

# REVERSE ENGINEERING TERHADAP ANALISIS FATIGUE BILAH KIPAS MESIN TURBOFAN MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

## REVERSE ENGINEERING TO ANALYSIS FATIGUE OF FAN BLADE TURBOFAN ENGINE USING THE FINITE ELEMENT METHOD

Opa Mustopa, Sovian Aritonang

FAKULTAS TEKNOLOGI PERTAHANAN  
UNIVERSITAS PERTAHANAN REPUBLIK INDONESIA  
(mustopaopa04@gmail.com)

**Abstrak**– Faktor Intensitas Tegangan ( $K$ ) akibat adanya perambatan retak pada model bilah kipas mesin turbofan TAY 650-15 yang diperbaiki dengan teknik scallop dikaji secara komputasional. Perubahan harga  $K$  terhadap panjang retak diamati untuk memprediksi umur sisa dari bilah kipas. Dari hasil simulasi diperoleh bahwa bilah kipas yang diperbaiki dengan teknik scallop yang melebihi kedalaman dalam SRM akan memiliki umur sisa yang jauh lebih pendek dari umur yang ditentukan oleh pabrik.

**Kata Kunci:** Metode Elemen Hingga, Faktor Intensitas Tegangan, Fatigue.

**Abstract (English)** – The Stress Intensity Factor ( $K$ ) caused by crack growth at fan blade model of turbofan engine TAY 650-15 which repaired using scallop technique was investigated computationally. The alteration of the  $K$  value toward crack length was examined to predict the life limit of the fan blade. The simulation indicate that fan blade was repaired using scallop technique with depth exceeds the SRM restrictions would has life limit much shorter then life limit was given by manufacture.

**Keywords:** Finite Elemen Methods, Stress Intensity Faktor, Fatigue.

### Pendahuluan

Jenis mesin yang banyak digunakan pada pesawat udara komersial adalah jenis mesin turbofan. Mesin turbofan merupakan salah satu jenis mesin turbin gas yang menggunakan udara sebagai fluida kerja, kemudian diproses untuk membangkitkan gaya dorong. Perbedaan mesin ini dengan jenis mesin turbin gas lainnya adalah penggunaan fan atau kipas sebagai low pressure compressor dan pembangkit gaya dorong (*thrust*). Penggunaan bilah kipas akan menurunkan efisiensi kerja jet sebagai pembangkit gaya dorong. Hal ini berdampak juga pada penurunan tingkat

kebisingan yang ditimbulkan oleh semburan jet. Oleh karena itu mesin ini menjadi pilihan utama pesawat komersial berkecepatan *high subsonic* yang sangat memperhatikan terhadap kenyamanan penumpang. Bilah kipas berfungsi mengalirkan udara kedalam mesin, yang selanjutnya digunakan sebagai bahan pembakar yang dapat menghasilkan energi. Energi ini digunakan untuk memutar kipas turbin yang menghasilkan gaya dorong pada pesawat, juga digunakan sebagai pembangkit listrik.

Dikarenakan fungsinya yang sangat penting didalam sistem *power plant*, maka bilah kipas harus dipastikan

kondisinya tetap terjaga baik selama penerbangan berlangsung. Bilah kipas berada dibagian depan dari sistem, sehingga kondisinya bergantung dari beban-beban yang bekerja, dan juga akan bertumbukan dengan benda-benda yang mengalir bersama udara. Bilah kipas didesain dengan kriteria *Safe Life*, yang artinya bilah kipas tidak boleh mengalami kerusakan selama usia operasinya.

Dalam operasinya bilah kipas mengalami pengikisan dan tidak jarang menjadi cacat akibat tumbukan dengan benda-benda yang mengalir bersama udara. Jika hal ini tidak segera ditangani, maka bilah kipas akan patah dan juga akan menyebabkan kerusakan pada bagian yang lain dari mesin, seperti ditunjukkan dalam Gambar 1.



**Gambar 1.** Kerusakan pada bilah kipas

Kerusakan pada bilah kipas dapat diakibatkan oleh perambatan retak akibat beban *fatigue*. Parameter yang digunakan dalam menganalisis perambatan retak pada struktur adalah Faktor Intensitas Tegangan (*Stress Intensity Factor, K*).  $K$  didapatkan dari perhitungan Strain Energy Release ( $G$ ) yang digunakan untuk membuka permukaan retak terhadap modulus elastisitas material ( $E$ ). Sedangkan untuk mendapatkan  $G$  diperlukan besarnya gaya dan perpindahan pada setiap nodal, dari hasil analisis Metode Elemen Hingga. Oleh karena itu dalam penelitian ini akan membahas terkait *reverse engineering* terhadap analisis *fatigue* bilah kipas

mesin turbofan menggunakan metode elemen hingga.

