

Analisis Komponen Rear Back-Up Fitting Terhadap Damage Tolerance dan Durability Pada Vertical Tail Pesawat

Fajar Nugroho^{1,*}, Dwi Hartini², Nurfi Ahmadi³, Resa Fadhol Ilahi⁴

¹Prodi Teknik Mesin, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto

²Prodi Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto

Article Info

Article history:

Received September 16, 2025

Accepted December 24, 2025

Published February 20, 2026

Keywords:

Crack Propagation,
Damage Tolerance,
Durability,
Finite Element Method,
Rear Back-Up Fitting

ABSTRACT/ABSTRAK

Aircraft structures are subjected to repetitive cyclic loading that may induce fatigue damage and crack propagation, potentially compromising structural integrity and flight safety. This study examines the damage tolerance and durability of the rear back-up fitting, a critical structural component of the aircraft vertical tail. The analysis combines the Finite Element Method (FEM) to identify stress concentration regions with crack propagation simulations using D-CRACK software under representative operational loading spectra. The results indicate that the most critical locations occur at the fastener holes of PSE V03-A and PSE V03-B. PSE V03-A reaches a critical crack length of 287.646 mm after 328,801 flight cycles, while PSE V03-B reaches a critical crack length of 283.427 mm after 756,190 flight cycles. The longer fatigue life observed in PSE V03-B is primarily attributed to the presence of a stiffener, which effectively reduces stress concentration and slows crack growth rates. In accordance with FAR 25.571, the first inspection is recommended at 12,294 flight cycles for PSE V03-A and 15,000 flight cycles for PSE V03-B, followed by periodic inspections every 2,000 cycles. These results provide a quantitative basis for determining inspection intervals and support the development of a damage-tolerance-based maintenance manual to enhance structural reliability, operational safety, and long-term aircraft durability.



Corresponding Author:

Fajar Nugroho,
Prodi Teknik Mesin,
Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto,
Jl. Majapahit, Blok R Komplek Lanud Adisutjipto, Yogyakarta. 55198
Email: *fajarnugroho@itda.ac.id

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang merupakan sarana transportasi yang paling efektif dalam mendukung mobilitas global. Permasalahan yang sering dihadapi dalam konstruksi struktur pesawat adalah fenomena kerusakan akibat kelelahan struktur (*fatigue*). Fenomena ini terjadi akibat beban berulang yang diterima oleh komponen sehingga dapat menyebabkan retakan. Perambatan retak jika tidak terdeteksi dan ditangani dengan tepat, maka kerusakan tersebut dapat berujung pada kecelakaan pesawat yang berdampak fatal. Salah satu komponen pesawat yang menjadi fokus perhatian adalah *rear back-up fitting* pada *vertical tail*. Komponen ini memiliki peran penting dalam menahan beban momen dari *horizontal tail*.

Damage tolerance adalah pendekatan untuk mencegah kegagalan pada struktur dengan memastikan struktur tetap aman dan berfungsi meskipun terdapat kerusakan kecil atau mikro. Metode ini sangat penting diterapkan pada struktur pesawat yang mengalami beban berulang secara terus-menerus. Berdasarkan regulasi penerbangan FAR 25.571, struktur utama pesawat harus dirancang agar mampu menahan jenis kerusakan

tertentu hingga jadwal inspeksi selanjutnya, guna memastikan keselamatan operasional pesawat tetap terjaga [1] [2].

Pendekatan *damage tolerance* memegang peran penting dalam desain struktur pesawat untuk mencegah terjadinya kegagalan yang berawal dari kerusakan kecil dan berpotensi berkembang menjadi kerusakan fatal. Melalui penerapan analisis *damage tolerance* yang terintegrasi dengan optimasi desain pada struktur sayap pesawat menggunakan perangkat lunak seperti ASTROS dan AFGROW, diperoleh hasil bahwa pertimbangan terhadap laju pertumbuhan retak secara sistematis dalam tahap perancangan mampu meningkatkan keandalan struktur secara signifikan. Dengan demikian, risiko kegagalan akibat *fatigue* dapat diminimalkan melalui proses desain yang mempertimbangkan aspek ketahanan terhadap pertumbuhan retak sejak awal [1].

Metode parametrik dalam desain *damage tolerance* pada panel aeronautika berbahan logam yang diperkuat dengan *stiffener* telah dikembangkan untuk mengevaluasi pengaruh teknik pengikatan terhadap ketahanan retak. Melalui analisis menggunakan mekanika retak elastik linier (*Linear Elastic Fracture Mechanics*), ditemukan bahwa jenis pengikatan *stiffener* berperan signifikan terhadap kemampuan panel dalam menahan pertumbuhan retak. Panel dengan sistem *adhesive bonding* menunjukkan toleransi kerusakan yang lebih baik dibandingkan dengan panel yang menggunakan sambungan paku keling (*rivet*) maupun struktur integral. Hasil tersebut menegaskan bahwa pemilihan teknik pengikatan yang tepat serta penambahan *doublers* merupakan strategi efektif untuk meningkatkan *durability* dan *damage tolerance* pada komponen struktural pesawat [2] [3].

Pada bidang material komposit, pendekatan *damage tolerance* yang berfokus pada dampak yang hampir tidak terlihat (*Barely Visible Impact Damage/BVID*) pada struktur pesawat komposit. Penelitian ini menunjukkan bahwa meskipun kerusakan mungkin tidak terlihat secara visual, dampaknya dapat signifikan terhadap kekuatan struktur, sehingga pendekatan *damage tolerance* yang cermat sangat diperlukan untuk material komposit [3][4].

