

Analisis tegangan, deformasi, dan retak pada gas turbine blade dengan metode elemen hingga

Bella Cornelia Tjiptady ^{a*}, Mojibur Rohman ^{b*}, Dwi Agus Sudjimat ^{c*}, Dianna Ratnawati ^{d*}

^{1,2} Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Sains dan Teknologi, Universitas Islam Raden Rahmat, ³Universitas Negeri Malang, ⁴ Universitas Sarjanawiyata Taman Siswa

* Corresponding Author. Email: ^a tj_bella@yahoo.com; ^b mojibur.rohman@uniramalang.ac.id; ^c dwi.agus.ft@um.ac.id; ^a diannaratnawati@yahoo.com; dianna.ratnawati@ustjogja.ac.id ^d

Received: 07 September 2020; Revised: 20 October 2020; Accepted: 31 December 2020

Abstrak: Kerusakan *gas turbine blade* terjadi karena beberapa kondisi yaitu tekanan yang tinggi akibat beroperasi pada temperatur serta kecepatan yang tinggi, kekuatan material (*melting point*), dan gaya aerodinamis yang melewati sudu turbin. Oleh karena itu diperlukan material dengan standar beban yang mampu digunakan pada temperatur tinggi. Kemampuan material tersebut terdapat pada superalloy. Tujuan penelitian ini yaitu untuk menguji kekuatan material *gas turbine blade* superalloy IN738LC menggunakan elemen hingga dengan bantuan software ANSYS versi 18.1. Analisis tersebut bertujuan untuk mengetahui tegangan, deformasi, dan uji retakan. Hasil simulasi dengan gaya 10N, 15N, dan 25N yaitu *maximum equivalent stress* sebesar 166.47 MPa, 166.46 MPa, dan 166.45 MPa. Nilai *maximum principal stress* tertinggi sebesar 171.96 MPa, 171.93 MPa, 171,88 MPa. Nilai *maximum shear stress* sebesar 86.084 MPa, 86.072 MPa, dan 86.049 MPa. *Total deformation* sebesar 9.7081x10⁻⁵ mm, 9.7073x10⁻⁵ mm, dan 9.7057x10⁻⁵ mm. Nilai *maximum J-Integral* sebesar 6,9361.10⁻⁷ mJ/mm² dan 3157.10⁻⁷ mJ/mm². SIFS (K1) *maximum* sebesar 0.29653 MPa.mm 0.5 dan 19.196 MPa.mm0.5. Kesimpulan penelitian ini menunjukkan bahwa hasil analisis tegangan dan perubahan bentuk menunjukkan bahwa *gas turbine blade* tidak gagal karena cacat material namun karena adanya korosi. Alasan utama kegagalan dimulai dengan mudah karena lubang-lubang korosi dan kelelahan pada sudu turbin gas.

Kata Kunci: analisis; tegangan; deformasi; *gas turbine blade*; metode elemen hingga

Analysis voltage, deformation, and cracks in the gas turbine blade with hinggaack element method carburizing

Abstract: *Gas turbine blade damage occurs due to several conditions, namely high pressure due to operating at high temperatures and speeds, material strength (melting point), and the aerodynamic force that passes through the turbine blades. Therefore we need a material with a load standard that can be used at high temperatures. The ability of this material is found in the superalloy. The purpose of this study is to test the material strength of the IN738LC superalloy gas turbine blade using finite elements with the help of ANSYS software version 18.1. The analysis aims to determine stress, deformation, and crack test. The simulation results with forces of 10N, 15N, and 25N are the maximum equivalent stress of 166.47 MPa, 166.46 MPa, and 166.45 MPa. The highest maximum principal stress values are 171.96 MPa, 171.93 MPa, 171.88 MPa. The maximum shear stress values are 86,084 MPa, 86,072 MPa, and 86,049 MPa. The total deformation was 9,7081x10⁻⁵ mm, 9,7073x10⁻⁵ mm, and 9,7057x10⁻⁵ mm. The maximum J-Integral values are 6,9361.10⁻⁷ mJ / mm² and 3157.10⁻⁷ mJ / mm². The maximum SIFS (K1) is 0.29653 MPa.mm0.5 and 19.196 MPa.mm0.5. The conclusion of this study shows that the results of the stress analysis and shape changes indicate that the gas turbine blade does not fail due to material defects but due to corrosion. The main reasons for failure start easily due to corrosion holes and fatigue in the gas turbine blades.*