## Metode Penelitian

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah studi literatur, yaitu seluruh referensi yang ada dipelajari untuk mendapatkan gambaran mengenai analisis *fatigue* bilah kipas mesin turbofan, teknik *reverse engineering* dan proses metode elemen hingga yang telah diteliti sebelumnya. Sumber yang dipelajari berasal dari buku, jurnal-jurnal terkait serta beberapa artikel yang relevan.

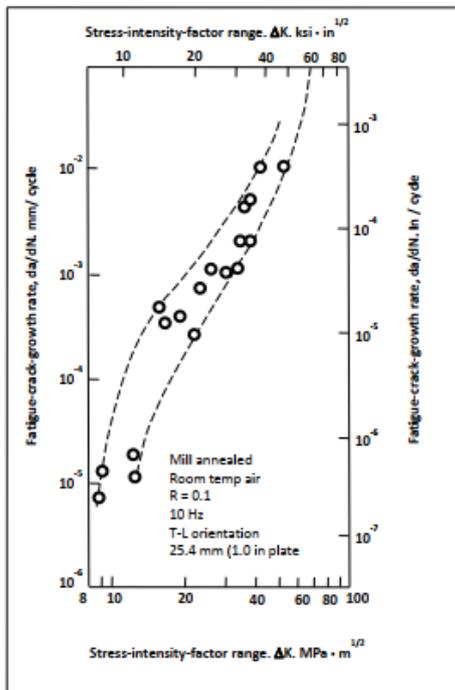
## Hasil dan Pembahasan

Mesin *turbofan* merupakan salah satu jenis mesin turbin gas yang menggunakan udara sebagai fluida kerja, kemudian diproses untuk membangkitkan gaya dorong. Perbedaan mesin ini dengan jenis mesin turbin gas lainnya adalah penggunaan *fan* atau kipas sebagai *low pressure compressor* dan pembangkit gaya dorong (*thrust*). Penggunaan bilah kipas akan menurunkan efisiensi kerja jet sebagai pembangkit gaya dorong. Hal ini berdampak juga pada penurunan tingkat kebisingan yang ditimbulkan oleh semburan jet.

Bilah kipas yang mengalami retak dianalisis dengan menggunakan Metode Elemen Hingga. Pemodelan bilah kipas yang akan dianalisis adalah model bilah kipas 2D dan model solid 3D yang telah diperbaiki dengan teknik *scallop*. Material yang digunakan dalam memodelkan bilah kipas adalah Titanium Alloy Ti6Al4V dengan modulus elastisitas 160 GPa. Nilai  $K$  yang didapatkan bervariasi berdasarkan panjang retak ( $a$ ). Retak akan dimodelkan terus merambat dengan besaran  $\Delta a$  hingga mencapai  $a$  kritis. Panjang retak kritis ( $a_c$ ) adalah

panjang retak yang akan menyebabkan kegagalan pada struktur.

Cara mendapatkan  $a_c$  adalah dengan membandingkan nilai  $K$  dengan nilai *fracture toughness* ( $K_{IC}$ ). Jika nilai  $K$  sama dengan atau lebih besar dari nilai  $K_{IC}$  maka struktur akan gagal (patah). Selain mendapatkan  $a_c$  analisis ini dilanjutkan hingga mendapatkan umur sisa dari bilah kipas hingga mengalami kegagalan. Umur sisa dari bilah kipas dapat ditentukan dengan merujuk pada data hasil pengujian *fatigue crack growth* dari material titanium alloy jenis Ti6Al4V, yang dapat dilihat pada Gambar 2.



**Gambar 2.** Grafik hasil pengujian *fatigue crack growth* pada material Ti6Al-4V

Terdapat beberapa kasus yang sering ditemukan dalam proses perawatan bilah kipas mesin *turbofan*. Ketika mesin beroperasi, terdapat partikel-partikel padat yang terhisap ke dalam mesin. Partikel-partikel ini bertumbukan dengan bilah kipas yang berputar. Salah satu akibat dari tumbukan partikel dengan bilah kipas ini adalah *nicking*. *Nicking* merupakan salah

satu jenis cacat berupa *notch* yang terjadi pada bilah kipas. Daerah yang sering mengalami *nicking* adalah *leading edge*.

