

BAB II

TEORI DASAR

2.1. Beban Dinamis

Beban dinamis dapat diartikan “bervariasi” terhadap waktu dalam konteks gaya yang bekerja (eksitasi) pada struktur. Variasi beban dinamis dapat berupa besarannya (magnitude), arahnya (*direction*) dan atau titik pangkatnya (*point of application*), respon struktur tersebut bekerja pada defleksi dan tegangan yang bervariasi pula terhadap waktu, baik respon dinamis maupun respon statis.

Beban dinamis dibagi dalam 3 kategori :

- Periodik (berulang)
- Kejut (*impuls*)
- Acak (*random*)

Arti lain tentang beban dinamik yaitu beban yang besarnya (intensitasnya) berubah-ubah menurut waktu, sehingga dapat dikatakan besarnya beban merupakan fungsi waktu, yang bekerja hanya untuk rentang waktu tertentu saja. Beban dinamik dapat menyebabkan timbulnya gaya inersia pada pusat massa yang arahnya berlawanan dengan arah gerakan, beban dinamis lebih kompleks dari pada beban statis baik di tinjau dari bentuk fungsi bebannya maupun akibat yang di timbulkan.

Faktor yang memengaruhi beban dinamik pada struktur adalah fungsi beban dan fungsi waktu. Hal ini menyebabkan struktur juga akan berubah-ubah terhadap waktu. Oleh karena itu, penyelesaian persoalan dinamik harus dilakukan secara berulang-ulang mengikuti sejarah pembebanan yang ada. Jika penyelesaian problem statik bersifat tunggal (*single solution*), maka dalam penyelesaian masalah statik bersifat tunggal (*single solution*), dan dalam penyelesaian masalah dinamik bersifat berulang-ulang (*multiple solution*).

Pada saat bergetar bahan dari struktur akan melakukan resistensi terhadap getaran atau gerakan, pada umumnya dikatakan bahan yang bersangkutan mempunyai kemampuan untuk meredam getaran. Dengan demikian pada pembebanan dinamik akan terdapat peristiwa redaman yang hal ini tidak terdapat pada pembebanan statik.

Contoh beban dinamik :

1. Getaran yang diakibatkan oleh gerakan kendaraan.
2. Getaran yang diakibatkan oleh suara yang keras, seperti mesin jet pesawat.
3. Angin dengan kecepatan tinggi dan menerpa suatu struktur bangunan dan di ekuivalenkan sebagai suatu gaya yang bekerja sekaligus menggetarkan struktur bangunan.

2.2. *Fatigue*

Kegagalan statis merupakan kegagalan yang disebabkan oleh beban statis yang bekerja pada suatu desain atau konstruksi, sedangkan kegagalan dinamis merupakan kegagalan yang disebabkan oleh beban dinamis atau beban yang berulang yang bekerja pada suatu desain atau konstruksi (Richard G. Budyan, 2011). *Fatigue of Materials* merupakan kegagalan dinamis yang terjadi pada suatu desain atau konstruksi. *Fatigue* merupakan salah satu jenis kerusakan/kegagalan yang diakibatkan oleh beban berulang.

Pada desain *fatigue* terbagi beberapa kriteria sebuah desain menjadi 4 jenis, antara lain :

1. *Infinite-life design* ($\geq 10^6$ siklus)

Infinite-life design atau kriteria desain yang didasarkan pada umur desain yang tidak terbatas. Kriteria ini ditentukan berdasarkan pada daerah tegangan-regangan lokal yang menjadi pokok elastisitas dan keamanan desain dibawah batas kelelahan desain. Contoh desain yang didasarkan pada *infinite-life design* atau pembebanan pada jutaan siklus, antara lain *engine valve spring*.

2. *Safe-life design / finite-life design* ($\leq 10^6$ siklus)

Safe-life design atau kriteria desain yang didasarkan umur desain yang terbatas. Kriteria ini ditentukan pada kalkulasi umur tegangan, umur reganga serta penjalaran retak. Contoh desain yang didasarkan pada *finite-life design*, yaitu *axle of train*, *suspension of vehicle*, *pressure vessel*, *jet engine* dan *landing gear*.

3. *Fail safe design*

Fail safe design atau desain kegagalan aman yang didasarkan pada perhitungan keretakan lelah yang mungkin terjadi pada sebuah struktur yang dapat memulai terjadinya keretakan. Contoh desain yang didasarkan pada *fail safe design*, yaitu *aeronautic industry*, *wing of plane*, *fuselage of plane*, *control surface of plane* dan *double engine aircraft*.

4. *Damage-tolerant design*

Damage-tolerant design atau batas kerusakan desain yang diasumsikan pada retakan yang sudah dibuat untuk dilakukan analisa penjalaran retak sebagai analisa mekanika retakan untuk mengetahui terjadinya kerusakan akibat retakan tersebut.

Faktor-faktor Penyebab Kegagalan Fatik.

Ada tiga faktor yang dapat menyebabkan terjadinya kegagalan *fatigue* :

1. Tegangan maksimum yang bekerja melebihi batas kekuatan tarik maksimum material.
2. Variasi yang cukup besar atau fluktuasi tegangan.
3. Banyaknya siklus tegangan yang bekerja.

Selain itu faktor-faktor lain yang dapat menyebabkan terjadinya kegagalan *fatigue* antara lain :

1. Konsentrasi tegangan, korosi, temperatur, beban berlebihan, struktur metalurgi, tegangan sisa dan tegangan kombinasi yang dapat mengubah atau mempercepat terjadinya kegagalan *fatigue*.
2. Ketidakpahaman akan faktor-faktor penyebab kegagalan *fatigue*.

2.3. Aspek metalurgis pada kelelahan logam

Kelelahan logam diawali dengan pembentukan awal retak dan dilanjutkan dengan penjarangan retakan hingga komponen mengalami patah. Lokasi awal retak pada komponen atau logam yang mengalami pembebanan dinamis atau siklik adalah pada titik daerah dimana memiliki kekuatan yang paling minimum dan atau pada titik daerah dimana mengalami tegangan yang paling maksimum. Oleh karena itu untuk memperkirakan umur lelah suatu komponen merupakan suatu hal yang cukup sulit, hal ini disebabkan oleh banyaknya faktor-faktor yang mempengaruhi umur lelahnya. Faktor-faktor tersebut adalah:

1. Pembebanan:
 - a. Jenis beban: uniaksial, lentur, puntir.
 - b. Pola beban: periodik, random.
 - c. Besar beban (besar tegangan).
 - d. Frekwensi siklus beban.
2. Kondisi material :
 - a. Ukuran butir.
 - b. Kekuatan.
 - c. Penguatan dengan larutan padat.
 - d. Penguatan dengan fasa ke-2.
 - e. Penguatan regangan.
 - f. Struktur mikro.
 - g. Kondisi permukaan (surface finish).
 - h. Ukuran Komponen.
3. Proses pengerjaan.
 - a. Proses pengecoran.
 - b. Proses pembentukan.
 - c. Proses pengelasan.
 - d. Proses pemesinan.

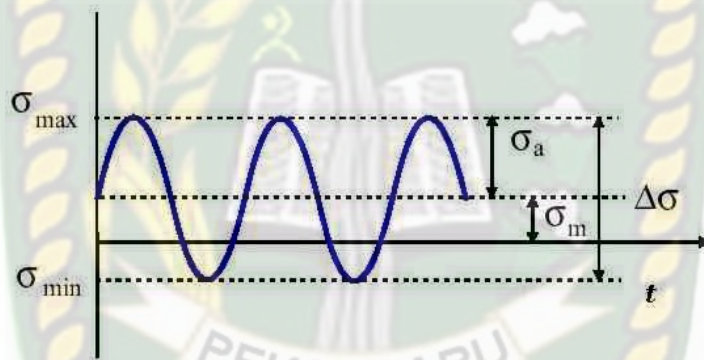
- e. Proses perlakuan panas.
4. Temperatur operasi.
5. Kondisi lingkungan.

2.3.1 Pengaruh Pembebanan

Parameter pembebanan yang berpengaruh terhadap kelelahan logam adalah tegangan rata-rata, σ_m dan tegangan amplitudo, σ_a serta frekwensi pembebanan.

2.3.1.1 Pengaruh Tegangan Rata-rata

Bentuk tegangahn siklik seperti pada Gambar 2.1 yang berhubungan dengan *equivalent alternating stress*.



Gambar. 2.1 Bentuk tegangan siklik. (Shingley's, 2008)

Tegangan amplitudo:

$$S_a = \sigma_a = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) / 2 \quad (2.1)$$

Tegangan rata-rata:

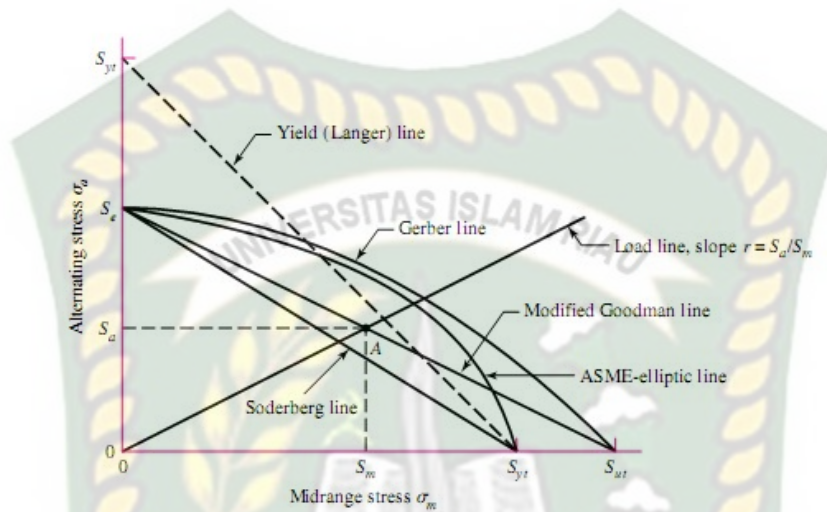
$$S_m = \sigma_m = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min}) / 2 \quad (2.2)$$

Rasio tegangan:

$$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} \quad (2.3)$$

Besarnya tegangan rata-rata yang bekerja akan menentukan terhadap besarnya tegangan amplitudo yang diijinkan untuk mencapai suatu umur lelah tertentu. Bila tegangan rata-rata sama dengan 0 atau rasio tegangan sama dengan -1, maka besarnya tegangan amplitudo yang diijinkan adalah nilai batas lelahnya (S_e). Dengan demikian

jika tegangan rata-ratanya semakin besar maka tegangan amplitudonya harus diturunkan. Hal ini terlihat pada alternatif diagram Goodman atau pada diagram-diagram lainnya.