Selanjutnya melalui pendekatan berbasis *Fatigue Damage Index* (FDI) dikembangkan untuk memperpanjang umur layanan setiap pesawat secara individual dengan mempertimbangkan perbedaan kondisi beban operasional. Metode ini memungkinkan optimasi waktu operasional pesawat tanpa mengurangi tingkat keselamatan. Dengan memasukkan variabel seperti profil beban dan ketinggian jelajah, pendekatan FDI menawarkan potensi peningkatan efisiensi penggunaan pesawat melalui pengelolaan *fatigue* yang lebih terukur dan adaptif terhadap kondisi nyata operasi [4][5].

Kemudian melalui analisis *damage tolerance* yang dilakukan pada panel pesawat dengan tambahan *stringer* dan *doublers* menggunakan simulasi mekanika retak serta metode elemen hingga, ditemukan bahwa keberadaan elemen penguat secara signifikan menurunkan laju pertumbuhan retak sekaligus meningkatkan kekuatan sisa struktur. Kondisi ini berkontribusi terhadap peningkatan umur pakai panel pesawat secara keseluruhan. Hasil tersebut memperkuat pendekatan desain yang berfokus pada optimalisasi elemen penguat sebagai strategi untuk meningkatkan *durability* dan *damage tolerance* pada struktur pesawat [5][6].

Analisis mendalam terhadap *damage tolerance* pada *Principal Structural Element* (PSE) W-06 pesawat CN-235-220 telah dilakukan dengan memanfaatkan perangkat lunak D-CRACK untuk memodelkan penyebaran retak pada bagian bawah sayap yang tertutup oleh *engine fairing*. Hasil analisis menunjukkan bahwa pada skenario kedua, laju pertumbuhan retak mencapai nilai tertinggi, dengan panjang kritis sebesar 25,914 mm setelah 21.298 siklus penerbangan. Berdasarkan kondisi ekstrem pada penelitian tersebut, maka disarankan pelaksanaan inspeksi visual setiap 5.831 siklus penerbangan guna memastikan tingkat keselamatan dan keandalan struktur pesawat tetap terjaga [2][6].

Kajian mengenai pengaruh *damage tolerance* pada *skin access hole* BL 206 RH dan BL 600 RH di bagian *Lower Surface Center Wingbox* pesawat N-219 dilakukan dengan menggunakan pendekatan *strain energy release*. Tujuan utama analisis ini adalah untuk memprediksi umur komponen struktural sejak tahap awal kerusakan hingga terjadinya kegagalan total, sekaligus menentukan besarnya tegangan sisa (*residual stress*) setelah struktur mengalami kerusakan. Pendekatan *strain energy release* diterapkan melalui pemodelan struktur secara rinci menggunakan perangkat lunak Patran/Nastran, yang kemudian diikuti dengan perhitungan *strain energy release rate*, *stress intensity factor*, dan *beta factor*. Nilai-nilai tersebut digunakan sebagai masukan pada perangkat lunak D-CRACK untuk menganalisis umur struktur dan tegangan sisa. Hasil simulasi menunjukkan bahwa struktur memiliki umur hingga 66.165 siklus penerbangan dengan tegangan sisa sebesar 9,6 daN/mm² pada panjang retak 76,49 mm, yang berarti melampaui target umur desain sebesar 60.000 siklus penerbangan [2].

Integrasi antara analisis *fatigue* dan *damage tolerance* dalam program pemeliharaan pesawat terbukti berperan penting dalam meningkatkan keselamatan struktur secara keseluruhan. Melalui penerapan gabungan antara metode inspeksi dan analisis *damage tolerance*, diperoleh peningkatan signifikan terhadap tingkat keandalan struktur pesawat. Pemanfaatan data mengenai umur retak dan laju pertumbuhan retak memberikan dasar yang kuat dalam penentuan jadwal inspeksi yang lebih optimal untuk setiap komponen struktural, sehingga proses pemeliharaan dapat dilakukan secara lebih efisien sekaligus menekan biaya operasional jangka panjang[2] [7].

Fatigue merupakan fenomena kegagalan pada material yang disebabkan oleh beban berulang atau siklik, meskipun besarnya beban tersebut umumnya berada di bawah tegangan luluh (*yield strength*) material. Dalam kondisi ini, retakan-retakan kecil mulai terbentuk pada struktur dan secara bertahap berkembang hingga akhirnya menyebabkan kerusakan atau kegagalan total [5] [8] [9] [10].

Dalam industri penerbangan, *fatigue* merupakan masalah krusial karena pesawat mengalami siklus beban yang tinggi selama setiap fase penerbangan. Oleh karena itu, analisis *fatigue* sangat penting untuk memperkirakan usia pakai struktur pesawat, terutama pada elemen utama seperti sayap, ekor vertikal, serta sambungan fastener. Melalui metode seperti finite element analysis (FEA), distribusi tegangan dapat dianalisis untuk mengidentifikasi area-area yang berpotensi mengalami *fatigue*. Regulasi seperti FAR 25.571 mewajibkan agar struktur pesawat dirancang mampu menahan kerusakan akibat *fatigue* hingga periode inspeksi berikutnya.

Sementara itu, pendekatan *damage tolerance* dalam desain struktural bertujuan untuk menjamin bahwa suatu komponen tetap aman dan dapat berfungsi meskipun terdapat retakan atau kerusakan kecil. Strategi ini mencakup deteksi, pemantauan, dan pengendalian kerusakan agar tidak berkembang menjadi kegagalan struktural yang serius sebelum dilakukan perbaikan. Dalam konteks penerbangan, *damage tolerance* menjadi bagian penting dari sistem keselamatan, terutama untuk memastikan keandalan komponen utama yang mengalami beban berulang secara terus-menerus [9].

