

**ANALISIS PENGARUH *BLEND-OUT* TERHADAP
KEKUATAN TARIK PADA *AFT CARGO DOOR* PESAWAT
AIRBUS 330**

Tugas Akhir ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat
kelulusan Program Studi Diploma IV Teknik Pesawat Udara
Angkatan Ke-17

Oleh

ABUDZAR SULISTYO ALGHIFARI

NIT. 16022230001



**PROGRAM STUDI TEKNIK PESAWAT
UDARA POLITEKNIK PENERBANGAN
INDONESIA CURUG
AGUSTUS 2026**

ABSTRAK

**ANALISIS PENGARUH *BLEND-OUT* TERHADAP
KEKUATAN TARIK PADA *AFT CARGO DOOR* PESAWAT
AIRBUS 330**

Oleh:

ABUDZAR SULISTYO ALGHIFARI

NIT.16022230001

Program Studi Teknik Pesawat Udara

Pemeliharaan struktur pesawat merupakan aspek krusial dalam menjaga keselamatan dan keandalan operasional, khususnya pada komponen *aft cargo door* pesawat Airbus 330 yang berperan mempertahankan integritas *Fuselage* dan tekanan kabin. Dalam praktik *maintenance*, kerusakan seperti *dent*, *scratch*, dan *chafing* sering ditemukan dan berpotensi menurunkan kekuatan struktural material Aluminium Alloy 2024-T3, sehingga diperlukan metode perbaikan yang sesuai dengan batasan kerusakan (*damage limit*) pada *Structural Repair Manual* (SRM). Penelitian ini bertujuan menganalisis pengaruh *repair blend-out* terhadap kekuatan tarik (*tensile strength*) struktur *aft cargo door*. Metode yang digunakan adalah kuantitatif eksperimental melalui pengujian tarik (*tensile test*) berdasarkan standar ASTM E8/E8M pada dua kondisi spesimen, yaitu tanpa *repair* (*initial thickness*) dan setelah *repair blend-out* sedalam 0,25 mm (kategori *repair B* sesuai SRM), dilanjutkan dengan uji statistik *Independent Samples T-Test*. Hasil pengujian menunjukkan spesimen *initial thickness* memiliki rata-rata *Ultimate Tensile strength* (UTS) 482,72 MPa, *yield strength* 344,84 MPa, dan *elongation* 17,92%, sedangkan spesimen *repair blend-out* menghasilkan rata-rata UTS 440,64 MPa, *yield strength* 311,42 MPa, dan *elongation* 14,68%. Uji statistik menunjukkan perbedaan yang signifikan ($p < 0,05$) pada seluruh parameter, dengan penurunan *tensile strength* sebesar 8,72%, *yield strength* 9,69%, dan *elongation* 18,08% akibat berkurangnya luas penampang efektif material. Meskipun demikian, kedalaman *blend-out* pada penelitian ini masih berada dalam batas *allowable* SRM kategori B, sehingga metode *repair blend-out* tetap dinyatakan valid dan efektif untuk diterapkan pada *aft cargo door*, dengan catatan penurunan kekuatan tarik perlu diperhitungkan dalam analisis *structural safety margin* sesuai prosedur *airworthiness* yang berlaku, guna mendukung kegiatan *Maintenance, Repair, and Overhaul* (MRO) khususnya di GMF AeroAsia.

Kata Kunci: *blend-out*, *tensile strength*, Aluminium Alloy 2024-T3, *aft cargo door*, *tensile test*.

ABSTRACT
**ANALYSIS OF THE EFFECT OF BLEND-OUT ON TENSILE
STRENGTH OF THE AFT CARGO DOOR OF AIRBUS A330
AIRCRAFT**

Arranged by:

ABUDZAR SULISTYO ALGHIFARI

NIT.16022230001

Aircraft Engineering Study Program

Aircraft structural maintenance is a crucial aspect in ensuring operational safety and reliability, particularly in the aft cargo door component of the Airbus A330, which plays an important role in maintaining Fuselage integrity and cabin pressurization. In maintenance practices, defects such as dent, scratch, and chafing are frequently found and may reduce the structural strength of Aluminium Alloy 2024-T3, requiring an appropriate repair method in accordance with the damage limits specified in the Structural Repair Manual (SRM). This study aims to analyze the effect of repair blend-out on the tensile strength of the aft cargo door structure. The research employs a quantitative experimental method through tensile testing based on the ASTM E8/E8M standard on two specimen conditions, namely without repair (initial thickness) and after repair blend-out at a depth of 0.25 mm (repair category B per SRM), followed by an Independent Samples T-Test. The results show that the initial thickness specimens produced an average Ultimate Tensile strength (UTS) of 482.72 MPa, yield strength of 344.84 MPa, and elongation of 17.92%, while the repair blend-out specimens produced an average UTS of 440.64 MPa, yield strength of 311.42 MPa, and elongation of 14.68%. Statistical testing revealed a significant difference ($p < 0.05$) across all parameters, with reductions of 8.72% in tensile strength, 9.69% in yield strength, and 18.08% in elongation, attributed to the reduced effective cross-sectional area of the material. Nevertheless, the blend-out depth in this study remains within the allowable limit of SRM category B, indicating that the repair blend-out method remains valid and effective for application on the aft cargo door, provided that the resulting reduction in tensile strength is accounted for in the structural safety margin analysis in accordance with applicable airworthiness procedures, thereby supporting Maintenance, Repair, and Overhaul (MRO) activities, particularly at GMF AeroAsia..

Keywords : blend-out, tensile strength, Aluminium Alloy 2024-T3, aft cargo door, tensile test.

PENGESAHAN PEMBIMBING

Tugas Akhir : “ANALISIS PENGARUH *BLEND-OUT* TERHADAP KEKUATAN TARIK PADA *AFT CARGO DOOR* PESAWAT AIRBUS 330” telah diperiksa dan disetujui untuk diuji sebagai salah satu syarat lulus pendidikan Program Studi Diploma IV Teknik Pesawat Udara Angkatan ke- 17, Politeknik Penerbangan Indonesia Curug – Tangerang.



Nama : ABUDZAR SULISTYO ALGHIFARI

NIT :16022230001

PEMBIMBING I

PEMBIMBING II

LILIES ESTHI RIYANTI, S.SiT, MT

Penata Tk. I (III/d)

NIP. 19820720 200502 2 001

ABDAN MUGHNI SYAFA'AT, S.Tr.T

Penata Muda(III/a)

NIP. 20010528 202310 1 002

KETUA PROGRAM STUDI

ANDRI KURNIAWAN, S.ST., MT.

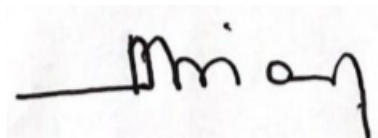
Penata Tk. I (III/d)

NIP. 19860515 200912 1 006

PENGESAHAN PENGUJI

Tugas Akhir : “**ANALISIS PENGARUH *BLEND-OUT* TERHADAP KEKUATAN TARIK PADA *AFT CARGO DOOR* PESAWAT AIRBUS 330**” telah dipertahankan di hadapan Tim Penguji Tugas Akhir Program Studi Diploma IV Teknik Pesawat Udara Angkatan ke-17, Politeknik Penerbangan Indonesia Curug – Tangerang. Tugas akhir ini telah dinyatakan LULUS Program Diploma IV pada tanggal 12 Agustus 2026.

Ketua



Dr. Dhian Supardam, SE., MM

Pembina Utama Muda (IV/c)

19781103 199903 2 001

Sekretaris



Bela Firmantoyo, S.ST.

Penata (III/c)

19890902 201012 1 003

Anggota



Abdan Mughni Syafa'at, S.Tr.T

Penata Muda(III/a)

NIP. 20010528 202310 1 002

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN

Saya yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Abudzar Sulistyo Alghifari

NIT : 16022230001

Program Studi : Diploma IV Teknik Pesawat Udara

Menyatakan bahwa tugas akhir berjudul **“ANALISIS PENGARUH *BLEND-OUT* TERHADAP KEKUATAN TARIK PADA *AFT CARGO DOOR* PESAWAT AIRBUS 330”** merupakan karya asli saya bukan merupakan hasil plagiarisme.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sesungguhnya, dan apabila dikemudian hari terdapat penyimpangan dan ketidakbenaran dalam pernyataan ini, maka saya bersedia menerima sanksi berupa pencabutan gelar akademik dari Politeknik Penerbangan Indonesia (PPI) Curug.

Demikian pernyataan ini saya buat dalam keadaan sadar tanpa paksaan dari pihak manapun.

Tangerang, 10 Agustus 2026

Yang membuat pernyataan



Abudzar Sulistyo Alghifari

PEDOMAN PENGGUNAAN TUGAS AKHIR

Tugas akhir D.IV yang tidak dipublikasikan terdaftar dan tersedia di Perpustakaan Politeknik Penerbangan Indonesia, dan terbuka untuk umum dengan ketentuan bahwa hak cipta ada pada pengarang dengan mengikuti aturan HaKI yang berlaku di Politeknik Penerbangan Indonesia.

Referensi kepustakaan diperkenankan dicatat, tetapi pengutipan atau peringkasan hanya dapat dilakukan seizin pengarang dan harus disertai dengan kaidah ilmiah untuk menyebutkan sumbernya.

Sitasi hasil penelitian Tugas akhir ini dapat ditulis dalam bahasa Indonesia sebagai berikut:

Alghifari, A.S. (2026): Analisis Pengaruh *Blend-out* Terhadap Kekuatan Tarik Pada *Aft Cargo Door* Pesawat Airbus 330, Tugas Akhir Diploma IV, Politeknik Penerbangan Indonesia Curug.

Memperbanyak atau menerbitkan sebagian atau seluruh tugas akhir haruslah seizin Ketua Program Studi Teknik Pesawat Udara, Politeknik Penerbangan Indonesia Curug.

Dipersembahkan kepada

Kedua orang tua saya

Dan

Kakak - kakak saya tercinta

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur ke hadirat Allah SWT atas segala rahmat dan hidayah-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan penyusunan Tugas Akhir yang berjudul “ANALISIS PENGARUH *BLEND-OUT* TERHADAP KEKUATAN TARIK PADA *AFT CARGO DOOR* PESAWAT AIRBUS 330” sebagai syarat lulus Pendidikan Diploma IV Teknik Pesawat Udara Angkatan 17 di Politeknik Penerbangan Indonesia (PPI) Curug.

Dalam proses penyusunan tugas akhir ini, penulis menyadari bahwa dalam penyusunan tugas akhir ini tidak lepas dari bantuan, dukungan, doa, serta bimbingan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis dengan segala kerendahan hati menyampaikan penghargaan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Kedua orang tua penulis, Papa Sutomo, Mama Lismi Sastia Dewi, dan kakak - kakak saya tercinta atas segala doa, kasih sayang, pengorbanan, dan dukungan yang tidak pernah berhenti.
2. Bapak Capt. Megi Hudi Helmiadi, S.SiT.,M.A. selaku Direktur Politeknik Penerbangan Indonesia Curug.
3. Bapak Andri Kurniawan, S.ST, M.T. Selaku Ketua Program Studi Teknik Pesawat Udara.
4. Mba Lilies Esthi Riyanti, S.SiT, MT. Selaku Dosen Pembimbing I.
5. Mas Abdan Mughni Syafa’at, S.Tr.T. Selaku Dosen Pembimbing II.
6. Seluruh dosen dan staff pengajar Program Studi Teknik Pesawat Udara yang telah memberikan ilmu, wawasan, dan motivasi selama masa perkuliahan.
7. Mas Ariski Nugroho selaku *Project Leader* Hangar 3 PT. GMF AeroAsia, Tbk serta mentor OJT.
8. Para senior di PT. GMF AeroAsia, yang telah memberikan ilmu, pengalaman, dan arahnya serta membantu menyelesaikan tugas akhir ini.
9. Seluruh rekan TPU 17 yang telah menjadi bagian penting dalam perjalanan pendidikan penulis. Terima kasih atas dukungan, bantuan, kebersamaan, canda, dan semangat yang diberikan selama menghadapi berbagai proses pembelajaran hingga penyusunan Tugas Akhir.

10. Adik – adik TPU 18, TPU 19, dan TPU 20 yang telah banyak membantu selama masa pendidikan.
11. *Last but not least, I wanna thank me, I wanna thank me for believing in me, I wanna thank me for doing all this hard work, I wanna thank me for having no days off, I wanna thank me for never quitting, I wanna thank me for always being a giver and tryna give more than I receive, I wanna thank me for tryna do more right than wrong, and I wanna thank me for just being me at all times.*

Penulis menyadari bahwa Tugas Akhir ini masih memiliki kekurangan. Oleh karena itu, penulis mengharapkan kritik dan saran yang membangun sebagai bahan evaluasi dan perbaikan di masa mendatang. Penulis berharap Tugas Akhir ini tidak hanya memenuhi persyaratan akademis, tetapi juga dapat memberikan manfaat bagi industri penerbangan serta menjadi referensi yang berkontribusi pada pengembangan ilmu pengetahuan, khususnya di bidang teknik penerbangan. Akhir kata, penulis mengucapkan terima kasih kepada seluruh pihak yang telah berkontribusi dalam penyusunan Tugas Akhir ini.

Tangerang, 12 Agustus 2026



Abudzar Sulistyo Alghifari
NIT. 16022230001

DAFTAR ISI

ABSTRAK.....	ii
<i>ABSTRACT</i>	iii
PENGESAHAN PEMBIMBING	iv
PENGESAHAN PENGUJI.....	v
LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN	vi
PEDOMAN PENGGUNAAN TUGAS AKHIR	vii
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI.....	xi
DAFTAR LAMPIRAN	xiii
DAFTAR GAMBAR	xiv
DAFTAR TABEL	xv
DAFTAR SINGKATAN	xvi
DAFTAR LAMBANG	xvii
BAB I PENDAHULUAN.....	1
A. Latar Belakang.....	1
B. Identifikasi Masalah	3
C. Batasan Masalah	3
D. Rumusan Masalah.....	4
E. Tujuan.....	4
F. Manfaat.....	5
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	6
A. Pesawat Airbus 330 Series	6
B. <i>Fuselage</i>	7
C. <i>Cargo Compartment</i> dan <i>Cargo System</i>	9

D. <i>Aft Cargo Door</i>	10
E. Alumunium	12
F. Alumunium alloy Tipe 2xxx	13
G. <i>Tensile Test</i>	15
H. Sifat Mekanik	17
I. Uji <i>Independent Samples T-Test</i>	18
J. Penelitian Terdahulu	21
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	24
A. Jenis Penelitian	24
B. Teknik Pengumpulan Data	24
C. Teknik Analisis Data	30
D. Objek Penelitian	37
E. Waktu dan Tempat Penelitian	37
F. Diagram Alir Penelitian	38
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	39
A. Hasil Penelitian	39
B. Pembahasan	46
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	51
A. Kesimpulan	51
B. Saran	52
DAFTAR PUSTAKA	54
LAMPIRAN	58
RIWAYAT HIDUP	84

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran A Data <i>Defect Aft Cargo Door</i> Tahun 2022-2025	58
Lampiran B <i>Defect Inner Skin Aft Cargo Door</i>	60
Lampiran C <i>Maximum Thickness Allowed to Remove</i>	61
Lampiran D <i>Maintenance Discrepancy and Rectification Blend-Out 1</i>	62
Lampiran E <i>Maintenance Discrepancy and Rectification Blend-Out 2</i>	63
Lampiran F SRM Aluminium 2024-T3 Skin Pesawat A330-800 <i>Inner Skin Aft Cargo Door</i>	64
Lampiran G Surat izin Penelitian.....	66
Lampiran H Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original	68
Lampiran I Hasil Pengujian Tarik Spesimen <i>Blend-Out</i>	69
Lampiran J ASTM E8/E8M -13a <i>Standard Test Method for Tension Testing of Metallic Materials</i>	70
Lampiran K Definisi Variabel pada SPSS (<i>Variable View</i>)	74
Lampiran L Input Data Mentah pada SPSS (<i>Data View</i>).....	75
Lampiran M Statistik Deskriptif (<i>Report</i>).....	76
Lampiran N Uji Normalitas Shapiro-Wilk.....	77
Lampiran O Uji Homogenitas (<i>Levene's Test</i>) dan <i>Independent Samples T-Test</i> .	79
Lampiran P Dokumentasi Hasil	79
Lampiran Q Surat Validasi Hasil	80
Lampiran R Lembar Persetujuan Mengikuti Tugas Akhir.....	81
Lampiran S Cek Turnitin	82

