Samir. **An Evaluation of Operating and Creep Life of Stationary Gas Turbine Engine**. Cranfield University. 2012.
- [4] Weber J.H. **Encyclopedia of Material, Science and Technology Nickel Based Superalloy – Alloying**. Elsevier Science. Ltd. 2001. pp. 6146 – 6149.
- [5] <http://www.azom.com>
- [6] J. Donachie, Matthew; J. Donachie, Stephen. **A Technical Guide of Superalloys**. Ohio, USA. ASM International. 2002.
- [7] Nitin P. Padture et al. **Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications**. Science 296,280. 2002.
- [8] Vander Voort, George F. **Metallography, Principles and Practice**. McGraw-Hill. New York. 1999.
- [9] Rejda E. F. et al. **Fatigue Behavior of A Plasma-Sprayed 8%Y₂O₃-ZrO₂ Thermal Barrier Coating**. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures Vol 20, No. 7, pp. 1043 – 1050. Great Britain. 1997.
- [10] K. F. Wesling, D. F. Socie dan B. Beardsley. **Fatigue of Thick Thermal Barrier Coatings**. J. Am. Ceram. Soc. 77. 1863-1898. 1994.
- [11] Xu Huibin dan Guo Hongbo. **Thermal Barrier Coatings**. Woodhead Publishing. New Delhi. 2011.
- [12] Selvi K. P. **Analisis Remaining Life pada Sudu Turbin Gas MW701D Stage Kedua dari Pengamatan Struktur Mikro**. Laboratorium Metalurgi Teknik Mesin ITS. Indonesia. 2016.

- [13] C. Borri et al. **Finite Element Analysis of Thermal Fatigue in Thermal Barrier Coatings (TBC)**. The COMSOL Conference. Milan. 2009.
- [14] Chen Xi. **Calcium-magnesium-alumina-silicate (CMAS) Delamination Mechanisms in EB-PVD Thermal Barrier Coatings**. Elsevier B. V. 2005.
- [15] M. S. Ali et al. **Degradation of Thermal Barrier Coatings Due to Thermal Cycling Up To 1150°C**. Journal of Materials Science 37, 2097 – 2103. Kluwer Academic Publishers. 2002.
- [16] X. Q. Cao et al. **Ceramic Materials for Thermal Barrier Coatings**. Journal of the European Ceramic Society 24, pp 1-10. Elsevier Ltd. 2003

BIOGRAFI PENULIS



Isaura Fauziah Mclauda lahir di Balikpapan, 12 Mei 1994 dan merupakan anak keempat dari lima bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu di TK Aisyiah Bustanul Athfal Mataram, SDN 7 Mataram, SMPN 2 Mataram, dan SMAN 1 Mataram. Penulis melanjutkan jenjang sarjana pada Jurusan Teknik Mesin FTI ITS melalui jalur SNMPTN Undangan dengan NRP 2112100033.

Selama berkuliah di Jurusan Teknik Mesin FTI ITS penulis aktif dalam organisasi Himpunan Mahasiswa Mesin menjadi staff dan kepala biro pembukuan Departemen Kewirausahaan serta menjadi ketua Divisi Kontrol Himpunan Dewan Presidium Mesin. Penulis juga aktif menjadi asisten praktikum di Laboratorium Metalurgi.

Penulis menyelesaikan program sarjana dengan mengambil Tugas Akhir di bidang Metalurgi dibawah bimbingan Bapak Suwarno, S.T., MSc., Ph.D. Penulis dapat dihubungi melalui *e-mail* : isaura.mclauda@gmail.com.

Halaman ini sengaja dikosongkan