Prinsip dasar dalam pendekatan *damage tolerance* mencakup beberapa aspek penting, yaitu: identifikasi kerusakan awal, analisis perambatan retak, estimasi umur struktural, serta penentuan jadwal inspeksi. Retak awal bisa timbul akibat ketidak sempurnaan saat proses manufaktur (*Initial Manufacturing Flaw* – IMF) atau karena keterbatasan dalam proses inspeksi kualitas (*Initial Quality Flaw* – IQF). Untuk memahami perkembangan retak akibat pembebahan berulang, dilakukan analisis perambatan retak guna memprediksi pertumbuhan retakan hingga mencapai panjang kritis yang dapat memicu kegagalan struktur. Berdasarkan hasil analisis tersebut, ditentukan waktu pelaksanaan inspeksi awal (*threshold inspection*) dan inspeksi lanjutan secara berkala untuk memastikan agar kerusakan tetap dalam batas aman [10] [12].

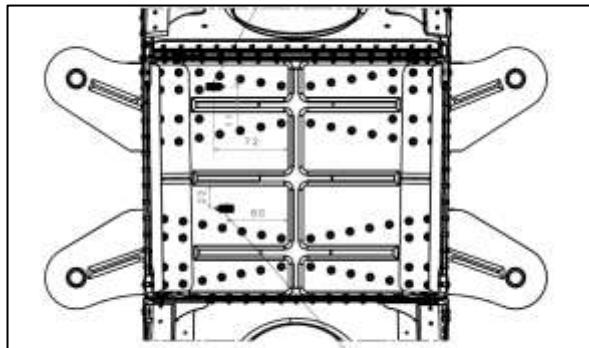
Durability merujuk pada kemampuan suatu struktur atau material untuk bertahan dalam menghadapi berbagai kondisi operasional sepanjang masa pakainya, tanpa mengalami kerusakan signifikan yang dapat memengaruhi fungsi maupun keselamatannya. Dalam perancangan struktur pesawat, *durability* menjadi salah satu parameter kunci yang memastikan bahwa material mampu menahan beban berulang, pengaruh lingkungan, serta kerusakan minor yang mungkin timbul selama penggunaan. Konsep ini juga digunakan sebagai dasar dalam menentukan *threshold inspection*, yaitu waktu inspeksi awal yang dilakukan untuk mendeteksi adanya kerusakan sebelum berkembang menjadi kegagalan serius [11]. Pendekatan ini bertujuan untuk menjaga keandalan struktural pesawat sekaligus mengurangi potensi terjadinya kegagalan selama masa operasionalnya.

Durability didasarkan pada prinsip bahwa struktur pesawat tidak hanya harus mampu menahan beban statis, tetapi juga harus tahan terhadap siklus pembebahan berulang selama masa operasionalnya. Salah satu parameter penting dalam analisis *durability* adalah retak awal (*initial crack size*). Nilai retakan awal ini ditentukan berdasarkan data dari proses manufaktur atau standar pengendalian kualitas, yang merefleksikan sejauh mana material mampu bertahan terhadap cacat. Umumnya, untuk kasus *Initial Manufacturing Flaw* (IMF) dan *Initial Quality Flaw* (IQF), retak awal diasumsikan sebesar 0,254 mm. Nilai tersebut kemudian digunakan sebagai dasar dalam perhitungan pertumbuhan retak hingga mencapai ukuran minimum yang dapat terdeteksi secara visual [10] [11] [12].

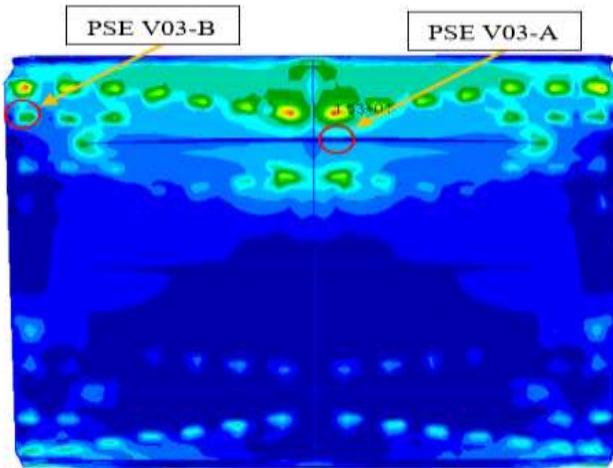
2. METODE PENELITIAN

Objek Penelitian.

Komponen *rear back-up fitting* pada *vertical tail* pesawat, khususnya lubang *fastener* PSE V03-A dan PSE V03-B dipilih sebagai obyek penelitian karena memiliki konsentrasi tegangan tertinggi berdasarkan simulasi FEM [12] [13].



Gambar 1. Posisi Strain Gauge



Gambar 2. Lokasi PSE V03-A dan PSE V03-B

Material yang digunakan adalah Aluminium AA7050-T7451 merupakan salah satu jenis paduan aluminium berkekuatan tinggi yang sering digunakan dalam industri penerbangan. Paduan ini termasuk dalam kelompok aluminium seri 7xxx yang mengandung elemen utama seng (Zn) sebagai paduan utama, disertai dengan magnesium (Mg) dan tembaga (Cu) untuk meningkatkan kekuatan dan ketahanan terhadap korosi. Kode T7451 mengacu pada perlakuan panas yang dilakukan untuk mengontrol distribusi sifat mekanis, mengurangi risiko korosi tegangan, dan meningkatkan stabilitas dimensi material. Berikut adalah data sifat mekanis yang diperlukan dalam proses analisis *damage tolerance* dan *durability* dari Aluminium Alloy 7050-T7451. [14]

Tabel 1. Data Material Aluminium AA 7050-T7451

<i>Critical Stress Intensity Factor (k_c)</i>	$54 \text{ N/m}^2\sqrt{\text{m}}$
<i>Mode I Stress Intensity Factor (K_{IC})</i>	$43,95 \text{ N/m}^2\sqrt{\text{m}}$
<i>Threshold Stress Intensity Factor (K_{th})</i>	$2,7 \text{ N/m}^2\sqrt{\text{m}}$
<i>Sigma Yield</i>	$44,13 \text{ daN/mm}^3$
<i>Sigma Design limit</i>	0

Metode Analisis.

