

KEGAGALAN STRUKTUR PADA PESAWAT TERBANG

by Budhi Suyitno

Submission date: 30-Sep-2021 10:31AM (UTC+0700)

Submission ID: 1661246852

File name: 4.KEGAGALAN_STR_PES_TERBANG_SIPIL_6_sep17_Revisi_2_1.pdf (2.75M)

Word count: 13541

Character count: 89564



KEGAGALAN STRUKTUR PADA PESAWAT TERBANG



Dr. Ir. Budhi Muliawan Suyitno, IPM

**PRODI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS PANCASILA**

8/14/2021

KEGAGALAN STRUKTUR PADA PESAWAT TERBANG

Budhi Muliawan Suyitno



**PENERBIT UNIT PENELITIAN DAN PENGABDIAN KEPADA MASYARAKAT
FTUP**

KEGAGALAN STRUKTUR PADA PESAWAT TERBANG

Penulis :

Budhi Muliawan Suyitno

ISBN :

Penerbit :

Unit²⁶ Penelitian dan Pengabdian kepada Masyarakat FTUP
Jl. Srengseng Sawah Jagakarsa Jakarta Selatan 12640
Telp. (021) 7864730 ext. 120, Fax (021) 7270128

Cetakan pertama, 2021

8

Hak Cipta dilindungi undang-undang. Dilarang memperbanyak atau memindahkan sebagian atau seluruh isi buku ini dalam bentuk apapun, baik secara elektronis maupun mekanis, termasuk memfotocopy, merekam atau dengan sistem penyimpanan lainnya, tanpa izin tertulis dari Penulis.

UCAPAN TERIMA KASIH

Berkat rahmat Tuhan Yang Maha Kuasa, disertai rasa syukur penerbitan buku *Kegagalan Struktur Pada Pesawat Terbang*, hadir di depan sidang pembaca khususnya para peneliti dan mahasiswa. Berbagai kendala dan rintangan mewarnai proses penyusunannya. Ternyata walaupun telah berusaha maksimal tetap saja target waktu penyelesaian mengalami sedikit pengunduran. Bersyukur banyak kolega peneliti, dosen, staf kependidikan, mahasiswa dan lingkungan keluarga sangat mendukung dan tanpa henti selalu memberikan semangat.

Pada kesempatan ini penyusun bermaksud menyampaikan ucapan terimakasih kepada mereka yang telah berjasa baik langsung maupun tidak langsung atas penerbitan buku ini sebagai berikut:

1. Para pimpinan Fakultas Teknik Universitas Pancasila (FTUP) yang telah menyediakan fasilitas dan berbagai bantuan untuk penerbitan buku ini;
2. Para Guru Besar di lingkungan FTUP yang selalu menyediakan waktu untuk tukar pikiran dan diskusi yang bermanfaat;
3. Para kolega peneliti di lingkungan Program Studi Magister Teknik Mesin (MTM) dan Program S1 Teknik Mesin (TM) di lingkungan FTUP yang senantiasa berbagi idea dan gagasan untuk mengembangkan metoda penelitian terapan di FTUP;
4. Para peneliti di Pusat Kajian Energi Baru dan Terbarukan (EBT) yang menginspirasi para peneliti sehingga bergairah terus guna menambah materi HAKI dan inovasi;
5. Para staf kependidikan di lingkungan Fakultas Teknik Universitas Pancasila (FTUP) yang dengan tulus melakukan banyak koreksi dan penyempurnaan buku sehingga siap cetidak;
6. Para mahasiswa tingkat Sarjana dan Pasca Sarjana FTUP yang telah bersama-sama mengembangkan penelitian tepat guna atau berorientasi ke kebutuhan pasar;
7. Anggota keluarga di rumah yang memberikan kedamaian dan semangat untuk menyelesaikan tulisan ini;
8. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu per satu yang telah memberikan kontribusinya selama ini sampai proses penerbitannya.

Demikian penyusun telah sampaikan terimakasih setulus-tulusnya, bila ada kesalahan yang sengaja maupun tidak sengaja mohon dibukakan pintu maaf sebesar-besarnya.

Jakarta, 16 Agustus 2021

Budhi M. Suyitno.

KATA PENGANTAR

Buku ini sengaja disusun untuk memberikan pemahaman kepada sidang pembaca perihal kegagalan struktural yang sangat mungkin terjadi pada pesawat terbang walaupun masih layak beroperasi. Dalam praktek pengawasan dan pengendalian keselamatannya didukung oleh regulasi yang ketat terutama bila menyangkut pesawat terbang sipil. Karena misi utama pesawat sipil adalah mengangkut penumpang dan barang dengan selamat sampai tujuan atau *safety first*. Korosi pada pesawat terbang ibarat bahaya latent yang dijumpai pada rangka pesawat, motor penggerak dan komponen lainnya yang terbuat dari logam. Sedangkan masalah *fatigue* dapat terjadi di semua material komponen struktural, baik logam maupun non logam, yang menanggung beban dinamis berulang (*cyclic loading*). Lewat jangka waktu tertentu beban dinamis ini mengakibatkan terjadinya inisiasi *fatigue*, kemudian baru menimbulkan retak dan tumbuh menjalar. Pada pengoperasian pesawat terbang, para ahli sepakat bahwa kombinasi keduanya, korosi dan *fatigue*, merupakan fenomena yang sangat berbahaya dan sering ditemukan pada kasus pesawat terbang uzur. Sebab semakin uzur suatu pesawat terbang, akan semakin banyak pula kerusakan tersembunyinya (*hidden defects*). Buku ini mencoba memberikan ulasan berbagai tipe pembebanan, jenis korosi yang sering dijumpai, proses inisiasi dan perambatan retak dan metode perawatan yang diterapkan sebagaimana direkomendasikan dari hasil konsensus para manufaktur, operator dan regulator.

Secara teknis suatu pesawat terbang yang telah memasuki usia uzur biasanya akan membutuhkan biaya perawatan yang sangat tinggi sehingga secara langsung akan mempengaruhi kenaikan biaya operasionalnya. Usia uzur ini sangat erat kaitannya dengan umur ekonomis tujuan desain (*Economic Design Goal Life -EDGL*) yang telah ditetapkan oleh para perancang masing-masing pabrik pesawat. Selama kurun waktu EDGL yang dibatasi oleh waktu kalender, jumlah jam terbang dan siklus penerbangan belum terlampaui, maka biaya perawatannya relatif cukup rendah atau ekonomis. Faktor pengoperasian yang ekonomis ini sangat penting, khususnya untuk penerbangan komersial berjadwal yang menjadi pokok pembahasan. Selain itu, karena digunakan sebagai angkutan penumpang umum yang mengutamakan faktor keselamatan penerbangan, suatu pesawat uzur yang masih beroperasi wajib memenuhi semua persyaratan kelaikan udara dan aman untuk terbang.

Beberapa pakar penerbangan berpendapat bahwa keuzuran bukanlah masalah utama. Laik atau tidaknya suatu pesawat terbanglah yang menjadi permasalahan utama dalam pemberian ijin operasi suatu pesawat terbang. Atau pengoperasian pesawat terbang komersial tidak mengenal kata uzur bagaikan semboyan "*The soldiers never die*". Pendapat tersebut ada benarnya, namun perlu diingat bahwa mutu kelaikan pesawat itu tergantung kepada mutu perawatan dan

kondisi pesawat terbang sehingga berimbas kepada besarnya biaya operasi yang harus dipenuhi. Berdasarkan pengalaman di lapangan selama ini, menunjukkan bahwa biaya perawatan pesawat uzur makin hari akan makin membumbung, sehingga biaya operasionalnya yang harus ditanggung konsumen makin tinggi. Pada umumnya pesawat uzur yang telah melewati perioda EDGL mengalami lonjakan biaya operasi, sehingga agar dapat untung operator akan memangkas biaya perawatan sedikit demi sedikit lama-lama jadi bukit dan akhirnya mengalami kecelakaan fatal.

Pengecualian ada, misalnya operator tertentu yang menawarkan jasa angkutan udara spesifik untuk para turis eksklusif saja yang masih dapat mengoperasikan armada uzurnya dengan menguntungkan. Karena keunikan dan factor keselamatan tetap diutamakan, maka umumnya para turis bersedia membayar tiket cukup mahal sehingga masih mampu menutupi biaya operasional pesawat dan menjanjikan keuntungan finansial pula bagi operatornya.

Walaupun dewasa ini lebih banyak pesawat terbang yang beroperasi dengan umur masih dibawah EDGL, buku [35] masih tetap relevan mengingat masalah korosi dan *fatigue* selalu mengintai. Apalagi di masa pandemi covid-19 ini banyak pesawat tidak terbang lebih dari setahun. Sehingga jika akan dioperasikan kembali memerlukan *reconditioning* ekstra hati-hati agar tetap memenuhi (*complied with*) dan bersesuaian dengan (*conformed to*) regulasi atau standar keselamatan (*safety regulation*). Artinya kondisi pesawat dikembalikan kehandalannya agar siap beroperasi dengan selamat dan aman untuk melayani penerbangan komersial. Semua itu jika dikerjakan secara optimal maka di area struktural akan menemui masalah korosi, penyok, aus, bengkok dan retak. Di area kontrol dan pengendalian penerbangan kemungkinan dapat dijumpai komponen yang korosi, retak atau sobek dan kabel dengan *pulley* yang macet atau aus. Pada peralatan atau instrumen elektronika dan avionik misalnya perlu dikalibrasi lagi, apakah masih normal fungsinya, sehingga kembali dapat diandalkan seperti semula.

Berbagai pengalaman masa lalu yang membuat miris para konsumen penerbangan sipil, akan menjadi guru terbaik untuk menghindari kejadian serupa di masa yang akan datang. Tentunya dengan selalu membuka diri terhadap setiap masukan yang datang dari pemangku kepentingan dan siap melakukan evaluasi dan perbaikan terus menerus akan menjaga tingkat keselamatan penerbangan. Bagaimanapun juga sampai saat ini jika diukur secara statistik banyaknya korban jiwa per sejuta penumpang, maka keselamatan penerbangan masih yang terunggul dibandingkan dengan moda transportasi lainnya. Diharapkan kehadiran buku ini akan menambah wawasan dan tingkat kepercayaan masyarakat terhadap jasa penerbangan.

DAFTAR ISI

UCAPAN TERIMA KASIH.....	1
KATA PENGANTAR	2
DAFTAR ISI	4
DAFTAR GAMBAR	6
BAB I	7
PESAWAT UZUR.....	7
1.1 Latar Belakang.....	7
1.2 Umur Ekonomis Desain Pesawat	8
1.3 Kelelahan Material	9
1.4 Konsep <i>Safe Life</i> dan <i>Fail Safe</i>	10
BAB II	11
KEKUATAN STRUKTURAL PESAWAT	11
2.1 Proses Keuzuran Pesawat	11
2.2 Keutuhan Struktur	12
2.3 <i>Damage Tolerance</i>	13
2.4 Ketahanan Struktur (<i>Durability</i>).....	16
2.5 Sisa Umur	16
2.6 Kategori Pesawat Uzur	16
BAB III	20
PEMBEBANAN STRUKTUR PESAWAT UDARA	20
3.1 Integrasi Struktural	20
3.1.1 Pembebanan Tarik Monoton	20
3.1.2 Pembebanan siklis	23
3.1.3 Perambatan Retak.....	29
3.1.4 Pembebanan Siklis Variabel	33
3.2 Teori Dasar Mekanika Patahan	33
3.2.1 Karakteristik Perpatahan	34
3.2.2 Teori Westergaard.....	34
3.2.3 Teori Irwin	35
3.3 Operasi Mikro/Makro Fraktografi	36

3.4	Korosi Pada Komponen.....	36
3.5	Prosedur Operasional Standar Perawatan Pesawat.....	43
3.5.1	SOP Perawatan Preventif Pesawat Terbang.....	43
3.5.2	SOP Perawatan Korektif Pesawat Terbang.....	45
BAB IV		46
UPAYA PENGENDALIAN DAN KONTROL KOROSI PADA PESAWAT		
UZUR DI INDONESIA		46
4.1	Umum	46
4.2	Korosi Pesawat Terbang.....	46
4.3	Berbagai Level Korosi.....	46
4.4	Aspek Pengendalian dan Pengontrolan Korosi	48
4.5	Pengalaman Penanganan Korosi Pesawat Uzur di Indonesia.....	49
4.6	Sistem Manajemen Mutu.....	54
BAB V		56
PENUTUP		56
5.1	Umum	56
5.2	Degradasi Struktural Pesawat Uzur.....	56
5.3	Evaluasi Pelaksanaan CPCP Pesawat Uzur	58
DAFTAR PUSTAKA		59

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1: Pesawat Boeing -737-200 milik Aloha Airline yang fuselage bagian atas terkoyak sepanjang 4 meter, setelah berhasil mendarat di bandara terdekat.....	8
Gambar 2.1 Hubungan Kekuatan Struktur Terhadap Periode Operasi	13
Gambar 2.2. Pengaruh Panjang Retakan Terhadap Waktu Penerbangan.....	15
Gambar 2.3. Tingkat Kerusakan (a) dengan CPCP dan (b) tanpa CPCP	19
Gambar 3-1: Kurva Tegangan-Regangan monoton: (a) kurva teknik (b) kurva sebenarnya (riil)	21
Gambar 3.2 Diagram Wöhler Hubungan Tegangan dan Jumlah Siklus.	24
Gambar 3.3 Hubungan Tegangan dan Jumlah Siklus dalam Skala Logaritmik	24
Gambar 3.4 Grafik Hubungan Tegangan dengan (a) Regangan Plastik (b) Regangan Total.....	25
Gambar 3.5 Hubungan Tegangan terhadap (a) strain hardening dan (b) strain softening	26
Gambar 3.6 Evolusi Beban Terhadap Waktu	26
Gambar 3.7: Strain-Life Diagram Manson-Caffin.....	76
Gambar 3.8 Konsentrasi Tegangan pada Tidakikan	28
Gambar 3.9 Tegangan Residu	28
Gambar 3.10 Diagram Goodman.	37
Gambar 3.11 Zone Plastik di Ujung Retak	30
Gambar 3.12 Diagram Skematis Perambatan Retidak.....	31
Gambar 3.13 Posisi Bibir Retak Terhadap Siklus Beban (1) Terbuka Penuh, (2) Masih Terbuka dan (3) Sebagian Tertutup.	32
Gambar 3.14 Moda deforasi retidak	34
Gambar 3.15 Korosi Pada Permukaan.....	77
Gambar 3.16 Korosi Lubang	38
Gambar 3.17 Korosi Serbuk.....	38
Gambar 3.18 Korosi Mikrobial	39
Gambar 3.19 Korosi Pengelupasan	40
Gambar 3.20 Korosi Fret.....	40
Gambar 3.21 Korosi Galvanis.....	41
Gambar 3.22 Korosi Intergranular	42
Gambar 3.23 Stress Corrosion	42

BAB I

PESAWAT UZUR

1.1 Latar Belakang

Sebagai dampak kecelakaan dramatis pesawat Boeing B-737-200 milik Aloha Airlines pada tanggal 28 April 1988 lalu, dunia penerbangan tersentak dan sadar adanya bahaya tersembunyi yang dapat menyebabkan kecelakaan terbang kapan saja. Pesawat B-737-200 tersebut, tercatat telah dioperasikan selama 19 tahun, 35.496 jam terbang dan sekitar 90.000 siklus terbang sebelum kecelakaan fatal terjadi. Kejadiannya pesawat Aloha mengalami disintegrasi struktural pada airframe di seksi 43 saat terbang jelajah. Kecelakaan di udara ini menyebabkan sepotong *fuselage* (badan pesawat) bagian atas sepanjang 4 meter terkoyak dan terlempar ke udara, sebagai akibat dekompresi kabin pesawat yang tak dapat ditunjang oleh strukturnya. Kombinasi korosi berat dan *fatigue* (kelelahan material) pada struktur pesawat yang terjadi telah mendegradasi kekuatannya sehingga terjadi disintegrasi struktural. Dalam kecelakaan ini dilaporkan seorang pramugari meninggal terlempar ke luar pesawat, walaupun demikian pilot akhirnya berhasil mendaratkan pesawat dengan sukses.

Terlepas dari jumlah korban jiwa, kecelakaan itu sendiri telah menjadi bukti nyata akan pentingnya pelaksanaan inspeksi perawatan secara seksama, baik tingkat kelelahan material (*material fatigue*) maupun korosi pada struktur pesawat yang relatif telah lama beroperasi. Seorang ahli *damage tolerance* asal Amerika Tom Swift pernah mengatidakan “*The God must send a message to us* (Pastinya Tuhan telah mengirimkan pesanNYA ke kita semua)”. Para peneliti termotivasi untuk mengungkap kondisi pesawat yang umurnya lebih tua atau sudah tergolong uzur. Karena pertimbangan variable umur pesawat, logikanya bagi pesawat yang lebih tua umurnya, akan menghadapi proses keuzuran yang lebih kompleks. Selain integritas struktural, komponen lainnya seperti sistem kendali terbang, peralatan CNS (yang terdiri dari komunikasi/*communication*, navigasi/*navigation*, dan penginderaan /*surveillance*), kabel dan sistem pengkondisian udara juga dapat mengalami aus, lecet, macet atau malfungsi.