Keywords: analysis; stress; deformation; *gas turbine blade*; finite element method



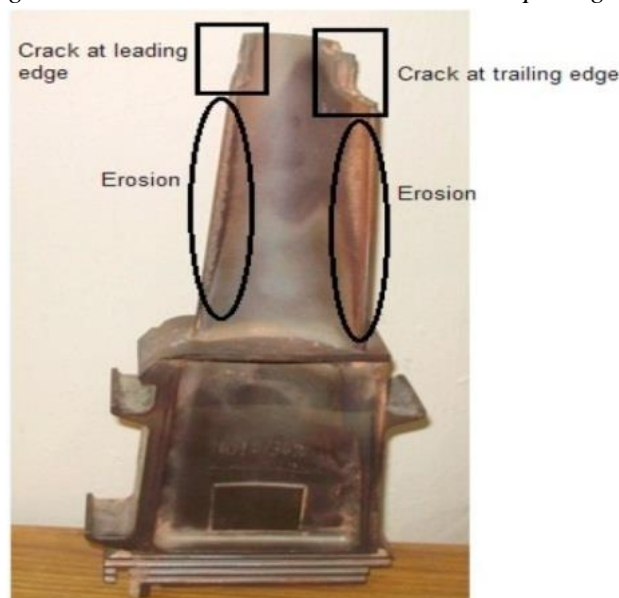
How to Cite: Bella Cornelia Tjiptady, Mojibur Rohman, Dwi Agus Sudjimat, Dianna Ratnawati (2020). Analisis tegangan, deformasi, dan retak pada gas turbine blade dengan metode elemen hingga. *Jurnal Taman Vokasi*, 8(2), 47-54. doi:<http://dx.doi.org/10.30738/jtv.v8i2.8425>

PENDAHULUAN

Perkembangan mesin di era 4.0 semakin meningkat (Tjiptady et al., 2019). Menurut Basuki, Yoto, Suyetno, & Tjiptady (2020) integrasi sistem dan mesin, sangat penting. Salah satunya yaitu turbin gas yang telah banyak digunakan secara luas pada dunia industri seperti sistem propulsi pesawat terbang dan kapal laut, tenaga pendorong lokomotif, dan pembangkit listrik (de Lange et al., 2020). Energi kinetik yang dihasilkan dari turbin gas akan dikonversikan menjadi energi mekanik berupa putaran. Putaran tersebut mampu menggerakkan roda turbin gas agar mampu menghasilkan daya. Pada dasarnya gas bertekanan yang melewati sudu turbin tersebut mampu menimbulkan putaran rotor-turbin (Majdi Yazdi et al., 2020). Penggunaan turbin gas selalu berhubungan dengan kondisi ekstrim yaitu meliputi tekanan tinggi karena turbin gas beroperasi pada *temperature* dan kecepatan yang tinggi, kekuatan material (*melting point*), serta adanya gaya aerodinamis melewati sudu-sudu turbin (Martini et al., 2003).

Kondisi tersebut akan menyebabkan masalah yang serius pada komponen-komponen turbin gas (Tarchi et al., 2008). Komponen yang sering bermasalah adalah *line*, *vanes*, dan *blades*, yang terjadi akibat pengoperasian pada *temperature* yang sangat tinggi (Shamsuddin et al., 2014). Pada dasarnya sudu gerak turbin gas dipengaruhi oleh gaya sentrifugal yang terjadi ketika rotor berputar pada saat turbin beroperasi. Setiap sudu memiliki besar gaya sentrifugal yang bervariasi sesuai dengan ketinggian sudu, namun gaya yang paling besar terdapat pada bagian dasar pasak sudu. Gaya yang dihasilkan aliran gas dapat menimbulkan terjadinya tegangan bending pada sudu gerak, sudu gerak tersebut memiliki *temperature* yang berbeda sesuai letak dan ketinggian. Besar aliran gas serta bentuk geometri sudu turbin juga dapat mempengaruhi besar gradien *temperature*, besar perbedaan gradien *temperature* tersebut mampu menghasilkan tegangan *temperature*. Tegangan berlebih yang terjadi pada sudu gerak turbin dapat mengakibatkan kerusakan atau cacat pada turbin (Donachie & Donachie, 2002).