DAFTAR GAMBAR

Gambar II. 1 <i>Aft Cargo Compartment</i>	10
Gambar II. 2 <i>Universal Testing Machine</i> GT-7001-L10/EMERL0034.....	15
Gambar III. 1 Spesimen Pengujian Tarik ASTM E8/E8M	26
Gambar III. 2 Spesimen Uji Tarik Pasca Pematangan	31
Gambar III. 3 Spesimen Original Pra Uji Tarik.....	32
Gambar III. 4 Spesimen <i>Blend-Out</i> Pra Uji Tarik.....	35
Gambar III. 5 Diagram Alir Penelitian	38
Gambar IV. 1 Spesimen Original Pasca Uji Tarik (Patah)	47
Gambar IV. 2 Spesimen <i>Blend-Out</i> Pasca Uji Tarik (Patah)	48

DAFTAR TABEL

Tabel II. 1 Penelitian Terdahulu.....	21
Tabel III. 1 Alat dan Bahan Persiapan Uji Tarik	27
Tabel III. 2 Data Kedalaman <i>Blend-Out</i>	33
Tabel III. 3 Data Dimensi Spesimen <i>Blend-Out</i>	35
Tabel IV. 1 Data Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original.....	40
Tabel IV. 2 Data Hasil Pengujian Tarik Spesimen <i>Repair Blend-Out</i>	42
Tabel IV. 3 <i>Group Statistics</i>	43
Tabel IV. 4 Hasil Uji Normalitas Shapiro-Wilk	44
Tabel IV. 5 Hasil Uji Homogenitas Levene's <i>Test</i>	45
Tabel IV. 6 Hasil Uji <i>Independent Samples T-Test</i>	46

DAFTAR SINGKATAN

Singkatan	Nama	Pemakaian Pertama Kali
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>	ii
CFRP	<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>	8
GFRP	<i>Glass Fiber Reinforced Polymer</i>	8
GMF	<i>Garuda Maintenance Facility</i>	ii
MRO	<i>Maintenance, Repair, and Overhaul</i>	ii
NDT	<i>Non-Destructive Testing</i>	10
NIP	Nomor Induk Pegawai	iv
NIT	Nomor Induk Taruna	I
OJT	<i>On the Job Training</i>	x
PPI	Politeknik Penerbangan Indonesia	vi
PT	Perseroan Terbatas	x
SD	Standar Deviasi	41
SPSS	<i>Statistical Package for the Social Sciences</i>	20
SRM	<i>Structural Repair Manual</i>	ii
TPU	Teknik Pesawat Udara	x
UTM	<i>Universal Testing Machine</i>	15
UTS	<i>Ultimate Tensile strength</i>	ii

DAFTAR LAMBANG

Lambang	Keterangan	Satuan
σ_{ULT}	<i>Ultimate Tensile strength</i>	MPa
Pmax	Beban maksimum (<i>Maximum Load</i>)	N
Aawal	Luas penampang awal (<i>Initial Cross-Sectional Area</i>)	mm ²
w	Lebar bagian tengah spesimen (<i>gauge width</i>)	mm
t	Ketebalan spesimen	mm
$\bar{X}_1, \bar{X}_2$	Rata-rata (<i>mean</i>) kelompok 1 dan kelompok 2	MPa
Sp	Standar deviasi gabungan (<i>pooled standard deviation</i>)	MPa
n1, n2	Jumlah sampel kelompok 1 dan kelompok 2	-
t	Nilai t hitung (uji statistik)	-
df	Derajat kebebasan (<i>degree of freedom</i>)	-
α	Taraf signifikansi (<i>significance level</i>)	-
Sig. (p)	Nilai signifikansi (<i>p-value</i>)	-

BAB I

PENDAHULUAN

A. Latar Belakang

Pesawat terbang merupakan alat transportasi udara yang menuntut tingkat keselamatan dan keandalan struktur yang sangat tinggi. Salah satu bagian penting dari struktur pesawat adalah *cargo door*, yang berfungsi sebagai akses keluar-masuknya barang atau bagasi ke dalam kompartemen pesawat. Pada pesawat Airbus 330 terdapat dua ruang penyimpanan utama, yaitu *forward cargo* dan *aft cargo*. Komponen *aft cargo door* memiliki peran krusial dalam menjaga integritas struktur *Fuselage* serta mempertahankan kondisi *cabin pressurized* selama penerbangan. Oleh karena itu, bagian ini mengalami berbagai jenis beban, baik akibat tekanan kabin, gaya aerodinamis, maupun beban mekanis saat proses buka-tutup pintu.

Berdasarkan lampiran C, bahwa *aft cargo door* lebih dominan mengalami beban tarik. Hal ini terjadi ketika pintu berada dalam posisi tertutup dan terkunci, di mana sistem *latch* bekerja dengan cara saling menarik untuk memastikan pintu menutup rapat dan kedap tekanan (Airbus, 2026). Gaya tarik ini semakin signifikan saat pesawat berada pada kondisi udara bertekanan (*pressurized*), karena tekanan dari dalam kabin cenderung mendorong pintu ke arah luar, sehingga sistem pengunci (*latch mechanism*) harus menahan gaya tersebut dalam bentuk gaya tarik yang terus-menerus selama penerbangan. Kondisi ini menjadikan *aft cargo door* sebagai salah satu komponen yang kritis terhadap beban tarik (*tensile load*), sehingga kekuatan tarik material menjadi parameter penting yang harus diperhatikan.

Berdasarkan Lampiran A, ditemukan sebanyak 55 *defect* pada struktur *aft cargo door* dalam periode tahun 2022–2025, yang meliputi kerusakan seperti *dent*, *scratch*, dan *chafing*. Salah satu metode perbaikan yang umum digunakan selain penambahan material adalah metode *blend-out*, yaitu proses penghalusan atau pengikisan material pada area yang mengalami kerusakan dengan tujuan menghilangkan konsentrasi tegangan (*stress concentration*)

tanpa menambahkan material baru. Metode ini dinilai lebih sederhana dan ringan karena tidak menambah berat struktur, namun berpotensi mengurangi ketebalan material sehingga dapat mempengaruhi kekuatan tarik dari struktur tersebut, sesuai dengan ketentuan yang tercantum dalam *Structural Repair Manual (SRM)*.

Untuk mengetahui pengaruh metode *blend-out* terhadap kekuatan struktur, diperlukan pengujian mekanis seperti *tensile test*. Pengujian ini digunakan untuk menentukan sifat mekanik material, seperti *ultimate tensile strength*, *yield strength*, dan *elongation* (Eka Septiyani et al., 2024). Dengan membandingkan hasil pengujian antara spesimen tanpa *repair* dan spesimen yang telah dilakukan *blend-out*, dapat diketahui sejauh mana metode perbaikan ini mempengaruhi kemampuan material dalam menahan beban tarik.

Berdasarkan kajian literatur, menurut (Vasco et al., 2018) menunjukkan bahwa Berdasarkan kajian literatur, pengujian *tensile test* terbukti efektif dalam mengevaluasi karakteristik mekanik material aluminium, termasuk Aluminium Alloy 2024-T3, serta mampu menggambarkan perilaku deformasi dan kegagalan material secara eksperimental. Namun, penelitian yang secara khusus menganalisis pengaruh metode *blend-out* terhadap kekuatan tarik pada area *aft cargo door* pesawat Airbus A330 masih terbatas.

Oleh karena itu, penelitian ini dilakukan untuk menganalisis pengaruh *blend-out* terhadap kekuatan tarik material Aluminium Alloy 2024-T3 pada struktur *aft cargo door* pesawat Airbus A330 dengan membandingkan dua kondisi spesimen, yaitu tanpa *repair* dan setelah dilakukan *blend-out* melalui pengujian *tensile test*. Hasil penelitian ini diharapkan dapat memberikan data eksperimen mengenai perubahan kekuatan mekanik akibat metode *blend-out*, sehingga dapat menjadi referensi teknis dalam menentukan metode perbaikan yang tepat pada proses *structural repair* di lingkungan MRO, khususnya di GMF AeroAsia.

B. Identifikasi Masalah

Berdasarkan uraian pada latar belakang di atas, dapat diidentifikasi beberapa permasalahan yang menjadi dasar dilakukannya penelitian ini, antara lain sebagai berikut:

1. Struktur *aft cargo door* pada pesawat Airbus 330 berperan penting dalam menjaga integritas *Fuselage*, sehingga kerusakan pada bagian ini dapat memengaruhi kekuatan dan keselamatan struktur pesawat secara keseluruhan.
2. Selama proses *maintenance*, sering ditemukan berbagai jenis kerusakan pada struktur *cargo door* seperti *dent*, *scratch*, dan *chafing* yang memerlukan tindakan perbaikan sesuai prosedur standar industri penerbangan.
3. Salah satu metode perbaikan yang digunakan adalah *blend-out*, yaitu proses penghalusan material untuk menghilangkan kerusakan tanpa penambahan material. Namun, proses ini berpotensi mengurangi ketebalan material sehingga dapat mempengaruhi kekuatan tarik struktur.
4. Struktur *aft cargo door* yang menggunakan material Aluminium Alloy 2024-T3 cenderung menerima beban tarik yang dominan, terutama saat pintu dalam kondisi terkunci dan mengalami tekanan kabin, sehingga kekuatan tarik material menjadi faktor yang sangat penting untuk dianalisis.
5. Diperlukan pengujian mekanis berupa *tensile test* untuk mengetahui perbandingan kekuatan tarik antara material tanpa *repair* dan material yang telah dilakukan *blend-out*, sehingga dapat diketahui sejauh mana metode perbaikan ini mempengaruhi kekuatan struktur.

C. Batasan Masalah

Penelitian ini difokuskan pada analisis kekuatan tarik (*tensile strength*) pada struktur *aft cargo door* pesawat Airbus 330 setelah dilakukan metode perbaikan *blend-out*. Pengujian dilakukan melalui tensile test menggunakan mesin *Universal Testing Machine* GT-700-L10/EMERL0034 terhadap material Aluminium Alloy 2024-T3. Analisis dilakukan dengan

membandingkan hasil pengujian antara spesimen tanpa *repair* dan spesimen yang telah dilakukan *blend-out* untuk mengetahui pengaruh metode perbaikan tersebut terhadap kekuatan tarik material.

D. Rumusan Masalah

Mengacu pada permasalahan yang ada pada latar belakang, maka penulis mengidentifikasi permasalahan yang terjadi sebagai berikut :

1. Berapa nilai kekuatan tarik pada spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 area *aft cargo door* pesawat Airbus 330 dengan kondisi *initial thickness* (ketebalan awal material sebelum mengalami tindakan perbaikan apapun) berdasarkan pengujian tarik?
2. Berapa nilai kekuatan tarik pada spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 area *aft cargo door* pesawat Airbus 330 setelah dilakukan *repair blend-out* (tindakan perbaikan dengan mengikis/menghaluskan bagian yang mengalami kerusakan tanpa penambahan material) berdasarkan pengujian tarik?
3. Bagaimana perbandingan nilai kekuatan tarik antara spesimen *initial thickness* dengan spesimen yang telah dilakukan *repair blend-out* berdasarkan pengujian tarik?

E. Tujuan

Berdasarkan rumusan masalah diatas, penulis menyimpulkan tujuan dari penelitian ini yaitu:

1. Mengetahui nilai kekuatan tarik (*tensile strength*), *yield strength*, dan *elongation* pada spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 area *aft cargo door* pesawat Airbus A330 dalam kondisi *initial thickness* (ketebalan awal material sebelum mengalami tindakan perbaikan apapun).
2. Mengetahui nilai kekuatan tarik (*tensile strength*), *yield strength*, dan *elongation* pada spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 area *aft cargo door* pesawat Airbus A330 setelah dilakukan *repair blend-out*.
3. Membandingkan nilai kekuatan tarik antara kondisi *initial thickness* dengan kondisi setelah dilakukan *repair blend-out* berdasarkan pengujian tarik.

F. Manfaat

1. Memberikan kontribusi ilmiah dalam bidang struktur pesawat udara, khususnya terkait analisis pengaruh metode *repair blend-out* terhadap kekuatan tarik material Aluminium Alloy 2024-T3 pada area *aft cargo door*, serta dapat menjadi referensi untuk penelitian sejenis di bidang *aircraft structural repair*.
2. Menjadi acuan teknis bagi teknisi dan *engineer* dalam mengevaluasi hasil perbaikan menggunakan metode *blend-out*, khususnya dalam memahami pengaruh pengurangan ketebalan material terhadap kekuatan tarik struktur sesuai dengan ketentuan *Structural Repair Manual (SRM)*.
3. Mendukung peningkatan keselamatan dan keandalan struktur pesawat melalui pemilihan metode perbaikan yang tepat berdasarkan data hasil pengujian *tensile test*, sehingga sesuai dengan standar *airworthiness* dan prosedur perawatan di lingkungan *Maintenance, Repair, and Overhaul (MRO)*.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

A. Pesawat Airbus 330 Series

Airbus 330 merupakan pesawat penumpang berbadan lebar (*wide-body*) bermesin dua turbofan yang dikembangkan oleh Airbus untuk memenuhi kebutuhan pasar penerbangan jarak menengah hingga jauh dengan efisiensi operasional yang tinggi. Program pengembangan A330 dimulai pada akhir tahun 1980-an dan memasuki layanan komersial pada awal 1990-an. Sejak saat itu, keluarga A330 telah mengalami perkembangan yang signifikan melalui berbagai varian, mulai dari versi “*ceo*” (*current engine option*) hingga versi “*neo*” (*new engine option*) yang menawarkan peningkatan kinerja, efisiensi bahan bakar, serta kenyamanan penumpang. Airbus sendiri menjelaskan bahwa filosofi pengembangan A330 adalah menciptakan pesawat yang fleksibel, efisien, dan dapat diandalkan dalam berbagai konfigurasi operasional (Airbus, 2020).

Keluarga A330 terdiri dari beberapa varian utama, yaitu A330-200, A330-300, dan A330*neo* (yang mencakup A330-800 serta A330-900). A330-200 memiliki *fuselage* lebih pendek dibandingkan varian -300, namun mampu menempuh jarak lebih jauh dalam konfigurasi muatan penuh. Varian A330-300, yang lebih panjang, dirancang untuk mengangkut lebih banyak penumpang pada rute jarak menengah hingga jauh. Sementara itu, A330*neo* menghadirkan sejumlah pembaruan penting seperti penggunaan mesin Rolls-Royce Trent 7000, desain sayap baru dengan *sharklet*, serta kabin *modern “Airspace by Airbus”*. Pembaruan ini diklaim mampu menurunkan konsumsi bahan bakar hingga sekitar 25 persen per kursi dibandingkan generasi sebelumnya (Airbus, 2020).

Dari sisi dimensi dan performa, varian A330-300 memiliki panjang sekitar 63,66 m, rentang sayap 60,30 m, dan jangkauan hingga 11.750 km dalam kondisi tertentu. Sistem avionik yang digunakan pada A330 sudah sepenuhnya berbasis *fly-by-wire* dengan kokpit kaca (*glass cockpit*) *modern*, memberikan

kesamaan tipe (*common type rating*) dengan keluarga Airbus lainnya seperti A320 dan A340. Kesamaan ini mengurangi waktu dan biaya pelatihan bagi pilot serta meningkatkan efisiensi operasional maskapai. Selain itu, desain struktural pesawat menggabungkan material aluminium alloy berkekuatan tinggi dan komposit di beberapa bagian seperti *fairing* dan *rudder*, untuk meningkatkan rasio kekuatan terhadap berat pesawat.