Gambar 1.1: Pesawat Boeing -737-200 milik Aloha Airline yang fuselage bagian atas terkoyak sepanjang 4 meter, setelah berhasil mendarat di bandara terdekat.

1.2 Umur Ekonomis Desain Pesawat

Secara teknis suatu pesawat terbang yang telah memasuki usia uzur biasanya akan membutuhkan biaya perawatan yang sangat tinggi sehingga secara langsung akan mempengaruhi biaya operasionalnya. Usia uzur ini sangat erat kaitannya dengan umur ekonomis tujuan desain atau *Economic Design Goal Life* (EDGL) yang telah ditetapkan oleh para perancang masing-masing pabrik pesawat. Selama kurun waktu EDGL, yang dibatasi oleh waktu kalender, jumlah jam terbang dan siklus penerbangan belum terlampaui, maka biaya perawatannya relatif cukup rendah atau ekonomis dalam pengoperasiannya.

Faktor pengoperasian yang ekonomis ini sangat penting, khususnya untuk penerbangan komersial berjadwal yang menjadi pokok pembahasan. Selain itu, karena digunakan sebagai angkutan penumpang umum, serta ditinjau dari segi keselamatan penerbangan, suatu pesawat uzur yang masih beroperasi sudah selayaknya memenuhi semua persyaratan kelayakan udara dan dinyatakan aman untuk terbang.

Beberapa pakar penerbangan berpendapat bahwa keuzuran bukanlah masalah utama. Laik atau tidaknya suatu pesawat terbanglah yang menjadi permasalahan utama dalam pemberian izin operasi suatu pesawat terbang. Pendapat tersebut ada benarnya, namun perlu diingat bahwa mutu kelayakan pesawat itu tergantung kepada tingkat mutu perawatan dan kondisi pesawat terbang yang pada akhirnya akan menentukan besarnya biaya operasi yang harus dipenuhi. Sebab semakin uzur suatu pesawat terbang, akan semakin banyak pula kerusakan tersembunyinya (*hidden defects*). Berdasarkan pengalaman di lapangan selama ini, pesawat uzur yang telah melewati periode EDGL umumnya mengalami lonjakan biaya operasi.

Pada tahun 1991-1992 tingkat laju pertumbuhan angkutan udara rata-rata di seluruh dunia hampir mencapai 7%, telah mengakibatkan keutuhan penyediaan

jumlah pesawat transport semakin bertambah. Kemudian tidak adanya keseimbangan antara *supply* dan *demand*, telah menciptakan keadaan “backlog” di pabrik-pabrik pesawat, khususnya jenis jet berbadan lebar. Sebagai ilustrasi, untuk pemesanan pesawat jumbo jet pada saat itu kemungkinan baru dapat diserahkan setelah menunggu sekitar 8 tahun. Keadaan ini telah mendorong para pabrikan maupun operator memilih alternatif lain yakni dengan memanfaatkan seoptimal mungkin pesawat yang sudah memasuki usia uzur, sehingga mampu menutupi lonjakan kebutuhan jasa angkutan udara.

Sementara itu, karakteristik “*high profile*” yang melekat pada transportasi udara akan menyebabkan berita suatu kecelakaan di satu negara segera tersebar di seluruh dunia. Bagi Indonesia sendiri yang sedang menggiatkan Tahun Kunjungan Wisata 91, keandalan dan keselamatan penerbangan menjadi isu penting yang akan mampu mempengaruhi kepercayaan masyarakat internasional. Mengingat pertimbangan tersebut, patutlah kiranya kajian kelayakan udara terhadap pesawat uzur, yang masih banyak beroperasi itu untuk diketengahkan.

Selanjutnya dalam makalah ini mengacu kepada FAA untuk pesawat dengan MTOW di atas 12.500 lbs, EDGL tercapai bila pesawat tersebut telah berumur 20 tahun atau telah beroperasi di atas 60.000-75.000 siklus terbang.

1.3 Kelelahan Material

Sejarah ilmu kelelahan material (*material fatigue*) mencatat bahwa seorang peneliti bernama Wohler berkebangsaan Jerman, orang pertama yang melakukan penyelelidikan sistematis terhadap akibat pembebanan berulang (*cyclic loading*) pada metal sampai pada batas ketahanannya (*endurance limit*). Beberapa penelitian dan pengamatan yang dilakukan oleh Bauschinger, Manson dan Coffin, Bilby dkk., Paris, Elber dan lainnya semakin memantapkan peranan disiplin ilmu ini terhadap evaluasi struktur serta konstruksi dari tahap perencanaan sampai pengoperasiannya.

Khusus untuk konstruksi pesawat udara, pengaruh dan penerapan ilmu ini dalam tahap perencanaan dan ditunjukkan oleh penentuan toleransi kerusakan (*damage tolerance*) sesuai konsepsi “*Fail Safe*” maupun umur material menurut konsepsi *Safe Life*”. Pada tahap pengoperasian evaluasi kelelahan dapat diterapkan antara lain melalui proses inspeksi perawatan, reparasi, analisa kerusakan, ⁴⁵ modifikasi serta penentuan batas waktu perawatan besar (*overhaul*). Selanjutnya ⁴⁵ agar dapat diperoleh gambaran yang lebih jelas tentang kaitannya bidang studi ini dalam praktik, maka dalam tulisan kali ini akan dibahas terlebih dahulu teori dasar kemudian baru disusul analisa aplikasinya terhadap pesawat udara.

1.4 Konsep *Safe Life* dan *Fail Safe*

Kegagalan dalam struktur dan sistem pesawat telah menjadi masalah yang berulang di seluruh industri transportasi selama bertahun-tahun. Sejarah mencatat bahwa di Inggris selama periode 1860-1870, rata-rata 200 orang per tahun meninggal akibat kerusakan as roda. Pada tahun 1847-1889 seorang berkebangsaan Jerman bernama Wohler memulai studi kelelahan pertama pada as roda. Dilaporkan juga bahwa penerbangan pertama Wright bersaudara ditunda karena kegagalan dan kerusakan struktural yang sulit diatasi. Masalah kekuatan struktur tersebut masih menjadi masalah serius bagi komponen pesawat hingga hari ini.

Persyaratan sertifikasi struktur pesawat sangat diperlukan dengan adanya kasus jatuhnya dua pesawat de Havilland Comet ke laut Mediteranean, yang pertama pada 10 Januari 1954 dan yang kedua pada 8 April 1954. Penyelidikan selanjutnya melalui pengujian tekanan siklik dari struktur *monocoque* (cangkang) badan pesawat mengindikasikan terjadinya kelelahan struktural sebagai penyebab dekompresi eksplosif. Bencana penerbangan ini membuktikan bahwa pengujian kelelahan struktural merupakan bagian yang sangat penting dari proses desain sampai pabrikasi pesawat. Otoritas kelaikan udara mendukung pandangan ini dan pada akhir 1950-an dengan memperkenalkan peraturan yang mewajibkan struktur pesawat dirancang untuk menjalani pengoperasian yang aman atau selamat sebagai berikut:

- a. Struktur pesawat berdasarkan prinsip *Safe Life* yang akan selalu aman harus didesain berdasarkan analisis dan didukung oleh pengujian, bahwa struktur akan tahan terhadap beban penerbangan baik statis maupun dinamis, tanpa retak atau rusak yang terdeteksi selama komponen tersebut dioperasikan. Beberapa tipe seperti Comet Dehavilland dan Vickers Viscount adalah contoh pesawat yang dirancang untuk konsep ini. Beberapa komponen seperti roda pendaratan dan penyangga mesin (*engine mount*) masih dirancang sebagai komponen yang aman selama dioperasikan.
- b. Struktur pesawat berdasarkan prinsip *Fail Safe* akan dijamin aman dari kegagalan berdasarkan desainnya yang menyediakan jalur beban redundan (*redundance*) sebagai struktur alternatif penguat yang masih mampu menyangga beban terbang. Sehingga jika terjadi kegagalan total pada salah satu elemen struktur redundan, maka masih ada kekuatan struktur lainnya sebagai penyangga beban dan masih aman. Konsep ini telah digunakan di sebagian besar pesawat tua yang beroperasi saat itu, termasuk pesawat DC-9 dan Boeing serial 727, 737, 747 serta Airbus A-300.

BAB II

KEKUATAN STRUKTURAL PESAWAT

2.1 Proses Keuzuran Pesawat

Suatu material, komponen struktural atau pesawat terbang yang telah dioperasikan akan mengalami proses keuzuran tanpa henti sebagai akibat mekanisme *fatigue* dan pengaruh lingkungan yang korosif. Kebanyakan para ahli beranggapan bahwa *fatigue* merupakan mekanisme utama yang menyebabkan kehancuran komponen struktural dari suatu pesawat terbang yang dapat berakibat fatal⁵⁾. Sementara itu pada pesawat tua yang mengalami proses keuzuran maka kekuatan strukturnya melemah dan korosinya juga menjalar tak terkendali akibat kontaminasi dengan lingkungan sekitar.

a. *Fatigue*

Gejala *fatigue* seringkali timbul jika suatu material atau komponen struktural menderita pembebanan siklik berulang kali dengan intensitas tertentu, baik konstan maupun berubah-ubah. Kemudian suatu analisa *fatigue* baru akan dapat dilakukan bilamana kondisi pembebanan, distribusi tegangan, sifat-sifat material dan dimensi geometrisnya, telah diketahui sebelumnya seperti diuraikan di bawah ini.

1) Kondisi Pembebanan

Pada pesawat terbang kondisi pembebanan terdiri dari beban saat pesawat di landasan (*taxiing loads*), siklus terbang (*ground-air-ground cycles*), beban turbulensi udara (*gust loads*), pergerakan terbang (*flight manoeuvres*), getaran enjin (*engine vibrations*), tekanan kabin (*cabin pressurization*) dan beban tidak terduga (*accidental loads*) lainnya. Seluruh tipe pembebanan tersebut seringkali merupakan kombinasi dari besaran *amplitude*, frekuensi, tipe pembebanan atau bentuk sinyal yang berbeda-beda.

2) Distribusi tegangan

Secara fisik gejala *fatigue* akan dapat dikenali melalui lokasi yang mengalami konsentrasi tegangan, menderita tegangan residu dan mempunyai intensitas tegangan tertentu.

3) Sifat-sifat material

Sifat material yang mempengaruhi mekanisme *fatigue* terdiri dari kekerasan, elastisitas, ketahanan, kualitas permukaan, keadaan mikrostruktur dan geometrinya.

b. Pengaruh lingkungan

Pengaruh lingkungan dapat dibedakan antara zat korosif seperti uap air, air, asam sulfat dan lain-lain atau akibat kelalaian manusia yang menyebabkan terjadinya kecelakaan tidak terduga.

1) Korosi

Pada umumnya komponen struktur pesawat terbang mengalami korosi yang diakibatkan oleh kontaminasi dengan uap air atau air. Karena hampir setiap metal, kecuali emas dan platina, akan mengalami destabilisasi bila bereaksi dengan molekul air, H_2O . Akibatnya akan timbul proses oksidasi, yang diikuti oleh penggetasan dan kemudian pelemahan struktural. Secara kimiawi setelah terjadi *adsorption* dan *dissociation*, maka akan diikuti *diffusion* dari ion hidrogen ke dalam metal sehingga mengakibatkan penggetasan. Zat-zat korosif lainnya yang sering menimbulkan korosi, biasanya dikarenakan oleh kelalaian manusia.

2) Perubahan suhu

Suhu tinggi akan merubah sifat-sifat material termasuk ketangguhannya. Hal tersebut dialami terutama pada komponen *engine* seperti turbin *blade* dan kamar pembakaran, atau pada struktur pesawat di sekitar *engine exhaust*. Sementara itu perubahan suhu udara luar, yang terjadi misalnya selagi pesawat berada di darat dan kemudian mengangkasa pada ketinggian di atas 30000 kaki, dapat mencapai besaran deviasi 100 C. Sehingga semakin sering suatu pesawat melakukan siklus penerbangan, pengaruh suhu dan kontaminasi uap air akan semakin berakumulasi.

3) Kelalaian manusia

Kelalaian manusia dapat menyebabkan bermacam-macam tidak terduga. Kejadian tersebut dapat muncul ketika pesawat sedang dalam inspeksi perawatan, pengoperasian maupun fabrikasinya sehingga mengakibatkan cacat permanen yang acapkali tidak terdeteksi. Contoh lainnya kecelakaan yang terjadi di Indonesia terkait pesawat tua yakni pesawat Vickers Viscount milik Bouraq Airlines yang jatuh di Karawang sewaktu akan melakukan pendaratan di Bandara Kemayoran tahun 1980-an.

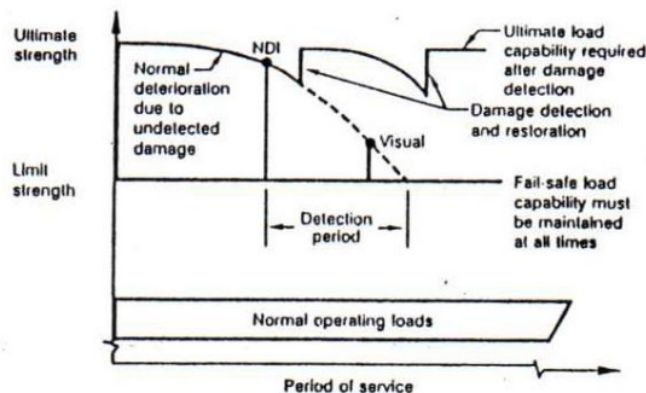
2.2 Keutuhan Struktur

Pada umumnya pesawat udara didesain agar mempunyai performansi yang maksimum untuk jarak jelajah, ketinggian, kecepatan dan daya muatnya (payload). Selain itu, berat minimum menjadi kendala yang juga perlu diperhitungkan. Namun konsepsi struktural yang lebih menekankan kepada berat minimum

biasanya hanya sedikit sekali yang mempertimbangkan adanya *damage tolerance*. Sedangkan untuk pesawat hasil desain dekade saat itu, evaluasi *fatigue* tidak terlepas dari *damage tolerance* yang mendominasi sejak proses desain, fabrikasi, testing, test flights sampai pengoperasiannya.

Pesawat uzur biasanya telah melampaui batas EDGL nya. Kriteria EDGL ini ditentukan oleh pabrik setelah mempertimbangkan berbagai faktor desain untuk menjamin keutuhan struktur (*structural integrity*) sepanjang umur operasinya. Keutuhan struktur menurut Goranson antara lain meliputi kekuatan terhadap beban statik, kemampuan mentolerir kerusakan sampai batas tertentu (*damage* dan ketahanan struktur secara keseluruhan terhadap tipe beban apapun yang dialaminya).

Penentuan tingkat kekuatan maksimal (*ultimate strength*) suatu struktur sehingga terhindar dari kerusakan akan pembebanan aerodinamis dan *presurization* sewaktu terbang, maupun beban lainnya selagi di darat merupakan persyaratan umum desain yang harus dipenuhi. Suatu struktur dirancang secara khusus agar mampu bertahan untuk periode tertentu, sampai waktu inspeksi atau reparasi tiba. Walaupun telah mengalami kegagalan, namun struktur cacat tersebut masih cukup aman (*fail safe*). Hubungan antara kedua aspek persyaratan di atas dengan tenggang waktu operasinya dapat dilihat dalam Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Hubungan Kekuatan Struktur Terhadap Periode Operasi

2.3 Damage Tolerance

Konsepsi *Safe Life* dan *Fail Safe* dalam perkembangan desain pesawat terbang yang waktu itu menganut motto "*Bigger, Faster, Cheaper and Safer*" (lebih besar, lebih cepat, lebih murah dan lebih aman) dipandang belum memadai. Analisa *damage tolerance* diterapkan pertamakali oleh kalangan militer Amerika pada tahun 1974 yang kemudian digunakan untuk pesawat sipil oleh FAA sejak tanggal 1 Desember 1978. Konsep *damage tolerance* sangat berbeda dengan *safe*

life yang mengutamakan performansi *fatigue* atau *fail safe* yang mentolerir adanya kerusakan atau kegagalan struktural sampai batas tertentu. Didalam *damage tolerance*, ruang lingkup analisa meliputi evaluasi ketangguhan (*strength*), desain rincian proses fabrikasi pesawat agar terhindar dari kegagalan (*failur*) fatal akibat *fatigue*, korosi atau kemungkinan kecelakaan akibat kelalaian.

Pada tahap awal analisa dilakukan identifikasi lokasi-lokasi struktur yang kritis terhadap keretakan, kemudian komponen –komponen struktur yang mampu memperlambat retidak serta mampu menghalangi perambatannya dan kemudian mengevakuasi kembali tabiat redistribusi tegangan setelah keretakan. Selanjutnya diasumsikan pula adanya retidak atau cacat bawaan, akibat hasil proses produksi yang kurang sempurna, sejak siklus pertama pembebanan. Misalnya cacat tidakikan dengan jari-jari 0,127 mm telah dianggap ada disetiap lubang pada elemen struktural dan terletak di suatu lokasi yang orientasi tegangan serta sifat-sifat materialnya sulit dilacak. Walaupun ada cacat, namun ketangguhan struktur (*residual strength*) harus cukup mampu menanggung beban tanpa mengalami kehancuran. Sebagai contoh semua komponen struktur pesawat sipil, kecuali *engine* dan *engine mounts*, dapat dirancang sebagai struktur *damage tolerance*, termasuk struktur yang dapat diinspeksi setiap waktu.