Gambar. 2.2 Diagram batas tegangan terhadap kelelahan logam.
(Shingley's, 2008)

Persamaan-persamaan yang digunakan pada diagram batas tegangan seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.2 diatas adalah sebagai berikut:

- a. Soderberg (USA, 1930)

$$S_a/S_e + S_m/S_{yt} = 1 \quad \dots\dots\dots (2.4)$$
- b. Goodman (England, 1899)

$$S_a/S_e + S_m/S_{ut} = 1 \quad \dots\dots\dots (2.5)$$
- c. Gerber (Germany, 1874)

$$S_a/S_e + (S_m/S_{ut})^2 = 1 \quad \dots\dots\dots (2.6)$$
- d. Morrow (USA, 1960s)

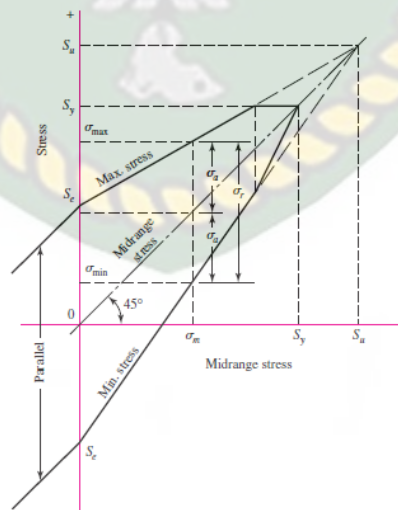
$$S_a/S_e + S_m/\sigma_f = 1 \quad \dots\dots\dots (2.7)$$

dimana, S_e adalah batas lelah (*endurance limit*), S_u adalah kekuatan tarik dan σ_f adalah tegangan patah sebenarnya (*true fracture stress*). Perbandingan dari tegangan

amplitudo terhadap tegangan rata-rata disebut rasio amplitudo ($A = S_a / S_m$), sehingga hubungan antara nilai R dan A yaitu sebagai berikut:

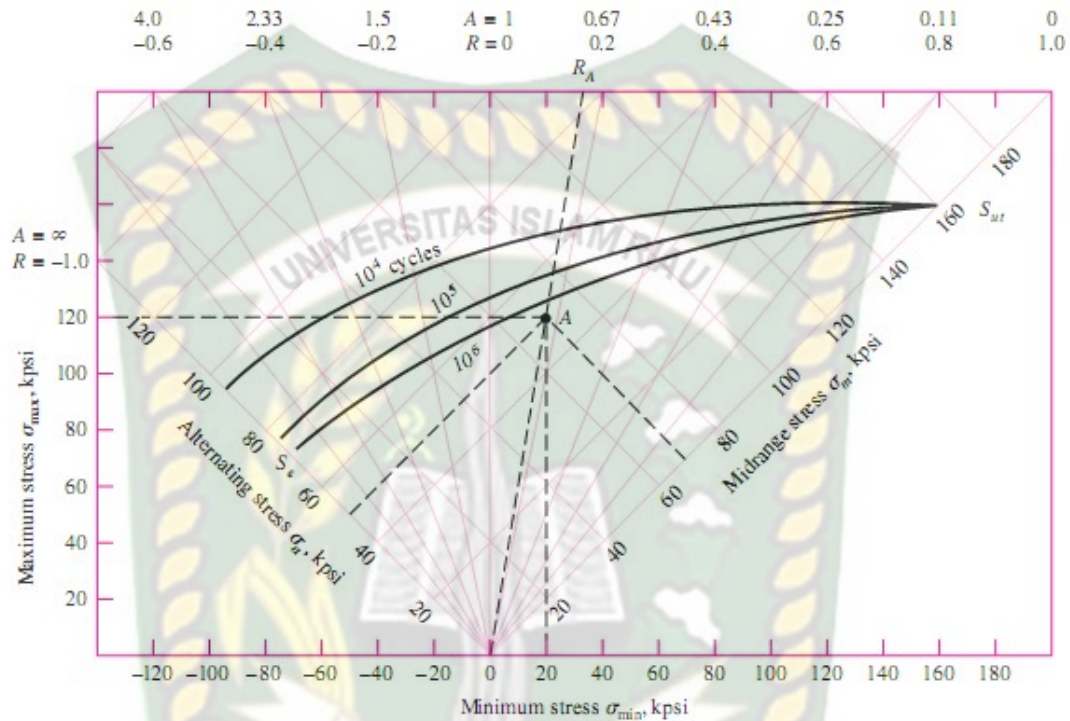
- jika $R = -1$, maka $A = \infty$ (kondisi *fully reversed*)
- jika $R = 0$, maka $A = 1$ (kondisi *zero to maximum*)
- jika $R = \infty$, maka $A = -1$ (kondisi *zero to minimum*)

Pada Gambar 2.2 yang memperlihatkan aman tidaknya kondisi pembebanan terhadap kelelahan logam, berdasarkan hasil diskusi atas berbagai permasalahan, maka dapat dinyatakan sebagai berikut: Diagram a (Soderberg) adalah paling konservatif dan paling aman, atau digunakan pada kondisi nilai R mendekati 1. Data hasil pengujian, cenderung berada diantara diagram b dan c (Goodman dan Gerber). Untuk baja keras (getas), diagram b dan d (Goodman dan Morrow) hampir berimpit (sama). Untuk baja lunak (ulet), diagram d (Morrow) akan lebih akurat. Pada kondisi $R < 1$ (atau perbedaan tegangan rata-rata dan tegangan amplitudo cukup kecil), maka ke-4 diagram hampir sama (berimpit). Alternatif diagram Goodman seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.2 adalah yang paling banyak digunakan, dan diagram Goodman yang lama (asli) seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.3 dibawah ini, sekarang sudah tidak dipakai lagi.



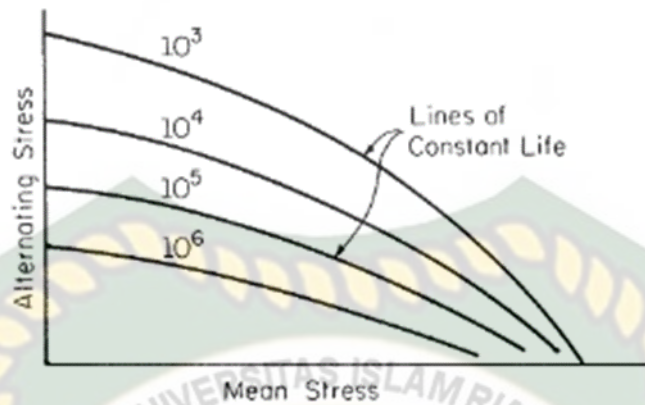
Gambar. 2.3 Diagram Goodman. (Shingley's, 2008).

Pengaruh dari tegangan siklik (SN) terhadap tegangan rata-rata atau sebaliknya, dapat terlihat pada diagram master seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.4 berikut ini.



Gambar 2.4 Diagram master baja AISI 4340 untuk menentukan pengaruh dari tegangan rata-rata pada kelelahan logam. (Shingley's, 2008)

Untuk melihat pengaruh tegangan siklik (SN) terhadap umur lelah pada kondisi $R=-1$ (tegangan siklik sama dengan tegangan amplitudo) dapat dilihat pula pada diagram Haigh berikut ini.



Gambar. 2.5 Diagram Haigh. (Shingley's, 2008)

Jika tegangan siklik atau tegangan amplitudo meningkat, maka umur lelah akan semakin menurun, begitu pula dari pengaruh meningkatnya tegangan rata-rata, maka akan menyebabkan penurunan umur kelelahan logam.

Persamaan grafik pada Gambar 2.2 dapat dilihat dengan persamaan pada Tabel 2.1 dan 2.2.

Tabel 2.1 Persamaan dan koordinat perpotongan pada kuadran ke-1 untuk Goodman dan kriteria kegagalan lainnya. (Shingley's, 2008)

Intersecting Equations	Intersection Coordinates
$\frac{S_a}{S_e} + \left(\frac{S_m}{S_{ut}}\right)^2 = 1$ Load line $r = \frac{S_a}{S_m}$	$S_a = \frac{r^2 S_{ut}^2}{2 S_e} \left[-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 S_e}{r S_{ut}}\right)^2} \right]$ $S_m = \frac{S_a}{r}$
$\frac{S_a}{S_y} + \frac{S_m}{S_y} = 1$ Load line $r = \frac{S_a}{S_m}$	$S_a = \frac{r S_y}{1 + r}$ $S_m = \frac{S_y}{1 + r}$
$\frac{S_a}{S_e} + \left(\frac{S_m}{S_{ut}}\right)^2 = 1$ $\frac{S_a}{S_y} + \frac{S_m}{S_y} = 1$	$S_m = \frac{S_{ut}^2}{2 S_e} \left[1 - \sqrt{1 + \left(\frac{2 S_e}{S_{ut}}\right)^2 \left(1 - \frac{S_y}{S_e}\right)} \right]$ $S_a = S_y - S_m, r_{crit} = S_a / S_m$
Fatigue factor of safety $n_f = \frac{1}{2} \left(\frac{S_{ut}}{\sigma_m} \right)^2 \frac{\sigma_a}{S_e} \left[-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \sigma_m S_e}{S_{ut} \sigma_a} \right)^2} \right] \quad \sigma_m > 0$	

Tabel 2.2 Persamaan dan koordinat perpotongan pada kuadran ke-1 untuk Gerber dan kriteria kegagalan lainnya. (Shingley's, 2008)