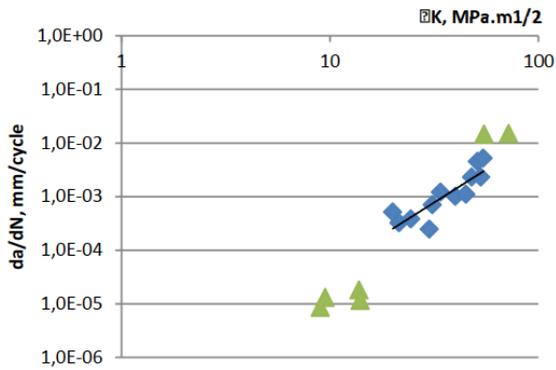
### Pemodelan Numerik

Bilah kipas mesin *Turbofan* TAY 650-15 memiliki panjang 400 mm dari pangkal penumpu hingga ujung tip bilah, serta memiliki lebar 180 mm dari *leading edge* hingga *trailing edge*. Tinggi bagian bilah kipas yang terkena aliran udara dari *root* ke *tip* adalah sekitar 380 mm. Bagian ini memiliki luas permukaan sekitar 0.132 m<sup>2</sup>. *Structural Repair Manual* (SRM) tidak menyebutkan secara langsung jenis material yang digunakan sebagai bahan dasar bilah kipas kompresor pada mesin pesawat TAY 650-15. Namun dari keterangan PT. NTP material yang biasa digunakan adalah Ti6Al4V dan Nimonic-75. Material Ti6Al4V merupakan kelompok paduan alpha-beta Titanium yang menggunakan Aluminium dan Vanadium sebagai bahan paduan. Data material properties dari Titanium alloy jenis Ti6Al4V dapat dilihat pada Tabel 1 berikut

**Tabel 1.** Data material properties Ti6Al4V

(E)	(ρ)	(ν)	(σ <sub>y</sub> )	(σ <sub>ult</sub> )	(K <sub>IC</sub> )
160 GP	4144 kg/ m <sup>3</sup>	0.3	825 MPa	930 MPa	44 MPa. √m

Sedangkan data hasil pengujian *fatigue crack growth* pada material Ti6Al-4V yang telah ditunjukkan pada Gambar 2, dapat dibuat garis regresi pada daerah linear (*Region 2*) seperti ditunjukkan oleh Gambar 3 berikut

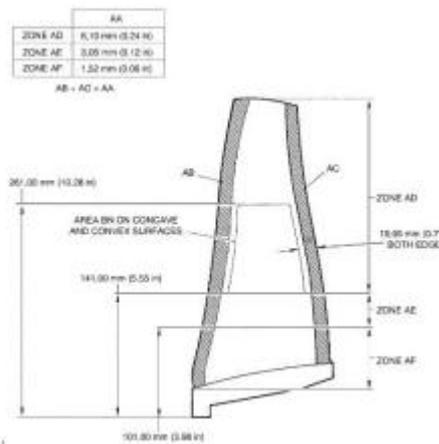


**Gambar 3.** Garis regresi pada daerah linear (Region II).

Garis regresi ini digunakan untuk mendapatkan persamaan garis seperti ditunjukkan dalam persamaan 1 berikut

$$\frac{da}{dN} = 2 \cdot 10^{-7} (\Delta K)^{2.458} \quad (1)$$

Persamaan 1 digunakan untuk mendapatkan harga  $da/dN$  untuk setiap harga  $\Delta K$  yang berubah terhadap panjang retak. Dalam permodelan cacat, perlu diperhatikan beberapa hal yang telah ditentukan dalam manual perawatan bilah kipas TAY650-15 khususnya pada bagian yang membahas kasus *nicking* serta *scallop* seperti ditunjukkan didalam Gambar 4.



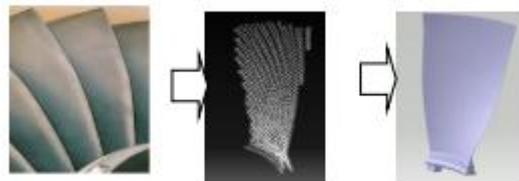
**Gambar 4.** Pembagian zona bilah kipas mesin TAY650-15

Dalam manual perawatan bilah kipas TAY650-15 daerah bilah kipas dibagi menjadi 3 bagian sebagai berikut:

- Zona AF : yaitu daerah yang berjarak 0 mm s.d 101 mm dari tumpuan.
- Zona AE : yaitu daerah yang berjarak 101 mm s.d 141 mm dari tumpuan.
- Zona AD : yaitu daerah yang berjarak lebih dari 141 mm dari tumpuan.

