

**ANALISIS PENILAIAN KERUSAKAN PADA *FUSELAGE SKIN* PESAWAT
DENGAN METODE ULTRASONIK**



**UNIVERSITAS
MERCU BUANA**

**MASHOBH HUSSURUR
NIM: 41316110034**

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MERCU BUANA
JAKARTA 2020**

LAPORAN TUGAS AKHIR

**ANALISIS PENILAIAN KERUSAKAN PADA *FUSELAGE SKIN* PESAWAT
DENGAN METODE ULTRASONIK**



**UNIVERSITAS
MERCU BUANA**

Disusun Oleh:

Nama : Mashobih Hussurur
NIM : 41316110034
Program Studi : Teknik Mesin

**DIAJUAKAN UNTUK MEMENUHI SYARAT KELULUSAN MATA KULIAH
TUGAS AKHIR PADA PROGRAM SARJANA STRATA SATU (S1)
MEI 2020**

HALAMAN PENGESAHAN

**ANALISIS PENILAIAN KERUSAKAN PADA *FUSELAGE SKIN* PESAWAT
DENGAN METODE ULTRASONIK**



Disusun Oleh:

Nama : Mashobih Hussurur

NIM : 41316110034

Program Studi : Teknik Mesin



Telah diperiksa dan disetujui oleh pembimbing

Pada tanggal : 05 Agustus 2020

Mengetahui

Dosen Pembimbing

(Yudhi Chandra Dwiaji, ST, MT)

Koordinator Tugas Akhir



(Alief Avicenna Luthfie, ST, M.Eng)

HALAMAN PERNYATAAN

Yang bertanda tangan di bawah ini,

Nama : Mashobih Hussurur
NIM : 41316110034
Jurusan : Teknik Mesin
Fakultas : Teknik
Judul Tugas Akhir : Analisis Penilaian Kerusakan Pada *Fuselage Skin* Pesawat dengan Metode Ultrasonik.

Dengan ini menyatakan bahwa saya melakukan Tugas Akhir dengan Sesungguhnya dan hasil penulisan Laporan Tugas Akhir yang telah saya buat ini merupakan hasil karya sendiri dan benar keaslian nya. Apabila ternyata di kemudian hari penulisan Laporan Tugas Akhir ini merupakan hasil plagiat atau penjiplakan terhadap karya orang lain, maka saya bersedia mempertanggungjawabkan sekaligus bersedia menerima sanksi berdasarkan aturan di Universitas Mercu Buana.

Demikian pernyataan ini saya buat dalam keadaan sadar dan tanpa paksaan.

Jakarta, 23 Juni 2020

UNIVERSITAS
MERCU BUANA



Mashobih Hussurur

PENGHARGAAN

Puji dan syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT, karena hanya berkat dan kasih-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan Laporan Tugas Akhir yang berjudul "Analisis Penilaian Kerusakan Pada *Fuselage Skin* Pesawat Dengan Metode Ultrasonik " tepat pada waktunya. Adapun tujuan dari pembuatan Laporan Tugas Akhir ini adalah sebagai Syarat dalam menyelesaikan Mata kuliah Tugas Akhir pada Universitas Mercu Buana Jakarta.

Pada kesempatan ini, penulis ingin mengucapkan terima kasih atas segala bantuan baik moril maupun materiil kepada :