Intersecting Equations	Intersection Coordinates
$\frac{S_o}{S_u} + \frac{S_m}{S_{ut}} = 1$ Load line $r = \frac{S_o}{S_m}$	$S_o = \frac{r S_u S_{ut}}{r S_{ut} + S_u}$ $S_m = \frac{S_o}{r}$
$\frac{S_o}{S_y} + \frac{S_m}{S_y} = 1$ Load line $r = \frac{S_o}{S_m}$	$S_o = \frac{r S_y}{1 + r}$ $S_m = \frac{S_y}{1 + r}$
$\frac{S_o}{S_u} + \frac{S_m}{S_{ut}} = 1$ $\frac{S_o}{S_y} + \frac{S_m}{S_y} = 1$	$S_m = \frac{(S_y - S_u) S_{ut}}{S_{ut} - S_u}$ $S_o = S_y - S_m r_{crit} = S_o / S_m$
Fatigue factor of safety $n_f = \frac{1}{\frac{\sigma_o}{S_u} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}}}$	

2.3.1.2 Pengaruh Tegangan Amplitudo, σ_a

Seperti telah dijelaskan sebelumnya, tegangan amplitudo akan sangat berpengaruh terhadap umur kelelahan logam. Perkiraan kelelahan pada pembebanan yang kompleks atau variabel, seringkali didasarkan pada hukum kerusakan non linier (*linier damage rule*) yang pertama kali diajukan oleh Palmgren (1924) dan dikembangkan oleh Miner (1945) sehingga metoda ini dikenal dengan hukum Miner. Hukum ini tidak selalu sesuai dengan kenyataan, sehingga munculah berbagai alternatif yang lain seperti teori kerusakan non linier (oleh Collins), metoda perhitungan siklus (*cycle counting*) yaitu metoda perhitungan curah hujan rain flow counting (oleh Downing).

2.3.1.3 Pengaruh Frekuensi Pembebanan

Pengaruh frekwensi ini dapat dilihat pada pengujian kelelahan logam dengan frekwensi $\pm 500 \div 10.000$ siklus/menit, pada interval ini hampir tidak ada pengaruhnya terhadap kekuatan lelah materialnya. Sebagai contoh pada pengujian kelelahan baja dengan frekwensi $200 \div 5.000$ siklus/menit, tidak menunjukkan adanya pengaruh tersebut terhadap batas lelahnya, tetapi pengujian pada frekwensi 100.000 siklus/menit, maka batas lelahnya akan semakin meningkat (karena pada frekwensi tinggi, deformasi plastis yang terjadi tidak sebesar pada frekwensi rendah). Pengaruh frekwensi tersebut terjadi pula pada logam-logam non ferro.

2.3.1.4 Pengaruh Kondisi Material

Awal retak lelah terjadi dengan adanya deformasi plastis mikro, dengan demikian komposisi kimia dan struktur mikro material akan sangat mempengaruhi kekuatan untuk menahan terjadinya deformasi plastis sehingga akan sangat berpengaruh pula terhadap kekuatan lelahnya.

2.4. *Aluminium Alloy*

Pada penerbangan komersial, aluminium digunakan hampir 80% dari keseluruhan penggunaan material struktur. Material aluminium disini tentu berbeda dengan aluminium yang kita temui pada kehidupan sehari-hari pada peralatan dapur maupun dekorasi, aluminium untuk struktur pesawat terbang dipadu dengan beberapa bahan campuran (seperti tembaga, magnesium, seng dan mangan) yang dapat meningkatkan kekuatan, kekakuan serta ketangguhanya.

Adapun aluminium alloy yang sering digunakan pada pesawat terbang antara lain

1. Aluminium 2024-T3, T42, T351, T81 : Untuk tegangan tarik yang tinggi, ketangguhan tinggi serta karakteristik perambatan retak yang baik. T42 memiliki kekuatan yang lebih rendah dari T3. Sedangkan T81 digunakan untuk temperatur tinggi

2. Aluminium 2224-T3, 2324-T3 : memiliki kekuatan 8% lebih dari 2024-T3, ketangguhan dan ketahanan kelelahan lebih baik dari 2024-T3
3. Aluminium 7075-T6, T651, T7351 : Memiliki kekuatan lebih tinggi dari 2024, ketangguhan lebih rendah, digunakan untuk tegangan tarik yang tidak memerlukan ketangguhan tinggi. Memiliki karakteristik korosi yang baik
4. Aluminium 7079-T6 : Hampir sama dengan 7075, tetapi memiliki sifat potongan melintang yang lebih baik ($>3\text{in}$)
5. Aluminium 7150-T6 : 11% lebih kuat dari 7075-T6, karakteristik kelelahan dan ketangguhan lebih baik dari 7075-T6
6. Aluminium 7178-T6, T651 : Digunakan untuk beban tekan. Lebih kuat dari 7075, tapi tidak lebih tangguh.
7. Aluminium-lithium : 10% lebih ringan dan kaku dari aluminium alloy konvensional
8. PM aluminium : Lebih kuat, tangguh, tahan suhu tinggi serta tahan korosi dari aluminium alloy konvensional.

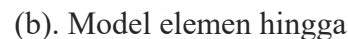
2.5. Metode Elemen Hingga

Perkembangan metode elemen hingga dimulai pada tahun 1940-an di bidang mekanika struktural hasil kerja dari Hrennikoff, McHenry, dan Newmark. Yang menggunakan elemen-elemen rangka (*truss*) dan balok (*beam*) untuk mencari titik berat di benda padat. Pada tahun 1943, Courant menyarankan interpolasi polinomial pada metode untuk memodelkan masalah putaran. Dengan munculnya komputer digital pada tahun 1950-an sehingga memudahkan para insinyur untuk menulis dan memecahkan persamaan kekakuan dalam bentuk matriks. Pada tahun 1956 Turner, Clough, Martin, dan Topp menerbitkan persamaan kekakuan matriks untuk balok, rangka, dan elemen lainnya. Kemajuan utama dalam teknologi komputer mencakup kemampuan perangkat keras komputer yang berkembang pesat, pemecahan matriks yang efisien dan akurat, dan grafis yang memudahkan dalam tahap pembuatan preprocessing dari model, termasuk automatic mesh, dan pada tahap postprosesin untuk

1. Kesalahan komputasional.

2. Kesalahan dalam diskritasi.

Sebagai contoh untuk kesalahan diskritasi, pertimbangan ketebalan konstan pada struktur pelat tipis dapat dilihat pada Gambar 2.6a dan pada Gambar 2.6b menunjukkan model elemen hingga.



Dari struktur dimana tiga titik, tegangan model, segitiga simplex yang digunakan. Tipe elemen ini memiliki cacat yang menciptakan dua masalah mendasar, elemen memiliki

sisi lurus yang tetap lurus setelah deformasi. Masalah pertama adalah model geometris yang melengkung, perlu di perhatikan bahwa model dengan kelengkungan yang tinggi tidak bagus untuk di meshing sedangkan model yang berlubang bisa dimeshing. Masalah kedua yang paling parah adalah tegangan yang terjadi di setiap struktur model selalu berubah, dan tegangan elemen konstan hanya terjadi pada bagian tengah elemen. Jadi hasil yang diprediksikan akan sangat buruk jika tidak meningkatkan jumlah elemen (kerapatan meshing).

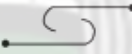
2.6. Geometri Elemen

Banyak bentuk geometri elemen yang digunakan dalam analisis elemen hingga. Berbagai elemen umum dalam kode perangkat lunak FEM, kode elemennya ada dalam beberapa kategori yaitu: elemen garis, elemen permukaan, elemen padat, dan elemen tertentu. Pada tabel 2.3 dijelaskan beberapa kategorinya.

Tabel 2.3 Tipe elemen hingga (Shingley's, 2008)

Element Type	None	Shape	Number of Nodes	Applications
Line	Truss		2	Pin-ended bar in tension or compression
	Beam		2	Bending
	Frame		2	Axial, torsional, and bending. With or without load stiffening.
Surface	4-node quadri-lateral		4	Plane stress or strain, axisymmetry, shear panel, thin flat plate in bending
	8-node quadri-lateral		8	Plane stress or strain, thin plate or shell in bending
	3-node triangular		3	Plane stress or strain, axisymmetry, shear panel, thin flat plate in bending. Prefer quad where possible. Used for transitions of quads.
	6-node triangular		6	Plane stress or strain, axisymmetry, thin plate or shell in bending. Prefer quad where possible. Used for transitions of quads.

Tabel 2.3 Lanjutan

Element Type	None	Shape	Number of Nodes	Applications
Solid†	8-node hexagonal (brick)		8	Solid, thick plate
	6-node pentagonal (wedge)		6	Solid, thick plate. Used for transitions.
	4-node tetrahedron (tet)		4	Solid, thick plate. Used for transitions.
Special purpose	Gap		2	Free displacement for prescribed compressive gap
	Hook		2	Free displacement for prescribed extension gap
	Rigid		Variable	Rigid constraints between nodes

tipe elemen pada tabel 2.3 ini hanya digunakan di metode elemen hingga pada analisis sturktural tidak semua elemen sesuai dengan derajat kebebasan.

2.7. Meshing

Jaringan elemen dan titik di suatu daerah model disebut mesh. Kerapatan mesh meningkat dengan banyaknya elemen yang ada pada model. Ketika mesh berubah disalah satu analisis model maka akan menghasilkan analisis

yang lebih baik, umumnya hasil analisis meningkat ketika kerapatan mesh di daerah tegangan tinggi. Tetapi tidak semuanya hasil selalu sama, ada tiga dasar untuk menghasilkan elemen mesh yaitu :

1. Mesh manual.

Metode ini dengan cara membuat elemen mesh dengan cara manual sehingga waktu yang dibutuhkan cukup lama dan memodifikasi mesh sangat susah. Dengan beberapa perangkat lunak elemen hingga pun grafisnya tidak akan berubah, akibatnya filenya mungkin tidak compatible satu sama lain.

2. Semi otomatis mesh

Selama bertahun-tahun algoritma komputer telah dikembangkan yang memungkinkan mesh model secara otomatis dengan menggunakan batas-batas yang telah ditentukan.

3. Mesh otomatis

Penyempurnaan mesh otomatis memiliki tujuan secara signifikan untuk mengurangi waktu preprocessing. Ketika batas dari struktur di temukan tanpa menggunakan semi otomatis mesh maka daerah tersebut akan di katakana tipe satu elemen.