Airbus 330 juga dikenal karena keandalan dan fleksibilitasnya yang tinggi di berbagai operator dunia. Varian *neo* memperkuat reputasi tersebut dengan peningkatan efisiensi bahan bakar, jangkauan lebih panjang, serta biaya operasional lebih rendah. Keunggulan inilah yang menjadikan A330 sebagai pilihan utama maskapai untuk menggantikan armada *wide-body* generasi lama tanpa risiko tinggi. Pemahaman mengenai karakteristik teknis dan struktural pesawat ini penting dalam konteks penelitian struktural, terutama pada area tertentu seperti *aft cargo door*, di mana kekuatan material, distribusi beban, serta desain struktural sangat bergantung pada konfigurasi keseluruhan pesawat (Airbus, 2020).

Dengan demikian, Airbus 330 merupakan hasil pengembangan teknologi aeronautika modern yang menggabungkan efisiensi, keandalan, dan performa tinggi dalam satu platform. Pesawat ini tidak hanya menjadi tulang punggung armada penerbangan sipil global, tetapi juga menjadi objek penelitian teknik penerbangan yang relevan untuk memahami analisis kekuatan struktur pesawat, termasuk dalam kajian perbaikan *blend-out* struktur pada area *aft cargo door* (Airbus, 2020).

B. *Fuselage*

Fuselage merupakan struktur utama pesawat terbang yang berfungsi sebagai penghubung antara komponen utama lainnya seperti sayap, ekor, roda pendarat, dan sistem kabin. Struktur ini berperan penting dalam menanggung berbagai gaya yang timbul selama penerbangan, termasuk beban lentur, torsi, dan tekanan internal akibat perbedaan tekanan antara kabin dan lingkungan luar (Prasanna Kumar et al., 2025). *Fuselage* dirancang dengan pendekatan

semi-monocoque structure, di mana beban dibagi antara *skin*, *stringer*, dan *frame* untuk menghasilkan kekakuan dan kekuatan yang optimal tanpa menambah berat berlebih (Barca & Rośkowicz, 2025)

Struktur *fuselage* umumnya menggunakan material logam ringan seperti aluminium alloy seri 2000 atau 7000 yang memiliki rasio kekuatan terhadap berat tinggi. Namun, pada pesawat modern seperti Airbus 330, material komposit seperti *carbon fiber reinforced polymer (CFRP)* dan *glass fiber reinforced polymer (GFRP)* mulai banyak digunakan karena keunggulannya dalam hal ketahanan korosi, kekakuan spesifik, serta perawatan yang lebih rendah (Săftoiu et al., 2024). Penggunaan material komposit ini juga memberikan keuntungan dalam efisiensi bahan bakar karena mampu menurunkan berat struktural hingga 15–20% dibandingkan desain berbasis logam.

Dari sudut pandang desain, *fuselage* terbagi menjadi beberapa bagian utama yaitu *nose section*, *center fuselage*, dan *aft fuselage*. Bagian tengah (*center fuselage*) merupakan area yang menanggung beban terbesar karena menopang sayap dan *main landing gear*. Oleh sebab itu, bagian ini biasanya diperkuat dengan *frame* dan *stringer* berjarak rapat untuk meningkatkan daya tahan terhadap deformasi dan kelelahan (*fatigue*) (Mai et al., 2024). Proses desain *fuselage* memerlukan analisis numerik menggunakan metode elemen hingga (*Finite Element Method – FEM*) untuk menentukan distribusi tegangan dan memastikan struktur memenuhi standar kelaikan udara.

Dengan demikian, *fuselage* memiliki fungsi yang sangat vital dalam keseluruhan sistem pesawat terbang. Keandalan dan efisiensinya ditentukan oleh desain struktural, pemilihan material, serta prosedur perawatan yang tepat. Pemahaman mendalam mengenai karakteristik dan perilaku struktur *fuselage* menjadi dasar penting dalam penelitian mengenai kekuatan dan perbaikan struktur pesawat, seperti analisis pengaruh *blend-out* pada area *aft cargo door* pesawat Airbus 330

C. *Cargo Compartment* dan *Cargo System*

Sistem kargo (*cargo system*) merupakan bagian penting dalam struktur pesawat terbang yang berfungsi untuk menampung, mengamankan, dan mendistribusikan beban muatan atau bagasi selama penerbangan. Sistem ini terletak di bagian bawah kabin penumpang (*lower fuselage*) dan dibagi menjadi beberapa *compartment* untuk menjaga keseimbangan pesawat dan efisiensi ruang. Setiap *cargo compartment* dirancang untuk menahan beban vertikal dan lateral yang timbul akibat gaya inersia selama lepas landas, turbulensi, maupun pendaratan (Darabseh et al., 2020). Distribusi muatan yang tepat dalam ruang kargo juga menjadi faktor penting dalam menjaga posisi *center of gravity* (CG) pesawat agar tetap dalam batas stabilitas yang diizinkan oleh pabrikan. Saat kondisi normal atau engine mati, *precooler control valve* akan terbuka.

Material yang digunakan untuk lantai pada *cargo compartment* umumnya berupa aluminium alloy atau panel komposit tipe *honeycomb* berbasis CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*). Material ini dipilih karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi, sehingga mampu menahan beban kargo tanpa menambah massa pesawat secara signifikan (Ciepielewski & Miedzińska, 2023). Menjelaskan bahwa penggunaan material komposit, seperti *honeycomb* berbasis serat karbon, memiliki keunggulan dalam hal kekuatan, efisiensi bahan bakar, dan ketahanan terhadap korosi, yang menjadikannya ideal untuk aplikasi di pesawat *modern*.

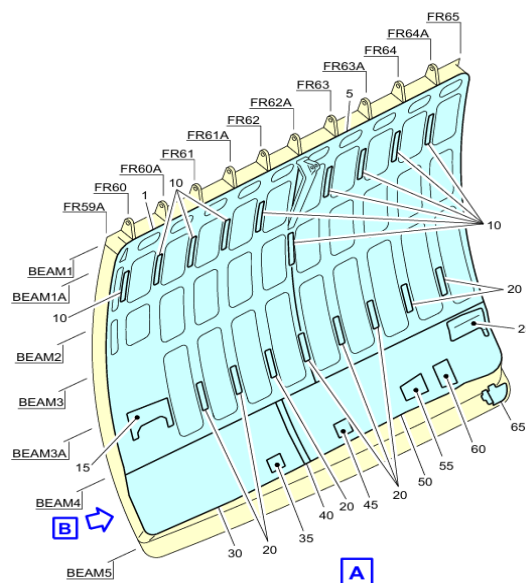
Dari aspek keselamatan, sistem kargo harus dilengkapi dengan *fire detection* dan *fire suppression system* sesuai standar *Federal Aviation Administration* (FAA) FAR Part 25.851. Sensor panas dan asap berfungsi untuk mendeteksi potensi kebakaran, sementara sistem pemadam menggunakan agen kimia halon atau alternatif ramah lingkungan seperti *Halon Replacement Agents* untuk menekan api sebelum menyebar (Zhang & Li, 2021). Studi tersebut menunjukkan bahwa desain sistem pemadam kebakaran otomatis mampu menurunkan risiko kegagalan struktural akibat peningkatan suhu ekstrem pada area kargo.

Selain beban termal, area *cargo compartment* juga rentan terhadap kerusakan mekanis seperti *dent*, *crack*, dan *scratch* yang diakibatkan oleh aktivitas pemuatan (*loading/unloading*) dan getaran selama penerbangan. Oleh karena itu, proses inspeksi dan pemeliharaan dilakukan secara berkala menggunakan metode *Non-Destructive Testing* (NDT), seperti *ultrasonic inspection* dan *eddy current testing* untuk mendeteksi cacat tersembunyi pada struktur kargo (Torbali et al., 2023). Pendekatan ini terbukti efektif dalam memperpanjang umur struktur serta menjamin keamanan penerbangan secara keseluruhan.

Dengan demikian, *cargo compartment* memiliki peran vital dalam sistem struktur pesawat. Tidak hanya sebagai ruang penyimpanan muatan, tetapi juga sebagai bagian integral dari struktur *lower fuselage* yang harus memenuhi standar keselamatan, kekuatan, dan efisiensi. Pemahaman mendalam terhadap karakteristik dan sistem pendukungnya penting dalam konteks penelitian struktural, khususnya pada analisis kekuatan area *aft cargo door* pesawat Airbus 330 yang menjadi fokus utama penelitian ini.

D. *Aft Cargo Door*

Aft cargo door merupakan salah satu komponen penting pada struktur pesawat yang berfungsi sebagai akses utama untuk proses pemuatan dan pembongkaran



Gambar II. 1 *Aft Cargo Compartment*
(Sumber : Airbus, 2026)

bagasi atau kargo di bagian belakang *fuselage*. Desain pintu ini harus mampu menahan tekanan diferensial antara bagian kabin bertekanan dan lingkungan luar ketika pesawat beroperasi di ketinggian. Secara umum, *aft cargo door* pada Airbus 330 menggunakan sistem *outward opening door* dengan mekanisme penguncian (*latch*) yang dirancang agar aman terhadap tekanan internal kabin (Cui et al., 2024). *Aft cargo door* pada pesawat Airbus 330 terletak pada struktur *fuselage* yang membentang dari FR59 hingga FR65A seperti pada Gambar II. 1.

Material utama yang digunakan pada struktur *cargo door* adalah aluminium alloy dan material komposit pada area tertentu untuk mengurangi berat namun tetap mempertahankan kekuatan struktur (Růžek et al., 2021). Pada bagian engsel dan *frame*, material dengan kekuatan tinggi digunakan untuk mendistribusikan beban secara merata saat pintu menerima gaya aerodinamis atau tekanan kabin (Grebenikov et al., 2023). Selain itu, sistem penguncian pintu diatur secara otomatis menggunakan aktuator listrik atau hidrolik yang terhubung dengan sistem monitoring di kokpit untuk menjamin keamanan operasional.

Aft cargo door merupakan salah satu komponen struktural pada *rear fuselage* yang dominan menerima beban tarik (*tensile load*) selama operasional pesawat. Hal ini didukung oleh (X. Wang et al., 2022) yang menyatakan bahwa *cargo door* pada pesawat penumpang menerima beberapa jenis beban eksternal selama pengoperasian, termasuk *differential pressure*, *elastic seal load*, *wind load*, *gravity load*, dan *inertial load*. Setelah *cargo door* dalam posisi tertutup dan terkunci (*latched*), sistem aktuasi telah menerima *tensile load* akibat gaya gravitasi dan *sealing*, dan beban tersebut akan terus bertambah besar akibat *differential pressure* selama pesawat berada dalam keadaan terbang. (Airbus, 2026) menyebutkan bahwa ketidaktepatan posisi *installation lock fitting* pada *aft cargo door* dapat menimbulkan celah antara pintu dengan, sehingga memperbesar *tensile force* yang terjadi pada *cargo door* saat pesawat dalam kondisi *pressurized*. Kondisi ini terjadi karena ketika pintu berada dalam

fuselage keadaan tertutup dan terkunci, sistem *latch* bekerja dengan mekanisme saling menarik untuk memastikan pintu tetap tertutup rapat dan mampu menjaga kedapannya tekanan kabin. Beban tarik tersebut menjadi lebih besar saat pesawat berada pada kondisi *pressurized*, karena tekanan udara dari dalam kabin memberikan gaya yang cenderung mendorong pintu ke arah luar, sehingga sistem pengunci dan struktur pintu harus terus menahan gaya tersebut dalam bentuk beban tarik sepanjang penerbangan. Dengan demikian, *aft cargo door* termasuk komponen struktural yang kritis terhadap beban tarik, sehingga karakteristik kekuatan tarik material menjadi faktor penting yang perlu diperhatikan untuk menjamin keamanan dan keandalan struktur.

E. Aluminium

Aluminium merupakan logam ringan yang banyak digunakan dalam industri penerbangan karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi, ketahanan korosi yang baik, serta sifat mekanik yang stabil dalam berbagai kondisi operasional. Dalam struktur pesawat, aluminium diaplikasikan pada komponen utama seperti *skin*, *stringer*, *spar*, dan *frame* karena mampu menahan beban tarik dan tekan yang timbul selama siklus penerbangan. Penelitian pada material aluminium paduan untuk aplikasi aeronautika menunjukkan bahwa performa mekanik material ini sangat menentukan kemampuan struktur pesawat dalam menahan beban operasional secara aman dan berkelanjutan (Parveez et al., 2022).

Salah satu alasan utama aluminium banyak digunakan pada struktur pesawat adalah karakteristik mekaniknya yang stabil terhadap pembebanan statis maupun dinamis. Paduan aluminium seri 2xxx, yang berbasis aluminium-tembaga, dikenal memiliki kekuatan tarik dan ketahanan terhadap beban struktural yang baik, sehingga sering diaplikasikan pada area yang mengalami tegangan tinggi. Beberapa penelitian menunjukkan bahwa aluminium alloy seri 2xxx memiliki respons mekanik yang konsisten terhadap gaya tarik, menjadikannya material yang sesuai untuk komponen struktur primer pesawat (Li et al., 2023).

Karakteristik ini penting karena struktur pesawat secara kontinu mengalami pembebanan tarik akibat tekanan kabin dan gaya aerodinamis selama operasi. Untuk memastikan bahwa aluminium yang digunakan dalam struktur pesawat memenuhi persyaratan keselamatan dan kekuatan, diperlukan evaluasi sifat mekanik secara eksperimental. Salah satu pendekatan yang umum digunakan dalam penelitian struktur pesawat adalah pengujian mekanik berbasis beban tarik, karena metode ini mampu menggambarkan hubungan antara tegangan dan regangan material secara langsung. Analisis kekuatan tarik aluminium menjadi dasar penting dalam menilai kemampuan material dalam menahan beban struktural, terutama pada area yang mengalami perbaikan atau modifikasi struktur seperti *repair blend-out* (Lv et al., 2023).

F. Aluminium alloy Tipe 2xxx

Paduan aluminium seri 2XXX adalah salah satu jenis *heat-treatable alloy* yang diperkuat dengan unsur tembaga (Cu) sebagai elemen paduan utama. Seri ini dikenal memiliki kekuatan mekanik tinggi dan digunakan secara luas pada struktur pesawat, khususnya untuk *skin panels*, *stringer*, dan *bulkhead frames* (Fang et al., 2022). Paduan 2024-T3, misalnya, sering digunakan karena kombinasi optimal antara *yield strength* yang tinggi dan ketahanan terhadap *fatigue crack propagation* (Li et al., 2023).

Aluminium 2024-T3 memiliki komposisi utama sekitar 4,4% Cu, 1,5% Mg, dan 0,6% Mn, yang meningkatkan *precipitation hardening* melalui pembentukan fase $CuAl_2$. Proses perlakuan panas (*solution heat treatment*) diikuti dengan pendinginan cepat (*quenching*) dan penuaan (*aging*) menghasilkan mikrostruktur yang keras namun masih mempertahankan keuletan (Z. Wang et al., 2020).

