

Analisis Perkiraan Umur Struktur Center Wing Box pada Pesawat Hercules C-130H Akibat Beban Lelah

Fatigue Life Prediction of Hercules C-130H Center Wing Box Structure on Hercules C-130H Aircraft

Ali Aziz¹, Annisa Jusuf^{2*}, Bambang Rahardjo, Hery Setiawan³, Ichsan Setya Putra², Achmad Sugiono

¹Program Studi Pascasarjana Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Bandung, Indonesia

²Kelompok Keahlian Struktur Ringan

³Jurusan Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan,

¹²Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung, Indonesia

³Jl. Parangtritis No.KM.4,5, Bantul, Daerah Istimewa Yogyakarta 55143, Indonesia

Email: annisa.jusuf@itb.ac.id^{2*})

INFO ARTIKEL

Histori Artikel:

Diterima: 01 November 2021

Direvisi: 14 Maret 2022

Disetujui: 05 April 2022

Dipublikasi Online: Juni 2022

Keywords:

Fatigue failure, crack propagation, center wing box, finite element analysis, multiple-site damage

Kata kunci:

kegagalan lelah, perambatan retak, center wing box, analisis elemen hingga, multiple-site damage

Permalink/DOI:

<https://dx.doi.org/10.25104/wa.v48i1.442.43-52>

©2022 Puslitbang

Transportasi

Udara, Badanlitbang

Perhubungan-Kementerian

Perhubungan RI. This is an

open access article under the

CC BY-NCSA license

<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/>.

ABSTRACT / ABSTRAK

Failure of aircraft structural components can lead to fatal consequences, namely the plane crash and will cause loss of life. There are many types of failures in aircraft structures, one of which is fatigue failure, which is often the leading cause of aircraft structural failures. To prevent the failures therefore, this study will determine the age of the center wing box (CWB) structure on the Hercules C-130H aircraft for the case of multiple-site damage crack propagation in the lower skin when experiencing fatigue loads. This research will be conducted as consecutive steps started with a process to determine the aerodynamic load received by the wing. The aerodynamic loads are then used as input to determine the stress distribution on the CWB structure using finite element analysis. The obtained stress values will be used to define a stress spectrum based on the aircraft's flight history and analyzing crack propagation in the fourth stage. The analysis found that the maximum age of the CWB structure was 27,065 flight times or 50,070 flight hours. The age of the structure as a result of this analysis is higher than the statement by the aircraft manufacturing company, which is 40,000 flight hours

Kegagalan komponen struktur pesawat terbang memiliki konsekuensi yang sangat fatal, yakni kecelakaan pesawat tersebut dan akan menyebabkan hilangnya nyawa. Banyak jenis kegagalan pada struktur pesawat yang mempengaruhi keselamatan transportasi udara, salah satunya adalah kegagalan lelah (fatigue), yang seringkali merupakan penyebab utama terjadinya kegagalan struktur pesawat. Oleh karena itu, pada penelitian ini akan dilakukan penentuan umur dari struktur center wing box (CWB) pada pesawat Hercules C-130H untuk kasus perambatan retak jenis multiple-site damage di skin bawah ketika mengalami beban lelah. Penelitian ini akan terbagi menjadi empat tahap analisis. Tahap pertama adalah menentukan beban aerodinamik yang diterima sayap, kemudian tahap kedua menentukan distribusi tegangan pada struktur CWB menggunakan analisis elemen hingga. Dilanjutkan dengan tahap ketiga yaitu membuat stress spectrum berdasarkan riwayat penerbangan pesawat, dan yang terakhir pada tahap keempat adalah melakukan analisis perambatan retak.

Setelah melakukan analisis didapatkan bahwa umur maksimal struktur CWB adalah 27.065 kali terbang atau 50.070 jam terbang. Umur struktur hasil analisis ini bernilai lebih besar jika dibandingkan dengan pernyataan perusahaan manufaktur pesawat terbang tersebut yaitu sebesar 40.000 jam terbang

PENDAHULUAN

Keselamatan transportasi udara merupakan salah satu bahasan utama dalam bidang kedirgantaraan. Tabel 1 menunjukkan hasil penelitian Findlay dan Harrison (2002) yang menyatakan bahwa penyebab utama terjadinya kegagalan struktur pesawat adalah akibat kegagalan lelah (fatigue). Kegagalan lelah adalah sebuah kondisi ketika struktur mengalami kerusakan akibat beban berulang, besar beban berulang tersebut jauh lebih kecil dari batas beban yang dapat diterima struktur, namun terjadi dalam jumlah tinggi.

Tabel 1. Jenis mekanisme kegagalan struktur.

