

## **ANALISIS FATIGUE LIFE CYCLE PADA HIGH PRESSURE TURBINE NOZZLE TERHADAP EXHAUST GAS TEMPERATURE ENGINE CFM56-3**

**Agus Pramono\***

### **Abstraksi**

*Cycle fatigue life* merupakan suatu siklus yang menunjukkan gejala kelelahan yang dialami material, yang diakibatkan oleh suatu proses melemahnya kekuatan material yang terdapat pada suatu komposisi material terhadap material dasar (*nuclei*) terhadap pengaruh temperatur dan *pressure* yang dialami oleh suatu material pada *engine* CFM56-3. Adapun *high pressure turbine nozzle* merupakan hal yang akan dibahas dalam analisa *cycle fatigue* dengan sebuah material yang dimilikinya dengan nama *directionally solidified rene 142* (DSR142). Adapun gejala-gejala yang akan timbul dalam proses *fatigue* terdapat dua kategori yaitu *low cycle fatigue* dan *high cycle fatigue*. *Low cycle fatigue* ialah suatu *plastic* dan *elastic* deformasi yang terjadi akibat pengaruh *shock temperature* pada saat turbin di on-off atau start-stop, sedangkan *high cycle fatigue* sendiri ialah *low load elastic* defomasi terjadi akibat adanya suatu variasi tekanan gas yang disebabkan oleh proses pembakaran.

**Kata Kunci :** *Cycle Fatigue Life, Pressure Turbine Nozzle, Engine CFM56-3*

### **PENDAHULUAN**

Krisis global, membuat beberapa perusahaan angkutan penerbangan berpikir panjang lebar untuk mengatasi ketidakstabilan harga bahan bakar di dunia, misalnya dengan mengkonversikan bahan bakar pesawat seperti avtur dengan bahan bakar lain. Namun dengan demikian menuntut kemajuan teknologi tinggi untuk mengatasi segala permasalahan tersebut. Sehingga dalam pengoperasiannya sebuah pesawat harus dapat menempuh jarak jauh tetapi semaksimal mungkin dapat efisien dalam penggunaan bahan bakar yang maksimal. Ada beberapa pertimbangan untuk mengefisiensikan penggunaan bahan bakar yaitu dengan desain pesawat yang menerapkan aspek aerodinamis dengan struktur rangka pesawat yang kokoh tetapi ringan dan kuat, dan juga untuk pemilihan *engine* yang cocok untuk dipasang di pesawat tersebut dan menghitung seberapa mampukah

*engine* itu dapat menghasilkan gaya dorong yang dibutuhkannya. Dalam penerapannya, propulsi menghasilkan tenaga yang berupa gaya dorong yang di hasilkan oleh mekanisme kerja dari pada *engine* yang digunakan untuk mendorong pesawat terbang untuk maju dan pada akhirnya dapat terbang sehingga mengakibatkan timbulnya suatu gaya angkat. Untuk mencapai hal tersebut di atas, memerlukan analisa-analisa yang begitu panjang dengan menguji beberapa disain ataupun rancangan yang dapat tercapainya hal tersebut, dalam hal ini seorang *engineer* harus mampu melakukan pemikiran dan ide-ide yang akan disampaikannya, yang dapat membantu dan mengangkat permasalahan tersebut menjadi baik. Untuk alasan inilah penulis melakukan analisa terhadap *engine* CFM56-3 yang digunakan pada pesawat 737-300/400/500, *cycle fatigue life* pada *high pressure turbine nozzle* terhadap *exhaust gas temperature*.

---

\* Dosen Jurusan Metalurgi - Fakultas Teknik Universitas Sultan Ageng Tirtayasa  
email : [pramono@metal.ui.ac.id](mailto:pramono@metal.ui.ac.id), [agus.pramonost\\_mt@yahoo.co.id](mailto:agus.pramonost_mt@yahoo.co.id)

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui antara lain : pemahaman akan permasalahan *cycle fatigue* pada *high pressure gas turbine nozzle* terhadap *engine CFM56-3*. sehingga dapat mengetahui macam-macam karakteristik *cycle fatigue*, *low cycle fatigue* dan *high cycle fatigue* akan *engine CFM56-3*, serta memahami material *fatigue* terhadap *cycle life* agar mendapatkan nilai usia dari *part high pressure turbine nozzle* dengan material DSR142.