1. Pemodelan Finite Element Method (FEM) dengan menggunakan MSC Patran/Nastran untuk mendapatkan distribusi tegangan.
2. Simulasi Perambatan retak dengan menggunakan DCRACK dengan inputan data material Aluminium AA 7050-T7451 dengan spektrum beban operasional.
3. Parameter analisis meliputi *initial crack size* sebesar 0,127 mm (*Initial Quality Flaw-IQF*) dan 1,27 mm (*Initial Manufacturing Flaw-MF*) untuk analisis *damage tolerance*, serta 0,254 mm untuk analisis *durability*. Selain itu, digunakan *bearing factor* dan *bypass factor* untuk merepresentasikan distribusi beban pada sambungan *fastener*.

Data Pendukung.

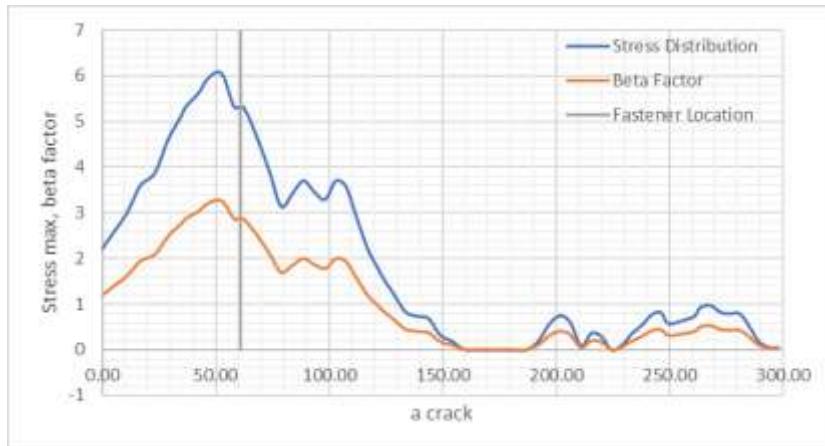
Data pendukung dari penelitian ini adalah spesifikasi material seperti $K_{IC} = 43,95 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, serta *yield strength* sebesar 44,13 MPa.

3. HASIL DAN ANALISIS

3.1. Distribusi Tegangan dan identifikasi Area Kritis

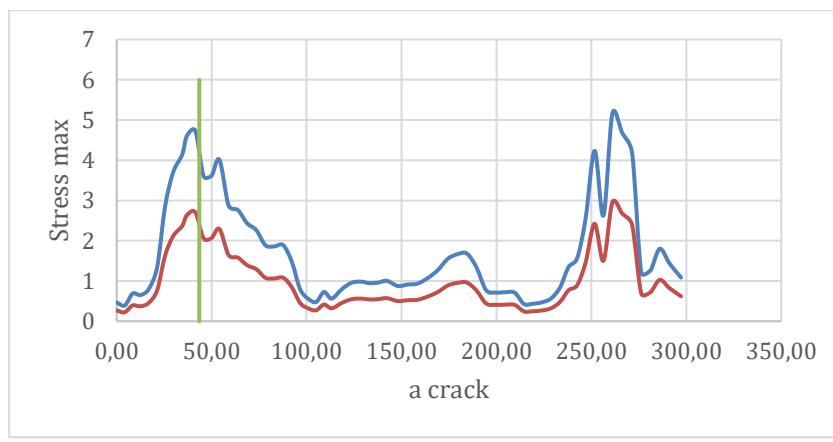
Dari simulasi FEM menunjukkan bahwa komponen *rear back-up fitting* mengalami konsentrasi tegangan tertinggi di sekitar lubang *fastener* PSE V03-A sebesar 162,00 MPa dan PSE V03-B sebesar 76,54 MPa. Perbedaan nilai tegangan ini dipengaruhi oleh geometri komponen, *stiffener* serta pembebanan siklik [15]. Geometri komponen pada PSE V03-A yang terletak di area dengan beban momen lebih tinggi akibat distribusi gaya aerodinamis pada vertical tail. Kemudian adanya *stiffener* dapat menyebabkan berkurangnya tegangan pada daerah tertentu sehingga PSE V03-B nilainya menjadi lebih rendah, tapi *stiffener* juga dapat menyebabkan gradien tegangan yang tidak merata sehingga bisa memicu adanya konsentrasi tegangan dan inisiasi retak di lokasi yang berbeda.

Selanjutnya pembebangan siklik akan menyebabkan akumulasi siklus *fatigue* pada area konsentrasi tegangan. Analisis lebih lanjut dengan menggunakan *bearing bypass* menunjukkan bahwa ; PSEV03 A memiliki *bearing factor* sebesar 1,8354 dan *bypass factor* sebesar 0,1986 yang mengindikasikan bahwa Sebagian besar beban ditransfer melalui *fastener* dan ini meningkatkan resiko kegagalan akibat beban geser. Selanjutnya pada PSE V03B A memiliki *bearing factor* sebesar 1,7925 dan *bypass factor* sebesar 0,5885 yang menunjukkan adanya distribusi beban yang lebih seimbang antara *fastener* dengan material di sekitarnya.



Gambar 3. Distribusi tegangan dengan faktor β pada PSE V03-A

Dari Gambar 3 terlihat bahwa puncak distribusi tegangan dan faktor beta pada komponen PSE V03-A terjadi pada lokasi yang dekat dengan lokasi *fastener*. Hal ini menunjukkan bahwa area ini sangat rentan terhadap inisiasi dan pertumbuhan retak. Distribusi tegangan dan faktor menurun setelah titik puncak, menunjukkan bahwa retakan yang tumbuh melewati lokasi tersebut mungkin mengalami penurunan laju pertumbuhan karena berkurangnya konsentrasi tegangan. Lokasi *fastener* sangat penting dalam analisis kelelahan dan pertumbuhan retak. Sehingga peenempatan komponen *fastener* yang tidak tepat bisa mempercepat kegagalan struktur [16].