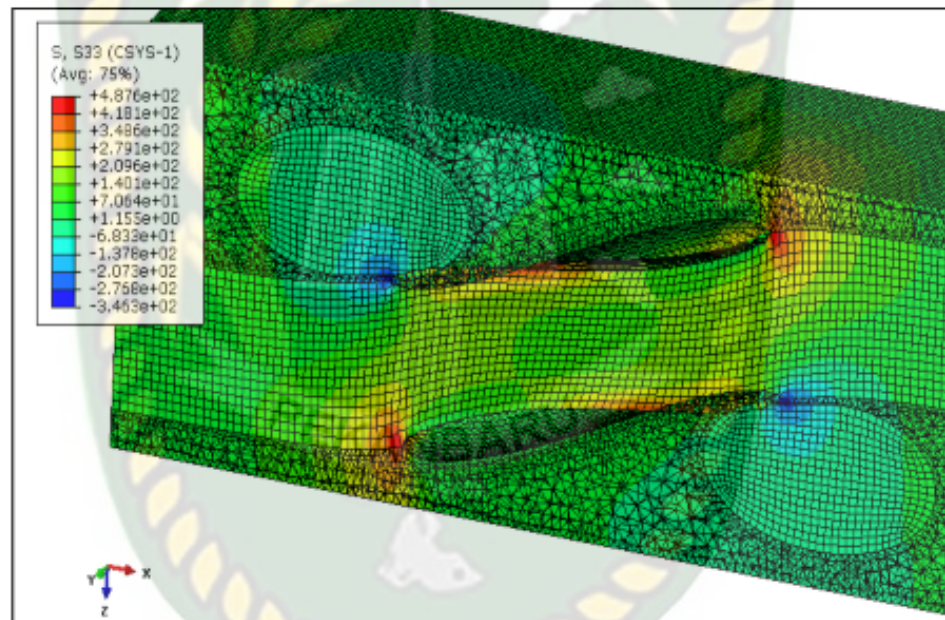
Program otomatis mesh dapat memperkirakan kesalahan pada solusi elemen hingga, dari kesalahan tersebut mesh secara otomatis merevisi dan menganalisis ulang. Proses ini terus mengulang sampai hasil kriterianya terpenuhi. Kembali pada Gambar 2.5 batas dari struktur ditunjukkan pada Gambar 2.5a, batas-batas ini diautomatisasikan seperti ditunjukkan pada Gambar 2.7b, dimana 294 elemen dan 344 titik yang dihasilkan. *Fenite-element* kemudian menganalisa defleksi tegangan maksimum *von misses* seperti yang di tunjukkan pada Gambar 2.7c sebesar 4110,4 psi. Model ini kemudian di otomatisasikan dengan kepadatan mesh yng lebih tinggi seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.7d dimana model memiliki 1008 elemen dan 1096 titik, hasil yang ditunjukkan di Gambar 2.6e dimana tegangan maksimum *von Misses* sebesar 4184,9 psi, hanya 1,8 persen lebih besar. Ketika konsentrasi tegangan didapat, maka mesh perlu ditingkatkan untuk mendapatkan hasil yang optimal, kesalahan pada mesh dapat

berpengaruh pada visualisasi model dan konsentrasi tegangan juga, pada Gambar 2.7 menunjukkan visualisaii mesh pada elemen hingga.



Gambar 2.7 Mesh otomatis pada model plat tipis. (a) batas model. (b) automesh 294 elemen dan 344 titik. (c) terjadi cacat (skala tinggi) dengan kontur tegangan. (d) automesh dengan 1008 elemen dan 1096 titik. (e) terjadi cacat (skala tinggi) dengan kontur tegangan. (Shingley's, 2008).

Bila serat meshing dengan elemen hexahedral dan matriks dengan elemen tetrahedral, terdapat perbedaannya terletak di kepadatan mesh pada antarmuka yang menyebabkan ikatan pembatas yang tidak cocok. Kendala yang terjadi antara serat pembatas dan permukaan matriks dapat menyebabkan hasil yang buruk bisa dilihat pada Gambar 2.8 dimana celah terbentuk diantara matriks dan garis selama analisis, bukan hanya kedua permukaan yang memiliki perpindahan yang sama. Kemungkinan untuk menyelesaikan masalah meshing ini baik untuk matriks dan serat adalah dengan menggunakan tipe elemen yang sama atau menggunakan elemen kohesif di antarmuka.



Gambar 2.8 Perubahan posisi permukaan matriks. (Ferri Aliabadi, 2010)

Posisi yang paling bermasalah adalah dimana dua atau lebih garis di bagian atas dan di bagian bawah RVE dimana tepinya running sehingga sulit atau hampir tidak mungkin untuk menghasilkan mesh hexahedral dengan kualitas baik. Gambar menunjukkan solusi yang mungkin terjadi dimana celah antar garis diisi dengan bahan matriks.

2.8. *Finite Element Analysis* Menggunakan ANSYS

Konsep dasar finite element analisis adalah mendiskretisasi atau membagisuatu struktur menjadi bagian-bagian yang lebih kecil yang jumlahnya berhingga, kemudian melakukan analisis gabungan terhadap elemen – elemen kecil tersebut. Tujuan dari finite element analisis adalah untuk memperoleh nilai pendekatan numerik sehingga dapat diselesaikan dengan bantuan komputer, maka Finite Element Analisis (FEA) dikatakan bersifat *computer oriented* (Moaveni, Saeed ,2008), pada Gambar 2.9 adalah model mesh yang diperoleh dengan menggunakan ANSYS.



Gambar 2.9 model dari *connecting rod* menggunakan ANSYS *finite-element Software*. (ANSYS *Workbench user*, 2017)

Saat ini penggunaan Finite Element Analisis untuk menghitung dan mensimulasikan model dengan bantuan komputer mengalami perkembangan yang sangat pesat. Hal ini dikarenakan perkembangan hardware komputer yang sangat pesat pula sehingga

mendukung proses perhitungan dengan metode numerik. Program FEA yang berkembang pesat serta banyak digunakan untuk melakukan analisis struktur adalah software ANSYS. **ANSYS WORKBENCH** dapat melakukan beberapa macam tipe simulasi yang berbeda seperti: struktural, thermal, mekanika fluida, analisa elektromagnetik, dll atau bahkan gabungan analisis seperti thermal dengan struktur atau lainnya sehingga lebih sering dikenal dengan *Finite Element Multyphasic*.

Program ANSYS memiliki dua tingkatan dasar yang ditunjukkan saat awal memulai ansys: tingkat awal dan tingkat prosesor. Dari tingkatan ini, kita dapat memasukkan salah satu prosesor ANSYS. Prosesor merupakan kumpulan dari fungsi dan rutin untuk melayani tujuan-tujuan tertentu. Tugas file dapat dihapus dari database atau diubah dari tingkat awal.

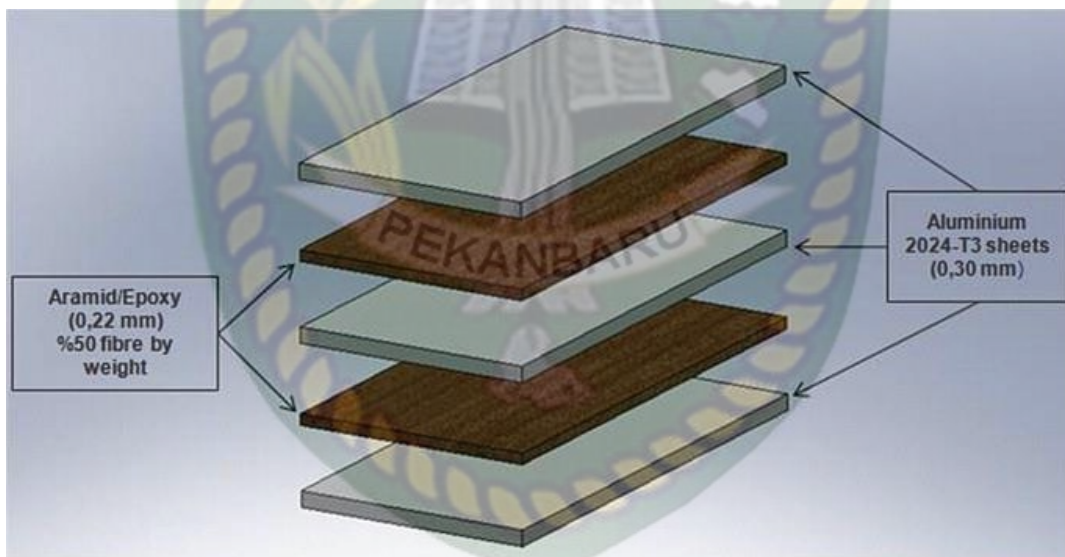
Terdapat tiga prosesor yang paling sering digunakan:

1. *Preprocessor*, yang berisi perintah – perintah yang di butuhkan untuk membangun model yakni : Mendefinisikan, tipe dan pilihan elemen, Mendefinisikan konstanta real elemen, Mendefinisikan sifat material, Membuat model geometri, Mendefinisikan meshing kontrol, Mesh Model yang dibuat
2. *Prosesor (SOLUSI)*, memiliki perintah yang memungkinkan untuk menerapkan kondisi batas dan pembebanan. Misalnya pada masalah struktural, dapat ditentukan kondisi batas perpindahan dan kekuatan, atau untuk masalah perpindahan panas, dapat ditentukan batas suhu permukaan atau konvektif. Setelah semua informasi yang dibuat tersedia untuk prosesor solusi , pemecahan solusi dapat di lakukan. Dalam solusi terkait dengan analisis yang dilakukan sekarang, maka yang ditampilkan adalah solusi untuk deformasi, Equivalent von-misses stress, dan safety faktor.
3. *Postprocessor*, berisi perintah-perintah yang memungkinkan untuk mengurut dan menampilkan hasil analisis yaitu: membaca data hasil dari prosesor, membaca hasil elemen data, plot hasil, menampilkan daftar hasil.

