

Pengaruh Mode Pembebanan Mekanika Retakan Terhadap *Fatigue Crack Growth Rate* Pada Struktur *Doubler Fuselage Skin* Pesawat Boeing 737-900er

Randi Edward Seran Luan¹, Dwi Hartini^{2*}, Teguh Wibowo³, Elisabeth Anna Pratiwi⁴, Djarot Wahyu Santoso⁵

^{1,2,4,5}Department of Aerospace Engineering, Adisutjipto Aerospace Institut of Technology, Indonesia

³Department of Mechanical Engineering, Adisutjipto Aerospace Institut of Technology, Indonesia

Article Info

Article history:

Received Januari 1, 2025

Accepted Januari 10, 2025

Published Januari 14, 2026

Keywords:

Crack Growth Rate

Fatigue cycle

Modified Virtual Crack Closure

Integral

Stress intensity factor

Sliding Mode

ABSTRAK

Instalasi *doubler* dinyatakan aman di bawah *Structural Repair Manual* (SRM). Namun kemampuan menahan beban siklik tidak disebutkan secara eksplisit dalam SRM. Pembebanan siklik dapat menyebabkan kegagalan yang berhubungan dengan kelelahan. Penelitian ini didasarkan pada asumsi mekanika retak mode pembebanan II, dan analisis laju pertumbuhan retak dan siklus kelelahan dilakukan dengan menggunakan metode numerik MVCCI. Hasil penelitian menunjukkan bahwa nilai laju pertumbuhan retakan terendah adalah panjang retakan 8,5 mm pada kondisi terbang 5000 ft, yaitu $5,045 \times 10^{-14}$ mm/siklus, dan nilai tertinggi adalah panjang retakan 51 mm. Pada kondisi penerbangan 40.000 kaki, ini akan menjadi $1,762 \times 10^{-10}$ mm/siklus.



Corresponding Author:

Dwi Hartini,

Departemen Teknik Dirgantara,

Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto,

Kampus Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto (ITD Adisutjipto) Yogyakarta, Jalan Janti Blok R, Lanud Adisutjipto, Banguntapan, Bantul, Daerah Istimewa Yogyakarta 55198, Indonesia.

Email: mdwihartini@ymail.com

1. INTRODUCTION

Pesawat merupakan moda transportasi modern yang digunakan secara umum. Untuk menjaga pesawat selalu dalam kondisi laik terbang, maka harus senantiasa dilakukan *maintenance*. Salah satu jenis *maintenance* pada pesawat Boeing B737-900ER adalah perlakuan *repair* pada *Fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6R-7R. *Repair* pada area tersebut dilakukan karena timbulnya retakan akibat dari *cyclic loading*. Boeing selaku pabrikan juga telah menerbitkan *Structure Repair Manual* sebagai acuan dalam *maintenance* area *skin* tersebut. Seperti pada area *skin* pada *station number* 360-380 *stringer* 6R-7R yaitu *Structural Repair Manual* (SRM) Boeing 737-900 *Extended Range part 53 subjek 53-00-01* bagian *repair 3*. Berdasarkan *structure repair manual* tersebut jika ditemukan *damage* pada *skin* maka harus dilakukan pemotongan *skin* dan diberikan perlakuan *doubler*.

Terkait dengan penelitian mengenai pembebanan pada *skin doubler* pesawat telah dilakukan pada penelitian-penelitian terdahulu seperti berdasarkan referensi [2], [4], yang menggunakan pembebanan siklik dan statik serta hanya menggunakan asumsi pembebanan opening mode (Mode I). Proses *repair* dari *fuselage*

skin dengan perlakuan *doubler* dinyatakan aman apabila sesuai dengan SRM. Akan tetapi kemampuan dari *doubler* dalam menahan terjadinya kegagalan akibat dari *cyclic loading* belum tertera secara pasti dalam SRM sehingga penelitian ini dilakukan dengan tujuan untuk melihat pengaruh mode pembebanan mekanika retakan II (sliding mode) terhadap *crack growth rate* dan *fatigue cycle* selama pembebanan berulang, sebab pembebanan yang terjadi secara berulang dapat berfluktuasi dengan *yield strength* dari material dan dapat mengakibatkan kelelahan atau *fatigue* dan menjadi penyebab terjadinya *fracture*.

Adapun alasan mengapa digunakan asumsi mode pembebanan II adalah karena pada *fuselage* pesawat tidak hanya terjadi satu jenis pembebanan seperti mode I. sehingga dengan menggunakan asumsi mode pembebanan yang bervariasi maka hasil dari penelitian ini dapat menjadi tinjauan umum yang sesuai dengan kondisi nyata dan operator dapat memiliki pertimbangan yang lebih bervariasi dalam menentukan *maintenance* program sebuah pesawat apabila ditinjau dari jenis mode pembebanan mekanika retakan yang terjadi.

Operator wajib mengetahui kapan struktur *doubler* tersebut lelah dikarenakan kekuatan dari *doubler* dalam menahan terjadinya pembebanan secara berulang ini berpengaruh langsung terhadap kegagalan (*fracture*) dari *doubler* itu sendiri. Serta nilai pembebanan yang timbul pada struktur *doubler* ini terjadi karena adanya perbedaan tekanan didalam dan diluar dari kabin *fuselage*. Timbulnya sebuah retakan pada sebuah *doubler* yang diberikan pembebanan berulang dapat mengakibatkan rambat retak hingga pada tahapan patahan (*fracture*).

Oleh sebab itu, penelitian ini dilakukan dengan tujuan untuk melihat pengaruh mode pembebanan mekanika retakan terhadap *crack growth rate* dan jumlah siklus pembebanan yang dibutuhkan untuk memunculkan Panjang retakan tertentu pada struktur *doubler fuselage skin station number 360-380* diantara *stringer 6R-7R* pesawat boeing B737-900ER di setiap ketinggian terbang simulasi dan Panjang retakan simulasi yaitu *altitude 5000 ft* hingga *40000 ft* dengan *increment 5000 ft* dan Panjang retakan simulasi 8,5 mm hingga 51 mm dengan *increment* panjang retakan 8,5 mm [2].

