Analisis *Aeroelastisitas* Statik dan Kelelahan Pada *Blade* Kompresor Dengan Metode Elemen Hingga

Adhitya Kurniawan [1], Dr.Gunawan Nugroho, S.T.,M.T.[2], Nur Laila Hamidah, S.T., M.Sc.[3]

Jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya; 2014
Email: adhitya.kurniawantf@gmail.com

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 gaya *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

I. PENDAHULUAN

Kompresor merupakan suatu alat yang digunakan untuk mengubah tekanan gas menjadi lebih tinggi. 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). 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* (Kristianto, 2011). Untuk itulah didalam 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 disain *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.

Diperkirakan 50%-90% kegagalan mekanis disebabkan oleh kelelahan (Ir. Sarjito Jokosisworo & Jajang Sebastian, 2011) .Satitstik didalam sebuah industri turbin gas mendikasikan 62% total kerusakan disebabkan oleh kelelahan material. High *cycle fatigue* (HCF) menyebabkan 12 % kerusakan pada *blade* kompresor (Meher-Homji b., 1995). Pembebanan yang berlebih akibat gaya *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, 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)

Penelitian ini akan melihat gaya *aerodinamik*a dari input *section* kompresor dan *antisurge* yang diberikan pada *blade* terhadap pengaruh struktur. Analisa statik pada struktur *blade* digunakan untuk menganlisa tekanan *von mises* maksimum 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 disain atau tidak.

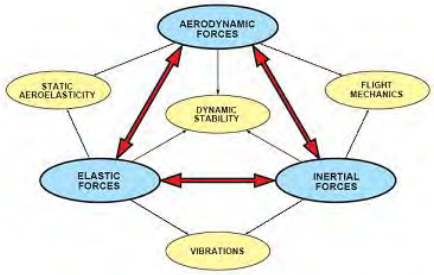
Metode Elemen Hingga (*finite element method*) merupakan salah satu metode aproksimasi yang umum digunakan untuk menyelesaikan persamaan diferensial parsial atau *Partial Differential Equation* (PDE) sacara numerik dalam analisis struktur. Metode ini dapat memberikan hasil yang lebih akurat karena material 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

II. TEORI PENELITIAN

A. *Aeroelastisitas*

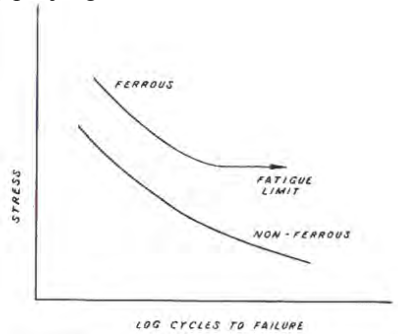
Beban *aerodinamika* merupakan suatu beban yang dapat terjadi pada struktur yang di sekitanya terdapat aliran *fluida* atau dalam hal ini udara (*aero*). Gaya-gaya *aerodinamika* tersebut muncul akibat perubahan momentum dan energi dari *fluida* ketika bergerak melewati benda tersebut. Dari sisi struktur, 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. *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.



Gambar 2.1 Collar's Aeroelasticity Triangle (Rampurawala, 2006)

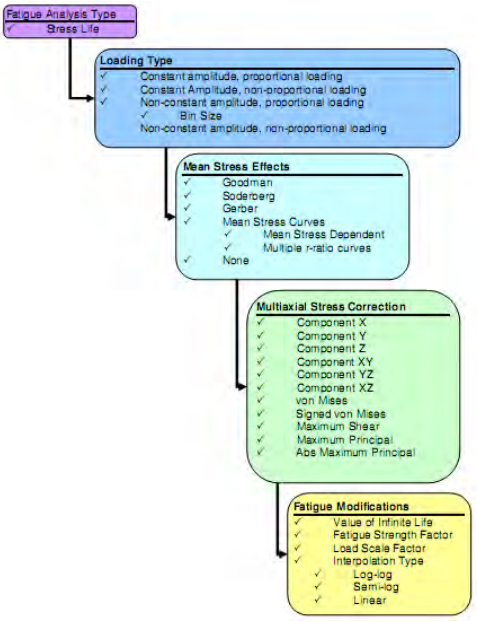
B. Pembebanan Kelelahan

Data fatigue biasanya disajikan dalam kurva tegangan (S) dan siklus (N). Konsep tegangan-siklus (S-N) merupakan pendekatan pertamauntuk memahami fenomena kelelahan logam. Konsep ini secara luas dipergunakan dalam aplikasi perancangan material tegangan yang terjadi dalam daerah elastik dan umur lelah cukup panjang.