Pada prinsipnya *damage tolerance* itu menurut Feddersen meliputi unsur-unsur kerusakan yang masih diijinkan, pemantauan pertumbuhan cacat serta pelaksanaan program inspeksi, ditujukan untuk menjaga ketangguhan struktur guna menanggung beban tanpa mengalami kehancuran.

Analisa *damage tolerance* yang diterapkan pertama kali terhadap pesawat militer Amerika tahun 1974, kemudian digunakan untuk melengkapi kriteria desain pesawat Sipil seperti tercantum di dalam FAR 25.571. Salah satu manfaatnya, semua komponen struktur dapat di desain sesuai konsep *damage tolerance*, kecuali *engine* dan *engine mounts*.

Sementara itu bila *damage tolerance* dipancang mampu memberikan jaminan keselamatan struktural, maka *durability* akan berfungsi sebagai ukuran kuantitatif ketahanan terhadap pembebanan yang diterima material. Pengalaman Blom menunjukkan bahwa *damage tolerance* dan *durability* ini akan memungkinkan suatu analisa yang menghasilkan batasan *Damage Tolerance Design Life* (DTDL).

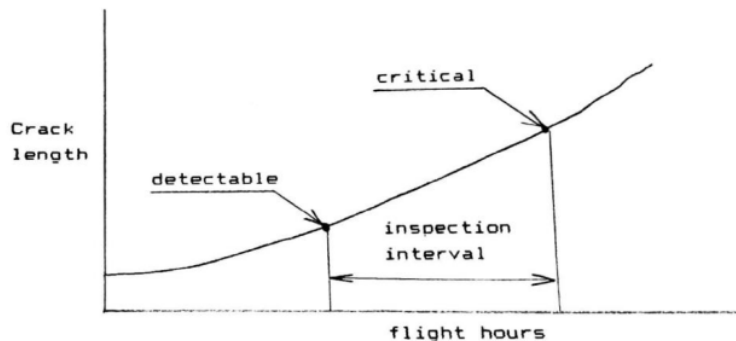
Dalam praktiknya, penerapan analisa *damage tolerance* antara pesawat sipil dengan militer sangat berbeda karena karakteristik maupun misi yang diemban menyebabkan gejala *fatigue* yang berlainan. Demikian pula terhadap jenis material yang digunakan seperti *landing gear*, sayap, *fuselage* dll akan memerlukan analisa *fatigue* yang berbeda.

Struktur pesawat berdasarkan Toleransi Kerusakan (*damage tolerance*) seperti dijelaskan dalam Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil (*Civil Aviation*

Safety Regulation) yang berlaku di Indonesia CASR 25.571 diikuti oleh kemajuan signifikan teknologi mekanika fraktur (*fracture mechanic*). Pendekatan toleransi ini memungkinkan estimasi praktis yang konsep awalnya berhasil diterapkan pada pesawat militer dan kemudian pada angkutan sipil. Pada tanggal 28 September 1978, Otoritas penerbangan sipil Amerika FAA memperkenalkan *Federal Aviation Regulation (FAR)* Amandemen 45 untuk pesawat sipil yang mensyaratkan bahwa pesawat baru wajib memiliki toleransi kerusakan jika memungkinkan. Setelah Amandemen 45 tersebut maka CASR 25.571 mensyaratkan desain struktural yang tahan kerusakan (kecuali tidak praktis) untuk semua elemen struktural di mana kegagalan akan mencegah penerbangan dan pendaratan yang aman. Elemen struktural penting diidentifikasi sebagai *Principal Struktural Elements (PSEs)*. Teknologi mekanika fraktur mengatasi kekurangan dalam metodologi *Fail Safe* sebelumnya, karena memperhitungkan kemungkinan retidak dapat tumbuh secara bersamaan di elemen struktural yang berdekatan.

Desain tahan kerusakan melibatkan prosedur berikut:

- Identifikasi PSE
- Pengembangan spektra pembebanan lelah pada titik kritis di setiap PSE
- Pengembangan data laju pertumbuhan retidak (da / dn) dan kekuatan sisa pada setiap lokasi kritis di setiap PSE.



Gambar 2.2. Pengaruh Panjang Retakan Terhadap Waktu Penerbangan

- Kurva di atas diverifikasi pada awalnya dengan uji komponen dan selanjutnya pada artikel kelelahan skala penuh.
- Kekuatan sisa juga dihitung atas dasar bahwa struktur harus mampu menahan beban batas. (Perhatikan bahwa ini lebih tinggi dari persyaratan beban gagal aman yang lama yaitu beban batas 80% dengan faktor dinamis 15% adalah batas 92%).
- Verifikasi kekuatan sisa dilakukan dengan pengujian komponen dan artikel uji statis skala penuh dengan kerusakan yang diinduksi secara artifisial.

- Prosedur inspeksi yang efektif dikembangkan untuk setiap PSE untuk memastikan deteksi retidakan yang andal.
- Toleransi Kerusakan juga diberikan pada permukaan kontrol melalui beberapa desain engsel, dan pada lugs dan fitting dengan menggabungkan beberapa elemen jalur beban.
- Toleransi Kerusakan memerlukan kemampuan struktural untuk membawa beban yang diharapkan secara wajar.

2.4 Ketahanan Struktur (*Durability*)

Bila damage tolerance dipandang mampu digunakan sebagai cara untuk memberikan jaminan keselamatan struktural, maka *durability* dianggap sebagai ukuran kuantitatif untuk bertahan terhadap timbulnya keretidakan akibat *fatigue* atau kerusakan lainnya. Gabungan keduanya akan dapat menghasilkan suatu struktur yang mempunyai jangkauan EDGL mendekati Damage Tolerance Design Life (DTD_L).

Untuk menentukan ketahanan struktur, selain melalui pengujian *fatigue* dan analisa kuantitatif, akhir-akhir ini telah ditetapkan pula Structure Integrated Program (SIP) dan sejenisnya terutama ditujukan terhadap pesawat yang telah beroperasi serta memasuki usia tua.

2.5 Sisa Umur

Informasi tentang mekanisme penjararan retidak dan ketangguhan residu pada komponen struktur akibat *fatigue* serta ketahanan terhadap korosi, sangat diperlukan antara lain untuk menentukan umur pengoperasian dan sekaligus interval inspeksinya. Dari hasil analisa damage tolerance selain tegangan dan ketangguhan residu, lokasi struktur yang kritis serta dapat diinspeksi telah diketahui, maka akumulasi kerusakan yang terjadi akan memberikan gambaran umum yang tersisa. Sebagai ilustrasi, analisa damage tolerance yang diterapkan terhadap pylon structure pesawat DC-10 setelah kecelakaan pesawat sejenis di Chicago, memberikan kesimpulan bahwa terlepasnya engine dari sayap pesawat bukan karena kelemahan struktural melainkan perawatan yang tidak memadai.

2.6 Kategori Pesawat Uzur

Peremajaan pesawat uzur terutama ditujukan untuk jenis L-188A, VC-8 dan beberapa HS-748 serta F-27 sebab walaupun umurnya sudah tua bahkan melebihi 30 tahun tetapi masih beroperasi. Sejumlah pesawat tersebut sebenarnya telah diambang akhir produktivitas dan tidak ekonomis lagi diterbangkan. Idealnya peremajaan armada dilakukan melalui penambahan pesawat betul-betul baru,

namun mengingat kemampuan operator tidak tertutup kemungkinan mereka memilih pesawat bekas, disamping itu ada beberapa faktor yang membatasi ruang gerak operator, antara lain:

1. Jarak terbang; faktor ini akan mempengaruhi pemilihan kategori pesawat, antara bermesin jet atau berbalok-balok (*turboprop*). Pada Tabel 2-1 terbaca bahwa “*total operating cost*” F-28 (jet) yang waktu terbangnya 2 kali lebih cepat dari F-27 menjadi lebih murah. Hasil studi *cost analysis* lainnya menunjukkan bahwa pesawat jet akan ekonomis untuk jarak terbang lebih dari 400 NM dan sebaliknya untuk *turboprop*.

Tabel 2-1 Perbandingan Ongkos Pesawat Tua VC-8 dengan F-27 dan F-28

RUTE PENERBANGAN	JARAK (km)	JENIS PERAWATAN	TOTAL OPERATING COST/ HR.(US. D)
Jakarta - Medan	1395	Fokker F-28	2070
		Fokker F-27	2172
		VC-8*)	3059
Jakarta- Tanjungkarang	160	Fokker F-28	1365
		Fokker F-27	1188
		VC-8*)	1615

Catatan: *) Pesawat Usur

2. Kemampuan landasan; seperti dapat dilihat dalam Tabel 2-2 untuk tiap-tiap jenis pesawat.

Tabel 2-2 Potensi Bandar Udara di Indonesia

Jenis Pesawat	Jumlah Landasan Mampu Didarati		
	1983/1984	1987/1988	1988/1989
BOEING B-747	4	5	5
DC-10, AIRBUS A-300	8	9	9
DC-9, BOEING B-737	14	18	19
F-28, BAe-146	33	37	38
F-27	52	54	55
CN-235, C-160	52	55	56
TRANSALL			
CASA C-212, DHC-6	145	146	146

3. Faktor finansial; untuk operator seperti PT. Mandala yang posisinya sudah kritis, akan membutuhkan suntikan modal tidak sedikit agar berhasil meremajakan armadanya.

4. Peraturan Pemerintah; yaitu Keputusan Menteri Perhubungan No.127/1990 dan No. 126/1990 yang meliputi ijin usaha serta rute penerbangan, kemudian juga Inpres No.1 Tahun 1980 yang intinya adalah memberikan prioritas terhadap pemakaian pesawat buatan dalam negeri.

Pada tahun 1991-1992 armada penerbangan berjadwal, yang langsung berhubungan dengan masyarakat umum pemakai jasa angkutan udara, mempunyai 35% atau 68 buah yang telah tergolong uzur. Kemudian jika pesawat yang telah melebihi setengah EDGL juga termasuk dalam perhitungan, maka akan ada lebih dari 60% total armada yang perlu diperhatikan dengan seksama atau ekuivalen dengan 102 buah. Jika dilihat kondisinya, maka dari 68 pesawat uzur sekarang ini dapat digolongkan ke dalam 3 kategori yaitu:

1. Pesawat uzur yang laik udara dan ekonomis (55%)
2. Pesawat uzur yang laik udara tapi tidak ekonomis atau pesawat uzur yang laik udara tapi tidak ekonomis atau sebaliknya (20%), dan
3. Pesawat uzur yang tidak laik udara maupun ekonomis (25%)

Diantara ketiga kategori di atas, golongan 1) dan 3) relatif mudah ditangani, karena para operator sendiri dengan leluasa akan mudah menentukan pilihannya. Sebaliknya untuk golongan 2), kendala dan parameter yang mempengaruhinya terlalu banyak dan saling berkaitan satu sama lain. Seperti misalnya pengenaan bea masuk suku cadang beserta kesulitan memperolehnya di pasar bebas. Kemudian masih ditambah lagi keadaan tarif domestik yang masih rendah yaitu Rp 160,-/kursi-km atau setengah dari tarif internasional di kawasan Asia-Pasific, keterbatasan kekuatan armada maupun wilayah operasi, fasilitas perawatan, kekurangan personil ahli dan lain sebagainya.

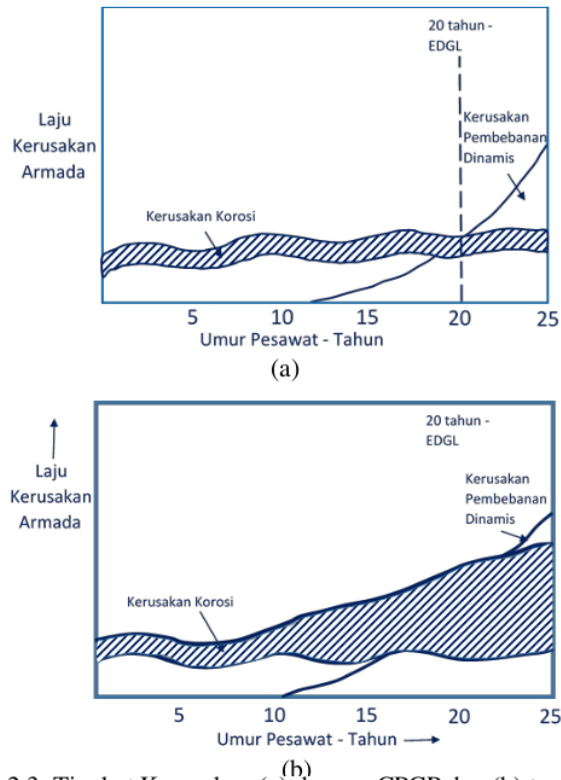
Kesemuanya itu menyebabkan permasalahan semakin kompleks dan jumlah persentasenya pun dengan mudah akan berfluktuasi dengan kemungkinan mencapai angka 30%. Di dalam praktiknya para Operator dihadapkan kepada sebuah dilema selagi berupaya untuk meningkatkan posisi pesawat uzur dari kategori 2) ke 1).

Walaupun pada suatu pesawat uzur misalnya, telah dikerjakan inspeksi ekstra ketat dan memenuhi persyaratan laik udara, tetapi kinerja serta daya operasionalnya tidak mungkin dikembalikan seperti pesawat baru. Sebab selain pengaruh *fatigue*, maka frekuensi perawatan pun akan semakin sering sehingga tingkat utilisasi per tahunnya juga menurun.

Dipandang dari segi teknis, penundaan pelaksanaan inspeksi akan berakibat meningkatnya akumulasi kerusakan yang tersembunyi. Keadaan ini akan semakin parah bilamana tidak didukung oleh fasilitas perawatan yang memadai seperti penyediaan hanggar, personil ahli, peralatan dan suku cadang. Pada gilirannya selain akan mengalami lonjakan biaya perawatan juga akhirnya akan mengurangi

siswa umur pesawat. Sebab perawatan pesawat yang tidak memenuhi spesifikasi dan jadwal inspeksinya, berarti menggambarkan adanya penurunan kualitas, keandalan, utilisasi dan tingkat kinerjanya secara sistematis. Contohnya untuk keterlambatan perawatan *engine* sekitar 250 jam terbang menjelang “turun mesin” (*engine overhaul*) maka kurang lebih 10% dari interval *Hot Section Inspection* (HSI) sudah cukup untuk mempercepat *fatigue* pada temperatur tinggi.

Pada gambar 2.3 menunjukkan laju kerusakan yang terjadi akibat korosi dan pembebanan dinamis (*cyclic loading*). Secara skematis juga diilustrasikan pengaruh penerapan *Corrosion Prevention Control Program, CPCP* seperti gambar (a) dan tanpa CPCP di gambar (b). Jika terjadi kombinasi antara kedua jenis kerusakan tersebut maka laju kerusakan akan berlipat ganda. Gambar 2.3 (a) menunjukkan kerusakan struktural akibat korosi masih cukup terkendali dengan CPCP, sebaliknya gambar (b) tanpa CPCP sehingga perkembangan korosi tak terkendali.



Gambar 2.3. Tingkat Kerusakan (a) dengan CPCP dan (b) tanpa CPCP

BAB III

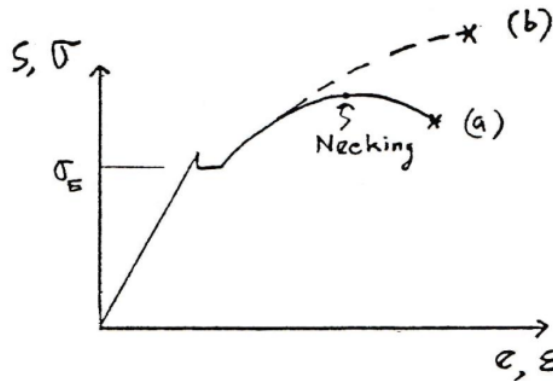
PEMBEBANAN STRUKTUR PESAWAT UDARA

3.1 Integrasi Struktural

Teori ini didasarkan kepada pengamatan dan analisa terhadap akibat dari suatu pembebanan siklis yang mampu merusak ketahanan material. Dalam perkembangannya kemudian para ahli telah merangkumkan kedalamnya teori patah, fisika, kimia dan teori lainnya sehingga akhirnya berkembang menjadi multi disipliner.