2. METODE PENELITIAN

2.1 Pengumpulan Data

Adapun pengumpulan data dilakukan dengan metode sebagai berikut:

- a. Studi Literatur, dimana dengan metode ini dilakukan pengumpulan data dan materi-materi yang dapat dipertanggungjawabkan kevalidannya. Adapun sumber data seperti SRM pesawat Boeing B737-900ER yang diterbitkan oleh pabrikan pesawat boeing, buku teori rujukan yang menjadi sumber teoritis mengenai penelitian ini, jurnal dan penelitian terdahulu yang menjadi rujukan teori dan sumber data, serta artikel-artikel ilmiah yang menjadi sumber pemahaman teoritis tambahan dari penelitian ini. Dengan metode ini juga dilakukan pendalaman mengenai penggunaan software bantu seperti SIMULIA ABAQUS dan pemodelan ilustrasi dengan CATIA V5R20. Selain itu dengan menggunakan studi literatur juga dilakukan pendalaman pemahaman teoritis mengenai *crack growth rate* dan *fatigue cycle* pada *doubler* yang mengalami *cyclic loading*. Adapun beberapa data yang didapatkan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

- 1) Persamaan analisis mekanika retakan dari penelitian ini.

Adapun persamaan-persamaan matematis sebagai berikut:

$$\Delta P = P_{in} - P_{out} \quad (1)$$

$$\sigma_{Hoops} = \frac{\Delta P \cdot w}{t} \quad (2)$$

$$G_C = \frac{F_n \Delta u}{2 \cdot \Delta b \cdot t} \quad (3)$$

$$K = \sqrt{G_C \cdot E} \quad (4)$$

$$\left(\frac{da}{dn}\right)_i = C(\Delta K)_i^m \quad (5)$$

$$\Delta a_i = a_i - a_{i-1} \quad (6)$$

$$\Delta N_i = \frac{\Delta a_i}{\left(\frac{da}{dn}\right)_i} \quad (7)$$

$$N_i = \Delta N_i + \Delta N_{i-1} \quad (8)$$

$$\Delta K = K - K_{op} \quad (9)$$

$$K_{op} = K(0,5 + 0,4R) \quad (10)$$

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (11)$$

$$M_C = \left| \frac{H^n - H^{n-1}}{H^n} \right| \times 100\% \quad (12)$$

Keterangan:

ΔP	= Perbedaan tekanan (Pa)
P_{in}	= Tekanan di dalam kabin (Pa)
P_{out}	= Tekanan di luar kabin (Pa)
σ_{Hoops}	= Tegangan Hoops (Pa)
w	= Lebar doubler (mm)
t	= Tebal doubler (mm)
G_C	= Strain energy release rate (N/mm)
F_n	= Nodal force (N)
Δu	= Crack opening displacement (mm)
Δb	= Panjang tepi elemen di ujung retakan (mm)
K	= Faktor intensitas tegangan ($MPa\sqrt{m}$)
E	= Modulus elastisitas material (GPa)
$(\frac{da}{dn})_i$	= Laju rambat retak (mm/cycle)
C dan m	= Konstanta properti material
i	= Perhitungan iterasi ke 1, 2, 3.....,6
$i=1$	= $a_i=8,5$ mm ; $a_{i-1}=0$ mm
$i=2$	= $a_i=17$ mm ; $a_{i-1}=8,5$ mm
$i=3$	= $a_i=25,5$ mm ; $a_{i-1}=17$ mm
$i=4$	= $a_i=34$ mm ; $a_{i-1}=25,5$ mm
$i=5$	= $a_i=42,5$ mm ; $a_{i-1}=34$ mm
$i=6$	= $a_i=51$ mm ; $a_{i-1}=42,5$ mm
Δa_i	= crack propagation length pada kondisi ke-i (mm)
a_i	= Panjang retakan pada kondisi ke-i (mm)
a_{i-1}	= Panjang retakan pada kondisi ke-i - 1 (mm)
N_i	= Total Fatigue cycle pada kondisi ke-i (siklus)
ΔN_i	= Crack propagation fatigue cycle pada kondisi ke-i (siklus)
N_{i-1}	= Total fatigue cycle pada kondisi ke-i - 1 (siklus)
σ_{max}	= Tegangan nominal maksimal (MPa)
σ_{min}	= Tegangan nominal minimal (MPa)
R	= Stress ratio
K_{op}	= Stress intensity factor opening ($MPa\sqrt{m}$)
M_c	= Mesh convergence (%)
H^{n-1}	= Nilai gaya nodal di ujung retakan pada iterasi meshing n-1 (N)
H^n	= Nilai gaya nodal di ujung retakan pada iterasi meshing n (N)

2) Geometri dan material yang digunakan dalam penelitian ini dapat dilihat pada sub bab 2.2.

- b. Wawancara, dengan metode ini dilakukan wawancara dengan pihak-pihak yang ahli dalam bidang yang terkait dengan pembebanan berulang dan mekanika retakan pada suatu objek serta *mesh convergence test* pada sebuah *output* simulasi. Hal ini dilakukan untuk membantu dan meningkatkan pemahaman mengenai penelitian yang dilakukan.

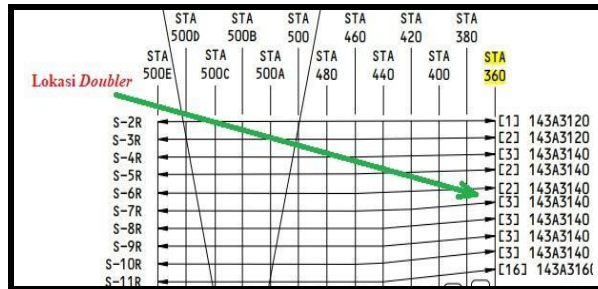
2.2 Objek Penelitian

Objek pada penelitian ini berupa struktur doubler pada fuselage skin station number 360-380 di antara stringer 6R-7R pada pesawat Boeing B737-900ER yang mana dilakukan analisis untuk mengetahui pengaruh mode pembebanan mekanika retakan II terhadap nilai crack growth rate dan fatigue cycle akibat variasi panjang retakan dan ketinggian simulasi selama cyclic loading.

