

#### TUGAS AKHIR TF-141581

# ANALISIS AEROELASTISITAS STATIK DAN KELELAHAN PADA BLADE KOMPRESOR DENGAN METODE ELEMEN HINGGA

ADHITYA KURNIAWAN NRP. 2411 100 102

Dosen Pembimbing Dr.Gunawan Nugroho, S.T.,M.T. Nur Laila Hamidah, S.T., M.Sc.

JURUSAN TEKNIK FISIKA Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya 2015



#### TUGAS AKHIR TF-141581

# ANALYSIS AEROELASTICITY STATIC AND FATIGUE IN *BLADE* COMPRESSOR WITH FINITE ELEMENTE METHODE

ADHITYA KURNIAWAN NRP. 2411 100 102

Supervisor Dr.Gunawan Nugroho, S.T.,M.T. Nur Laila Hamidah, S.T., M.Sc.

DEPARTEMENT OF ENGINEERING PHYSICS Faculty of Industrial Technology SepuluhNopemberInstitutOf Technology Surabaya 2015

#### LEMBAR PENGESAHAN

# ANALISIS AEROELASTISITAS STATIK DAN KELELAHAN PADA BLADE KOMPRESOR DENGAN METODE ELEMEN HINGGA

TUGAS AKHIR Oleh: <u>Adhitya Kurniawan</u> NRP : 2411 100 102

Surabaya, Juli 2015

Pembimbing I

Pembimbing II

Dr. Gunawan Nugroho, S.T.,M.T. NIPN. 19771127 200212 1 002

Nur Laila Hamidah, ST., MSc.



#### ANALISIS AEROELASTISITAS STATIK DAN KELELAHAN PADA BLADE KOMPRESOR DENGAN METODE ELEMEN HINGGA

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar Sarjana Teknik pada Bidang Studi Rekayasa Energi dan Pengondisian Lingkungan Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember

> Oleh: ADHITYA KURNIAWAN NRP : 2411 100 102

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas	Akhir:
1. Dr.Gunawan Nugroho, S.T., M.T.	(Pembimbing I)
2. Nur Laila Hamidah, S.T., M.Sc.	Cal(Pembimbing II)
3. Totok Ruki Biyanto,S.T., M.T., Ph.	D. W. (Ketua Tim Penguji)
4. Harsono Hadi, Ph.D.	(Penguji I)

SURABAYA Juli, 2015

vii

## ANALISIS *AEROELASTISITAS* STATIK DAN KELELAHAN PADA *BLADE* KOMPRESOR DENGAN METODE ELEMEN HINGGA

Nama Mahasiswa	: Adhitya Kurniawan
NRP	: 2411 100 102
Jurusan	: Teknik Fisika FTI-ITS
Dosen Pembimbing I	: Dr.Gunawan Nugroho, S.T.,M.T.
Dosen Pembimbing II	: Nur Laila Hamidah, ST.,MSc.

#### Abstrak

Kesesuaian gaya aerodinamis pada penampang blade kompresor harus dipahami dengan benar untuk memungkinkan prediksi yang akurat terhadap beban aerodinamis dan respon aeroelastisitas pada struktur. Saat sebuah blade kompresor diberikan beban secara terus menerus material tersebut akan sampai pada titik lelahnya (fatigue). Penelitian ini bertujuan untuk mendapatkan tegangan statik dan kelelahan material pada blade kompresor akibat gava aerodinamika dari masukan antisurge. Penelitian ini dilakukan dengan cara menganalisa tekanan yang diakibatkan oleh beban aerodinamika dengan menggunakan program komputer berbasis elemen hingga. Tekanan yang didapatkan, digunakan untuk menganalisa fatigue life dan letak dari hotspot stress. Berdasarkan analisa yang dilakukan, didapatkan nilai stress sebesar 564 Mpa dan siklus minumum sebesar 1.29 e5 cycle. Hotspot stress terjadi pada bagian uperchamber didekat penguci blade.

Kata Kunci : Aeroelastisitas, Blade kompresor, Kelelahan

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

# ANALYSIS AEROELASTICITY STATIC AND FATIGUE IN *BLADE* KOMPRESORWITH FINITE ELEMENT METHOD

Student's Name	:	Adhitya Kurniawan
NRP	:	2411 100 102
Major of Department	:	Teknik Fisika FTI-ITS
Supervisor	:	Dr.Gunawan Nugroho, S.T.,M.T.
Co-Supervisor	:	Nur Laila Hamidah, ST.,MSc.

#### Abstract

Suitability aerodynamic forces on the kompresorblade cross section should be understood properly to allow accurate prediction of the load and the response aerodinamis and aeroelastisitas on structures. When a kompresorblade load continuously supplied material will arrive at the point of fatigue. This study aims to get presure static and fatigue of material on the kompresorblade due to the aerodynamic forces on the input antisurge. This study was conducted by analyzing the tension caused by the aerodynamic load by using finite element method. The pressure is obtained, is used to analyze the fatigue life and the location of the hotspot stress. Based on the analysis, obtained the value of the stress of 364 MPa and a minumum cycle of 2.315e6 cycle. Hotspot stress occurs in the lower middle part uperchamber.

Key Word-: aeroelasticity, Blade compressor, fatigue

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

#### KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, puji syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Laporan Tugas Akhir "Analisis *Aeroelastisitas* Statik dan Kelelahan Pada *Blade* Kompresor Dengan Metode Elemen Hingga".

Selama melaksanakan tugas akhir dan menuliskan laporan tugas akhir ini, penulis mendapatkan bantuan dari berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan terima kasih kepada :

- 1. Bapak Dr.Gunawan Nugroho, S.T.,M.T dan Ibu Nur Laila Hamidah, S.T, M.Sc selaku dosen pembimbing senantiasa memberikan bimbingan, motivasi dan saran dalam penyelesaian tugas akhir ini
- 2. Bapak Dr. Ir. Totok Suhartanto, DEA selaku ketua Jurusan Teknik Fisika ITS
- 3. Bapak Dr.rer.nat. Aulia M.T. Nasution selaku Dosen wali penulis yang telah memberikan bimbingan dan ilmu-ilmunya kepada penulis.
- 4. Bapak Ir. Sarwono, MMT, selaku KBM Energi serta kepala Laboraturium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkuangn yang telah memberikan dukunganya kepada penulis.
- 5. Bapak dan Ibu dosen yang telah memberikan ilmu dan bimbinganya selama penulis menuntut ilmu di Jurusan Teknik Fisika ITS.
- 6. Seluruh karyawan Jurusan Teknik Fisika ITS yang telah banyak memberikan layanannya selama penulis berada di Jurusan teknik fisika ITS.
- 7. Kedua orang tua, kakak dan seluruh keluarga saya atas segala dukungan baik moril maupun materiil, serta doa yang telah diberikan kepada saya.

- 8. Teman-teman Kelompok Studi Energi (KSE) yang turut menguras otak dan tenaganya untuk membantu menyelesaikan penelitian.
- 9. Seluruh teman- teman angkatan 2011 Teknik Fisika ITS yang telah banyak memberi semangat, bantuan dan banyak pengalaman selama menjalankan perkuliahan di Teknik Fisika.
- 10. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu, terimakasih atas bantuannya.

Penulis menyadari masih ada beberapa kekurangan yang terdapat pada penyusunan tugas akhir ini. Mudah-mudahan bisa menjadi salah satu bahan referensi untuk pengembangan tugas akhir sejenis kedepannya. Semoga bisa menjadi berkah bagi penulis dan semua yang membaca.

Surabaya, Juli 2015

Penulis

# **DAFTAR ISI**

Halaman	Judul	i
Lembar H	Pengesahan	iii
Abstrak	-	v
Abstract.		xi
Kata Pen	gantar	xii
Daftar Isi	l	XV
Daftar Ga	ambar	xvii
Daftar Ta	ıbel	xxi
Bab I. Pe	ndahuluan	1
1.1	Latar Belakang.	1
1.2	Permasalahan	3
1.3	Batasan Masalah	4
1.4	Tujuan	4
1.5	Sistematika Penulisan	4
Bab II. D	asar Teori	7
2.1	Prispi Kerja Kompresor	7
2.2	Aeroelastisitas	9
2.3	Perilaku kelelahan	12
2.4	Tipe analisa dengan metode elemen hingga	14
2.5	Tipe pembebanan lelah	16
2.6	Kurva tipe S-N	18
2.7	Efek tegangan rata-rata	21
2.7.	1 Teori <i>Gerber</i>	21
2.7.3	3 Teori Goodman	22
2.7.3	3 Teori Soderberg	24
2.8	Koreksi Tegangan Multiaksial	25
2.9	Faktor modifikasi batas kelelahan	26
2.9.	l Faktor Modifikasi Permukaan (K <sub>s</sub> )	27
2.9.2	2 Faktor Modifikasi Ukuran (K <sub>d</sub> )	27
2.9.3	Faktor Modifikasi keandalan (kg)	28

2.9.4 Faktor modifikasi Temperatur (K <sub>t</sub> )	. 29
2.9.5 Faktor modifikasi modifikasi Pembebanan (K <sub>1</sub> ).	. 30
2.9.4 Faktor modifikasi konsentrasi tegangan (K <sub>f</sub> ')	. 30
2.9.5 Faktor modifikasi karena pengaruh lainnya $(k_0)$	. 30
2.10 Hasil kelelahan melalui analisa struktur	. 34
BAB III. Metodologi Penelitian	. 37
3.1 Diagram Alir Penelitian	. 37
3.2 Pengumpulan Data	. 41
3.3 Pemodelan Gaya Aerodinamika	. 41
3.3 Analisa tekanan dan <i>fatigue life</i> pada <i>blade</i>	. 46
BAB IV. Analisa Data	. 53
4.1 Gaya aerodinamika pada blade	. 53
4.2 Analisa statik pada <i>blade</i>	. 56
4.2.1 Tekanan von-mises	. 56
4.2.2 Total <i>deformation</i>	. 60
4.3 Analisa Hasil Simulasai Statik	. 63
4.4 Analisa Kelelahan Material	. 65
4.3.1 Pembebanan Amplitudo konstan	. 65
4.3.2 Efek tegangan rata-rata	. 66
4.3.2 Hasil Simulasi Umur.	. 66
4.2.4 Hasil simulasi Kerusakan	. 69
4.3.5 Hasil Simulasi Faktor Keamanan	. 72
4.3.6 Hasil Simulasi Tegangan Alternating	. 74
4.5 Analisa kelelahan material	. 77
BAB V. Kesimpulan dan Saran	. 79
5.1 Kesimpulan	. 79
5.2 saran.	. 79
Daftar Pustaka Lampiran A Biografi Penulis	. 81

# DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Kompresor sentrifugal Kawasaki7
Gambar 2.2	Sistem pengendalian antisurge (Abdiansyah, 2009)
Gambar 2.3	Garis batas kontrol dan batas surge (Abdiansyah,
	2009)
Gambar 2.4	Collar's Aeroelasticity Triangle (Rampurawala,
	2006)
Gambar 2.5	Diagram alir metode stress-life (Browell, 2006).15
Gambar 2.6	Tata nama siklus pembebanan konstan (Ralph
	Sthephens, 2001)
Gambar 2.7	Tipe kurva S-N
Gambar 2.8	Perbandingan daerah siklus dan daerah umur pada
	kurva S-N (Budynas & Nisbett, 1993)20
Gambar 2.9	Sebelum modifikasi (eliahu zahavi, 1996)22
Gambar 2.10	Sesudah modifikasi22
Gambar 2.11	Bentuk diagram godman mula-mula (eliahu zahavi,
	1996)
Gambar 2.12	Bentuk diagram godman modifikasi (eliahu zahavi,
	1996)
Gambar 2.13	Diagram soderbeg (eliahu zahavi, 1996)25
Gambar 2.14	Faktor modifikasi pengerjaan akhir permukaan
	(Juvnal, 1967)27
Gambar 2.16	Faktor konsentrasi tegangan untuk plat filet beban
	lentur (Juvnal, 1967)32
Gambar 2.17	Faktor konsentrasi tegangan untuk plat berlubang
	beban aksial (Juvnal, 1967)32
Gambar 2.18	Faktor konsentrasi tegangan untuk plat berlubang
	beban lentur (Juvnal, 1967)32
Gambar 3.1	Proses flow diagram kompresor
Gambar 3.2	Diagram alir penelitian
Gambar 3.3	Diagram alir pemodelan aerodinamik pada blade39
Gambar 3.4	Diagram alir pemodelan tegangan dan fatigue40

Gambar 3.5	NACA 65-410 42
Gambar 3.6	Blade kompresor NACA 65-410 42
Gambar 3.7	Model lingkungan <i>blade</i> 43
Gambar 3.8	Contoh hasil Meshing 44
Gambar 3.9	Grafik iterasi pada simulasi CFD 45
Gambar 3.10	Propertis material dalam analisa struktural 46
Gambar 3.11	Blade kompresor NACA 65-410 47
Gambar 3.12	Meshing pada blade kompresor 47
Gambar 3.13	Meshing pada analisa struktur 49
Gambar 3.15	Transfer beban
Gambar 3.16	Diagram alir analisa kelelahan material 50
Gambar 4.1	Total presure uperchamber input antisurge section
	tepat diujung blade 53
Gambar 4.2	Total presure Uperchamber input antisurge section
	50 mm dari ujung <i>blade</i> 54
Gambar 4.3	Total presure Uperchamber input antisurge section
	100 mm dari ujung <i>blade</i> 54
Gambar 4.4	Total presure Uperchamber input antisurge section
	150 mm dari ujung blade 54
Gambar 4.5	Total presure Uperchamber input antisurge section
	200 mm dari ujung <i>blade</i>
Gambar 4.6	Distribusi tekanan von misses uperchamber input
	antisurge section tepat diujung blade 56
Gambar 4.7	Distribusi tekanan von misses uperchamber input
	antisurge section 50 mm dari ujung blade 57
Gambar 4.8	Distribusi tekanan von misses uperchamber input
	antisurge section 100 mm dari ujung blade 57
Gambar 4.9	Distribusi tekanan von misses uperchamber input
	antisurge section 150 mm dari ujung blade 57
Gambar 4.10	Distribusi tekanan von misses uperchamber input
	antisurge section 200 mm dari ujung blade 58
Gambar 4.11	Grafik hubungan tekanan von mises dengan letak
	antisurge
Gambar 4.12	Total deformasi uperchamber presure input
	antisurge section tepat diujung blade 61