3.1.1 Pembebanan Tarik Monoton

Pemilihan material pesawat terbang tidak boleh sembarangan. Banyak pertimbangan yang perlu dilakukan sebelum menentukan material yang cocok digunakan baik untuk body maupun komponen pesawat yang lainnya. Hal ini dilakukan karena pesawat terbang mengalami pembebanan yang berbeda-beda pada saat terbang. Beban pesawat terbang bukan hanya berasal dari jumlah penumpang atau barang yang diangkut. Tetapi faktor tekanan udara di luar, kondisi cuaca dan lain-lain juga sangat berpengaruh. Pemilihan karakteristik material harus diperhatikan. Salah satu karakteristik material yang cukup mempengaruhi adalah kekuatan dari material tersebut. Sehingga material yang dipilih harus melewati uji Tarik sesuai dengan ketentuan yang berlaku. Pada gambar 5, ditunjukkan ada dua kurva tarik, yang satu mewakili kurva teknik dan lainnya menyatidakan kurva yang sebenarnya (riil).



Gambar 3-1: Kurva Tegangan-Regangan monoton: (a) kurva teknik (b) kurva sebenarnya (riil)

Dari kurva tegangan-regangan pada kurva teknik diperoleh hubungan antara tegangan dan regangan suatu material. Pada daerah elastis yang ditunjukkan oleh kurva miring, semakin tinggi beban yang diberikan tegangan dan regangan akan semakin besar hingga saat material tersebut melewati batas elastisnya, tegangan dan regangan tidak lagi berbanding lurus. Jika beban diberikan secara terus menerus sampai melewati titik puncak, lama-material tersebut akan patah.

Secara teori, tegangan teknik (S) merupakan perbandingan antara beban yang diberikan pada material (P) dengan luas penampang awal material tersebut (A_o) secara matematis dapat dituliskan sebagai berikut:

$$S = \frac{P}{A_o} \quad (1)$$

Sedangkan regangan teknik (E) merupakan perbandingan perubahan panjang material

($\Delta l = l - l_o$) dengan panjang awal material sebelum diberi beban (l_o)

$$\begin{aligned} E &= \frac{l - l_o}{l_o} \\ &= l_o \frac{\Delta l}{l_o} \end{aligned} \quad (2)$$

Sedangkan pada kondisi riil didapatkan besarnya tegangan yang terjadi akibat pembebanan disebut dengan tegangan riil (σ) yang merupakan perbandingan antar beban yang diberikan atau diterima material (P) terhadap Luas penampang setiap saat (A).

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (3)$$

Besarnya tegangan riil yaitu:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \int_{l_o}^l \frac{dl}{l} \\ &= l_n \frac{l}{l_o} \end{aligned} \quad (4)$$

Dimana:

ε = reggangan riil

l_o = panjang awal (m)

l = panjang setiap saat (m)

Hubungan antara kurva teknik dengan yang riil dapat di jabarkan sebagai berikut :

$$\begin{aligned}\varepsilon &= l_n \left(\frac{l_o + \Delta l}{l_o} \right) \\ &= l_n(1 + e)\end{aligned}\tag{5}$$

Kemudian dengan mengambil asumsi bahwa $A_o \cdot l_o = A \cdot l = konstan$ dan pembebanan merupakan perkalian antara tegangan teknik dengan luas penampang awal yang niainya sama dengan tegangan riil dikali luas penampang sehingga diperoleh:

$$\begin{aligned}\sigma &= S \left(\frac{A_o}{A} \right) \\ &= S(1 + e)\end{aligned}\tag{6}$$

Catatan : percobaan diatas dilakukan terhadap benda uji tanpa cacat (mulus) dan kedua persamaan terakhir (5), (6) hanya berlaku sampai titik *hecking* pada tegangan $S=S_{ultimate}$.

Selanjutnya regangan riil ε dapat ditulis kembali sebagai :

$$\begin{aligned}\varepsilon &= \varepsilon_{elastik} + \varepsilon_{plastik} \\ &= \varepsilon_e + \varepsilon_p\end{aligned}\tag{7}$$

Besarnya regangan elastis dan plastis dapat dijabarkan dengan bahasa matematika sebagai berikut:

$$\varepsilon_e = \frac{\sigma}{E} \quad \text{dan} \quad \varepsilon_p = \left(\frac{\sigma}{k} \right)^{\frac{1}{n}}\tag{8}$$

Dengan mensubtitusikan persamaan (8) maka didaatkan besarnya regangan riil terhadap tegangan dan elastisitas adalah

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{k}\right)^{\frac{1}{n}} \quad (9)$$

Dimana :

E= Elastisitas Material (N/m²)

k = konstanta yang menunjukkan kekuatan material (strength Coeffisien)

n = eksponen kekuatan material

3.1.2 Pembebanan siklis

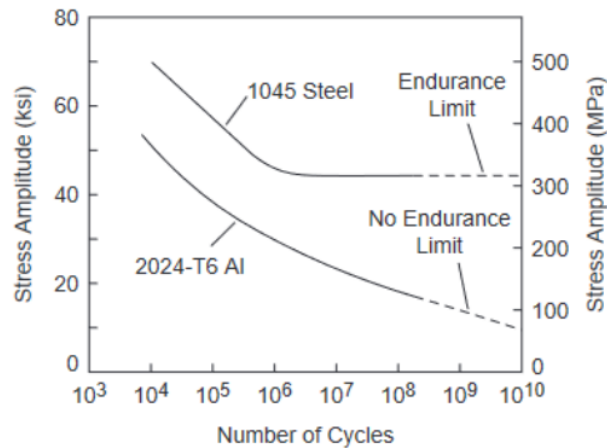
a. Diagram Wöhler

Diagram ini dikenal pula sebagai diagram S-N (tegangan-jumlah siklus untuk patah), atau dikategorikan sebagai “high cycle *fatigue*” (HCF). Pada umumnya jumlah siklus terbatas pada $10^4 \leq N \leq 10^7$ untuk daerah pengujian.

Diagram tersebut dapat diperoleh melalui :

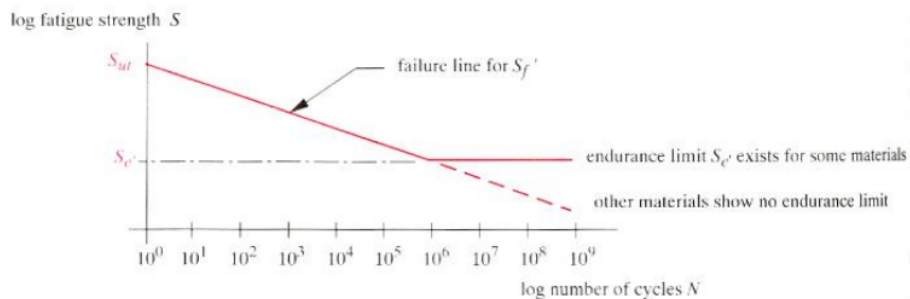
- Percobaan lentur (flexion)
- Percobaan tarik-kompresi (traction-compression)
- Percobaan rotasi (rotation)

Percobaan-percobaan tersebut dilakukan pada tegangan konstan dengan $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = -1$ dan kemudian digambarkan dalam skala semi-logaritmik, seperti terlihat pada gambar 3.2.



Gambar 3.2 Diagram Wöhler Hubungan Tegangan dan Jumlah Siklus.

Harga S_D (limit enduro) ditentukan secara konvensional untuk setiap harga $S \leq S_D$ benda uji tidak pernah patah.



Gambar 3.3 Hubungan Tegangan dan Jumlah Siklus dalam Skala Logaritmik

Dalam skala bi-logaritmik yang ditunjukkan pada gambar 3.3 akan diperoleh hubungan tegangan riil sebagai berikut :

$$\Delta\sigma = \sigma'_f(N)^b \quad (10)$$

Dimana:

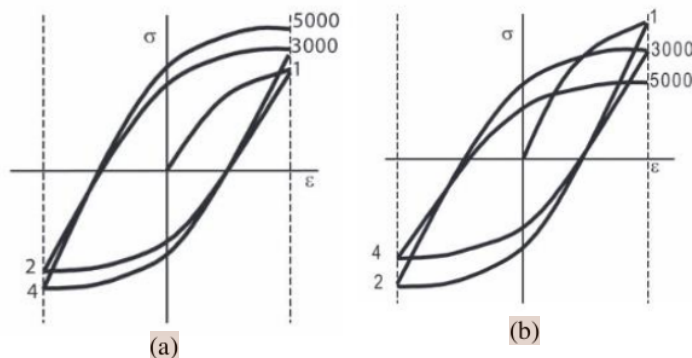
$\Delta\sigma$ = Perubahan tegangan riil (N/m^2)

σ'_f = Konstanta ketahanan fatigue (N/m^2)

b = Exponen ketahanan *fatigue* (exponen basguin)

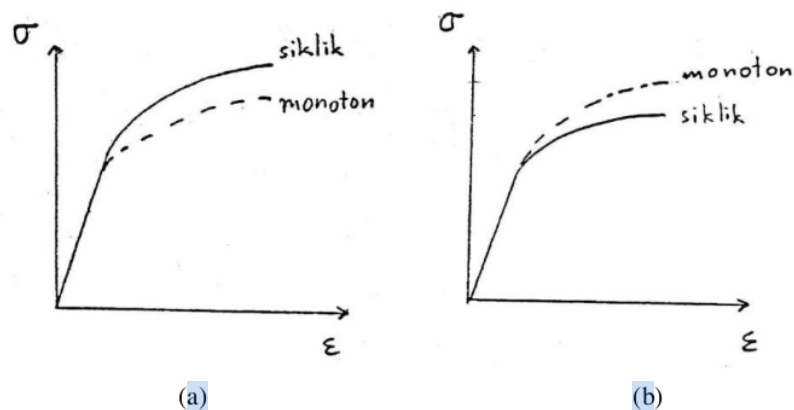
b. Diagram Manson - Coffin

Pada pengujian ini jumlah siklus dibatasi sampai sekitar 10^5 saja dan dikenal pula sebagai *low cycle fatigue* (LCF) dengan $R=-1$ untuk regangan ($\Delta\varepsilon$) konstan. Dalam praktiknya sering kali kita dihadapkan pada pilihan mempergunakan kendala regangan plastik ($\Delta\varepsilon_p$) atau regangan total ($\Delta\varepsilon_t$) konstan seperti yang ditunjukkan pada gambar 3.4 sebagai berikut:

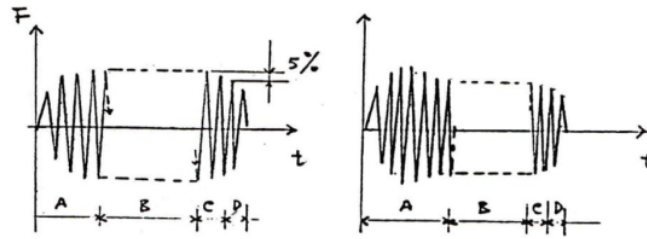


Gambar 3.4 Grafik Hubungan Tegangan dengan (a) Regangan Plastik (b) Regangan Total

Dari hasil percobaan akan terlihat apakah suatu material mengalami *strain hardening* atau *strain softening* seperti yang ditunjukkan pada gambar 3.5, selanjutnya kriteria patah diambil bilamana terjadi penurunan beban (σ) pada (tahap stabilisasi) sebesar 5% yaitu saat mulai terjadi perambatan retidak (gambar 3.6).

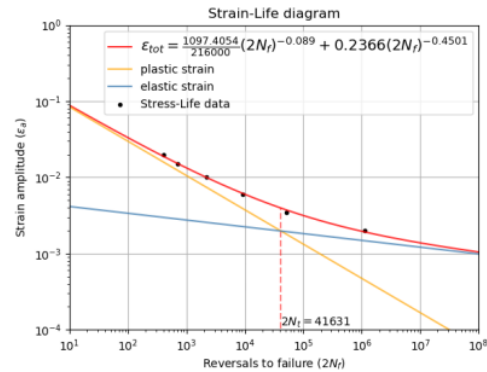


Gambar 3.5 Hubungan Tegangan terhadap (a) strain hardening dan (b) strain softening



Gambar 3.6 Evolusi Beban Terhadap Waktu

Hasil pengujian akhirnya dituangkan kedalam diagram $\Delta\epsilon - N_R$ skala (skala bi-logaritmik) seperti ditunjukkan dalam gambar 3.7. Seperti halnya pada hasil percobaan taik monoton, maka hubungan $\Delta\epsilon_t = \Delta\epsilon_p + \Delta\epsilon_z$ juga berlaku.



Gambar 3.7: Strain-Life Diagram Manson-Caffin

Dari gambar 3.7 didapatkan hubungan antara Regangan plastis dan elastis sebagai berikut:

$$\Delta\epsilon_p = \Delta\epsilon'_f N_R^2 \quad (11)$$

Kemudian, mensubstitusikan persamaan (10):

$$\Delta \varepsilon_z = \frac{\Delta \sigma'_f}{E} \cdot N_R^b \quad (12)$$

Sehingga regangan total $\Delta \varepsilon_t$ menjadi:

$$\Delta \varepsilon_t = \frac{\Delta \sigma'_f}{E} \cdot N_R^b + \Delta \varepsilon'_f N_R^2 \quad (13)$$

Konstanta masing – masing menunjukkan ketahanan dan keliatan (ductile) terhadap *fatigue*.

Catatan : harga exponen b dan c masing-masing untuk baja 0.45 carbon sekitar - 1 dan -0.5.

c. Hubungan antara benda uji tanpa cacat dan tertidakkik (hukum neuber)

Untuk mengenal tabiat benda uji bertidakkik yang mengalami pembebanan sikli, diperlukan pengamatan seksama dibagian dasar tidakkikan agar dapat menentukan besaran tegangan dan regangannya. Selanjutnya dengan memperbandingkan data tersebut terhadap hasil yang diperoleh dari pengujian benda uji mulus, maka umur benda cacat diatas akan dapat diperkirakan. Salah satu cara sederhana tapi cukup baik yang seringkali dipakai adalah pendekatan semi kuantitatif dari neuber, seperti ditunjukkan berikut ini :

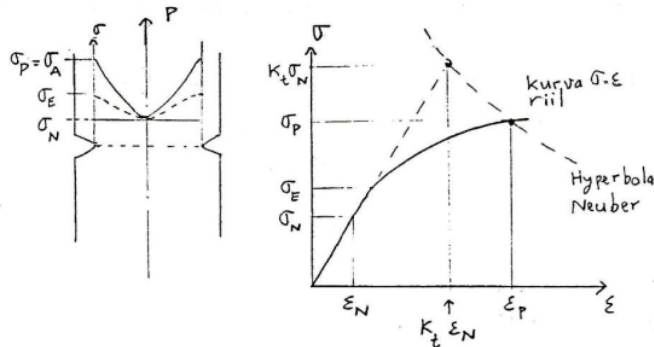
$$K_t^2 = K_\sigma \times K_\varepsilon \quad (14)$$

Dengan

K_t = koefisien kosentrasi tegangan elastik

$$K_\sigma = \frac{\text{tegangan puncak – lokal}}{\text{etgangan rata – rata}} = \frac{\sigma \text{ puncak}}{\sigma_N}$$

$$K_\varepsilon = \frac{\text{regangan puncak – lokal}}{\text{rgangan rata – rata}} = \frac{\varepsilon \text{ puncak}}{\varepsilon_N} = \text{koefisien regangan lokal}$$



Gambar 3.8 Konsentrasi Tegangan pada Tidakikan

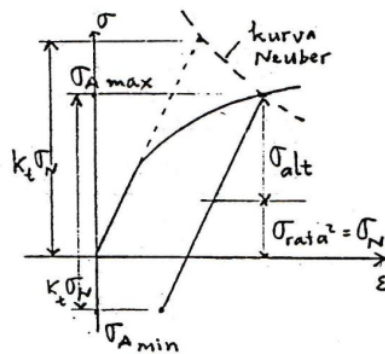
Berdasarkan gambar 3.8, persamaan (14) dapat ditulis kembali dalam bentuk :

$$K_t^2 = \frac{\sigma_p}{\sigma_N} \times \frac{\epsilon_p}{\epsilon_N} = \frac{\sigma_p}{\sigma_N} \times \frac{\epsilon_p}{\sigma_N} \cdot E \quad (15)$$

Atau

$$(k_t \cdot \sigma_N)^2 = E \cdot \sigma_p \cdot \epsilon_p \quad (16)$$

Catatan : biasanya dalam praktik kita tidak mempergunakan kurva meoton melainkan kurva siklis.