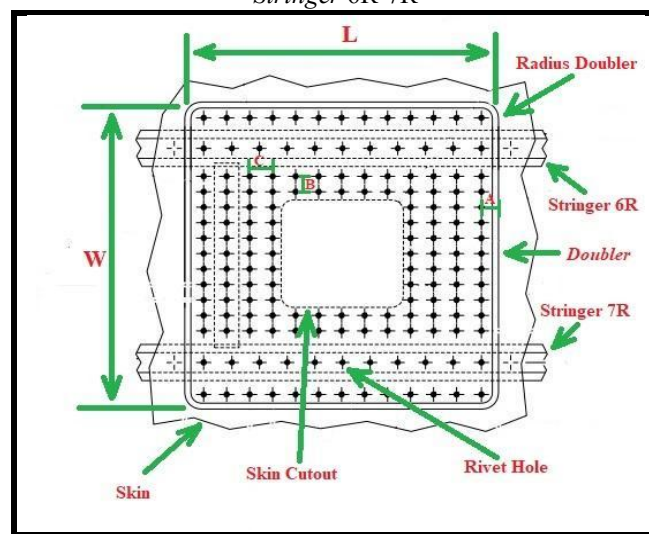
Data dari objek penelitian ini berdasarkan dokumen Structure Repair Manual (SRM) Boeing B737-900ER part 53 subjek 53-00-01 bagian repair 3. Dokumen tersebut memberikan panduan dalam melaksanakan perbaikan dengan menggunakan metode doubler pada fuselage skin dengan station number 360 sampai 727 di

antara dua struktur *stringer* yang mengalami kerusakan. Pada gambar 1, 2 dan 3 dapat dilihat ilustrasi lokasi pemasangan *doubler* tersebut.

Adapun data dari material yang digunakan pada struktur *fuselage skin doubler* tersebut adalah aluminium 2024-T3 dengan nilai properti material untuk kebutuhan analisis berdasarkan referensi [12] dapat dilihat pada tabel berikut.



Gambar 1. Ilustrasi Lokasi Pemasangan *Doubler* pada *Fuselage Skin* Station Number 360-380 *Stringer* 6R-7R



Gambar 2. Ilustrasi Pemasangan *Doubler* pada Permukaan *Skin* yang Mengalami *Damage*

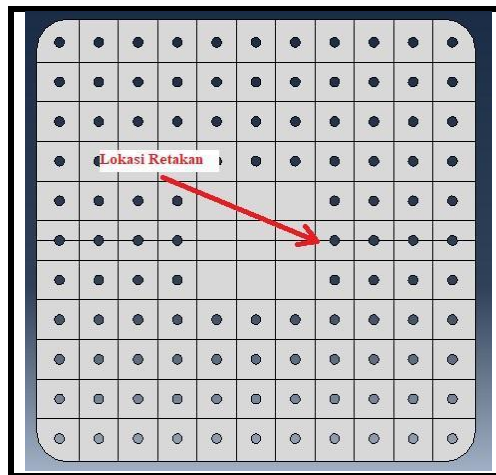
Tabel 1. Ukuran Geometri dari Doubler

No	Geometri	Nilai
1.	A (edge distance doubler)	9,38 mm
2.	B (transverse pitch doubler)	16,002 mm
3.	C (rivet pitch doubler)	16,002 mm
4.	R (radius doubler)	12,7 mm
5.	Panjang skin cutout	45,21 mm
6.	Lebar skin cutout	45,21 mm
7.	Tebal skin	1,016 mm
8.	Tebal doubler	1,6002 mm
9.	L (Panjang doubler)	178,82 mm
10.	W (Lebar doubler)	178,82 mm
11.	Diameter rivet hole struktur doubler	3,96875 mm

Tabel 2. Properti Material Aluminium AL2024-T3

Properti	Nilai
Density	2,77 g/cm ³
Ultimate Tensile Strength	483 MPa
Tensile Yield Strength	362 MPa
Young's Modulus	72 GPa
Poisson's Ratio	0,33
Fracture Toughness	72,37 MPa√m
Crack Growth Rate Axis Intercept Material Constant (C)	5 × 10 ⁻¹¹
Paris Regime Slope Material Constant (m)	3

Adapun hasil pemodelan struktur *doubler* dengan menggunakan SIMULIA ABAQUS dapat dilihat pada gambar 3. dimana letak dari *crack* berada pada area tengah dari *doubler* tersebut. Dengan panjang retakan yang divariasikan maka pada penelitian ini dilakukan pemodelan ulang pada setiap panjang berbeda.



Gambar 3. Hasil Pemodelan Struktur *Doubler*

2.3 Simulasi Pembebanan dan Analisis Mekanika Retakan

Pada penelitian ini, dilakukan simulasi pembebanan dengan menggunakan software SIMULIA ABAQUS dengan tahapan simulasi yang dilakukan adalah sebagai berikut:

