

## PEMAKAIAN SCATTER FACTOR UNTUK MENENTUKAN UMUR OPERASIONAL KOMPONEN PESAWAT TERBANG

### SCATTER FACTOR APPLICATION FOR OPERATIONAL LIFETIME OF AIRCRAFT COMPONENTS

Bambang Moelyanto S (Pusat Teknologi Material ( PTM – BPPT ))  
bambangbms@yahoo.com

#### ABSTRAK

Umur komponen pesawat terbang dapat diperkirakan melalui analisis dari hasil uji dinamis atau uji kelelahan pada komponennya. Hipotesa yang diperkenalkan oleh *Palmgren* dan *Miner* dapat digunakan dalam menentukan rasio pembebanan dinamis untuk uji kelelahan hingga mencapai batas kerusakan komponen yang diuji.

Pada dasarnya, setiap desain komponen pesawat terbang telah diatur dalam peraturan penerbangan sipil sebagaimana tercantum didalam *Federal Aviation Regulations (FAR)* maupun *Joint Airworthiness Requirements (JAR)* atau peraturan penerbangan negara lain. Batas operasional yang aman suatu komponen pesawat terbang disebut sebagai *safe life* sedang untuk komponen pesawat terbang yang masih dapat dipertahankan untuk dioperasikan dengan kondisi aman meskipun terdapat kerusakan pada komponen tersebut sering disebut sebagai kondisi *fail safe*.

Metode untuk menentukan umur lelah komponen selama operasionalnya adalah merupakan perbandingan antara jumlah pembebanan yang diberikan dibagi dengan jumlah pembebanan yang menyebabkan kegagalan pada tingkatan yang sama. Jika terjadi pembebanan berulang sampai batas terjadinya kerusakan, maka jumlah kerusakan yang terjadi merupakan jumlah dari perbandingan *cycle*-nya terhadap kekuatan lelah yang ada. Hal ini merupakan umur operasional komponen pesawat terbang yang terkait dengan indeks kelelahan bahannya atau faktor *scatter*-nya.

**Kata kunci** : Faktor kelelahan bahan, kondisi umur yang masih aman, kondisi kerusakan yang masih dalam batas aman untuk desain.

#### ABSTRACT

Lifetime of the aircraft components may be predicted through the dynamic test result analysis or fatigue test from its components. Palmgren and Miner hypothesis may be used in dynamic ratio decision in connection with fatigue test application up to the fraction of the components being test.

Basically, each design of aircraft component based on civil aviation regulation as well as required by Federal Aviation Regulation ( FAR ) and also Joint Airworthiness Requirements ( JAR ) or regulation from another country. For aircraft component that may safe during operation is a safe life condition and for aircraft component that still to be operated in safe condition although its has a failure in it as a fail safe condition.

The method in connection with component fatigue life as long as its operational is the sum of number of load cycle ratio and the fraction of fatigue life used up. So that aircraft component operational life may be connected with its scatter factor.

**Keywords** : Scatter factor, safe life, fail safe design

#### PENDAHULUAN

Ketentuan desain menyatakan bahwa struktur komponen pesawat terbang harus dilakukan analisis serta evaluasi terhadap kekuatan lelahnya melalui pengujian dinamis skala penuh (*full scale fatigue test*) guna diperoleh batasan umur komponen pesawat yang masih tergolong aman untuk dioperasikan dan juga kekuatan sisa yang masih dapat dimiliki oleh komponen pesawat tersebut jika harus mengalami kerusakan ataupun kegagalan yang

dapat mempengaruhi keselamatan operasi penerbangannya.

Untuk komponen pesawat terbang kecuali roda pendarat utama (*landing gear*) harus memiliki ketentuan *fail safe design*. Komponen pesawat terbang yang memiliki struktur realibilitas tinggi harus di desain sebagai *safe life* dan *fail safe* guna menjamin keselamatan penerbangannya. Peraturan penerbangan Amerika Serikat (*Federal Aviation Regulations*) telah menetapkan indeks kelelahan bahan atau

scatter factor sebagai batasan yang harus dipenuhi oleh industri pesawat terbang dalam mendesain pesawat terbang yang dibuatnya.