Gambar 2.2 Diagram S-N

Dalam penelitian ini digunakan tipe analisa metode *stress-life* (S-N) dan diagram alir analisa dapat dilihat pada gambar 2.3



Gambar 2.3 diagram alir pembebanan *stress*-life (S-N) (Rampurawala, 2006)

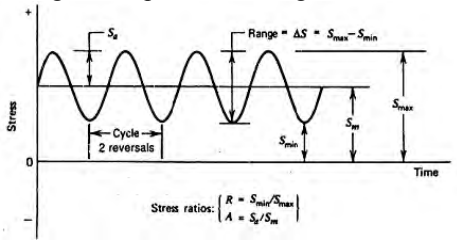
Metode nominal *stress*-life (S-N) lebih sering mengaplikasikan pembebanan amplitudo konstan. Penjelasan tipe pembebanan ini, dapat dilihat melalui kurva tegangan amplitudo konstan terhadap waktu. (keterang gambar 2.4) tersebut dapat didefinisikan sebagai berikut: tegangan alternating (Sa), tegangan rata-rata (S_m), tegangan maksimum (S_{max}), tegangan minimum (S_{min}) dan perbedaan tegangan (ΔS). Hubungan antara suku-suku ini secara aljabar dapat dirumuskan sebagai berikut.

$$S_a = \frac{\Delta S}{2} = \frac{S_{\max} - S_{\min}}{2}$$
$$S_m = \frac{S_{\max} + S_{\min}}{2} \qquad (2.1)$$
$$S_{\max} = S_m + S_a$$
$$S_{\min} = S_m - S_a$$

Rasio tegangan (R) dan rasio tegangan alternating (A), dalam teori kelelahan diartikan sebagai:

$$R = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} \text{ dan } A = \frac{S_a}{S_m} \qquad (2.2)$$

R = 1 dan R = 0 adalah dua referansi umum, R=-1 disebut kondisi pembalikan penuh (fully reversed) karena smin sama dengan –smin : R = 0 dimana S_{min} = 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



Gambar 2.4 Tata nama untuk siklus pembebanan amplitudo konstan (Ralph Sthephens, 2001)

C. Faktor Modifikasi Kelelahan

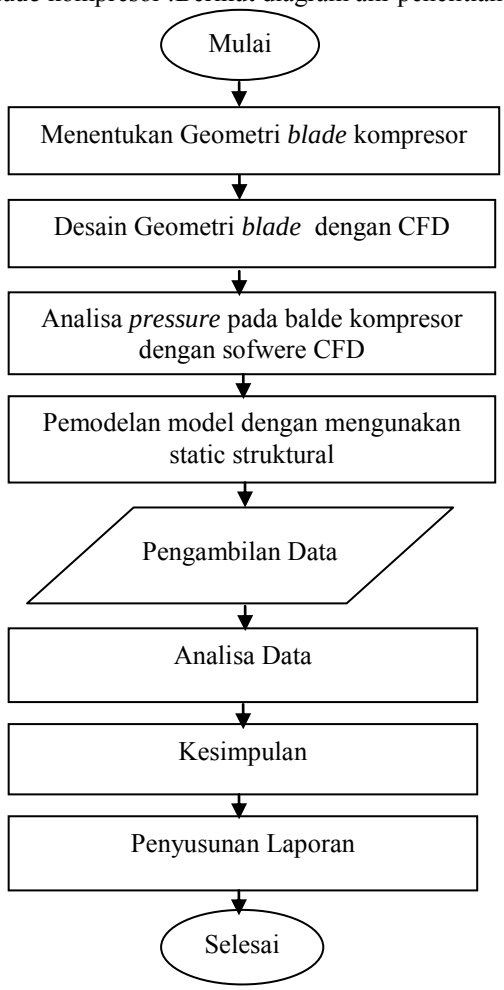
Berdasarkan kondis-kondisi batas diatas Marlin menggolongkan sebagai faktor modifikasi batas kelelahan dan merumuskannya menjadi persamaan sebagai berikut:

$$S_f = K_s K_d K_k K_t K'_f K_o S_f \quad (2.3)$$

Dimana S_f adalah batas kelelahan struktur S'_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.