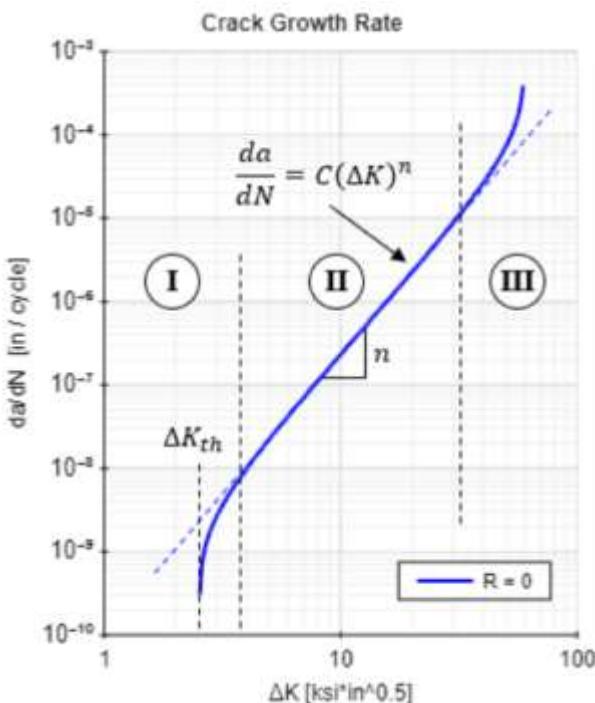
Gambar 4. Distribusi tegangan dengan faktor β pada PSE V03-B

Dari Gambar 4. terlihat bahwa puncak distribusi tegangan pada komponen PSE v03-B terjadi di dekat lokasi *fastener*. Hal ini menunjukkan bahwa tepi lubang *fastener* adalah lokasi yang sangat mungkin muncul puncak distribusi tegangan karena *fastener* pada posisi vertikal berada di daerah dekat puncak tegangan/konsentrasi. Adanya modifikasi pada material seperti jenis lubang, metode pengeboran, atau penambahan *fillet* bisa mengurangi nilai tegangan maksimum dan memperpanjang umur lelah. Beberapa penelitian menunjukkan bahwa inisiasi retakan biasanya terjadi di lokasi konsentrasi tegangan tinggi seperti pada *edges*, *corners*, *thread roots*, *fastener holes* [13][17][18]. Hal ini sesuai dengan hasil simulasi yang menunjukkan bahwa lokasi *fastener*, distribusi tegangan dan faktor Beta yang tinggi merupakan penyebab potensial terjadinya inisiasi retakan.

3.2. Analisa Damage Tolerance

Hasil analisis damage tolerance menunjukkan perbedaan signifikan dalam perilaku perambatan retak antara PSE V03-A dan PSE V03-B, yang secara langsung dipengaruhi oleh konfigurasi struktur dan keberadaan *stiffener*. Pada PSE V03-A, lokasi lubang *fastener* berada pada area dengan konsentrasi tegangan tinggi dan tanpa dukungan *stiffener* yang memadai, sehingga nilai faktor geometri (β) relatif tinggi. Kondisi ini menyebabkan peningkatan *stress intensity factor* (ΔK) pada ujung retak, yang mempercepat laju perambatan retak seiring bertambahnya siklus pembebanan. Sebaliknya, PSE V03-B menunjukkan perilaku retak yang lebih stabil dan laju pertumbuhan yang lebih lambat. Keberadaan *stiffener* di sekitar area fastener berperan dalam mendistribusikan beban secara lebih merata dan menurunkan gradien tegangan lokal. Secara mekanis, *stiffener* berfungsi sebagai jalur alternatif aliran beban (*load path*), sehingga sebagian beban dialihkan dari *fastener* ke struktur sekitarnya. Hal ini tercermin dari nilai *bearing factor* dan *bypass factor* yang lebih seimbang pada PSE V03-B, serta penurunan nilai β yang signifikan di sekitar ujung retak.

Dampak langsung dari konfigurasi ini terlihat pada hasil simulasi perambatan retak, di mana PSE V03-A mencapai panjang retak kritis 287,646 mm setelah 328.801 siklus, sedangkan PSE V03-B memerlukan 756.190 siklus untuk mencapai panjang retak kritis yang relatif serupa, yaitu 283,427 mm. Perbedaan umur kelelahan ini menunjukkan bahwa *stiffener* tidak hanya menurunkan tegangan maksimum, tetapi juga secara efektif memperlambat transisi dari fase pertumbuhan retak stabil ke fase pertumbuhan cepat (*unstable crack growth*). Selain itu, hasil ini mengindikasikan bahwa desain *stiffener* memiliki peran penting dalam meningkatkan *damage tolerance margin*, terutama pada struktur dengan lubang *fastener* yang rentan terhadap inisiasi retak. Dengan mengendalikan distribusi tegangan dan menurunkan nilai ΔK pada ujung retak, *stiffener* memungkinkan perpanjangan waktu antara inisiasi dan kegagalan, sehingga memberikan peluang yang lebih besar untuk deteksi dini melalui inspeksi. Oleh karena itu, optimasi desain *stiffener* merupakan strategi efektif tidak hanya untuk meningkatkan umur kelelahan struktur, tetapi juga untuk mendukung penetapan interval inspeksi yang lebih aman dan efisien dalam kerangka regulasi FAR 25.571.