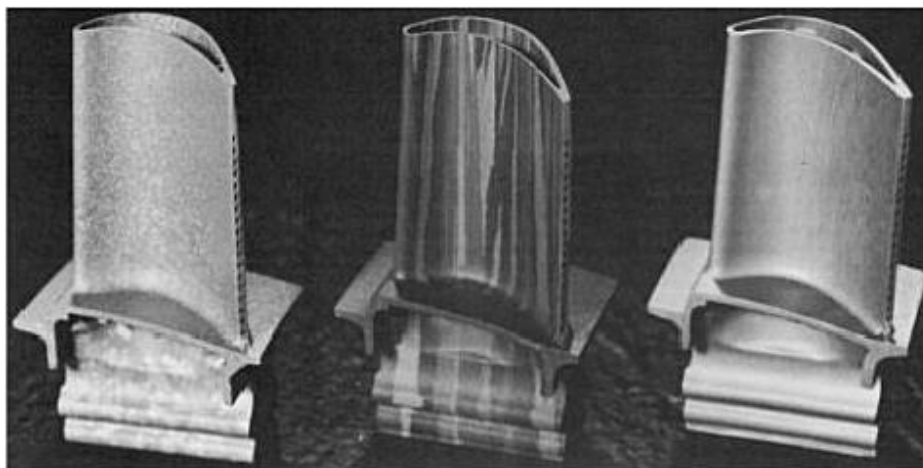
Berdasarkan kajian diatas, diperlukan perencanaan desain yang efisien dan efektif dari segi analisis pembebanan serta pemilihan material komponen *gas turbine blade*. Langkah yang diperlukan untuk mengetahui efek kerusakan yang timbul akibat dari adanya beban dinamis pada *gas turbine blade*, maka perlunya sebuah analisis simulasi *gas turbine blade*. Dalam rangka mempermudah pekerjaan untuk melakukan simulasi, maka penulis menggunakan *Software Autodesk Inventor* versi 2014 untuk menggambar atau mendesain *gas turbine blade*. Selanjutnya menggunakan *Software ANSYS* versi 18.1 untuk melakukan simulasi kekuatan material yang mencakup tentang analisis *stress*, *deformation*, dan *crack* pada *gas turbine blade*. Gambar 1. Adalah *crack* pada *gas turbine blade*.



Gambar 1. *Crack gas turbine blade*

Komponen turbin gas yang paling penting adalah sudu-sudu, karena sebagian besar energi gas pada sudu di transfer menjadi energi mekanik. Turbin gas membutuhkan *temperature* tinggi untuk mampu mencapai tenaga maksimal dan efisiensi termal. Hasil proses pembakaran berupa ekspansi udara untuk menggerakkan sudu-sudu turbin dapat mengakibatkan *temperature* permukaan sudu turbin meningkat pula. Pada permukaan sudu turbin *temperature* berkisar antara 1200-1500°C (Han, 2004). Teknik produksi khusus pada bagian turbin yaitu *hot section area* dilakukan dengan cara *casting*/pengecoran.