2.9. Lapisan serat logam

Bahan logam seperti paduan aluminium dan serat komposit memiliki potensi meningkatkan efektifitas biaya dari struktur, tapi material ini memiliki kelebihan dan kekurangan seperti buruk dalam kelelahan adalah sifat paduan aluminium dan buruk terhadap *impact* adalah sifat komposit. Pada akhir tahun 70-an, gagasan untuk menggunakan dua bahan itu untuk bahan struktural komposit hibrida untuk mengatasi sebagian besar kelemahan kedua material tersebut terjadi di *Delft University*.

Fibre Metal Laminates (FMLs) adalah struktur komposit hybrid berdasarkan lembaran tipis paduan logam dan lapisan material polimer digabungkan untuk mendapatkan kelebihan masing-masing material. Dua varian dikembangkan untuk mendapatkan sifat tahan lelah yaitu : ARALL mengandung serat aramid dan GLARE mengandung serat kaca seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.10.



Gambar 2.10 variant material yang digunakan di FMLs (Bothelo, 2006)

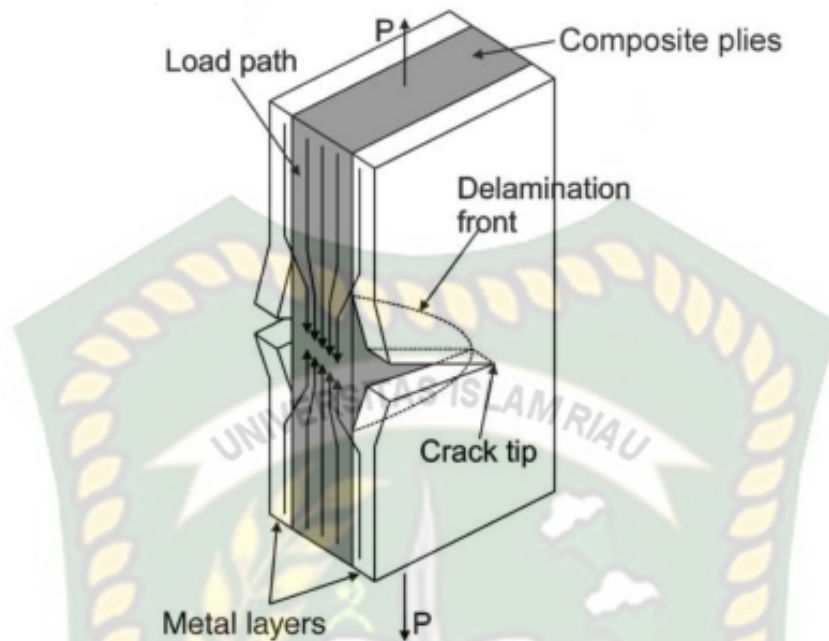
FMLs memiliki keuntungan dari logam dan diperkuat dengan serat komposit, yang memiliki sifat mekanik yang superior pada lamina konvensional yang hanya terdiri lamina bertulang atau paduan aluminium monolithic dan berat berkurang. Kerugian utama dari pemakaian serat logam lamanya penyembuhan dalam matriks polimer,

lamanya waktu yang dibutuhkan untuk produksi dan harga yang mahal untuk FMLs. ARALL dan GLARE sekarang digunakan di struktur pesawat terbang. FMLs sukses dikenalkan di Airbus A380 pada Gambar 2.11 menunjukkan spesifikasi pada A380 Airbus.



Gambar 2.11 Spesifikasi logam/fiber di pesawat terbang A380 Airbus .
 (Bothelo, 2006)

Salah satu yang paling penting dalam perencanaan struktur pesawat terbang adalah memerhatikan retakan dipermukaan yang diakibatkan oleh kelelahan yang diketahui dengan cara pemeriksaan tertentu dimana panjang retakan maksimum mencapai batas kritis kegagalannya. FMLs memberikan perbaikan dalam hal ini. Sifat dari kelelahan dari FMLs yang baik karena adanya serat tertutup. Kerusakan akan terjadi pada lapisan logam yang dilapisi komposit. Kekosongan yang terjadi antara lapisan logam dan komposit akan mengakibatkan terjadinya retakan. Retakan yang terjadi di lembaran serat secara signifikan akan mengurangi beban yang di terima di sekitar ujung retakan pada lembaran aluminium yang dapat dilihat pada Gambar 2.12.

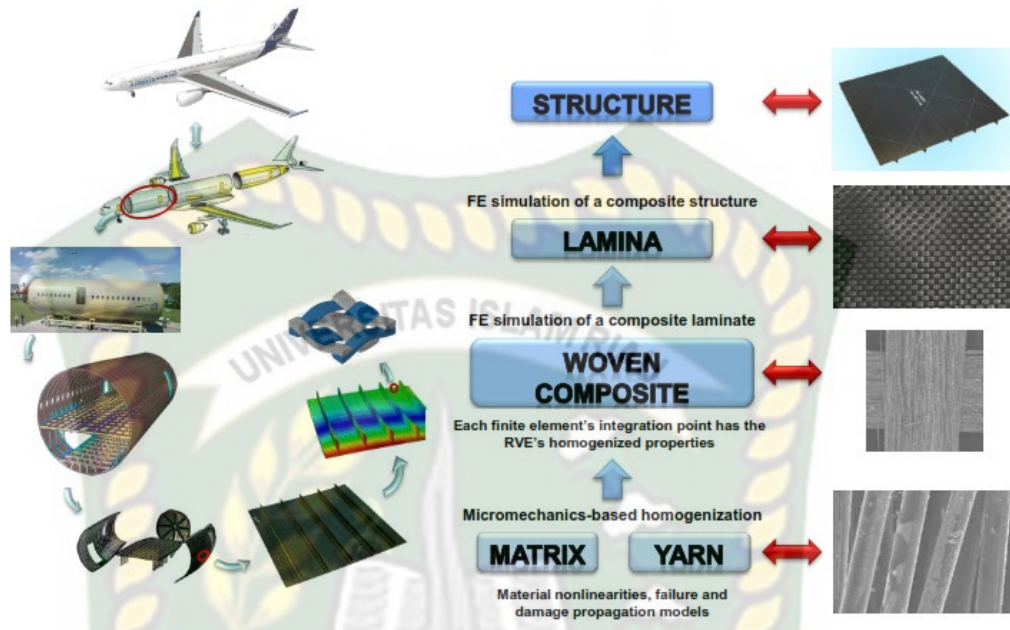


Gambar 2.12 Lapisan logam dan lembaran komposit dalam menerima beban
(Thomas Beumler,2009)

Kekosongan yang terjadi antara lapisan logam dan komposit akan mengakibatkan terjadinya retakan. Lembaran komposit yang menyatu utuh akan menjadi jalan untuk beban dan akan mengganti retakan yang diterima dari lembaran logam, secara efektif akan menahan retakan dari efek langsung beban yang didapat.

Terbentuknya retakan terjadi pada lapisan aluminium yang berada dekat dengan Glare. Tekanan yang sama di lapisan aluminium akan memiliki life yang sama. Kurva S-N dengan tekanan sebenarnya pada lapisan aluminium menunjukkan titik retaknya. Retakan diasumsikan menyebar melalui lapisan aluminium, sementara lapisan serat tetap utuh. Tahap perambatan retakan sangat signifikan pada FML dibandingkan aluminium monolitik.

2.10. Modeling dari komposit modern



Gambar 2.13 Definisi dari tingkat hirarkis (Bothelo, 2006)

Metode homogenisasi ini adalah untuk menentukan dengan jelas atau meyeluruh sifat material dan akan memungkinkan melakukan pergantian dengan bahan homogen yang lebih sederhana. Pada Gambar 2.13 menunjukkan pemakaian komposit pada tingkat hirarkis secara komputasi.

Metode homogenisasi bisa jadi dikategorikan :

- Analitis
- Numerik
- Komputasi

Suquet (1985) menciptakan skema homogenisasi empat langkah :

- Definisi dari mikrostruktur RVE yang mana perilaku konstitutif dari konstituen individu di asumsikan diketahui;
- Definisi kondisi batas mikroskopik dari variabel input makroskopik dan aplikasinya di VE (transisi makro ke mikro)

3. Perhitungan hubungan (numerik) antara variable mikroskopik input dan output.

2.11. Pengertian Komposit

Kata komposit (composite) merupakan kata sifat yang berarti susunan atau gabungan. Komposit berasal dari kata kerja “to compose” yang berarti menyusun atau menggabung. Jadi secara sederhana bahan komposit berarti bahan gabungan dari dua atau lebih bahan yang berlainan. Dalam hal ini gabungan bahan ada dua macam :

- a. Gabungan makro :
 - Bisa dibedakan secara visual.
 - Penggabungan lebih secara fisis dan mekanis.
 - Bisa dipisahkan secara fisis dan mekanis.
- b. Gabungan mikro :
 - Tidak bisa dibedakan secara visual.
 - Penggabungan ini lebih secara kimia.
 - Sulit dipisahkan, tetapi dapat dilakukan secara kimia.

Karena bahan komposit merupakan bahan gabungan secara makro, maka bahan komposit dapat didefinisikan sebagai suatu sistem material yang tersusun dari campuran / kombinasi dua atau lebih unsur-unsur utamanya yang secara makro berbeda di dalam bentuk dan atau komposisi material pada dasarnya tidak dapat dipisahkan. (Schwartz, 1984).

Material komposit terdiri dari dua buah penyusun yaitu *filler* (bahan pengisi) dan matrik. Adapun definisi dari keduanya adalah sebagai berikut:

1. *Filler* adalah bahan pengisi yang digunakan dalam pembuatan komposit, biasanya berupa serat atau serbuk. serat yang sering digunakan dalam pembuatan komposit antara lain serat E-Glass, Boron, Carbon dan lain sebagainya. Bisa juga dari serat alam antara lain serat kenaf, jute, rami, cantula dan lain sebagainya.

2. *Matrik*, menurut Gibson R.F, (1994) mengatakan bahwa matrik dalam struktur komposit bisa berasal dari bahan polimer, logam, maupun keramik. Matrik secara umum berfungsi untuk mengikat serat menjadi satu struktur komposit. Matrik memiliki fungsi :
 - a. Mengikat serat menjadi satu kesatuan struktur
 - b. Melindungi serat dari kerusakan akibat kondisi lingkungan
 - c. Mentransfer dan mendistribusikan beban ke serat
 - d. Menyumbangkan beberapa sifat seperti, kekakuan, ketangguhan dan tahanan listrik.