Gambar 5. Kurva Paris

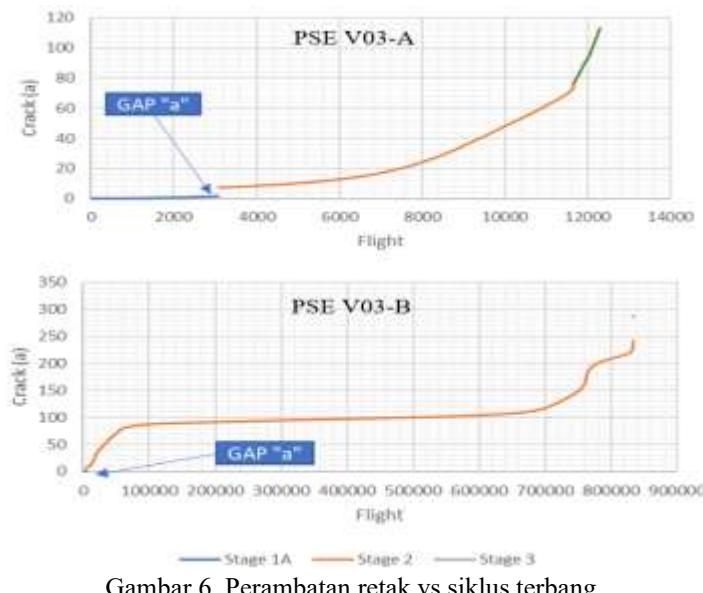
Perbedaan perilaku perambatan retak antara PSE V03-A dan PSE V03-B dapat dijelaskan secara komprehensif melalui pendekatan Hukum Paris, yang mengaitkan laju pertumbuhan retak (da/dN) dengan rentang *stress intensity factor* (ΔK). Pada PSE V03-A, lokasi *fastener* yang berada di area tanpa dukungan *stiffener* menyebabkan konsentrasi tegangan tinggi dan nilai faktor geometri (β) yang relatif besar. Kondisi ini meningkatkan ΔK pada ujung retak, sehingga laju perambatan retak berada pada bagian atas kurva Paris, khususnya pada *Region II (stable crack growth)*, dengan kecenderungan transisi lebih cepat menuju *Region III (rapid crack growth)* seiring bertambahnya siklus pembebanan. Sebaliknya, pada PSE V03-B, keberadaan *stiffener* secara efektif menurunkan nilai β dan mengurangi ΔK pada ujung retak. Penurunan ΔK ini menggeser posisi operasi struktur ke bagian bawah kurva Paris, di mana nilai da/dN lebih kecil dan pertumbuhan retak

berlangsung lebih lambat serta stabil. Secara fisik, *stiffener* berfungsi sebagai jalur alternatif aliran beban yang mengurangi beban efektif yang diterima fastener, sebagaimana ditunjukkan oleh *distribusi bearing-bypass load* yang lebih seimbang. Akibatnya, kenaikan laju perambatan retak terhadap pertambahan ΔK menjadi lebih gradual dibandingkan PSE V03-A.

Perbedaan karakteristik ini tercermin pada hasil simulasi, di mana PSE V03-A mencapai panjang retak kritis 287,646 mm setelah 328.801 siklus, sementara PSE V03-B memerlukan 756.190 siklus untuk mencapai panjang retak kritis 283,427 mm. Pada tahap awal perambatan, kedua PSE masih berada dekat ambang ΔK , namun peningkatan ΔK akibat konsentrasi tegangan pada PSE V03-A menyebabkan percepatan laju retak yang lebih signifikan sesuai kemiringan kurva Paris. Sebaliknya, desain *stiffener* pada PSE V03-B mempertahankan ΔK di bawah nilai kritis lebih lama, sehingga memperpanjang fase pertumbuhan retak stabil.

Temuan ini menegaskan bahwa optimasi desain *stiffener* tidak hanya menurunkan tegangan maksimum, tetapi juga mengendalikan respons struktur terhadap mekanisme perambatan retak yang dijelaskan oleh kurva Paris. Dengan demikian, *stiffener* berkontribusi langsung terhadap peningkatan *damage tolerance margin*, memperlambat transisi menuju pertumbuhan retak tidak stabil, dan menyediakan waktu yang lebih besar untuk deteksi serta tindakan inspeksi sesuai persyaratan FAR 25.571.

Perambatan retak pada PSE V03-A ; retak awal IMF 1,27mm berkembang menjadi 287,646 mm selama 328.801 siklus penerbangan. Laju perambatan retak (da/dN) meningkat secara signifikan setelah melewati 200.000 siklus terbang. Hal ini terjadi akibat meningkatnya *stress intensity factor* (ΔK) [17]. Namun perambatan retak pada PSE V03-B ; dari retak awal sampai menjadi 283,646 mm memerlukan waktu selama 756.190 siklus penerbangan. Laju perambatan retak yang lebih lambat ini terjadi karena tegangan rata-rata yang bekerja lebih rendah akibat adanya *stiffener* yang dipasang. Hal ini terjadi karena faktor geometri β pada area dekat *stiffener* nilainya mendekati nol sehingga mampu menghentikan laju perambatan retak, sedangkan di area yang tanpa *stiffener* nilai faktor geometri β mencapai 1,2 – 1,5 dan ini cukup untuk mempercepat perambatan retak. Berdasarkan FAR 25571 interval inspeksi ditetapkan dengan membagi umur retak kritis dengan *scatter factor* dan hasilnya adalah sebagai berikut ; PSE V03-A inspeksi pertama pada 12.294 siklus (25% dari umur retak) dan dilanjutkan setiap 2000 siklus. Sedang pada PSE V03 -B inspeksi pertama dilakukan pada saat 15.000 siklus (20% dari umur retak) dan selanjutnya juga dilakukan inspeksi dengan interval yang sama