## KAJIAN TEORI

### Motor Turbin Gas

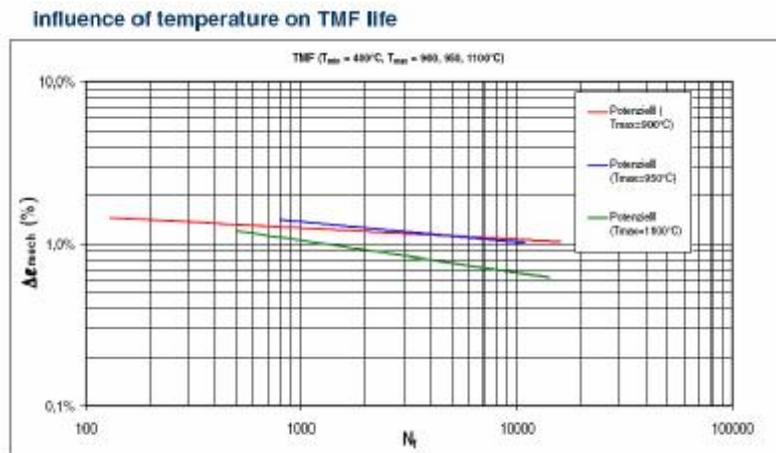
Semua motor turbin gas pada dasarnya adalah sama, perbedaan antara satu dengan yang lainnya terletak pada metode dari tiap-tiap motor dalam cara merubah energi yang ada pada turbin menjadi gaya dorong yang berguna bagi pesawat terbang. Dalam motor turbin gas, terdapat empat macam cara dalam mengubah energi pada turbin menjadi gaya dorong. Cara-cara tersebutlah yang membedakan macam-macam motor turbin gas, yaitu: *turbojet*, *turboprop*, *turboshaft*, *turbofan*. Semua jenis motor propulsi tersebut menggunakan udara sebagai fluida kerja, karena itu termasuk golongan motor pengguna udara (*air breathing engine*). Turbin gas termasuk motor pengguna udara karena memerlukan udara yang mengandung 21 % volume oksigen ( $O_2$ ) untuk membakar bahan bakar didalam ruang bakar. Proses pembakaran tersebut mengubah energi kimia bahan bakar menjadi energi termal, berlangsung secara kontinu pada tekanan konstan. Dengan demikian proses

pembakaran hanya akan menaikkan temperatur udara (gas pembakaran). Sistem propulsi berfungsi menghasilkan gaya dorong pada pesawat terbang sehingga pesawat terbang akan bergerak. Pada pesawat terbang bersayap tetap (*fixed-wing*) gerakan maju akan menimbulkan gaya angkat. Terutama pada sayap yang besarnya sebanding dengan kuadrat kecepatannya, ketika gaya angkat yang terjadi telah melampaui beratnya maka pesawat akan terangkat dari tanah dan terbang. (Wiranto Arismunandar, 2002).

Pada penerapan turbin dalam *turbo machinery* adalah peralatan yang mengubah energi kinetik gas buang menjadi energi mekanik, guna memutar *compressor* dan menyalurkan hasil ekspansi gas dari ruang bakar menuju *exhaust nozzle*. Instalasi turbin dipasang satu poros dengan *compressor* yang berfungsi untuk meningkatkan tekanan serta temperatur yang masuk kedalam ruang bakar. Pada roda turbin terdapat sudu dan fluida mengalir melalui ruang diantara sudu tersebut. Roda turbin dapat berputar karena adanya gaya yang bekerja pada sudu. Gaya tersebut timbul karena terjadinya perubahan momentum dari fluida yang mengalir diantara sudu. Sudu haruslah sedemikian rupa, sehingga dapat terjadi perubahan momentum pada fluida kerja tersebut (Jaap Schijve, Delf University).