Berdasarkan peraturan penerbangan yang berlaku disuatu negara, setiap operator pesawat terbang wajib melakukan perawatan rutin berdasar pada spesifikasi yang ditentukan.

Sedang di pihak lain yaitu industri pesawat terbang selalu berpegang pada ketentuan desain maupun standard yang ditetapkan oleh peraturan penerbangan seperti CASR (Civil Aviation Safety Regulations), FAR, JAR, dan lain sejenisnya tergantung dari ketentuan negara yang bersangkutan.

Selama pengoperasiannya di udara, struktur pesawat terbang akan mengalami tegangan (internal stress) sebagai akibat dari adanya perbedaan tekanan udara didalam kabin dan tekanan diluar pesawat (atmosfer). Pengaruh tegangan terhadap struktur rangka pesawat dapat mengakibatkan terjadinya patah pada komponen strukturnya. Jika terjadinya retak awal pada komponen tersebut kurang diperhatikan atau tidak segera dilakukan perbaikan, maka retak awal tersebut sering diikuti dengan pertumbuhan maupun perambatan retak. Oleh karena itu, salah satu cara untuk menghindari timbulnya perambatan retak pada komponen pesawat perlu dilakukan pemilihan bahan yang tepat, perencanaan desain struktur komponen yang tepat dengan memakai konsep fail safe design, maupun peninjauan kekuatan struktur rangka pesawat berdasarkan hasil uji statis, uji dinamis maupun uji kelelahan komponen pesawatnya.

### TINJAUAN PUSTAKA

Hipotesa yang dibuat oleh Palmgren dan Miner menyatakan bahwa kelelahan suatu komponen disebabkan oleh tingkat tegangan yang diberikan pada sejumlah cycle tertentu dibagi dengan seluruh cycle ratio atau kumulasi dari tingkat kegagalannya. Jika pembebanan berulang ditujukan pada komponen pesawat terbang secara berulang sampai pada batas kerusakannya, maka jumlah cycle ratio-nya akan menjadi sama dengan satu sebagaimana rumusan 1 dan 2,

$$D = \sum_{i=1}^k \left\{ \frac{n_i}{N_i} \right\} = 1.0 \quad (1)$$

$$D = \sum_{i=1}^k \left\{ \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots + \frac{n_i}{N_i} \right\} = 1.0 \quad (2)$$

Dimana :

- D : Jumlah cycle ratio
- n<sub>i</sub> : Jumlah loading cycles pada tingkat tegangan i
- N<sub>i</sub> : Jumlah loading cycle
- k : Jumlah tingkat tegangan

Metode analisis yang dibuat oleh Palmgren dan Miner ini didasarkan pada teori kelelahan dengan melakukan pengujian dinamis sampai pada batas kelelahan komponennya hingga terjadi kerusakan pada sampel uji cobanya.

Apabila pada sampel uji dilakukan pembebanan dinamis hingga mencapai batas kelelahannya dan meliputi semua tingkat tegangan amplitudonya, maka jumlah kerusakan yang terjadi adalah merupakan jumlah dari perbandingan cycle-nya dan kegagalan akan tetap terjadi jika jumlah cycle ratio-nya sama dengan satu.

Sedang bahan baku yang dipergunakan untuk struktur komponen pesawat terbang seperti rangka badan pesawat, ekor pesawat, rangka penahan mesin pesawat serta komponen kendali pesawat lainnya seperti flap, aileron, rudder, elevator, stabilizer dan lainnya harus memiliki karakteristik tertentu seperti memiliki kekuatan terhadap tarik, tekan dan geser, ringan, tidak mudah berubah bentuk akibat pengaruh suhu dan cuaca, memiliki ketahanan terhadap korosi, serta mudah dibentuk/dikerjakan dengan mesin.

Bahan baku untuk struktur pesawat terbang ini terbuat dari aluminium paduan sesuai dengan hasil perhitungan desain struktur komponen pesawat dan harus dilakukan pengujian laboratorium mekanis, listrik maupun kimiawi terlebih dahulu sebelum dipergunakan sebagai komponen pesawat terbang.

Untuk mengetahui kekuatan serta batas kelelahan komponen pesawat ini dilakukan uji dinamis (*fatigue test*), sehingga diperoleh perkiraan umur dari setiap komponennya maupun umur dari struktur desain pesawat secara keseluruhannya.