Material komposit mempunyai beberapa keuntungan diantaranya (Schwartz, 1997) :

1. Bobot ringan
2. Mempunyai kekuatan dan kekakuan yang baik
3. Biaya produksi murah
4. Tahan korosi

Secara garis besar komposit dapat diklasifikasikan menjadi 4 macam (Jones, 1999), yaitu:

1. Fibrous composites materials
2. Laminated composites materials
3. Particulate composites materials
4. Kombinasi dari ketiga tipe di atas

2.12. *Laminated Composites Material*

Terdiri sekurang-kurangnya dua lapis material yang berbeda dan digabung secara bersama-sama. Laminated composite dibentuk dari dari berbagai lapisan-lapisan dengan berbagai macam arah penyusunan serat yang ditentukan yang disebut laminat. Yang termasuk Laminated composites (komposit berlapis) yaitu :

1. *Bimetals*
2. *Cladmetals*
3. *Laminated Glass*

4. *Plastic-Based Laminates*

2.13. *Fibrous Composite Material*

Terdiri dari dua komponen penyusun yaitu matriks dan serat. Skema penyusunan serat dapat dibagi menjadi 3 seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.14.



Gambar 2.14 Skema penyusunan serat. (a) *Continuous Fibres*, (b) *Discontinuous Fibres*, (c) *Random Discontinuous Fibres*. (Thomas Beumler, 2009)

2.14. *Particulate Composite Material*

Particulate composite material (material komposit partikel) terdiri dari satu atau lebih partikel yang tersuspensi di dalam matriks dari matriks lainnya. Partikel logam dan non-logam dapat digunakan sebagai matriks. Empat kombinasi yang dapat digunakan sebagai matriks komposit partikel:

1. Material komposit partikel non-logam di dalam matriks non-logam
2. Material komposit partikel logam di dalam matriks non-logam
3. Material komposit partikel non-logam di dalam matriks logam
4. Material komposit partikel logam di dalam matriks logam

2.15. Penggunaan Serat Karbon pada Pesawat

Benang karbon adalah komposisi dari ribuan serat karbon yang sangat tipis. Serat-serat ini memiliki ketebalan sekitar 5-10 mikron. Serat karbon terbuat dari serat akrilik yang dikarbonisasi melalui pirolisis pada suhu hingga 3000 ° C. Serat karbon terdiri dari kristal karbon memanjang, yang berorientasi sejajar dengan sumbu serat. Serat karbon ditandai dengan peregangan yang sangat kecil sebelum serat karbon pecah (biasanya 1,5% - 2,5%).

Serat karbon ini digunakan sebagai bahan penguat dalam kombinasi dengan resin sintetis untuk produksi komposit yang sangat kuat dan ringan, juga disebut Fiber Reinforced Plastics. Serat karbon banyak digunakan di bagian komposit (mesin): ringan namun sangat kuat. Sifat penting dari material komposit karbon adalah:

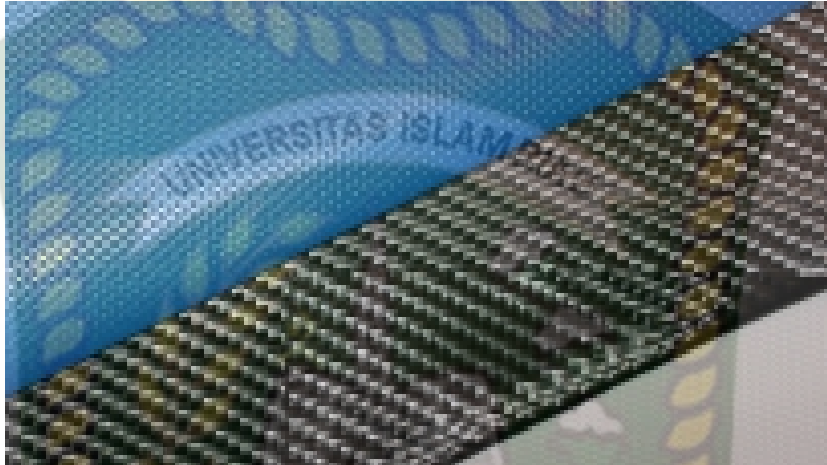
1. Tidak mengoksidasi di bawah pengaruh air dan oksigen.
2. Memiliki kerapatan yang jauh lebih rendah daripada baja.
3. Kekuatan tarik tinggi,
4. Kekakuan tinggi (modulus tarik).
5. Ketahanan suhu tinggi.
6. Elektrik konduktif dan memiliki koefisien ekspansi rendah.

Sifat-sifat ini membuat komposit serat karbon sangat cocok untuk aplikasi dimana membutuhkan berat yang rendah, kekuatan tinggi dan kekakuan tinggi diperlukan. Bagian serat karbon dapat dipakai diberbagai penggunaan aplikasi struktural dan non-struktural seperti penerbangan, otomotif, perkapalan, dan lainnya. Beberapa contoh komposit yang dipakai :

1. *Carbon Fibre PREPREG*

Prepreg adalah istilah umum untuk lembaran penguatan yang **PREimPREGnated** dengan sistem resin, diapit di antara dua lapisan foil pelindung. Sistem resin ini (biasanya epoxy) sudah termasuk system penyembuh. Pada suhu kamar sistem resin ini menunjukkan reaktivitas rendah tetapi pada suhu tinggi itu menjadi lebih dan lebih reaktif. Ini memberikan kemungkinan untuk menyimpan bahan Prepreg

pada suhu rendah (atau bahkan dalam *freezer*) untuk waktu yang lebih lama. Bahan prepreg karbon sepenuhnya siap untuk dimasukkan ke dalam cetakan tanpa penambahan resin cair lagi. Untuk menyembuhkan laminasi perlu menggunakan kombinasi tekanan dan panas pada Gambar 2.15 adalah model karbon prepreg.



Gambar 2.15 Model karbon Prepreg
(*Aviation Week & Space Technology*, 2013)

Keuntungan material prepreg karbon dibandingkan dengan metode hand lay-up adalah:

- Material prepreg memberikan sifat kekuatan maksimum karena rasio resin yang dikontrol.
- Pemakaian produk yang bisa berulang kali.
- Ramah lingkungan
- Proses penyembuhan yang cepat

Kekurangan material karbon prepreg adalah :

- Harga untuk material prepreg sangat mahal
- Umur pemakaian yang rendah rata-rata sekitar 1 tahun.
- Dibutuhkan panas dan tekanan yang stabil untuk pemulihan.

2. *Carbon woven fabrics*

Carbon woven fabrics memiliki kekuatan tarik tinggi, kekakuan tinggi (modulus), berat yang rendah, konduktivitas listrik, ketahanan suhu tinggi dan ekspansi termal rendah. Sifat-sifat tak tertandingi ini telah membuat *Carbon woven fabrics* menjadi favorit di industri komposit saat ini.

Serat karbon yang dikombinasikan dengan resin matrik atau bahkan epoxy resin, dapat diterapkan dalam berbagai macam produk dimana beban rendah sangat perlu digunakan dan dikombinasi dengan kekuatan dan kekakuan yang tinggi. Penggunaan *Carbon woven fabric* ini biasanya diterapkan di automotive, bagian dari komponen penerbangan, konstruksi industrial dan lain-lain, pada Gambar 2.16 adalah model dari *Carbon woven fabrics*.



Gambar 2.16 Model *Carbon woven fabrics*
(*Aviation Week & Space Technology*, 2013)

2.16. Umur Pesawat Terbang

Dalam hal umur material, pembahasan berorientasi pada airframe. Prinsip utama yang dipakai adalah teori kelelahan material. Biasanya logam *aluminum alloy* sering digunakan, karena dalam satu cycle operasi : take-off—flight—landing, airframe tidak mengalami beban yang statis. Beban dinamis menghasilkan fatigue yang

berujung pada kerusakan material pada beban yang jauh dibawah maksimum. Meskipun pesawat sipil terbang selama berjam-jam variasi beban terbesar sebenarnya terjadi saat take-off dan landing. Jadi faktor terpenting adalah flight cycle (jam terbang juga berpengaruh namun usia fisik sama sekali tidak relevan). Artinya sebuah pesawat sipil dengan 20000 jam terbang yang hanya diakumulasi dari penerbangan jarak jauh akan memiliki usia yang lebih muda daripada pesawat sipil sejenis sama dengan katakanlah 10000 jam terbang yang diakumulasi dalam penerbangan jarak pendek.

Usia mesin pesawat terbang tidak identik dengan usia pesawat karena mesin dapat diganti dengan mudah. Dalam satu tahun sebuah airliner dapat saja beroperasi dengan menggunakan 2 atau lebih mesin. Biasanya dalam situasi semacam ini mesin-mesin tsb di lease terpisah dari pesawat terbang. Berbeda dengan airframe, metal fatigue untuk mesin biasanya datang dari putaran tinggi (turbine, kompressor dan fan) atau pun osilasi dalam proses pembakaran (kombustor) yang juga dipengaruhi oleh *flight cycle*.

2.17. Proses dan Tahapan Perambatan Retak

Awal retak terbentuk pada daerah slip. Yang pertumbuhan retaknya secara kriptografi terorientasi sepanjang bidang slip dalam jarak pendek. Inilah perambatan retak tahap pertama. Arah perambatan retak secara mikroskopik menjadi normal atau tegak lurus terhadap tegangan Tarik. Inilah perambatan retak tahap kedua yang dinyatakan sebagai umur perambatan retak. Siklus pengintian dan perambatan retak ini bergantung pada tegangan yang di alami. Bila tegangan naik maka fase pengintian retak akan turun. Tand apenjalaran retakan sendiri di tandai oleh beach mark, yang mengarah tegak lurus dengan tegangan Tarik dan setelah menjalar sedemikian hingga penampang yang tersisa tidak mampu lagi menahan beban yang bekerja hingga terjadi kegagalan. Tanda lain adalah Ratchet marks terjadi bila lebih dari satu lokasi awal retak. Ratchet marks merupakan pertemuan beach marks dari satu lokasi awal retak dengan beach marks lainnya. Luas daerah tahap penjalaran dan akhir secara kuantitatif dapat

menunjukkan besarnya tegangan yang bekerja. Jika penjararan lebih besar dari tahap akhir maka tegangan relative rendah dan sebaliknya.