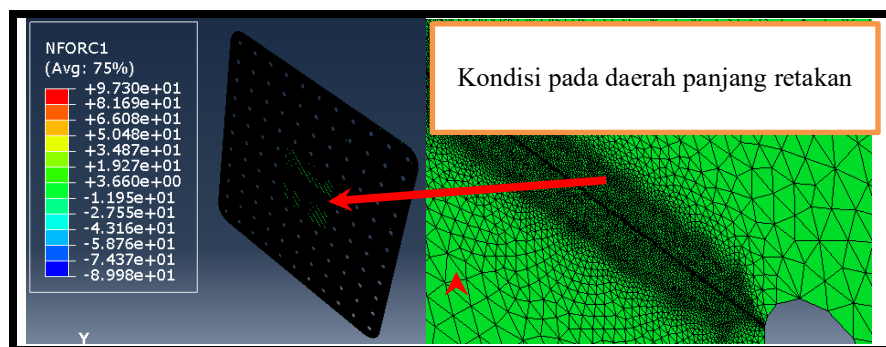
- Simulasi pembebanan dengan *software* SIMULIA ABAQUS dimulai dengan memodelkan struktur *doubler* sebagai elemen *shell* sesuai dengan data geometri yang ditampilkan pada table 1.
- Menentukan properti material dari struktur *doubler* untuk kebutuhan analisis pada panel *input material* dengan jenis dan nilai properti yang ditampilkan pada tabel 2.
- Mendefinisikan alur tahapan simulasi secara urut dengan menggunakan panel *step* untuk dieksekusi oleh *software* SIMULIA ABAQUS. Dengan alur step sebagai berikut:
 - Initial Step*, di mana pada tahap ini ditentukan kondisi batas awal sebelum dilakukan pembebanan dengan mengunci derajat kebebasan permukaan bagian bawah struktur *doubler* sebagai tumpuan *shear load*. Derajat kebebasan ini adalah gerakan translasi arah sumbu x (U1), gerakan translasi arah sumbu z (U3), gerakan rotasi arah sumbu x (UR1), gerakan rotasi arah sumbu y (UR2) dan gerakan rotasi arah sumbu z (UR3).
 - Loading Step*, pada tahap ini dilakukan penentuan jenis dan nilai pembebanan. Berdasarkan metode analisis dan batasan penelitian, jenis pembebanan adalah *axial zero to tension cyclic loading* dengan nilai pembebanan berasal dari adanya perbedaan tekanan di dalam dan diluar kabin pada ketinggian terbang simulasi. Perbedaan tekanan ini akan mencapai luas permukaan *fuselage skin* dan *doubler* sehingga menyebabkan timbulnya tegangan *Hoop* atau tegangan yang melingkar sepanjang permukaan *fuselage skin* dan *doubler*.
- Mendefinisikan nilai *output* atau hasil simulasi yang diinginkan dari proses simulasi pembebanan berupa nilai perpindahan nodal di daerah sekitar ujung retakan (U), nilai gaya pada nodal (NFORC1), melalui panel *edit field output request*.
- Melakukan proses *meshing* pada model struktur *doubler* dengan menggunakan panel *meshing*.
- Melakukan proses eksekusi simulasi mekanika retakan pada setiap panjang retakan dan nilai pembebanan melalui panel *jobs* sesuai dengan urutan *step* yang didefinisikan sebelumnya.
- Melakukan visualisasi hasil berupa nilai perpindahan nodal di sekitar ujung retakan dan *nodal force* pada ujung retakan akibat dari simulasi pembebanan.
- Melakukan inspeksi konvergensi hasil (*Mesh convergence*) terhadap variasi dari ukuran *meshing* di daerah sekitar ujung retakan melalui persamaan matematis (12). Nilai dari *mesh convergence* ditinjau pada hasil simulasi berupa nilai gaya *nodal* di ujung retakan yang diiterasi dengan jumlah elemen *mesh* tertentu. Proses iterasi hasil simulasi dari penelitian ini adalah sebanyak empat kali percobaan, dan

perlakuan *meshing* dianggap memberikan hasil simulasi yang baik jika sesuai dengan presentase nilai yang ditetapkan. Jika hasil simulasi kurang baik dan tidak sesuai dengan persentase nilai yang ditetapkan, maka dilakukan proses *meshing* dan eksekusi simulasi ulang.

- i. Setelah nilai *nodal* di ujung retakan memberikan konvergensi hasil yang baik dan sesuai dengan persentase yang diinginkan, maka tahap selanjutnya adalah analisis mekanika retakan pada struktur *doubler* dengan mengolah nilai dari *nodal force* dan *nodal displacement* menjadi nilai laju rambat retak dan *fatigue cycle*.
- j. Seluruh tahapan simulasi dan tahapan analisis mekanika retakan dilakukan pada setiap panjang retakan dan kondisi terbang. Jika panjang retakan dan kondisi terbang simulasi yang dianalisis nilainya masih kurang dari 51 mm dan 40000 *feet*, maka dilakukan simulasi dan analisis mekanika retakan pada *increment* panjang retakan dan kondisi terbang simulasi mulai dari tahapan ke-2 sampai ke-15.
- k. Simulasi pembebanan dan analisis mekanika retakan selesai.

3. HASIL DAN ANALISIS

Berikut contoh hasil simulasi pembebanan pada *doubler* dengan panjang retakan 8,5 mm dengan *altitude* terbang simulasi 5000 *ft*:



Gambar 4 Hasil Simulasi Pembebanan Struktur *Doubler* dengan Panjang Retakan 8,5 mm pada Ketinggian Terbang 5000 *Feet*

Berikut contoh analisis mekanika retakan pada *doubler* dengan panjang retakan 8,5 mm dan ketinggian terbang 5000 *ft*:

Adapun nilai-nilai perhitungan yang dibutuhkan adalah sebagai berikut,

$$\begin{aligned}
 F_n &= 0,349 \text{ N} \\
 \Delta u &= 0,000246 \text{ mm} \\
 \Delta b &= 0,048 \text{ mm} \\
 t &= 1,6002 \text{ mm} \\
 E &= 72 \text{ GPa} \\
 C &= 5 \times 10^{-11} \\
 m &= 3 \\
 R &= 0 \\
 a_i &= 8,5 \text{ mm} \\
 a_{i-1} &= 0 \text{ mm} \\
 N_{i-1} &= 0
 \end{aligned}$$