Sebagian besar *gas turbine blade* berjenis *Polycrystalline* (PC), akan tetapi juga ada yang berjenis *Directionally Solidified* (DS). *PC casting* mengandung butiran dengan ukuran yang beraneka ragam, sedangkan DS mengandung butiran yang tersambung secara paralel satu sama lain, sehingga pola butirnya disebut *Columnar Grain Directionally Solidified* (CGDS) (Mazur et al., 2005). Gambar 2. menunjukkan tampilan makro dari tiga macam *HPT Blade* yaitu *polycrystaline* (kiri), *Columnar Grain Directinally Solidified* (CGDS) (tengah), *Single Crystal Directionally Solidified* (kanan) (Elbagouri, 2016)



Gambar 2. Tampilan makro dari 3 macam *HPT blade*

Material yang digunakan pada sudu turbin gas adalah super alloy IN738LC. Spesifikasi untuk material IN738 ditunjukkan pada Tabel 1.

Tabel. 1 Material *Gas Turbine Blade*

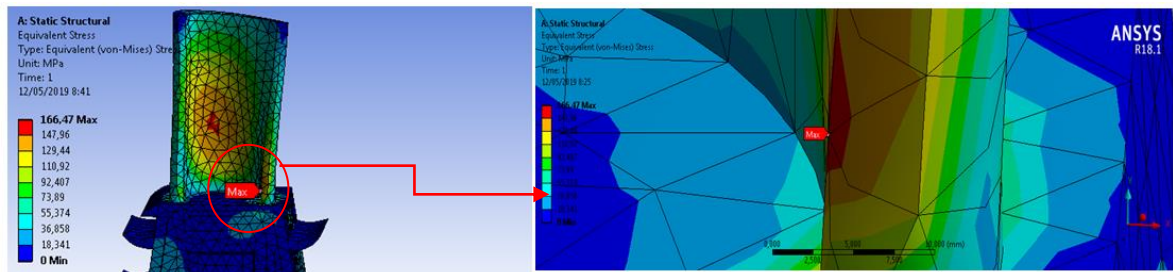
Material Property	Value	Unit
Density	8110	Kg/m ³
Young's Modulus	1.3996 x 10 ¹¹	Pa
Poisson's Ratio	0,3	-
Bulk Modulus	1.1664 x 10 ¹¹	Pa
Shear Modulus	5.3832 x 10 ¹⁰	Pa
Yield Strength	3.4474x 10 ⁸	Pa
Ultimate Tensile Strenght	4.5505 x 10 ⁸	Pa

METODE

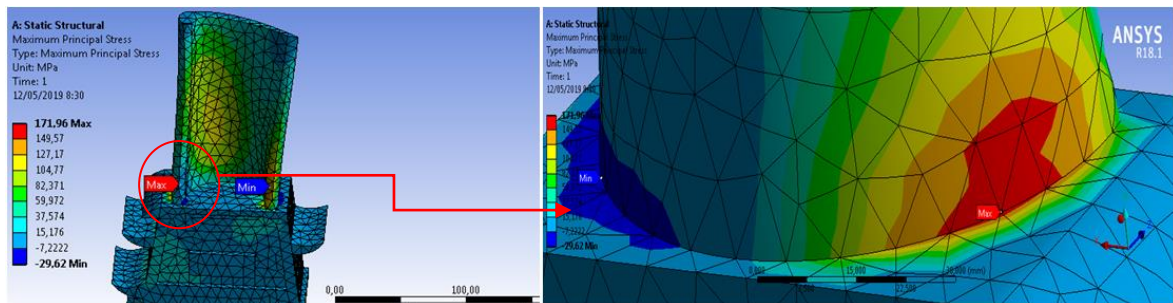
Analisis ini menggunakan metode elemen hingga (FEM) yang berfungsi untuk memperkirakan tegangan pada *gas turbine blade*. Untuk mendesain sudu turbin gas dengan biaya yang ekonomis dan terbatas, simulasi numerik adalah cara terbaik. Analisis elemen hingga menyediakan cara untuk melakukan penelitian yang mudah dan efisien terhadap berbagai parameter yang digunakan dengan kondisi desain dan kondisi manufaktur yang mudah dievaluasi.