III. METODOLOGI

Pada bahasan ini akan dijelaskan mengenai langkah-langkah dalam anlisis aeroelastisitas statik dan kelelahan pada *blade* kompresor .Berikut diagram alir penelitian:



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian Tugas Akhir.

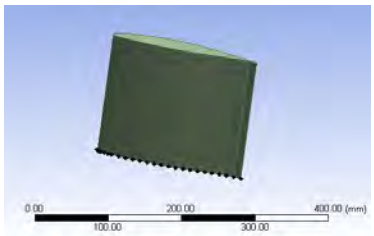
Pada tahap awal adalah memodelkan gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* kompresor. Untuk pemodelan gaya *aerodinamika* yang berkerja pada *blade* kompresor menggunakan bantuan softwere CFD (*Computational Fluid dinamik*). Dari pemodelan tersebut diharapkan mendapatkan distribusi pola tekanan 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*. Langkah terakhir dalam penelitian ini adalah menghitung kelelahan pada *blade* kompresor. Dalam analisa kelelahan 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*.

A. (2.9)Tekanan pada balde kompresor

Pemodelan gaya aerodinamika ini dilakukan dengan bantuan sofwere CFD. Hasil dari tekanan ini akan di transfer sebagai baban pada struktur *blade*. adapun langkah dalam pemodelan gaya aerodinamika ini adalah

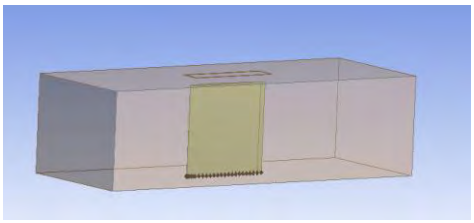
1. Pembuatan Geometri *blade* kompresor

Pembuatan geometri pada *blade* kompresor mengimport *airfoil* NACA 65-410 kedalam sofwere CFD. Airfoil yang diimport Airfoil yang diimport tersebut masih berupa titik sehingga perlu dilakukan pembuatan garis, bidang dan kemudian volume, tampak pada gambar 3.1



Gambar 3.2 *blade* kompresor NACA 65-410

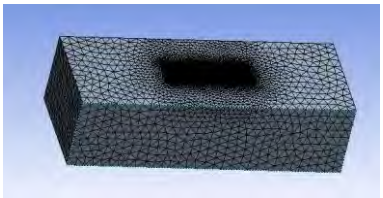
Dalam penelitian ini akan di buat dengan kondisi perubahan letak *antisurge* terhadap ujung letak blade tepat di mengenai ujung blade, 50 mm, 100mm, 150mm dan 200 mm dari ujung blade.



Gambar 3.3 *Section antisurge* berada diatas *blade*

2. 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. Hasil mesing pada *blade* kompresor tampak pada gambar 3.5



Gambar 3.5 Hasil *Meshing* pada CFD

3. Tekanan pada kompresor *blade*

Analisa tekanan dilakukan untuk mendapatkan nilai tekanan yang diterima oleh *blade* kompresor akibat beban aerodinamika. .Penentuan domain fluida, kondisi batas dan simulasi aliran tampak pada pada table berikut

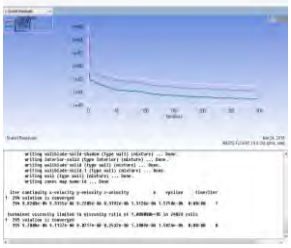
Tabel 3.1 Boundary kondition

Kondisi Batas	Posisi	kondisi
Inlet	Depan *blade*	Tekanan 33 bar
Inlet *antisurge*	Tepat di ujung blade, 50 mm50 mm, 100mm, 150mm dan 200 mm dari ujung blade.	Tekanan 70 bar
blade	ditengah *blade*	wall

Tabel 3.2 Persamaan Turbulen

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

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 3.6 Grafik iterasi pada simulasi CFD

B. Kekuatan dan Kelelahan Material

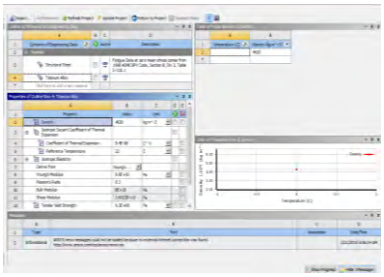
Tahap ini digunakan untuk menghitung nilai *stress* atau tegangan tertinggi dari material dan mendapatkan letak dari hotspot *stress* akibat tekanan yang didapatkan pada saat running pada software CFD.