Dengan menggunakan nilai-nilai perhitungan di atas maka dapat dilakukan analisis mekanika retakan dengan menghitung *cyclic stress intensity factor* pada panjang retakan 8,5 mm dan ketinggian terbang 5000 *feet* seperti di bawah ini,

$$\begin{aligned}
 G_c &= \frac{F_n \cdot \Delta u}{2 \cdot \Delta b \cdot t} \\
 G_c &= \frac{(0,349 \text{ N}) \cdot (0,000246 \text{ mm})}{2 \cdot (0,048 \text{ mm}) \cdot (1,6002 \text{ mm})} \\
 G_c &= 0,00056 \text{ N/mm} \\
 K &= \sqrt{G_c \cdot E} \\
 K &= \sqrt{(0,00056 \text{ N/mm}) \cdot (72 \text{ GPa})}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 K &= 0,201 \text{ MPa } \sqrt{m} \\
 K_{op} &= K_{max} (0,5 + 0,4R) \\
 K_{op} &= 0,201 \text{ MPa } \sqrt{m} (0,5 + 0) \\
 K_{op} &= 0,100 \text{ MPa } \sqrt{m} \\
 \Delta K &= K_{max} - K_{op} \\
 \Delta K &= 0,201 \text{ MPa } \sqrt{m} - 0,100 \text{ MPa } \sqrt{m} \\
 \Delta K &= 0,100 \text{ MPa } \sqrt{m}
 \end{aligned}$$

Langkah selanjutnya adalah dengan menghitung nilai *fatigue crack growth rate* dengan proses di bawah,

$$\begin{aligned}
 \left(\frac{da}{dN}\right)_i &= C(\Delta K)_i^m \\
 \left(\frac{da}{dN}\right)_i &= 5 \times 10^{-11} (0,100 \text{ MPa } \sqrt{m})_i^3 \\
 \left(\frac{da}{dN}\right)_i &= 5,045 \times 10^{-14} \text{ mm/cycle}
 \end{aligned}$$

Setelah nilai *fatigue crack growth rate* diketahui, langkah selanjutnya adalah menghitung nilai *fatigue cycle* dengan proses berikut,

$$\begin{aligned}
 \Delta a_i &= a_i - a_{i-1} \\
 \Delta a_i &= 8,5 \text{ mm} - 0 \\
 \Delta a_i &= 8,5 \text{ mm} \\
 \Delta N_i &= \frac{\Delta a_i}{\left(\frac{da}{dN}\right)_i} \\
 \Delta N_i &= \frac{8,5 \text{ mm}}{5,045 \times 10^{-14} \text{ mm/cycle}} \\
 \Delta N_i &= 1,685 \times 10^{14} \text{ cycle} \\
 N_i &= \Delta N_i + N_{i-1} \\
 N_i &= 1,685 \times 10^{14} \text{ cycle} + 0 \text{ cycle} \\
 N_i &= 1,685 \times 10^{14} \text{ cycle}
 \end{aligned}$$

Analisis mekanika retakan dilakukan pada setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi dengan menggunakan contoh proses perhitungan yang sama seperti contoh proses perhitungan di atas. Adapun hasil analisis mekanika retakan struktur *doubler* pada setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi adalah sebagai berikut:

a. Kondisi terbang 5000 feet

Tabel 3. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 5000 Feet

No	a (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_c $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,000246	0,349	0,00056	0,201	0,100
2	17	0,048	0,000272	0,364	0,00064	0,215	0,108
3	25,5	0,048	0,000489	0,465	0,00148	0,326	0,163
4	34	0,048	0,000917	0,691	0,00412	0,545	0,272
5	42,5	0,048	0,000938	0,897	0,00548	0,628	0,314
6	51	0,048	0,000835	1,049	0,00570	0,641	0,320

Tabel 4. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 5000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$5,045 \times 10^{-14}$	$1,685 \times 10^{14}$	$1,685 \times 10^{14}$

2	17	$6,237 \times 10^{-14}$	$1,363 \times 10^{14}$	$3,048 \times 10^{14}$
3	25,5	$2,174 \times 10^{-13}$	$3,909 \times 10^{13}$	$3,439 \times 10^{14}$
4	34	$1,012 \times 10^{-12}$	$8,403 \times 10^{12}$	$3,523 \times 10^{14}$
5	42,5	$1,548 \times 10^{-12}$	$5,492 \times 10^{12}$	$3,577 \times 10^{14}$
6	51	$1,644 \times 10^{-12}$	$5,170 \times 10^{12}$	$3,629 \times 10^{14}$

b. Kondisi terbang 10000 feet

Tabel 5. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 10000 Feet

No	<i>a</i> (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_C $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,000457	0,65	0,00193	0,373	0,187
2	17	0,048	0,000506	0,677	0,00223	0,401	0,200
3	25,5	0,048	0,000909	0,864	0,00511	0,607	0,303
4	34	0,048	0,001700	1,286	0,01423	1,012	0,506
5	42,5	0,048	0,001740	1,669	0,01890	1,167	0,583
6	51	0,048	0,001610	1,951	0,02045	1,213	0,607

Tabel 6. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 10000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$3,247 \times 10^{-13}$	$2,618 \times 10^{13}$	$2,618 \times 10^{13}$
2	17	$4,021 \times 10^{-13}$	$2,114 \times 10^{13}$	$4,732 \times 10^{13}$
3	25,5	$1,396 \times 10^{-12}$	$6,090 \times 10^{12}$	$5,341 \times 10^{13}$
4	34	$6,483 \times 10^{-12}$	$1,311 \times 10^{12}$	$5,472 \times 10^{13}$
5	42,5	$9,925 \times 10^{-12}$	$8,564 \times 10^{11}$	$5,558 \times 10^{13}$
6	51	$1,116 \times 10^{-11}$	$7,613 \times 10^{11}$	$5,634 \times 10^{13}$

c. Kondisi terbang 15000 feet

Tabel 7. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 15000 Feet

No	<i>a</i> (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_C $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,00064	0,907	0,00378	0,522	0,261
2	17	0,048	0,00071	0,944	0,00433	0,559	0,279
3	25,5	0,048	0,00126	1,206	0,00989	0,844	0,422
4	34	0,048	0,00230	1,794	0,02686	1,391	0,695
5	42,5	0,048	0,00243	2,328	0,03683	1,628	0,814
6	51	0,048	0,00225	2,721	0,03985	1,694	0,847