1. Allah SWT karena atas izin-Nya lah laporan Tugas Akhir ini dapat terselesaikan tepat pada waktunya.
2. Prof. Dr. Ngadino Surip sebagai Rektor Universitas Mercu Buana (UMB)
3. Bapak Danto Sukmajati, ST.M.Sc.Ph.D sebagai Dekan Fakultas Teknik
4. Bapak Dr. Nanang Ruhyat, MT., selaku Kepala Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Mercu Buana.
5. Bapak Yudhi Chandra Dwiaji, ST, MT sebagai Pembimbing Tugas Akhir yang telah memberikan banyak pengarahan, saran serta pembelajaran kepada penulis.
6. Bapak Alief Avicenna Luthfie S.T, M.Sc, selaku koordinatortugas akhir dan juga Dosen dosen di kelas Tugas Akhir.
7. Bapak Alief Avicenna Luthfie, ST, M.Eng sebagai Koordinator Tugas Akhir yang telah mengarahkan selama mata kuliah Tugas Akhir berlangsung.
8. Bapak I Made Sumantra sebagai Manager yang telah memberikan kesempatan untuk melakukan pengambilan data di PT.GMF Aeroasia.Tbk untuk Laporan Tugas Akhir.
9. Semua pihak-pihak terkait yang telah membantu penelitian dan pengambilan data , serta memberikan ide kepada penulis.
10. Orang tua penulis Alm Bapak Kuripan dan Alm Ibu Tumiani yang selalu menjadi motivasi terbesar untuk selalu bisa semangat membuat Laporan Tugas Akhir.
11. Istri penulis Meily Arifiani yang selalu memberikan dukungan moral, materiil dan spiritual.

Penulis menyadari bahwa tidak ada satu hal di dunia ini yang sempurna , begitu juga dengan Laporan Tugas Akhir ini. Besar harapan penulis agar laporan ini bisa dapat berguna bagi semua orang yang membacanya, oleh karena itu penulis mengharapkan saran serta kritik yang membangun untuk menjadi lebih baik di masa yang akan datang.

Jakarta, 23 Juni 2020

Mashobih Hussurur



ABSTRAK

Fuselage skin adalah salah satu struktur utama pada pesawat terbang dan yang paling utama menerima beban dan juga rentan mengalami kerusakan eksternal, kerusakan yang terjadi pada *fuselage skin* harus segera di perbaiki dan di evaluasi apakah kerusakan melebihi batas atau tidak untuk dinyatakan pesawat layak terbang. pada penelitian ini disimulasikan kerusakan terjadi pada material *fuselage skin* yaitu AL2024T3 dengan dimensi 30cm x 20cm dan ketebalan 1.6mm dibuat kerusakan pada 3 spesimen yang berbeda yaitu kerusakan *nick*, *gouge* dan *scratch*. Penelitian merekomendasikan menggunakan metode pengukuran ultrasonik karena dengan alat ukur *depth gauge* kerusakan *scratch* tidak dapat menjangkau pengukuran area kerusakan yang luas. Hasil pengukuran menunjukkan penilaian pada spesimen 1 dengan kerusakan *nick* panjang area kerusakan 50mm dan kedalaman *rework* 8,13% dinyatakan masuk *repair category* B dan tidak memerlukan perbaikan lanjutan, kemudian untuk spesimen 2 dengan kerusakan *gouge* panjang area kerusakan 70mm dan kedalaman 28,75% dinyatakan dalam *repair category* C dan harus dilakukan perbaikan lanjutan (*repair doubler*) dalam waktu 1500FC/5200FH. dan untuk spesimen 3 kerusakan *scratch* dengan panjang 150mm dan kedalaman 37,50% dinyatakan dalam *repair category* C dan harus dilakukan perbaikan lanjutan (*repair doubler*) dalam waktu 200FC.

Kata kunci :*Fuselage skin*, Penilaian kerusakan, *Nick*, *Gouge*, *Scratch* , *depth gauge*, ultrasonik



ABSTRACT

Fuselage skin is one of the main structures in an aircraft and the main thing is to receive loads and is also susceptible to external damage, damage that occurs in the fuselage skin must be repaired immediately and evaluated whether the damage exceeds limitation or not to be declared airworthy. in this study it was simulated that damage occurred in the materail fuselage skin that is AL2024T3 with dimension 30cm X 20cm and thickness of 1.6mm made damage to 3 different specimens namely damage to the nick, gouge and scratch. Research recommends using the ultrasonic measurement method because the depth gauge damage sctach cannot reach the measurement of a large area of damage. The measurement results show the assessment of specimen 1 with nick damage length of 50mm damage area and 8.13% rework depth is declared as repair category B and does not require further repair, then for specimen 2 with gouge damage length of 70mm damage area and 28.75% depth is stated in repair category C and repair doubler must be done within 1500FC / 5200FH. and for specimen 3 scratch damage of 150mm length and 37.50% depth is stated in repair category C and repair doublers should be performed within 200FC.