### Temperatur Fatigue

Temperatur *fatigue* dapat terjadi di dalam dua hal yaitu *high temperature fatigue* dan *low temperature fatigue*.



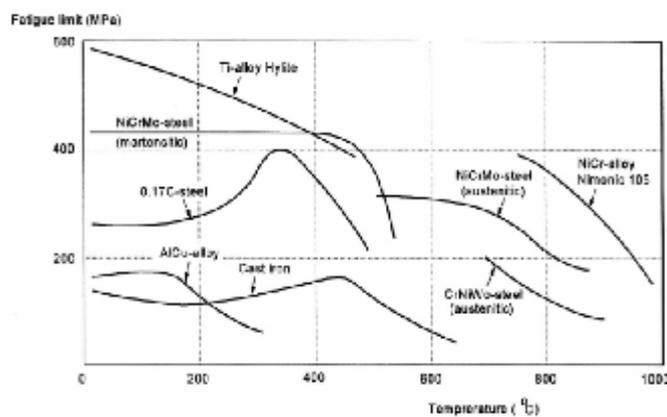
Gambar 1. Pengaruh Temperatur Terhadap Usia (Life)  
(Ket: Warna Biru = Directionally Solidified Rene 142)

**Sifat kelelahan material terhadap temperatur**

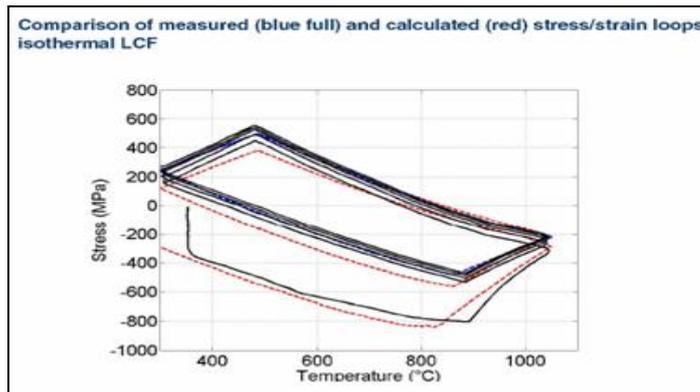
Hasil dari batas kelelahan mempunyai variasi material untuk mempengaruhi terhadap temperatur “collected by forrest (super alloy for turbin aplication) yang ditunjukkan pada gambar 3 data tersebut menghasilkan bentuk lingkaran bawah (cyclic) bengkok diatas frekwensi 40 - 50 Hz untuk beberapa material, batas kelelahan pada material mengindikasikan material yang tidak bias digunakan pada temperatur yang lebih tinggi. Perbandingan diantara material yang berbeda pada gambar 3 yang menunjukan ketahanan material Ti- Alloy

didas temperatur hingga temperatur 400<sup>0</sup>C. Titanium alloy steel dapat digunakan untuk beberapa aplikasi temperatur tinggi, terutama pada beberapa komponen turbofan engine. Pada gambar 3 menunjukkan jenis spesifikasi material untuk aplikasi turbofan engine seperti; austenitic steel, martensitic steel. serta nickel alloy Nimonic type 105.

Ketahanan material bias diperoleh dari jenis baja dengan komposisi karbon 0.17% (mild steel). Sehingga akan menghasilkan. batas kelelahan mencapai temperatur operasional sampai maksimum sekitar 350<sup>0</sup>C. (CFM56-3 Basic Engine).