Tabel 8. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 15000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$8,869 \times 10^{-13}$	$9,584 \times 10^{12}$	$9,584 \times 10^{12}$
2	17	$1,089 \times 10^{-12}$	$7,807 \times 10^{12}$	$1,739 \times 10^{13}$
3	25,5	$3,757 \times 10^{-12}$	$2,263 \times 10^{12}$	$1,965 \times 10^{13}$

4	34	$1,681 \times 10^{-11}$	$5,057 \times 10^{11}$	$2,016 \times 10^{13}$
5	42,5	$2,698 \times 10^{-11}$	$3,150 \times 10^{11}$	$2,047 \times 10^{13}$
6	51	$3,038 \times 10^{-11}$	$2,798 \times 10^{11}$	$2,075 \times 10^{13}$

d. Kondisi terbang 20000 feet

Tabel 9. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 20000 Feet

No	a (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_c $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,00079	1,125	0,00579	0,645	0,323
2	17	0,048	0,00088	1,171	0,00667	0,693	0,346
3	25,5	0,048	0,00157	1,496	0,01529	1,049	0,525
4	34	0,048	0,0029	2,225	0,04200	1,739	0,870
5	42,5	0,048	0,00301	2,887	0,05657	2,018	1,009
6	51	0,048	0,00279	3,375	0,06130	2,101	1,050

Tabel 10. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 20000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$1,680 \times 10^{-12}$	$5,059 \times 10^{12}$	$5,059 \times 10^{12}$
2	17	$2,080 \times 10^{-12}$	$4,087 \times 10^{12}$	$9,145 \times 10^{12}$
3	25,5	$7,219 \times 10^{-12}$	$1,178 \times 10^{12}$	$1,032 \times 10^{13}$
4	34	$3,287 \times 10^{-11}$	$2,586 \times 10^{11}$	$1,058 \times 10^{13}$
5	42,5	$5,137 \times 10^{-11}$	$1,655 \times 10^{11}$	$1,075 \times 10^{13}$
6	51	$5,795 \times 10^{-11}$	$1,467 \times 10^{11}$	$1,089 \times 10^{13}$

e. Kondisi terbang 25000 feet

Tabel 11. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 25000 Feet

No	a (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_c $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,00092	1,310	0,00785	0,752	0,376
2	17	0,048	0,00101	1,363	0,00896	0,803	0,402
3	25,5	0,048	0,00183	1,741	0,02074	1,222	0,611
4	34	0,048	0,00340	2,589	0,05730	2,031	1,016
5	42,5	0,048	0,00351	3,360	0,07677	2,351	1,176
6	51	0,048	0,00324	3,928	0,08285	2,442	1,221

Tabel 12. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 25000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$2,653 \times 10^{-12}$	$3,203 \times 10^{12}$	$3,203 \times 10^{12}$
2	17	$3,239 \times 10^{-12}$	$2,624 \times 10^{12}$	$5,828 \times 10^{12}$

3	25,5	$1,140 \times 10^{-11}$	$7,453 \times 10^{11}$	$6,573 \times 10^{12}$
4	34	$5,238 \times 10^{-11}$	$1,623 \times 10^{11}$	$6,735 \times 10^{12}$
5	42,5	$8,122 \times 10^{-11}$	$1,046 \times 10^{11}$	$6,840 \times 10^{12}$
6	51	$9,105 \times 10^{-11}$	$9,335 \times 10^{10}$	$6,933 \times 10^{12}$

f. Kondisi terbang 30000 feet

Tabel 13. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 30000 Feet

No	a (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_c $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,00103	1,464	0,00982	0,841	0,420
2	17	0,048	0,00113	1,523	0,01120	0,898	0,449
3	25,5	0,048	0,00204	1,946	0,02584	1,364	0,682
4	34	0,048	0,0038	2,894	0,07159	2,270	1,135
5	42,5	0,048	0,00392	3,755	0,09582	2,627	1,313
6	51	0,048	0,00362	4,390	0,10345	2,729	1,365

Tabel 14. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 30000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$3,713 \times 10^{-12}$	$2,289 \times 10^{12}$	$2,289 \times 10^{12}$
2	17	$4,528 \times 10^{-12}$	$1,877 \times 10^{12}$	$4,166 \times 10^{12}$
3	25,5	$1,586 \times 10^{-11}$	$5,359 \times 10^{11}$	$4,702 \times 10^{12}$
4	34	$7,314 \times 10^{-11}$	$1,162 \times 10^{11}$	$4,818 \times 10^{12}$
5	42,5	$1,133 \times 10^{-10}$	$7,505 \times 10^{10}$	$4,893 \times 10^{12}$
6	51	$1,270 \times 10^{-10}$	$6,690 \times 10^{10}$	$4,960 \times 10^{12}$

g. Kondisi terbang 35000 feet

Tabel 15. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 35000 Feet

No	a (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_c $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,00112	1,592	0,01161	0,914	0,457
2	17	0,048	0,00113	1,657	0,01219	0,937	0,468
3	25,5	0,048	0,00227	2,117	0,03128	1,501	0,750
4	34	0,048	0,00410	3,148	0,08402	2,460	1,230
5	42,5	0,048	0,00426	4,085	0,11328	2,856	1,428
6	51	0,048	0,00394	4,775	0,12247	2,969	1,485

Tabel 16. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 35000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$4,775 \times 10^{-12}$	$1,780 \times 10^{12}$	$1,780 \times 10^{12}$
2	17	$5,138 \times 10^{-12}$	$1,654 \times 10^{12}$	$3,434 \times 10^{12}$
3	25,5	$2,113 \times 10^{-11}$	$4,023 \times 10^{11}$	$3,837 \times 10^{12}$

4	34	$9,299 \times 10^{-11}$	$9,141 \times 10^{10}$	$3,928 \times 10^{12}$
5	42,5	$1,456 \times 10^{-10}$	$5,839 \times 10^{10}$	$3,987 \times 10^{12}$
6	51	$1,636 \times 10^{-10}$	$5,194 \times 10^{10}$	$4,039 \times 10^{12}$

h. Kondisi terbang 40000 feet

Tabel 17. Nilai *Cyclic Stress Intensity Factor* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 40000 Feet