Penyebab	Persen
Fatigue	55
Corrosion	16
Overload	14
Corrosion fatigue/HE	7
Wear/erosion	6
High temperature corrosion	2

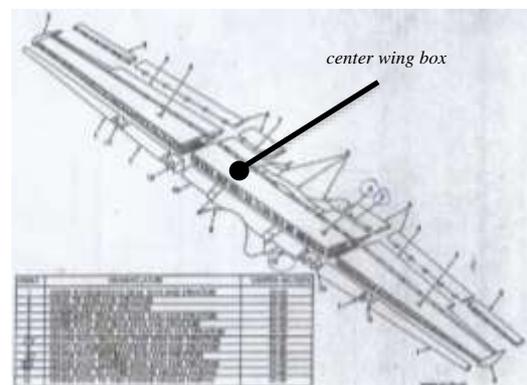
(Sumber: Findlay & Harrison, 2002)

Federal Aviation Administration (FAA) atau lembaga regulasi penerbangan sipil di Amerika Serikat menerbitkan regulasi FAR 25.571 (FAA & USAF, 1998). Regulasi tersebut mengatur beberapa hal yang bertujuan untuk memastikan struktur pesawat tidak mengalami kegagalan katastrofe (catastrophic failure) akibat beban lelah. Oleh karena itu kegagalan lelah menjadi satu aspek yang perlu betul-betul diperhatikan oleh pihak operator atau pihak jasa perawatan pesawat agar keselamatan penerbangan terjamin.

Salah satu kasus studi kegagalan lelah yang menarik untuk diteliti lebih lanjut adalah pernyataan perusahaan manufaktur pesawat Hercules C-130, bahwa pesawat yang sudah beroperasi selama 40.000 jam diharuskan mengganti keseluruhan struktur center wing box (CWB) seperti yang dijelaskan Orletsky et al. (2011). Biaya penggantian satu set struktur CWB ini cukup mahal yaitu sekitar \$6.750.000 atau setara dengan Rp. 95.000.000.000.

Riwayat pengoperasian pesawat yang berbeda – beda dapat mengakibatkan perbedaan kondisi struktur antar pesawat. Setelah mencapai 40.000 jam terbang, bisa jadi struktur CWB di pesawat tertentu sudah rusak sehingga harus segera diganti, namun pada pesawat lain kondisinya masih baik dan dapat digunakan sampai batas waktu tertentu. Pemilik pesawat harus dapat menentukan waktu penggantian struktur CWB yang tepat agar dapat menghemat biaya namun tetap menjaga standar keselamatan penerbangan.

Gambar 1 menunjukkan struktur sayap pesawat. Pada struktur CWB terdapat beberapa komponen yang berpotensi mengalami kegagalan lelah, namun pada penelitian ini hanya dibatasi pada salah satu komponen kritis yaitu skin bawah. Di komponen skin bawah terdapat banyak lubang rivet yang mengakibatkan adanya konsentrasi tegangan dan dapat memicu perambatan retak di beberapa lokasi sekaligus. Secara sederhana, kondisi adanya beberapa retak yang merambat secara serentak disebut dengan multiple-site damage (MSD).



Gambar 1. Sayap pesawat Hercules C-130H
(Sumber: Lockheed Martin, 2007)

Tujuan utama dari penelitian ini adalah menentukan umur atau lama waktu struktur CWB dapat digunakan sampai mencapai kondisi kerusakan yang mengharuskan operator mengganti struktur tersebut dengan struktur yang baru. Selain menentukan waktu penggantian struktur CWB, penelitian ini juga memberikan rekomendasi waktu inspeksi yang dapat

menjamin retak akan terdeteksi sebelum mencapai kondisi kritis dan dapat segera dilakukan perbaikan atau penggantian sebelum terjadinya kegagalan total.

TINJAUAN PUSTAKA

Landasan Hukum

Sebuah pesawat terbang perlu didesain dan dioperasikan dengan seefisien mungkin dengan tetap mengutamakan faktor keselamatan penerbangan. Hal ini mendorong munculnya berbagai konsep baru dalam perkembangan desain pesawat. Salah satu contohnya adalah konsep desain struktur yang bertujuan memastikan pesawat tidak mengalami kegagalan fatal akibat kegagalan lelah.

Tavares dan De Castro (2017) menjelaskan konsep desain struktur yang berkembang awalnya adalah *safe-life*, lalu berkembang menjadi *fail-safe*, dan yang terbaru adalah konsep *damage-tolerance*. Konsep ini mengizinkan sebuah desain struktur yang memiliki cacat atau retak tetap dioperasikan tanpa mengharuskan adanya struktur “cadangan” yang harus menahan beban ketika ada struktur yang rusak. Konsep *damage-tolerance* memastikan sebuah struktur dapat dioperasikan hingga batas waktu tertentu, sehingga sebelum mencapai batas kritisnya cacat pada struktur dapat terdeteksi lalu bisa segera diperbaiki atau diganti. Konsep ini mengharuskan adanya rekomendasi waktu inspeksi perawatan dan batas waktu struktur harus diganti (Talreja & Phan, 2019).