Gambar 3. Pengaruh Temperatur Terhadap Batas Kelelahan (N = 10<sup>7</sup>) Variasi Material



Gambar 4. *Stress / Strain Isothermal LCF DSR142*

### Tahap umur kelelahan

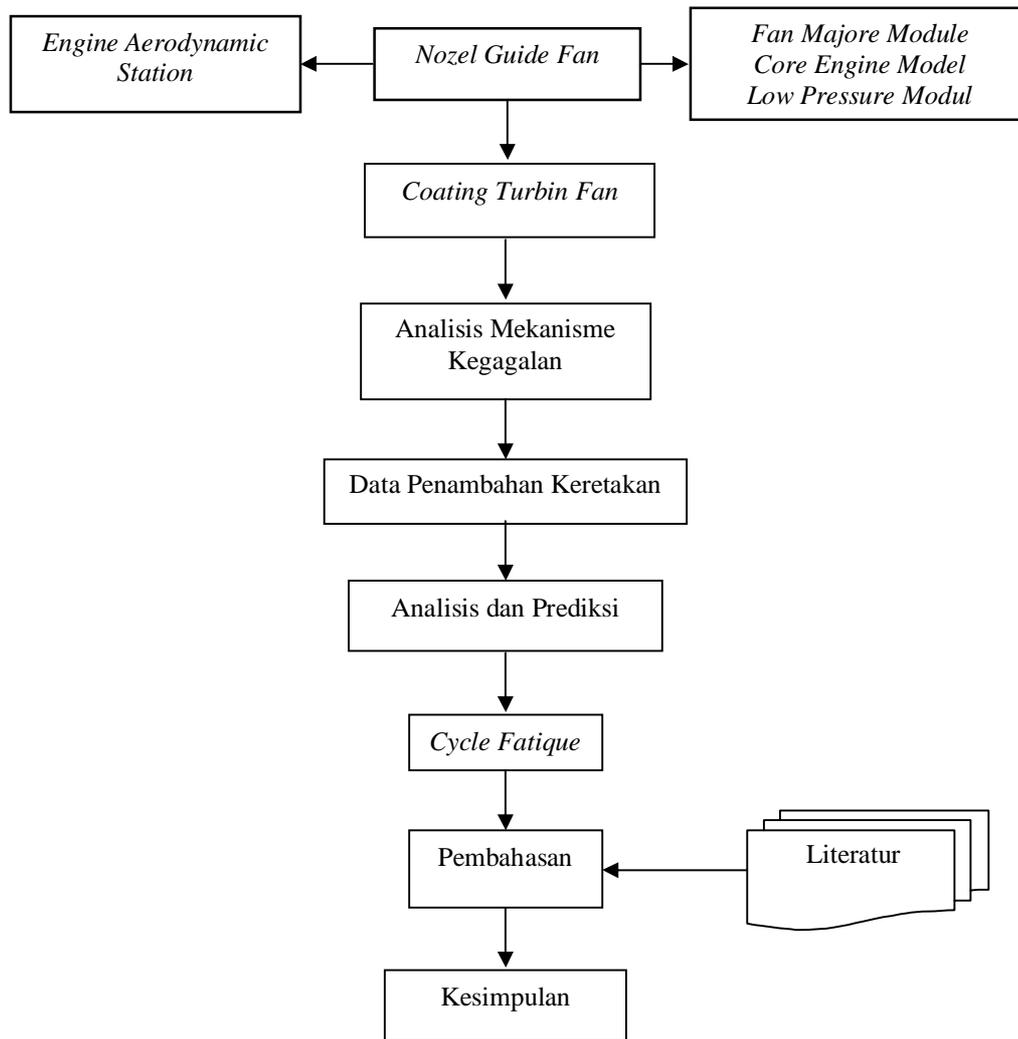
Pemeriksaan mikroskopik dimulai memberikan informasi tentang kelelahan yang dimulai pada inti (*nuclei*) seperti tampak kelihatan keretakan kecil pada slip pengikat (*slip bands*) pada skala mikroskopik (William D Calister, 2004). Identifikasi ini opik di dapatkan dari retakan mikro maka mikrocrak tersebut akan menjadi bagian awal dari indikasi kelelahan. Pada suatu *cyclic* tertentu memberikan tekanan di atas batas lelah yang diterapkan maka batas kelelahan tegangan *cyclic* pada tingkat bawah kegagalan kelelahan tidak akan terjadi. Pada kondisi awal keretakan inti, tersisa keretakan kecil yang tidak kelihatan jika beban kerja dioperasikan secara kontinyu maka akan dapat mengakibatkan *cyclic fatigue* sehingga akan menimbulkan kegagalan pada sistem peralatan seperti pesawat terbang kapal dan komponen-komponen yang berhubungan dengan temperatur operasional.