Subdivision of The T-Temper

- F - : Sebagai Fabrikasi — Diterapkan pada produk yang dihasilkan melalui proses pembentukan di mana tidak ada kontrol khusus terhadap kondisi thermal atau pengerasan kerja.
- H - : Pengerasan Regangan (*cold worked*) — Melibatkan pengerasan dengan atau tanpa perlakuan panas.
- O - : Diannealing — Diterapkan pada produk tempa yang telah dipanaskan untuk memicu re-kristalisasi, menghasilkan kondisi kekuatan terendah, serta produk cor yang di-annealing untuk meningkatkan kerapatan dan stabilitas dimensi.
- T - : Perlakuan Panas untuk memproduksi tempers stabil
- T1 - : Dingin dari pengerjaan panas dan kemudian menua secara alami (pada suhu kamar)
- T2 - : Dingin dari pengerjaan panas, kemudian dikeraskan dingin, dan menua secara alami.
- T3 - : Diperlakukan dengan pemanasan larutan, dikeraskan dingin, dan menua secara alami.
- T4 - : Diperlakukan dengan pemanasan larutan dan menua secara alami
- T5 - : Dingin dari pengerjaan panas dan kemudian diperlakukan dengan penuaan buatan.
- T6 - : Diperlakukan dengan pemanasan larutan dan diperlakukan dengan penuaan buatan.
- T7 - : Diperlakukan dengan pemanasan larutan dan distabilkan.
- T8 - : Diperlakukan dengan pemanasan larutan, dikeraskan dingin, dan diperlakukan dengan penuaan buatan.
- T9 - : Diperlakukan dengan pemanasan larutan, diperlakukan dengan penuaan buatan, dan dikeraskan dingin.
- T10 - : Dingin dari pengerjaan panas, dikeraskan dingin, dan diperlakukan dengan penuaan buatan.
- W - : Hanya diperlakukan dengan pemanasan larutan.

G. *Tensile Test*

Tensile test atau uji tarik merupakan salah satu metode pengujian mekanik yang digunakan untuk menentukan kekuatan dan sifat elastis material dengan memberikan gaya tarik secara bertahap hingga material mengalami deformasi dan patah. Parameter utama yang diukur dalam pengujian ini meliputi *Ultimate Tensile Strength (UTS)*, *yield strength*, *elongation*, dan *modulus of elasticity* (Al Ayubbi et al., 2022). Dalam industri penerbangan, uji tarik memiliki peran penting dalam evaluasi kekuatan material struktur seperti *aluminium alloy*, titanium, dan komposit yang digunakan pada pesawat. Hasil uji ini digunakan untuk memastikan material yang digunakan memenuhi spesifikasi yang ditetapkan oleh pabrikan dan otoritas penerbangan internasional (El-Shennawy, 2021). Pada penelitian terkait *blend-out*, *tensile test* digunakan untuk menilai sejauh mana perbaikan *blend-out* mampu mengembalikan kekuatan tarik area yang rusak. Pengujian ini membantu menentukan efektivitas desain perbaikan serta validasi hasil analisis numerik terhadap kondisi aktual struktur pesawat (Guo et al., 2021).



Gambar II. 2 *Universal Testing Machine* GT-7001-L10/EMERL0034
(Sumber : Dokumentasi Pribadi)

Dalam pelaksanaan pengujian tarik, digunakan alat berupa *Universal Testing Machine* (UTM) tipe GT-7001-L10/EMERL0034 sebagaimana ditunjukkan pada Gambar II. 2 yang berfungsi untuk mengukur kekuatan tarik maksimum

material secara akurat. Alat ini bekerja dengan memberikan gaya tarik secara bertahap pada spesimen hingga terjadi patah, sementara sistem sensornya merekam perubahan beban yang terjadi, termasuk nilai beban maksimum (P_{max}) yang mampu diterima material sebelum mengalami kegagalan. Alat ini memiliki kapasitas pengujian hingga 10 kN dan mampu menghasilkan data pengujian secara presisi yang digunakan dalam analisis sifat mekanik material.

Dalam pengujian tarik, hasil yang diperoleh berupa nilai beban terakhir dari spesimen yang diuji. Nilai beban terakhir ini dapat diartikan sebagai beban maksimum yang mampu ditahan oleh spesimen sebelum mengalami patah. Nilai tersebut digunakan sebagai dasar dalam menentukan *Ultimate Tensile strength* (UTS). Secara matematis, UTS dirumuskan pada Persamaan (1), sebagai berikut:

$$\sigma_{ULT} = \frac{P_{max}}{A_{awal}} \quad (1)$$

Dimana :

$$\begin{aligned} \sigma_{ULT} &= \text{Ultimate Tensile strength (MPa)} \\ P_{max} &= \text{Pressure Maximum (N)} \\ A_{awal} &= \text{Initial Cross-Sectional Area (mm}^2\text{)} \end{aligned}$$

Untuk memperoleh nilai *Ultimate Tensile strength* (UTS), langkah awal yang perlu dilakukan adalah menentukan nilai A_{awal} (luas penampang awal) dari spesimen uji. Nilai A_{awal} tersebut dapat dihitung menggunakan rumus pada Persamaan (2) berikut :

$$A_a = w \times t \quad (2)$$

Dimana :

$$\begin{aligned} A_{awal} &= \text{Initial Cross-Sectional Area (mm}^2\text{)} \\ w &= \text{Lebar bagian tengah spesimen (mm)} \\ t &= \text{Ketebalan Spesimen (mm)} \end{aligned}$$

Ultimate Tensile strength (UTS) merupakan besarnya tegangan maksimum yang mampu ditahan oleh suatu material saat dikenai beban tarik hingga sebelum mengalami patah. Semakin tinggi nilai tegangan yang dapat ditahan tersebut, maka semakin baik pula kemampuan material untuk mengalami deformasi atau dibentuk.

H. Sifat Mekanik

Sifat mekanik sebuah material menjelaskan kemampuannya guna menahan beban, gaya, serta energi dengan tidaklah mengalami kerusakan. sejumlah contoh sifat mekanik material diantaranya (Hidayat, 2019).

1. Kekuatan (*Strength*)

Kekuatan adalah kemampuan material untuk menahan tegangan tanpa mengalami kegagalan atau patah. Kekuatan ini dapat dibedakan berdasarkan jenis pembebanan, seperti kekuatan tarik, tekan, geser, lentur, dan torsi.

2. Kekerasan (*Hardness*)

Kekerasan diartikan selaku kapabilitas sebuah bahan guna menahan goresan, abrasi, indentasi, ataupun penetrasi. Sifat tersebut bersangkutan erat akan ketahanan aus (*wear resistance*) serta juga mempunyai hubungan dengan kekuatan material.

3. Kekakuan (*Stiffness*)

Kekakuan menunjukkan kemampuan material dalam menahan deformasi elastis. Material dengan kekakuan tinggi akan mengalami deformasi yang kecil ketika diberikan beban.

4. Keuletan (*Elasticity*)

Elastisitas adalah kemampuan material untuk kembali ke bentuk dan ukuran semula setelah beban yang diberikan dihilangkan. Sifat ini sangat penting pada komponen yang mengalami beban berulang.

5. Plastisitas (*Plasticity*)

Plastisitas merupakan kemampuan material untuk mengalami deformasi permanen tanpa mengalami kerusakan. Material dengan plastisitas tinggi biasanya bersifat ulet (*ductile*).

6. Ketangguhan (*Toughness*)

Ketangguhan merupakan kemampuan material untuk menyerap energi sebelum mengalami patah. Material yang tangguh mampu menahan beban kejut atau impak.

7. Kelelahan (*Fatigue*)

Kelelahan adalah kecenderungan material untuk mengalami kegagalan akibat pembebanan berulang (*cyclic loading*), meskipun tegangan yang diberikan berada di bawah batas kekuatan material.

8. Kemuluran (*Creep*)

Creep merupakan deformasi plastis yang terjadi secara perlahan akibat pembebanan konstan dalam jangka waktu lama, terutama pada temperatur tinggi.

9. Kegetasan (*Brittleness*)

Kegetasan adalah sifat material yang mudah patah tanpa mengalami deformasi plastis yang signifikan. Material getas umumnya memiliki keuletan rendah.

10. Keuletan (*Ductility*)

Keuletan ialah sifat material dimana diproyeksikan layaknya kawat dalam aplikasi kekuatan tarik. Material yang ulet haruslah kuat serta lentur, dan keuletan umumnya ditaksir melalui persentase keregangan selama periode spesifik. Sifat tersebut umum didalam teknik, serta bahan seperti besi lunak, tembaga, aluminium, dan nikel memiliki sifat ini.

I. Uji *Independent Samples T-Test*

Independent Samples T-Test merupakan salah satu metode statistik parametrik yang digunakan untuk menguji perbedaan nilai rata-rata (*mean*) antara dua kelompok data yang saling bebas atau tidak berhubungan satu sama lain (independen). Uji ini digunakan ketika peneliti ingin mengetahui apakah dua kelompok sampel yang berbeda memiliki rata-rata populasi yang sama atau berbeda secara signifikan berdasarkan satu variabel numerik yang sama (Syofian Siregar, 2022). Pada penelitian ini, *Independent Samples T-Test*

digunakan untuk membandingkan nilai kekuatan tarik antara kelompok spesimen *initial thickness* dengan kelompok spesimen *repair blend-out*, mengingat kedua kelompok tersebut berasal dari spesimen yang berbeda dan tidak saling berpasangan.

Sebelum *Independent Samples T-Test* dapat dilakukan, data yang akan diuji harus memenuhi dua syarat (asumsi) utama, yaitu data berdistribusi normal dan varians antar kelompok bersifat homogen. Uji normalitas dilakukan untuk memastikan bahwa data pada masing-masing kelompok berasal dari populasi yang berdistribusi normal, sedangkan uji homogenitas dilakukan untuk memastikan bahwa kedua kelompok memiliki varians yang tidak berbeda secara signifikan. Apabila kedua asumsi tersebut terpenuhi, maka *Independent Samples T-Test* dapat dilanjutkan menggunakan asumsi *equal variances assumed* (Field, 2009).

Untuk sampel berukuran kecil ($n < 50$), uji normalitas yang lebih disarankan adalah uji Shapiro-Wilk dibandingkan uji Kolmogorov-Smirnov, karena Shapiro-Wilk memiliki kekuatan uji (*power*) yang lebih tinggi dalam mendeteksi penyimpangan dari distribusi normal pada sampel kecil. Adapun uji homogenitas varians yang umum digunakan adalah Levene's *Test*, yang lebih robust terhadap data yang tidak sepenuhnya berdistribusi normal dibandingkan uji *F* konvensional (Gastwirth et al., 2009).

Secara umum, langkah-langkah pengujian *Independent Samples T-Test* adalah sebagai berikut (Munjiati et al., 2026; Syofian Siregar, 2022).

1. Merumuskan hipotesis penelitian, yaitu H_0 (tidak terdapat perbedaan rata-rata yang signifikan antara kedua kelompok) dan H_1 (terdapat perbedaan rata-rata yang signifikan antara kedua kelompok).
2. Menentukan taraf signifikansi (α), yang pada umumnya menggunakan nilai 0,05 atau 5%.
3. Melakukan uji prasyarat berupa uji normalitas dan uji homogenitas varians terhadap data kedua kelompok.

4. Menghitung nilai statistik uji t . Apabila varians kedua kelompok homogen, nilai t dihitung menggunakan Persamaan (3) berikut.

$$t = \frac{\bar{X}_1 - \bar{X}_2}{S_p \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}} \quad (3)$$

Dimana :

t : nilai t hitung

$\bar{X}_1, \bar{X}_2$: rata-rata (*mean*) kelompok 1 dan kelompok 2

S_p : standar deviasi gabungan (*pooled standard deviation*)

n_1, n_2 : jumlah sampel kelompok 1 dan kelompok 2

dengan derajat kebebasan (*degree of freedom*) dihitung sebagai $df = n_1 + n_2 - 2$.

Pada penelitian ini, perhitungan nilai t , df , dan signifikansi (*Sig.*) tersebut dilakukan secara otomatis oleh SPSS, sehingga nilai-nilai yang dilaporkan pada Bab IV merupakan hasil keluaran (*output*) SPSS secara langsung dan tidak dihitung ulang secara manual.

5. Membandingkan nilai signifikansi (*Sig.* 2-tailed) hasil perhitungan dengan taraf signifikansi (α). Apabila nilai *Sig.* lebih kecil dari 0,05, maka H_0 ditolak dan H_1 diterima, yang berarti terdapat perbedaan rata-rata yang signifikan secara statistik antara kedua kelompok yang diuji. Sebaliknya, apabila nilai *Sig.* lebih besar atau sama dengan 0,05, maka H_0 diterima, yang berarti tidak terdapat perbedaan rata-rata yang signifikan antara kedua kelompok.
6. Menarik kesimpulan berdasarkan hasil pengujian, baik secara statistik maupun dalam konteks praktis penelitian yang dilakukan.

Pada penelitian ini, seluruh tahapan pengujian di atas dilakukan menggunakan perangkat lunak *Statistical Package for the Social Sciences* (SPSS), sebagaimana diuraikan lebih lanjut pada teknik analisis data Bab III dan hasil pengujiannya disajikan pada Bab IV.

J. Penelitian Terdahulu

Tabel II. 1 Penelitian Terdahulu

No.	Nama & Tahun	Judul Penelitian	Masalah	Tujuan Penelitian	Metode Analisis	Hasil
1.	(Kurniawati et al., 2018)	<i>“The Fracture Resistance of Fiber Reinforced Composite Restorative Material has Higher Yield than Nanohybrid Resin Composite”</i>	Material komposit konvensional memiliki ketahanan retak yang lebih rendah sehingga mudah mengalami propagasi retak ketika menerima beban mekanik.	Menganalisis perbedaan ketahanan retak antara <i>Fiber Reinforced Composite</i> (FRC) dan <i>Nanohybrid Resin Composite</i>	<i>Universal Testing Machine</i> (3-Point Bending Test), Perhitungan <i>Fracture Toughness</i> (KIC), Shapiro-Wilk, Levene Test, <i>Independent t-test</i> .	<i>Fiber Reinforced Composite</i> memiliki nilai <i>fracture toughness</i> lebih tinggi dibandingkan <i>Nanohybrid Composite</i> karena serat <i>E-glass</i> mampu menghambat propagasi retak dan meningkatkan kekuatan material.
2.	(Rohith, 2023)	<i>“Comparative Study on Tensile strength of Novel Metal Matrix Composite of Aluminum Alloy AA5083 with 0% and 2% SiC Powder Reinforcement”</i>	Aluminium AA5083 memiliki kekuatan tarik yang masih dapat ditingkatkan untuk aplikasi industri, khususnya dengan penambahan material penguat.	Menganalisis pengaruh penambahan 2% <i>Silicon Carbide</i> (SiC) terhadap kekuatan tarik Aluminium AA5083.	<i>Stir Casting</i> , <i>CNC Machining</i> , <i>Tensile Test</i> ASTM E8 menggunakan <i>Universal Testing Machine</i> , SPSS (<i>Descriptive Statistics</i> , <i>Levene Test</i> , <i>Independent t-test</i>).	Penambahan 2% SiC meningkatkan <i>I Tensile strength</i> dari 233,15 MPa menjadi 243,45 MPa dan menghasilkan peningkatan kekuatan tarik yang signifikan