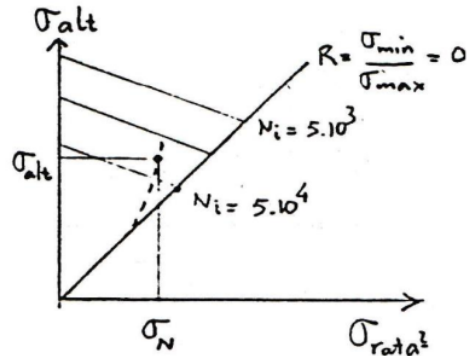


Gambar 3.9 Tegangan Residu

Berikut diberikan contoh untuk memperkirakan umur dengan asumsi bahwa regangan plastik tidak terjadi pada saat kompresi. Dari gambar 3.9 didapatkan bahwa tegangan residu yaitu:

$$\sigma_{A \min} = \sigma_{A \max} - K_t \cdot \sigma_N \quad (17)$$

Kemudian dengan mempergunakan diagram goodman (diperoleh dari benda uji mulus), maka umur benda ujibertidakik tersebut dapat diperkirakan yaitu sekitar 3×10^4 siklus seperti yang ditunjukkan oleh gambar 3.10 berikut:



Gambar 3.10 Diagram Goodman.

d. Akumulasi kerusakan (aturan oalmgren-miner)

Jika n_i adalah jumlah siklus pembebanan pada tingkat i dan $N_R = N_i$ jumlah siklus untuk patah pada tingkat tersebut maka kerusakan partiil (D_i)

$$D_i = \frac{n_i}{N_i} \quad (18)$$

Sedangkan kerusakan total akan terjadi bilamana akumulasi partiilnya menjadi:

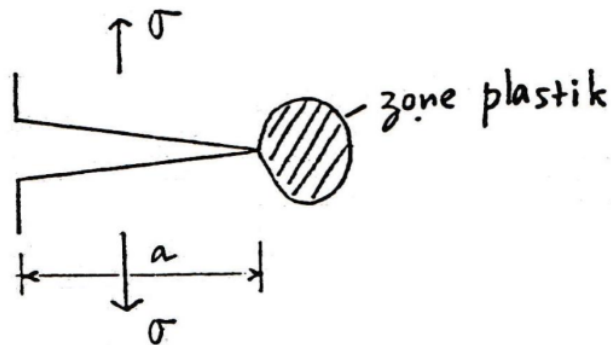
$$\sum D_i = \sum_{i=1}^{\infty} \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (19)$$

3.1.3 Perambatan Retak

Perambatan retak biasanya terjadi pada material yang mengalami pembebanan fatik. Umur komponen atau material juga dapat diprediksi melalui bagian dari komponen tersebut yang mengalami pembebanan fatik. Retak akibat beban fatik pada umumnya terjadi pada permukaan komponen. Beberapa faktor yang mempengaruhi perambatan retak yaitu:

- Faktor mekanik ($\Delta\sigma, \sigma_{max}, \sigma_{min}$)
- Faktor geometrik : panjang retak, dimensi benda tersebut,
- Faktor metalurgi (karakteristik mekanik dan fisik material);
- Faktor lingkungan (kelembaban-temperatur dan .dsb).

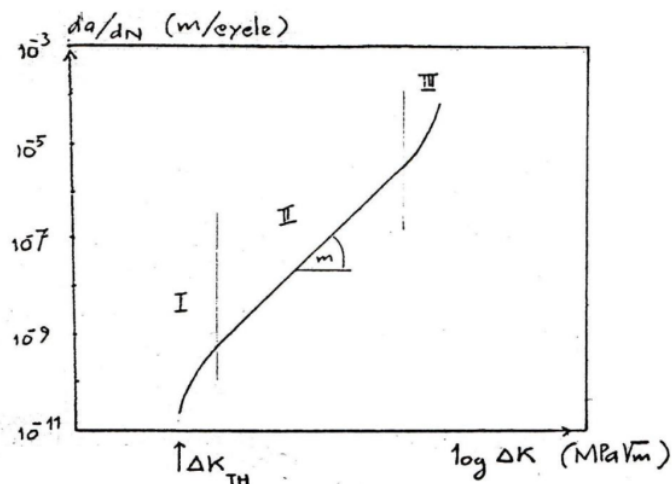
- Kondisi pembebanan (frekwensi, bentuk gelombang beban, amplitudo dan sebagainya)



Gambar 3.11 Zone Plastik di Ujung Retak

Untuk material elastik mempunyai panjang retak akibat *fatigue*, pada ujung retak akan timbul zone plastik lokal seperti terlihat dalam gambar 15 (domain elastis-plastik) dengan bantuan analisa patah kita dapat menjabarkan proses perambatan retak yang lazim dipakai yaitu mengintrodukir faktor intensitas tegangan siklis.

Secara empiris, paris menunjukkan adanya hubungan langsung antara kecepatan perambatan retak persiklus (da/dN) terhadap intensitas tegangan (ΔK) yang secara sistematis diberikan dalam gambar 3-12. Ada 3 wilayah (range) berbeda yaitu :



Gambar 3.12 Diagram Skematis Perambatan Retidak.

- Wilayah I, kecepatan perambatan sangat rendah dan ditandai dengan hadirnya ambang batas ΔK_{TH} (threshold)
- Wilayah II, linier dalam skala bilogaritmik sehingga dapat memenuhi hubungan:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (20)$$

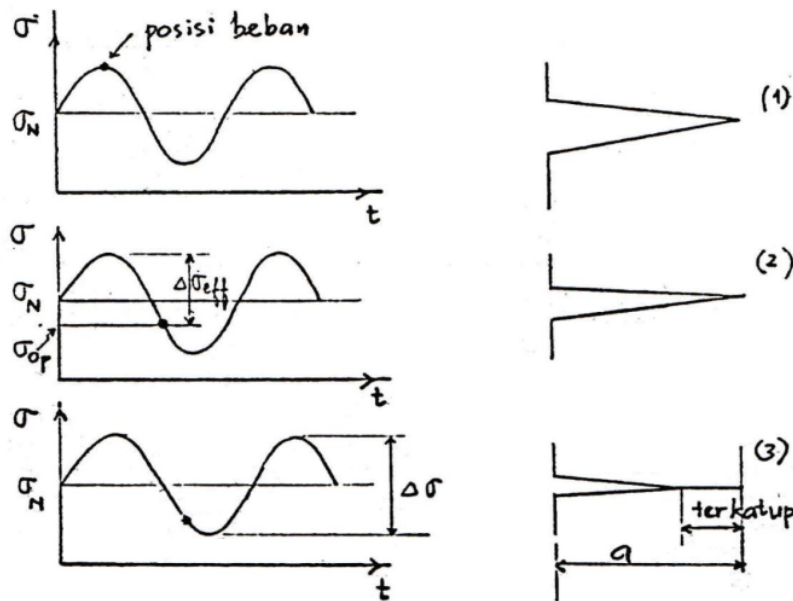
Dengan:

C = Konstanta

m= eksponen Paris (antara 2 sampai 6)

- Wilayah III, ditunjukkan oleh terjadinya percepatan menuju patah akhir.

Penyelidikan elber menunjukan bahwa dalam satu siklus pembebanan ada saat dimana sebagian retak masih mengatup (terjadi kontidak sat¹⁸ sama lain antara kedua bibir retak) walaupun amplitudo bebannya positif seperti yang ditunjukkan pada gambar.3.13:



Gambar 3.13 Posisi Bibir Retak Terhadap Siklus Beban (1) Terbuka Penuh, (2) Masih Terbuka dan (3) Sebagian Tertutup.

Selanjutnya koreksi dilakukan terhadap hukum paris dengan memasukkan penutupan retak (*crack closure*):

$$U = \frac{\Delta\sigma_{eff}}{\Delta\sigma} = \frac{\Delta K_{eff}}{\Delta K} \quad (21)$$

Sehingga:

$$\frac{da}{dN} = C(U\Delta K)^m = C(\Delta K_{eff})^m \quad (22)$$

Dalam tabel 3-3 diberikan beberapa harga pendekatan U dan tabel 3-4 menunjukan beberapa pendekatan lainnya terhadap hukum paris.

Tabel 3-3: Harga U Sebagai Fungsi dari R

No	Peneliti	$U = \frac{\Delta\sigma_{eff}}{\Delta\sigma}$	Domain $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$	Ref.
1	W. Elber	$0,5 + 0,4 R$	$-1 < R < 0,7$	7
2	J. Schijve	$0,55 + 0,35 + 0,1 R^2$	$-1 < R < 1,0$	20
3	M.Kurihara	$1 / (1,5 - R)$	$R < 0,5$	21
		1	$R > 0,5$	21
4	D.L. Davidson	$\frac{1 - \frac{K_{op}}{K_{max}}}{1 - R}$	$-1 < R < 1,0$	22

Tabel 3-4: Model Perambatan Retidak

No	Peneliti	$\frac{dA}{dN}$	Ref.
1	Paris	$C \cdot \Delta K^m$	6
2	Elber	$C \cdot \Delta K_{eff}^m$	7
3	A.Otha & Al.	$\frac{C(\Delta K^m - \Delta K_{TH}^m)}{(1 - R)^{y'}}$	17

4	H.P.Chis	$\frac{C(\Delta K - \Delta K_{TH})^m}{(1-R)K - \Delta K}$	18
5	J.Petit&Al.	$C \cdot \left\{ f(\alpha, R) \left[1 - \frac{\Delta K_{TH}}{\Delta K_{max}} \right]^\alpha \frac{K_{max}}{\Delta K_{TH}} \right\}$	19

3.1.4 Pembebanan Silkis Variabel

Disebut pembebanan silkis variable karena amplitudonya tidak konstan tetapi dapat berubah setiap saat. Dari hasil penelitian di lapangan sering kali dijumpai bahwa pembebanan tersebut mengikuti suatu pola tertentu sehingga besarnya dapat disimulasikan dengan mudah atau sebaliknya sulit dideteksi. Pembebanan yang menganut pola tertentu misalnya sewaktu pesawat udara sedang taxiing, udara cruising kemudian menerima gust load tergolong sukar disimulasikan dengan demikian pula halnya untuk jembatan serta gedung pencakar langit yang menerima beban terpaan angin kencang.

Selanjutnya untuk mempermudah analisa pembebanan langkah berikut kiranya akan sangat membantu.

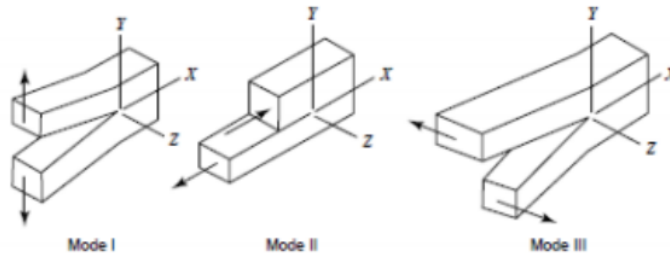
- Mencatat riwayat pembebanan dan data statistik untuk tiap tipe pembebanan.
- Menentukan spektrum pembebanan khususnya mengenai variasi beban maksimal dan minimal yang telah disimulasikan serta memilih metoda perhitungan siklus yang cocok.
- Memperhitungkan pengaruh lingkungan yang korosif
- Mengikut sertikan pengaruh mekanisme pengatapan retidak
- Melakukan percobaan full scale *fatigue* test dengan model simulasi pembebanan tertentu.

3.2 Teori Dasar Mekanika Patahan

Kondisi armada angkutan udara nasional saat ini, melalui pembahasan armada pesawat uzur, pembagian pangsa pasar, industri pesawat terbang, dan alternatif pesawat udara untuk peremajaan. Dengan mengetahui proses keuzuran pesawat dan program kerjasama secara internasional, maka antisipasi terhadap berbagai kemungkinan yang terjadi dapat dilakukan lebih dini pada sejumlah pesawat uzur yang masih dipoeraskan di dalam negeri. Lebih jauh evaluasi dilakukan terhadap kondisi armada Penerbangan Berjadwal untuk mencoba memformulasikan program penanganan lebih seksama dan realistis. Beberapa teori yang mendasari analisa dan evaluasi kelelahan material (*fatigue*) baik di dalam proses desain maupun operasional buat konstruksi.

3.2.1 Karakteristik Perpatahan

Salah satu metode matematis dalam mempelajari perilaku material dengan menggunakan analisis struktur dengan mekanika pecahan. Di dalam mekanika pecahan pada umumnya terdapat 3 moda perambatan retidak yang mewakili mekanisme patah. Namun dalam praktiknya sering dijumpai tidak saja salah satu moda, melainkan merupakan superposisi dari 2 atau 3 moda sekaligus.



Gambar 3.14 Moda deforasi retidak

- Moda I (terbuka), mempunyai ciri pembebanan tegak lurus terhadap bidang retidak.
- Moda II (irisn dalam bidang), pembebanan searah denagn bidang perambatan rtidak tetapi tegak lurus terhadap ujung retidak.
- Moda III (irisn diluar bidang), pembebanan searah dengan bidang perambatan retidak dan sejajar terhadap ujung retidak.

3.2.2 Teori Westergoard.

Diasumsikan ada retidak searah sumbu X (perhatikan gambar 2.2) pada pelat berdimensi tidak hingga yang dibebani merata oleh tegangan tarik σ_∞ dalam arah y untuk daerah diujung retidak dimana $r \ll a$ diperoleh distribusi tegangan sbb :

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \begin{pmatrix} 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \\ 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \end{pmatrix} \quad (23)$$

Sedangkan daftar intensitas tegangan K_I (dalam moda I) diberikan sebagai :

$$K_I = \sigma_{\infty} \sqrt{\pi a} \quad (24)$$

3.2.3 Teori Irwin

Teori ini dimaksudkan untuk memberikan koreksi yaitu dengan mengiintrodusir adanya plastisitas di ujung retidak. Maka persamaan (23) dapat ditulis kembali untuk arah $\vec{y}$ dengan $\theta = 0$ sehingga memberikan persamaan berikut :

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (25)$$

Dalam persamaan (25) diatas terlihat bahwa jika $r \rightarrow 0$, harga σ_y akan menjadi tidak terhingga yang tentunya bertentangan dengan sifat-sifat material. Oleh karena itu penjelasan yang relevan tidak lain diujung retidak telah menjadi daerah plastik lokal, walaupun disekelilingnya masih elastik (selanjutnya kondisi demikian disebut elastis plastik). Batas zone plastik tersebut disekitar ujung retidak adalah r_y sehingga σ_y^E untuk $r \leq r_y$ masih plastik dari persamaan (25) besaran r_y dapat ditulis seperti dibawah ini.

$$r_y = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y^E} \right)^2 \quad (26)$$

Dengan σ_y^E = limit elastik

Selanjutnya eliminasi terhadap teori elastik terjadi ketika luas A_1 di analisis ke A_2 , sehingga.

$$\int_0^{r_y} \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} dr = \sigma_y^E r_y = \sigma_y^E (R - r_y) \quad (27)$$

Dimana :

$$R = 2r_y = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y^E} \right)^2 \quad (28)$$

3.3 Operasi Mikro/Makro Fraktografi

Observasi terhadap permukaan dan bagian yang patah dapat dilakukan secara visual, lensa optik, SEM (Scanning elektron microscope). Hasil mikro/makro fraktografi tersebut sangat membantu akurasi analisa mekanisme patah, yaitu selain untuk menentukan mikrostruktur suatu material dapat pula dipergunakan mengevaluasi beberapa hal berikut :

1. Tempat inisiasi retidak

Pada gambar 2-16 dari hasil percobaan enduropuntiran(torsion) dapat dilihat beberapa tempat inisiasi retidak yang membentuk sudut 50° atau 45° terhadap sumbu lonitudinal benda uji permukaan patah tersebut menunjukkan bahwa keretakan terjadi sebagai akibat superposisi moda pembebanan I+II+III sekaligus yang secara progresif memberikan deviasi terhadap bidang penjalaran retidaknya

2. Alur penjalaran retidak

Observasi ini biasanya cukup memakai lensa optik. Gunanya antara lain untuk menyelidiki alur perambatan, cabang retidak, daerah plastifikasi, PSB (persistent slip bands), orang oksida dan gejala lain di permukaan.

3. Striation

Menurut Laird, striation terjadi akibat daerah diujung retidak mengalami plastifikasi dan slip plan (membentuk sudut 45° terhadap arah perambatan) selalu bergeser mengikuti penjalaran retidak (perhatikan gambar 2-18). Untuk aluminium seringkali dapat dijumpai adanya striation baik tipe ductile maupun fragile sedangkan untuk baja karbon sangat jarang ditemukan.

3.4 Korosi Pada Komponen

Pemilihan material yang akan digunakan untuk pesawat terbang terutama material logam, harus mempertimbangkan beberapa aspek karena logam merupakan salah satu material yang tidak homogen dan sulit untuk diubah menjadi material homogen. Material pesawat harus berbahan tangguh, ringan, awet dan mudah dibentuk agar meminimalisir kerusakan dan mempermudah pemeliharaan. Salah satu kerusakan yang sering terjadi dan perlu diperhatikan pada material pesawat terbang adalah kerusakan akibat korosi. Korosi merupakan proses kerusakan material yang diakibatkan oleh pengaruh lingkungan. Fenomena korosi terjadi karena reaksi kimia logam terhadap elektrolit- elektrolit yang bersinggungan dengan permukaannya sehingga merubah struktur logam tersebut menjadi campuran logam seperti *oxide* ataupun *hydroxide*.

Proses terjadinya **korosi** disebabkan oleh beberapa faktor diantaranya kelembaban udara, kandungan oksigen di udara, kadar garam di udara, mikro organisme, kenaikan dan penurunan temperatur secara ekstrime dan lain-lain. Dilihat dari penyebab korosi, beberapa bagian pesawat yang rawan terjadi korosi diantaranya:

1. Korosi pada permukaan.

Lapisan luar pesawat atau yang biasa disebut dengan permukaan pesawat merupakan daerah yang paling sering terjadi korosi. Hal ini terjadi karena permukaan pesawat kontak langsung dengan udara yang memiliki kadar oksigen, air dan garam berubah-ubah sesuai dengan daerah yang dilewati pesawat tersebut³. Ciri-ciri permukaan pesawat yang telah mengalami korosi yaitu terdapat serbuk putih keabu-abuan pada permukaan material campuran aluminium dan terkelupasnya cat pada sayap atau badan. Faktor-faktor seperti pengecatan yang tidak optimal, asap, asam, polutan, dan kelembaban udara dapat mempercepat proses korosi permukaan. Kalau tidak diatasi segera, korosi permukaan bisa menyebabkan keretakan pada kulit pesawat.