### Inisial Keretakan

Keretakan pertama akan menimbulkan penambahan keretakan akibat dari *cyclic slip* dalam slip pengikat (*slip band*). *Implies cyclic plastis* yaitu sebagai perubahan bentuk

akibat dari kerusakan pergerakan keretakan tersebut. Kelelahan terjadi diatas tegangan amplitudo (tegangan yang terjadi secara kontinyu), pada tingkat tekanan rendah bentuk plastisitas akan digerakkan oleh keretakan yang mana pada umumnya suatu lingkungan berupa gas (udara) atau zat cair (permukaan air). *Cyclic slip* akan mengakibatkan tegangan-geser. Pada skala kecil tegangan-geser tidak secara homogen terdistribusi pada pembebanan material. Pada beberapa faktor *crack* diatas permukaan material merupakan akibat dari *cyclic slip* sehingga ketahanan terhadap temperatur menjadi turun seperti terlihat pada gambar 4. Pada tahap *slip implies* permukaan material yang kasar akan menjadi bagian dari konsentrasi tegangan yang mencakup beberapa kondisi seperti lapisan oksida, struktur material yang tidak homogen, lapisan permukaan yang sangat tipis akibat faktor gesekan sehingga fenomena ini dapat menjadikan turunya kemampuan terhadap tegangan operasi yang pada akhirnya menimbulkan *cyclic fatigue* yang rendah (Mattingly, Jack D, 1989).

**METODOLOGI PENELITIAN**



**PEMBAHASAN**

***Cycle Fatigue Terhadap Pressure dan Temperature***

*Fatigue* dan *creep* adalah dua gejala kerusakan material yang berbeda. *Fatigue* adalah kerusakan material yang diakibatkan oleh adanya tegangan yang berfluktuasi (*cycle*) yang besarnya lebih kecil dari tegangan tarik (*tensile*) maupun tegangan luluh (*yield*) material yang diberikan beban konstan. Sedangkan *creep* adalah deformasi permanen material fungsi terhadap waktu jika material tersebut diberikan beban

(tegangan) konstan pada temperatur tinggi (> 0.4<sup>0</sup> C temperatur lelehan (°K)).

Dilihat mekanisme perpatahannya, mekanisme *fatigue* umumnya dimulai (diinisiasi) dari permukaan material (*surface*) yang lemah atau adanya konsentrasi tegangan di permukaan (seperti goresan, *notch*, lubang-*pits*) yang selanjutnya merambat ke bagian tengah dan akhirnya patah secara tiba-tiba (*catastrophic*) tanpa atau sedikit sekali adanya deformasi plastis. Indikasi permukaan patahannya adanya *beach-mark* (garis pantai) secara makro atau adanya *striations* secara

mikro. Sedangkan mekanisme *creep* diawali dengan adanya *sliding* (pergeseran) diantara butir-butir logam dan terjadi permanent deformasi (pengecilan penampang) selanjutnya patah. *Fatigue* sendiri dibagi menjadi LCF & HCF. Perbedaan kedua istilah tersebut dalam hubungannya dengan aplikasi di turbin gas adalah : *low cycle fatigue: high loads, plastic dan elastic deformation* ( $N < 10^5$ ), terjadinya akibat *shock temperature* pada saat turbin di "On-Off" atau "start-stop". Sedangkan *high cycle fatigue: low loads, elastic deformation* ( $N > 10^5$ ), terjadi akibat adanya variasi tekanan gas yang disebabkan oleh proses pembakaran (*combustion*). Untuk *blades* atau *buckets* umumnya terjadi *high temperature, high centrifugal loading* (RPM) up to 100.000 G, *creep, high cycle fatigue, low cycle fatigue, hot corrosion, and oxidation*.