No.	Nama & Tahun	Judul Penelitian	Masalah	Tujuan Penelitian	Metode Analisis	Hasil
3.	(Yan et al., 2022)	<i>“Experimental Investigation on Tensile Properties of Aluminum Structures with Repair”</i>	Perbaikan pada struktur aluminium pesawat dapat mempengaruhi distribusi tegangan dan kekuatan tarik material, sehingga perlu dilakukan pengujian untuk mengetahui perubahan sifat mekaniknya setelah <i>repair</i> .	Menganalisis pengaruh metode <i>repair</i> terhadap kekuatan tarik dan distribusi regangan pada struktur aluminium pesawat..	<i>Tensile test</i> dan <i>Digital Image Correlation (DIC)</i> untuk mengukur distribusi regangan pada spesimen sebelum dan sesudah <i>repair</i> ..	Hasil menunjukkan bahwa metode <i>repair</i> mempengaruhi distribusi tegangan dan regangan, serta dapat menyebabkan perubahan nilai kekuatan tarik tergantung jenis dan geometri <i>repair</i> yang digunakan.
4.	(Risanul et al., 2026)	<i>“Pengaruh Blend-Out dan Flap Peening terhadap Sifat Mekanik Aluminium 2024-T3”</i>	<i>Blend-out</i> menyebabkan penurunan kekuatan material akibat pengurangan ketebalan.	Menganalisis pengaruh <i>blend-out</i> terhadap kekuatan tarik dan kekerasan	<i>Tensile test</i> ASTM E8/E8M + <i>hardness test</i> .	UTS turun dari 436 MPa menjadi 396 MPa setelah <i>blend-out</i> .
5.	(Zichil et al., 2024)	<i>“Notches and Fatigue on Aircraft-Grade Aluminium Alloys”</i>	Goresan/ <i>notch</i> pada aluminium pesawat berpotensi menurunkan kekuatan struktural	Menganalisis pengaruh <i>notch</i> (goresan) dengan variasi sudut, panjang, dan kedalaman terhadap kekuatan tarik dan elongasi material aluminium grade pesawat	Uji tarik (<i>tensile test</i>) pada spesimen ber- <i>notch</i> menggunakan mesin CNC, dengan dan tanpa perlakuan <i>low-cycle fatigue</i> (LCF), dilanjutkan analisis statistik untuk membangun	Dibandingkan spesimen tanpa goresan, terjadi penurunan signifikan pada nilai <i>ultimate tensile strength</i> (UTS) dan <i>elongation at break</i> , baik pada spesimen ber- <i>notch</i> maupun ber- <i>notch</i> yang diberi <i>fatigue</i> ;

No.	Nama & Tahun	Judul Penelitian	Masalah	Tujuan Penelitian	Metode Analisis	Hasil
					model prediksi	disimpulkan integritas permukaan sangat krusial bagi kekuatan struktural komponen pesawat

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

A. Jenis Penelitian

Penelitian ini menggunakan metode kuantitatif eksperimental, yaitu pendekatan penelitian yang berfokus pada pengujian secara langsung untuk memperoleh data dalam bentuk numerik guna menguji hipotesis secara objektif. Metode ini memungkinkan peneliti memperoleh data melalui pengujian eksperimental, seperti *tensile test*, yang kemudian dianalisis untuk menghasilkan kesimpulan yang valid dan reliabel (Dawadi et al., 2021). Dalam penelitian ini, data yang diperoleh berupa nilai kekuatan tarik material Aluminium Alloy 2024-T3, seperti *ultimate tensile strength*, *yield strength*, dan *elongation*, yang digunakan untuk membandingkan kondisi spesimen tanpa *repair* dan spesimen yang telah dilakukan proses *blend-out*.

Pendekatan eksperimental dilakukan dengan cara memberikan perlakuan pada spesimen, yaitu proses *blend-out*, kemudian membandingkan hasil pengujian dengan spesimen yang tidak mengalami perlakuan. Dengan demikian, dapat diketahui secara langsung pengaruh proses *blend-out* terhadap perubahan sifat mekanik material. Metode ini dilakukan secara sistematis mulai dari persiapan spesimen, pelaksanaan pengujian, pengumpulan data, hingga analisis hasil untuk menjawab tujuan penelitian (Sugiyono, 2013).

Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk menganalisis perbandingan nilai kekuatan tarik material Aluminium Alloy 2024-T3 antara spesimen tanpa *repair* dan spesimen yang telah mengalami *repair blend-out* melalui pengujian *tensile test*, sehingga dapat diketahui pengaruh metode *blend-out* terhadap kekuatan mekanik struktur.

B. Teknik Pengumpulan Data

Guna memperoleh data yang sesuai dan relevan dengan rumusan masalah penelitian ini, maka teknik pengumpulan data yang digunakan terdiri atas studi literatur, *participant observation*, serta penyiapan alat dan bahan, yang

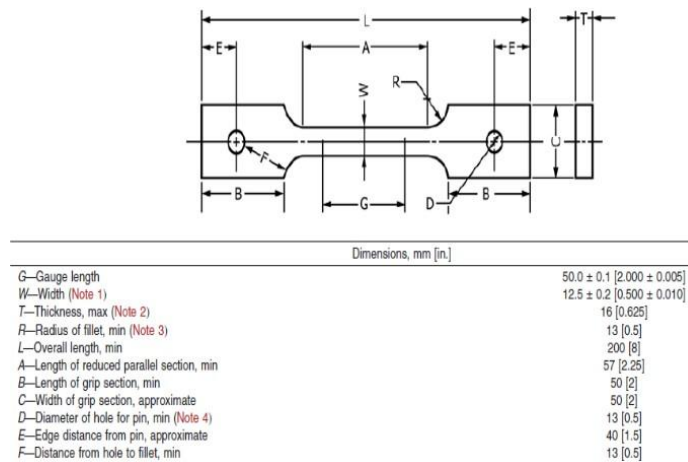
masing-masing berperan dalam mendukung analisis pengaruh metode perbaikan struktur *aft cargo door* pesawat Airbus 330 ialah :

1. Studi Literatur

Studi literatur dilakukan untuk memperoleh landasan teoritis, standar teknis, serta hasil penelitian terdahulu yang berkaitan dengan struktur pesawat, metode perbaikan, dan pengujian material. Studi literatur dalam penelitian ini mencakup data primer dan data sekunder sebagai berikut.

a. Data Primer

Data primer merupakan data yang diperoleh secara langsung oleh peneliti dari sumber asli dan dikumpulkan secara khusus untuk menjawab rumusan masalah penelitian. Data primer dalam penelitian ini meliputi hasil pengujian tarik (*tensile test*) yang dilakukan terhadap spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 yang merepresentasikan panel *inner skin* pada area *aft cargo door* pesawat Airbus 330. Untuk menjawab rumusan masalah pertama, data primer diperoleh dari hasil pengujian tarik terhadap lima spesimen kondisi *initial thickness*. Untuk menjawab rumusan masalah kedua, data primer diperoleh dari hasil pengujian tarik terhadap lima spesimen yang telah dilakukan *repair blend-out*. Kesepuluh data hasil pengujian tersebut selanjutnya digunakan secara bersamaan untuk menjawab rumusan masalah ketiga mengenai perbandingan nilai uji tarik antara kedua kondisi spesimen. Data primer yang dikumpulkan pada setiap spesimen meliputi dimensi spesimen (lebar dan ketebalan), beban maksimum (P_{max}), serta nilai *Ultimate Tensile strength* (UTS), *yield strength*, dan *elongation* sesuai dengan standar kekuatan yang tercantum dalam *Airbus Structural Repair Manual* (SRM). Pengujian tarik dilakukan mengikuti standar ASTM E8/E8M-09 *Standard Test Method for Tension Testing of Metallic Materials*, dengan spesimen berbentuk *rectangular tension test spesimen* tipe *sheet-type* serta lebar bagian tengah (*gauge width*) sebesar 12,5 mm untuk seluruh spesimen, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar III. 1.



Gambar III. 1 Spesimen Pengujian Tarik ASTM E8/E8M
(Sumber : ASTM E8E8M)

b. Data Sekunder

Data sekunder merupakan data yang telah tersedia dan dikumpulkan oleh pihak lain untuk tujuan tertentu, kemudian dimanfaatkan kembali dalam penelitian ini. Data sekunder yang digunakan meliputi dokumen teknis penerbangan seperti *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) dan *Structural Repair Manual* (SRM) Airbus 330, literatur mengenai karakteristik material Aluminium Alloy seri 2xxx, jurnal ilmiah terkait metode *repair blend-out*, publikasi yang membahas mekanisme terjadinya *chafing* pada struktur pesawat, serta data acuan sifat mekanik Aluminium Alloy 2024-T3 pada basis data MatWeb. Data sekunder ini berfungsi sebagai acuan teknis dalam menentukan batas *allowable* kedalaman *blend-out* (Lampiran E), sebagai pembanding (*benchmark*) dalam memvalidasi hasil pengujian tarik spesimen *initial thickness* untuk menjawab rumusan masalah pertama, serta sebagai referensi dalam menilai efektivitas *repair blend-out* untuk menjawab rumusan masalah ketiga.

2. Participant Observation

Dalam observasi jenis ini, merupakan teknik pengumpulan data yang dilakukan dengan cara melibatkan peneliti secara langsung dalam kegiatan atau proses yang menjadi objek penelitian. Melalui keterlibatan tersebut, peneliti dapat melakukan pengamatan secara mendalam terhadap

fenomena yang diteliti sehingga data yang diperoleh menjadi lebih lengkap, akurat, dan mampu menggambarkan kondisi yang sebenarnya. Selain itu, metode ini memungkinkan peneliti untuk memahami setiap tahapan kegiatan yang diamati secara lebih komprehensif (Sugiyono, 2013).

Dalam penelitian ini, penulis terlibat secara langsung dalam seluruh rangkaian kegiatan eksperimen yang meliputi proses pembuatan spesimen, pelaksanaan *repair blend-out*, pengukuran dimensi spesimen, serta pelaksanaan pengujian tarik (*tensile test*). Keterlibatan langsung tersebut bertujuan untuk memperoleh data yang akurat mengenai pengaruh *repair blend-out* terhadap sifat mekanik Aluminium Alloy 2024-T3 berdasarkan hasil pengujian tarik yang dilakukan.

3. Alat dan Bahan

Dalam penelitian ini penulis menggunakan alat dan bahan yang dipergunakan untuk pelaksanaan uji coba terhadap spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 pada Tabel III.1 berikut ini.

Tabel III. 1 Alat dan Bahan Persiapan Uji Tarik

No.	Alat dan Bahan	Gambar
1.	<i>Sheet Metal Cutting Tool</i>	

No.	Alat dan Bahan	Gambar
2.	Aluminium Alloy 2024-T3	
3.	<i>Rotary Drilling Tool</i>	
4.	<i>Carbide Burr Set</i>	
5.	<i>Cordless Drill</i>	

No.	Alat dan Bahan	Gambar
6.	<i>Hal Round Bastard File</i>	
7.	<i>Half Round Smooth Files</i>	
8.	<i>Still Rule</i>	
9.	<i>Grinding Tool</i>	

No.	Alat dan Bahan	Gambar
10.	<i>Sanding Disc</i>	
11.	<i>Bench Vise</i>	
12.	<i>Universal Testing Machine</i>	

(Sumber : Dokumentasi Pribadi)

C. Teknik Analisis Data

Teknik analisis data dalam penelitian ini disusun secara bertahap agar dapat menjawab ketiga rumusan masalah penelitian, yaitu nilai kekuatan tarik spesimen *initial thickness*, nilai kekuatan tarik spesimen *repair blend-out*, serta perbandingan nilai uji tarik antara keduanya. Teknik analisis data yang digunakan yaitu:

1. Analisis Kondisi Awal Material Tanpa *Repair*

Analisis ini dilakukan terhadap lima spesimen Aluminium Alloy 2024-

T3 kondisi *initial thickness* (tanpa perlakuan perbaikan) sebagai pembanding (*baseline*). Pengujian tarik dilakukan mengikuti ASTM E8/E8M *Standard Test Method for Tension Testing of Metallic Materials* sebagaimana ditunjukkan pada Gambar III. 1.

Sebelum dilakukan pengujian, spesimen terlebih dahulu dipersiapkan melalui pengukuran plat material Aluminium Alloy 2024-T3, pemotongan menggunakan alat *multi-purpose cutting*, pembentukan profil menggunakan *punching press*, serta proses *finishing* berupa *filling* pada sisi-sisi spesimen menggunakan *square bastard files* dan *half round smooth files* agar diperoleh permukaan yang halus dan tidak mempengaruhi hasil pengujian. Peralatan pendukung yang digunakan tercantum pada Tabel III. 1. Hasil akhir dari tahap pembuatan spesimen ditunjukkan pada Gambar III. 2.



Gambar III. 2 Spesimen Uji Tarik Pasca Pemotongan
(Sumber : Dokumentasi Pribadi)

Spesimen kondisi original merupakan spesimen yang tidak dikenakan tindakan perbaikan apapun setelah tahap pembuatan, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar III. 3. Spesimen inilah yang selanjutnya diuji tarik sebagai kondisi baseline (tanpa perlakuan).

Luas penampang awal (A_{awal}) setiap spesimen dihitung menggunakan Persamaan (2). Nilai beban maksimum (P_{max}) diperoleh dari hasil pengujian menggunakan *Universal Testing Machine*, kemudian nilai *Ultimate Tensile strength* (UTS) dihitung menggunakan Persamaan (1). Selain UTS, dianalisis pula nilai *yield strength* dan *elongation* dari masing-masing spesimen.



Gambar III. 3 Spesimen Original Pra Uji Tarik
(Sumber : Dokumentasi Pribadi)

Data hasil pengujian kelima spesimen kemudian diolah menggunakan statistik deskriptif untuk memperoleh nilai rata-rata (*mean*) dan standar deviasi. Nilai rata-rata UTS, *yield strength*, dan *elongation* yang diperoleh selanjutnya dibandingkan dengan data acuan Aluminium Alloy 2024-T3 pada basis data MatWeb guna menilai validitas dan konsistensi hasil pengujian. Hasil analisis ini digunakan untuk menjawab rumusan masalah pertama, yaitu nilai kekuatan tarik, *yield strength*, dan *elongation* pada spesimen *initial thickness area aft cargo door* pesawat Airbus 330 berdasarkan pengujian tarik

2. Analisis Pengaruh *Repair Blend-Out*

Analisis ini dilakukan terhadap lima spesimen yang telah mengalami proses *repair blend-out*, yaitu penghilangan cacat permukaan (*chafing*) melalui pengikisan (*sanding*) tanpa penambahan material baru. Kedalaman *blend-out* yang diterapkan mengacu pada batas *allowable* yang tercantum pada Airbus *Structural Repair Manual* (SRM) sebagaimana ditunjukkan pada Lampiran C.

Berdasarkan Lampiran E, kedalaman *blend-out* dinyatakan sebagai persentase terhadap ketebalan nominal material (*t*), dengan kedalaman maksimum yang diizinkan untuk kategori *repair* B berada pada kisaran hingga sekitar 20% dari ketebalan material. Dengan ketebalan awal 1,25 mm, maka kedalaman maksimum *blend-out* yang diizinkan adalah sekitar 0,25 mm, sehingga *remaining thickness minimum* yang harus dijaga adalah sekitar 1,00 mm. Kedalaman *blend-out* pada setiap spesimen kemudian diukur untuk memastikan dimensi masih berada dalam batas *allowable* sesuai SRM, dengan hasil sebagaimana disajikan pada Tabel III. 2.

Tabel III. 2 Data Kedalaman *Blend-Out*

No.	Jenis Spesimen	Ketebalan <i>Blend-Out</i>	<i>Remaining Thickness</i>
(a)	Spesimen Original	0 mm	1,25 mm
(b)	Spesimen <i>Blend-Out</i>	0,25 mm	1,00 mm

(Sumber : Data Penulis)

Spesimen *blend-out* merupakan spesimen yang dikenakan tindakan *sanding* sedalam 0,25 mm pada area seluas 0,62 inch dengan lebar area *blend-out* sebesar 10 mm, tanpa dilakukan tindakan perawatan tambahan pada bagian yang mengalami deformasi akibat *sanding*, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar III. 4. Perlu ditegaskan bahwa lebar 10 mm tersebut merupakan lebar area lokal yang mengalami proses *blend-out*, bukan lebar penampang (*gauge width*) spesimen secara keseluruhan,

yang tetap mengacu pada ketentuan ASTM E8/E8M-09 sebesar 12,5 mm. Dimensi lengkap kelima spesimen *blend-out* disajikan pada Tabel III. 3.