Gambar 4.13	Total deformasi <i>uperchamber presure</i> input	
	antisurge section 50 mm dari ujung blade	66
Gambar 4.14	Total deformasi uperchamber presure input	
	antisurge section 100 mm dari ujung blade	66
Gambar 4.15	Total deformasi uperchamber presure input	
	antisurge section 150 mm dari ujung blade	67
Gambar 4.16	Total deformasi uperchamber presure input	
	antisurge section 200 mm dari ujung blade	67
Gambar 4.17	Grafik hubungan deformasi terhadap letak	
	antisurge	67
Gambar 4.18	Pembebanan amplitudo konstan	66
Gambar 4.19	Mean stress correction geber	66
Gambar 4.20	Umur uperchamber presure input antisurge section	on
	tepat diujung <i>blade</i>	67
Gambar 4.21	Umur uperchamber presure input antisurge section	on
	tepat 50 mm dari ujung blade	67
Gambar 4.22	Umur uperchamber presure input antisurge section	on
	tepat 100 mm dari ujung blade	67
Gambar 4.23	Umur uperchamber presure input antisurge section	on
~	tepat 150 mm dari ujung <i>blade</i>	68
Gambar 4.24	Umur uperchamber presure input antisurge section	on
~	tepat 200 mm dari ujung <i>blade</i>	68
Gambar 4.25	Kerusakan uperchamber presure input antisurge	-
a 1 494	section tepat diujung blade	/0
Gambar 4.26	Kerusakan <i>uperchamber presure</i> input <i>antisurge</i>	-
G 1 407	section tepat 50 mm dari ujung blade	/0
Gambar 4.27	Kerusakan <i>uperchamber presure</i> input <i>antisurge</i>	-
C 1 20	section tepat 100 mm dari ujung blade	/0
Gambar 4.28	Kerusakan <i>uperchamber presure</i> input antisurge	71
Cambra 4 20	Section tepat 150 mm dari ujung <i>blade</i>	/1
Gambar 4.29	Kerusakan <i>uperchamber presure</i> input <i>antisurge</i>	71
Comber 4.20	section tepat 200 mm dari ujung blade	/1
Gambar 4.30	Keamanan <i>uperchamber presure</i> input <i>antisurge</i>	70
	section tepat diujung blade	12

Gambar 4.31 Keamanan <i>uperchamber presure</i> input <i>antisurge</i>
section tepat 50 mm dari ujung blade
Gambar 4.32 Keamanan <i>uperchamber presure</i> input <i>antisurge</i>
section tepat 100 mm dari ujung blade
Gambar 4.33 Keamanan uperchamber presure input antisurge
section tepat 150 mm dari ujung blade73
Gambar 4.34 Keamanan uperchamber presure input antisurge
section tepat 200 mm dari ujung blade74
Gambar 4.35 Uperchamber equivalen alternating input antisurge
section tepat diujung blade75
Gambar 4.36 Uperchamber equivalen alternating input antisurge
section tepat 50 mm dari ujung blade75
Gambar 4.37 Uperchamber equivalen alternating input antisurge
section tepat 100 mm dari ujung blade
Gambar 4.38 Uperchamber equivalen alternating input antisurge
<i>section</i> tepat 150 mm dari ujung <i>blade</i> 76
Gambar 4.39 Uperchamber equivalen alternating input antisurge
section tepat 200 mm dari ujung blade

# DAFTAR SIMBOL

- S<sub>a</sub> Tegangan *alternating*
- S<sub>m</sub> Tegangan rata-rata
- S<sub>max</sub> Tegangan maksimum
- S<sub>min</sub> Tegangan minimum
- St Batas lelah
- S<sub>f</sub> Batas kelelahan struktur
- S'<sub>f</sub> Batas kelelahan uju laboratorium,
- $\Delta S$  Perbedaan tegangan
- R Rasio tegangan
- A Rasio tegangan *alternating*
- $N_{\rm f}$  Jumlah silus sampai gagal
- N<sub>fs</sub> Kekuatan lelah
- K<sub>s</sub> Faktor modifikasi permukaan
- K<sub>d</sub> Faktor modifikasi ukuran
- K<sub>r</sub> Faktor modifikasi pembebenan
- K<sub>f</sub> Faktor modifikasi pemusatan tegangan
- K<sub>o</sub> Faktor modifikasi karena pengaruh lainnya

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

# DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Faktor modifikasi keandalan sesuai dengan devia	asi
	standar 8 persen dari batas kelelahan	28
Tabel 2.2	Harga S <sub>t</sub> dan S <sub>rt</sub> pada berbagai temperatur	29
Tabel 2.3	Faktor modifikasi tipe pembebanan	30
Tabel 3.1	Spesifikasi blade	41
Tabel 3.2	Komposisi titanium-64 Alloy	41
Tabel 3.3	Data material titanium-64 Alloy	41
Tabel 3.4	Boundary kondition	44
Tabel 3.5	Persamaan Turbulen	45
Tabel 4.1	Von misses blade kompresor	58
Total 4.2	Deformasi pada blade kompresor	62
Tabel 4.3	Deformasi pada sumbu x,y,dan z pada blade	
	kompresor	63
Tabel 4.4	Tabel analisa sataik pada blade kompresor	64
Tabel 4.5	Analisa <i>deformasi</i> pada sumbu x, y, dan z pada	
	blade kompresor	64
Tabel 4.7	Parameter detail of <i>fatigue</i> tool	65
Tabel 4.8	Life cycle blade kompresor	69
Tabel 4.9	Hasil simulasi kerusakan pada blade kompresor.	72
Tabel 4.10	Hasil faktor keamanan pada blade kompresor	74
Tabel 4.11	Equivalent alternating stress pada blade kompre	sor
		77
Tabel 4.12	Analisa kelelahan material pada blade kompreso	r.78

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

## BAB I PENDAHULUAN

#### 1.1 Latar Belakang.

Kompresor merupakan suatu alat yang digunakan untuk mengubah tekanan gas menjadi lebih tinggi. Dalam suatu proses di industri, hampir selalu dijumpai kebutuhan udara bertekanan, dalam tekanan dan kapasiatas yang berbeda-beda. Kebutuhan udara bertekanan ini adalah untuk memenuhi kebutuhan, antara lain sebagai suplai penggerak instrumentasi (*pneumatic*), penggerak peralatan mekanik (*tools*), untuk keperluan proses injeksi pada sumur minyak, untuk tekanan sistem operasi, untuk keperluan proses operasi dan berbagai macam keperluan yang lainnya.

Gangguan yang sering terjadi pada kompresor adalah surge. Surge didefinisikan sebagai self-oscillations dari tekanan dan laju aliran, yang sering disertai dengan pembalikan arah aliran (prastya, 2011). Selama surging, tekanan discharge kompresor menurun dan kemudian naik kembali dalam siklus yang cepat. Surge ini dapat mengakibatkan kerusakan pada kompresor seperti blade dan seals. Beberapa metode yang dapat dilakukan untuk dapat keluar dari keadaan surge yaikni menambah flow dari proses ke suction, menambah flow yang melalui kompresor dengan membypas gas yang di pompa dari discharge kompresor kembali ke bagian suction kompresor atau mengurangi rasio tekanan yang melalui kompresor dengan mengurangi tekanan discharge atau menambah tekanan suction, atau keduanya jika flow tetap konstan (Kristianto, 2011). Untuk itulah di dalam sebuah kompresor dipasang sistem antisurge sehingga apabila terjadi surge dapat diatasi dengan baik.

kesesuaian gaya aerodinamis secara *unsteady* pada penampang *blade* harus dipahami dengan benar untuk memungkinkan prediksi yang akurat terhadap beban *aerodinamis* dan respon *aeroelastis* pada system rotor (johansen, 1999) Ketidaksesuaian desain *blade* dengan beban yang diberikan dapat mengakibatkan *blade* patah atau retak. Akumulasi dari pembebanan siklis yang terjadi pada *blade* kompresor serta adanya daerah diskontinuitas mengakibatkan adanya konsentrasi tegangan terbesar secara global yang mungkin menyebabkan *blade* retak atau patah.

Kegagalan pada *blade* disebabkan kelelahan material yang membahayakan karena kelelahan mengakibatkan patah yang terjadi tanpa diawali *deformasi*. Kelelahan material adalah bentuk kegagalan pada struktur beban dinamik yang berfluktuasi di bawah tegangan *yield* strength yang terjadi dalam waktu yang lama dan berulang-ulang. Terdapat tiga fasa dalam perpatahan fatik, yakni permulaan crack, penyebaran crack dan patah.

Diperkirakan 50%-90% kegagalan mekanis disebabkan oleh kelelahan (Ir. Sarjito Jokosisworo & Jajang Sebastian, 2011) Satitstik didalam sebuah indutri turbin gas mendikasikan 62% total kerusakan yang disebabkan oleh kelelahan material. High cycle fatigue (HCF) menyebabkan 12 % kerusakan pada blade kompresor (Meher-Homji b., 1995). Salah satu penyababnya adalah gaya aerodinamika. Pembebanan yang berlebih akibat gava aerodinamika secara dinamik dan terus menerus dapat menyebabkan kegagalan pada sebuah blade kompresor (Zhang Dayi, 2011). Pada sebuah *blade* kompresor penyebaran retak maksimum biasanya berada di bagian cembung pada blade kompresor, retak ini berada 6 mm diatas pengunci blade (Roylance, 2001). Pembebanan yang berlebih akibat gaya aeodinamik dapat menyebabkan blade bergetar dan bergesekan dengan pengunci blade, hal ini juga dapat menyebabkan kelelahan yang berujung pada keretakan. (A. Keranpur, 2008). Keretakan itu akan berujung pada perambatan hingga luas permukaan blade tidak dapat menahan lagi dan berujung pada keretakan blade. saat retak awal terbentuk semakin besar gaya yang diberikan semakin cepat retak itu menjalar (Kirthan.L.J R. H., 2014)

Penelitian ini akan melihat gaya *aerodinamik*a dari input *section* kompresor dan *antisurge* yang diberikan pada *blade* terhadap pengaruh struktur. Retak pada *blade* kompresor ini dapat muncul akibat beban yang diberikan secara berfluktuasi. Analisa statik pada struktur *blade* digunakan untuk menganlisa tekanan *von mises* maksimum yang mungkin terjadi keretakan awal pada *blade* kompresor. Selain itu akan dilakukan analisa kelelahan baik kerusakan akibat kelelahan, faktor keamanan, *life time* material, dan tegangan *alternative stress* untuk melihat apakah *blade* kompresor akan mengalami kerusakan sebelum mencapai masa desain atau tidak.

Metode elemen hingga merupakan salah satu metode yang dapat digunakan dalam menganlisa struktur. Metode Elemen Hingga (finite element method) merupakan salah satu metode aproksimasi yang umum digunakan untuk menyelesaikan persamaan diferensial parsial atau Partial Differential Equation (PDE) sacara numerik dalam analisis struktur. Metode ini dapat memberikan hasil yang lebih akurat karena material akan dibagi menjadi elemen-elemen kecil di mana elemen tersebut akan menunjukkan nilai kekuatan dan kelelahan dari pengujian yang dilakukan. Telah banyak penelitian 50 tahun terakhir ini dilakukan untuk menyelesaikan permasalahn secara multiphysics (fluid-structure cupling) sebagai solusi pemecahan masalah aeroelastisitas. Azzeddine Soulaïmani (2005)melakukan penelitian penyelesaian metode multi-physics dalam analisa komputasional *nonlinear aeroelastisity*. Erkut baskut (2011) melakukan pengembangan metode fluid-structure coupling pada aeroelastisitas statik

#### 1.2 Permasalahan

Dari latar belakang diatas, maka permasalahan yang dapat diambil yaitu:

- 1. Bagaimana tegangan statik akibat gaya *aerodinamika* pada *blade* kompresor menyebar
- 2. Bagaimana kelelahan pada *blade* kompresor akibat gaya *aerodinamika*

#### 1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- 1. Beban lingkungan yang ditinjau adalah beban akibat gaya *aerodinamika* dari tekanan masukan stage 3 dan tekanan masukan dari kontrol *antisurge*
- 2. Blade yang ditinjau 1 airfoil dengan NACA 65-410
- 3. *blade* yang dianalisa hanya *blade* pada stage 3 yang berada di bawah *section* anti *surging* dan didepan *antisurge*
- 4. Propertis material yang dipakai dalam analisa titanium 64 alloy
- 5. Tipe analisa kelelahan menggunakan metode nominal *stress-life* (S-N) dengan diterapkan tipe pembebanan amplitudo konstan (*fully reversed*) serta efek tegangan rata-rata adalah teori *Gerber*.

## 1.4 Tujuan

Tujuan dilakukannya penelitian tugas akhir ini ada dua macam, yaitu:

- 1. Menganalisis tegangan statik akibat gaya *aerodinamika* pada *blade* kompresor
- 2. Menganalisis kelelahan pada *blade* kompresor akibat gaya *aerodiamika*

## 1.5 Sistematika Penulisan

Uraian sistematika penulisan pada tugas akhir ini bertujuan agar analisis aeroelastisitas penyebab keretakan pada *blade* kompresor dengan metode elemen hingga menjadi mudah dipahami, jelas dan sistematis untuk tiap-tiap atau subbab bahasan.

## **BAB 1 PENDAHULUAN**

Pada bagian ini dijelakan mengenai latar belakang dilakukannya tugas akhir, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan serta sistematika penulisan laporan.

#### **BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA**

Pada bab dua berisi tinjauan pustaka yang menjadi acuan dari penelitian tugas akhir, dasar-dasar teori, rumus-rumus dan kode yang digunakan dalam penelitian tugas akhir ini dicantumkan dalam bab ini.

#### BAB 3 METODE PENGERJAAN TUGAS AKHIR

Pada bagian ini dijelaskan mengenai tahapan-tahapan pelaksanan tugas akhir secara jelas. Bab tiga juga menyajikan tahapan pembuatan simulasi (cara pembuatan geometri, *meshing*, *preprocessing*, *processing* dan *postprocessing*) serta kondisi-kondisi yang diberikan ketika simulasi hingga diperoleh hasil yang sesuai

#### BAB 4 ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

Pada bagian ini akan membahas pengolahan data hasil dari output pemodelan hingga menghasilkan kesimpulan yang menjadi tujuan dari tugas akhir. Kesimpulan beserta saran yang diperlukan untuk penelitian lebih lanjut dari tugas akhir akan diterangkan pada Bab V.

#### **BAB 5 PENUTUP**

Bab V merupakan bagian akhir dari bab utama dalam penyusunan laporan tugas akhir ini. Bab V berisikan kesimpulan yang menjawab tujuan tugas akhir serta saran yang diperikan oleh peneliti. Dengan adanya saran ini, diharapkan penelitian selanjutnya dapat lebih baik dan mampu memberikan dampak yang besar terhadap perkembangan.

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

## BAB II DASAR TEORI

Pada bagian ini berisi teori-teori yang mendasari tugas akhir ini meliputi pengertian kompresor, *antisurge*, *aeroelastisitas*, kelelahan pada material, analisa pembebanan dengan menggunakan metode elemen hingga dan fakor modifikasi kelelahan pada material.

## 2.1 Prispi Kerja Kompresor

Kompresor adalah mesin *fluida* yang berfungsi memampatkan udara atau gas yang masuk melalui *section* bertekanan rendah, keluar melalui discharge bertekanan tinggi. Secara umum berdasarkan prinsip operasi kompresor dibedakan dalam empat katagori yaitu kompresor sentrifugal, kompresor aksial, rotary dan reciprocating.