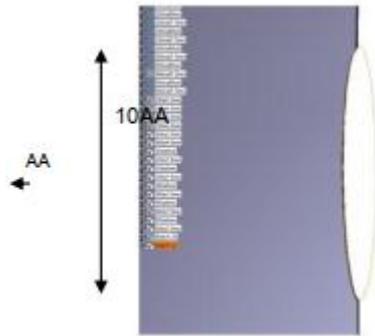
### Model Bilah Kipas 3D

Model bilah kipas 3D dibuat menggunakan perangkat lunak Catia V5R18. Bilah kipas dimodelkan dengan elemen solid berbentuk *linear tetrahedron mesh*. Geometri model 3D memiliki bentuk yang sama dengan geometri bilah kipas sesungguhnya. Geometri model 3D dibuat oleh peneliti sebelumnya dengan menggunakan teknik *reverse engineering*, yang dilakukan di PT. NTP dengan cara melakukan *scanning 3D* sehingga mendapatkan *point clouds*. Setelah mendapatkan *point clouds* kemudian dibuat *outer surface* dan akhirnya mendapatkan model solid, seperti ditunjukkan dalam Gambar 6

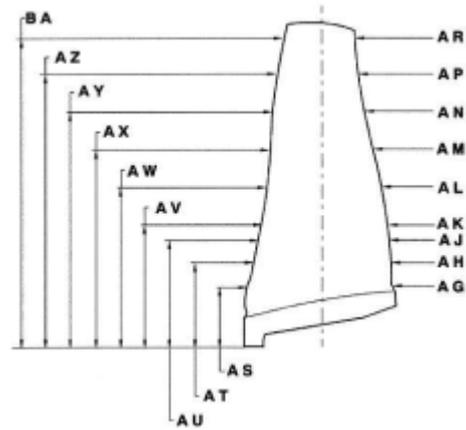


**Gambar 6.** Pembuatan model kipas 3D

Untuk model solid 3D, retak dibuat dengan cara membuat cacat yang berbentuk celah yang sangat tipis. Celah tipis ini ditempatkan pada jarak 205 mm dari pangkal bilah kipas, dengan cacat *scallop* pada bagian *leading edge*. *Scallop* dimodelkan dengan bentuk setengah *ellips* seperti ditunjukkan dalam Gambar 7. Cacat *scallop* dibuat berdasarkan data pada Tabel 2.



**Gambar 7.** Model 3D dengan Scallop untuk ukuran AA= 8mm



**Gambar 8.** Panduan Scallop dalam Manual Perawatan TAY650-15

**Tabel 2.** Data panjang dan kedalaman scallop (dalam mm)

	AW	AL	AA	10A A
Dalam Manual	211	172.0 7	8	80
Model	211	170	10	100

Untuk kedalaman scallop (lebar chord minimum, AL) yang dibuat model adalah kedalaman yang melebihi ketentuan manual, yaitu sebesar 170 mm (selisih 2 mm dengan ketentuan dalam manual perawatannya). Hal ini dilakukan dikarenakan permintaan dari PT NTP yang ingin mengetahui hasil analisis jika bilah kipas TAY650-15 memiliki kedalaman scallop diluar ketentuan manual perawatannya yang ditunjukkan dalam Tabel 3 dan Gambar 8.

**Tabel 3.** Lebar minimum chord pada setiap daerah dari bilah kipas TAY 650-15

Height Letter	Section Height (Gauge)	Chord Letter	Minimum Chord Width
AS	81,00 mm (3.189 in)	AG	174,72 mm (6.879 in)
AT	101,00 mm (3.98 in)	AH	174,65 mm (6.876 in)
AU	141,00 mm (5.55 in)	AJ	173,46 mm (6.829 in)
AV	161,00 mm (6.34 in)	AK	171,13 mm (6.737 in)
AW	211,00 mm (8.31 in)	AL	172,07 mm (6.774 in)
AX	261,00 mm (10.28 in)	AM	173,55 mm (6.833 in)
AY	311,00 mm (12.24 in)	AN	177,13 mm (6.974 in)
AZ	361,00 mm (14.21 in)	AP	184,43 mm (7.261 in)
BA	401,00 mm (15.787 in)	AR	190,75 mm (7.510 in)