HASIL DAN PEMBAHASAN

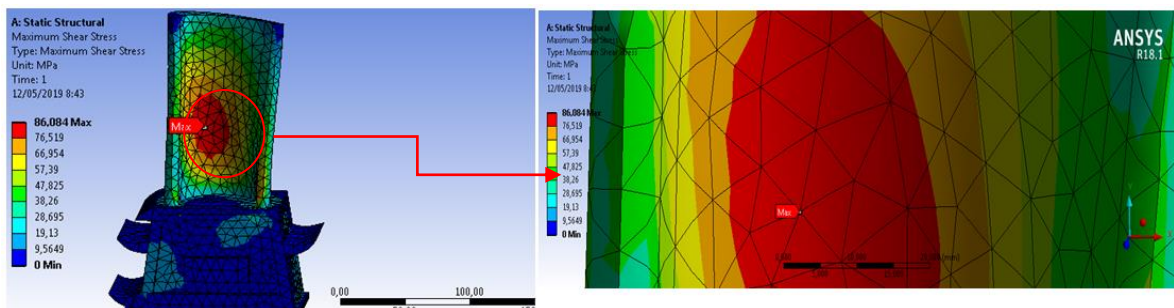
Proses simulasi *gas turbine blade* dilakukan dengan memberikan berbagai kondisi, diantaranya dengan pemberian kecepatan turbin 538 rad/s, suhu 1104°C, momen sebesar 130 Nm, dan gaya 10 N. Kemudian ukuran *meshing* yang digunakan yaitu 9 mm. Hasil analisa simulasi yang dilakukan, didapatkan tegangan (*stress*) dan perubahan bentuk (*deformation*) pada *gas turbine blade* akibat dari pembebanan untuk kondisi maksimum sebagaimana diperlihatkan pada gambar dibawah ini. Hasil dari analisa tersebut, merupakan dasar untuk melakukan analisa *crack* pada *gas turbine blade*, sebagaimana *gas turbine blade* tersebut telah terjadi keretakan. Berikut adalah hasil dari analisa simulasi.



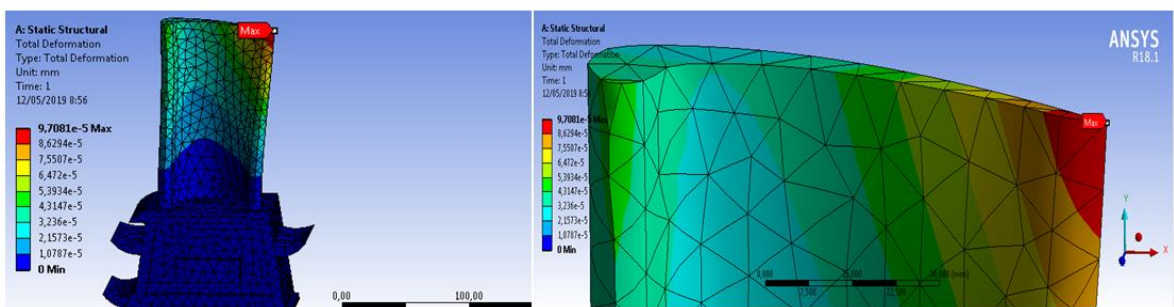
Gambar 3. Tegangan *equivalent (von-mises)*