Gambar 2.1 Kompresor sentrifugal kawasaki

Untuk mendapatkan kompresor yang tinggi dapat digunakan kompresor bertingkat dengan menggunakan dua tingkat atau lebih. Pada kaompresor bertingkat, volume gas akan mengecil karena pemampatan. Hal ini menyebabkan lebar ataupun diameter roda jalan kompresor beringkat bertambah kecil dari tingkat pertama ke tingkat berikutnya. Proses yang biasa terjadi didalam kompresor adalah proses surge. Surge didefinisikan sebagai self-oscillations dari tekanan dan laju aliran, yang sering disertai pembalikan arah laju aliran. Surge terjadi ketika aliran fluida yang masuk ke komproses dibawah dari batas laju aliran minimumnya. Dengan terjadinya surge pada sebuah komprosor akan menyebabkan terjadinya osilasi tekanan dan akan terjadi pembalikan arah aliran fluida. Secara umum ada dua jenis surge yang terjadi pada kompresor yaitu mild surge dan violet surge (PRASTYA, 2011)

1. Mild surge

Merupakan *surge* yang terjadi karena adanya osilasi aliran dengan frekwensi tinggi dalam batas aliran sempit yang terjadi pada tekanan yang relative konstan.

2. Violent surge

*Surge* ini terjadi diselubung unit, ditandai dengan jatuhnya aliran secara tiba-tiba sehingga menimbulkan vinrasi yang tinggi, bunyi bising dan temperature yang tinggi kemudian memungkinkan terjadinya kondisi trip pada kompresor

Untuk itulah dalam sebuah kompresor biasanya dipasang *antisurge*. Pada Gambar 2.2 terlihat bahwa dalam kondisi normal secara ideal control valve V1 akan membuka apabila gejala *surge* mulai terjadi. Dengan terbukannya *valve* 1 maka laju aliran *section* yang kurang dapat di *backup* oleh adanya sirkulasi *discharge*.



Gambar 2.2 Sistem pengendalian antisurge (Abdiansyah, 2009)

Perancangan *antisurge* control berpedomana pada kurva operasi karakteristik kompresor dengan mendapatkan garis batas *surge* (*surge* limit line) terlebih dahulu. Dari batas *surge* limit line tersebut dibuat sebuah kontrol utnuk menentukan pengendalian *antisurge*.



Gambar 2.3 Garis batas control dan batas *surge* (Abdiansyah, 2009)

Surge limit line dibuat berdasarkan performasi kompresor. Garis ini menunjukan batas minimum yang akan menyebabkan kompresor mengalami surge. pada Gambar 2.3 menunjukan suatu keadaan surge limit line. Kondisi operasi yang diperkenankan adalah pada daerah disebleah kanan garis batas surge. kondisi surge akan terjadi pada daerah jika berada pada garis batas surge.

#### 2.2 Aeroelastisitas.

Beban *aerodinamika* merupakan suatu beban yang dapat terjadi pada struktur yang di sekitanya terdapat aliran *fluida* atau dalah hal ini udara (*aero*). Gaya-gaya *aerodinamika* tersebut muncul akibat perubahan momentum dan energi dari *fluida* ketika bergerak melewati benda tersebut. Gaya-gaya *aerodinamika* tidak hanya bergantung terhadap properti dari aliran seperti temperatur,

kecepatan dan tekanan tetapi juga bergantung dari geometri benda yang dialirinya.

Dari sisi struktur, sebuah struktur memiliki elastisitas dikarenakan material solid yang menyusun struktur tersebut juga memiliki sifat elastisitas dan dipengaruhi juga oleh geometri dari struktur tersebut. Sifat elastis dari struktur berarti ketika struktur tersebut dikenai beban, maka struktur tersebut akan berdeformasi atau berubah bentuk, menuju keseimbangan baru antara struktur dan beban yang dikenai pada struktur tersebut. Deformasi dari struktur pun bergantung terhadap beban yang mengenainya. Dari penjelasan sebelumnya, sangatlah jelas dilihat bahwa ilmu aeroelastisitas menjelaskan interaksi yang selalu terjadi ketika struktur dialiri oleh *fluida*. Fluida yang mengalir akan terbangkitkan gaya-gaya fluida yang dipengaruhi oleh properti fluida dan geometri struktur yang dilalui. Dari struktur yang dikenai gaya tersebut, struktur tersebut akan berdeformasi, deformasi inilah yang kemudian mengubah geometri dari struktur. Geometri yang berubah akibat deformasi akan mengubah beban *fluida* yang terjadi pada struktur. Beban *fluida* yang berubah akan mengakibatkan deformasi akan berubah, deformasi yang berubah akan merubah lagi beban fluida yang terjadi pada struktur dan seterusnya.

Aeroelastik dilihat dari respon strukturnya dapat dipecah menjadi dua yaitu aeroelastik statik dan aeroelastik dinamik. Aeroelastik statik berarti struktur akan berdeformasi secara statik, dan aeroelastik dinamik berarti struktur berdeformasi secara dinamik. Deformasi statik dapat dilihat sebagai perubahan bentuk biasa akibat beban yang dikenai pada struktur. Deformasi dinamik dapat dilihat sebagai perubahan bentuk, tetapi perubahan bentuk ini disertai oleh vibrasi dari struktur, dikarenakan efek inersia akibat deformasi sudah cukup dominan dibandingkan deformasi statik

Collar menyarankan bahwa *Aeroelasticity* dapat divisualisasikan seperti bentuk segitiga pada ilmu dinamika, solid mekanik dan *aerodinamis* tidak tunak (*unsteady*).



Gambar 2.4 Collar's Aeroelasticity Triangle (Rampurawala, 2006)

- A gaya Aeroelastic
- E gaya Elastic
- I momen Inertial

#### **Dynamic Aeroelasticity**

- a. **F**–Flutter : fenomena berbahaya yang dihadapi dalam struktur fleksibel yang dikenakan gaya *erodinamis*, *Flutter* terjadi sebagai akibat interaksi ketiga bidang yaitu *aerodinamika*, kekakuan, dan gaya inersia pada struktur
- b. **B**–Buffeting: vibrasi yang dihasilkan kerena gaya *aerodinamika* pada bagian dekat sayap atau komponen pada pesawat terbang.
- c. Z–Dynamic response: respon dinamik juga merupakan suatu fenomena *aeroelastik* dinamik. Akan tetapi gaya eksitasi yang bekerja pada airfoil tidak hanya berasal dari gaya *aerodinamika* saja melainkan berasal dari gaya-gaya luar yang dapat menjadikan suatu struktur *airfoil* menjadi tidak stabi

#### Statik Aeroelasticity

- a. L-Load distribution: pengaruh gaya tekanan aerodinamis pada setruktur yang dapat mengakibatkan perubahan *deformasi*
- b. **D**–Divergence: pada suatu kecepatan tertentu yang disebut divergensi speed, saya mengalami defleksi sudut yang cukup besar, sehingga sayap akan patah
- c. **R**–Kontrol system reversal: ialah gejala yang timbul pengendaila bidang kemudi berlawanan dengan kebiasaan gerakan kemudi, pada suatu kecepatan tertentu yang disebut kontrol reversal speed

## **Relatedf Ields :**

- a. V-Mechanical vibrations
- b. **DS**–*Rigid-body aerodynamic stability*

#### 2.3 Perilaku kelelahan

Beban dinamis didefinisikan sebagai beban dalam sebuah fungsi waktu. Beban yang diberikan dapat berupa pembebanan kejut (impact) dan pembebanan berfluktuasi (*fluctuating* / *alternating*). Beban kejut adalah beban yang diberikan pada benda/material dengan kecepatan yang tinggi, waktu yang sangat pendek dan tiba-tiba. Sedangkan beban berfluktuasi adalah beban yang berkerja pada suatu benda/material dengan amplitudo konstan. Amplitudo dalam bentuk variabel dan amplitudo dalam bentuk acak

Seringnya ditemukan kegagalan dalam sebuah material akiban beban dinamis atau tegangan berfluktuasi, berdasarkan sebuah penelitian diuangkapkan bahwa tegangan maksimum masih berada di bawah kekuatan akhir dari material tersebut dan bahkan malah di bawah kekuatan mengalahnya. Kegagalan ini disebabkan karena diberikan beban yang berulang-ulang dalam waktu yang lama. Oleh karena itu kegagalan ini disebut sebagai kegagalan lelah (*fatigue failure*).

Kegagalan ini bermula dari sebuah retak kecil, retak ini sangat kecil sekali sehingga tidak dapat dilihat dengan menggunakan mata telanjang dan bahkan agak sulit di temukan melalui pemeriksaan magaflux atau sinar X. Retak tersebut akan muncul pada titik ketidak-mulusan pada material seperti pada perubahan penampang, alur spie, atau lubang. Titik yang kurang jelas kegagalan lelah mungkin saja muncul adalah pada tandatanda pemeriksaan, retak dalam atau bahkan ketidak teraturan karena pengerjaan sebuah mesin. Apabila sebuah retak muncul maka pengaruh pemusatan tegangan menjadi lebih besar dan retak itu akan berkembang lebih cepat. Begitu ukuran yang menerima tegangan luas berkurang, tegangan bertambah besar sampai akhirnya luas yang tersisa tiba-tiba gagal menahan tegangan tersebut. Karena itu tegangan lelah bercirikan dua bidang yaitu karena perkembangan dari retak yang terjadi dan kepatahan secara mendadak. Daerah patahan mendadak sangat mirip penampilannya dengan kepatahan dari bahan yang rapuh, seperti besi tulang yang gagal pada gaya tarikan (Budynas & Nisbett, 1993).

Analisa kelelahan umur material merupakan sebuah studi yang sangat penting untuk dilakukan. Saat ini terdapat empat metode yang sering digunakan, yaitu (Ralph & Fatemi, 2001) :

a. Metode nominal *stress-life* (S-N)

Pertama dirumuskan antara tahun 1850 dab 1870. Metode ini menggunakan tegangan nominal yang hubungannya dengan kekuatan kelelahan lokal untuk bagaian takik dan bukan statik. Selain itu juga model ini melibatkan umur total, tidak membedakan antara awal retak dan perambatan retak. Biasanya terkait dengan jumlah siklus yang relative tinggi, oleh sebab itu ditunjukan untuk siklus dengan jumlah siklus yanga ralatif tinggi (HCF). Termasuk umur tak terbatas.

b. Metode lokal *strain-life* ( $\varepsilon$ -N)

Pertama kali dirumuskan pada tahun 1960. Metode ini berhadapan langsung dengan regangan lokal pada suatu

takikan dan ini berhubungan langsung dengan reganganmengontrol perilaku kelelahan specimen poles. Selain itu juga metode ini terkait dengan retak awal. Dalam hal siklus, biasanya berhubungan dengan jumlah siklus yang relative rendah, oleh sebab itu ditunjukan untuk kelelahan siklus rendah (LCF), namun tetap berkerja dengan jumlah siklus yang tinggi juga.

c. Metode *fatigue crack growth* (da/dN- $\Delta$ K)

Pertamakali dirumuskan pada tahun 1960. Metode ini dibutuhkan penggunaanya untuk patah mekanis dan integrasi persamaan laju perkembangan kelelahan retak guna mendapatkan iumlah silus diperlukan yang untuk perkembangan retak sampai dari panjang tertentu sampai panjang yang lain/atau sampai patah. Metode ini juga dapat mempertimbangkan beban lokal umur lelah model bilamana digunakan bersama dengan letak itu awal setalah ditemukannya informasi letak awal setalah manufaktur.

d. Metode two-stage

Merupakan kombinasi antara metode lokal *strain-life* ( $\varepsilon$ -N) dan metode *fatigue crack growth* (da/dN- $\Delta$ K) dengan menyertakan kedua makroskopik formasi kelelahan retak (*nuelection*/awal reta) dan perkembangan kelelah retak. Kedua umur tersebut digabungkan untuk mendapatkan total umur kelelahan.

#### 2.4 Tipe analisa dengan metode elemen hingga

Metode nominal *stress-life* (S-N) dan metode lokal *strain* (*ɛ*-N) yang tersedia di sofwere adalah metode nominal *stress-life* dan metode *strain-life*. Import dari kedua metode dapat dikatagorikan menjadi empat topik : tipe pembebanan, efek tegangan rata-rata, koreksi tegangan multiaksial dan faktor modifikasi kelelahan. Ciri khas perbedaan antara ke dua tipe analisa tersebut adalah terletak pada penggunaan teori-teori efek tegangan rata-rata. Metode nominal *stress-life* menggunakan teori *Goodman, soderbeg* dan *Gerber*, sedangkan metode lokal *strain*-
lift menggunakan teori *morrow* dan teori *smith-watson-topper* (SWT). Dalam penelitian ini digunakan tipe analisa metode *stress-life* (S-N) dan diagram alir analisa dapat dilihat pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Diagram alir metode *stress-life* (Browell, 2006)

# 2.5 Tipe pembebanan lelah

Pembebanan statik dan pembebanan lelah sangat berbeda dalam penerapannya. Pembebanan statik, analisa dan perhitungannya untuk pembebanan tunggal. Sementara kegagalan lelah terjadi ketika tegangan pada suatu titik berubah seiring waktu. Terdapat empat bentuk pembebanan kelelah yaitu (Brown & AL., 2006)

- 1. Amplitudo konstan, beban proposianal
- 2. Amplituddo konstan, beban non-proposional
- 3. Non-amplitudo konstan, beban proposinal
- 4. Non-amplitudo konstan, beban non proposional

Namun didalam *sofwere* yang digunakan hanya mendukung tiga pembebanan yang pertama. Pemahaman terhadap amplitudo, yaitu apakah pembebanan varian dari gelombang sinus besama rasio beban tunggal, atau apakah pembebanan bervariasi, mungkin tidak beraturan bersama rasio perubahan beban dengan waktu. Sedangkan proposional mengGambarkan perubahan beban menyebabkan sumbu tegangan pertama berubah. Apabila tengah sumbu utama tidak berubah maka, beban proposional (Brown & AL., 2006)

Salah satu pembebanan yang paling sering digunakan untuk memperoleh perilaku kelelahan material atau properties kelelahan adalah amplitudo konstan, bahkan adakalanya beberapa historis beban umur-nyata dimodelkan sebagai amplitudo constant utama. Metode *stress-life* lebih sering mengaplikasikan pembebanan yang dimaksud. Tipe pembebanan ini dapat dilihat dari hubungan antara kurva tegangan amplitudo konstan terhadap waktu, dapat dilihat pada Gambar 2.5 Dari Gambar diatas dapat kital lihat bahwa tegangan *alternating* (s<sub>a</sub>), tegangan rata-rata (s<sub>m</sub>), tegangan maksimum (S<sub>max</sub>), tegangan minimum (S<sub>min</sub>) dan perbedaan tegangan ( $\Delta$ s). Hubungan antara suku-suku ini secara aljabar dapat dirummuskan sebagai berikut :

$$S_a = \frac{\Delta S}{2} = \frac{S_{\max} - S_{\min}}{2}$$

$$S_{m} = \frac{S_{\max} + S_{\min}}{2}$$

$$S_{\max} = S_{m} + S_{a}$$

$$S_{\min} = S_{m} - S_{a}$$
(2.1)

Perbedaan tegangan  $\Delta s$  adalah dua kali lebih dari teganan *alternating*. Teganagn tarik dan tekan secara aljabar diambil berturut-turut positif dan negative. Tegangan *alternating* adalah nilai absolute. Rasio tegangan (R) dan rasio tengan *alternating* (A), dalam literature kelelahan diartikan sebagai :

$$R = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} \, \mathrm{dan} \, A = \frac{S_a}{S_m} \tag{2.2}$$

Selain aljabar A dan R mempunyai hubungan juga dan dapat dilihat melalui persamaan berikut ini

$$R = \frac{1-A}{1+A} \, \mathrm{dan} \, A = \frac{1-R}{1+R} \tag{2.3}$$

R = 1 dan R = 0 adalah dua referansi umum. R=-1 disebut kondisi pembalikan penuh (fully reversed) karena smin sama dengan -smin : R = 0 untuk S<sub>min</sub> = 0 disebut tarikan bergetar (pulsating tension). Satu siklus adalah sekmen paling kecil dari tegangan versus histori waktu yang berulang secara periodik lihat Gambar 2.6 . pada beban amplitudo variabel didefinisikan sebagai satu siklus tidak dihapuskan dan karenanya pembalikan seringkali dipertimbangkan, dari tegangan dalam beban amplitudo konstan. Satu siklus sama dengan dua pembalikan, amplitudo kemungkinan sementara beban variable mengGambarkan muatan banyak pembalikan. Tegangan dalam

Gambar 2.6 dan Persamaan 2.2 dapat juga dirubah menjadi beban torsi, regangan, momen, defleksi dan faktor intensitas bahan.