*Fatigue* dan *creep* bisa terjadi bersamaan yang istilahnya menjadi "*fatigue-creep*". Dalam kondisi seperti ini, umur (*life*) komponen ditentukan oleh inisiasi dan pertumbuhan *creep* atau retakan *fatigue*. Pada fluktuasi beban yang tinggi dan atau temperatur yang relatif rendah, pertumbuhan *crack* tidak tergantung pada waktu dan temperatur (seperti proses oksidasi dan relaksasi). Mekanisme tersebut didominasi oleh *fatigue* dan prosesnya sama seperti *fatigue* pada temperatur ruang. Sedang pada fluktuasi beban rendah dan atau temperatur relatif tinggi maka perambatan retak didominasi oleh *creep*. Jika dua kondisi ekstrim terjadi, fluktuasi beban tinggi dan

temperatur relatif tinggi, maka kriteria untuk prosedur *assessment* kerusakan akibat *creep-fatigue* adalah dengan menggunakan "*total damage comulative*" yaitu penjumlahan *damage* akibat *fatigue* dan *damage* akibat *creep* ( $D_f + D_c$ ). Kemiringan pada kurva ( $de/dt$ ) tersebut dinyatakan sebagai laju mulur (*creep rate*). Mula-mula benda uji mengalami perpanjangan yang sangat cepat (*primary*), kemudian laju mulur akan turun terhadap waktu hingga mencapai keadaan hampir seimbang (*secondary*), dimana laju mulurnya mengalami perubahan yang kecil terhadap waktu. Pada tahap akhir (*tertiary*), laju mulur bertambah besar secara cepat hingga terjadi patah. Mekanisme yang terjadi pada tahapan *creep* adalah komponen pertama kurva mulur adalah kurva transien, dimana laju mulurnya turun terhadap waktu. Tahap ini disebut mulur primer dimana hambatan mulur bahan bertambah besar akibat pemulihan (*recovery*) dari deformasi yang terjadi. Komponen yang kedua adalah mulur viskos dengan laju mulur tetap. Tahap mulur yang kedua ini disebut mulur sekunder, adalah proses dengan laju mulur hampir tetap. Hal ini disebabkan oleh terjadinya keseimbangan antara kecepatan proses pengerasan regang dan proses pemulihan. Oleh karena itu mulur sekunder biasanya dinyatakan sebagai mulur keadaan seimbang (*steady state*). Nilai rata-rata laju mulur selama terjadi mulur sekunder dinamakan laju mulur minimum. Tahap mulur ketiga atau mulur tersier terutama terjadi pada uji beban tetap pada temperatur

dan tegangan-regangan yang tinggi. Mulur tersier terjadi apabila terdapat pengurangan efektif pada luas penampang lintang yang disebabkan oleh penyempitan setempat atau pembentukan rongga internal. Mulur tahap ketiga sering dikaitkan dengan perubahan metalurgi tertentu, seperti pengkasaran partikel endapan, rekristalisasi, atau perubahan difusi dalam fasa yang ada.

Secara umum kekuatan suatu logam akan berkurang jika temperaturnya meningkat. Selain itu temperatur yang tinggi mengakibatkan mobilitas dislokasi lebih besar melalui dislokasi panjat (*climb*). Konsentrasi tempat atom kosong (*vacancy*) juga bertambah besar jika temperaturnya naik. Akibatnya *creep rate*-nya juga akan meningkat dan akhirnya material akan cepat mengalami kegagalan *creep* (*creep failure*). Pengaruh tekanan (*pressure*) pada *creep-fatigue*, khususnya pada aplikasi turbin. *Pressure* yang terjadi pada turbin gas erat kaitannya dengan "*firing temperature*" (temperatur bakar) didalam turbin "*GE Power System*", Terlihat bahwa semakin tinggi "*pressure ratio*" maka "*firing temperatur-nya*" akan semakin tinggi. Dengan meningkatnya temperatur maka akan mengakibatkan *creep rate* juga meningkat (Jaap Schijve, Delf University).