Untuk komponen pesawat tertentu seperti *hinges*, *stringers* atau *reinforcement* pada mesin yang merupakan komponen pesawat yang tergolong kritis (*critical components*) perlu memiliki kandungan unsur logam tertentu sehingga sifat aluminium paduan ini memiliki ketahanan terhadap korosi maupun suhu yang tinggi.

Aluminium paduan Al 2014 merupakan bahan baku aluminium dengan kandungan unsur *copper* dan *magnesium* dan dapat diper-

gunakan sebagai bahan baku komponen struktur rangka pesawat terbang yang memiliki nilai ekonomis yang tinggi.

Untuk pesawat komersial (pesawat penumpang), pemakaian bahan baku aluminium sesuai dengan standard bahan baku aluminium paduan 2024-T3 yang memiliki ketahanan terhadap pembebanan dinamis (*fatigue resistance*) yang baik.

Unsur didalam aluminium paduan adalah *copper*, *manganese*, *silicon*, *magnesium*, *zinc* memiliki sifat yang berbeda sesuai dengan pemakaiannya sebagaimana dalam Tabel 1.

Bahan lainnya seperti boron dan grafit, titanium dan nickel dapat memperbaiki sifat ketahanannya terhadap panas.

**Tabel 1. Pemakaian aluminium paduan**

No.	Material	Recommended Application
1.	2024-T3, T42, T351, T81	For high strength tension, best fracture toughness and slow crack growth and good fatigue life. T81 use for high temperature applications  Fatigue and toughness better than 2024-T3
2.	2224-T3	
3.	7075-T6, T651, T7351	Has higher strength than 2024 Lower fracture toughness Low stress corrosion resistance T 7351 has excellent stress corrosion resistance & Better fracture toughness.
4.	7150-T6	Fatigue & toughness better than 7075-T6
5.	Al-Lithium	Superior fatigue performance

## BAHAN DAN METODA

Untuk mengetahui pengaruh indeks kelelahan bahan atau *scatter factor* terhadap spektrum tegangan yang dapat berpengaruh terhadap batas kelelahan komponen pesawat terbang, dalam hal ini di ambil bahan aluminium paduan Al 2024-T3 dengan *scatter factor* 3.0 dan 10 variabel pembebanannya hingga mencapai 1000 *cycle* simulasi. Uji coba dilakukan dengan memberikan pembebanan dinamis dengan memakai *fatigue and dynamic testing machines*, sedang untuk mengetahui adanya kerusakan selama dilakukan pengujian dipergunakan metode penetrasi warna, ultrasonik dan radiografi. Rumusan yang dipergunakan dengan memakai hipotesa Palmgren -Miner sebagaimana tersebut (1) di atas.

## PEMBAHASAN

### Pengaruh *scatter factor* terhadap batas kelelahan komponen pesawat terbang.

Pada pengujian dinamis akan diperoleh batas umur kelelahan yang dapat dicapai oleh komponen pesawat terbang yaitu dengan melihat tingkat kerusakan komponennya atau awal terjadinya retak (retak mula) pada saat dilakukan uji dinamis tersebut. Awal terjadinya retak pada tingkat kelelahan yang terjadi dapat diasumsikan jika jumlah *cycle ratio* sama dengan satu, sedang parameter yang dapat mempengaruhi perbesaran jumlah *cycle ratio*-nya yaitu pengaruh yang disebabkan oleh pemakaian pembebanan seperti tingkat tegangan yang berbeda, sedang pengaruh jumlah perbandingan *cycle* disebabkan oleh

jumlah kerusakan yang dapat diakibatkan oleh pembebanan yang terus menerus pada *cycle* yang sama.

Pada kondisi komponen pesawat terbang belum mencapai batas retak mulanya hal ini disebut sebagai umur yang aman dari komponennya atau sebagai kondisi *safe life*.