Gambar 2.6 Tata nama untuk siklus pembebanan amplitudo konstan (Ralph Sthephens, 2001)

#### 2.6 Kurva tipe S-N

Sekema kurva S-N diperoleh melalui salah satu pembebanan vaitu pembebanan aksial atau melalui kondisi kontrol pengujian tegangan dengan sepesimen poles seperti terlihat pada Gambar 2.7, S adalah tegangan nominal aplikasi, pada umumnya disebut sebagai tegangan alternating (S<sub>a</sub>) dan N<sub>f</sub> adalah jumlah siklus atau umur sampai gagal. Kegagalan yang dimaksud di sini dapat didefinisikan sebagai retak. Kurva S-N amplitudo konstan tipe ini diplot pada kordinat semi log atau log-log. Pengambaran pada kordinat semi log atau log-log mempertegas adanya belokan pada kurva, yang mungkin tidak muncul apabila hasil percobaan digunakan tersebut kordinat kartesian. Gambar 2.7 memperlihatkan slop kurva secara kontinyu atau lutut pada kurva S-N. lutut ini ditemukan hanya pada beberapa material (khususnya baja kekuatan rendah, baja kekuatan medium dan logam ferro serta paduannya) antara siklus 10<sup>6</sup> atau 10<sup>7</sup> tanpa adanya pengaruh korosi. Kalau tidak cukup data yang diambil pada beberapa level tegangan, kurva S-N pada umumnya diGambarkan melalui umur nilai rata-rata dan hingga mewakili 50 % harapan kegagalan.



Gambar 2.7 Tipe kurva S-N (Adam, 2011)

Menurut ASTM, istilah-istilah yang digunakan pada kurva S-N adalah umur lelah (*fatigue life*), kekuatan lelah (*fatigue* strength) dan batas lelah (*fatigue limit*). Umur lelah dinyakan regangan untuk karakteristik tertentu yang menyatakan specimen mampu sebelum terjadi kegagalan dari sifat spesifik alami. Kekuatan lelah (N<sub>fs</sub>) nilai tegangan saat kegagaln untuk siklus eksak (N<sub>f</sub>) sebagai penentuan dari suatu kurva S-N. batas lelah (S<sub>t</sub>) adalah nilai maksimum dari tegangan *alternating* pada tegangan rata-rata nol yang mana dapat diulang untuk jumlah tertentu hingga pada pengujian specimen tanpa menyebabkan kegagakalan (Joshep shigley E, 1999)

Dari diagram di atas dapat dijelaskan bahwa untuk N *cycle* dikategorikan low*cycle*,  $10^3 - 10^6$ dikategorikan high *cycle* namun masih finite *cycle*, sedangkan di atas  $10^6$  dikategorikan infinite *cycle* (Ralph Sthephens, 2001)



Gambar 2.8 Perbandingan daerah siklus dan daerah umur pada kurva S-N (Budynas & Nisbett, 1993)

Seringkali informasi tentang data aktual kelelahan material tidak tersedia sementara seharusnya untuk menghasilkan atau pendekatan dari perilaku kurva S-N harus di buat. Untuk mengatasi masalah tersebut pendekatan garis lurus log-log dapat digunakan untuk menghasilkan kurna umur lelah S-N. pada tahun 1910 Basquin mengusulkan hubungan garis lurus log-log S-N sebgai berikut (Ralph Sthephens, 2001)

 $S_a \text{ atau } S_{nf} = A(N_f)^b \tag{2.4}$ 

 $S_a$  adalah teganagan *alternating* aplikasi dan  $S_{nf}$  adalah pembalikan penuh R=-1, kekuatan lelah pada siklus N<sub>f</sub>. A adalah koefisien dan mengGambarkan nilai dari  $S_a$  atau  $S_{nf}$  pada satu siklus dan B adalah eksponen atau slop dari log-log kurva S-N.

### 2.7 Efek tegangan rata-rata

Melalui metode nominal stress-life (S-N), jika data eksperiment pada tegangan rata-rata berbeda atau rasio R ada, maka tegangan rata-rata dapat dihitung secera langsung melalui interpolasi antara kurva material. Jika data eksperiment tidak tersedia, beberapa teori empiris dipilih diantara teori giber, teori Goodman, dan teori Soderberg. Ketiga teori ini menggunakan property material statis (teganan *yield*/luluh, kekuatan tarik dan tegangan ultimate/patah) bersama dengan data S-N untuk menghitung setiap tegangan rata-rata. Teori Gerber dapat menjadi pilihan yang baik unutk bahan liat dan teori Goodman merupakan pilihan yang baik untuk bahan rapuh. Sedangkan teori Soderberg pada umunya terlalu konservatif. Teori Gerber memperlakukan tegangan rata-rata positif dan negative yang dan sama. Sedangkan teori Goodman Soderberg tidak menerapkan faktor koreksi untuk tegangan rata-rata (Brown & AL., 2006). Berikut ini merupakan penjelasan masing-masing teori yang di kemukakan diatas:

# 2.7.1 Teori Gerber

Diagram limit dengan teganagan yang pertama kali di kemukakakn oleh *Gerber* pada tahun 1874. Diagram mula-mula memperkenalkan  $S_{mac}$  sebagai fungsi dari argumentasi  $S_{min}$  pada Gambar 2.9 daerah keamanan di batasi oleh garis limit dalam bentuk parabola memalaui dua titik limit yang diambil dari hasil pengujian, yaitu tegangan tarik ultimate/patah dan batas kelelahan. Parabola dinyatakan dengan persamaan

$$\frac{S_r}{2S_f} = 1 - \left(\frac{S_m}{S_n}\right)^2 \text{atau} \quad \frac{S_a}{S_f} + \left(\frac{S_m}{S_n}\right)^2 = 1$$
(2.5)

 $S_f$  adalah perbedaan tegangan didefnisikan sebagai  $St = \Delta S = S_{max} - S_{min} = 2S$ .

Diagram gerber yang dicocokan dengan pemakaian moderen diperlihatkan pada Gambar 2.10 diagram tersebut

memperlihatkan  $S_t$  versus  $S_m$  dan berdasarkan pada hukum parabola juga. Sebagai klarifikasi dengan pendekatan modifikasi, garis limit parabola adalah simetri dalam hbungan terikan dan tekanan, seperti terlihat pada Gambar 2.10

Walaupun masih bias diterapkan, implementasi dari hukum parabola untuk sisi tekan diagram (bagian kiri dari gari OA) sekarang dirasakan perlu koreksi. Menurut pengujian tidak ada simetri antara tarikan dan tekanan, itu meruakan bagaian negative dan positif dari kurva *Gerber*.



Gambar 2.9 Sebelum modifikasi (eliahu zahavi, 1996)



Gambar 2.10 Sesudah modifikasi (eliahu zahavi, 1996)

# 2.7.3 Teori Goodman

Diagram yang berbeda diterapkan oleh *Goodman* tahun 1899, pada diagram *Goodman* mula-mula, menguraikan variable  $S_{max}$  versus  $S_{min}$  yang serupa dengan diagram gerber, tetapi penenkanan *Goodman* adalah pada tarikan sedangkan bagian tekanan diplot nan-simetri (kurang lebih mendekati realitas). Diagram limit tegangan *Goodman* meliputi daerah keamanan di batasi oleh garis limin CB dan DB (lihat Gambar 2.11). Garis

lurus CB menghubungkan dua titik limit diambil dari pengujian  $S_u$  dan  $S_f$  dan menggantikan parabola dari *Gerber*. Garis *Goodman* (CB) dapat diperkenalkan melalui pesamaan linier

$$\frac{S_r}{2S_f} = 1 - \left(\frac{s_m}{s_n}\right) \text{ atau } \frac{s_n}{s_f} + \frac{s_m}{s_n} = 1$$
(2.6)

*Goodman* berasumsi bahwa tegangan maksimum untuk umur kelelahan tak terbatas sebaiknya setengah dari tegangan ratik patah yang mana diperkiranakan secara kasar bilamana tegangan minimum adalah nol.



Gambar 2.11 Bentuk diagram *godman* mula-mula (eliahu zahavi, 1996)



Gambar 2.12 Bentuk diagram *godman* modifikasi (eliahu zahavi, 1996)

Dari Gambar diatas dapat terlihat diagram modifikasi *Goodman*. Dewasa ini, alat tersebut sangat dibutuhkan untuk analisa disai. Adapun modifikasi dari diagram mula-mula, *Goodman* mengutamakan dasar-dasar berikut:

- a. Tegangan Smax dan Smin diperkenalkan sebagai fungsi dari Sm
- b. Garis Limit *Goodman* menyilang sumbu kordinat pada titik +- Sr
- c. Hingga sekarang mengabaikan, pertimbangan titik lulu Sy

Diagram modifikasi *Goodman* menganggap limit dari *deformasi* plastis didefinisikan sebagai  $S_{max} < S_y$ , jadi garis limit baru CD ditambahkan pada diagram.

#### 2.7.3 Teori Soderberg

 $S_a$ , sebagai fungsi dari argumentasi  $S_m$  seperti terlihat pada Gambar secara berturut-turut limit garis lurus AB menghubungkan titik (0,S<sub>t</sub>) dan (S<sub>y</sub>,0), limit kelelahan S<sub>f</sub> dan titik luluh S<sub>y</sub> diambil dari hasil pengujian menggunakan garis lurus untuk menghubungkan titik luluh menghasilkan suatu daerah yang sangat konservatif. Kemudian *Soderberg* menambahkan suatu garis limit antara titik (0,S<sub>t</sub>) dan (S<sub>y</sub>,0), simetri terhadap sumbu vertical, memberikan bagian dari diagram ini perlu dilakukan koreksi. Walaupun teori tersebut ditawarkan sangat sedehana untuk menghitung faktor keamanan, dalam prakteknya pendekatan konservatif ini dihindari penggunaannya. Garis *Soderberg* (AB dapat diperkenalkan elalui persamaan linier :

$$\frac{s_r}{2s_f} = 1 - \left(\frac{s_m}{s_y}\right) \text{ atau } \frac{s_a}{s_f} + \frac{s_m}{s_y} = 1$$
(2.7)



Gambar 2.13 Diagram soderbeg (eliahu zahavi, 1996)

#### 2.8 Koreksi tegangan multiaksial

Data pengujian eksperimen kebanyakan unaksial, sedangkan hasil elemen hingga pada umumnya multiaksial. Pada beberapa titik tegangan *von-mises*, tegangan geser maksimum, tegangan principal maksimum atau salah satu komponen tegangan dapat digunakan untuk dibandingkan terhadap nilai tegangan uniaksial eksperiment. Tegangan *von-mises* mungkin dipilih. Tegangan *von-mises* diambil sebagai patokan tegangan principal absolute terbesar. Hal ini berguna untuk mengidentifikasi setiap tegangan rata-rata tekan, karena beberapa teori tegangan rata-rata memperlakukan tegangan rata-rata positif dan negative yang berbeda (sitasi).

Tegangan *von-mises* yang dimaksut disini adalah tegangan *ekivalen* yang diperoleh berdasarkan teori *von-mises* yaitu tegangan *alternating ekivalen* dan tegangan rata-rata *ekivalen*. Kedua tegangan *ekivalen* tersebut dapat dilihat melalui persamaan sebagai berikut:

$$s_{a} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[ (s_{a1} - s_{a2})^{2} + (s_{a2} - s_{a3})^{2} + (s_{a3} - s_{a4})^{2} \right]}$$

$$s_{m} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[ (s_{m1} - s_{m2})^{2} + (s_{m2} - s_{m3})^{2} + (s_{m3} - s_{m4})^{2} \right]}$$
(2.8)

Sa adalah tegangan *alternating* dan  $S_m$  adalah tegangan ratarata, sedangkan  $S_{a1}$ ,  $S_{a2}$ ,  $S_{a3}$  berhubungan dengan tegangan

*alternating* principal dan  $S_{m1}$ ,  $S_{m2}$ ,  $S_{m3}$  berhubungan dengan tegangan rata-rata principal

Kedua tegangan *ekivalen* yang dihasilkan melalui persamaam di atas sesunggunya mewakili problem fluktuasi multiaksial, masih dapat diperlakukan sebagai suatu dimensi unaksial. Jadi dapat diproses memalui suatu grafik atau pendekatan analisa dan digunakan untuk mempertimbangkan umur lelah yak terbatas atau batas umur lelah, tergantung pada besar tegangan.

# 2.9 Faktor modifikasi batas kelelahan

Tidak realistis untuk mengharapkan batas kelelahan dari sebuah struktur yang cocok dengan harga yang didapat disebuah laboratorium, karena ada beberapa yang mempengarui batas kelelahan yaitu:

- a. Material : komposisi kimia, dasar kegagalan, keanekaragaman
- b. Pembuatan : metode pembuatan, perlakuan panas, korosi, kondisi permukaan, pemuatan tegangan
- c. Lingkungan : korosi, suhu, keadaan tegangan, waktu istirahat
- d. Perencanaan : ukuran, bentuk, umur, keadaan tegangan, pemusatan tegangan, kecepatan, kerewelan, kekurangbenaran

Berdasarkan kondis-kondisi batas diatas Marlin menggolongkan sebagai faktor modifikasi batas kelelahan dan merumuskannya menjadi persamaan sebagai berikut:

$$S_f = K_s K_d K_k K_t K_f K_o S_f$$
(2.9)

 $S_{\rm f}$ adalah batas kelelahan struktur S'\_{\rm f} adalah batas kelelahan uju laboratorium, K\_s adalah faktor modifikasi permukaan, K\_d adalah faktor modifikasi ukuran, K\_r adalah faktor modifikasi pembebenan, K\_f adalah faktor modifikasi pemusatan tegangan dan K\_o adalah faktor modifikasi karena pengaruh lainnya



# 2.9.1 Faktor modifikasi permukaan (K<sub>s</sub>)

Gambar 2.14 faktor modifikasi pengerjaan akhir permukaan (Juvnal, 1967)

Faktorm modifikasi permukaan ini didefinisikan sebagai perbandiangan atau rasio batas kelelahan diperoleh pengujian akhir permukaan yang berubah-ubah dan juga melalui standar RR *Moore mirror-plished finis*. Harga faktor modifikasi permukaan untuk berbgai pengerjaan akhir ini dapat dilihat pada Gambar 2.14. Faktor yang dieprhatikan dalam grafik tersebut dapat dengan menyajikan sejumlah besar himpunana data dari pengujian tempa dan juga meungkin berlaku pada logam tuangan dan paduan lainnya.