Gambar 4. Tegangan *maximum principal stress*

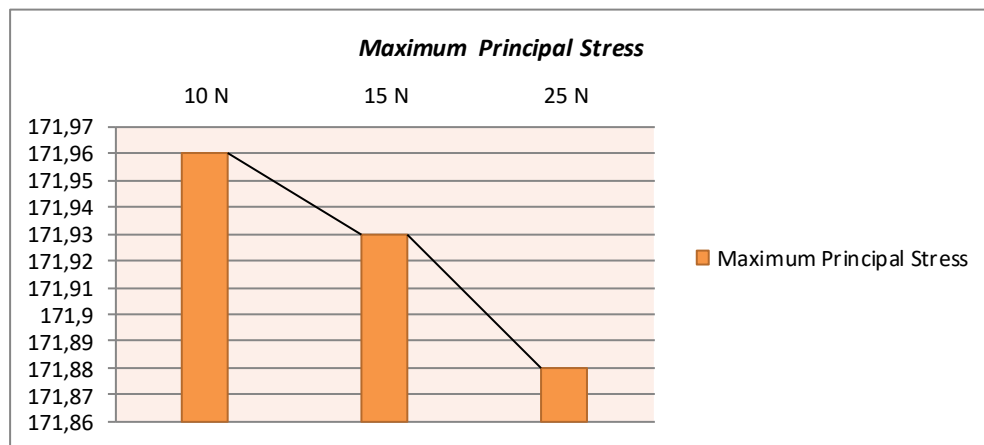


Gambar 5. Tegangan *shear stress*



Gambar 6. Deformasi total pada pembebanan

Gambar diatas menunjukkan hasil dari simulasi dengan gaya 10N dan bahan IN738LC. Nilai *maximum equivalent stress* terletak pada warna merah dengan nilai *stress* tertinggi sebesar 166.47 MPa, sedangkan nilai *stress* terendah terletak pada *gas turbine blade* yang berwarna biru dengan nilai *stress* sebesar 0 MPa. Nilai *maximum principal stress* tertinggi terletak pada warna merah dengan nilai *stress* tertinggi sebesar 171.96 MPa, sedangkan nilai *stress* terendah terletak pada *gas turbine blade* yang berwarna biru dengan nilai *stress* sebesar -29.62 MPa. Nilai *maximum shear stress* tertinggi sebesar 86.084 MPa, sedangkan nilai *stress* terendah sebesar 0 MPa. Nilai *total deformation* tertinggi sebesar 9.7081×10^{-5} mm, sedangkan nilai *stress* terendah sebesar 0 mm. Gambar 7 adalah grafik *maximum principal stress* dengan gaya 10 N.



Gambar 7. Grafik *Maxium Principal Stress* 10 N

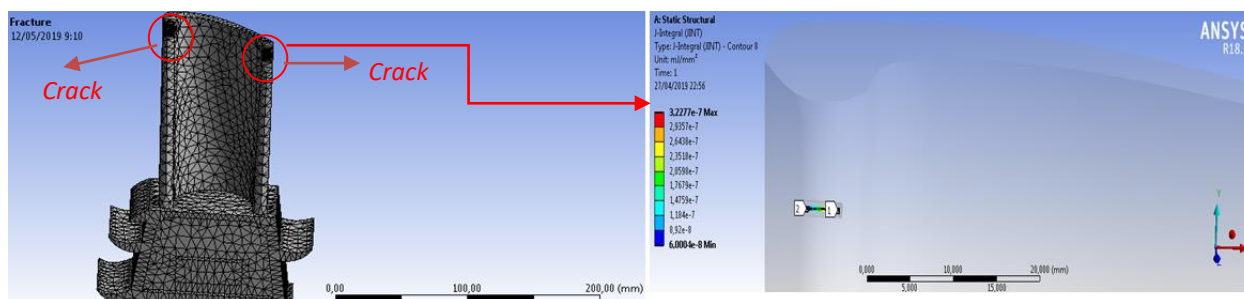
Berikut ini adalah tabel dari hasil simulasi *maximum equivalent stress*, *maximum principal stress*, *maximum shear stress*, dan *total deformation* dengan gaya 10 N, 15N, dan 25N.

Tabel 2. *Maximum Equivalent Stress*, *Maximum Shear Stress*, dan *Total Deformation* dengan Gaya 10N, 15N, dan 25N

No	Nilai	Gaya		
		10N	15N	25N
1	<i>Maximum Equivalent Stress</i>	166.47 MPa	166.46 MPa	166.45 MPa
2	<i>Maximum Principal Stress</i>	171.96 MPa	171.93 MPa	171.88 MPa
3	<i>Maximum Shear Stress</i>	86.084 MPa	86.072 MPa	86.049 MPa
4	<i>Total Deformation</i>	9.7081×10^{-5} mm	9.7073×10^{-5} mm	9.7057×10^{-5} mm
5	(<i>Stress terendah</i>)	0 MPa	0 MPa	0 MPa
6	<i>Maximum Equivalent Stress</i> (<i>Stress terendah</i>)	-29.62 MPa	-29.62 MPa	-29.619 MPa
7	<i>Maximum Principal Stress</i> (<i>Stress terendah</i>)	0 MPa	0 MPa	0 MPa
8	<i>Maximum Shear Stress</i> (<i>Stress terendah</i>)	0 mm	0 mm	0 mm
	<i>Total Deformation</i>			