No	<i>a</i> (mm)	Δb (mm)	Δu (mm)	F_n $\left(\frac{N}{mm}\right)$	G_c $\left(\frac{N}{mm}\right)$	K (MPa $\sqrt{m}$)	ΔK (MPa $\sqrt{m}$)
1	8,5	0,048	0,00115	1,631	0,01221	0,938	0,469
2	17	0,048	0,00126	1,697	0,01392	1,001	0,501
3	25,5	0,048	0,00228	2,168	0,03218	1,522	0,761
4	34	0,048	0,00420	3,225	0,08817	2,520	1,260
5	42,5	0,048	0,00437	4,184	0,11902	2,927	1,464
6	51	0,048	0,00404	4,892	0,12865	3,044	1,522

Tabel 18. Nilai *Fatigue Crack Growth Rate* dan *Fatigue Cycle* di setiap Panjang Retakan Simulasi pada Ketinggian 40000 Feet

No	Panjang Retakan (mm)	$\frac{da}{dN}$ (mm/cycle)	N_i (cycle)	N_f (cycle)
1	8,5	$5,152 \times 10^{-12}$	$1,650 \times 10^{12}$	$1,650 \times 10^{12}$
2	17	$6,270 \times 10^{-12}$	$1,356 \times 10^{12}$	$3,006 \times 10^{12}$
3	25,5	$2,204 \times 10^{-11}$	$3,857 \times 10^{11}$	$3,391 \times 10^{12}$
4	34	$9,997 \times 10^{-11}$	$8,502 \times 10^{10}$	$3,476 \times 10^{12}$
5	42,5	$1,568 \times 10^{-10}$	$5,421 \times 10^{10}$	$3,530 \times 10^{12}$
6	51	$1,762 \times 10^{-10}$	$4,824 \times 10^{10}$	$3,579 \times 10^{12}$

Dilihat dari hasil analisis mekanika retakan pada setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi pada tabel 3 hingga tabel 18, nilai dari *fatigue crack growth rate* cenderung mengalami peningkatan seiring bertambahnya panjang retakan dari struktur *doubler* tersebut. Hal ini terjadi karena pada persamaan (5) yang digunakan dalam analisis perhitungan *fatigue crack growth rate*. Dalam persamaan (5), terdapat variabel *m* dan *C* yang merupakan konstanta dari material struktur dan variabel ΔK yang merupakan nilai dari *cyclic stress intensity factor*, yang mana dari ketiga variabel tersebut nilai dari variabel *m* dan *C* pada analisis ini konstan karena hanya terdapat satu material yang digunakan. Sedangkan nilai dari ΔK selalu berubah dikarenakan nilai *cyclic stress intensity factor* akan selalu berubah pada panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi yang diterapkan. Oleh karena itu, dalam analisis mekanika retakan, faktor utama yang mempengaruhi nilai *fatigue crack growth rate* adalah nilai *cyclic stress intensity factor*.

Dilihat dari hasil analisis mekanika retakan, *cyclic stress intensity factor* cenderung mengalami peningkatan. hal ini disebabkan oleh berbagai faktor berdasarkan persamaan matematis dalam menentukan nilai dari *cyclic stress intensity factor*. Berdasarkan persamaan *cyclic stress intensity factor* dapat diketahui bahwa nilai *cyclic stress intensity factor* dipengaruhi oleh nilai tegangan yang diterapkan, faktor geometri serta nilai panjang retakan yang diberikan. Nilai dari tegangan yang terjadi bergantung pada nilai pembebanan yang diberikan dan pada penelitian ini nilai retakan divariasikan dalam beberapa panjang retakan, sehingga dapat diketahui bahwa semakin besar nilai pembebanan dan panjang retakan yang diberikan pada struktur *doubler*, maka semakin besar pula nilai *cyclic stress intensity factor*.

Berdasarkan persamaan matematis di atas dapat diketahui bahwa nilai *stress intensity factor* dapat dihitung dengan menggunakan nilai *strain energy release rate* dan nilai modulus elastisitas material. Penelitian ini menggunakan satu jenis material yang sama sehingga nilai modulus elastisitasnya selalu konstan. Akan

tetapi nilai dari *strain energy release rate* dapat berubah. Dan berdasarkan tabel analisis mekanika retakan 3 hingga 17, nilai *strain energy release rate* cenderung mengalami peningkatan seiring bertambahnya panjang retakan simulasi dan ketinggian terbang simulasi. Hal ini dikarenakan nilai dari *strain energy release rate* dipengaruhi oleh nilai *nodal force* di ujung retakan, yang mana nilai *nodal force* juga cenderung mengalami peningkatan saat nilai panjang retakan simulasi dan ketinggian terbang simulasi bertambah.

Dilihat dari hasil analisis mekanika retakan pada tabel 3 hingga 18, nilai total *fatigue cycle* cenderung mengalami penurunan seiring bertambahnya ketinggian terbang simulasi dan cenderung meningkat seiring meningkatnya panjang retakan.

Nilai dari *fatigue cycle* dipengaruhi secara langsung oleh *fatigue crack growth rate*. Dan berdasarkan hasil analisis mekanika retakan, pada panjang retakan sama nilai *fatigue crack growth rate* cenderung mengalami peningkatan seiring ketinggian terbang simulasi. dan berdasarkan persamaan 2.28, nilai dari *fatigue cycle* berbanding terbalik terhadap nilai *fatigue crack growth rate*. Sehingga nilai total *fatigue cycle* mengalami penurunan seiring bertambahnya ketinggian terbang simulasi. Hal inilah yang menjadi penyebab umur dari suatu struktur *doubler* akan semakin menurun terhadap nilai dari siklus pembebanan yang terjadi pada ketinggian terbang pesawat tersebut.