Jika kerusakan terjadi lebih awal maka umur yang aman pada komponen pesawat yang didesain dibagi dengan nilai *scatter factor*-nya. Oleh karena itu, pada analisis umur lelah untuk struktur komponen yang aman diberikan *scatter factor* 3.0, sedang untuk perhitungan umur yang aman pada desain komponen pesawat militer digunakan *scatter factor* 4.0, hal ini guna perhitungan kekuatan tegangan komponennya sesuai dengan ketentuan yang diberikan oleh peraturan penerbangan sipil Amerika Serikat (FAR 25).

Untuk menentukan jumlah operasional penerbangan yang masih tergolong aman, dapat di perhitungkan melalui analisis berikut.

Jika indeks kelelahan bahan atau *scatter factor* untuk komponennya ditentukan 3.0 dimana komponen pesawat tersebut dibuat dengan bahan aluminium 2024-T3, sedang tegangan maksimum yang dicapai sebesar 14.0 ksi pada 1000 cycle dan tegangan minimumnya sebesar 2.5 ksi pada 1000 cycle simulasi akan diperoleh tegangan rata-rata sebesar 8.6 ksi (Tabel 2).

**Tabel 2. Hasil uji dinamis pada 1000 cycle simulasi**

Tegangan rata-rata (ksi)	Cycle pembebanan (n)	Tegangan maksimum (ksi)	Tegangan minimum (ksi)	n/N
22.25	150	30.2	14.3	0.09999
20.5	140	28.7	12.3	0.09998
16.45	130	25.5	7.4	0.09996
14.55	120	22.6	6.5	0.09991
14.0	110	21.8	6.2	0.09984
13.0	100	21.0	5.0	0.09867
11.35	90	18.4	4.3	0.08789
10.0	80	16.4	3.6	0.07926
9.4	70	15.9	2.9	0.06883
8.6	60	14.7	2.5	0.05751

Pada simulasi 1000 cycle diperoleh harga  $n/N$  sebesar 0.05751, sedang jika tanpa diberikan *scatter factor* akan diperoleh umur komponen tersebut sebesar  $1000 : 0.05751 = 17388$  operasi penerbangan, sedang jika diberikan *scatter factor* 3.0 maka umur komponen yang aman adalah  $17388 : 3.0 = 5796$  operasi penerbangan.

Dari hasil pengujian dengan *scatter factor* 2.0, 2.5, 3.0 dan 4.0 dan simulasi 1000 cycle dimaksudkan untuk mengetahui sejauhmana pengaruhnya terhadap umur pemakaian operasional komponen pesawat terbang agar diperoleh batasan yang aman (*safe life*) juga batasan umur untuk komponen yang masih layak digunakan dalam operasional pesawatnya (*fail safe*).

Pada uji coba dengan 1000 cycle simulasi diperoleh tegangan maksimum 14.7 ksi dan tegangan minimumnya 2.5 ksi sehingga dapat dihitung tegangan rata-ratanya sebesar 8.6 ksi. Tegangan rata-rata ini akan berpengaruh terhadap *cycle ratio*-nya dan juga tegangan yang terjadi pada saat pesawat berada pada ketinggian tertentu atau *ground to ground* yaitu pesawat pada posisi diantara landasan terbang dan ketinggian maksimumnya atau *cruising altitude*.

### **Pengaruh *scatter factor* terhadap keselamatan penerbangan.**

Disamping struktur rangka pesawat, keselamatan penerbangan tidak terlepas dari keandalan mesin pesawatnya. Dari hasil uji dinamis diperkirakan pula pengaruh pembebanan akibat getaran mesin yang terjadi, juga tekanan udara yang bersifat *divergen*, pengaruh beban impact pada saat tinggal landas maupun saat pendaratan serta kondisi darurat lainnya yang mungkin terjadi.

Pada pengujian dengan 1000 cycle simulasi dalam hal ini dapat diasumsikan mewakili 1000 penerbangan, diharapkan mesin pesawat mampu dioperasikan sebanyak 1000 kali penerbangan yang terdiri dari tinggal landas dan pendaratan (*take-off and landing*).

Dari uji coba simulasi ini diperoleh bahwa pada pengambilan *scatter factor* 2.0 dan 2.5 terdapat tanda-tanda retak awal, sehingga tidak

memenuhi ketentuan desain sebagaimana tersebut didalam standar penerbangan FAR 25, sedang untuk scatter factor 3.0 dan 4.0 tidak terlihat adanya retak awal maupun bentuk cacat lainnya.