Saat ini pesawat Hercules C-130H menggunakan konsep *damage-tolerance* untuk acuan perawatan pesawatnya. Hal ini dikarenakan adanya banyak kasus kerusakan pada struktur center wing box sebelum batas umur yang ditentukan oleh perusahaan manufaktur, sehingga FAA mengharuskan adanya analisis *damage-tolerance* yang memprediksi umur struktur center wing box akibat perambatan beberapa retak secara serentak (Liao et al., 2020). Salah satu kasus kritis yang perlu ditinjau adalah perambatan retak secara *multiple-site damage* di daerah skin bawah struktur center wing box.

Aldarwish et al. (2018) menyatakan bahwa akurasi analisis perambatan retak sangat

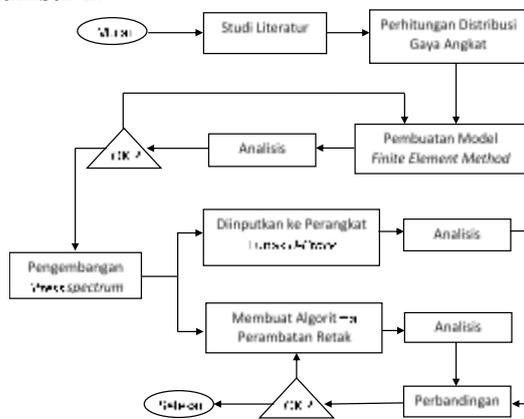
dipengaruhi oleh perhitungan stress intensity factor. Stress intensity factor adalah sebuah parameter dalam ilmu mekanika retak yang digunakan untuk menyatakan kondisi (intensitas) tegangan di sekitar ujung retak. Metode yang dipilih untuk menghitung stress intensity factor harus disesuaikan dengan kasus yang sedang diteliti. Jin dan Wu (2017) menyatakan jika ada beberapa retak yang merambat serentak maka tidak bisa menggunakan persamaan Paris seperti yang umum digunakan untuk analisis perambatan retak. Analisis perambatan retak kasus *multiple-site damage* pada penelitian ini akan mengacu ke persamaan sederhana yang dikembangkan oleh Partl dan Schijve (1993). Persamaan tersebut dipilih karena cukup sederhana sehingga relatif mudah untuk dimodelkan dengan algoritma pemrograman. Persamaan ini dapat diganti dengan persamaan yang lebih kompleks pada penelitian selanjutnya jika diperlukan.

Belum ada publikasi penelitian yang melakukan analisis umur struktur pesawat secara komprehensif. Penelitian yang dilakukan oleh Maksimović (2005) hanya mencakup analisis elemen hingga, stress spectrum, dan perambatan retak, Oliveira et al. (2019) fokus pada analisis perambatan retak di struktur kabin, Orletsky et al. (2011) membahas umur struktur pesawat namun tidak menunjukkan proses analisis secara detil. Penelitian Zucca et al (2018) mencakup analisis umur struktur yang cukup komprehensif, namun penelitian tersebut masih menggunakan beban sembarang.

Penelitian ini melakukan analisis penentuan umur struktur yang komprehensif secara sederhana. Sehingga penelitian ini dapat memberikan gambaran kepada pembaca mengenai salah satu proses analisis penentuan umur struktur pesawat. Penelitian ini menggunakan data referensi pesawat yang sesungguhnya, analisis aerodinamika sederhana, analisis tegangan, pengembangan stress spectrum, dan analisis perambatan retak. Selain itu penelitian ini menggunakan algoritma analisis stress spectrum dan perambatan retak yang dikembangkan sendiri.

METODOLOGI

Penelitian ini terbagi menjadi empat bagian utama. Bagian pertama adalah perhitungan beban yang diterima oleh struktur center wing box. Bagian kedua adalah simulasi numerik struktur center wing box pada kasus pembebanan statik. Bagian ketiga adalah proses membuat stress spectrum berdasarkan data misi terbang. Bagian terakhir adalah perhitungan umur struktur berdasarkan analisis perambatan retak menggunakan algoritma yang dikembangkan menggunakan perangkat lunak MATLAB. Alur penelitian yang dilakukan ditunjukkan pada Gambar 2.



Gambar 2. Alur penelitian

Tabel 2. Data geometri sayap dan kondisi terbang

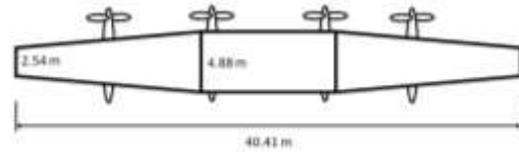
Sudut Serang Pangkal	α_r	3°
Sudut Serang Ujung	α_t	0°
Luas Sayap	S	162.86 m ²
Aspect Ratio	AR	10.03
Kecepatan Terbang	V	207 Knots
Kerapatan Udara	ρ	0.71 kg/m ³
Sudut Serang (CL=1)	$\alpha_{CL=1}$	7.65°
Koef. Hambat ($\alpha=0$)	Cd ₀	0.00716
Koef. Momen ($\alpha=0$)	Cm _{0,25}	-0.043