Gambar 3.15 Korosi Pada Permukaan

2. Korosi Lubang / *Pitting Corrosion*

Korosi lubang disebabkan oleh proses mekanis atau pengaruh suhu tinggi pada permukaan logam yang mudah teroksidasi³. Daerah yang paling sering mengalami korosi lubang biasanya terjadi pada permukaan pesawat yang dilindungi oleh endapan serbuk tebal. Korosi pada daerah tersebut mengakibatkan titik-titik kecil yang pada akhirnya membentuk suatu lubang. Korosi lubang sulit diprediksi, dicegah,³ atau dideteksi sehingga sangat berbahaya. Sekecil apapun korosi lubang, dapat menyebabkan gagal mesin. Seringkali korosi lubang menyerang secara terkonsentrasi pada satu

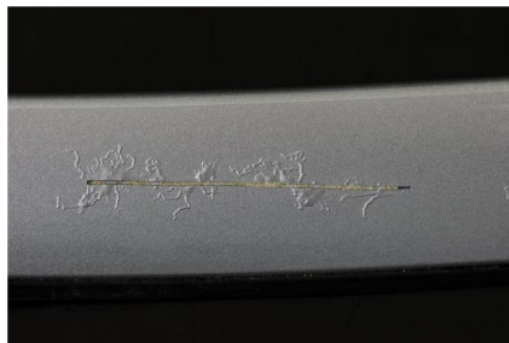
permukaan logam sehingga menimbulkan kerusakan bersifat lokal, lapisan pelindung permukaan rusak dan permukaan logam berubah tidak beraturan.



Gambar 3.16 Korosi Lubang

3. Korosi Serbuk/ *Filiform Corrosion*

Korosi serbuk disebabkan oleh permukaan campuran aluminium tidak dipersiapkan dengan baik sebelum dilapisi cat *polyurethane*, biasanya terjadi pada material dengan lapisan aluminium. Bagian pesawat yang sering mengalami korosi ini yaitu paku keling/*rivet* atau permukaan *fastener*. Pencegahan korosi serbuk sangat disarankan karena korosi jenis ini mudah terdeteksi dan terlihat namun sulit untuk diperbaiki jika sudah terlanjur terjadi. Ciri-ciri terjadinya korosi ini yaitu adanya titik berkarat menyerupai garis halus ditemukan di bawah cat pesawat yang dapat menggelembung dan mengelupas.



Gambar 3.17 Korosi Serbuk

4. Korosi Biologis/ *Biological Corrosion*

Jamur, bakteri dan ganggang yang hidup atau menempel pada material pesawat merupakan penyebab terjadinya korosi biologis. Aktivitas mikroorganisme dapat merusak lapis pelindung penahan korosi dan menghasilkan endapan / deposit yang kemudian menimbulkan aksi elektrokimia. Mikroorganisme menempel pada material kemudian terkontaminasi dengan cairan (bahan bakar pesawat) serta cuaca dan udara lembab mengakibatkan terjadinya interaksi elektrokimia antara mikroorganisme dan kelembapan serta permukaan material pesawat, sehingga menyebabkan korosi. Usaha yang dapat dilakukan untuk mencegah korosi biologis yaitu dengan menggunakan lapisan pelindung extra atau lebih tebal, menambah coating yang spesifik dan menambah inhibitor untuk memperburuk kondisi airnya. Gambar.28 Korosi Mikrobiologi



Gambar 3.18 Korosi Mikrobial

5. Korosi Pengelupasan / *Exfoliation Corrosion*

Korosi pengelupasan terjadi akibat lapisan pesawat rusak sehingga logam pesawat tidak terlindungi dan terkelupas. Biasanya terjadi pada extrude material yang memiliki jalur atau sudut laminar (lurus) atau bahan paduan aluminium pada pesawat. Pada saat kondisi sudah parah, korosi dapat terlihat dengan mata telanjang namun jika masih awal, hanya dapat dilihat menggunakan mikroskop. Beberapa upaya yang dapat dilakukan untuk mencegah korosi pengelupasan yaitu Memberikan lapisan pelindung pada material pesawat, memilih paduan aluminium yang sesuai, mengontrol distribusi endapan dengan menggunakan panas, dll.



Gambar 3.19 Korosi Pengelupasan

6. Korosi Fret/ *Fretting Corrosion*

Gesekan antara dua permukaan yang memiliki tekanan tinggi mengakibatkan lapisan pelindung logam mengelupas dan logam tidak terlindungi sehingga mengakibatkan korosi fret. Perubahan warna pada permukaan pesawat merupakan tanda awal terjadinya korosi fret. Jika tanda tersebut diabaikan, dapat mengakibatkan retidak. Namun, jika permukaan material yang saling bergesekan kecil dan tajam, dapat menimbulkan lekukan pada permukaan yang bergesekan tersebut dan biasa disebut *fake brinelling* atau *brinelling* palsu. Untuk mengantisipasi terjadinya korosi fret sebaiknya dilakukan penggantian pelumas secara berkala, material diberi pelindung (inhibitor), permukaan kedua logam yang memungkinkan untuk bergesekan dibuat lebih keras, dll.



Gambar 3.20 Korosi Fret

7. Korosi Galvanis/ *Galvanic Corrosion*

Korosi galvanis dapat juga disebut sebagai orosi bimetalik terjadi akibat proses elektrolisis cairan antara dua logam yang berlainan. Satu logam lebih rentan korosi dibandingkan logam lainnya, walaupun dihubungkan melalui elektrolit. Ketika logam tersebut direndam dengan larutan konduktif dan

disambungkan secara elektrik, satu logam sebagai katoda terlindungi, namun logam lainnya yang bertindak sebagai anoda rentan korosi. Ketika kedua logam tersebut dipadukan, korosi galvanis dapat menyerang anoda. Beberapa cara yang dapat dilakukan untuk mencegah terjadinya korosi galvanis yaitu pemilihan kedua material harus memiliki kemungkinan korosi yang serupa, melapisi material, menjaga jarak antara anoda dan katoda, memasang pelindung anoda dll.



Gambar 3.21 Korosi Galvanis

8. Korosi *Intergranular/ Intergranular Corrosion*

Korosi *intergranular* pada umumnya berupa butiran partikel pada material paduan logam. Penyebab butiran tersebut yaitu elektrolit dan perbedaan komposisi kimia pada partikel logam. Pada pesawat terbang, korosi *intergranular* dapat terjadi karena kristalit pada material. Hal ini mengakibatkan bagian eksternal pesawat lebih rentan korosi daripada bagian internalnya. Korosi ini jarang ditemukan dan sulit dideteksi pada pesawat terbang. Namun jika material pesawat yang berbahan logam atau paduannya tidak dirawat dengan benar terkena paparan korosif di kemudian hari amat rentan pada korosi *intergranular*. Perbedaan struktur material pesawat juga menjadi salah satu penyebab terjadinya korosi ini. Biasanya korosi *intergranular* baru terlihat saat sudah fatal. Karena mengikis kadar kromium, material pada pesawat menjadi rentan pada korosi, meskipun sebelumnya tahan. Untuk *stainless steel* dan aluminium, korosi ini dapat dicegah dengan menambahkan kadar kromium.



Gambar 3.22 Korosi Intergranular

9. *Stress Corrosion* ³

Stress Corrosion adalah salah satu turunan dari korosi *intergranular*. Sering terjadi pada bagian pesawat yang kerap menahan tekanan seperti roda pesawat atau poros engkol pada mesin. *Stress Corrosion* terlihat seperti retidakan memanjang nan tipis seperti rambut pada material pesawat sehingga sulit untuk terdeteksi. Seringkali roda atau poros engkol pada mesin pesawat rusak akibat *stress corrosion* sebelum dapat terdeteksi.



Gambar 3.23 Stress Corrosion

Kerusakan struktur pesawat yang diakibatkan oleh korosi dapat menyebabkan kecelakaan pesawat terbang sehingga masalah korosi tidak dapat dianggap sepele. Pencegahan korosi tidak dapat dilakukan secara total namun hanya sebatas memperlambat laju korosi. Pada saat pesawat terbang di udara, faktor-faktor penyebab korosi tersebut tidak dapat dihindarkan. Oleh karena itu, pemilihan material pesawat sangat diperhatikan dan harus dapat meminimalisir reaksi material dengan keadaan tersebut.

Seiring dengan kemajuan teknologi, material yang digunakan untuk membuat pesawat terbang terbuat dari metal ringan dan tahan terhadap korosi. Uap air yang berasal dari daerah pantai dan kontaminasi penguapan limbah maupun polusi udara industry mengakibatkan kandungan garam di udara menjadi

tinggi. Hal ini mengakibatkan reaksi elektrokimia terhadap logam menjadi garam dan oksida sehingga saat garam yang berupa serbuk tersebut terlepas dari logam dapat melemahkan struktur dan kekuatan logam tersebut.

3.5 Prosedur Operasional Standar Perawatan Pesawat

Prosedur Operasional Standard (*Standard Operating Procedures-SOP*) merupakan suatu system tertulis yang disusun untuk memudahkan melakukan suatu pekerjaan/ kegiatan dan biasanya mengacu pada aturan tertentu. Kecelakaan pesawat terbang dapat diminimalisir dengan perawatan (*maintenance*) maskapai secara berkala. Sesuai dengan ketetapan Undang-undang No.1 Tahun 2019 tentang penerbangan pada Bab V Bagian ketiga tentang perawatan, pada pasal 46 ayat 1 menyatakan bahwa “Setiap orang yang mengoperasikan pesawat udara wajib merawat pesawat udara, mesin pesawat udara, baling-baling pesawat terbang, dan komponennya untuk mempertahankan keandalan dan kelayakannya secara berkelanjutan.” Kemudian diperjelas pada ayat 2: “Dalam perawatan pesawat udara, mesin pesawat udara, baling-baling pesawat terbang, dan komponennya sebagaimana dimaksud pada ayat (1) setiap orang harus membuat program perawatan pesawat udara yang disahkan oleh Menteri” maka setiap maskapai harus perawatan terhadap pesawat terbang. Jadwal dan jenis perawatan pesawat terbang tergantung dari kebijakan setiap maskapai namun tetap mengacu pada undang-undang tentang penerbangan.

Perawatan terhadap pesawat terbang dilakukan dengan dua acara yaitu perawatan berkala yang dilakukan tanpa menunggu adanya kerusakan komponen pesawat (*preventif maintenance*) dan perawatan saat terjadi kerusakan pada komponen pesawat (*Korektif Maintenance*). Setiap pesawat memiliki standard yang berbeda-beda dalam penentuan kelayakan terbang. Kelayakan terbang suatu pesawat dilihat dari kondisi setiap komponennya serta disesuaikan dengan batas maksimum dan minimum yang ditetapkan oleh manual book yang dikeluarkan perusahaan manufacturing pesawat tersebut. Setiap maskapai memiliki SOP yang berbeda-beda dalam melakukan perawatan tergantung dari jenis pesawat dan pabrik tempat memproduksi pesawat tersebut.

3.5.1 SOP Perawatan Preventif Pesawat Terbang

Perawatan preventif merupakan rutin atau berkala yang dilakukan untuk mencegah terjadinya kerusakan pada komponen pesawat terbang. Terdapat dua jenis perawatan preventif yaitu perawatan rutin dan berkala. Perawatan rutin dilakukan setiap kali pesawat landing untuk menentukan kelayakan pesawat tersebut melanjutkan penerbangan. Sedangkan perawatan berkala dilakukan sesuai

dengan jadwal yang telah ditentukan oleh setiap maskapai dan biasanya dilihat dari jarak dan waktu tempuh penerbangan.

Pembuatan SOP perawatan pesawat terbang dilakukan pada setiap komponen terutama komponen yang sangat krusial. Sehingga setiap komponen memiliki tahap yang dan detail yang berbeda-beda dalam proses pengecekannya. Berikut ini adalah contoh SOP perawatan preventif pesawat terbang:

- 2
1. Standar operasional prosedur pemeriksaan *nose wheel & main wheel*:
 - a. Pastikan *nose wheel* dan *main wheel* belum mengalami ketipisan.
 - b. Pastikan *nose wheel* dan *main wheel* tidak cacat.
 - c. Apabila ditemukan ketipisan dan cacat maka dilakukan penggantian.
2. Standar operasional prosedur pemeriksaan *break*
 - a. Pastikan *break* belum mencapai batas atau kurang dari batas.
 - b. Apabila *break* mencapai batas atau kurang dari batas maka dilakukan penggantian.
3. Standar operasional prosedur pemeriksaan oli *engine*:
 - a. Pastikan oli belum mencapai batas.
 - b. Pastikan oli tidak boleh kurang dari batas.
 - c. Apabila oli mencapai batas maka dilakukan penambahan oli minimal dua kaleng.
4. Standar operasional prosedur pemeriksaan *body* dan sayap pesawat
 - a. Pastikan *body* dan sayap tidak terdapat benda yang membuat cacat.
 - b. Pastikan *body* dan sayap tidak ada bekas benturan.
 - c. Pastikan sambungan *body* dan sayap tidak mengalami kelonggaran baut.
 - d. Apabila *body* dan sayap dalam kondisi tidak baik, maka dilakukan perbaikan.
5. Standar operasional prosedur pemeriksaan *exterior engine*:
 - a. Pastikan sekitar *engine* tidak terdapat benda dan makhluk.
 - b. Pastikan sekitar *engine* tidak mengalami benturan.
 - c. Pastikan sambungan *engine* tidak mengalami kelonggaran baut.
 - d. Berikan pembatas pada sekitar *engine*.
 - e. Pastikan sekitar *engine* dalam keadaan steril.
6. Standar operasional prosedur pemanasan pesawat:
 - a. Pastikan semua komponen berfungsi.
 - b. Pastikan semua sistem berfungsi.
 - c. Pastikan pesawat dalam kondisi layak mengudara.

7. Standar operasional prosedur pembersihan *general interior* :
 - a. Pastikan plastik tidak terdapat disekitar pintu dan lavatory.
 - b. Pastikan pesawat dalam kondisi bersih.
 - c. Pastikan spare safety card ada.
8. Standar operasional prosedur pembersihan *general exterior*:
 - a. Pastikan tidak terdapat darah hewan sekitar landing geerdepan dan belakang.
 - b. Pastikan tidak ada darah hewan sekitar engine, moncong, dan sayap dalam.

3.5.2 SOP Perawatan Korektif Pesawat Terbang

Perawatan korektif yaitu perawatan yang dilakukan setelah ditemukan kerusakan pada suatu komponen, dengan cara memperbaiki atau mengganti komponen tersebut. Tujuan dari perawatan korektif yaitu melakukan perbaikan atau penggantian pada komponen yang telah cacat agar dapat berfungsi kembali. Berikut ini adalah contoh SOP perawatan korektif pada pesawat terbang:

1. Standar operasional prosedur penggantian Break(kanvas) :
 - a. Pastikan breaktelah mencapai batas atau kurang dari batas.
 - b. Pastikan breakdalam kondisi baru.
 - c. Pastikan breakerterpasang dengan benar.
 - d. Pastikan breakberfungsi kembali setelah terpasang.
2. Standar operasional prosedur penggantian Nose wheeldan Main wheel(roda depan dan belakang) :
 - a. Pastikan kondisi roda telah menipis.
 - b. Pastikan kondisi roda dalam keadaan cacat.
 - c. Pastikan roda terpasang dengan benar.
3. Standar operasional prosedur penambahan nitrogen roda depan :
 - a. Pastikan kondisi roda depan kekurangan nitrogen.
 - b. Tambahkan nitrogen sesuai dengan kondisi dari kurangnya.
4. Standar operasional prosedur penambahan oli engine:
 - a. Pastikan oli engine telah mencapai batas.
 - b. Jika mencapai batas, tambahkan oli minimal 2 kaleng.

BAB IV

UPAYA PENGENDALIAN DAN KONTROL KOROSI PADA PESAWAT UZUR DI INDONESIA

4.1 Umum

Banyak maskapai maskapai penerbangan sipil Indonesia cenderung tetap mengoperasikan armada komersial mereka walaupun sudah melewati kriteria umur desain ekonominya (*economic design goal life-EDGL*) yang telah ditentukan oleh para manufakturnya atau pesawat uzur. Pertanyaan muncul bagaimana mengoperasikan pesawat uzur tersebut tetap selamat dan masih dapat menghasilkan untung. Pada kenyataannya di lapangan akan menemui banyak permasalahan yang harus diatasi agar tetap memenuhi standar kelaikan udara dan aman untuk terbang. Umumnya masalah yang ditemukan merupakan kombinasi dari disintegrasi struktural, keausan komponen, malfungsi perangkat operasional, kelelahan material (*material fatigue*) dan korosi. Seperti disintegrasi struktural dan kelelahan material yang telah dibahas pada bab sebelumnya, maka dalam bab ini akan disampaikan metoda pengendalian korosi berikut pengembangannya.