Besarnya beban akibat reaksi dari gaya sentripetal pada model ditentukan dengan cara membagi model menjadi beberapa bagian (dalam hal ini adalah 19 bagian). Model dibagi menjadi beberapa bagian adalah dikarenakan gaya akibat reaksi dari gaya sentripetal adalah merupakan fungsi dari luas penampang. Cara menentukan besaran dari beban akibat reaksi dari gaya sentripetal ( $F_s$ ) adalah menurut Persamaan 2 dan Persamaan 3, dengan terlebih dahulu merubah satuan kecepatan sudut dari rpm menjadi rad/s menurut Persamaan 4 dan Persamaan 5.

$$\omega = 2\pi f \quad (2)$$

$$\omega = 2\pi \frac{n}{T} \quad (3)$$

$$F_s = \rho \omega^2 \int_r^t Ar dr \quad (4)$$

$$F_s = \rho \omega^2 |0.5Ar^2|_r^t \quad (5)$$

Keterangan:

$\omega$  : Kecepatan sudut dengan satuan rad/sec

$n$  : Jumlah putaran dalam satu menit (rpm)

$T$  : Satuan waktu dalam detik

$\rho$  : Masa jenis material

$A$  : Luas penampang

Subscript  $r$  : Jarak root terhadap sumbu putar

Subscript  $t$  : Jarak tip terhadap sumbu putar

Hasil yang diperoleh dari perhitungan dengan Metode Elemen Hingga menggunakan perangkat lunak MSC Patran-Nastran 2005 adalah berupa *Displacement* (perpindahan tiap *nodal*), serta gaya pada *Nodal*, sedangkan pada CATIA V5R18 hasil yang diperoleh berupa *Strain Energy*. Untuk menentukan besaran dari *Energy Release Rate* ( $G$ ) diperlukan besaran gaya pada *nodal* sebelum retak membuka, dan perpindahan *nodal* setelah retak.

Setelah mendapatkan besarnya  $G$ , maka selanjutnya Faktor Intensitas Tegangan ( $K$ ) ditentukan dari perhitungan energi semu yang diperlukan untuk mengatupkan permukaan retak disekitar ujung retak (*Virtual Crack Closure technique*) menggunakan persamaan 10. Besaran  $K$  akan bervariasi terhadap panjang retak.

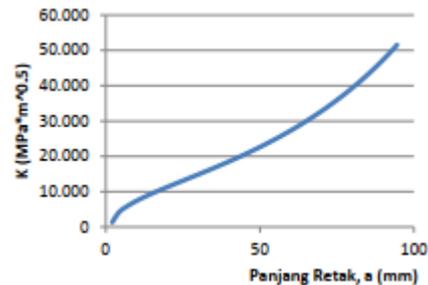
Tegangan pada setiap elemen diperlukan untuk mendapatkan  $K_0$  yang merupakan komponen yang dibutuhkan dalam menghitung faktor geometri ( $\beta$ ). Kekuatan sisa adalah kemampuan dari model didalam menahan beban yang nilainya akan turun disebabkan oleh pertambahan panjang retak. Jika kekuatan sisa yang ditunjukkan dengan besaran tegangan sudah berada dibawah tegangan operasinya maka struktur akan mengalami kegagalan. Tegangan sisa dapat dihitung menurut Persamaan 14.

$KC$  adalah *Fracture Toughness*, dan bilah akan gagal jika didapatkan  $K \geq KC$ .

### Hasil dan Diskusi

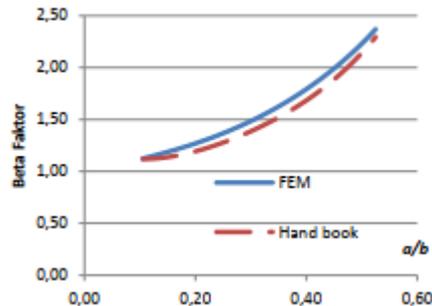
Panjang  $a_c$  untuk model 2D tanpa *scallop* didapatkan sebesar 86 mm pada harga Faktor Intensitas Tegangan ( $K$ ) sebesar  $44.036 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ . Panjang retak kritis sebesar 86 mm didapatkan ketika harga

$K$  mencapai harga *Fracture Toughness* ( $K_c$ ) dari material Titanium Ti6Al4V sebesar  $44.000.000 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ , seperti ditunjukkan dalam Gambar 9.