Gambar III. 4 Spesimen Blend-Out Pra Uji Tarik
(Sumber : Dokumentasi Pribadi)

Tabel III. 3 Data Dimensi Spesimen *Blend-Out*

No	Jenis Spesimen	Width Spesimen	Length	Lebar Area Blend-Out	Kedalaman Blend-Out
1.	Spesimen Blend-Out 1	12,5 mm	40 mm	10 mm	0,25 mm
2.	Spesimen Blend-Out 2	12,5 mm	40 mm	10 mm	0,25 mm
3.	Spesimen Blend-Out 3	12,5 mm	40 mm	10 mm	0,25 mm
4.	Spesimen Blend-Out 4	12,5 mm	40 mm	10 mm	0,25 mm
5.	Spesimen Blend-Out 5	12,5 mm	40 mm	10 mm	0,25 mm

(Sumber : Data Penulis)

Sebagaimana pada spesimen *initial thickness*, luas penampang awal spesimen *blend-out* dihitung menggunakan Persamaan (2), dengan nilai ketebalan (t) yang telah dikurangi sebesar kedalaman *blend-out* yang dilakukan. Nilai *Ultimate Tensile strength* (UTS), *yield strength*, dan *elongation* kemudian dihitung menggunakan Persamaan (1) berdasarkan beban maksimum hasil pengujian *Universal Testing Machine* pada spesimen *blend-out*.

Nilai rata-rata dan standar deviasi UTS, *yield strength*, dan *elongation* dari kelima spesimen *blend-out* dianalisis untuk mengevaluasi sejauh mana penghilangan cacat permukaan tanpa penambahan material baru

memengaruhi kekuatan tarik dan kemampuan deformasi material. Hasil analisis ini digunakan untuk menjawab rumusan masalah kedua, yaitu nilai kekuatan tarik, *yield strength*, dan *elongation* pada spesimen setelah dilakukan *repair blend-out area aft cargo door* pesawat Airbus 330 berdasarkan pengujian tarik (SRM).

3. Analisis Perbandingan Efektivitas Metode Perbaikan

Analisis perbandingan dilakukan dengan membandingkan hasil pengujian tarik antara spesimen kondisi awal (*initial thickness*) dan spesimen yang telah dilakukan *repair blend-out*. Parameter yang dibandingkan meliputi nilai *Ultimate Tensile Strength* (UTS), *yield strength*, dan *elongation*. Analisis diawali dengan statistik deskriptif untuk mengetahui nilai rata-rata (*mean*) dan standar deviasi dari masing-masing kelompok spesimen. Selanjutnya dilakukan uji normalitas menggunakan metode Shapiro-Wilk untuk mengetahui apakah data berdistribusi normal. Apabila data berdistribusi normal, maka dilakukan uji homogenitas menggunakan *Levene's Test* untuk mengetahui kesamaan varians antara kedua kelompok. Tahap berikutnya adalah pengujian hipotesis menggunakan *Independent Samples T-Test* untuk menentukan apakah terdapat perbedaan yang signifikan antara spesimen *initial thickness* dan spesimen *repair blend-out*. Pemilihan hasil uji *t* dilakukan berdasarkan nilai signifikansi pada *Levene's Test*, yaitu menggunakan asumsi *equal variances assumed* apabila nilai signifikansi lebih besar dari 0,05 dan *equal variances not assumed* apabila nilai signifikansi kurang dari atau sama dengan 0,05. Hasil analisis tersebut digunakan untuk menjawab rumusan masalah ketiga, yaitu perbandingan nilai uji tarik antara *initial thickness* dengan *repair blend-out* berdasarkan pengujian tarik, sekaligus untuk mengevaluasi pengaruh *repair blend-out* terhadap sifat mekanik Aluminium Alloy 2024-T3 dan menilai efektivitas metode perbaikan tersebut berdasarkan ketentuan yang tercantum dalam Airbus *Structural Repair Manual* (SRM).

D. Objek Penelitian

Objek penelitian ini adalah struktur material pada area *aft cargo door* pesawat Airbus A330, khususnya bagian *inner skin* yang terbuat dari Aluminium Alloy 2024-T3. Material ini banyak digunakan karena memiliki kekuatan tarik tinggi, namun rentan mengalami kerusakan permukaan seperti *dent*, *scratch*, dan *chafing*. Dalam operasinya, *aft cargo door* mengalami berbagai beban, terutama beban tarik saat pintu dalam kondisi terkunci akibat kerja *latch mechanism* dan tekanan kabin, sehingga diperlukan metode perbaikan yang tepat untuk menjaga kekuatan struktur.

Penelitian ini menggunakan metode *repair blend-out*, yaitu pengikisan material untuk menghilangkan kerusakan tanpa penambahan material baru, yang berpotensi mempengaruhi kekuatan tarik akibat berkurangnya ketebalan. Spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 dibagi menjadi dua kondisi, yaitu tanpa *repair* (*initial thickness*) dan setelah *blend-out*, kemudian diuji menggunakan *tensile test*. Hasil pengujian digunakan untuk menganalisis pengaruh *blend-out* terhadap kekuatan tarik material sebagai dasar pertimbangan dalam proses *structural repair*.

E. Waktu dan Tempat Penelitian

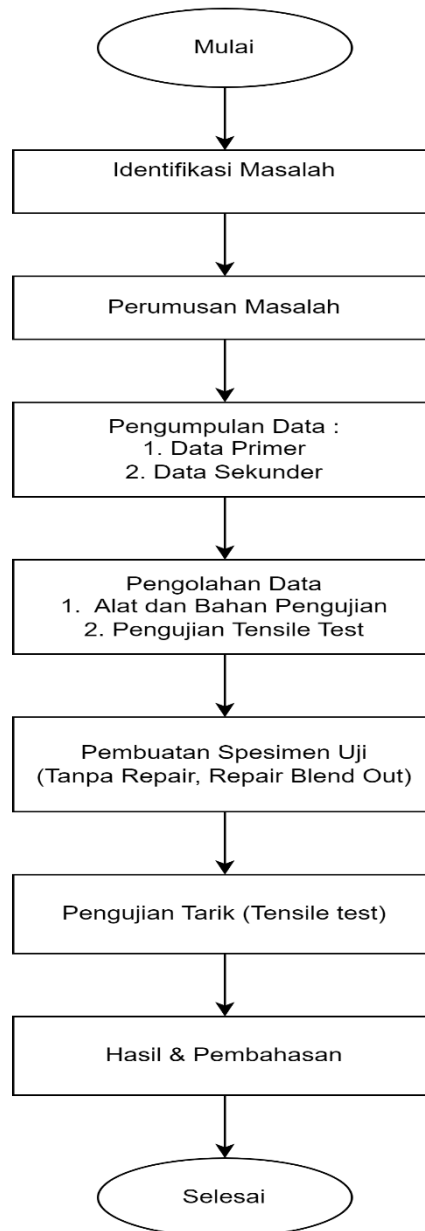
Penelitian ini dijalankan di PT. GMF AeroAsia, Tbk sebagai salah satu MRO terbesar di Indonesia, beralamat di Bandara Internasional Soekarno-Hatta, Tangerang, Banten. GMF menyediakan banyak fasilitas perawatan, seperti *workshop* dan material yang lengkap dan baik. Adapun lokasi pengujian material dilaksanakan pada:

1. Pengujian *Repair Blend-out (Engine Shop)* PT. GMF AeroAsia, Tbk.
2. Pengujian kekuatan tarik dilakukan di (*Engine Shop*) PT. GMF AeroAsia, TBK.

Waktu yang penulis butuhkan didalam menjalankan studi ini di mulai dari bulan September 2025 sampai perkiraan bulan Juli 2026.

F. Diagram Alir Penelitian

Diagram alir dalam penelitian ini terdapat didalam Gambar III. 5



Gambar III. 5 Diagram Alir Penelitian
(Sumber : Data Pribadi)

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

Bab ini menyajikan hasil pengujian tarik (*tensile test*) terhadap spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 beserta pembahasannya, disusun mengikuti ketiga rumusan masalah penelitian. Tahapan persiapan spesimen, termasuk pembuatan spesimen awal dan proses *repair blend-out*, telah diuraikan secara rinci pada teknik analisis data Bab III. Pengujian tarik dilakukan menggunakan *Universal Testing Machine* tipe GT-7001-L10/EMERL0034 di *Engine Shop* GMF AeroAsia, mengacu pada standar ASTM E8/E8M-09 *Standard Test Method for Tension Testing of Metallic Materials*. Data hasil pengujian berupa beban maksimum (*max load*), *Tensile strength*/UTS, *Yield strength*, dan *elongation* untuk masing-masing spesimen sebagaimana tercantum pada laporan hasil pengujian (*Testing Laboratory Report*) pada Lampiran. Nilai beban maksimum tersebut selanjutnya diolah kembali secara manual oleh penulis untuk memperoleh luas penampang awal dan memverifikasi nilai UTS masing-masing spesimen, mengikuti Persamaan (1) dan Persamaan (2) sebagaimana telah dijelaskan pada Bab II. Pembahasan pada bab ini disusun dalam dua sub-bab, yaitu sub-bab A yang menyajikan hasil penelitian secara objektif, dan sub-bab B yang menyajikan pembahasan/interpretasi atas hasil tersebut dalam menjawab ketiga rumusan masalah penelitian.

A. Hasil Penelitian

Pada sub-bab ini menyajikan data hasil penelitian yang diperoleh dari pengujian tarik terhadap dua kelompok spesimen, yaitu spesimen *initial thickness* dan spesimen *repair blend-out*, dilanjutkan dengan hasil pengolahan data menggunakan SPSS. Hasil disajikan dalam tiga bagian, yaitu hasil pengujian tarik spesimen original, hasil pengujian tarik spesimen *blend-out*, dan hasil analisis statistik.

1. Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original (*Initial Thickness*)

Bagian ini menjawab rumusan masalah pertama pada Bab I, yaitu berapa nilai kekuatan tarik spesimen *initial thickness* (ketebalan awal material sebelum mengalami tindakan perbaikan apapun). Luas penampang awal (*Aawal*) dihitung menggunakan Persamaan (2) pada Bab II, dengan lebar $w = 12,5$ mm sesuai *gauge width* pada Gambar III. 1 dan ketebalan $t = 1,25$ mm sesuai kondisi awal spesimen pada Bab III:

$$A_{awal} = w \times t$$

$$A_{awal} = 12,5 \text{ mm} \times 1,25 \text{ mm}$$

$$A_{awal} = 15,625 \text{ mm}^2$$

Nilai *Ultimate Tensile strength* (UTS) dihitung menggunakan Persamaan (1) pada Bab II. Sebagai contoh, spesimen O-1 memiliki beban maksimum (P_{max}) sebesar 7.503,13 N:

$$\sigma_{ULT} = P_{max} / A_{awal}$$

$$\sigma_{ULT} = 7.503,13 \text{ N} / 15,625 \text{ mm}^2$$

$$\sigma_{ULT} = 480,2 \text{ MPa}$$

Cara yang sama digunakan untuk menghitung UTS, *yield strength*, dan *elongation* pada empat spesimen original lainnya (O-2 sampai O-5), sehingga diperoleh data lengkap pada Tabel IV. 1 berikut.

Tabel IV. 1 Data Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original

No.	Kode Spesimen	Luas Penampang (mm ²)	Beban Maksimum (N)	Tensile strength/ UTS (MPa)	Yield strength (MPa)	Elongation (%)
1.	O-1	15,625	7.503,13	480,2	342,5	17,5
2.	O-2	15,625	7.587,50	485,6	347,8	18,2
3.	O-3	15,625	7.532,81	482,1	344,2	17,8
4.	O-4	15,625	7.600,00	486,4	348,6	18,5
5.	O-5	15,625	7.489,06	479,3	341,1	17,6
Rata-rata		15,625	7.542,50	482,72	344,84	17,92

No.	Kode Spesimen	Luas Penampang (mm ²)	Beban Maksimum (N)	Tensile strength/ UTS (MPa)	Yield strength (MPa)	Elongation (%)
Standar Deviasi		-	-	3,17	3,27	0,42

(Sumber : Data Penulis)

Dari kelima spesimen tersebut, rata-rata UTS spesimen original adalah 482,72 MPa (SD=3,17), *yield strength* rata-rata 344,84 MPa (SD=3,27), dan *elongation* rata-rata 17,92% (SD=0,42). Angka inilah yang menjadi jawaban atas rumusan masalah pertama.

2. Hasil Pengujian Tarik Spesimen *Repair Blend-Out*

Bagian ini menjawab rumusan masalah kedua pada Bab I, yaitu berapa nilai kekuatan tarik spesimen setelah dilakukan *repair blend-out* (spesimen yang telah mengalami proses perbaikan dengan mengikis bagian yang rusak, tanpa penambahan material). Setelah proses *blend-out* sedalam 0,25 mm (Tabel III. 2), ketebalan spesimen berkurang menjadi 1,00 mm, sedangkan lebar spesimen tetap 12,5 mm sama seperti spesimen original (Bab III). Luas penampang dihitung dengan Persamaan (2) yang sama:

$$A_{awal} = w \times t$$

$$A_{awal} = 12,5 \text{ mm} \times 1,00 \text{ mm}$$

$$A_{awal} = 12,5 \text{ mm}^2$$

Sebagai contoh, spesimen B-1 memiliki P_{max} sebesar 5.566,25 N. UTS dihitung dengan Persamaan (1):

$$\sigma_{ULT} = P_{max} / A_{awal}$$

$$\sigma_{ULT} = 5.566,25 \text{ N} / 12,5 \text{ mm}^2$$

$$\sigma_{ULT} = 445,3 \text{ MPa}$$

Cara yang sama digunakan untuk empat spesimen *blend-out* lainnya (B-2 sampai B-5), sehingga diperoleh data lengkap pada Tabel IV. 2 berikut.

Tabel IV. 2 Data Hasil Pengujian Tarik Spesimen *Repair Blend-Out*

No.	Kode Spesimen	Luas Penampang (mm ²)	Beban Maksimum (N)	<i>Tensile strength/</i> UTS (MPa)	<i>Yield strength</i> (MPa)	<i>Elongation</i> (%)
1.	B-1	12,5	5.566,25	445,3	315,2	14,6
2.	B-2	12,5	5.476,25	438,1	309,8	15,1
3.	B-3	12,5	5.532,50	442,6	313,5	14,3
4.	B-4	12,5	5.510,00	440,8	311,0	14,9
5.	B-5	12,5	5.455,00	436,4	307,6	14,5
Rata-rata		12,5	5.508,00	440,64	311,42	14,68
Standar Deviasi		-	-	3,54	3,00	0,32

(Sumber : Data Penulis)

Dari kelima spesimen tersebut, rata-rata UTS spesimen *blend-out* adalah 440,64 MPa (SD=3,54), *yield strength* rata-rata 311,42 MPa (SD=3,00), dan *elongation* rata-rata 14,68% (SD=0,32). Angka inilah yang menjadi jawaban atas rumusan masalah kedua.

3. Hasil Analisis Statistik (SPSS)

Untuk memperkuat hasil analisis deskriptif pada sub-bab sebelumnya, dilakukan pengujian statistik menggunakan perangkat lunak *Statistical Package for the Social Sciences* (SPSS) terhadap data hasil pengujian tarik pada Tabel IV. 1 dan Tabel IV. 2. Tahapan analisis statistik yang dilakukan meliputi statistik deskriptif, uji normalitas Shapiro-Wilk, uji homogenitas Levene's *Test*, dan uji hipotesis *Independent Samples T-Test*, sebagaimana telah dijelaskan pada teknik analisis data Bab III. Analisis dilakukan terhadap tiga parameter utama, yaitu *tensile strength* (UTS), *yield strength*, dan *elongation*, dengan membandingkan kelompok spesimen original (n=5) dan kelompok spesimen *blend-out* (n=5).

a. *Data Input dan Pengolahan pada SPSS*

Data hasil pengujian tarik kesepuluh spesimen (lima spesimen original dan lima spesimen *blend-out*) pada Tabel IV. 1 dan Tabel IV. 2 terlebih

dahulu diinput ke dalam perangkat lunak SPSS sebagai data mentah (raw data) yang menjadi dasar seluruh pengolahan statistik pada sub-bab ini. Empat variabel didefinisikan pada *Variable View*, yaitu Kelompok (nominal, 1 = Original, 2 = *Blend-Out*), serta UTS, Yield, dan *Elongation* (numerik bertipe scale), sebagaimana ditunjukkan pada Lampiran I.1. Data kemudian dimasukkan ke dalam *Data View* dengan baris 1–5 merupakan data kelompok original dan baris 6–10 merupakan data kelompok *blend-out*, sebagaimana ditunjukkan pada Lampiran I.2.

b. Statistik Deskriptif

Hasil analisis statistik deskriptif berupa nilai rata-rata (*mean*), standar deviasi, dan *standard error of mean* untuk masing-masing kelompok spesimen ditunjukkan pada Tabel IV. 3. Output SPSS untuk analisis ini turut dilampirkan pada Lampiran M.