1. Penentuan Material

Pendefinisian material dilakukan sesuai dengan kebutuhan. Analisa yang dilakukan menggunakan Titanium-64 Alloy. Material properties pada Titanium-64 Alloy antara lain

Tabel 3.1 Definisi material

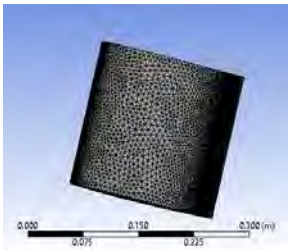
Physical property	Value
Young's	96000 MPa
Poisson ratio	0.3
Tensile Strength	1040 Mpa
Yield Strength	930 Mpa



Gambar 3.7 Input properties material

2. Meshing pada model

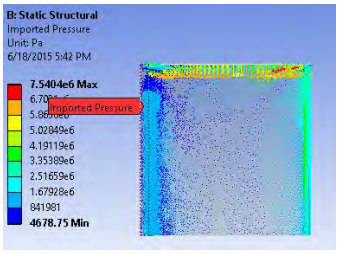
Meshing padapropeller yang dianalisa menggunakan metode meshing yang disediakan oleh software. Adapun metode yang dilakukan adalah :



Gambar 3.8 *Meshing* pada *blade* kompresor

3. Import load

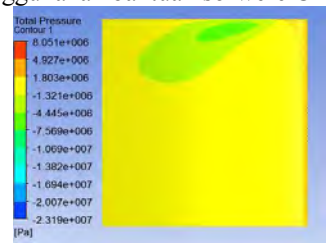
Beban (load) yang berupa tekanan(Pressure) yang didapatkan dari analisa CFD kemudian di-import ke model propeller yang sebelumnya sudah di-import ke dalam software Statik Structur



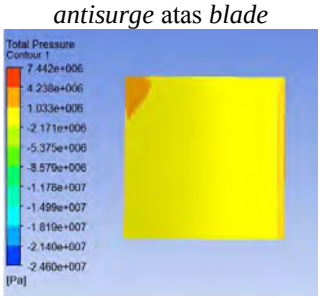
Gambar 3.9 *import* data *load*

IV. ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

Berikut merupakan gambar hasil analisa total *Presure* yang berkerja pada *blade* kompresor hasil simulasi menggunakan bantuan sofwere CFD



Gambar 4.1 *Presure Uperchamber Presure* input *section antisurge* atas *blade*



Gambar 4.2 *Presure Uperchamber Presure* input *section antisurge* dibelakang *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

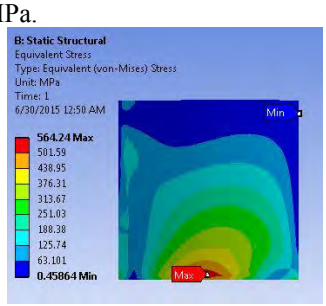
A. Analisa statik pada *blade*

Dalam analisa statik yang akan dianalisis adalah 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 *deformas*

1. Tekanan *von mises*

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 mendapatkan nilai maximum *stress* sebesar 564 MPa.



Gambar 4.3 Distribusi tegangan *Von misses Uperchamber Presure* input *section antisurge* tepat di 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

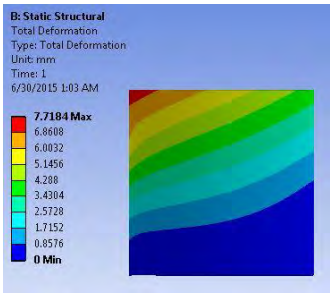
Tabel 4.1 *Von misses blade* kompresor

Letak *antisurge*	Tekanan von mises (Mpa)
diujung *blade*	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

Keretakan ini mungkin diawali dari lokasi hotspot *stress*. M. Heyder, G. Kuhn (2006) melakukan eksperimen 3D perambatan keretakan akibat kelelahan material sehingga material tidak mampu menahannya lagi. 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*. Hal ini berbeda saat diberikan *section* di blakang *blade*. Untuk melihat apakan gaya *aerodinamik*a dari input *section* kompresor dan *antisurge* pada *blade* kompresor menyebabkan kegagalan perlu dilakukan analisa kelelahan material.