Keywords: *fuselage skin, Damage assessment Nick, Gouge, Scratch, depth gauge, ultrasonic*



DAFTAR ISI

HALAMAN PENGESAHAN	i
HALAMAN PERNYATAAN	ii
PENGHARGAAN	iii
ABSTRAK	v
ABSTRACT	vi
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	ix
DAFTAR TABEL	xi
BAB I	1
PENDAHULUAN	1
1.1 LATAR BELAKANG	1
1.2 RUMUSAN MASALAH	3
1.3 TUJUAN PENULISAN	3
1.4 RUANG LINGKUP DAN BATASAN MASALAH	3
1.5 SISTEMATIKA PENULISAN	3
BAB II	5
TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 MATERIAL PESAWAT TERBANG	5
2.2 KEKUATAN MATERIAL	7
2.3 KELELAHAN MATERIAL	9
2.4 KEGAGALAN MATERIAL	12
2.5 JENIS KERUSAKAN DAN CACAT PADA MATERIAL	13
2.6 PERANCANGAN PESAWAT TERBANG	15
2.7 PENGEMBANGAN PROGRAM INSPEKSI	16
2.8 <i>REPAIR ASSESSMENT FOR AGING AIRCRAFT</i>	24
BAB III	29
METODOLOGI PENELITIAN	29
3.1 TEMPAT DAN WAKTU PENELITIAN	29
3.2 DIAGRAM ALIR	29
3.2.1 Studi Literatur	30
3.2.2 Persiapan Alat dan Bahan	30

3.2.3	<i>High Frequency Eddy Current Inspection</i>	34
3.3	PENGUKURAN	36
BAB IV		40
HASIL DAN PEMBAHASAN		40
4.1	HASIL PENGUKURAN	40
4.2	MIKROSTRUKTUR AL2024T3	42
4.3	<i>PHYSICAL AND MECHANICAL PROPERTIES</i> AL2024T3	43
4.4	PARAMETER PENILAIAN KERUSAKAN	43
4.5	PEMBAHASAN	45
BAB V		47
PENUTUP		47
5.1	KESIMPULAN	47
5.2	SARAN	48
DAFTAR PUSTAKA		49
LAMPIRAN		51