Gambar 6. Perambatan retak vs siklus terbang

Dari Gambar 6, juga diperoleh informasi bahwa PSE V03-A berada di lokasi struktur dengan konsentrasi tegangan tinggi karena lokasinya dekat *fastener* atau perubahan geometri, sedangkan PSE V03-B memiliki performa *fatigue* yang jauh lebih baik karena berada di zona yang lebih "*benign*" secara struktural (beban lebih rendah, tidak ada *stress riser*). Sehingga untuk mengatasi adanya potensi kegagalan tersebut maka penting adanya pemeriksaan deteksi dini terhadap panjang retak awal. Hal ini menunjukkan bahwa inspeksi awal sangat penting karena pertumbuhan retak bisa terjadi tanpa disadari pada tahap awal [11]. Dari Gambar 5 juga terlihat bahwa komponen seperti PSE V03-A perlu pengawasan atau interval inspeksi yang lebih pendek sedang komponen PSE V03-B bisa memiliki interval pemeliharaan lebih panjang tanpa risiko kegagalan yang signifikan.

3.3. Analisa Durability

Analisis durability bertujuan untuk mengevaluasi kemampuan komponen rear back-up fitting dalam menahan beban siklik selama masa operasional sebelum terjadinya kerusakan yang dapat terdeteksi. Berbeda dengan damage tolerance yang berfokus pada pertumbuhan retak hingga kondisi kritis, durability menitikberatkan pada fase awal pertumbuhan retak sejak ukuran cacat awal (*initial crack size*) hingga mencapai batas deteksi inspeksi. Oleh karena itu, pendekatan durability memberikan batas inspeksi yang lebih konservatif dan berperan penting dalam pencegahan kegagalan dini.

Hasil simulasi menunjukkan bahwa pada PSE V03-A, retak awal dapat terdeteksi setelah sekitar 5.000 siklus penerbangan, sedangkan pada PSE V03-B deteksi awal terjadi pada sekitar 7.500 siklus penerbangan. Perbedaan ini kembali dipengaruhi oleh konfigurasi struktur dan distribusi tegangan di sekitar lubang fastener. PSE V03-A yang berada pada zona dengan konsentrasi tegangan tinggi mengalami peningkatan ΔK sejak tahap awal pembebanan, sehingga laju pertumbuhan retak lebih cepat meskipun masih berada dekat ambang ΔK . Sebaliknya, pada PSE V03-B, keberadaan *stiffener* menjaga nilai ΔK tetap rendah pada fase awal, sehingga retak berkembang lebih lambat dan berada lebih lama pada wilayah transisi antara ambang ke *Region II* pada kurva Paris. Secara mekanis, desain *stiffener* berperan dalam meningkatkan durability dengan mengurangi amplitudo tegangan siklik yang bekerja pada fastener serta menstabilkan jalur perambatan retak. Hal ini tidak hanya menunda inisiasi retak yang dapat terdeteksi, tetapi juga memperpanjang fase pertumbuhan retak lambat (*slow crack growth*). Konsekuensinya, margin antara inisiasi retak dan kegagalan struktural menjadi lebih besar, memberikan fleksibilitas dalam penentuan *threshold inspection* dan strategi pemeliharaan.

Pada PSE V03-A, konsentrasi tegangan yang tinggi di sekitar lubang *fastener* menyebabkan nilai ΔK meningkat lebih cepat sejak tahap awal pembebanan. Kondisi ini mempercepat transisi dari fase ambang (*near-threshold region*) menuju *Region II (stable crack growth)* pada kurva Paris, yang menjelaskan mengapa retak dapat terdeteksi lebih awal, yaitu sekitar 5.000 siklus penerbangan. Meskipun demikian, nilai ΔK pada tahap ini masih jauh lebih rendah dibandingkan $K_{IC} = 43,95 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, sehingga kegagalan getas belum terjadi dan struktur masih berada dalam kondisi aman secara *fracture mechanics*. Sebaliknya, pada PSE V03-B, keberadaan *stiffener* menurunkan amplitudo tegangan siklik dan faktor geometri β , sehingga nilai ΔK tetap berada di sekitar atau sedikit di atas $\Delta K_{th} = 2,7 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ dalam rentang siklus yang lebih panjang. Akibatnya, pertumbuhan retak berlangsung sangat lambat dan struktur tetap berada pada fase *near-threshold* untuk waktu yang lebih lama. Hal ini menjelaskan durabilitas yang lebih baik, dengan deteksi retak yang tertunda hingga sekitar 7.500 siklus penerbangan.

Dari sudut pandang *durability*, peran *stiffener* menjadi sangat krusial karena kemampuannya menjaga nilai ΔK tetap jauh di bawah K_{IC} sepanjang sebagian besar umur layanan awal struktur. Dengan menunda peningkatan ΔK menuju nilai kritis, *stiffener* tidak hanya memperpanjang fase pertumbuhan retak lambat, tetapi juga meningkatkan margin antara retak yang terdeteksi dan kondisi kegagalan akhir (*fracture*). Oleh karena itu, desain *stiffener* berkontribusi langsung terhadap peningkatan durability, memungkinkan penetapan *threshold inspection* yang lebih aman dan mendukung strategi pemeliharaan berbasis mekanika retak sesuai dengan persyaratan FAR 25.571. Dari pembahasan yang sudah dilakukan di atas menunjukkan hasil simulasi sesuai dengan Hukum Paris dan kriteria *fracture toughness* ($K_{IC} = 43,95 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$), namun dengan tidak menyertakan pengaruh lingkungan seperti kelembaban udara, korosi serta semua beban yang bekerja pada komponen dalam kondisi statis pada saat pesawat dalam posisi satis (*cruising*) tanpa menyertakan adanya beban dimanis akibat turbulensi atau dinamika *landing* dan *take off* [19][20]. Implikasi praktis dari analisis *durability* ini menunjukkan bahwa komponen seperti PSE V03-A memerlukan inspeksi awal pada siklus yang relatif rendah untuk mencegah akumulasi kerusakan tak terdeteksi, sedangkan PSE V03-B memungkinkan interval inspeksi awal yang lebih panjang tanpa mengurangi tingkat keselamatan. Dengan demikian, integrasi hasil *durability* dan *damage tolerance* memberikan dasar yang kuat untuk penyusunan program pemeliharaan berbasis kondisi struktur, yang tidak hanya meningkatkan keselamatan operasional, tetapi juga mengoptimalkan efisiensi biaya perawatan sepanjang umur layanan pesawat.