(Sumber: Roland & Rumpfkeil, 2017)

Perhitungan beban

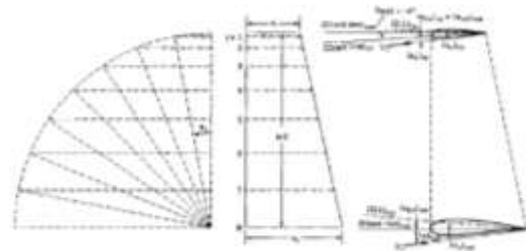
Pada tahap ini dilakukan perhitungan gaya angkat pada sayap untuk mengetahui beban yang diterima oleh struktur sayap. Beban yang diperoleh pada tahap berikutnya akan menjadi input bagi model simulasi numerik. Sayap pesawat Hercules C-130H menggunakan airfoil

tipe NACA 64A-318 (Roland & Rumpfkeil, 2017). Data geometri sayap dan data terbang pesawat ditunjukkan oleh Gambar 3 dan Tabel 2.



Gambar 3. Ilustrasi geometri sayap pesawat.

Metode yang digunakan untuk menentukan distribusi koefisien gaya angkat di sepanjang sayap yang memiliki sudut puntir akan mengacu pada prosedur yang terdapat pada referensi Kuethe (1997). Prosedur yang digunakan adalah membagi semi span sayap menjadi 20 partisi ($k=20$) berdasarkan nilai sudut θ_j seperti ilustrasi yang ditunjukkan oleh Gambar 4.



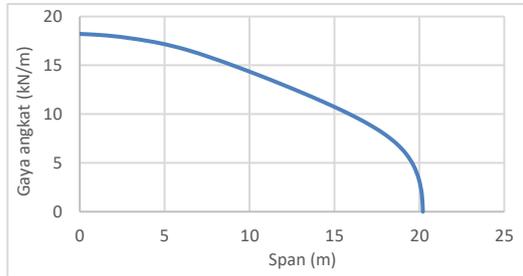
Gambar 4. Partisi sayap berdasarkan sudut. (Sumber: Kuethe, 1997)

Analisis distribusi koefisien gaya angkat yang terdapat pada referensi terdiri dari beberapa tahap yaitu menentukan sudut partisi, sudut serang pada setiap partisi, matriks 20×20 fungsi dari geometri sayap, kemudian diperoleh nilai koefisien gaya angkat pada setiap partisi. Setelah itu nilai gaya angkat pada masing-masing partisi dihitung menggunakan persamaan umum gaya angkat dan diperoleh distribusi gaya angkat di sepanjang semispan seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 5

Analisis Elemen Hingga

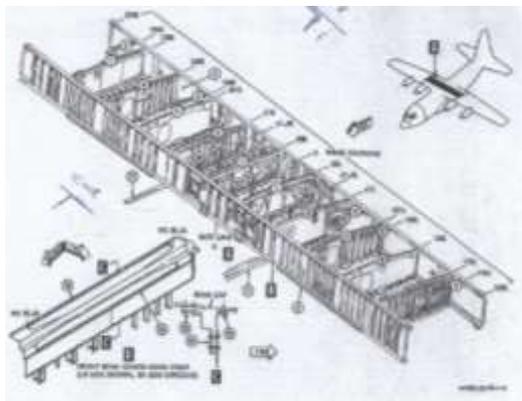
Pada penelitian ini simulasi numerik yang dilakukan adalah analisis kasus statik saat pesawat mengalami fase terbang jelajah sebagai representasi beban yang dominan. Tujuan simulasi numerik adalah untuk mengetahui distribusi tegangan di daerah skin bawah sayap. Tegangan tersebut nantinya akan digunakan

sebagai input analisis perambatan retak. Jika sayap pesawat Hercules C-130H dimodelkan secara keseluruhan maka model elemen hingga akan menjadi terlalu kompleks.



Gambar 5. Distribusi gaya angkat sepanjang semispan

Dikarenakan penelitian ini hanya berfokus menganalisis perambatan retak pada center wing box maka bagian sayap yang dimodelkan hanya struktur center wing box. Ilustrasi Gambar struktur center wing box ditunjukkan oleh Gambar 6. Model elemen hingga center wing box hanya terdiri dari komponen struktur utama seperti skin, stringer, spar, ribs, dan sambungan sayap ke fuselage. Struktur stringer dimodelkan dengan beam element dan struktur lainnya dimodelkan dengan shell element.