4.2 Korosi Pesawat Terbang

Kemunculan korosi terkait dengan berbagai jenis metal yang mengalami deteriorasi akibat terekspos waktu dan lingkungan sehingga terjadi proses elektrokimia (*electrochemical*) dengan lingkungannya yang korosif. Terjadinya korosi ditemukan sejak awal proses manufaktur metal tersebut dan terus berlangsung sampai menjadi komponen terintegrasi dan akhirnya dioperasikan sebagai pesawat terbang yang melayani pelanggan. Walaupun berbagai macam pelapis kimia (*protective coating*) telah dipasang sejak fabrikasi ini sampai fase perawatan, tetap saja kurang efektif seiring perjalanan waktu, sehingga korosi masih terus bermunculan. Fenomena korosi ini akan terus terjadi menggerogoti struktur pesawat (*airframe*) sampai rusak parah kecuali ada metoda pengendalian korosi yang diterapkan secara efektif.

4.3 Berbagai Level Korosi

Mengacu ke petunjuk pelaksanaan FAA (*Advisory Circular*) nomor 43-4A (1991) korosi merupakan proses perusakan metal (*deterioration*) yang dapat berlangsung lambat, terus menerus dan dalam waktu tertentu seperti korosi

permukaan metal umumnya (*pitting, exfoliation corrosion ect.*). Tapi jenis lainnya ada pula korosi yang berlangsung lebih cepat, bahkan dapat terjadi dalam hitungan hari atau jam mengakibatkan kerusakan berat struktural (*catastrophic struktural failure*). Bentuk korosinya merupakan kombinasi pembebanan mekanis dan proses elektrokimiawi yang diterima komponen metal secara bersamaan seperti contohnya; keretidakan akibat korosi dan akumulasi tegangan, penggetasan metal dan korosi dengan kelelahan metal. Seperti contoh kecelakaan B737-100 milik Aloha airlines terjadi begitu saja tanpa ada peringatan dini sebelumnya. Atau kombinasi keretidakan dan korosi pada komponen *elevator torque tube* (silinder torsi kemudi tukik) di sejumlah pesawat CN-235 yang umur kalendernya bervariasi dari hitungan bulan sampai beberapa tahun saja.

Sebagaimana dimaklumi, adanya ancaman korosi, kelelahan material dan kombinasi antara keduanya, pihak industri pesawat Boeing menerbitkan petunjuk pelaksanaan pengendalian korosi sebagai berikut²⁹⁾:

1. Korosi Level 1

Kerusakan korosi yang ditemukan pertama kali di saat inspeksi perawatan awal atau terjadi antara dua jadwal inspeksi berurutan yang masih terlokalisir di area tertentu dan dapat diatasi dalam batas kurun waktu yang diperbolehkan oleh pihak manufaktur. Korosi jenis ini tergolong ringan, masih terkontrol dapat dikendalikan dengan baik sesuai dengan petunjuk manufaktur untuk pembersihan dalam batas *blended-out* yang didiskripsikan lebih detail di CPCP (*Corrosion Prevention and Control Program*).

2. Korosi Level 2

Kerusakan korosi dapat terjadi di inspeksi awal atau diantara dua inspeksi berurutan, dapat diatasi dan membutuhkan pengerjaan dan pembersihan tapi telah melebihi Batasan yang telah ditetapkan oleh Manufaktur. Akibatnya memerlukan reparasi di sekitar lokasi yang terkena korosi. Juga ketika ukuran/besaran korosi memerlukan koreksi terukur yang dapat menyebabkan perpendekan interval waktu inspeksi yang berurutan atau modifikasi/revisi usaha pencegahan lainnya.

3. Korosi Level 3

Kerusakan korosi level ini dapat ditemukan selama jadwal inspeksi berlangsung dan dilaporkan oleh operator sebagai korosi berbahaya karena akan mempengaruhi kondisi kelaikan udara pesawat terbang terkait dan memerlukan penanganan aksi segera. Dalam praktiknya operator pesawat akan menghentikan sementara (*grounding*) agar pesawat tidak dioperasikan dahulu, sebelum ada saran tindak dari manufakturnya dan penentuan korosi

level 3 disepakati oleh kedua belah pihak.

4.4 Aspek Pengendalian dan Pengontrolan Korosi

Seperti diketahui bahwa korosi itu tidak dapat dihindarkan dan harus dihadapi, maka suatu CPCP untuk setiap tipe pesawat wajib disiapkan oleh manufaktur berdasarkan dari masukan operator maupun regulator.

Beberapa aspek yang wajib dipertimbangkan dalam penyusunan CPCP disepakati sebagai berikut:

1. Desain

Restriksi proses korosi terhadap aspek desain pesawat meliputi berikut ini:

- a. Seleksi material: bermacam pilihan material dapat digunakan sebagai komponen struktural, dengan syarat memenuhi kekuatan dan beratnya dengan resistensi korosi sesuai kriterianya;
- b. Proteksi korosi: dijalankan dengan baik dan benar aplikasinya dan terutama pada daerah yang diduga rawan gejala korosi;
- c. Pengendalian genangan air dalam pesawat: menyediakan mekanisme untuk pembuangan genangan air yang terjadi karena proses pengembunan udara, kebocoran toilet dan akumulasi air lainnya yang tidak terduga;
- d. Pemasangan isolasi proteksi panas berupa blanket dan material kedap suara yang berkemungkinan mengurung udara yang dapat berubah jadi air jika tidak baik dan benar pengerjaannya.

2. Manufaktur

Proses manufaktur dapat memberikan kontribusi pengendalian dan pembatasan korosi seperti dibawah ini:

- a. Setiap material yang datang dan diterima selain memenuhi standar teknis, harus sudah lolos pengujian sesuai kriteria korosi;
- b. Penggunaan aplikasi pelapis dan pelindung korosi dengan baik dan benar;
- c. Penerapan proses *coating, cladding and other corrosion -resistant* dengan baik dan benar;
- d. Kebersihan selalu terjaga dan perlindungan proses manufaktur saat pencucian dan penghilangan kotoran agar terbebas dari serpihan metal maupun material dilakukan dengan baik dan benar.

3. Operasional

Pengoperasian pesawat terbang bukan hanya menerbangkan pesawat tetapi juga meliputi kegiatan sebagai berikut:

- a. Pengangkutan kargo yang berisiko terjadinya kerusakan, tumpahan benda cair, kebocoran kontainer air dan serpihan material yang memungkinkan terjadinya korosi;
- b. Penggunaan paket kargo yang berisiko timbulnya korosi karena adanya kebocoran cairan korosif atau serpihan;
- c. Tingkah laku para crew dan penumpang yang kurang hati-hati atau tidak mengindahkan petunjuk pemakaian toilet, berisiko tumpahnya cairan yang menyebabkan korosi.

4. Perawatan

Para petugas atau mekanik perawatan pesawat mempunyai tugas bermacam-macam yang cukup kompleks seperti diantaranya dibawah ini:

- a. Menjalankan tugas perawatan penuh kehati-hatian dalam rangka mencegah terjadinya kerusakan yang dapat menimbulkan korosi;
- b. Melakukan deteksi korosi sedini mungkin bukan hanya dengan inspeksi intensif sesuai petunjuk manufaktur tetapi juga menerima masukan dari para operator atau regulator terkait dengan perbaikan metoda dan frekuensi/ interval inspeksinya;
- c. Memperhatikan dan menuntaskan umpan balik baik dari operator maupun regulator terkait solusi terbaik penanggulangan korosi sehingga mencapai hasil optimal;
- d. Menambahkan berbagai upaya pencegahan korosi dengan memakai produk anti korosi, pembersihan, pengecatan ataupun pemolesan pesawat;
- e. Melakukan segala tindakan yang dapat meyakinkan pembersihan atau pembuangan akumulasi kotoran, air dan uap yang korosif.

4.5 Pengalaman Penanganan Korosi Pesawat Uzur di Indonesia

Pada akhir tahun 1994 sampai pertengahan 1995 di Indonesia pernah dilakukan survei terhadap armada pesawat komersial yang masih beroperasi milik 6 (enam) maskapai penerbangan diantaranya 5 (lima) maskapai tergolong berjadwal dan 1 (satu) lainnya bukan. Jumlah armada keseluruhan mencapai 289 pesawat. Survei ini memungkinkan mendata berbagai tipe pesawat baik yang tergolong muda, setengah tua dan uzur. Jenisnyapun beragam ada yang digerakkan oleh motor turboprop berbaling-baling, turbojet/turbo-fan ataupun jenis helicopter. Kapasitas pesawat penumpang bersayap tetap juga bervariasi jumlahnya dari puluhan orang untuk pesawat kecil sampai jumbo yang mampu mengangkut lebih dari 350 penumpang²⁸⁾. Pesawat yang beroperasi umur kalendernya juga bervariasi dari 2 tahun (masih relative baru) yang termuda sampai 32 tahun yang paling tua.

Sebagaimana telah dibahas di bab sebelumnya, kriteria uzur berdasarkan pada penetapan EDGL yang ditetapkan oleh masing-masing manufaktur. Survei ini menjadi sangat menarik, karena dilaksanakan di negara beriklim tropis kepulauan dengan rata-rata kelembaban harian diatas 80% dan dekat dengan laut. Tabel 4-1 menunjukkan berbagai jenis korosi yang ditemukan pada armada pesawat Indonesia. Penemuan korosi tersebut terkait dengan status umur, awal mula korosi, jenis korosinya, kasus korosi yang dominan, penanggulangan dan termasuk produk anti korosi yang digunakan. Berikutnya pada Tabel 4-2 dilaporkan berbagai kasus korosi beserta penyebabnya yang ditemukan.

Tabel 4-1: Temuan Korosi di Armada Pesawat Komersial Indonesia

NUMBER	ITEM	DESCRIPTION	REMARKS
1	Significant corrosion starting	Between 10-15 years Between 10,000-30,000 FH Between 10,000-30,000 FC	Most of corrosion found
2	Type of corrosion	Exfoliation, galvanic, filiform and stress corrosion	Most of corrosions are exfoliation
3	CPCP compliances	Most of corrosion found level 1 and 2 Corrosion type and location found in accordance with CPCP Contamination due to high humidity	Moderately effective and some of CPCP very effective
4	Dominant causes of corrosion	Spillage of toilet liquid Contamination due to spillage or evaporation from cargo compartment Corrosive environment and age	Mostly found ad above
5	Repair or rectification of corrosion damage	Data support and instruction provided by manufacturer Treatment and protection used: - Alodine, primer and paint - In accordance with CPM and SRM Alodine 1200, primer, topcoat and	Repairable corrosion Damages will reoccur after longer period of time in similar condition Quality of anti-corrosion products varies from moderately effective to good Same as above

NUMBER	ITEM	DESCRIPTION	REMARKS
		corrosion protection Anti-corrosion product used: LPS-3, Dinol, BMS 3-23 Biobore	
6	Effect of aircraft cleaning and painting for prevention	Good Very good	Most operator agree
7	Opinion regarding DGAC instructions of corrosion prevention and rectification	Instruction, advisory statements and references for CPCP Surveillance of CPCP complinance and corrosion rectification	Just follow the programme prepared by manufacturer. Improve the programme base on data and information from operator Just accept report from operator. Accept reports and conduct field surveillance Actively seek data and information, conduct field surveillance and communicate with the manufacturer or other authorities

Tabel 4-2: Kasus Korosi yang Dilaporkan

Number	Age			Reporting Date	Description
	Aircraft Type	Years	Flight Hours/ Cycles		
1	Cessna Citation III	6	364 H 1,750 C	June 1994	While defueling the aircraft approximately 20 gallons of water was drained from the sumps of fuel containment area and heavy corrosion found inside wing fuel tank in the area of: • Forward spar, lower cap

Number	Age			Reporting Date	Description
	Aircraft Type	Years	Flight Hours/ Cycles		
					1 between RBL 21.30 and RWS 32.00 and lower cap between LBI 21.30 and LWS 32.00 • Stringer 10 (P/N 6221160-7) and stringer 11 (P/N 6221160-8), both are part of the 21 skin bond assembly. It was due to excessive and prolonged water accumulation
2	Lockheed L-382G	15	16,000 H	June 1994	1 Corrosion was found on the left-hand (LH) and right-hand (RH) main landing gear (MLG) beam assembly due to accumulation of pollution of exhaust/ outport
3	Lockheed L-382G	15	16,000 H	October 1994	1 Corrosion was found at lower side cover skin between frame Sta. 617 up to 657, centre of lower cap and area under Flapper valve
4	Boeing 737-200	12	-	May 1994	1 During C check inspection found level 2 corrosion on a bearing housing and heavy corrosion on stringer and fitting.
5	Boeing 737-200	13	-	May 1994	During C check inspection found level 2 corrosion on wing inboard torque tube and on Keel beam T-chord
6	F28MK-4000	15	-	1995	Heavy corrosion was found at aft cargo compartment
7	Boeing 747-200	15	-	1995	1 Lower of belly are Heavy corrosion was found on lower fairing support of Sta. 980

Number	Age			Reporting Date	Description
	Aircraft Type	Years	Flight Hours/ Cycles		
8	1 Airbus A-300 B4 220 FF	12	-	April 1993	Corrosion wa found during D check in the area of Sta 54 cabin floor structure and belly area.
9	Airbus A-300 B4 220 FF	14	-	October 1995	Corrosion was found on wing lower surface between Rib 1 to Rib 2 and Mid Spar to Rear Spar
10	Boeing 747-200	14	-	October 1994	Corrosion was found on RH wing lower skin and lower 1 up of front spar
11	Douglas DC-10-30	18	58,569 H	July 1995	During D check found corrosion on LH wing front spar lower cap of sta XORS 2 46 to XORS 372
12	Boeing 737-200	26		January 1996	During C-01 check found corrosion on LH main 1 landing gear support fitting
13	NC-212	4	3,600 H	September 1990	Corrosion on lower wing skin in the area behind the engine exhaust at sta. 2288 to sta.2860 wing skin and inboard flap, caused by exposure to high 1 temperature
14	CN-235	6	7,500 C	December 1994	1. Corrosion damage provoked the following exfoliation on several sites such as: • On rib leading edge of RH inner flap at sta.1600 • On LNG door and hinge support assy between sta.2377 and sta.4067.5 • On fuselage frame 48 of rear fuselage at sta.20122; LH and RH upper fitting of rear fuselage at frame 48 RH

Number	Age			Reporting Date	Description
	Aircraft Type	Years	Flight Hours/ Cycles		
					1 bracket of rear fuselage at frame 47 sta. 19836 and angle of centre fuselage between sta.5136 and sta.6152 • On union of LH rearnacelle cowling between sta.X= 2345 and sta. X=4045 • On vertical stabilizer hinge fitting at sta.186.5. • On centre wing lower skin LH between sta.3500 and sta. 3900 2. Surface corrosion on centre wing upper and lower fitting LH and RH at sta. 4250 and on outer wing upper and lower fitting LH and RH at sta.4250

4.6 Sistem Manajemen Mutu

Banyak ahli yang berpendapat bahwa pada akhirnya sukses tidaknya pelaksanaan CPCP tergantung dari penerapan Sistem Manajemen Mutu pada setiap maskapai. Dengan begitu ada jaminan asuransi (*quality assurance*) terhadap tingkat keselamatan yang menerapkan standar unggul keandalan pesawat baik sewaktu beroperasi maupun dalam kondisi perawatan.

Manufaktur dan operator keduanya sepakat terhadap komitmen kuat guna membakukan Sistem Manajemen Mutu (SMM), sekarang telah berkembang menjadi Sistem Manajemen Keselamatan (SMK), yang baik yang meliputi manual mutu, instruksi kerja dan kesesuaian terhadap standar dan persyaratan keselamatan penerbangan. Status kelaikan udara inisial sesaat pesawat diproduksi oleh manufaktur dan kelaikan udara kontinu dari regulator (di Indonesia regulator diperankan oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara atas nama Menteri Perhubungan) selayaknya menjadi garansi pengoperasian pesawat

yang laik dana untuk terbang.

Seperti terlihat pada Tabel 3-2 yang mengindikasikan bahwa sebagian besar masalah korosi terjadi di tahap perawatan, perlu mendapat perhatian lebih seksama. Oleh karena itu komunikasi timbal balik antara masing-masing pemangku kepentingan utama yaitu Manufaktur, Operator dan Regulator hendaknya terus dibina dan ditingkatkan agar pelaksanaan CPCP lebih efektif. Selanjutnya mengingat korosi juga dapat terjadi di awal pesawat mulai beroperasi, maka dianjurkan pelaksanaan CPCP juga dilakukan sedini mungkin.