2. Deformasi

Deformasi didefinisikan sebagai perubahan bentuk struktur akibat adanya gaya dari luar maupun dari dalam. 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 4.4 Total *deformation Uperchamber Presure* input *section antisurge* diatas *blade*

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 adalah 930 Mpa. Berdasarkan hal tersebut dapat kita lihat hasil simulasi pada tabel di bawah ini

Tabel 4.2 *deformasi* pada *blade* kompresor

Letak *antisurge*	Deformasi (mm)
diujung *blade*	7,7
50 mm dari ujung *blade*	6.5
100 mm dari ujung *blade*	3,8
150 mm dari ujung *blade*	1,4
200 mm dari ujung *blade*	2

3. Pembahasan analisa 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 adalah 930 Mpa. Berdasarkan hal tersebut dapat kita lihat hasil simulasi pada tabel di bawah ini

Tabel 4.3 Tabel analisa sataik pada *blade* kompresor

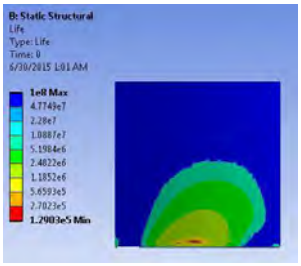
Letak *antisurge*	Tekanan von mises	Deformasi
diujung *blade*	aman	Kritis
50 mm dari ujung *blade*	aman	Kritis
100 mm dari ujung *blade*	aman	Kritis
150 mm dari ujung *blade*	aman	Kritis
200 mm dari ujung *blade*	aman	Kritis

B. Hasil simulasi kelelahan

simulasi dilakukan dengan penerapan beban amplitudo konstan, maka hasil yang diperoleh adalah merupakan jumlah siklus sampai struktur tersbut gagal.

1. Hasil simulasi Umur

Hasil umur minimum yang diperoleh untuk *blade* saat diberikan masukan *antisurge* diatas adalah 1.29e5 *cycle* dan saati diberikan masukan *antisurge* dibeakang blde hasil umur minimumnya adalah 1e8 *cycle.*



Gambar 4.6 Umur *Uperchamber blade Presure* input *section antisurge* atas *blade*

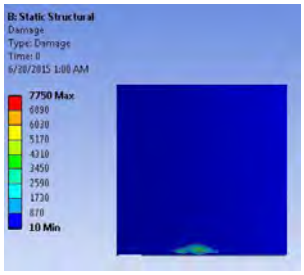
Hasil simulasi umur ini menyatakan bahwa *blade* saat diberikan agaya *aerodinamika* akan mengalami kelelahan atau tidak. Berdasarkan simulasi kelehan dapat terlihat hasil umur desain ditampilakan pada Tabel dibawah in

Tabel 4.3 *Life cycle blade* kompresor

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

2. 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. kerusakan pada *blade* kompresor maksimum sebesar 7750 dan minimum sebesar 10 saat diberikan *Presure* antisurging diatas *blade*, sedangkan pada saat diberikan *Presure* input *antisurge* di belakang *blade* kerusakan terdistribusi rata dengan besar 10. Keruskan ini dinilai dari rasio kerusakan.



Gambar 4.8 kerusakan *Uperchamber* pada *blade* *Presure* input *section antisurge* diatas *blade*

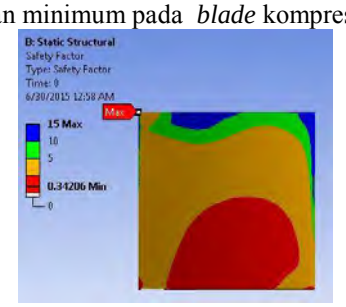
Berdasarkan hasil analisa kerusakan pada *blade* kompresor keruskan maksimum sebesar 7750 dan minimum sebesar 10. Dapat terlihat kerusakan terjadi pada *blade* yang diberikan *Presure* anti surging di atas *blade*, kerusakann maksmum ini terjadi di bagian upcahamber dan dan berada dibagaian tengah bawah 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) .

Tabel 4.4 Hasil simulasi kerusakan pada *blade* kompresor

Input	kerusakan	
	max	min
diujung *blade*	7750	10
50 mm dari ujung *blade*	660	10
100 mm dari ujung *blade*	149	10
150 mm dari ujung *blade*	298	10
200 mm dari ujung *blade*	10	10

3. Hasil simulasi faktor keamanan

Faktor keamanan didefinisikan sebagai perbandingan antara batas kekuatan lelah dengan tegangan alternating. Simulasi faktor keamanan harus didasarkan juga pada umur desain yang diberikan. Hasil faktor keamanan minimum pada *blade* kompresor. Hasil faktor keamanan minimum pada *blade* kompresor dari



Gambar 4.10 Keamanan *Uperchamber* pada *blade* *Presure* input *section antisurge* diatas *blade*

berdasarkan hasil simulasi di atas dapat terlihat countur 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).