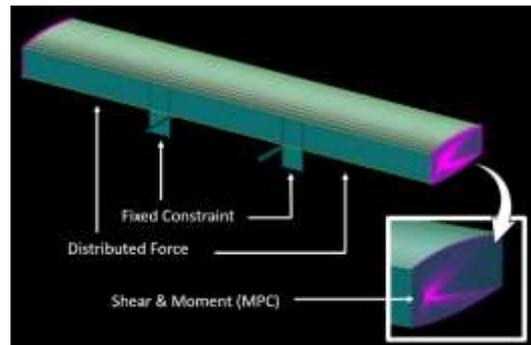
Gambar 6. Struktur center wing box (Sumber: Lockheed Martin, 2007)

Setelah memperoleh distribusi gaya angkat seperti yang ditunjukkan Gambar 5, distribusi gaya dalam sepanjang sayap dihitung menggunakan analisis mekanika struktur sederhana. Karena bagian outer wing tidak dimodelkan maka total beban gaya dalam pada sambungan antara center wing box dan outer wing dimodelkan menjadi gaya geser dan momen lentur terpusat yang diterapkan pada sebuah

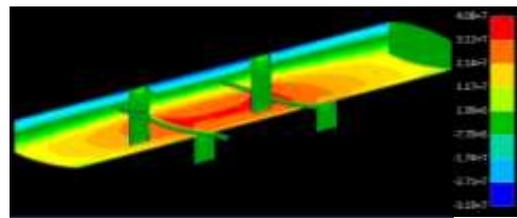
Multi-Point Constraint (MPC). Pusat MPC dihubungkan ke tepi-tepi penampang struktur sayap seperti skin, stringer, dan spar. Dengan demikian beban yang diterapkan pada pusat MPC dapat didistribusikan ke penampang sayap dengan baik. Secara ringkas input beban pada simulasi numerik ditunjukkan oleh Tabel 3, model akhir elemen hingga ditunjukkan oleh Gambar 7, dan distribusi tegangan prinsipal pada arah span sayap di struktur center wing box hasil simulasi ditunjukkan oleh Gambar 8.

Tabel 3. Input beban model elemen hingga.

Jenis Beban	Daerah Penerapan	Beban
Gaya Geser	MPC	116.2 kN
Momen	MPC	716.5 kNm
Gaya Terdistribusi	Skin Bawah	64.2 kN



Gambar 7. Hasil pemodelan finite element



Gambar 8. Distribusi tegangan prinsipal pada arah span hasil simulasi elemen hingga

Berdasarkan hasil simulasi numerik struktur center wing box diperoleh besar tegangan terbesar yang terjadi di daerah skin bawah yaitu sebesar 40.8 MPa. Diambil nilai tegangan terbesar agar analisis bersifat konservatif. Nilai tegangan ini nantinya digunakan sebagai input tegangan dalam analisis perambatan retak.

Membuat Stress Spectrum

Analisis perambatan retak memerlukan data stress spectrum yang dialami struktur selama masa pengoperasian pesawat. Beban berulang yang digunakan untuk membuat stress spectrum pada penelitian ini adalah beban akibat gust, maneuver, dan ground operation. Beban akibat gust adalah beban yang muncul karena gangguan dari angin yang menabrak pesawat yang biasanya mengakibatkan turbulensi pesawat. Beban maneuver muncul saat pesawat melakukan perubahan sikap terbang seperti gerakan mengangguk (pitch), menggeleng (yaw), dan mengguling (roll). Ground load terjadi saat pesawat beroperasi pada permukaan landasan yang tidak rata.

Penelitian ini memodelkan gangguan gust berdasarkan Engineering Sciences Data Unit (ESDU) yang mengasumsikan gust sebagai gangguan yang bersifat kontinu. Penentuan gangguan akibat gust mengacu pada user manual perangkat lunak Repair Assessment Procedure and Integrated Design (RAPID) yang dikembangkan oleh FAA dan United States Air Force (USAF) (1998). Berdasarkan dokumen tersebut exceedance (cumulative cycle) pada suatu nilai selisih percepatan (Δg) pada sumbu vertikal dapat ditentukan menggunakan Persamaan (1), penjelasan lebih detilnya dapat merujuk langsung ke referensi.

$$\Sigma(\Delta g) = \left(10.0 P_1 e^{\left(\frac{-\Delta g}{b_1 \bar{A}}\right)} + 7.5 P_2 e^{\left(\frac{-\Delta g}{b_2 \bar{A}}\right)} \right) T \quad (1)$$

Nilai Δg adalah pertambahan beban dinamik, T adalah jarak yang ditempuh oleh pesawat, P 's dan b 's adalah konstanta yang menyatakan probabilitas dan intensitas kecepatan gust di daerah badai dan tidak badai. Nilai P 's dan b 's dipengaruhi oleh ketinggian terbang pesawat, semakin tinggi suatu pesawat maka semakin sedikit gust yang akan ditemui.