Untuk mengetahui adanya kegagalan pada mesin pesawatnya, maka pada setiap 50 cycle dilakukan pemeriksaan terhadap komponen mesin yang diuji, sehingga jika terdapat kerusakan atau terlihat adanya retak awal dapat segera diketahui dan dilakukan langkah perbaikan. Dalam hal ini dilakukan pemeriksaan pada permukaan komponen mesin (sudu-sudu turbin) melalui *dye penetrant*.

Sedang untuk mengetahui cacat permukaan pada komponen yang lebih dalam dapat dilakukan melalui metode ultrasonik atau radiografi.

Pertumbuhan retak akan dimulai sejak terjadinya retak awal dan pada kondisi ini dicatat jumlah cycle yang telah dilakukannya, untuk selanjutnya uji coba diteruskan sampai terjadi retak maksimum dan kepatahannya. Dari data yang diperoleh dari uji coba ini dilakukan analisis lebih lanjut yaitu dimulai sejak terjadinya retak awal hingga retak maksimum dan kepatahan komponen yang diuji tersebut.

Hasil analisis terhadap terjadinya retak dapat dievaluasi lebih lanjut yaitu batas kelelahan atau batas umur yang masih tergolong aman untuk operasional komponen mesin pesawat (*safe life*), sedang jika terjadi retak awal hingga retak maksimum sampai dengan terjadi patah dapat ditentukan kondisi *fail safe*, dimana pesawat masih mampu terbang hingga melakukan pendaratannya, atau batas umur maksimum yang diperbolehkan untuk operasionalnya komponen pesawat terbang yang bersangkutan. Pada kondisi *fail safe* ini, komponen pesawat dapat segera diganti dengan memperhatikan batas toleransi umur pemakaiannya. *Fail safe design concept* ini dapat diterapkan pada perencanaan desain struktur pesawat terbang, dimana jika satu komponen dari struktur rangka maupun mesin pesawat tersebut terjadi kerusakan (retak) maka komponen pesawat yang lain masih mampu menahan beban hingga batas waktu tertentu yang telah diperhitungkan.

Pertumbuhan retak dapat dianalisis melalui uji dinamis guna memudahkan dalam menentukan umur komponen pesawat terbang yang masih layak untuk dioperasikan dengan kondisi aman saat tinggal landas, selama penerbangannya maupun pendaratannya. Dari hasil uji dinamis tersebut dapat direncanakan pemilihan bahan yang tepat untuk desain komponennya. Pemilihan *scatter factor* untuk desain komponen pesawat terbang berpengaruh pada kelelahan bahannya sehingga tingkat keselamatan operasi penerbangannya dapat lebih terjamin. Bahan untuk membuat komponen pesawat perlu mempertimbangkan berbagai faktor disamping komposisi kimiawi bahan bakunya, *scatter factor*, ketahanannya terhadap korosi, hasil uji dinamis untuk mengetahui batas kelelahan atau batas terjadinya retak awal maupun batas beban maksimum terjadinya kepatahan bahan yang bersangkutan.

Hal ini mengingat bahan baku yang dipergunakan untuk membuat komponen pesawat sangat menentukan batas umur komponen pesawat yang aman (*safe life*), sehingga *scatter factor* yang diambil untuk perencanaan desain komponen pesawat dapat disesuaikan dengan keperluannya terutama untuk maksud kegunaan pesawat tersebut.

Untuk pesawat sipil atau pengangkut penumpang perlu mengacu pada ketentuan peraturan penerbangan FAR 25.571 dan untuk pemakaian pada pesawat militer dapat dipergunakan standard militer Mil-A-8866.

Untuk struktur rangka yang dikategorikan aman terkendali (*fail safe design*) perlu mempertimbangkan pertumbuhan retak bahan bakunya sebelum menentukan *scatter factor*nya.

#### **Pengaruh kekakuan komponen terhadap kestabilan pesawat terbang.**

Kestabilan pesawat terbang ditentukan oleh kekakuan komponen strukturnya, diantaranya adalah sayap, badan pesawat dan ekor pesawat.