Uji Retakan (*Crack*)

Hasil analisis simulasi dengan gaya 10N, 15N, dan 25N dari uji retakan pada *gas turbine blade* dengan melihat nilai dari J-Integral dan SIFS (K1). Nilai J-Integral didapatkan dari laju energi regangan (*strain energy release rate*) suatu *crack body per unit*, hal tersebut terjadi karena adanya pertambahan panjang retak pada *body*. Nilai dari *J-Integral* maksimum dengan gaya 10N sebesar $6,9361 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm² dan $3,157 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm², sedangkan dengan gaya 15N adalah $6,9336 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm² dan $3,1615 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm², dan dengan gaya 25N adalah $6,9284 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm² dan $3,1705 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm². Selanjutnya nilai dari *J-Integral* minimum dengan gaya 10N sebesar $2,2788 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm² dan $4,159 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm², gaya 15N sebesar $2,2777 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm² dan $4,1566 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm², dan gaya 25N sebesar $2,2758 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm² dan $4,1519 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm². Selain itu Nilai SIFS (K1) juga digunakan untuk mengetahui faktor intensitas tegangan (K) sesuai dengan bentuk geometri pada kondisi pembebanan elastis tertentu dari suatu material. Diperoleh nilai maksimal SIFS (K1) sebesar 0.29653 MPa.mm^{0.5} dan 19.196 MPa.mm^{0.5}, 0.2978 MPa.mm^{0.5} dan 19.191 MPa.mm^{0.5}, serta 0.30036 MPa.mm^{0.5} dan 19.18 MPa.mm^{0.5}. Sedangkan nilai SIFS (K1) minimal sebesar -22.111 MPa.mm^{0.5} dan 6.10001 MPa.mm^{0.5}, -22.106 MPa.mm^{0.5} dan 6.0985 MPa.mm^{0.5}, serta -22.097 MPa.mm^{0.5} dan 6.0954 MPa.mm^{0.5}.



Gambar 8. Crack gas turbine blade

Kekuatan fraktur selalu lebih rendah dari nilai teoritis karena sebagian besar material mengandung retakan kecil yang memusatkan *stress*. Jika beban berada di atas ambang tertentu, retakan mikroskopis akan mulai terbentuk di permukaan, akhirnya retakan akan mencapai ukuran kritis, dan strukturnya akan tiba-tiba retak[1]. Retakan selalu berawal dari *stress raisers*, oleh karena itu untuk menghilangkan cacat retak dapat dilakukan dengan meningkat kekuatan lelah.

SIMPULAN

Hasil analisis simulasi tegangan dan perubahan bentuk pada *gas turbine blade* di atas sesuai dengan pembebanan yang sudah ditentukan, tegangan dan perubahan bentuk *gas turbine blade* maksimum selalu berada di daerah tumpuan beban *gas turbine blade*. Kenyataan tersebut didasarkan pada letak tumpuan pada *gas turbine blade*. Pada material *gas turbine blade* komposisi IN738LC merupakan material yang cocok digunakan untuk aplikasi pada beban serta temperatur yang tinggi, karena material tersebut mampu diaplikasikan pada temperatur di atas 1000°F (540°C). Sehingga *gas turbine blade* tidak gagal karena cacat material.