#### 2.9.2 Faktor modifikasi ukuran (K<sub>d</sub>)

Faktor modifikasi ukuran didefinisikan sebagai rasio dari batas kelelahan sampel dari ukuran yang berubah-ubah. Faktor ini deperoleh berdasarkan ukutan dan bentuk specimen pengujian serta model pembebanan. Untuk penulisan ini faktor tersebut diambil sesuai dengan ketebalan:

- a. Beban lentur dan punter diambil 1 untuk t  $\leq$  10 mm
- b. Beban lentur dan punter diambil 0.9 untuk 10 mm  $< t \le 50$
- c. Beban aksial diambil 1

### 2.9.3 Faktor modifikasi keandalan (kg)

Suhu yang tinggi menggerakan dislokasi dan pada banyak material akan mengurangi ketahanan terhadap kelelahan. Pergerakan ini menghasilkan perubahan yang mendasar dari proses kegagalan yang bebas terhadap pengaruh waktu menjadi proses yang tergantung pada waktu. Juga terdapat interaksi yang rumit melibatkan perubahan perlahan-perlahan karena tegangan statik atau rata-rata, suhu lingkungan dan proses kelelahan

Keandalan R	Variable Standar Z <sub>r</sub>	Faktor keandalan
		K <sub>r</sub>
0.50	0	1.000
0.90	1.288	0.897
0.95	1.645	0.868
0.99	2.326	0.814
0.999	3.091	0.753
0.999 9	3.719	0.702
0.999 99	4.265	0.659
0.999 999	4.753	0.620
0.999 999 9	5.199	0.584
0.999 999 99	5.612	0.551
0.999 999 99	5.997	0.520

 Tabel 2.1 Faktor modifikasi keandalan sesuai dengan deviasi standar 8 persen dari batas kelelahan

Sumber : Shifley dkk, 1999

Dalam mencari kelalahan yang berkaitan dengan setiap keandalan R tentunaya hanya menggunakan suatu angka deviasi

standar dari batas lelah rata-rata. Faktor modifikasi  $k_r$  dapat dirumuskan sebagai berikut (sitasi) :

$$K_{\rm r} = 1 - 0.08 z_{\rm r} \tag{2.10}$$

Tabel menunjukan variabel standar yang berkaitan dengan berbagai keandalan yang diperlukan pada perencanaan bersamasama dengan faktor modifikasi keandalan  $k_r$  yang dihitung dengan persamaan.

#### 2.9.4 Faktor modifikasi temperatur (K<sub>t</sub>)

Suhu yang tinggi menggerakan dislokasi dan pada banyak material akan mengurangi keahanan terhadap kelelahan. Pergerakan ini menghasilkan perubahan yan mendasar dari proses kegagalan yang bebas terhada pengaruh waktu menjadi proses yang tergantung kepada waktu. Juga terdapat sebuah interaksi yang melibatkan perubahan perlahan-lahan karena tegangan statik atau rata-rata, suhu lingkungan dan proses kelelahan.

Temperature °C	S <sub>r</sub> /S <sub>rt</sub>	Temperature <sup>o</sup> F	S <sub>t</sub> /S <sub>rt</sub>
20	1.000	70	1.000
50	1.010	100	1.008
100	1.020	200	1.020
150	1.025	300	1.024
200	1.020	400	1.018
250	1.000	500	0.995
300	0.975	600	0.963
350	0.943	700	0.927
400	0.900	800	0.872
450	0.843	900	0.797
500	0.768	1000	0.689
550	0.672	1100	0.567
600	0.546		

**Tabel 2.2** Harga S<sub>t</sub> dan S<sub>rt</sub> pada berbagai temperatur

Sumber : Mische, 2006

Dengan demikian besar pengaruh pengaruh faktor temperature kt, haruslah diperhitungkan, dan faktor tersebut diperoleh melalui persamaan berikut

$$K_t = S_t / S_{rt} \tag{2.11}$$

St kekuatan tarik pada temperature operasi dan Srt adalah kekuatan tarik pada temperature kamar (20°C) harga-harga tersebut diambil dari Tabel.

### 2.9.5 Faktor modifikasi pembebanan (K<sub>l</sub>)

*Rotating beam*, beban aksial dan torsi masing-masing mempunyai standar specimen dalam pengujian kelelahan walaupun tiga specimen yang sama digunakan pengujian di atas, akan didapat batas kelelah yang berbeda. Pernyataan tentang perbedaan tersebut dapat dilihat melalui faktor modifikasi yang di dapat pada Tabel berikut :

	· · · · · · · · · · · · · · ·
Tipe pembebanan	Kı
Bending	1
Axial	0.9
Torsion	0.85
a 1 1 1 11 10 (m	

Tabel 2.3 Faktor modifikasi tipe pembebanan

Sumber : juvinall, 1967

#### 2.9.4 Faktor modifikasi konsentrasi tegangan (K<sub>f</sub>')

Faktor modifikasi konsentrasi teganagan yang dimaksutkan disini adlah merupakan faktor konsentrasi tegangan kelelahan yang dalam persamaan matematika adalah  $1/K_fK_k$   $K_f$  adalah faktor yang didefinisikan sebagai perbandingan antara batas kelelahan dari spesumen tanpa takikan.

# 2.9.5 Faktor modifikasi karena pengaruh lainnya (k<sub>o</sub>)

Faktor lainnya ikur mempengaruhi batas kelelahan suatu material adalah: teganagn sisa (residual stress), korosi,

penyemprotan logang (*metal spraiying*), pelapis dengan elektrolit (*electrolytic plating*), frekwensi putaran (*cyclic frequency*) dan korosi kerewelan (*frottage corrosion*). Harga  $K_0$  tidak benarbenar dapat ditentukan dengan pasti . berdasarkan hasi penelitian harga ini berkisar antara 0.24-0.9.

# 2.9.6 Konsentarasi tegangan akibat takikan dan lubang

Faktor konsentrasi tegangan yang teoritis atau geometri ( $K_1$  dan  $K_o$ ) dipakai untuk menghubungkan tegangan maksimum yang sebenarnya pada ketidak-mulusan dari suatu struktur terhadap tegangan nominal. Faktor ini merupakan dasar untuk tegangan elastic. Hubungannya dapat dinyatakan pada persamaan berikut:

$$k_1 = \frac{\sigma_{\text{max}}}{\sigma_0} \, \text{dan} \, k_w = \frac{\tau_{\text{max}}}{\tau_0} \tag{2.12}$$

 $k_1$  dipaikai untuk tegangan normal dan kb dipakai untuk tegangan geser, sedangkan  $\sigma$  dan  $\tau$  merupakan tegangan nominal yang didapat dari perhitungan dengan menggunakan persamaan tegangan dasar dan luas penampang sisa (sitasi). Harga  $k_t$  dan  $k_{ts}$  untuk plat filet dan berlubang akibat beban aksial dan lentur dapat dicari melalui grafik R. E Paterson.



Gambar 2.15 Faktor konsentrasi tegangan untuk plat filet beban aksial (Juvnal, 1967)



Gambar 2.16 faktor konsentrasi tegangan untuk plat filet beban lentur (Juvnal, 1967)



Gambar 2.17 faktor konsentrasi tegangan untuk plat berlubang beban aksial (Juvnal, 1967)



Gambar 2.18 faktor konsentrasi tegangan untuk plat berlubang beban lentur (Juvnal, 1967)

Pengalaman menunjukan bahwa faktor kelelahan dan lubang untuk logam-logam adalah lebih kecil atau sama dengan faktor

konsentrasi tegangan teoritis  $k_r \leq K_t$ , Nampak bahwa ketidaksamaan ini adalah suatu hasil dari deformasi plastis lokal yang terjadi pada takikan dan lubang. Suatu dasar korelasi empiris pada kelengkungan takikan dan lubang seta properties material mempunyai bentuk persamaan sebagai berikut:

$$k_{f} = 1 + \frac{k_{r} - 1}{1 + \sqrt{\frac{a}{r}}}$$
(2.13)

r adalah radius takikan dan lubang sedangkan a adalah konstanta karakteristik panjang yang tergantung pada material. Persamaan diketahui sebagai formula Neuber. Formula ini dapat disederhanakan menjadi menjadi :

$$q = \frac{1}{1 + \sqrt{\frac{a}{r}}}$$
(2.14)

Dengan demikian akan diperoleh

$$k_f = 1 + q(k_f - 1) \tag{2.15}$$

q disebut sebagai faktor sensitifitas takikan dan lubang. Nilai q = 0 (atau  $K_r = 1$ ) mengingikadikan bukan snsitifitas takikan, sedangkan nilai q = 1 ( $k_r = k_t$ ) mungkin mengindikasikan full sensitifitas takikan

Suatu pendekatan yang berbeda dapat diambil untuk menentukan korelasi faktor kelelahan takikan dan lubang  $k_{\rm r}$  dan faktor konsentrasi tegangan teoritis  $K_{\rm r}$  dan didefinisikan sebagai rasio q yaitu :

$$q = \frac{k_f - 1}{k_t - 1}$$
(2.16)

Melalui persamaan di alats L.P Semenovaa, G.Kh. Salimgareevaa, V.V Latysha T. Loweb, R.Z Valiev ,(2009) melakukan penelitian tentang faktor konsentrasi tegangan dan sensitifitas takikan untuk material cp titanium mereka mengatakan bahwa sensitifitas takikan dari cp titanium mempunyai pengaruh yang kuat terhadap geometri takikan. Hasil penelitian faktor onsentrasi tegangan elastic ( $k_t$ ) berkisar 2.8-4.4, faktor pengaruh kekuatan lelah ( $k_f$ ) berkisar antara 1.59-2.77 dan sesnsitifitas takikan (q) berkisar antara 0.33-0.53

#### 2.10 Hasil kelelahan melalui analisa struktur

Perhitungan dan hasil melalui metode elemen hingaa tergantung dari tipe pembebanan analisa kelelahan itu sendiri, apanila metode nominal *stress-life* (S-N) atau metode *lokal strain-life* (*ɛ*-N). hasil dapat berupa kountur pada daerah yang mengalami kegagalan atau pada titik tertentu yang diamati. Secara umum untuk kedua tipe analisa kelelahan hasilnya dapat dilihat berikut ini

- 1. Umur kelelahan
- 2. Kerusakan kelelahan pada umur desain tertentu
- 3. Faktor keamanan kelelahan pada umur desain
- 4. Tegangan biaksial
- 5. Began sensittifitas kelelahan
- 6. Matrik rainflow output (beta untuk umur regangan 10,0)
- 7. Matriks kerusakan output (beta untuk umur regangan10,0)

Selain itu juga hasil yang tersedia dalam tipe analisa metode nominal *stress-life* senantiasa dipertanyakan suatu kurva S-N untuk menghubungkan umur kelelahan dengan keadaan tegangan. Jadi tegangan *alternating akiavalen* adalah tegangan yang digunakan untuk mempertanyakan kurva kelelahan S-N setelah memperhitungkan tipe pembebanan lelah, efek teganagan ratarata, efek multiaksial dan beberapa faktor lain dalam menganalisa kelelahan. Oleh karena itu dalam analisa kelelahan teganan *alternating ekivalen* dapat dipertimbangkan terkahir perhitungan kuantitasnya sebelum umur kelelahan ditentukan.

Dari hasil-hasil yang tersedia diatas, maka dalam penulisan ini hanya diperlihatkan hasil simulasi kelelahan, akibat kelelahan pada umur desain tertentu, faktor keamanan kelelahan pada umur desain tertentu dan teganan *alternating ekivalen*. "Halaman ini sengaja dikosongkan"

# BAB III METODOLOGI PENELITIAN

#### 3.1 Diagram Alir Penelitian

Tugas akhir ini berupa penelitian aeroelastisitas statik penvebab kertetakan pada blade kompresor dengan metode elemen hingga. Secara umum langkah kerja pada penelitian ini terdiri beberapa langkah pengerjaan. Yang pertama adalah memodelkan gaya aerodinamika yang diberikan hanya pada kompresor stage ketiga karena pada blade ini yang seling mengalami keretakan, tampak pada gambar 3.1. pada pemodelan beban untuk pemodelan gaya aerodinamika menggunakan bantuan softwere CFD (Computational Fluid dinamik). Dari pemodelan tersebut diharapkan mendapatkan distribusi pola tekanan pada permukaan *blade* kompresor. langkah kedua dalam penelitian ini adalah analisa statik. Dalam analisa statik ini akan diperoleh distribusi tekanan von-mises stress dan deformasi yang terjadi pada *blade*. Sofwere analisa struktural ini digunakan untuk memodelkan tegangan pada permukaan blade. Langkah terakhir dalam penelitian ini adalah menghitung kelelahan pada blade kompresor yang di sebabkan oleh gaya aerodinamika.