Tabel IV. 3 *Group Statistics*

Parameter	Kelompok Spesimen	N	Mean	Std. Deviation	Std. Error Mean
<i>Tensile strength</i> (MPa)	Original	5	482,72	3,17	1,42
	<i>Blend-Out</i>	5	440,64	3,54	1,58
<i>Yield strength</i> (MPa)	Original	5	344,84	3,27	1,46
	<i>Blend-Out</i>	5	311,42	3,00	1,34
<i>Elongation</i> (%)	Original	5	17,92	0,42	0,19
	<i>Blend-Out</i>	5	14,68	0,32	0,14

(Sumber : Output SPSS)

Berdasarkan Tabel IV. 3, kelompok original memiliki nilai rata-rata *tensile strength* sebesar 482,72 MPa (SD=3,17), *yield strength* sebesar 344,84 MPa (SD=3,27), dan *elongation* sebesar 17,92% (SD=0,42). Kelompok *blend-out* memiliki nilai rata-rata *tensile strength* sebesar 440,64 MPa (SD=3,54), *yield strength* sebesar 311,42 MPa (SD=3,00), dan *elongation* sebesar 14,68% (SD=0,32). Secara deskriptif, ketiga

parameter pada kelompok *blend-out* menunjukkan nilai yang lebih rendah dibandingkan kelompok original, dengan *standard error mean* yang relatif kecil pada kedua kelompok (berkisar 0,14–1,58), menunjukkan sebaran data yang cukup konsisten pada masing-masing kelompok.

c. *Uji Normalitas (Shapiro-Wilk)*

Uji normalitas dilakukan menggunakan metode Shapiro-Wilk karena jumlah sampel pada masing-masing kelompok kurang dari 50 ($n=5$). Data dinyatakan berdistribusi normal apabila nilai signifikansi (Sig.) lebih besar dari 0,05. Hasil uji normalitas ditunjukkan pada Tabel IV. 4. *Output* lengkap SPSS untuk uji normalitas ini (termasuk uji Kolmogorov-Smirnov) dilampirkan pada Lampiran N.

Tabel IV. 4 Hasil Uji Normalitas Shapiro-Wilk

Parameter	Kelompok Spesimen	Statistic	df	Sig.	Keterangan
<i>Tensile strength</i>	Original	0,901	5	0,414	Normal
	<i>Blend-Out</i>	0,980	5	0,935	Normal
<i>Yield strength</i>	Original	0,917	5	0,513	Normal
	<i>Blend-Out</i>	0,981	5	0,941	Normal
<i>Elongation</i>	Original	0,925	5	0,566	Normal
	<i>Blend-Out</i>	0,967	5	0,858	Normal

(Sumber : Output SPSS)

Berdasarkan Tabel IV. 4, nilai *statistic* dan signifikansi Shapiro-Wilk untuk kelompok original berturut-turut adalah 0,901 (Sig.=0,414) pada *tensile strength*, 0,917 (Sig.=0,513) pada *yield strength*, dan 0,925 (Sig.=0,566) pada *elongation*. Adapun kelompok *blend-out* menunjukkan nilai 0,980 (Sig.=0,935), 0,981 (Sig.=0,941), dan 0,967 (Sig.=0,858) secara berurutan untuk ketiga parameter yang sama. Seluruh nilai signifikansi tersebut berada di atas 0,05.

d. Uji Homogenitas (Levene's Test)

Uji homogenitas menggunakan Levene's Test dilakukan untuk mengetahui kesamaan varians antara kelompok spesimen original dan *blend-out*. Varians dinyatakan homogen (sama) apabila nilai signifikansi lebih besar dari 0,05. Hasil uji homogenitas ditunjukkan pada Tabel IV. 5. Output SPSS untuk uji homogenitas ini menyatu dengan *output* uji Independent Samples T-Test pada Lampiran N.

Tabel IV. 5 Hasil Uji Homogenitas Levene's Test

Parameter	<i>F</i>	<i>Sig.</i>	Keterangan
<i>Tensile strength</i>	0,008	0,930	<i>Varians Homogen (Equal Variances Assumed)</i>
<i>Yield strength</i>	0,156	0,703	<i>Varians Homogen (Equal Variances Assumed)</i>
<i>Elongation</i>	0,788	0,401	<i>Varians Homogen (Equal Variances Assumed)</i>

(Sumber : Output SPSS)

Berdasarkan Tabel IV. 5, nilai *F* Levene's Test untuk *tensile strength*, *yield strength*, dan *elongation* berturut-turut adalah 0,008 (*Sig.*=0,930), 0,156 (*Sig.*=0,703), dan 0,788 (*Sig.*=0,401). Ketiga nilai signifikansi tersebut berada jauh di atas 0,05.

e. Uji Hipotesis (Independent Samples T-Test)

Berdasarkan hasil uji homogenitas pada Tabel IV. 5 yang menunjukkan varians homogen pada seluruh parameter, maka pengujian hipotesis menggunakan asumsi *equal variances assumed*. Hipotesis yang diuji adalah sebagai berikut.

H_0 : Tidak terdapat perbedaan signifikan antara nilai kekuatan tarik spesimen original dan spesimen *blend-out*.

H_1 : Terdapat perbedaan signifikan antara nilai kekuatan tarik spesimen original dan spesimen *blend-out*.

Kriteria pengujian yaitu H_0 ditolak apabila nilai signifikansi (*Sig. 2-tailed*) kurang dari 0,05. Hasil uji hipotesis ditunjukkan pada Tabel IV. 6.

Tabel IV. 6 Hasil Uji *Independent Samples T-Test*

Parameter	<i>t</i>	<i>df</i>	<i>Sig. (2-tailed)</i>	<i>Mean Difference</i>	<i>Std. Error Difference</i>	Keterangan
<i>Tensile strength</i>	19,806	8	0,000	42,08	2,12	Signifikan
<i>Yield strength</i>	16,839	8	0,000	33,42	1,98	Signifikan
<i>Elongation</i>	13,716	8	0,000	3,24	0,24	Signifikan

(Sumber : Output SPSS)

Berdasarkan Tabel IV. 6, diperoleh nilai *t* sebesar 19,806 (*df*=8, *Sig.*=0,000) untuk *tensile strength*, 16,839 (*df*=8, *Sig.*=0,000) untuk *yield strength*, dan 13,716 (*df*=8, *Sig.*=0,000) untuk *elongation*, dengan *mean difference* berturut-turut sebesar 42,08 MPa, 33,42 MPa, dan 3,24%. Ketiga nilai signifikansi (*Sig. 2-tailed*) berada di bawah 0,05, yang berarti H_0 ditolak untuk seluruh parameter yang diuji.

B. Pembahasan

Sub-bab ini membahas data hasil penelitian yang telah disajikan pada sub-bab sebelumnya untuk menjawab ketiga rumusan masalah pada Bab I. Pembahasan disusun dalam tiga bagian, yaitu pembahasan hasil pengujian tarik spesimen original, pembahasan hasil pengujian tarik spesimen *blend-out*, dan pembahasan perbandingan keduanya berdasarkan hasil uji statistik.

1. Pembahasan Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original

Rumusan masalah pertama pada Bab I menanyakan berapa nilai kekuatan tarik spesimen *initial thickness*. Dari Tabel IV. 1, diperoleh rata-rata UTS 482,72 MPa. Apabila dibandingkan dengan data acuan Aluminium Alloy 2024-T3 pada *MatWeb* yang menunjukkan nilai *tensile strength* 483 MPa, *yield strength* 345 MPa, dan *elongation* 18%, hasil pengujian ini sangat mendekati, dengan selisih kurang dari 1% untuk seluruh parameter. Artinya, spesimen yang diuji masih memiliki sifat mekanik yang sesuai dengan standar material Aluminium Alloy 2024-T3, dan proses persiapan spesimen serta pelaksanaan pengujian pada penelitian ini (Bab III) sudah dilakukan dengan benar.



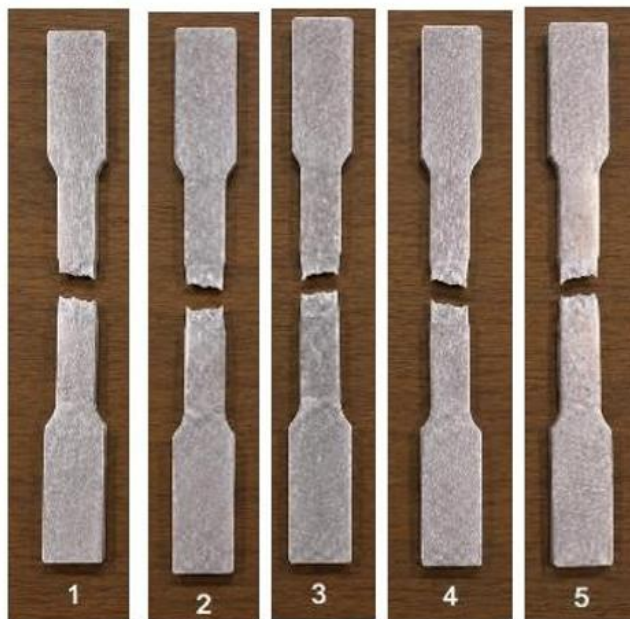
Gambar IV. 1 Spesimen Original Pasca Uji Tarik (Patah)
(Sumber : Data Penulis)

Gambar IV. 1 menunjukkan kondisi kelima spesimen original setelah mengalami pengujian tarik hingga patah. Perpatahan pada seluruh spesimen terjadi di dalam area *gauge length*, yang menandakan bahwa pelaksanaan pengujian telah sesuai dengan ketentuan ASTM E8/E8M-09 sehingga data hasil pengujian dapat dinyatakan valid. Dengan demikian, rumusan masalah

pertama terkait nilai kekuatan tarik spesimen *initial thickness* telah terjawab, yaitu diperoleh nilai UTS rata-rata sebesar 482,72 MPa.

2. Pembahasan Hasil Pengujian Tarik Spesimen *Repair Blend-Out*

Rumusan masalah kedua pada Bab I menanyakan berapa nilai kekuatan tarik spesimen setelah *repair blend-out* dilakukan. Dari Tabel IV. 2, diperoleh rata-rata UTS 440,64 MPa, turun dibandingkan spesimen original (482,72 MPa). Penurunan ini wajar terjadi karena proses *blend-out* mengurangi ketebalan material dari 1,25 mm menjadi 1,00 mm, sehingga luas penampang yang menahan beban ikut berkurang dari 15,625 mm² menjadi 12,5 mm². Selain itu, area bekas sanding juga menjadi titik konsentrasi tegangan, yang membuat material lebih mudah patah di titik tersebut.



Gambar IV. 2 Spesimen *Blend-Out* Pasca Uji Tarik (Patah)
(Sumber : Data Penulis)

Gambar IV. 2 menunjukkan kondisi kelima spesimen *blend-out* setelah mengalami pengujian tarik hingga patah. Perpatahan pada seluruh spesimen terjadi tepat pada area yang mengalami proses *blend-out (sanding)*, yaitu titik dengan ketebalan paling tipis sekaligus konsentrasi tegangan tertinggi

pada spesimen. Pola perpatahan ini konsisten dengan penurunan nilai *tensile strength* yang diperoleh dibandingkan spesimen original, dan membuktikan bahwa area *blend-out* merupakan titik kritis (penampang terlemah) pada spesimen. Dengan demikian, rumusan masalah kedua terkait nilai kekuatan tarik spesimen setelah dilakukan *repair blend-out* telah terjawab, yaitu diperoleh nilai UTS rata-rata sebesar 440,64 MPa.

3. Pembahasan Perbandingan Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original dan *Blend-Out*

Rumusan masalah ketiga pada Bab I menanyakan bagaimana perbandingan nilai uji tarik antara spesimen *initial thickness* dengan *repair blend-out*. Untuk menjawabnya, dilakukan uji statistik *Independent Samples T-Test* sesuai teknik analisis data pada Bab III, yang sebelumnya harus melewati uji normalitas dan uji homogenitas terlebih dahulu.

Berdasarkan Tabel IV. 4, seluruh nilai signifikansi (*Sig.*) pada uji Shapiro-Wilk untuk parameter *tensile strength*, *yield strength*, dan *elongation* pada kedua kelompok spesimen menunjukkan nilai lebih besar dari 0,05, sehingga seluruh data hasil pengujian tarik dinyatakan berdistribusi normal dan analisis dapat dilanjutkan dengan uji parametrik.

Berdasarkan Tabel IV. 5, nilai signifikansi Levene's Test untuk ketiga parameter, yaitu *tensile strength* (0,930), *yield strength* (0,703), dan *elongation* (0,401), seluruhnya lebih besar dari 0,05, sehingga varians antara kelompok spesimen original dan *blend-out* dinyatakan homogen dan uji hipotesis menggunakan asumsi *equal variances assumed*.

Berdasarkan Tabel IV. 6, nilai signifikansi (*Sig. 2-tailed*) untuk ketiga parameter seluruhnya bernilai 0,000 (lebih kecil dari 0,05), sehingga *H0* ditolak dan *H1* diterima, yang berarti terdapat perbedaan yang signifikan secara statistik antara nilai kekuatan tarik spesimen original dan spesimen *blend-out* pada seluruh parameter yang diuji. Nilai perbedaan rata-rata (*mean difference*) sebesar 42,08 MPa untuk *tensile strength*, 33,42 MPa

untuk *yield strength*, dan 3,24% untuk *elongation* membuktikan secara kuantitatif bahwa proses *repair blend-out* memberikan pengaruh nyata terhadap penurunan kekuatan tarik material Aluminium Alloy 2024-T3.

Hasil ini menunjukkan bahwa penurunan kekuatan tarik akibat *blend-out* bukan kebetulan atau kesalahan pengukuran (*random error*), melainkan memang pengaruh nyata dari berkurangnya luas penampang efektif material. Hal ini juga terlihat langsung dari lokasi patahan pada Gambar IV. 2, yang selalu terjadi tepat di area *blend-out*.

Dengan demikian, rumusan masalah ketiga sudah terjawab: terdapat perbedaan yang signifikan ($p < 0,05$) antara spesimen original dan spesimen *blend-out*, dengan penurunan *tensile strength* sebesar 8,72%, *yield strength* sebesar 9,69%, dan *elongation* sebesar 18,08%.

Meski secara statistik penurunannya signifikan, kedalaman *blend-out* pada penelitian ini (0,25 mm) masih berada dalam batas *allowable* sesuai *Structural Repair Manual* (SRM) kategori B. Artinya, metode *repair blend-out* tetap valid digunakan untuk memperbaiki area *aft cargo door*. Yang perlu diperhatikan, penurunan kekuatan tarik ini sebaiknya ikut diperhitungkan dalam margin keamanan struktur (*structural safety margin*), sesuai prosedur *airworthiness* yang berlaku di lingkungan *Maintenance, Repair, and Overhaul* (MRO).

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

A. Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengujian tarik (*tensile test*) dan pembahasan yang telah diuraikan pada Bab IV terhadap spesimen Aluminium Alloy 2024-T3 area *aft cargo door* pesawat Airbus 330, baik pada kondisi *initial thickness* maupun setelah dilakukan *repair blend-out*, dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut.