**Perhitungan**

Dalam perhitungan analisa *cycle fatigue* diperlukan beberapa parameter input dapat menghitung parameter output. Parameter input ini di dapat dari data diagram *flow* pada *engine* CFM56-3C dan

*thermo mechanical fatigue* (TMF) DSR142. Berikut perhitungan parameter input yang didapat:

a.  $T_{total}$  ( $T_{t1}$ ) dari diagram flow (T 4.1)

$$T_{t1} = 1369^{\circ}C + 273.15^{\circ} = 1642,15^{\circ} K$$

b.  $P_{t1}$  dari diagram flow (P 4.1)

$$P_{t1} = 20.49 \text{ bar} = 2049 \text{ kPa}$$

Perhitungan panas spesifik ( $c_p$ )

$$c_p = \frac{1,267 - 1,248}{1700 - 1600} = \frac{x - 1,248}{1642,15 - 1600}$$

$$c_p = 1,256$$

$$u_1 = 729 \text{ m/s, maka}$$

$$V_1 = \frac{u_1}{\cos \alpha_2} = \frac{729}{\cos 10^{\circ}} = 740,2 \text{ m/s}$$

$$V_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot g_c \cdot c_p \cdot T_{t1}}{1 + 2/(y-1) \cdot M_1^2}} \text{ atau}$$

$$1 + \frac{2}{(y-1) \cdot M_1^2} = \frac{2 \cdot g_c \cdot c_p \cdot T_{t1}}{V_1^2} = \frac{2 \cdot 1 \cdot 1,256 \cdot 1642,15}{740,2^2} = 0,0075$$

$$(y-1) \cdot M_1^2 = \frac{2}{0,0075} = 266,6$$

$$M_1 = \sqrt{\frac{266,6}{(y-1)}} = \sqrt{\frac{266,6}{(1,3-1)}} = 29,8,$$

Ø Temperatur statik masuk sudu stator (NGV) :

$$T_1 = \frac{T_{t1}}{1 + [(y-1)/2] \cdot M_1^2} = \frac{1642,15}{1 + [(1,3-1)/2] \cdot 29,8^2} = 1,6079^{\circ} K$$

$P_1$ , tekanan statik keluar sudu stator (NGV):

$$P_1 = P_{t1} \left( \frac{T_1}{T_{t1}} \right)^{\frac{y}{(y-1)}} = 2049 \cdot \left( \frac{1,6079}{1642,15} \right)^{\frac{1,3}{(1,3-1)}} = 17144,5 \text{ kPa}$$

Setelah mendapatkan semua parameter input yang dibutuhkan untuk perhitungan *cycle*

fatigue untuk *Directionally Solidified Rene 142* (DSR142) terhadap HPT *nozzle guide vane* (NGV) pada engine CFM56-3C sebagai berikut (Roger C Reed, 1999) :

1. Prediksi terhadap pembagian tegangan dari ketidaksamaan material :

Diketahui :

$$S_{\max} = 490, S_{\min} = (-480), a = 12,7 \text{ mm}$$

$$\Delta S = S_{\max} - S_{\min} = 490 - (-480) = 970 \text{ MPa}$$

$$DK = 0,723.DS.\sqrt{p.a} = 0,723.DS.\sqrt{p.12,7} \\ = 4428,07 \text{ MPa}$$

2. Penambahan keretakan dari sebuah initial keretakan:

*Axial crack inconvex trailing edge* (TE) = 0,50 in (12.7 mm) “data manual maintenance serviceable CFM56-3.