Melalui persamaan (8), dapat diketahui bahwa nilai total *fatigue cycle* merupakan hasil dari penjumlahan *crack propagation fatigue cycle* dan total *fatigue cycle* pada retakan sebelumnya. Sehingga semakin besar nilai panjang retakan maka semakin besar pula nilai total *fatigue cycle*.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil simulasi dan analisis mekanika retakan yang telah dilakukan, maka dapat ditarik kesimpulan sesuai dengan tujuan penelitian yang telah dijelaskan pada bab sebelumnya. Adapun kesimpulan tersebut adalah sebagai berikut:

1. Pada mode pembebanan mekanika retakan II, nilai dari *fatigue crack growth rate* pada sub bab 4.4 cenderung berbanding lurus dengan variasi panjang retakan simulasi dan ketinggian terbang simulasi yang diberikan, dimana nilai paling rendah adalah pada panjang retakan 8,5 mm dan ketinggian terbang simulasi 5000 *feet* yaitu sebesar $5,045 \times 10^{-14} \text{ mm/cycle}$ dan nilai tertinggi adalah pada panjang retakan 51 mm dan ketinggian terbang simulasi 40000 *feet* yaitu sebesar $1,762 \times 10^{-10} \text{ mm/cycle}$.
2. Pada mode pembebanan mekanika retakan II, nilai dari *fatigue cycle* pada sub bab 4.4 berbanding terbalik terhadap nilai *fatigue crack growth rate*. Sehingga nilai total *fatigue cycle* cenderung mengalami penurunan seiring bertambahnya ketinggian terbang simulasi. Nilai paling rendah adalah pada panjang retakan 8,5 mm dan ketinggian terbang simulasi 40000 *feet* yaitu sebesar $1,650 \times 10^{12} \text{ cycle}$ dan nilai tertinggi adalah pada panjang retakan 51 mm dan ketinggian terbang simulasi 5000 *feet* yaitu sebesar $3,629 \times 10^{14} \text{ cycle}$.
3. Berdasarkan hasil analisis mekanika retakan, dengan nilai pembebanan yang konstan maupun terus meningkat, maka nilai *cyclic stress intensity factor* (ΔK) cenderung akan semakin bertambah seiring dengan bertambahnya panjang retakan. Apabila kondisi ini terus berlanjut maka akan mengakibatkan laju pertumbuhan retak semakin besar dan tidak stabil hingga pada mencapai tahap dimana *stress intensity factor maximum* diujung retakan sama atau lebih besar dari nilai *fracture toughness* ($K_{max} \geq K_{IC}$), dan apabila kondisi ini terjadi maka struktur *doubler* akan mengalami *fatigue fracture* atau patahan. Namun berdasarkan analisis mekanika retakan pada penelitian ini, nilai tertinggi dari *stress intensity factor maximum* (K_{max}) terjadi pada panjang retakan 51 mm di ketinggian 40000 *feet* yaitu sebesar $3,044 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, dan nilai ini masih jauh dibawah nilai *fracture toughness* dari *doubler* yaitu sebesar $72,37 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, sehingga struktur *doubler* tersebut belum mengalami kegagalan.

5. DAFTAR PUSTAKA (10 PT)

- [1] V. B. K, P. K. P, dan D. T. Kumar, "Investigation of Fatigue Crack Growth Rate in Fuselage of Large Transport Aircraft using FEA Approach," *Global Journal of Researches in Engineering, Mechanical and Mechanics Engineering*, vol. Vol. 14, Jan 2014, [Daring]. Tersedia pada: <https://www.researchgate.net/publication/331989629>
- [2] L. R. Prakasa, "Pemodelan Dan Simulasi Numerik Fatigue Crack Growth Rate Akibat Cyclic Loading Pada Struktur Doubler Fuselage Skin Station Number 360-380 Stringer 6L-7L Pesawat Boeing 737-900 Extended Range," Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto Yogyakarta, Yogyakarta, 2021.
- [3] N. V. Deepashri dan M. Kalaiyappan, "Life extension of Structural Repairs - A statistical approach towards efficiency improvement," dalam *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Institute of Physics Publishing, Jun 2018. doi: 10.1088/1757-899X/370/1/012005.

- [4] D. W. Santoso dan A. Wibowo, "Analisis Kekuatan Struktur Retak Skin Fuselage Repair Pesawat Boeing B747-400," *Seminar Nasional Teknologi Informasi dan Kedirgantaraan (SENATIK)*, vol. Vol. II, Nov 2016.
- [5] H. N. Firmansyah, "Estimasi Nilai Faktor Intensitas Tegangan (K I) Tipe Dengan Metode Numerik," *Seminar Nasional Teknologi Informasi dan Kedirgantaraan (SENATIK)*, vol. Vol. II, hlm. 2528–1666, Nov 2016.
- [6] W. D. Pilkey, *Formulas for stress, strain, and structural matrices*, 2 ed. Virginia: John Wiley & Sons, 2005.
- [7] J. Roesler, H. Harders, dan M. Baeker, *Mechanical Behaviour of Engineering Materials: Metals, Ceramics, Polymers, and Composites*. Berlin: Springer Science & Business Media, 2007.
- [8] R. Krueger, "Virtual crack closure technique: History, approach, and applications," *Appl Mech Rev*, vol. 57, no. 1–6, hlm. 109–143, Jan 2004, doi: 10.1115/1.1595677.
- [9] A. B. Selan, "Analisis Damage Tolerance Dan Crack Growth Pada Aluminium 2024-T3 Dan Aluminium 7075-T7351 Menggunakan Perangkat Lunak Matlab," Sekolah Tinggi Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta, 2018.
- [10] H. N. Firmansyah, "Predicting Stress Intensity Factor (KI) of Single Edge Crack Using Displacement Extrapolation Method," *Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta*, vol. 4, Nov 2018, doi: 10.28989/senatik.v4i0.257.
- [11] M. Mlikota, S. Staib, S. Schmauder, dan Božić, "Numerical determination of Paris law constants for carbon steel using a two-scale model," dalam *Journal of Physics: Conference Series*, Institute of Physics Publishing, Mei 2017. doi: 10.1088/1742-6596/843/1/012042.
- [12] Boeing, *Chapter 53 Fuselage*. Chicago: Structural Repair Manual, 2023.