Sedang komponen kendali pesawat didesain sedemikian rupa hingga mampu

mengendalikan pesawatnya selama lepas landas, jelajah maupun pada saat pendaratannya. Kelebihan muatan baik barang maupun penumpang dapat mempengaruhi kestabilan terbang, terlebih jika titik berat pesawat bergeser dari batas toleransi yang telah direncanakan.

Oleh karena itu, desain kekuatan serta kestabilan struktur komponen maupun badan pesawat secara utuh perlu dipertimbangkan berbagai faktor maupun kemungkinan yang dapat mempengaruhi kestabilan pesawat selama operasi penerbangannya.

Sayap, badan pesawat serta ekor pesawat merupakan komponen yang paling penting dalam desain struktur pesawat terbang. Struktur komponen ini akan menerima tegangan sepanjang pembebanan yang diterimanya seperti beban penumpang, beban barang, maupun beban peralatan dan perlengkapan lainnya termasuk peralatan militer jika pesawat tersebut tergolong jenis pesawat militer. Beban yang bekerja pada struktur pesawat tersebut akan diperhitungkan pada desain kekuatan maupun kestabilan struktur pesawatnya. Untuk menjamin keselamatan penerbangannya, pada desain struktur komponen pesawat diberikan faktor keamanan (*safety factor*) 1.5 sampai dengan 2.0 terhadap desain kekuatan struktur *ultimate*-nya, sedang untuk perhitungan desain pada pembebanan normal diberikan faktor keamanan sebesar 1.3. Pada perencanaan sayap pesawat, dimana tegangan yang akan terjadi adalah akibat dari pembebanan aerodinamik, maka pengaruh dari besar beban yang mampu diangkatnya akan diperhitungkan didalamnya. Beban yang terdapat didalam sayap pesawat pada umumnya adalah bahan bakar pesawat yang terdapat didalam tangki bahan bakarnya. Konstruksi badan pesawat yang berbentuk semi *monocoque* akan diperhitungkan pula kekuatan bengkok pada struktur desainnya, dan juga bagian komponen yang berupa *longitudinal stiffeners* atau *stringers* maupun struktur rangka badan pesawat tersebut. Struktur rangka pesawat yang mengalami beban tekan dapat berpengaruh pada komponen tiang (*column*), plat, panel serta kulit pesawat (*skin cover*).

Ketidakstabilan kekuatan struktur rangka pesawat berbeda pada setiap komponennya dan dapat dipandang sebagai *buckling* pada kolom yang berbentuk ramping atau pada panel maupun plat untuk ukuran tertentu. Kebengkokan atau *buckling* dapat terjadi pada desain tiang (*column*) yang tidak lurus, dimana sebelum dicapai pembebanan kritisnya telah terjadi pembengkokan, sedang untuk desain tiang yang tepat lurus, maka pembengkokannya adalah nol sampai batas beban kritisnya dicapai. Struktur rangka pesawat utama pada *box beam* yaitu *wing tailplane*, dimana tegangan yang terjadi pada *box beam* tersebut adalah tegangan tarik, geser, dan tekan tergantung dari tempat dimana beban itu berada. Untuk menjamin kekuatan rangka pesawatnya, perlu dipilih bahan yang memenuhi spesifikasi teknis serta memiliki nilai ekonomis. Sedang masalah pokok yang sering terjadi pada perencanaan rangka pesawat adalah kestabilan dari permukaan tekan pada komponen *spar wing box* maupun penyangga kekuatan (*reinforcement*) seperti yang terjadi pada *stringers*. Pada perencanaan, ketebalan kulit pesawat (*skin cover*) dipertimbangkan pula *torsional stiffness* terutama pada sayap atau bagian ekor pesawat yang akan menerima beban tekan sebagaimana yang terjadi pada badan pesawatnya.