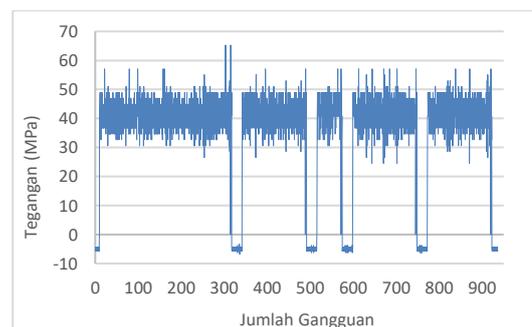
Beban berulang akibat maneuver dan ground operation yang digunakan pada penelitian ini mengacu ke data statistik Military Specification MIL-A-8866 (1975). Data beban berulang masih berupa Δg yang nantinya dikonversi menjadi delta tegangan dengan cara dikalikan nilai tegangan struktur pada beban 1g. Data misi terbang yang digunakan pada penelitian ini hanya berupa data

ilustrasi tanpa menggunakan data sesungguhnya. Hasil yang diperoleh dapat dijadikan sebagai gambaran secara umum. Pada penelitian ini diasumsikan pesawat memiliki 4 jenis misi terbang yaitu misi-1, misi-2, Misi-3, dan misi-4. Informasi detil masing – masing misi terbang berupa data jumlah terbang, lama terbang, kecepatan, berat take-off, dan berat bahan bakar ditunjukkan oleh Tabel 4.

Tabel 4. Data misi terbang

Jenis Misi	Misi-1	Misi-2	Misi-3	Misi-4
Jumlah Terbang	100	300	400	200
Lama (jam)	0.75	1.25	2	3
Speed (knots)	180	200	220	220
W_{To} (klb)	90	100	130	160
W_{Fuel} (klb)	18	24	32	40

Setelah memperoleh seluruh data statistik beban berulang maka langkah selanjutnya adalah menyusun beban – beban tersebut menjadi stress spectrum. Setelah itu beban akan diacak menggunakan fitur “randperm” pada perangkat lunak MATLAB. Randperm (random permutation) adalah sebuah fitur yang digunakan untuk mengacak data namun menghasilkan urutan yang konsisten pada setiap pengulangannya. Sehingga dengan data yang sama hasil pengacakan pertama akan sama dengan hasil pengacakan berikutnya. Urutan penerbangan juga diacak agar semakin menyerupai kondisi sesungguhnya.



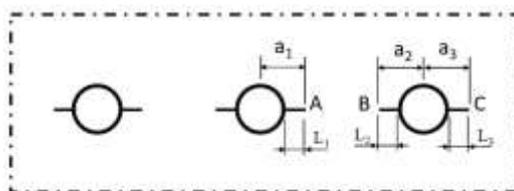
Gambar 9. Contoh stress spectrum yang dibuat

Pada penelitian ini dibuat stress spectrum dari 1000 penerbangan. Karena jumlah penerbangan yang banyak maka tidak ditampilkan stress spectrum untuk setiap penerbangan. Gambar 9 menunjukkan contoh stress spectrum dari lima penerbangan saja.

Perambatan retak (MSD)

Langkah terakhir adalah perhitungan perambatan retak pada kasus multiple-site-damage (MSD). MSD adalah suatu kondisi ketika struktur memiliki beberapa retak yang merambat secara serentak. Penentuan nilai stress intensity factor untuk kasus MSD ini mengacu ke model yang dikembangkan oleh Partl dan Schijve (1993). Pada penelitian ini konfigurasi yang digunakan adalah konfigurasi paling kritis yaitu tiga lubang rivet memiliki retak di masing – masing sisinya, ilustrasi konfigurasi retak ditunjukkan oleh Gambar 10.

Stress spectrum yang diperoleh pada bagian sebelumnya akan digunakan sebagai input analisis perambatan retak. Analisis perambatan retak dilakukan menggunakan perangkat lunak MATLAB yang telah diintegrasikan dengan algoritma pembuatan stress spectrum. Secara ringkas alur kerja dari algoritma perambatan retak adalah konfigurasi awal struktur diberi sebuah beban tarik, kemudian menghitung stress intensity factor, lalu menghitung pertambahan panjang retak, kemudian pertambahan panjang retak tersebut ditambahkan ke panjang retak awal untuk memperoleh panjang retak baru. Hal tersebut diulang terus hingga panjang retak mencapai batas kritis.



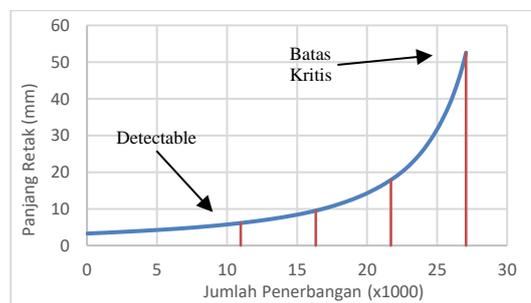
Gambar 10. Ilustrasi kasus MSD yang digunakan (Sumber: Partl & Schijve, 1993)

Metode analisis yang digunakan adalah pendekatan analisis secara deskriptif kualitatif yaitu mengevaluasi prosedur pelaksanaan pemeriksaan penumpang di bandar udara, terutama pemeriksaan ketika memasuki daerah keamanan terbatas. Selain itu juga melalui observasi lapangan dengan memperhatikan SOP pengamanan bandar udara, serta kegiatan pemeriksaan penumpang dan izin masuk ke daerah keamanan terbatas berdasarkan pertimbangan dari tingkat efektivitas dan

fleksibilitas pergerakan penumpang/pengguna jasa di Bandar Udara Internasional Soekarno Hatta.