Tabel 4.5 Hasil faktor keamanan pada *blade* kompresor

Input	keamanan
diujung *blade*	0.34
50 mm dari ujung *blade*	0.44
100 mm dari ujung *blade*	0.84
150 mm dari ujung *blade*	0.62
200 mm dari ujung *blade*	1.13

4. Pembahasan analisa kelelahan

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 10^3 *cycle* dikategorikan low*cycle*, 10^3 - 10^6dikategorikan high *cycle* namun masih finite *cycle*, sedangkan di atas 10^6 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.

Berkut ini merupakan analisa kelelaha material yang diperoleh dari hasil simulasi

Tabel 4.3 Analisa kelelahan material pada *blade* kompresor

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

Berdasarkan hasil simulasi diatas dapat terlihat saat *blade* diberikan masukan *antisurge* tepat diatas *blade* terjadi tekanan maksimum *stress* sebesar 564Mpa. Hal ini menyebabkan kelelahan pada *blade* yang menyebabkan *blade* akan rusak sebelum masa disain. Saat *blade* diberikanmasukan atisurge dibelakang blde terjadi tekanan maksimum *stress* sebesar 170 Mpa, hal ini tidak menyebabkan kelelahan pada material

V. 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.*

DAFTAR PUSTAKA

[1] Keranpur, H. S.-R. (2008). Failure analysis of Ti6Al4V gas turbin compressor *blade*s. *engineering failure Analiysis* , 1052-1064.

[2] Abdiansyah, J. (2009). *sistem* kontrol *antisurge padaa kompresor CO2 di POPKA.* laporan OJT PKT.

[3] Adam, K. (2011). *Faktor Perpatahan & Kelelahan Pada Kekuatan Bahan Mateial.* MAKASAR: Teknik Mesin Fakultas Teknik Univ. Islam Makassar.

[4] Al Huston, M. N. (2002). Effect of various surface conditions on fretting *fatigue* behaviour of Ti–6Al–4V.

[5] 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.

[6] Brown, R., & AL., H. (2006). *update on the Ansys fatigue Module : Analysis Deermines if parts can withstand cyclic loading over their lifetime.* Ansys, Inc.

[7] eliahu zahavi, v. t. (1996). *fatigue disign: life expectancy of machine part.* New York/london/tokyo: CRC press.

[8] 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 .

[9] johansen, J. (1999). Unsteady airfoil flows with application to aero elastic stability. *Riso Nation Laboratory* .

[10] Juvnal, R. (1967). *Engineering Considaration of stress, strain and strength.* New york/st.louis/san fransisco/toronto/london/sydney: Mc Grow-Hill book Company.

[11] Kirthan.L.J, R. H. (2014). computational analysis of *fatigue* crack growth based on *stress* intensity factor approach in axial flow compressor *blade*. *international conferencion o advance in manufacturing and material engiering AMME* , 387-397.

[12] Kirthan.L.J, R. H. (2014). *Computational Analysis of fatigue crack growth based on stress intensity factor approach in axial flow compressor blades.* india: AMME.

[13] Kristianto, A. (2011). *pengendalian surging pada kompresor 24k2 di loc 1 pt. pertamina (persero) ru*

iv cilacap . Semarang: Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro, .

[14] Louhenapessy, J. (2011). *Analisa statik dan kelelahan materialcondylar prosthesis dari groningen temporomandibular joint prosthesis menggunakan metode elemen hingga.* Surabaya.

[15] Meher-Homji b., G. (1995). gas turbine *blade* failure-couse avoidance and troubleshooting,. *proceedings of the 27th turbimachinery symosium 27* , 129-180.

[16] 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.

[17] Rampurawala, A. l. *Aeroelasti cAnalysis of Aircraft with control surfaces using CFD.* University of Glasgow faculty of engineering departement of aerospace engineering.

[18] Zhang Dayi, H. J. (2011). Aprobabilit ymethod for prediction on High *Cycle Fatigue* of *blade*s caused. *advances in engineering softwere* .