4. KESIMPULAN

Analisis damage tolerance dan durability pada komponen *rear back-up fitting vertical tail* pesawat menunjukkan bahwa lubang *fastener* PSE V03-A dan PSE V03-B merupakan lokasi kritis akibat konsentrasi tegangan tinggi. Simulasi perambatan retak menggunakan FEM dan D-CRACK menunjukkan bahwa PSE V03-A mencapai panjang retak kritis 287,646 mm pada 328.801 siklus penerbangan, sedangkan PSE V03-B mencapai 283,427 mm pada 756.190 siklus. Umur kelelahan yang lebih panjang pada PSE V03-B dipengaruhi oleh keberadaan *stiffener* yang menurunkan faktor geometri dan laju pertumbuhan retak. Berdasarkan FAR 25.571, inspeksi awal direkomendasikan pada 12.294 siklus untuk PSE V03-A dan 15.000 siklus untuk PSE V03-B, dengan interval inspeksi setiap 2.000 siklus. Hasil ini memberikan dasar kuantitatif untuk penetapan jadwal inspeksi dan pengembangan *maintenance manual* berbasis *damage tolerance* guna meningkatkan keandalan struktur dan keselamatan operasional pesawat.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. J. Arrieta and A. G. Striz, “Optimal design of aircraft structures with damage tolerance requirements,” *Struct. Multidiscip. Optim.*, vol. 30, no. 2, pp. 155–163, 2005, doi: 10.1007/s00158-004-0510-0.
- [2] R. Jones A.C, “Fatigue crack growth and damage tolerance,” *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.*, vol. 37, Feb. 2014, doi: 10.1111/ffe.12155.
- [3] G. Molinari, I. Meneghin, M. Melega, and E. Troiani, “Parametric damage tolerance design of metallic aeronautical stiffened panels,” *Aeronaut. J.*, vol. 116, pp. 815–831, Aug. 2012, doi: 10.1017/S0001924000007296.
- [4] R. Talreja and N. Phan, “Assessment of damage tolerance approaches for composite aircraft with focus on barely visible impact damage,” *Compos. Struct.*, vol. 219, pp. 1–7, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.03.052>.
- [5] S. Pfingstl, D. Steinweg, M. Zimmermann, and M. Hornung, “On the Potential of Extending Aircraft Service Time Using a Fatigue Damage Index,” pp. 1–19, 2021, [Online]. Available: <http://arxiv.org/abs/2008.03138>
- [6] F. Carta and A. Pirondi, “Damage tolerance analysis of aircraft reinforced panels,” *9th Youth Symp. Exp. Solid Mech. YSESM 2010*, vol. 16, pp. 19–24, 2010, doi: 10.3221/igf-esis.16.04.
- [7] R. Qomariyah, “Fatigue And Damage Tolerance” Dapat Memperbaiki Sistem Pemeliharaan Struktur Pesawat Udaratle,” *J. TNI Angkatan Udara*, vol. 1, no. 1, 2022.
- [8] T. . Anderson, T.L., & Anderson, *Fracture Mechanics : Fundamental and Applications*, Third Edit. CRC Press, 2005. doi: 10.1201/9781420058215.
- [9] S. M. O. Tavares and P. M. S. T. De Castro, *Damage tolerance of metallic aircraft structures: materials and numerical modelling*. Springer, 2019.
- [10] H. A. Wood and R. M. Engle Jr, “USAF Damage Tolerant Design Handbook: Guidelines for the analysis and Design of Damage Tolerant Aircraft Structures. Revision A,” 1979.
- [11] C. Boller, G. Dobmann, and E. Schneider, “In-situ structural integrity monitoring based on non-destructive testing principles”.
- [12] J. N. Reddy, *An introduction to the finite element method*, vol. 3. McGraw-Hill New York, 2005.
- [13] M. Liu, Y. Gan, D. A. H. Hanaor, B. Liu, and C. Chen, “An improved semi-analytical solution for stress at round-tip notches,” *Eng. Fract. Mech.*, vol. 149, pp. 134–143, 2015.
- [14] A. Beatrin Selan, “Analisis Damage Tolerance Dan Crack Growth Pada Alumunium 2024-T3 Dan Alumunium 7075-T7351 Menggunakan Perangkat Lunak Matlab,” 2018, *Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto*.
- [15] M. Boscolo, G. Allegri, and X. Zhang, “Design and modelling of selective reinforcements for integral aircraft structures,” *AIAA J.*, vol. 46, no. 9, pp. 2323–2331, 2008.
- [16] C. Bathias and A. Pineau, “Fatigue of materials and structures,” 2010.
- [17] F. R. Steinbacher, “Discussion:‘Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate’(Irwin, GR, 1957, ASME J. Appl. Mech., 24, pp. 361–364),” 1958.
- [18] M. H. Aerodynamics, “Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. MCY Niu. Commlit Press Ltd.”.
- [19] F. Erdogan, “Fracture Mechanics and Contact Problems in Materials Involving Graded Coatings and Interfacial Zones,” 2001.
- [20] E. Orowan, “Fracture and strength of solids,” *Reports Prog. Phys.*, vol. 12, no. 1, p. 185, 1949.