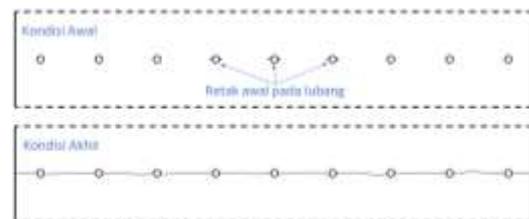
HASIL DAN PEMBAHASAN

Setelah melakukan analisis perambatan retak pada perangkat lunak MATLAB, diperoleh kurva perambatan retak utama pada skin bawah struktur center wing box sayap Hercules C-130H seperti yang ditunjukkan Gambar 11. Ilustrasi kondisi struktur skin bawah CWB sebelum dan sesudah perambatan retak ditunjukkan oleh Gambar 12.



Gambar 11. Kurva perambatan retak

Berdasarkan hasil analisis diperoleh umur maksimal struktur center wing box adalah 27.065 kali terbang. Pada kondisi tersebut retak telah mencapai batas kritis dengan panjang 52.6mm yang mengakibatkan struktur tidak dapat menahan beban dan mengalami kegagalan total. Ilustrasi kerusakan struktur ditunjukkan oleh Gambar 12.



Gambar 12. Ilustrasi perambatan retak.

Umur struktur yang diperoleh dari analisis ini akan berubah jika jenis material yang digunakan berbeda. Proses perambatan retak sangat dipengaruhi oleh karakteristik ketangguhan retak sebuah material. Retak akan merambat lebih lambat pada material yang memiliki ketangguhan retak tinggi dan begitu pun sebaliknya. Cakupan penelitian ini tidak membahas mengenai pengaruh karakteristik material, sehingga topik

tersebut dapat diamati lebih lanjut pada penelitian selanjutnya.

Selain menentukan umur maksimal struktur, penelitian ini juga memberikan rekomendasi waktu inspeksi yang tepat untuk meminimalkan biaya perawatan namun dapat memastikan retak akan terdeteksi sebelum mencapai batas kritisnya. Jika ukuran retak terlalu kecil maka alat inspeksi tidak dapat mendeteksi retak tersebut, oleh karena itu inspeksi sebaiknya dilakukan ketika retak sudah dapat terdeteksi dengan alat inspeksi yang ada. Bato et al. (2019) mengklasifikasikan ukuran retak menjadi beberapa tipe berdasarkan tingkat probabilitas retak dapat dideteksi dengan alat Eddy Current yang umum digunakan sebagai metode pengujian Non-Destructive Testing. Pada penelitian tersebut dinyatakan bahwa retak dengan panjang 4.14mm memiliki kemungkinan terdeteksi yang tinggi menggunakan alat inspeksi Eddy Current.

Tabel 5. Rekomendasi waktu inspeksi.

Urutan Inspeksi	Waktu Inspeksi	
	Kali Terbang	Jam Terbang
1	10.977	20.307
2	16.340	30.228
3	21.702	40.149
4	27.065	50.070

Dengan mempertimbangkan kemampuan alat inspeksi untuk mendeteksi retak, maka waktu inspeksi pertama yang direkomendasikan adalah ketika panjang retak mencapai 4.14mm dari ujung lubang yaitu saat pesawat telah beroperasi 10.977 kali terbang. Jika pesawat terus dioperasikan maka retak akan terus merambat mencapai titik kritisnya pada penerbangan ke-27.065. Berdasarkan hasil tersebut serta diketahui rata-rata durasi terbang pesawat adalah 1.85 jam maka diperoleh waktu rekomendasi untuk melakukan inspeksi struktur center wing box seperti yang ditunjukkan oleh Tabel 5.

Waktu inspeksi pertama yang direkomendasikan adalah ketika pesawat sudah beroperasi sebanyak 10.977 kali terbang dan inspeksi setelahnya memiliki interval 5362 kali terbang. Berdasarkan penelitian ini struktur center wing box dapat digunakan hingga maksimal 27.065 kali terbang atau setara dengan 50.070 jam terbang. Hasil ini cukup mendekati

dengan umur maksimal yang ditentukan oleh perusahaan manufaktur Lockheed Martin yaitu 40.000 jam terbang. Perbedaan hasil penelitian dengan data referensi sebesar 25% ini dapat diakibatkan beberapa faktor seperti data penelitian yang digunakan bukan data sesungguhnya, berbeda dengan data acuan yang digunakan perusahaan manufaktur, atau hasil analisis pada referensi sudah mempertimbangkan margin of safety.