. Gambar 3.1 Proses flow diagram kompressor





Gambar 3.3 Diagram alir pemodelan aerodinamik pada blade



Gambar 3.4 Diagram alir pemodelan tegangan dan kelelahan

# 3.2 Pengumpulan Data.

Adapun data-data yang digunakan dalam penelitian ini meliputi :

- a. Data desain *blade* yakitu berdasarkan jenis naca yang digunakan, panjang chord dan span *blade*.
- b. Data material property blade meliputi modulus young, modulus shear, densitas, poision ratio, dan koefisien expantion
- c. Data base S-N curve material

Profil tipe NACA 65-420					
Chord 200 mm					
Spand	200 mm				
Aspect rasio	1.0				
Thickness(%) 100					

Tabel 3.1Spesifikasi blade

 Tabel 3.2 Komposisi Titanium-64 Alloy

Komponen Penyusun	Kadar %
Titanium	90
Alumunium	6
Vanadium	4

Tabel 3.3 Data material T	Titanium-64 Alloy
---------------------------	-------------------

Data material	Nilai
Young's	96000 MPa
Poisson ratio	0.3
Tensile Strength	1040 Mpa
Yield Strength	930 Mpa

# 3.3 Pemodelan Gaya *Aerodinamika* Menggunakan Softwere *Computational Fluid Dinamik*

Pemodelan gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* kompresor menggunakan *sofwere* CFD (*computational Fluid* 

*Dinamik*). Adapun langkah-langkah pemodela gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* dapat di jelaskan sebagai berikut :

a. Pembuatan geometri blade kompresor

Pembuatan geometri pada *blade* kompresor mengimport *airfoil* NACA 65-410 kedalam *sofwere* CFD. *Airfoil* yang di import *airfoil* yang diimport tersebut masih berupa titik sehingga perlu dilakukan pembuatan garis, bidang dan kemudian volume. *Blade* yang disimulasikan memiliki ukuran seperti pada Tabel 3.1 terdapat 2 domain yang di gunakan dalam simulasi ini yaitu *blade*1 dan domain tempat *blade* itu di pasang (lingkungan)



Gambar 3.5 NACA 65-410



Gambar 3.6 Blade kompresor NACA 65-410

setelah pembuatan *blade* kompresor ini selesai, selanjutnya membuat domain *blade* akan berkerja. Dalam penelitian ini akan di buat lima kondisi yang berbeda, letak antisurge akan dirubah terhadap ujung permukaan *blade* mulai dari tepat diujung blade, 50 mm, 100 mm, 150 mm dan 200 mm dari ujung blade. Letak domain kerja tampak pada Gambar 3.7



Gambar 3.7 Model lingkungan blade

Domain kerja *blade* kompresor ini berbentuk kotak dengan ukuran kotak tinggi 220 mm, lebar 300 mm dan panjang 800 mm. dan diameter *antisurge* 100mm. Cara pembuatannya adalah dengan membuat kotak dan menggabungkannya menjadi satu. Setelah pembuatan geometri telah dilakukan selanjutnya dilakukan proses *meshing*.

b. Meshing

*Meshing* merupakan proses membagi geometri yang telah dibuat menjadi bagian-bagian kecil yang disebut sebagai kontrol volume. Persamaan konservasi energi, massa, momentum dan persamaan lain diterapkan di masing-masing kontrol volume. Ukuran mesh sangat menentukan seberapa valid hasil simulasi. Semakin kecil mesh yang digunakan, maka semakin baik pula akurasinya. Namun semakin berat juga komputasi yang harus dilakukan. Selain ukuran mesh, jenis mesh yang digunakan juga sangat mempengaruhi kualitas mesh. Dalam tugas akhir ini

digunakan mesh jenis *tetrahedral* yang cocok untuk geometri yang kompleks.



Gambar 3.8 Contoh hasil Meshing

Gambar 3.8 Menunjukan *meshing* pada geometri yang telah di buat diperoleh nilai dari 0,00020811 m sampai 0.0026638 m Pada Gambar 3.7. Menunjukan *meshing* pada geometri yang sudah di buat. Dari Gambar tersebut dapat terlihat bahwa, daerah yang dekat dengan *blade* memiliki ukuran mesh yang lebih kecil.

Setelah dilakukang proses *meshing* dan pemodelan maka langkah selanjutnya adalah menentukan *boundary condition*. Pemilihan kondisi batas harus tepat agar mendapatkan hasil yang valid. Kondisi batas harus sesuai dengan kondisi batas benda dan lingkungan yang disimulasikan. Di sini inlet sebagai input berupa tekanan

Kondisi Batas	Posisi	kondisi					
Inlet	Depan <i>blade</i>	Tekanan 33 bar					
Inlet antisurge	Atas dan di belakang blade	Tekanan 70 bar					
blade	ditengah blade	wall					

Tabel 3.5 Boundary kondition

k-epsilon Realizable with standard Wall Functions					
Pressure-velocity	couple				
Pressure	Second Order				
Momentum	Second Order Upwind				
Turbulent Kinetic Energy	Second Order Upwind				
Turbulent DissipationRate	Second Order Upwind				

Tabel 3.6 Persamaan Turbulen

Setelah tahap penentuan domain, kondisi batas setelah tahap penentuan domain, kondisi batas dan perencanaan simulasi aliran selasai, maka tahap selanjutnya adalah *running calculation* data input. *Running* yang dilakukan berupa data iterasi dari persamaan dasar dinamika *fluida* pada CFD.



Gambar 3.9 Grafik iterasi pada simulasi CFD

Pada tahap ini, dilakukan iterasi sampai hasil yang diperoleh konvergen. Hasil yang konvergen ditandai dengan nilai RMS dibawah 10-4. Setelah proses iterasi selesai, maka

akan diperoleh hasil simulasi berupa tekanan pada permukaan *blade*.

# 3.3 Analisa tekanan dan fatigue life pada blade

Untuk menganalisa ini digunakan bantuan *computational fluid dinamik*, tujuan utama dalam penelitian ini adalah mendapatkan nilai distribusi tegangan lokal yang terjadi pada *blade*. Tegangan ini digunakan untuk menghitung *fatigue* dari *blade*. Tahap ini digunakan untuk menghitung nilai stress atau tegangan tertinggi dari material dan mendapatkan letak dari hotspot stress akibat tekanan yang didapatkan pada saat running pada software CFD. Berikut merupakan langkah pemodelan struktur

a. Input data material

endefinisian material dilakukan sesuai dengan kebutuhan. Analisa yang dilakukan menggunakan material titanium alloy sesuai pada Tabel



Gambar 3.10 Propertis material dalam analisa structural

- b. Pemodelan struktur geometri blade.
  - Pemodelan ini dilakukan dengan cara menginputkan geometri yang talah di buat sebelumnya. namun tidak memberikan domain lingkungan pada *blade* kompresor.



Gambar 3.11 blade kompresor NACA 65-410

c. Meshing.

Setelah dilakukang pemodelan geometri pada *blade* dengan variasi letak inputan *antisurge*, selanjutnya dilakukan proses *meshing* pada statik structural. Untuk proses *meshing* ini sendiri hanya dilakukan pada *blade* kompresor. Dapat terlihat proses *meshing* pada Gambar 3.1



Gambar 3.12 Meshing pada blade kompresor

Setelah dilakukang proses *meshing* selanjutnya dilakukan proses pembebanan pada *blade*.

d. Pembebanan

Dalam proses pembebanan berupa gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade*. Gaya ini di peroleh dari dari sofwere CFD yang sebelumnya telah di running. Gaya *aerodinamika* ini akan ditransfer menjadi beban pada *blade* kompresor. proses pembebanan ini dapat dilihat pada Gambar 3.



Gambar 3.13 diagram alir flud-structure coupling

Proses bembebanan selanjutnya juga diberikan di bagian bawah *blade* berupa tegangan jepit di bagian bawah *blade*.

۸			65-410 -	Workbe	nch					- 5 ×
Yes Table Table     Yes Table Table     Yes Table Table     Yes Table Table     Yes Table     Y	Messap 1	ert Pip Reco Sciences Sciences 2 Sciences 2 Science	66-410- Pacific Pacific Pacif	C c	echlode • 9 x 0 Dene/Inter 0	Propert	A Province in a location A Property Concernment of the Concernment Operation (Concernment) Concernment of the Concernment Physica Analysis Solver	Hold DrS Stuctural Stuctural Hichenial APDL	8 Value	- 0
E Component Systems	-	A	U Test	C	D Data Marc					
Original	2	Informational	ANDPS news messages could not be loaded because no external internet connection was found. http://www.anays.com/ss/anays-news.rss	esudator	3/21/2015 5:06:14 AM					
😧 Double-click component to edit.								(****)	how Progress	-Hide 1 Messages

Gambar 3.14 Transfer Beban

e. Analisa pembebanan blade kompresor

Pada tahap ini merupakan tahap akhir dari pemodelan ansys output dari distribusi ini adalah kountur distribusi tegangan yang terjadi pada *blade*. Hasil tegangan merupakan tegangan von-misses, tegangan von misese merupakan teganagn gabuangan antara arah x, tegangan arah y dan tegangan arah z. Pada tahap ini, akan didapatkan nilai dari tegangan (stress) tertinggi dan lokasi hotspot stress dari hasil running calculation pada software. Pada hasil running yang dilakukan.

f. Analisa kelelahan pada material

Analisis kelelahan dapat dilakukan menggunakan pendekatan metode stress *life curve*, Proses perhitungan *fatigue life* pada *sofwere* cfd menggunakan metode pendekatan S-N*curve*, dapat diGambarkan sebagai berikut :



Gambar 3.15 Diagram alir analisa kelelahan material

Penentuan material yang digunakan dalam struktur yang akan dianalisis, yaitu Ti4VAl, kemudian diinputkan S-N *curve* material titanium alloy tersebut secara manual ke dalam engineering data ansys, selanjutnya diasumsikan  $\sigma_{max}$ ,  $\sigma_m$ ,  $\sigma_a$  20%  $\sigma_m$ , R, time *cycle*, *cycle* tiap waktunya, dan ditentukan corection theory, sedangkan proses perhitungan untuk mencari  $\sigma_a$  effective.  $\sigma_a$  effective adalah  $\sigma_a$  setelah adanya faktor koreksi menurut *Gerber*, yang meliputi:

- 1. Pengambilan referensi tegangan yang berasal dari analisis statis berupa tegangan von-misses ( $\sigma_{vm}$ )
- 2. Pemodifikasian S-N *curve* berdasarkan inputan berupa: *fatigue* strength faktor dantipe interpolasi
- 3. Penggenerate siklus pembebanan *fatigue* berupa( $\sigma_{max}$ ,  $\sigma_m$ ,  $\sigma_{min}$ ,  $\sigma_a$ ) yang didasarkanpada inputan  $\sigma$ m effects.
- 4. Perhitungan mean stress correction untuk men generate equivalent *alternating* stressyang didasarkan pada inputan σm effects.
- 5. Plot equivalent  $\sigma m$  ke S-N *curve* yang didasarkan pada inputan tipe interpolasinya.
- 6. Identifikasi stress pada model
- 7. Penentuan *fatigue life* ke desain yang ditentukan (infinite *life*).
- 8. Pemodifikasian siklus pembebanan *fatigue* yang didasarkan pada inputan skalapembebanan
- 9. Perhitungan hysteresis yang didasarkan pada *strain life*.

Setelah proses, berikutnya adalah output atau hasil berupa *fatigue life* yang ditampilkan dalam bentuk Gambar dan data.

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

# BAB IV ANALISA DATA

#### 4.1 Gaya aerodinamika pada blade.

keretakan yang terjadi pada blede kompresor bisa disebabkan oleh banyak faktor, salah satunya adalah gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* kompresor. Keratakan ini dapat disebabkan kelelahan material karena menerima beban *aerodinamika* secara terus-menerus. Untuk itulah kita akan memodelkan gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* kompresor, gaya yang akan kita transfer berupa tekanan yang berkerja pada *blade* kompresor. Berikut merupakan gambar hasil analisa total *Presure* yang berkerja pada *blade* kompresor hasil simulasi menggunakan bantuan *sofwere* CFD. Gambar 4.1 dan Gambar 4.5 merupakan distribusi tekanan total pada *blade* dengan inputan *section* dari mulai ujung *blade* hingga belakang *blade*.



Gambar 4.1 Total Presure Uperchamber Presure input section tepat diujung blade



Gambar 4.2 Total presure Lowerchamber Presure input antisurge section 50 mm dari ujung blade

ntour 1		
7.840e+006		
4.679e+006		
1.518e+006		
1.643e+006		
4.804e+006		
-7.965e+006		
-1.113e+007		
-1.429e+007		
-1.745e+007		
2.061e+007		
-2.377e+007		

Gambar 4.3 Total presure Lowerchamber Presure input antisurge section 100 mm dari ujung blade



Gambar 4.4 Total presure Lowerchamber Presure input antisurge section 150 mm dari ujung blade



Gambar 4.5 Total presure Lowerchamber Presure input antisurge section 200 mm dari ujung blade

Satitstik didalam sebuah indutri turbin gas mengindikasikan 62% total kerusakan yang disebabkan oleh kelelahan material. High cycle fatigue(HCF) menyebabkan 12 % kerusakan pada blade kompresor (Meher-Homji b., 1995). kesesuaian gaya aerodinamis secara unsteady pada penampang blade harus dipahami dengan benar untuk memungkinkan prediksi yang akurat terhadap beban aerodinamis dan respon aeroelastis pada system rotor (johansen, 1999). Salah satu penyababnya adalah Gaya *aerodinamika* (Zhang Dayi, 2011). Selain itu saat diberikan sebuah gaya *aerodinamik*a juga memungkinkan terjadinya sebuah fenomena fretting fatigue. Fretting fatigue didefinisikan sebagai sebuah proses gesekan antara dua buah permukaan yang berosilasi dengan amplitudo kecil (Al Huston, 2002). Dalam sebuah kompresor sering sekalai terjadi fretting fatigue, hal ini terjadi antara blade dengan penguncinya yang menyebabkan patahnya blade (A. keremanpur, 2008).

Berdasarkan hasil simulasi dapat terlihat saat *Presure* input *te*pat diujung balde memiliki nilai yang semakin besar semakin kebelakang . selain itu *counture* tekanan total pada *Presure* input di atas *blade* lebih berfariasi di bandingkan dengan saat berikan input *section* di belakang *blade*. Tekanan yang berkerja pada *blade* ini yang nantinya akan kita transfer menjadi beban dalam analisa struktur dengan menggunakan bantuan *sofwere* yang akan didapatkan analisa statik dan kelalahan pada material.

## 4.2 Analisa statik pada blade

Setelah kita memodelkan gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* kompresor, gaya *aerodinamika* akan kita transfer menjadi beban pada material. Kita akan melihat analisa statik yang berkerja pada *blade* kompresor baik distribusi tegangannya *von mises* maupun total *deformasi* pada *blade* kompresor. Dalam analisa tegangan statik variable yang akan ditampilkan adalah tegangan *von mises* yang nantinya akan dibandingkan dengan tegangan *yield* / mulur dari material dan juga total *deformasi* baik dalam arah sumbu x, y, dan z yang dialami pada *blade* kompresor saat diberikan gaya *aerodinamika* berupa pressure input dari *antisurge* baik diatas *blade* maupun di belakang *blade*.

Berikut merupakan hasil dari tegangan von mises dan total deformasi yang terjadi pada blade kompresor yang diakibatkan gaya aerodinamika akibat tekanan section pada masukan kontrol antisurge baik tepat di atas blade maupun di belakang blade.

## 4.2.1 Tekanan von-mises

Berikut ini merupakan Gambar distribusi tegangan von mises pada blade kompresor yang diakibatkan gaya aerodinamika akibat tekanan section pada masukan kontrol antisurge dengan posisi mulai dari ujung blade hingga kebelakang blade



Gambar 4.6 Distribusi tegangan Von misses Uperchamber input antisurge section didepan blade



Gambar 4.7 Distribusi tekanan von misses uperchamber input antisurge section 50 mm dari ujung blade



Gambar 4.8 Distribusi tekanan von misses uperchamber input antisurge section 100 mm dari ujung blade



Gambar 4.9 Distribusi tekanan von misses uperchamber input antisurge section 150 mm dari ujung blade



Gambar 4.10 Distribusi tekanan von misses uperchamber input antisurge section 200 mm dari ujung blade

Berdasarkan hasil simulasi di atas dapat terlihat distribusi tekanan *von mises* baik saat diberikan tekanan *antisurge* mulai dari depan *blade* hingga ke belakang *blade*. Tekanan *von mises* menyakatakan distribusi tekanan yang terjadi pada *blade* kompresor. Tekanan maksimum dengan psosisi masukan yang berbeda-beda pada *blade* dinyatakan dalam Tabel 4.1

Letak antisurge	Tekanan von mises (Mpa)
diujung <i>blade</i>	564
50 mm dari ujung <i>blade</i>	434
100 mm dari ujung <i>blade</i>	229
150 mm dari ujung blade	308
200 mm dari ujung blade	170

**Tabel 4.1** Von misses blade kompresor

Berdasarkan Gambar pada 4.6 sampai 4.10 dapat terlihat distribusi tekanan von mises yang terjadi pada blade kompresor dengan berbagai macam posisi antisurge. Tekanan tertinggi saat diberikan antisurge tepat diatas blade. semakin kebelakang letak antisurge semakin rendah tekanan maksimumnya namun pada saat berada 150 mm dari permukaan ujung blade terjadi kenaikan. ini dapat diliihat pada Gambar 4.11 dibawah ini.