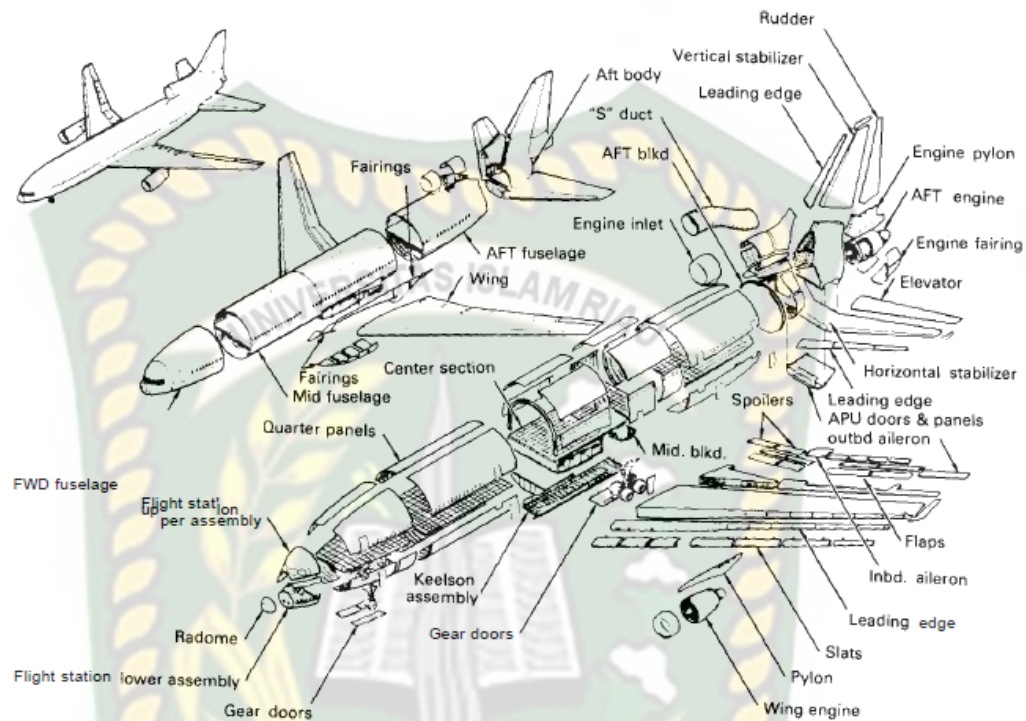
Pada intinya retak dipermukaan (*Initial crack stage*) yang diikuti perambatan retak akibat tegangan geser (*Micro crack growth stage*). Selanjutnya retak akan terus merambat akibat dominasi tegangan tarik (*Macro crack growth stage*) sampai sisa penampang komponen tidak mampu lagi mendukung tegangan kerja __ dan akhirnya patah (*Final fracture*). Jadi teori ini menyatakan bahwa mekanisme patah lelah terdiri dari tahapan pembentukan retak dan tahapan perambatannya. analisis tahapan perambatan retak dapat dilaksanakan melalui metode *Fracture Mechanics* Akibat yang di Timbulkan, dari pembahasan sebelumnya dapat kita ketahui bagaimana perambatan retak dan tahapannya maka kita juga tahu bahwa retak merupakan awal kecil pada suatu material yang mengalami pembebanan berulang – ulang yang akhirnya akan menyebabkan suatu ketidakmungkinan bagi material tersebut menerima beban yang lebih dan akhirnya menimbulkan kelelahan dan patah.

2.18. Geometri Pesawat Terbang

Pesawat udara secara sederhana memiliki bagian utama antara lain : *Fuselage*, Sayap, Ekor, dan Landing Gear.

1. *Fuselage* adalah kabin dan atau kokpit, yang berisi kursi penumpang dan pengendali pesawat. Sebagai tambahan, *fuselage* juga bisa terdiri dari ruang kargo dan titik-titik penghubung bagi komponen utama pesawat dengan peralatan penting yang lainnya. Beberapa pesawat menggunakan struktur open truss yang berbentuk tabung baja atau aluminium. Kekuatan dan kekompakan struktur dibangun melaluia pengelasan tabung secara komprehensif membentuk truss, yang berbentuk sarang dengan batang-batang longerons,

batang diagonal dan vertical pada Gambar 2.17 menunjukkan struktur pesawat secara keseluruhan.



Gambar 2.17 Struktur Pesawat Secara keseluruhan
(Airframe Structural Design, Michael Shun-Yung Niu,1995)

Untuk mengurangi beratnya maka pesawat kecil menggunakan tabung aluminium alloy yang di sambung dengan rivet atau di sekrup menjadi satu bagian yang membentuk kerangka pesawat yang kokoh. Dengan perkembangan teknologi, perancang pesawat melapisi batang-batang truss sehingga pesawat lebih streamline, dan efisien dengan cara memanfaatkan kulit luar berfungsi mendukung semua atau sebagian dari beban yang ditanggung oleh pesawat bahkan pesawat modern telah menggunakan struktur kulit yang diperkuat yang dikenal dengan nama konstruksi monocoque atau semi-monocoque.

2. Wing (Sayap), merupakan airfoil yang disambungkan di masing-masing sisi *fuselage* dan merupakan permukaan yang mengangkat pesawat di udara. Setiap rancangan sayap harus memenuhi kebutuhan dari kinerja yang diharapkan untuk pesawat tertentu, bagaimana sayap dapat membuat gaya angkat (*lift*). Sayap memiliki fungsi menanggung beban dan melakukan penyeimbangan badan ketika pesawat melakukan perjalanan. Bagian dari sayap yang penting adalah 2 tipe komponen pengendali yang disebut aileron (kemudi guling) dan *flap*. *Aileron* (kemudi guling) bekerja dengan gerakan yang berlawanan membuat gaya aerodinamis yang mengakibatkan pesawat dapat berguling ke kiri atau ke kanan. Sedangkan *flap* biasanya berada di dekat *fuselage* ke arah luar sampai tengah-tengah sayap. *Flap* biasanya berada dalam posisi sama dengan permukaan sayap disaat pesawat sedang menjelajah. Namun ketika kecepatan diturunkan untuk melakukan pendaratan, maka *flap* bergerak dengan arah yang sama ke bawah, untuk menambah gaya angkat sayap pada waktu lepas landas dan mendarat. Sayap mempunyai komponen yang terdiri dari : *Spar*, *Rib*, *Wire*, dan *Wing Cover*. *Spar* berfungsi menahan *Stress (Sharing)* dan sebagai Fuel Tank. *Rib* merupakan bagian dari konstruksi sayap dengan posisi melintang terhadap *spar*, membentuk airfoil dan berfungsi memberi bentuk, strength & rigidity, menempelnya skin dan menyalurkan *stress*. *Wing Cover* adalah komponen penutup sayap yang berfungsi membuat aerodinamika pesawat berada keadaan baik.
3. *Empennage* merupakan bagian ekor dari pesawat yang memiliki bagian vertical stabilizer dan horizontal stabilizer. Sedangkan permukaan yang bergerak termasuk rudder, elevator, dan satu atau lebih trim tab. *Empennage* merupakan satu kesatuan dari horizontal stabilizer yang dapat berputar di pusat engselnya, menyebabkan beban aerodinamis di ekor dan menyebabkan hidung pesawat bergerak naik.

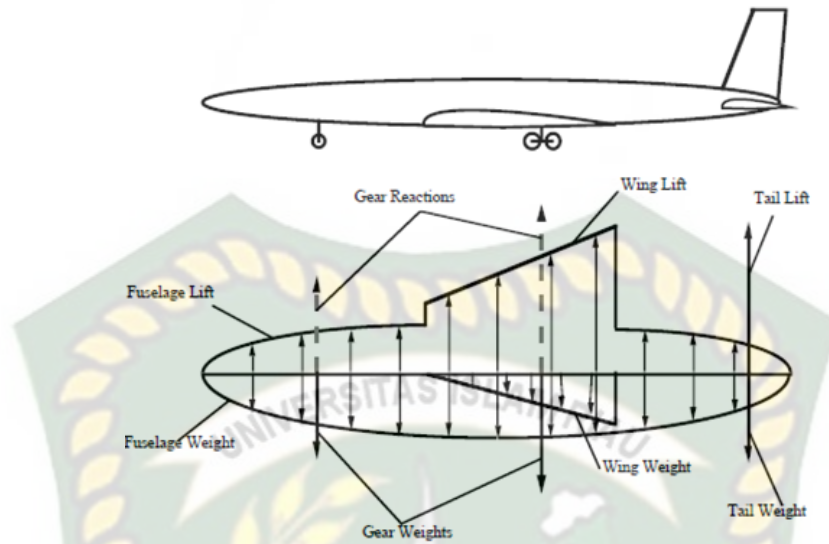
4. *Landing gear*/ roda pesawat adalah penopang utama pesawat pada waktu parkir, taxi (bergerak di darat), lepas landas atau pada waktu mendarat, terdiri dari roda dan batang penyangga. Landing gear terdiri dari 3 roda, dua roda utama dan roda ketiga yang bisa berada di depan atau di belakang pesawat. Landing gear yang memakai roda dibelakang disebut *conventional wheel*. Jika roda ketiga bertempat di hidung pesawat, ini disebut *nosewheel*, dan rancangannya disebut *tricycle gear*. *Nosewheel* atau *tailwheel* yang dapat dikemudikan membuat pesawat dapat dikendalikan pada waktu beroperasi di darat. Setelah teknologi berkembang, perancang pesawat mulai melapisi batang-batang truss untuk membuat pesawat lebih streamline, dan meningkatkan kinerja.
5. *Skin* atau Kulit Pesawat udara pada pesawat modern menggunakan struktur kulit yang diketatkan (*stressed*) yang dikenal dengan nama konstruksi monocoque atau semi-monocoque. Konstruksi monocoque yang sebenarnya terdiri dari kulit (*Skin*), *former* (pembentuk) dan *bulkhead* (penahan). *Former* dan *bulkhead* memberi bentuk pada *fuselage*. Karena tidak ada kerangka maka kulit haruslah cukup kuat untuk menjaga kepadatan/kekuatan *fuselage*. Sistem semi-monocoque menggunakan sub-struktur dimana kulit pesawat ditempelkan. Sub-struktur ini, yang terdiri dari *bulkhead* dan *former* terbuat dari berbagai ukuran dan kerangka, memperkuat kulit pesawat dengan menyerap sebagian dari gaya beban dari *fuselage*. Ada pembatas tahan-api di antara bagian belakang mesin dengan kokpit atau kabin untuk melindungi penerbang dan penumpangnya dari api akibat kecelakaan. Pembatas inilah yang disebut dengan *firewall* dan biasanya dibuat dari material tahan panas seperti baja.
6. Rudder tersambung di bagian belakang dari vertical stabilizer. Selama penerbangan, rudder digunakan untuk menggerakkan hidung pesawat ke kanan dan ke kiri. Rudder digunakan bersama dengan aileron untuk belok selama penerbangan. Sedangkan elevator yang terpasang di bagian belakang horizontal

stabilizer digunakan untuk menggerakkan hidung pesawat naik dan turun selama penerbangan. Trim tab berukuran kecil dan bagian yang dapat digerakkan dari trailing edge-nya kemudi. Trim tab yang dapat digerakkan dari kokpit mengurangi tekanan pada kemudi. Trim tab dapat terpasang pada aileron, rudder dan/atau elevator.