Penelitian ini menggunakan data dan asumsi yang bisa jadi berbeda dengan data yang dimiliki masing-masing operator Hercules C-130H, oleh karena itu untuk memperoleh hasil yang lebih akurat perlu menggunakan data yang sesuai dengan kondisi sesungguhnya. Hasil penelitian ini merupakan studi awal yang bersifat umum dan tidak direkomendasikan untuk langsung digunakan sebagai pedoman perawatan dan pengoperasian pesawat Hercules C-130H.

KESIMPULAN

Penentuan umur struktur center wing box dilakukan melalui beberapa proses analisis yang diawali dengan perhitungan beban aerodinamik, lalu simulasi elemen hingga, kemudian membuat stress spectrum, dan terakhir analisis perambatan retak. Setelah melakukan serangkaian proses analisis diperoleh umur struktur CWB adalah 27.065 siklus terbang atau 50.070 jam terbang. Hasil ini cukup mendekati umur struktur yang dinyatakan oleh perusahaan manufaktur pesawat yaitu 40.000 jam terbang.

Penelitian ini hanya mengamati satu studi kasus yang spesifik. Analisis penentuan umur struktur dipengaruhi banyak faktor, salah satunya adalah karakteristik material. Retak akan merambat relatif lebih pelan pada material yang memiliki ketangguhan retak tinggi dan sebaliknya. Pengaruh karakteristik material terhadap penentuan umur struktur akibat beban lelah dapat menjadi pembahasan tersendiri pada studi lainnya.

DAFTAR PUSTAKA

Aldarwish, M., Grbović, A., Kastratović, G., Sedmak, A., & Lazić, M. (2018). Stress intensity factors evaluation at tips of multi-site cracks in

- unstiffened 2024-T3 aluminum panel using XFEM. *Technical Gazette*, 25, 1616-1622.
- Bato, M. R., Hor, A., Rautureau, A., & Bes, C. (2019). Impact of human and environmental factors on the probability of detection during NDT control by eddy currents. *Measurement*, 133, 222-232.
- Federal Aviation Administration & United States Air Force. (1998). Repair assessment procedure and integrated design: RAPID version 2.1 analysis methods document. <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/rapid.pdf>
- Findlay, S. J., & Harrison, N. D. (2002). Why aircraft fail. *Materials today*, 5(11), 18-25.
- Jin, H. J., & Wu, S. J. (2017). A new driving force parameter for fatigue growth of multiple cracks. *International Journal of Fatigue*, 96, 10-16
- Kuethe, A. M., & Chow, C. Y. (1997). *Foundation of aerodynamics bases of aerodynamic design* 5th edition, Wiley.
- Liao, M., Renaud, G., & Bombardier, Y. (2020). Airframe digital twin technology adaptability assessment and technology demonstration. *Engineering Fracture Mechanics* 225, 106793.
- Lockheed Martin. (2007). *Inspection Program: Service manual publication (SMP) 583 structural repair manual*, USA.
- Maksimović, S. (2005). Fatigue life analysis of aircraft structural components. *a a*, 3(1), 1.
- Oliveira, T. A., Gomes, G., & Evangelista Jr, F. (2019). Multiscale aircraft fuselage fatigue analysis by the dual boundary element method. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 104, 107-119.
- Orletsky, D. T., Daniel M. N, Anthony D. R, William, S., Kennedy, M., Boito, M., Chow, B. G., & Kim, Y. (2011). Intratheater airlift functional solution analysis (FSA). Santa Monica, Calif.: RAND Corporation <http://www.rand.org/pubs/monographs/MG818.html>
- Partl, O., & Schijve, J. (1993). Multiple-site-damage in 2024-T3 alloy sheet. *International Journal of Fatigue*, 15, 293-299.
- Roland, J., & Rumpfkeil, M. P. (2017). Wing Fuel-Tank Heat-Sink Calculation for Conceptual Aircraft Design. *Journal of Aircraft*, 54, 1172-1188.
- Specification, M. (1975). *Airplane Strength and Rigidity-Reliability Requirements, Repeated Loads, and Fatigue*. MIL-A-8866 (USAF), August.
- Talreja, T., & Phanb, N. (2019). Assessment of damage tolerance approaches for composite aircraft with focus on barely visible impact damage. *Composite Structures*, 219, 1-7.
- Tavares, S. M. O., & DE CASTRO, P. M. S. T. (2017). An overview of fatigue in aircraft structures. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 40, 1510-1529.
- U. S. Federal Highway Administration/Department of Transportation. (2000). *Detection and Sizing of Cracks in Structural Steel Using the Eddy Current Method*. National Technical Information Service, Springfield.