Oleh karena itu, ditambahkan penguat (*reinforcement*) yang mengikat dan memperkuat kulit pesawatnya (*skin cover*) jika timbul peningkatan tegangan. Dalam perencanaan diasumsikan tegangan tekan yang *ultimate*, dengan demikian perhitungan untuk kekakuan kulit pesawat berpengaruh pada *stringers*, *ribs* dan rangka pesawatnya. Pada berbagai pertimbangan desain, struktur rangka pesawat harus memiliki kekuatan yang cukup pada kondisi pembebanan *ultimate*. Hal ini berarti bahwa struktur pesawatnya mampu menahan beban yang direncanakan. Disamping faktor kekuatan rangka yang didasarkan pada beban statis dan dinamis, maka batas tegangan pada kondisi lelah (*fatigue*) perlu dipertimbangkan pula. Berbagai ketidakstabilan yang sering terjadi kadang sulit untuk diketahui mengingat hal ini sangat tergantung dari jumlah parameter yang mempengaruhinya, seperti tegangan yang terjadi secara mendadak yang tidak

diprediksi sebelumnya, ketidakstabilan tegangan eksentrik yang disebabkan karena pemakaian toleransi pada waktu fabrikasi yang kurang sesuai, pembebanan geser pada panel yang disebabkan karena torsi, berat bahan bakar atau beban yang tidak seimbang lainnya. Tegangan rata-rata pada pembebanan *ultimate* disebut sebagai tegangan *crippling*. Tegangan *crippling* merupakan bentuk ketidakstabilan yang terjadi dari regangan aksial yang tidak elastis pada struktur sebagai hasil dari deformasi yang terjadi. Tegangan *crippling* umumnya tidak tergantung dari panjang komponennya, meskipun ditunjukkan bahwa kemampuan kekuatannya dipengaruhi oleh panjang komponennya. Tegangan *crippling* dihitung sebagai tegangan yang merata sepanjang luasan bidang potongannya dan pada kenyataannya, bagian dari yang terjadi kebengkokan adalah pada beban dibawah beban *crippling* kritisnya. Meskipun secara teoritis dimungkinkan terjadinya tegangan pada saat awal *buckling*, namun tidak satupun teori yang mampu memprediksi rata-rata tegangan yang ada pada waktu timbul masalah. Oleh karena itu menjadi perlu untuk melakukan percobaan secara empiris yang didasarkan pada hasil pengujian. Suatu metode untuk analisis tegangan *crippling* dari komponen hasil ekstrusi, permesinan dan pembentukan, dapat dilakukan secara bersamaan, meskipun masing-masing diperoleh hasil yang berbeda.

## KESIMPULAN

1. Dari hasil uji dinamis dengan bahan aluminium paduan 2024-T3, pada pengambilan *scatter factor* 3.0 dan 1000 cycle simulasi, tidak terlihat tanda-tanda retak, sehingga komponen pesawat terbang dapat dioperasikan selama 1000 kali penerbangan, sedang pada setiap 5796 jam operasi penerbangannya, operator pesawat perlu melakukan pemeriksaan ulang terhadap komponen pesawatnya, meskipun pada jumlah jam terbang tersebut pesawat masih tergolong aman untuk dioperasikan.
2. Untuk pesawat militer, pengambilan *scatter factor* 4.0 sesuai dengan ketentuan standar militer Mil-A-8866, ini berarti bahwa inspektor pesawat perlu melakukan pemeriksaan ulang terhadap komponen pesawatnya lebih awal dibanding dengan pesawat sipil/ penumpang.
3. Makin besar pengambilan *scatter factor*nya sebagaimana pada perencanaan untuk pesawat terbang militer, akan memperpendek umur operasional komponen pesawatnya, yang berarti operator pesawat perlu melakukan pemeriksaan ulang terhadap komponen pesawat lebih awal dibanding dengan pesawat sipil / penumpang.

## DAFTAR PUSTAKA

- Code of Federal Regulations, 2007, "Federal Aviation Regulations", DOT Published, OK
- Clark, D.S., Varney, 1981, "Physical Metallurgy For Engineers", Pasadena, California
- Green LD, 1978, "Estimating Structural Box Weight", Aero Engineering Review, New York.
- Grinstead F, 1984, "Aircraft Structural Weight and Design Efficiency", Aircraft Engineering, NY
- Hyatt A, 1994, "A Method for Estimating Wing Weight", Journal of Aero Sciences, London
- Michael C.Y.Niu, 1988, "Aircraft Structural Design", Practical Design Information and Data on Aircraft Structures, Mc. Graw Hill Int. New York.
- Mill-A-8866, 1974, "Airplane Damage Tolerance Requirements", US Military Std, New York