2.19. Beban kritis yang terjadi pada bagian pesawat

1. *Fuselage*

Pembebanan *fuselage* ditentukan berdasarkan titik tekan sepanjang kendaraan. Ada tiga jenis beban di pesawat terbang yang perlu dipertimbangkan yaitu : akselrasi longitudinal, tekanan tangki, dan mome lentur. Ketiga jenis beban yang diasumsikan terjadi secara bersamaan untuk menentukan beban tekan dan tarik maksimum pada serat kulit terluar di setiap titi. Beban lentur yang diterima pada badan pesawat diperoleh dengan simulasi gerakan putaran selama manuver *quasistatic pull-up*, pendaratan, dan bergerak saat lepas landas. Model pesawat sederhana diasumsikan : (1) kekuatan angkat pesawat (secara nominal nol untuk kendaraan *subsonic*) didistribusikan secara merata di daerah *fuselage*, (2) beban di sayap, ditentukan secara independen, yang ditransfer oleh beberapa gaya vertikal dan torsi melalui struktur dalam sayap, (3) berat badan pesawat didistribusikan secara merata lebih dari volume pesawat, (4) gaya kontrol permukaan dan reaksi landing gear adalah beban titik, dan (5) berat sistem propulsi, jika dipasang pada badan pesawat, terdistribusi merata. Faktor keamanannya (nominal 1.5) diterapkan disetiap beban, secara satu dimensi model beban dapat di lihat di Gambar 2.18.

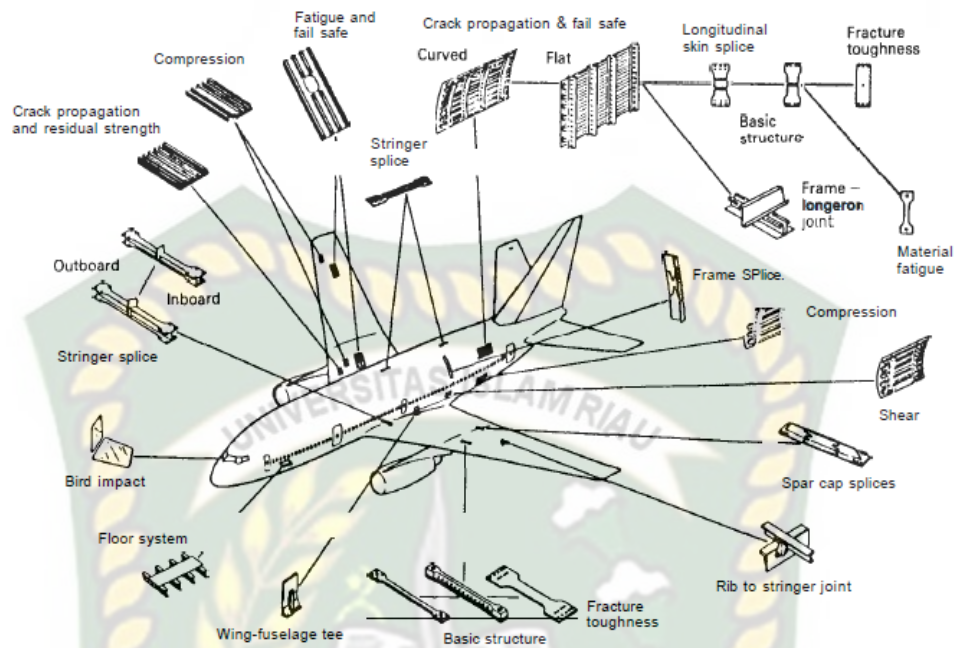


Gambar 2.18 Model Beban
 (NASA Technical, 1996)

Seluruh gaya angkat yang terjadi pada *Fuselage* di asumsikan linier dari sudut serang. Momen lentur longitudinal dihitung untuk masing-masing dari tiga pembebanan dan nilai maksimum yang diambil sebagai kondisi desain beban.

2. Sayap

Untuk sayap, hanya kondisi manuver saat mengangkat sehingga faktor beban perlu diperhatikan. Dari ujung sayap sampai sambungan sayap pada *fuselage*, beban angkat, pusat tekan, beban inersia, diasumsikan bahwa berat bahan bakar WFT didistribusikan merata terhadap volume sayap. (Analytical *Fuselage* and Wing Weight, Mark D, 1996) pada Gambar 2.19 proses pengujian yang dilakukan pada setiap struktur pesawat.



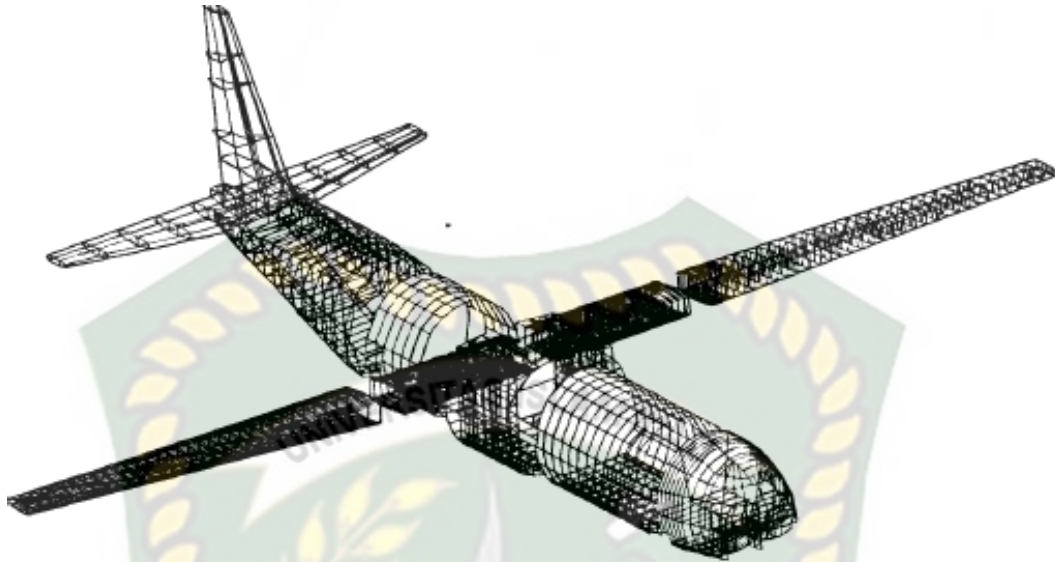
Gambar 2.19 Pengujian pada pesawat terbang konvensional
 (Airframe Structural Design, 1995)'

2.20. Modeling Pada Pesawat Terbang

Persyaratan analisis struktural mengalami perubahan dikarenakan lingkungan (yaitu, ketinggian, kecepatan, dll), konstruksi berbeda, penyempurnaan detail, cakupan analisis yang luas, dan diperluasnya konsep analitis yaitu :

- a. Perbedaan lingkungan
- b. Perbedaan konstruksi
- c. Penyempurnaan detail
- d. Cakupan analisis yang diperluas
- e. Konsep analisis yang diperluas
- f. Analisis tegangan untuk struktur komposit.

Mungkin alat yang paling serbaguna dalam analisis struktural adalah penggunaan permodelan elemen hingga (FEM), permodelan elemen hingga merupakan bagian dengan jaringan mesh dari geometri sederhana yang diunjukkan pada Gambar 2.20.



Gambar 2.20 Mesh elemen secara keseluruhan di pesawat terbang
(Airframe Structural Design, Michael Shun-Yung Niu, 1995)

Seluruh struktur ditentukan dengan persamaan simultan (atau teknik matriks) untuk semua elemen. Sebelumnya, model elemen hingga dibuat secara manual (elemen mesh diGambar menggunakan tangan). Koordinat titik, elemen konektivitas dan data terkait akan ditulis pada lembar tabulasi dan dipindahkan ke disket melalui scanner. Dikarenakan banyak jumlah data yang banyak dan besar, pembuatan model secara manual lebih rumit, memakan waktu yang banyak, mahal, rawan akan kesalahan, dan kurang optimal karena waktu konstruksi. Untuk mengatasi hal tersebut preprosesor atau grafis mesh 3D program dari CAD / CAM (*Computer Aided Design* dan *Computer Aided Manufacturing*) system ini dibangun dalam mengGambar model, mengurangi waktu dan biaya hingga 80%

2.21. Persamaan *hoop stress* untuk pesawat terbang

Hoop stress adalah tegangan yang terjadi pada benda-benda melingkar simetris (*pipe, tube, dll*). *Hoop stress* terjadi pada arah melingkar dibidang tegak lurus dengan sumbu longitudinal:

$$\sigma_{hoop} = \frac{Pr}{2t} \dots\dots\dots (2.8)$$

Dimana :

P = Tekanan dalam kabin (psi)

r = Radius *Fuselage* (mm)

t = Ketebalan kulit fuselage (mm)