Pada simulasi yang sudah dilakukan ini maka, penulis melakukan analisis terhadap *gas turbine blade* dengan 10 N, *meshing* 9 mm, sehingga perubahan bentuk (*Total Deformation Maximum*) diperoleh sebesar $9,7081 \times 10^{-5}$ mm, *maximum principal stress* didapatkan sebesar 171.96 MPa dan minimum sebesar 29.62 MPa, *Maximum Shear Stress* sebesar 86.084 MPa dan minimum sebesar 0 MPa, dan *Equivalent Stress* didapatkan nilai Maksimum sebesar 166.47 MPa dan minimum sebesar 0

MPa. kemudian pada hasil retakan (crack) J -Integral terdapat nilai maksimum sebesar $6,9361 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm² dan $3157 \cdot 10^{-7}$ mJ/mm². Selanjutnya nilai dari J -Integral minimum sebesar $2.2788 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm² dan $4.159 \cdot 10^{-8}$ mJ/mm². Selain itu nilai maksimal SIFS (K1) sebesar $0.29653 \text{ MPa} \cdot \text{mm}^{0.5}$ dan $19.196 \text{ MPa} \cdot \text{mm}^{0.5}$. Sedangkan nilai SIFS (K1) minimal sebesar $-22.111 \text{ MPa} \cdot \text{mm}^{0.5}$ dan $6.10001 \text{ MPa} \cdot \text{mm}^{0.5}$.

DAFTAR RUJUKAN

- Basuki, B., Yoto., Suyetno A., & Tjiptady, B. C. 2020. Management Model of Manufacturing Workshop/Laboratory of Vocational Education in the Industry 4.0. *4th International Conference on Vocational Education and Training (ICOVET)*, Malang, Indonesia, 2020, pp. 127-130, doi: 10.1109/ICOVET50258.2020.9230188.
- Kaufman, C., Perlman, R., & Speciner, M. (1995). *Network security: Private communication in a public world*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall
- de Lange, H. C., Ouwerkerk, H., Schot, J., & Abdelaal, H. A. N. (2020). Proof of concept of the Rankine Compression Gas Turbine (RCG) for a rapid peak-shaving response in industrial application. *Applied Thermal Engineering*, 173, 115251. <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2020.115251>
- Donachie, M. J., & Donachie, S. J. (2002). *Superalloys: A Technical Guide*. ASM International. <https://doi.org/10.31399/asm.tb.stg2.9781627082679>
- Elbagouri, N. (2016). Ni Based Superalloy: Casting Technology, Metallurgy, Development, Properties And Applications. *International Journal of Engineering Sciences & Research Technology*.
- Han, J.-C. (2004). *Enhanced Internal Cooling of Turbine Blades and Vanes*. 34.
- Majdi Yazdi, M. R., Ommi, F., Ehyaei, M. A., & Rosen, M. A. (2020). Comparison of gas turbine inlet air cooling systems for several climates in Iran using energy, exergy, economic, and environmental (4E) analyses. *Energy Conversion and Management*, 216, 112944. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.112944>
- Martini, P., Schulz, A., Whitney, C. F., & Lutum, E. (2003). Experimental and numerical investigation of trailing edge film cooling downstream of a slot with internal rib arrays. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 217(4), 393–401. <https://doi.org/10.1243/095765003322315450>
- Mazur, Z., Luna-Ramírez, A., Juárez-Islas, J. A., & Campos-Amezcuca, A. (2005). Failure analysis of a gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy. *Engineering Failure Analysis*, 12(3), 474–486. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2004.10.002>
- Shamsuddin, K. A., Tajuddin, M. S., Amzari, M. M., Aris, M. M., & Zahmelem, M. N. (2014). □ *Stress Distribution Analysis of Rear Axle Housing by using Finite Elements Analysis*. 10.
- Tarchi, L., Facchini, B., & Zecchi, S. (2008). Experimental Investigation of Innovative Internal Trailing Edge Cooling Configurations with Pentagonal Arrangement and Elliptic Pin Fin. *International Journal of Rotating Machinery*, 2008, 1–10. <https://doi.org/10.1155/2008/109120>

Tjiptady, B. C., Yoto., & Tuwoso. (2019). Improving the Quality of Vocational Education in the 4.0 Industrial Revolution by using the Teaching Factory Approach. *Internasional Journal of Innovation, Creativity and Change*. doi: https://www.ijicc.net/images/vol8iss1/8104_Tjiptady_2019_E_R.pdf.