UNIVERSITAS
MERCU BUANA

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Kurva S-N	11
Gambar 2. 2 Pengembangan program inspeksi struktural	16
Gambar 2. 3 Prinsip desain <i>damage tolerant single load path</i>	18
Gambar 2. 4 Prinsip desain <i>damage tolerant multiple load path</i>	18
Gambar 2. 5 Distribusi area inspeksi	19
Gambar 2. 6 Pengukuran objek dengan ultrasonik <i>thickness gauge</i>	21
Gambar 2. 7 Proses penggunaan alat ukur <i>ultrasonic thickness gauge</i> pada <i>plate</i>	22
Gambar 2. 8 Prinsip kerja sensor ultrasonik dengan <i>transmitter</i> dan <i>receiver</i> .	22
Gambar 2. 9 Proses penialian perbaikan dari Airbus	25
Gambar 2. 10 Perbaikan kulit pesawat dengan <i>external doubler</i>	26
Gambar 2. 11 Penentuan parameter <i>repair doubler</i>	27
Gambar 2. 12 Inspeksi kulit pesawat dan <i>eksternal doubler repair</i>	27
Gambar 3. 1 Diagram alir penelitian	30
Gambar 3. 2 AL <i>sheet</i> 2024T3 ketebalan 1.6mm dengan ukuran 30 cm x 20cm	31
Gambar 3. 3 <i>Roll</i> mesin	31
Gambar 3. 4 Proses pembentukan plat datar menjadi bentuk skin pesawat	32
Gambar 3. 5 3 Plat AL 202T3 yang suda dibentuk seperti bentuk skin pesawat	32
Gambar 3. 6 Kerusakan permukaan skin pesawat yaitu <i>nick, gouges, dan scratch</i>	33
Gambar 3. 7 Proses <i>Rework</i> untuk menghilangkan kerusakan	33
Gambar 3. 8 Spesimen yang telah di <i>rework</i> kerusakannya	34
Gambar 3. 9 <i>Grid mapping</i> 10mm x 10mm pada area kerusakan spesimen	34
Gambar 3. 10 Pengujian <i>HFEC</i> tool dengan <i>calibration block</i> dengan indikasi <i>crack</i>	35
Gambar 3. 11 Hasil <i>HFEC inspection</i> pada area kerusakan tidak ada indikasi <i>crack</i>	36
Gambar 3. 12 Pengukuran spesimen 1 <i>nick</i> menggunakan <i>depth gauge</i>	37
Gambar 3. 13 Pengukuran spesimen 2 <i>Gouge</i> menggunakan <i>depth gauge</i>	37
Gambar 3. 14 Pengukuran spesimen 3 <i>Scratch</i> menggunakan <i>depth gauge</i>	38
Gambar 3. 15 Pengukuran ketebalan <i>original</i> pada spesimen 1, 2 , dan 3	39
Gambar 3. 16 Pengukuran ketebalan yang telah di <i>rework</i> pada spesimen 1, 2, dan 3	39
Gambar 4. 1 Contoh mikrostruktur pada material <i>un-damage</i> pembesaran 50x (sebelah kiri) dan pembesaran 400x (sebelah kanan)	42

- Gambar 4. 2 Contoh hasil material yang di *polish / rework* dengan pembesaran optical *microscopic* (sebelah kiri) dan *macroscopic* (sebelah kanan) 42
- Gambar 4. 3 Diagram *allowable damage limit SRM Airbus A330* 44
- Gambar 4. 4 Grafik perbandingan variabel pengukuran spesimen *nick, gouge ,scratch* 46



DAFTAR TABEL

Tabel 4. 1 Data hasil pengukuran dengan alat ukur <i>depth gauge</i>	40
Tabel 4. 2 Data hasil pengukuran <i>remain thickness</i> spesimen 1 kerusakan <i>nick</i> yang telah di <i>rework</i> dengan alat ultrasonik <i>thickness gauge</i> (dalam satuan mm)	40
Tabel 4. 3 Data hasil pengukuran <i>remain thickness</i> spesimen 2 kerusakan <i>gouge</i> yang telah di <i>rework</i> dengan alat ultrasonik <i>thickness gauge</i> (dalam satuan mm)	40
Tabel 4. 4 Data hasil pengukuran <i>remain thickness</i> spesimen 3 kerusakan <i>scratch</i> yang telah di <i>rework</i> dengan alat ultrasonik <i>thickness gauge</i> (dalam satuan mm)	41
Tabel 4. 5 Perbandingan pengukuran dengan 2 metode (<i>depth gauge</i> dan ultrasonik)	41
Tabel 4. 6 <i>Physical properties aluminium alloy 2024T3</i>	43
Tabel 4. 7 <i>Mechanical Properties aluminium alloy 2024T3</i>	43
Tabel 4. 8 Keterangan parameter <i>allowable damage limit SRM Airbus A330</i>	44
Tabel 4. 9 Hasil pengukuran 3 spesimen <i>nick, gouge, dan scratch</i>	46