BAB V

PENUTUP

5.1 Umum

Dari pembahasan bab sebelumnya, secara umum kekuatan struktur pesawat menghadapi dua tantangan laten yang akan selalu terjadi dan harus segera ditemukan solusinya. Pertama adanya kelelahan struktural akibat proses pembebanan dinamis (siklik), sehingga kekuatannya terus menurun seiring dengan berjalannya waktu dan berpotensi sebagai penyebab disintegrasi. Tantangan kedua adanya lingkungan korosif yang menimbulkan proses korosi muncul sejak awal mula aktifitas produksi pesawat.

Untuk pesawat uzur kedua tantangan laten ini seringkali tersembunyi keberadaannya sehingga memerlukan konsistensi penanganan melalui implementasi metoda standar perawatan yang prima. Sebab secara bersamaan jika terjadi kombinasi antara kelelahan dan korosi di suatu komponen struktural, akan mempercepat proses degradasi yang sangat berbahaya bagi keselamatan penerbangan. Bagi para peneliti dan insinyur yang berprofesi sebagai ahli perawatan pesawat, dianjurkan menemu-kenali proses degradasi struktural pesawat beserta berbagai faktor penyebabnya dan sekaligus dapat mengatasinya melalui metoda yang sistematis dan terukur. Program pencegahan dan pengendalian korosi (CPCP) yang merupakan bagian tak terpisahkan dari proses perawatan yang masih terus dikembangkan melalui berbagai masukan para pemangku kepentingan menuju pelayanan prima (*service of excellence*).

5.2 Degradasi Struktural Pesawat Uzur

Seiring perjalanan waktu maka bertambahnya umur pesawat terbang akan memungkinkan terjadinya degradasi struktural yang disebabkan oleh faktor pembebanan dan lingkungan korosif. Untuk selalu menjaga tingkat realibilitas kelaikan udara dan keamanan terbang, para manufaktur berupaya selalu melakukan pengendalian sejak dini.

Pada awal konsep desain sudah dimulai dengan pemilihan material atau komponen metal yang sesuai dengan kriteria tahan pembebanan, kuat, memenuhi kriteria berat yang dipersyaratkan dan terlindungi dari korosi yang tidak terkendali. Berbagai urutan pengetesan, pengujian, pembuatan *mockup*, *prototype*, uji terbang dan produksi dilakukan dengan seksama sesuai dengan (*comply with*) regulasi serta memenuhi (*conform to*) standar keselamatan penerbangan.

Kombinasi faktor pembebanan (statis atau dinamis) dan korosi secara terus

menerus akan mempercepat degradasi struktural pesawat yang diikuti komponen lainnya diantaranya termasuk kabel rantas, kopling mekanik aus dan instrument penerbangan yang malfungsi. Kondisi uzur ini juga menyimpan bahaya yang berasal dari kerusakan tersembunyi (*hidden defect*) baik komponen struktural maupun bukan, yang bisa muncul kapan saja tanpa pemberitahuan. Operator yang sadar tanggungjawabnya akan memperhitungkan dan mengantisipasi kemungkinan ini jangan sampai terjadi di saat operasional pesawat. Sehingga berakibat langsung terhadap biaya perawatan yang sangat mahal dan menimbulkan dilemma berat bagi operator atau maskapai penerbangan komersial. **Dilemanya** bagaimana mengoperasikan armada pesawat yang laik udara, aman terbang tapi masih ekonomis dan mendatangkan keuntungan. Tanpa disadari akibat tekanan persaingan antar maskapai dan kebutuhan peningkatan pelayanan sesuai harapan konsumen, para operator abai terhadap kondisi pesawat uzur ini sampai terjadi kecelakaan drastis yang menyadarkan mereka.

Jika itu terjadi, semuanya sudah terlambat karena korban jiwa terenggut dan kerugian material/ non material ludes. Suatu kali seorang petinggi negara ini pernah minta penjelasan terkait banyaknya kecelakaan pesawat terbang sebelum tahun 2008, apa konsep *Low Cost Carrier (LCC)* yang berlaku di Indonesia. Tanpa pikir panjang lagi pihak regulator yang ditanya menjawab dengan lugas, konsep LCC esensinya membolehkan penghematan biaya operasional apa saja **kecuali** komponen biaya keselamatan penerbangan. Di Indonesia penerapannya ada sedikit perbedaan yaitu, membolehkan penghematan semua biaya operasional **termasuk** biaya keselamatan penerbangan. Praktik semacam ini belakangan sudah mulai berkurang, seiring dengan tumbuhnya mekanisme pesawat sewaan yang umumnya relatif pesawat baru dan ongkos sewa terjangkau. Pesawat sewaan beserta mekanisme yang menguntungkan kedua belah pihak, *lessor* (pemilik pesawat) dan *lessee* (penyewa pesawat) telah diatur oleh Undang-undang Nomor 1/2009 tentang Penerbangan Bab IX. Sejak penerbitan undang-undang ini, maka operator lebih memilih mengoperasikan pesawat baru yang disewa daripada mengoperasikan pesawat uzur. Walau begitu, pernah juga kombinasi korosi dan *fatigue* ditemukan di pesawat CN-235 baik buatan IPTN maupun CASA Spanyol.

Maskapai PT. Merpati Nusantara Airlines (MNA) sebagai operator pesawat CN-235, di pertengahan tahun 1993, melaporkan bahwa armada pesawatnya ditemukan indikasi korosi di sekitar komponen *elevator torque tube* (pipa torsi kemudi tukik, *pitching*) yang terletak di bagian *horizontal stabilizer* (penyeimbang horizontal) di bagian ekor pesawat. Penemuan tersebut mengindikasikan bahwa korosi dapat terjadi pada pesawat yang beroperasi kurang dari setahun.

Untuk pesawat yang umur operasinya lebih dari 2 tahun, ditemukan korosi berat di sepanjang *elevator torque tube* dan retak dari tempat dua *bracket* (penjepit) yang berseberangan sampai ke masing-masing ujungnya. Berdasarkan

pengalaman kecelakaan pesawat lainnya, kombinasi korosi dan *fatigue* yang parah ini tinggal menunggu sekali atau dua kali penerbangan sebelum pesawat tersebut kecelakaan fatal. Komponen lainnya seperti *rudder torque tube* (pipa torsi kemudi arah, *yawing*) juga terkena korosi berat.

5.3 Evaluasi Pelaksanaan CPCP Pesawat Uzur

Kehadiran korosi tidak dapat dihindari, akan selalu ada dari sejak proses awal pengadaan material metalik sampai diproses menjadi produk pesawat yang beroperasi hingga habis umur ekonomisnya. Problem korosi ibarat bahaya laten yang akan selalu hadir dan berpotensi merusak sampai tingkat membahayakan bila para pemangku kepentingan lalai melakukan pencegahan dan pengendalian secara efektif. Belajar dari pengalaman sebelumnya, penerapan CPCP merupakan upaya bersama para pemangku kepentingan diantaranya pihak manufaktur, operator dan regulator secara terus menerus mencegah dan mengendalikan korosi melalui sistem manajemen mutu. Keberhasilan CPCP secara efektif dapat dicapai jika terjalin jaringan komunikasi timbal-balik penuh tanggungjawab dan terbuka antar pemangku kepentingan sehingga sistem manajemen mutu dapat diandalkan.

Banyak pihak yang berpendapat bahwa pesawat terbang uzur masih dapat beroperasi laik udara dan aman untuk terbang, asal dirawat dengan sebaik-baiknya. Atau pengoperasian pesawat terbang komersial tidak mengenal kata uzur bagaikan semboyan "*The soldiers never die*". Namun bukti di lapangan menunjukkan bahwa biaya perawatan pesawat uzur makin hari akan semakin membumbung, sehingga biaya operasionalnya yang harus ditanggung konsumen makin tinggi. Kecenderungannya para operator selalu mencoba menghemat biaya perawatan sedikit-sedikit dan lama-lama membukit di luar batas keselamatan. Pengecualian ada, misalnya operator tertentu yang menawarkan jasa angkutan udara spesifik untuk para turis eksklusif saja yang masih dapat mengoperasikan armada uzurnya dengan menguntungkan. Sebagai contoh operator pesawat yang mampu melakukan tinggal landas dan pendaratan di air sungai, danau atau laut dalam rangka mendukung industri pariwisata. Umumnya para turis bersedia membayar tiket cukup mahal sehingga masih mampu menutupi biaya operasional pesawat dan menjanjikan keuntungan finansial pula bagi operatornya.

DAFTAR PUSTAKA

1. J. de Fouquet, "La Fatigue des Metaux et des Structures", Bathias et Col.Eds., Collection UTC, Maloine Ed., Paris, 1980
2. M.R.Mitchell, Technical Report No.6160, Rockwell International Science Center, Thousand Oaks, California, 1978.
3. R. Cazaud, G.Pomey, P.Rabbe, Ch.Janssen, "La Fatigue des Metaux", Ed.Dunod, 1969.
4. A.Pinau, P.Petrequin, "La Fatigue des Metaux et des Structures", Bathias et Col. Eds., Collection UTC, Maloine Ed., Paris, 1980.
5. J.Schijve, Lecture Note on Fatigue: Static Tensile Strength and Stress Corrosion of Aircraft Materials and Structures, Part I and II, Report LR-360, Delft University of Technology 1982.
6. P.C.Paris, F.Erdogan, Trans.ASME. Series D.J.Basic, Eng.85, p.528-534 (1963).
7. W.Elber, "The Significance of Fatigue Crack Closure," Damage Tolerance in Aircraft Structures", ASTM STP-468, 1971, p.230.
8. M.Suyitno, These de Docteur de l'Universite, ENSMA-Poitiers (1988)
9. C.Laird, G.C.Smith, Crack Propagation in High Stress Fatigue, Phil. Mag.7, p.847 (1962)
10. G.Chalant, B.M.Suyitno, J.Petit, Rapport de Fin d'Etudes, Convention AFME 3.218.2768 (1986)
11. B.M.Suyitno, G.Chalant, J.Petit, "Environment and Frequency Effects on Fatigue Crack Growth of a Micro-Alloyed Steel in the Threshold Region", published in Fatigue-90 Conf., Hawaii, July 1990.
12. R.B. Douglas, Fatigue Problems Old and New-An Airworthiness Viewpoint, CAA-Australia, 1981.
13. E.Feddersen, Evaluation and Prediction of the Residual Strength of Center Cracked Tension Panels,"Damage Tolerance in Aircraft Structures", ASTM STP 486, 1971, p.50-78.
14. W.F.Brown, Jr., J.E.Srawley, Plane Strain Crack Toughness Testing of High Strength Metallic Materials, ASTM STP-410, 1966.
15. D.L.Davidson, Fatigue Crack Growth Under Variable Loading, Third International Spring Meeting, Paris, 1980, p.3.
16. Ali Rosyidin, "Perbaikan Dampak Korosi Pada Pesawat Udara Boeing 737" Jurnal Teknik Mesin, Vol.1, No.1, pp.27-40.2017
17. Suzana H, "Korosi Pada Material (Al) Pesawat Terbang, Bagaimana Terjadi Dan Mengatasi" Jurnal Mitra Manajemen, Vol IV, No.2, April 2004

18. M. Syahril,¹⁴ "Fenomena Serangan Korosi Galvanik Penyebab Patah *Nose Landing Gear* Pesawat Terbang" Jusami, pp. 71 - 77 Edisi Khusus Oktober 2006.
19. Madhukar Samatam,dkk,¹³ "A Study on Improvement of Fatigue Life of materials by Surface Coatings", International Journal of Current Engineering and Technology, Vol.8, No.1. pp.5-9.2018
20. Devi M.Gunara, "Filosofi,Tujuan,Dan Kriteria Rancang-Bangun Struktur Pesawat Terbang Cn235", INDEPT, Vol. 2,No. 2, Juni 2012
21. BM. Suyitno, B. Sutarmadji, "Corrosion control assessment for Indonesian ageing aircrafts", Anti-Corrosion Methods and Materials, Vol.44 Iss 2 pp.115-122, 1997.
22. Boeing Ageing Airplane Corrosion Prevention and Control Program (CPCP) Guideline⁴⁷, 1990.
23. BM. Suyitno, "Indonesian Ageing Aircraft Assessment", presented at International Ageing Aircraft Seminar in Jakarta, and published in Warta Penelitian Vo.2 Th IV, Departement of Communication, pp 39-45, 1992.
24. BM. Suyitno, "Assessment of The Maintenance of Ageing Aircraft", PII Journal Technology for The Future, Vol.3 No.2, pp29-34, 1995.
25. F.C. Campbell," Elements of Metallurgy and Engineering Alloys", ASM International: United State of America,2008.
26. Budynas Richard G. and Nisbett J. Keith, "Shigley's Mechanical Engineering Design" MCGraw-Hill: Ney York, 20211.
27. Alif Budiman, dkk, "Study Kepecahan Moda Kegagalan Material A36 dengan Variasi Panjang Retidak Terpusar", Jurnal teknik ITS, Vol.8, No.1, pp G40-G44, 2019.
28. Budi Utomo, "Jenis Korosi dan Cara Penanggulangannya" Undip E-Journal System, Vol. 6, No. 2, pp 138-141,2009
29. Reliability²⁸ "Phython Library for Reliability Engineering", 2021 [Online]. Available:<https://reliability.readthedocs.io/en/latest/Stress-strain%20and%20strain-life.html> .

KEGAGALAN STRUKTUR PADA PESAWAT TERBANG

ORIGINALITY REPORT

15%

SIMILARITY INDEX

10%

INTERNET SOURCES

7%

PUBLICATIONS

2%

STUDENT PAPERS

PRIMARY SOURCES

1	Anti-Corrosion Methods and Materials, Volume 44, Issue 2 (2006-09-19) Publication	5%
2	jurnal.unismuhpalu.ac.id Internet Source	3%
3	www.idntimes.com Internet Source	2%
4	jurnal.umt.ac.id Internet Source	<1 %
5	hukumtransportasi2015.wordpress.com Internet Source	<1 %
6	ppsdma.bpsdm.dephub.go.id Internet Source	<1 %
7	Submitted to Universitas Muria Kudus Student Paper	<1 %
8	documents.mx Internet Source	<1 %
9	www.slideshare.net Internet Source	<1 %

10	epdf.pub Internet Source	<1 %
11	pt.scribd.com Internet Source	<1 %
12	G. Hénaff, J. Petit. "A logical framework for the analysis of enhancement of fatigue crack propagation by the ambient atmosphere", Materials Science, 1996 Publication	<1 %
13	Submitted to University of Strathclyde Student Paper	<1 %
14	core.ac.uk Internet Source	<1 %
15	Budhi M. Suyitno, B. Sutarmadji. "Corrosion control assessment for Indonesian ageing aircraft", Anti-Corrosion Methods and Materials, 1997 Publication	<1 %
16	O VOSIKOVSKY, A RIVARD. "Growth of surface fatigue cracks in a steel plate", International Journal of Fatigue, 1981 Publication	<1 %
17	docslide.us Internet Source	<1 %
18	text-id.123dok.com Internet Source	<1 %

19

id.123dok.com

Internet Source

<1 %

20

Gianni Nicoletto. "Experimental characterization of cracks at straight attachment lugs", Engineering Fracture Mechanics, 1985

Publication

<1 %

21

Submitted to University of Portsmouth

Student Paper

<1 %

22

J. de Fouquet. "Le rôle déterminant des essais mécaniques dans l'émergence et l'évolution des connaissances en mécanique des matériaux", Revue de Métallurgie, 2017

Publication

<1 %

23

www.eng.fiu.edu

Internet Source

<1 %

24

hdl.handle.net

Internet Source

<1 %

25

www.coursehero.com

Internet Source

<1 %

26

teknik.univpancasila.ac.id

Internet Source

<1 %

27

"Advances in Fatigue Science and Technology", Springer Science and Business Media LLC, 1989

Publication

<1 %

28

Submitted to University of Bristol

Student Paper

<1 %

29

repository.upi.edu

Internet Source

<1 %

30

abaskecil.blogspot.com

Internet Source

<1 %

31

journal.universitassuryadarma.ac.id

Internet Source

<1 %

32

silo.pub

Internet Source

<1 %

33

tutorialpelajaran.com

Internet Source

<1 %

34

www.readbag.com

Internet Source

<1 %

35

padek.jawapos.com

Internet Source

<1 %

36

repositori.usu.ac.id

Internet Source

<1 %

37

repository.its.ac.id

Internet Source

<1 %

38

adoc.pub

Internet Source

<1 %

39

hendrikwanttochange.blogspot.com

Internet Source

<1 %

40	repository.uinjkt.ac.id Internet Source	<1 %
41	repository.usd.ac.id Internet Source	<1 %
42	salafytobat.wordpress.com Internet Source	<1 %
43	satuhpbanyakkartu.blogspot.com Internet Source	<1 %
44	websetnet.net Internet Source	<1 %
45	www.scribd.com Internet Source	<1 %
46	yusnitafebri.blogspot.com Internet Source	<1 %
47	David W. Hoeppe, Carlos A. Arriscorreta. "Exfoliation Corrosion and Pitting Corrosion and Their Role in Fatigue Predictive Modeling: State-of-the-Art Review", International Journal of Aerospace Engineering, 2012 Publication	<1 %

Exclude quotes Off
Exclude bibliography On

Exclude matches Off