Diketahui:

$$C = 3, \Delta K = 4428,07 \text{ MPa}, m = 3, b = 1,$$

$$a = 12,7, \Delta S = 970 \text{ MPa}$$

Jika Paris Relation diterapkan :

$$\frac{da}{dN} = C.DK^m = C.(b.DS.\sqrt{p.a})^m \\ = 3.(1.970.\sqrt{3.14.12,7})^3 = 6,8920 \text{ mm}$$

3. Perhitungan berdasarkan *rupture life time prediction* (Larson Miller)

Diketahui :

$$T_1 = 1,6079^\circ \text{ K}, P = 24,0 . 10^4, C = 20,$$

$$N_f = 10^4$$

$$P = T.(C + \log t_r)$$

$$24.10^4 = 1,6079.(20 + \log t_r)$$

$$t_r = 5,173 \text{ hour}$$

4. Prediksi terhadap penambahan jumlah siklus retak kelelahan (*cycle fatigue*):

Diketahui :

$$\Delta N_i = 12,7 \text{ mm}, da/dN = 6,8920 \mu\text{m}$$

$$\text{Cycle fatigue} = \frac{DN_i}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{a=a_i}} \\ = \frac{12,7}{6,8920} = 1,842 \text{ mm}$$

5. a) Perhitungan *number of cycle*

Diketahui :

$$A = 4 \times 10^{-12}, m = 4, \gamma = 0,67,$$

$$a_{\text{crit}} = 0,50 \text{ mm}, NDI = 0,30 \text{ mm}$$

$$\text{crit} = 11,1 \text{ mm}, \Delta \sigma = 800 \text{ MPa}$$

untuk 10000 cycle

$$N_o = \frac{1}{A(m/2-1)g^m.DS^m.p^{m/2}} * \\ \left[ \frac{1}{a_{NDI}^{m/2-1}} - \frac{1}{a_{\text{crit}}^{m/2-1}} \right]$$

$$N_o = \frac{1}{4.10^{-12}(4/2-1).0,67^4.800^4.3,14^{4/2}} * \\ \left[ \frac{1}{0,30^{4/2-1}} - \frac{1}{11,1^{4/2-1}} \right] \\ = -106,26 \text{ cycle}$$

- b) Perhitungan *damage tolerant*:

Diketahui:

$$A = 4 \times 10^{-12}, \Delta K = 44.2807 \text{ MPa},$$

$$m = 3.3$$

$$\frac{da}{dN} = A.DK^m = 4.10^{-12} * 44.2807^{3,3} \\ = 4,3108 \times 10^{-12} \text{ mm}$$

## SIMPULAN

Dari hasil analisa dan perhitungan, maka dapat diambil kesimpulan antara lain:

1. Terjadinya suatu kelelahan (*fatigue*) material dimulai dari inti (*nuclei*) seperti tampak kelihatan keretakan kecil dalam selip pengikat (*slip band*).

2. Fungsi terhadap penambahan keretakan daya hambat dari sebuah material setiap didalamnya adalah mengontrol nilai penambahan keretakan.
3. *Thermal barrier coating* (TBC) memberikan suatu nilai usia: jika setelah 20 *cycle* cocok untuk 8% usia dari *cycle*, 80 *cycle* cocok untuk 34% dari usianya, 180 *cycle* untuk 76% dari usianya.
4. *Low cycle fatigue : high load plastic dan elastic deformation* ( $N < 10^5$ ) terjadi pada waktu *shock temperature* pada saat turbin di “*on-off*” atau “*start-stop*”. Sedangkan *high cycle fatigue: low load elastic deformation* ( $N > 10^5$ ) terjadi akibat adanya variasi terhadap tekanan gas yang disebabkan oleh proses pembakaran (*combustion*).

William D. Callister, Jr, ***Materials Science & Engineering***, Department of Metallurgical Engineering , University Utah, seventh Edition

#### DAFTAR PUSTAKA

CFM, **CFM 56-3 Basic Engine**.

Jaap Schijve, ***Fatigue of Structure and Materials***, Proffesor of Aircraft Materials ( Emiritus) Delft University of Technology

Mattingly, Jack D., 1989, ***Element of Gas Turbines Propulsion***, 2<sup>nd</sup> edition, New York: Mc Graw-Hill International Editions.

MTU, ***Euroengine Thermomechanical Fatigue Testing (TMF) of Single-Crystalline Nickel-Base Superalloy For Turbine Application***

Roger C Reed, ***The Super Alloys Fundamental and Application***, Cambridge University

Wiranto Arismunandar, 2002, **Turbin Gas dan Propulsi**, ITB Bandung.