Gambar 4.11. Grafik hubungan tekanan von mises blade dengan letak antisurge

M. Heyder, G. Kuhn (2006) melakukan eksperimen 3D Perambatan keretakan akibat kelelahan material sehingga material tidak mampu menahannya lagi. Berdasarkan hal tersebut kemungkinan retak itu menjalar dari tekan von mises maksimumnya. saat luas permukaan *blade* tidak mampu menahan lagi maka akan terjadi patah pada blade kompresor. retak awal ini sangat sulit terlihat dengan kasat mata sehingga harus digunakan mikroskop elektron. Pada sebuah blade kompresor penyebaran retak maksimum biasanya berada di bagian cembung pada *blade* kompresor, retak ini berada 6 mm diatas pengunci blade (Roylance, 2001). Perambatan retak ini juga dimulai dibagian cembung pada blade kompresor aksial (Kirthan.L.J R. H., 2014).Berdasarkan hasil simulasi, hal ini sama dengan saat blade diberikan section antisurge di atas blade. namun hal ini berbeda dengan saat diberikan section di blakang blade. Untuk melihat apakan gaya aerodinamika dari input section kompresor dan antisurge pada blade perlu dianalisa secara beban dinamik.

## 4.2.2 Total deformation

Berikut ini merupakan Gambar distribusi *deformasi* pada *blade* kompresor yang diakibatkan gaya *aerodinamika* akibat tekanan *section* pada masukan kontrol anti tepat di atas *blade* 



Gambar 4.12 Total deformation Uperchamber Presure input antisurge section diujung blade



Gambar 4.13 Total *deformation Uperchamber Presure* input *antisurge section* 50 mm dari ujung *blade* 



Gambar 4.14 Total deformation Lowerchamber Presure input antisurge section 100 mm dari ujung blade



Gambar 4.15 Total deformation Lowerchamber Presure input antisurge section 150 mm dari ujung blade



Gambar 4.16 Total deformation Lowerchamber Presure input antisurge section 200 mm dari ujung blade

Total *deformasi* merupakan total keseluruhan *deformasi* yang terjadi pada *blade* kompresor dari arah sumbu x, y dan z nya. Berikut ini merupakan total *deformasi* keselurhan dari *blade* kompresor saat diberikan kontrol anti surging di atas *blade* maupun di belakang *blade*.

<i>J</i> 1	1
Letak antisurge	Deformasi (mm)
diujung <i>blade</i>	7,7
50 mm dari ujung <i>blade</i>	6.5
100 mm dari ujung <i>blade</i>	3,8
150 mm dari ujung <i>blade</i>	1,4
200 mm dari ujung blade	2

Total 4.2 deformasi pada blade kompresor

Berdasarkan Tabel di atas dapat terlihat *deformasi* yang terjadi saat *blade* diberikan kontrol *antisurge* tepat di atas *blade* memiliki total *deformasi* yang lebih besar dibandingkan dengan saat diberikan dibelakangnya. Hal ini dapat terlihat pada gambar berikut



Gambar 4.17 Grafik hubungan deformasi terhadap letak *antisurge* 

Total *deformasi* yang terjadi paling besar adalah di bagian belakang *blade*. Namun pada saat diberikan *antisurge* dibelakang *blade* yang berjarak 150mm. Selain total *deformasi* kita juga akan melihat *deformasi* yang terjadi baik pada sumbu x, y, dan z berikut ini murpakanhasil *deformasi* pada sumbu x, y dan z pada *blade* kompresor

Letak antisurge	Deformasi (mm)		
	х	у	Z
diujung <i>blade</i>	0.15	7,7	0.3
50 mm dari ujung <i>blade</i>	0.2	6.5	0.23
100 mm dari ujung <i>blade</i>	0.2	3.8	0.06
150 mm dari ujung <i>blade</i>	0.13	0.8	0.06
200 mm dari ujung <i>blade</i>	0.06	2	0.06

**Tabel 4.3** Deformasi pada sumbu x,y,dan z pada blade<br/>kompresor

Berdasarkan pada Tabel di atas data terlihat bahwa *deformasi* yang paling besar terjadi pada sumbu y, pada sumbu x dan z *deformasi* terjadi sangat kecil sekali. Hal ini dapat terlihat bahwa total *deformasi* pada sumbu y hampir sama dengan total *deformasi* keseluruhan. Hal ini berarti saat *blade* diberikan sebuah gaya *aerodinamika blade* akan mengalami geataran ke kiri dan kekanan dalam arah sumbu y, baik itu saat diberikan kontrol *antisurge* di belakang maupun tepat di atas *blade*.

#### 4.3 Analisa Hasil Simulasai Statik

Hasil data dari *deformasi* total dan tekanan von mises, menurut Anggono dan Suprianto (2008) menyatakan bahwa syarat *deformasi* yang di ijinkan oleh struktur adalah kurang dari 1mm. tegangan *von mises* maksismum harus lebih kecil dari tegangan tarik *yield*/mulur material. Dalam hal ini tegangan *yield* atau mulur material titanium 6v4al adalah1054 Mpa. Berdasarkan hal tersebut dapat kita lihat hasil simulasi pada Tabel di bawah ini

Letak antisurge	Tekanan von mises	Deformasi
diujung <i>blade</i>	aman	Kritis
50 mm dari ujung	aman	Kritis
blade		
100 mm dari ujung	aman	Kritis
blade		
150 mm dari ujung	aman	Kritis
blade		
200 mm dari ujung	aman	Kritis
blade		

Tabel 4.4 Tabel analisa sataik pada *blade* kompresor

Berdasarkan hasil simulasi dapat terlihan tegangan von mises yang terjadi saat diberikan pressure input kontrol antisurge baik di atas blade maupun di bealakan blade masih berada di bawah tegangang mulur material. Berarti blade masih mampu menahan takanan yang diberikan dari gaya aerodinamika. Namun saat diberikan beban aerodnimaika blade akan bergetar, hal ini terjadi karena deformasi terjadi lebih dari 1mm, deformasi ini akan ditampilkan dalam sumbu x, y dan z

**Tabel 4.5** Analisa *deformasi* pada sumbu x, y, dan z pada *blade* kompresor

Letak	Deformasi			
antisurge	Х	у	Z	
diujung	Aman	Kritis	Aman	
blade				
50 mm dari	Aman	Kritis	Aman	
ujung <i>blade</i>				
100 mm dari	Aman	Kritis	Aman	
ujung <i>blade</i>				
150 mm dari	Aman	Aman	Aman	
ujung <i>blade</i>				
200 mm dari	Aman	Kritis	Aman	
ujung <i>blade</i>				

Berdasarkan Tabel di atas dapat terlihat *deformasi* yang terjadi berada di sumbu y, saat *blade* kompresor diberikan gaya *aerodinamika* maka *blade* akan bergetar kearah sumbu y baik kekiri maupun kekanan

#### 4.4 Analisa Kelelahan Material.

Berdasarkan peta dari tipe analisisa (*map of analysis type*), analisa kelelahan material merupakan bagian dari perilaku statik. Perilaku ini biasanya disebut dengan metode kalkulasi quasistatik. Metode kalkulasi quasi-statik adalah proses kalkulasi struktur dalam gerakan dinamis seolah-olah dianalisa dalam keadaan statik. Metode kalkulasi quasi-statik ini digunakan untuk menganalisis yang ditetapkan pada bab tiga. Adapun parameterparemet yang di tetapkan dalam analisa kelelahan dapat dilihat pada Tabel dibawah ini

1	20
Stress intensitiy faktor (Kf)	1
Loading type	1s
Scala faktor	fully reversed
Analisa type	stress-life
Mean stress theory	Gerber
Stress component	Equivalent (Von Mises)
<i>Life</i> units	Cycles

 Tabel 4.7 parameter details of *fatigue* tool

Dalam analisa kelahan ini akan dihasilkan tampilan kelelahan berupa kerusakan akibat kelelahan, faktor keamanan, *life time* material, dan teganan alternative stress pada *blade* kompresor yang disebabkan oleh gaya *aerodinamika*.

#### 4.3.1 Pembebanan Amplitudo konstan

Salah satu tipe pembebanan yang sering diaplikasikan dalam analisisa kelelahan material, adalah menggunakan metode *stress-life* (S-N). metode *stress-life* adalah pembebanan amplitudo konstan. Melalui detail *fatigue "fatigue* tolls" kita pilih *fully*  *reseved.* Berikut gambar grafik pembebanan amplitudo konstan yang diberikan pada *blade* kompresore



Gambar 4.18 Gambar pembebanan amplitudo konstan

#### 4.3.2 Efek tegangan rata-rata

Sesuai teori pada bab 2. Yang mengatakan bahwa terdapat tiga teori tegangan rata-rata. Namun yang dipilih dalam analisa ini adalah teori *gerber*. Pemilihan teori ini didasarkan atas material yang digunakan oleh struktur. terori yang dirasa sangat cocok untuk bahan liat/ductile adalah teori *gerber*. Titanium V6al4a merupakan tergolong kedalam jenis bahan tersebut.



Gambar 4.19 Mean stress correction Gerber

## 4.3.2 Hasil Simulasi Umur.

Hasil simulasi dilakukan dengan penerapan beban amplitudo konstan, maka hasil yang diperoleh merupakan jumlah siklus sampai struktur tersbut gagal. Berikut ini merupakan gambar distribusi umur kelelahan pada *blade* kompresor kompresor yang diakibatkan gaya *aerodinamika* akibat tekanan section pada masukan kontrol *antisurge*.



Gambar 4.20 Umur uperchamber blade Presure input antisurge section diujung blade



Gambar 4.21 Umur pada permukaan *uperchamber blade presure* input *antisurge section* 50 mm dari ujung *blade* 



Gambar 4.22 Umur pada permukaan *uperchamber blade presure* input *antisurge section* 100 mm dari ujung *blade* 



# Gambar 4.23 Umur pada permukaan *uperchamber blade presure* input *antisurge section* 150 mm dari ujung *blade*



Gambar 4.24 Umur pada permukaan *uperchamber blade* presure input *antisurge section* 200 mm dari ujung *blade* 

Hasil simulasi umur ini menyatakan bahwa *blade* saat diberikan agaya *aerodinamika* akan mengalami kelelahan atau tidak. Berdasarkan simulasi kelehan dapat terlihat hasil umur desain ditampilakan pada Tabel dibawah ini

Letak antisurge	Life cycle blade (cycle)		
diujung <i>blade</i>	1.29 e5 (high cycle)		
50 mm dari ujung <i>blade</i>	1.51e6 (infinitif cycle)		
100 mm dari ujung <i>blade</i>	6.69e6 (infinitif cycle)		
150 mm dari ujung <i>blade</i>	3.35e6 (infinitif cycle)		
200 mm dari ujung blade	1 e8 (infinitif cycle)		

Tabel 4.8 Life cycle blade kompresor

Rusaknya material sebelum mencapai umur desain dapat terjadi karena kelahan pada material, karena diberikan beban secara terus-menerus. Kelelahan pada material dapat menyebabkan muncul keretakan awal, penyebaran keretakan dan patahnya suatu material. Hal ini dapat terjadi meskipun tegangan maksumumnya berada di bawah tegangan *yield* material. Berdasarkan hasil simulasi dapat terlihat bahwa saat diberikan *antisurge* tepat diatas *blade* termasuk kedalam *high cycle fatigue*. *High cycle fatigue* (HCF) menyebabkan 12 % kerusakan pada *blade* kompresor (Meher-Homji b., 1995).

## 4.2.4 Hasil simulasi Kerusakan

Kerusakan akibat kelelahan didefinisikan sebagai umur desain dibagi dengan umur hasil simulasi atau umur yang diperoleh. Sejalan dengan definisi tersebut, maka simulasi kerusakan harus dilakukan berdasarkan umur desain. Dapat di lihat pada Gambar berikut ini merupakan hasil simulasi kerusakan akibat gaya *aerodinamika* yang di sebabkan pressure anti suege



Gambar 4.25 Kerusakan uperchamber pada blade Presure input section antisurge tepat diujung blade



Gambar 4.26 Krusakan uperchamber pada blade Presure input antisurge section 50 mm dari ujung blade



Gambar 4.27 Kerusakan uperchamber pada blade Presure input antisurge section 100 mm dari ujung blade



Gambar 4.28 Kerusakan uperchamber pada blade Presure input antisurge section 150 mm dari ujung blade



Gambar 4.29 Kerusakan uperchamber pada blade Presure input antisurge section 200 mm dari ujung blade

Berdasarkan hasil analisa kerusakan pada *blade* kompresor keruskan maksimum sebesar 7750 dan minimum sebesar 10. Dapat terlihat kerusakan terjadi pada *blade* yang diberikan *Presure* anti surging di atas *blade*, kerusakann maksmum ini terjadi di bagian upcahamber dan dan berada dibagaian tengah bawah dari *blade* kompresor terlihat pada Gambar 4.25. sedangkan pada saat diberikan *Presure* inpun *antisurge* di belakang *blade* kerusakan terdistribusi rata dengan besar 10. Kerusakan akibat kelelahan dinilai berdasarkan rasio kerusakan, rasio kerusakan lebih besar dari 1 menyebabkan struktur akan rusak sebelum umur desain tercapai sedangkan lebih kecil dari 1 umur desain tercapai (browel Raymon dan Hanq, 2006).

Input	kerusakan	
	max	min
diujung <i>blade</i>	7750	10
50 mm dari ujung <i>blade</i>	660	10
100 mm dari ujung blade	149	10
150 mm dari ujung blade	298	10
200 mm dari ujung blade	10	10

Tabel 4.9 Hasil simulasi kerusakan pada blade kompresor

## 4.3.5 Hasil Simulasi Faktor Keamanan

Faktor keamanan di definiskan perbandingan antara batas kekuatan lelah dibagi dengan tegangan *alternating*. Simulasi faktor keamanan harus didasarkan juga pada umur desain yang diberikan. Hasil faktor keamanan dapat di lihat pada gambar berikut ini merupakan hasil simulasi keamanan akibat gaya *aerodinamika*.