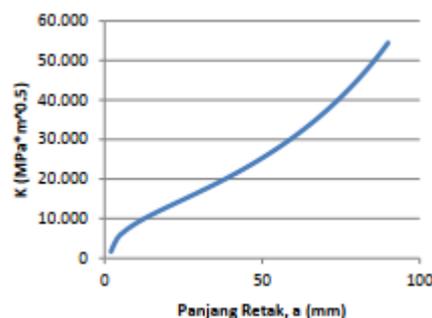


**Gambar 9.** K versus a pada model 2D dengan *scallop*

Grafik  $\beta$  dalam gambar 10 menjelaskan nilai yang didapat dari perhitungan MEH dan nilai yang diambil dari data *hand book*. Tampak bahwa nilai keduanya hampir berhimpit dengan perbedaan sekitar 3%.



**Gambar 10.** Grafik  $\beta$  terhadap  $a/b$  untuk model 2D tanpa *scallop* yang didapat dari metode Numerik dan *Hand book*.



**Gambar 11.** Grafik K versus panjang retak untuk model 2D dengan *scallop*.

## Kesimpulan

Metode Elemen Hingga dan Teori Virtual Crack Closure dapat digunakan untuk menghitung Faktor Intensitas Tegangan ( $K$ ) dan Faktor Geometri ( $\beta$ ) sebagai metode Numerik disamping menggunakan data pada Hand Book. Model 2D dengan *scallop* akan memiliki  $a_c$  yang lebih pendek dari pada model 2D tanpa *scallop*.

Tindakan perbaikan dengan kedalaman *scallop* yang melebihi ketentuan dari pabrik dalam Repair Manual akan menyebabkan umur bilah kipas akan lebih pendek sekitar 5.043 cycle dibandingkan dengan umur yang ditentukan oleh pabrik yaitu 20.00 cycle. Untuk penelitian selanjutnya terdapat beberapa saran diantaranya adalah beban yang digunakan adalah beban pada kondisi sebenarnya, yaitu memperhitungkan juga beban akibat gaya aerodinamika.

Selanjutnya analisis struktur bilah kipas pada bagian tumpuan (*support*) karena daerah ini merupakan daerah yang menerima beban paling tinggi. Disarankan juga untuk menggunakan data material properties sesuai dengan spesifikasi pabrik pembuat. Untuk mendapatkan  $G$  (Laju Pelepasan Energi) yang akurat makad disarankan untuk menggunakan  $G$  total ( $GT$ ) yang didapatkan dari penjumlahan  $G_I$ ,  $G_{II}$ , dan  $G_{III}$  pada modus I, II dan III untuk model solid 3D.

## Daftar Pustaka

- Anderson, t.l, Fracture Mechanics – Fundamental and Applications, CRC Press Inc., U.S.A., 2000.
- Arismunandar, Wiranto, Pengantar Turbin Gas dan Mesin Propulsi, Penerbit ITB, Bandung, 2002.
- E.F.Rybicakni DM.F.Kanninean, Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral, Eng. Fracture Mech., Vol. 9, pp. 931-938, 1977.
- Edited by Matthew J. Donachie, JR., Metals Handbook, Ninth edition, Volume 3. Properties and selection: Stainless Steel. Tool Materials and Special-Purpose Metals. The Hartford Graduate Center.
- Hertzberg, Richard W. (1995-12). Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials (4 ed.). Wiley. ISBN 0471012149.
- Ingraffea and P. Wawrzynek, Franc2d: A Case Study in Transfer of Software Technology, in Research Transformed into Practice: Implementations of NSF Research, J. Colville and A. Amde, Eds.: ASCE Press, New York, 1995, pp. 233-344.
- Knight, Charles E., The Finite Element Method in Mecanical Design, PWS-KENT Publishing Company, Boston, 1993.
- Pickard, A.C., Roll-Roice LTD., The Application of 3-Dimensional Finite Element Methods to Fracture Mechanics and Fatigue Life Prediction, The Chameleon Press LTD, London, 1986.
- Putra, Ichsan S., Diktat Kuliah Damage Tolerance Analysis. Institut Teknologi Bandung, 2004
- CRAIG, ROY R. JR., John Wiley & Sons, Mechanics of Materials, Canada, 1996.
- S. K. Bhaumik, M. Sujata, and M. A. Venkataswamy, *Fatigue failure of aircraft components, engineering Failure Analysis*, vol. 15, pp. 675-694, 9// 2008.