Gambar 4.30 Keamanan *uperchamber* pada *blade presure* input *antisurge section* tepat di ujung *blade* 



Gambar 4.31 Keamanan uperchamber pada blade presure input antisurge section 50 mm dari ujung blade



Gambar 4.32 Keamanan uperchamber pada blade presure input antisurge section 100 mm dari ujung blade



Gambar 4.33 Keamanan uperchamber pada blade presure input antisurge section 150 mm dari ujung blade



Gambar 4.34 Keamanan uperchamber pada blade presure input antisurge section 200 mm dari ujung blade

Dari Gambar dia atas dapat terlihat faktor keamanan baik saat diberikan pressure input antisuege baik di atas *blade* maupun di belakang *blade*. berdasarkan hasil simulasi di atas dapat terlihat coauntur keamanan pada *blade* daerah yang paling kritis berada di bagian tengah bawah *blade*. Faktor keamana ini dinyatakan Aman sampai mencapai umur desain apabila faktor keamanan lebih besar dari 1 sedangkan lebih kecil dari 1 gagal sebelum mencapai umur desain (Browel Raymond dan Hancq, Al., 2006).

Input	keamanan
diujung <i>blade</i>	0.34
50 mm dari ujung <i>blade</i>	0.44
100 mm dari ujung <i>blade</i>	0.84
150 mm dari ujung <i>blade</i>	0.62
200 mm dari ujung blade	1.13

Tabel 4.10 Hasil faktor keamanan pada blade kompresor

## 4.3.6 Hasil Simulasi Tegangan Alternating

Tegangan *alternating ekivalen* yang didapat melalui analisa kelelahan berdasarkan metode *stress-life* adalah tegangan yang dibutuhkan untuk menghubungkan keadaan tegangan dan umur

pada kurva S-N. Hasil distribusi tegangan Analisa tegangan von mises dan kelelahan material. Hasil faktor keamanan Dapat di lihat pada Gambar berikut ini merupakan hasil simulasi Equivalen alternating stress gaya aerodinamika yang di sebabkan di belakang blade



Gambar 4.35 uperchamber Equivalen alternating input antisurge section tepat di ujung blade



Gambar 4.36 uperchamber Equivalen alternating input antisurge section 50 mm dari ujung blade



Gambar 4.37 uperchamber Equivalen alternating input antisurge section 100 mm dari ujung blade



Gambar 4.38 uperchamber Equivalen alternating input antisurge section 150 mm dari ujung blade.



Gambar 4.39 uperchamber Equivalen alternating input antisurge section 200 mm dari ujung blade

Berdasarkan hasil simulasi diatas dapat terlihat bahwa kountur yang dihasilkan pasa stress *alternating* memeiliki kauntur yang sama dengan tegangan *von mises*. Adapun tekanan maksimumnya juga sama, dapat dilihat pada tabel di bawah ini

Letak antisurge	Equivalent alternating stress (Mpa)
diujung <i>blade</i>	564
50 mm dari ujung blade	434
100 mm dari ujung blade	229
150 mm dari ujung blade	308
200 mm dari ujung blade	170

 Tabel 4.11 Equivalent alternating stress pada blade kompresor

# 4.5 Analisa kelelahan material

Analisa hasil kelelahan *blade* kompresor yang diakibatkan pressure input dari kontrol *antisurge* dari kompresor didasarkan pada kriteria-kriteria sebagai berikut:

- 1. Life time material dunyatakan saat dibawah 10<sup>3</sup> cycle dikategorikan lowcycle, 10<sup>3</sup> - 10<sup>6</sup>dikategorikan high cycle namun masih finite cycle, sedangkan di atas 10<sup>6</sup> dikategorikan infinite cycle (Ralph Sthephens, 2001)
- 2. Kerusakan akibat kelelahan dinilai berdasarkan rasio kerusakan, rasio kerusakan lebih besar dari 1 menyebabkan struktur akan rusak sebelum umur desain tercapai sedangkan lebih kecil dari 1 umur desain tercapai (Browel Raymond dan Hancq, Al. 2006).
- 3. Aman sampai mencapai umur desain apabila faktor keamanan lebih besar dari 1 sedangkan lebih kecil dari 1 gagal sebelum mencapai umur desain (Browel Raymond dan Hancq, Al., 2006).
- 4. Tegangan *alternating ekivalen* adalah merupakan beban yang menyebakan struktur mengalami kegagalan akibat lelah atau tidak mengalami kegagalan akibat lelah.

Berdasarkan data diatas jika kita sesuaikan dengan gaya yang berkerja pada blade dapat terlihat pada Table 4.12

Letak	Umur	Kerusakan	Faktor	Tegangan
antisurge	minimum	maksimum	keamanan	alternating
			minimum	Ekivalen
				Maksimum
diujung	high cycle	Dapat rusak	Dapat gagal	564 Mpa
blade	fatigue	sebelum	sebelum	
		umur disain	mencapai	
			umur disain	
50 mm dari	infinite	Dapat rusak	Dapat gagal	434 Mpa
ujung <i>blade</i>	cycle	sebelum	sebelum	
	fatigue	umur disain	mencapai	
			umur disain	
100 mm	infinite	Dapat rusak	Dapat gagal	229 Mpa
dari ujung	cycle	sebelum	sebelum	
blade	fatigue	umur disain	mencapai	
			umur disain	
150 mm	infinite	Dapat rusak	Dapat gagal	308 Mpa
dari ujung	cycle	sebelum	sebelum	
blade	fatigue	umur disain	mencapai	
			umur disain	
200 mm	infinite	Sesuai	Aman	170 Mpa
dari ujung	cycle	dengan	mencapai	
blade	fatigue	umur disain	umur disain	

 Tabel 4.12
 Analisa kelelahan material pada blade kompresor

Berdasarkan Tabel diatas dapat terlihat bahwa saat *blade* diberikan input *section antisurge* tepat di atas *blade*, *blade* akan mengalami kelelahan sehingga rusak sebelum umur desai. Sedangkan saat diberikan input *section antisurge* di belakang *blade*, *blade* akan sampai umur desain. Dalam simulasi ini gaya yang diberikan berupa gaya *aerodinamika* saja. Sedangkan faktor yang menyebabkan kelalahan pada *blade* ada banyak. Seperti faktor suhu, lingkungan korosif dan lain-lainnya. Faktor-faktor ini juga mempengaruhi kelelahan pada material, sehingga mempercepat kerusakan pada material.

# BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

## 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan simulasi dan analisa data yang telah dilakukan, maka kesimpulan yang dapat diambil dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- 1. Tekanan terbesar terjadi ketika *blade* dikenakan gaya aerodinamika tepat diatas blade. letak tekanan maksimum berada dibagian *uperchamber* dekat pengunci *blade* sebesar 564 Mpa
- 2. Saat diberikan input *antisurging* diatas *blade*, *blade* memiliki siklus minimum 1.29 e5, termasuk dalam kategore *high cycle fatigue*.

#### 5.2 saran

Berikut ini adalah saran yang diberikan peneliti untuk keberlanjutan penelitian yang dilakukan:

- 1. Berdasarkan penelitian yang dilakukan dapat diketahui bahwa *blade* termasuk dalam kategore *high cycle fatigue* yang mungkin seja terjadi kelelahan. kelahan ini mungkin akan menimbulkan *crack* awal yang akan menyebar. Untuk itulah perlunya dilakukan penelitian mengenai letak keretakan dengan menggunakan mikroskop elektron untuk memperediksi jenis keretakan, letak kereatakan dan laju perambatan keretakan pada *blade* kompresor
- 2. kelelahan material dapat disebabkan banyak faktor antara lain tegangan berfluktuasi, regangan berfluktuasi, temperature berfluktuasi (fatik termal) atau kondisi lingkungan korosif atau temperature tinggi. Untuk itulah perlunya dilakukan analisa penyebab faktor kelelahan dari material selain dari gaya *aerodinamika* karena

akumulasi dari beban yang diberikan dari material akan menyebabkan material lebih cepat rusak.

3. Dilakukan desain ulang mengenai kontrol *antisurge*, berdsarkan garis line *surge* dari kompresor, sehingga material dapat menahan baban *aerodinamika* yang diberikan atau mengganti jenis material.

## **DAFTAR PUSTAKA**

- A. Keranpur, H. S.-R. (2008). Failure analysis of Ti6Al4V gas turbin kompresorblades. engineering failure Analiysis, 1052-1064.
- A. keremanpur, H. S.-R. (2008). Failure analysis of Ti6Al4V gas turbine kompresorblades. engineering failure analisys, 1052-1064.
- Abdiansyah, J. (2009). *sistem* kontrol *antisurge padaa kompresor CO2 di POPKA*. laporan OJT PKT.
- Adam, K. (2011). Faktor Perpatahan & Kelelahan Pada Kekuatan Bahan Mateial. MAKASAR: Teknik Mesin Fakultas Teknik Univ. Islam Makassar.
- Al Huston, M. N. (2002). Effect of various surface conditions on fretting *fatigue* behaviour of Ti–6Al–4V.
- browel Raymon dan Hanq, A. (2006). Calculating and Displaying *Fatigue* Result: The ANSYS *Fatigue* Module Has a Wide Range of Features for Performing Calculation and Presenting Analysis Results. *ANSYS Solution Vol. 7, No. 2, ANSYS, Inc*, 16-19.
- Browell, r. (2006). calculating and displaying *fatigue* result . In t. A. result. ANSYS, inc.
- Brown, R., & AL., H. (2006). update on the Ansys fatigue Module : Analysis Deermines if parts can withstand cyclic loading over their lifetime. Ansys, Inc.
- Budynas, R. G., & Nisbett, j. (1993). *Mechanical Engineering Design*. McGraw-Hill.
- eliahu zahavi, v. t. (1996). *fatigue disign: life expectancy of machine part.* New York/Iondon/tokyo: CRC press.

- Ir. Sarjito Jokosisworo, M., & Jajang Sebastian, S. (2011). Aalisa Fatigue kekuatan stern ramp door akibat beban dinamis pada km. kirana i dengan metode elemen hingga diskrit elemen segitiga plane stress. semarang: Teknik Perkapalan, Universitas Diponegoro.
- johansen, J. (1999). Unsteady airfoil flows with application to aero elastic stability. . *Riso Nation Laboratory* .
- Joshep shigley E, C. M. (1999). "Mechanical Engineering Disign" dalam perencanaan teknik mesin, alih bahasa : Harap Gandhi jili1, edisi ke empat. jakarta: erlangga.
- Juvnal, R. (1967). Engineering Consideration of stress, strain and strength. New york/st.louis/san fransisco/toronto/london/sydney: Mc Grow-Hill book Company.
- Kirthan.L.J, R. H. (2014). computational analysis of *fatigue* crack growth based on stress intensity factor approach in axial flow kompresorblade. *international conferencion o advance in manufacturing and material engiering AMME* , 387-397.
- Kirthan.L.J, R. H. (2014). Computational Analysis of fatigue crack growth based on stress intensity factor approach in axial flow kompresorblades. india: AMME.
- Kristianto, A. (2011). pengendalian surging pada kompresor 24k2 di loc 1 pt. pertamina ( persero) ru iv cilacap . Semarang: Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro, .
- Louhenapessy, J. (2011). Analisa statik dan kelelahan materialcondylar prosthesis dari groningen temporomandibular joint prosthesis menggunakan metode elemen hingga. Surabaya.

- Meher-Homji b., G. (1995). gas turbine *blade* failure-couse avoidance and troubleshooting, *proceedings of the 27th turbimachinery symosium 27*, 129-180.
- Prastya, R. (2011). Perancanaan Sistem Pengendalian Antisurge kompresor dengan menggunakan metode artificial neural network di kaltim-1 PT. Pupuk Kalimantan Timur Bontang. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Ralph Sthephens, A. F. (2001). *Metal Fatigue in Engeenering*. New York/chichester/weinhelm/singapur/toronto: Johnt willy & sons Inc.
- Rampurawala, A. l. *Aeroelasti cAnalysis of Aircraft with kontrol surfaces using CFD*. University of Glasgow faculty of engineering departement of aerospace engineering.
- Roylance, D. Introduction to Fracture Mekanik. Department of fMaterials Science and Engineering Massachusetts Institute of Technology Cambridge, MA 02139, June14,2001.
- Zhang Dayi, H. J. (2011). Aprobabilit ymethod for prediction on High *Cycle Fatigue* of *blades* caused. *advances in engineering softwere*.

"Halaman ini sengaja dikosongkan"

# Lampiran A

# Deformasi arah sumbu x



# Gamabr A.1 *Deformation* arah sumbu x *Lowerchamber*dan *upchamberPresure* input *antisurgesection*tepat diujung *blade*



Gamabr A.2 Deformation arah sumbu x Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 150 mm dari ujung blade



Gamabr A.3Deformation arah sumbu x Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 50 mm dari ujung blade



Gamabr A.4 Deformation arah sumbu x Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 150 mm dari ujung blade



Gamabr A.5Deformation arah sumbu x Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 200 mm dari ujung blade
## Deformasi arah sumbu y



Gamabr A.6Deformation arah sumbu L Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection tepat diujung blade



Gamabr A.7Deformation arah sumbu L Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 50 mm dari ujung blade



Gamabr A.8Deformation arah sumbu L Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 100 mm dari ujung blade



Gamabr A.9 Deformation arah sumbu L Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 150 mm dari ujung blade



Gamabr A.10 *Deformation* arah sumbu L *Lowerchamber*dan upchamberPresure input antisurgesection 200 mm dari ujung blade

## Deformasi arah sumbu z



Gamabr A.11 Deformation arah sumbu Z Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesectiontepat diujung blade



Gamabr A.12Deformation arah sumbu Z Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 50 mm dari ujung blade



Gamabr A.13Deformation arah sumbu Z Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 100 mm dari ujung blade



Gamabr A.14Deformation arah sumbu Z Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 150 mm dari ujung blade



Gamabr A.15Deformation arah sumbu Z Lowerchamberdan upchamberPresure input antisurgesection 200 mm dari ujung blade

## **BIODATA PENULIS**



Penulis, Adhitya Kurniawan, lahir di Surabaya pada tanggal 15 Agustus 1993. Penulis menempuh pendidikan formal di SDN Pangkalan Lima 1 (1999-2005),Kumai **SMPN** 1 Pangkalan Bun (2005-2008), SMAN 1 Pangkalan Bun (2008-2011). Pada tahun 2011. penulis memulai pendidikan S1 Jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, Jawa Timur. Di Jurusan Teknik Fisika, Bidang minat yang diambil penulis ketika menempuh

perkuliahan adalah Bidang Minat Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan, serta Bidang Minat Rekavasa Instrumentasi dan Kontrol. Penulis bergabung dalam beberapa organisasi kemahasiswaan, yaitu Himpunan Mahasiswa Teknik Fisika (HMTF) pada periode 2012-2013. Badan Eksekutif Mahasiswa (BEM) Institut Teknologi Sepuluh Nopember periode 2012-2013 dan 2013-2014. Lembaga Pers Mahasiswa (LPM 1.0) Institut Teknologi Sepuluh Nopember periode 2013-2014. Pada saat ini penulis aktif mengembangkan komunitas Aku Peduli Cak. Pada kegiatan akademik, penulis pernah aktif sebagai asisten Laboraturium Rekayasa Energi dan Pengkondisian internship yang dimiliki penulis Lingkungan. Pengalaman dilakukan di PT Siemens Indonesia, PG O&M Muara Tawar Bekasi. Pada program internship tersebut, penulis melakukan analisis sistem proteksi dan penentuan tingkat keamanan dengan perhitungan nilai safety integrity level (SIL) pada turbin outlet temperatur. Penulis dapat dihubungi melalui alamat email adhitya.kurniawantf@gmail.com