1. Nilai kekuatan tarik spesimen *initial thickness*

Hasil pengujian tarik terhadap lima spesimen kondisi awal (*initial thickness*) menunjukkan nilai rata-rata *Ultimate Tensile strength* (UTS) sebesar 482,72 MPa, *yield strength* rata-rata sebesar 344,84 MPa, serta *elongation* rata-rata sebesar 17,92%. Nilai-nilai tersebut menunjukkan tingkat kesesuaian yang sangat tinggi (selisih kurang dari 1%) terhadap data acuan Aluminium Alloy 2024-T3 pada *MatWeb*, sehingga membuktikan bahwa proses persiapan spesimen dan pelaksanaan pengujian pada penelitian ini telah dilakukan secara akurat dan representatif.

2. Nilai kekuatan tarik spesimen *repair blend-out*

Hasil pengujian tarik terhadap lima spesimen yang telah dilakukan *repair blend-out* sedalam 0,25 mm (kategori *repair B* sesuai SRM) menunjukkan nilai rata-rata UTS sebesar 440,64 MPa, *yield strength* rata-rata sebesar 311,42 MPa, serta *elongation* rata-rata sebesar 14,68%. Perpatahan pada seluruh spesimen terjadi tepat pada area yang mengalami *sanding*, yang mengonfirmasi bahwa area tersebut merupakan titik kritis (penampang terlemah) akibat berkurangnya luas penampang efektif material.

3. Perbandingan nilai uji tarik antara *initial thickness* dengan *repair blend-out*

Hasil uji statistik *Independent Samples T-Test* (didahului uji normalitas Shapiro-Wilk dan uji homogenitas Levene's *Test*) menunjukkan terdapat

perbedaan yang signifikan secara statistik ($p < 0,05$) antara kelompok spesimen original dan kelompok spesimen *blend-out* pada seluruh parameter yang diuji, dengan penurunan *tensile strength* sebesar 8,72%, *yield strength* sebesar 9,69%, dan *elongation* sebesar 18,08%. Penurunan tersebut sejalan dengan berkurangnya luas penampang efektif material akibat proses *blend-out*. Meskipun demikian, kedalaman *blend-out* sebesar 0,25 mm pada penelitian ini masih berada dalam batas *allowable* sesuai *Structural Repair Manual* (SRM) kategori B, sehingga hasil penelitian ini mengonfirmasi bahwa data empiris yang diperoleh konsisten dengan ketentuan SRM, yaitu metode *repair blend-out* pada kedalaman tersebut masih dapat diterapkan pada area *aft cargo door*, dengan catatan penurunan kekuatan tarik yang terjadi tetap perlu diperhitungkan dalam analisis margin keamanan struktur (*structural safety margin*) sesuai prosedur *airworthiness* yang berlaku.

B. Saran

Berdasarkan hasil penelitian dan kesimpulan yang telah diperoleh, penulis mengajukan beberapa saran sebagai berikut.

1. Bagi Perusahaan / Bengkel Perawatan Pesawat (MRO)

- a. Hasil penelitian ini dapat dijadikan salah satu data pendukung empiris bagi pihak MRO dalam memahami pengaruh kedalaman *blend-out* kategori B (sesuai SRM) terhadap penurunan kekuatan tarik material Aluminium Alloy 2024-T3 pada komponen *aft cargo door*, sebagai pelengkap terhadap ketentuan yang telah ditetapkan dalam SRM.
- b. Nilai penurunan kekuatan tarik akibat proses *blend-out* (rata-rata 8,72% untuk *tensile strength*) yang diperoleh dalam penelitian ini dapat menjadi bahan pertimbangan awal bagi pihak MRO mengenai pentingnya memperhitungkan faktor pengurangan (*knockdown factor*) dalam analisis margin keamanan struktur, dengan catatan diperlukan

pengujian lanjutan pada sampel yang lebih besar sebelum angka tersebut diadopsi sebagai acuan baku..

- c. Perlu dilakukan inspeksi berkala (*recurrent inspection*) pada area yang telah mengalami *repair blend-out* untuk memantau kemungkinan perambatan retak (*crack propagation*) atau penurunan performa material lebih lanjut selama masa operasional pesawat.

2. Bagi Penelitian Selanjutnya

- a. Penelitian selanjutnya dapat dikembangkan dengan menambah variasi kedalaman *blend-out* (misalnya 10%, 15%, dan 20% dari ketebalan nominal) untuk memperoleh gambaran hubungan yang lebih lengkap antara kedalaman *blend-out* dengan penurunan kekuatan tarik material.
- b. Keterbatasan jumlah sampel dalam penelitian ini, yaitu lima spesimen per kelompok, disebabkan oleh kendala ketersediaan material Aluminium Alloy 2024-T3 di lingkungan GMF AeroAsia serta keterbatasan waktu penggunaan fasilitas pengujian tarik (*Universal Testing Machine*) yang harus disesuaikan dengan jadwal operasional perusahaan. Oleh karena itu, Penelitian selanjutnya disarankan untuk menambah jumlah sampel pada setiap kelompok spesimen guna meningkatkan kekuatan statistik (*statistical power*) hasil pengujian.
- c. Perlu dilakukan pengujian tambahan seperti uji kelelahan (*fatigue test*) atau uji ketahanan korosi pada spesimen yang telah mengalami *repair blend-out*, mengingat komponen *aft cargo door* pada operasional aktualnya juga mengalami pembebanan siklik dan paparan lingkungan.
- d. Penelitian selanjutnya dapat pula membandingkan metode *repair blend-out* dengan metode perbaikan struktur lain (misalnya *doubler repair* atau penggantian panel) untuk memberikan alternatif pertimbangan teknis dan ekonomis bagi pihak MRO dalam menentukan metode perbaikan yang paling sesuai.

DAFTAR PUSTAKA

- Airbus. (2026). *CUSTOMIZATION AIRCRAFT TYPES DOCTYPES REVISION DATE REVISION NUMBER TITLE GIA A340 A330 AMM 01-Apr-2026 108 52-32-11-400-801-A-Installation of the Aft Cargo-Compartment Door of the Aft Cargo-Compartment Door about:blank.*
- Al Ayubbi, I., Darmanto, S., Ariwibowo, D., Diponegoro, U., Hayam, J., No, W., Semarang, P., Vokasi, S., & Mekanik, R. P. (2022). ANALISA PERBANDINGAN HASIL UJI TARIK PADA BEBERAPA SPESIMEN DENGAN *LOAD CELL* BERKAPASITAS 500 KN. *Jurnal Mekanova : Mekanikal, Inovasi Dan Teknologi*, 8(2).
- Barca, I., & Rośkowicz, M. (2025). *The repair node analysis of the semi-monocoque aircraft structure. Technologia i Automatyzacja Montażu*, 129(3), 3–11. <https://doi.org/10.7862/tiam.2025.3.1>
- Ciepielewski, R., & Miedzińska, D. (2023). *A Study of Aluminum Honeycomb Structures under Dynamic Loading, with Consideration Given to the Effects of Air Leakage. Materials*, 16(6). <https://doi.org/10.3390/ma16062211>
- Cui, Z., Wu, H., Zhou, M., Cui, Z., Huang, H., & Liu, Z. (2024). *Research on the Design of Aviation and Aerospace Hatch Door Mechanisms and Their Future Bionic Prospects. In Aerospace (Vol. 11, Number 8). Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI).* <https://doi.org/10.3390/aerospace11080601>
- Darabseh, A., Bitsikas, E., Tedongmo, B., & Pöpper, C. (2020). *On ADS-B Sensor Placement for Secure Wide-Area Multilateration*. 3. <https://doi.org/10.3390/proceedings2020059003>
- Dawadi, S., Shrestha, S., & Giri, R. A. (2021). *Mixed-Methods Research: A Discussion on its Types, Challenges, and Criticisms. Journal of Practical Studies in Education*, 2(2), 25–36. <https://doi.org/10.46809/jpse.v2i2.20>
- Eka Septiyani, D., Bintoro, W., Fadhillah Zen, E., Setiawan, D., & Muliastri, D. (2024). PENGARUH VARIASI *HOLDING TIME* TERHADAP MIKROSTRUKTUR DAN SIFAT MEKANIK AA 6061-T6. *Jurnal CRANKSHAFT*, 7(1).
- El-Shennawy, M. (2021). Citation: Shennawy ME. *Heat treatment effect on microstructure and mechanical properties of TC21 titanium alloy Heat treatment effect on microstructure and mechanical properties of TC21 titanium alloy. In Mat Sci Ind J (Vol. 19, Number 6). www.tsijournals.com*

- Fang, X., Li, Y., Zheng, Q., Guo, J., Yang, Y., Ding, W., Ma, C., He, K., Su, N., Jiang, J., Chen, X., & Wang, H. (2022). *Theoretical Prediction of Structural, Mechanical, and Thermophysical Properties of the Precipitates in 2xxx Series Aluminum Alloy*. *Metals*, 12(12).
<https://doi.org/10.3390/met12122178>
- Field, A. P. . (2009). *Discovering statistics using SPSS*. SAGE.
- Gastwirth, J. L., Gel, Y. R., & Miao, W. (2009). *The Impact of Levene's Test of Equality of Variances on Statistical Theory and Practice*. *Statistical Science*, 24(3), 343–360. <https://doi.org/10.1214/09-STS301>
- Grebenikov, O., Humennyi, A., Loginov, V., Dveirin, O., & Konyshev, D. (2023). *Design Method for Pressurised and Non-Pressurised Tail Cargo Door's Fairings Compartment in Transport Category Aircraft*. *Transactions on Aerospace Research*, 2023(3), 55–71. <https://doi.org/10.2478/tar-2023-0017>
- Guo, D., Hou, Z., Peng, Z., Liu, Q., & Cao, J. (2021). *Quantitative correlation and control strategy for element content fluctuation along casting direction in central area of continuous casting billet*. *Metals*, 11(3), 1–18.
<https://doi.org/10.3390/met11030452>
- Hidayat. (2019). *Klasifikasi dan Sifat Material Teknik Serta Pengujian material*.
- Kurniawati, C. S., Rachmawati, D., & Mas'Adah, D. (2018). *The Fracture Resistance of Fiber Reinforced Composite Restorative Material has Higher Yield than Nanohybrid Resin Composite*. *Journal of Physics: Conference Series*, 1073(5). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1073/5/052019>
- Li, S. S., Yue, X., Li, Q. Y., Peng, H. L., Dong, B. X., Liu, T. S., Yang, H. Y., Fan, J., Shu, S. L., Qiu, F., & Jiang, Q. C. (2023). *Development and applications of aluminum alloys for aerospace industry*. In *Journal of Materials Research and Technology* (Vol. 27, pp. 944–983). Elsevier Editora Ltda. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2023.09.274>
- Lv, C., Wang, F., Yang, S., & Zhao, X. (2023). *Studying a Repair Method of LY12 Aluminum Alloy Plate*. *Metals*, 13(10).
<https://doi.org/10.3390/met13101758>
- Mai, M., Mohamed, A., Deepak, B. B. V. L., & Woya, J. (2024). *Design and Optimization of the Aircraft's Rear Fuselage for Predictive Fatigue Failure †*. *Engineering Proceedings*, 66(1).
<https://doi.org/10.3390/engproc2024066038>
- Munjiati, M., Walin, W., Riyadi, S., & Indriyani, N. N. (2026). Efektivitas gel kombinasi lidah buaya (aloe vera) dan daun mint terhadap penurunan

- pruritus pada pasien gagal ginjal kronik. *Holistik Jurnal Kesehatan*, 20(3), 1097–1105. <https://doi.org/10.33024/hjk.v20i3.2665>
- Parveez, B., Kittur, M. I., Badruddin, I. A., Kamangar, S., Hussien, M., & Umarfarooq, M. A. (2022). *Scientific Advancements in Composite Materials for Aircraft Applications: A Review*. In *Polymers (Vol. 14, Number 22)*. MDPI. <https://doi.org/10.3390/polym14225007>
- Prasanna Kumar, T. J., Pradeep, V., Kiran, B., Sanjay, R., Hemanth, S., & Benny, R. (2025). *Computational Analysis of Material and Structural Component Effects on the Strength of Semi-Monocoque Structured Aircraft Fuselage*. *Peer Reviewed, Refereed, Scholarly Indexed, Open Access Journal) Impact Factor: 8, 206(2)*, 645. <https://doi.org/10.15680/IJMRSET.2025.0802006>
- Risanul, M., Rusman, A., Penerbangan, P., Curug, I., Cakra, W., Politeknik, N., Indonesia, P., Fawwaz, C., & Gifari, Y. (2026). Analisis Pengaruh Flap-Peening pada Skin Pesawat terhadap Kekerasan dan Kekuatan Tarik Pesawat Airbus 330 Series. *Elektro Dan Ilmu Komputer(TEKNIK)*, 6(1). <https://doi.org/10.55606/teknik.v6i1>
- Rohith. (2023). *Comparative Study on Tensile Strength of Novel Metal Matrix Composite of Aluminum Alloy AA5083 with 0% and 2% SiC Powder Reinforcement*. *NanoWorld Journal*, 9. <https://doi.org/10.17756/nwj.2023-s3-173>
- Růžek, R., Křena, J., Doubrava, R., Tkadlec, J., Kadlec, M., & Bělský, P. (2021). *Optimal design and testing of a thermoplastic pressurized passenger door manufactured using thermoforming*. *Polymers*, 13(19). <https://doi.org/10.3390/polym13193394>
- Săftoiu, G. V., Constantin, C., Nicoară, A. I., Pelin, G., Ficaï, D., & Ficaï, A. (2024). *Glass Fibre-Reinforced Composite Materials Used in the Aeronautical Transport Sector: A Critical Circular Economy Point of View*. In *Sustainability (Switzerland) (Vol. 16, Number 11)*. Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI). <https://doi.org/10.3390/su16114632>
- Sugiyono. (2013). *METODE PENELITIAN KUANTITATIF*.
- Syofian Siregar. (2022). *Statistik Parametrik Untuk Penelitian Kuantitatif Dilengkapi Dengan Perhitungan Manual dan Aplikasi SPSS Versi 17 - Syofian Siregar (2022)*.
- Torbali, M. E., Zolotas, A., & Avdelidis, N. P. (2023). *A State-of-the-Art Review of Non-Destructive Testing Image Fusion and Critical Insights on the Inspection of Aerospace Composites towards Sustainable Maintenance Repair Operations*. In *Applied Sciences (Switzerland) (Vol. 13, Number 4)*. MDPI. <https://doi.org/10.3390/app13042732>

- Vasco, M. C., Tserpes, K., & Pantelakis, S. G. (2018). *Numerical simulation of tensile behavior of corroded aluminum alloy 2024 T3 considering the hydrogen embrittlement*. *Metals*, 8(1). <https://doi.org/10.3390/met8010056>
- Wang, X., Wang, D., Guo, P., Niu, G., Liu, R., & Guo, Y. (2022). *A Brief Analysis of the Working Load and Stroke of the Linear Actuator for the Passenger Aircraft Cargo Door*. *Journal of Physics: Conference Series*, 2417(1). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2417/1/012011>
- Wang, Z., Sun, L., Ke, W., Zeng, Z., Yao, W., & Wang, C. (2020). *Laser oscillating welding of tc31 high-temperature titanium alloy*. *Metals*, 10(9), 1–13. <https://doi.org/10.3390/met10091185>
- Yan, B., Zhang, G., Tong, M., Li, L., Yu, D., Zhu, S., Wu, Z., Wang, H., & Jin, T. (2022). *Experimental Investigations on Tensile Properties of Aluminum Honeycomb Sandwich Structures with Single-sided Repairing*.
- Zichil, V., Grigoras, C. C., & Ciubotariu, V. A. (2024). *Notches and Fatigue on Aircraft-Grade Aluminium Alloys*. *Materials*, 17(18). <https://doi.org/10.3390/ma17184639>

LAMPIRAN

Lampiran A Data *Defect Aft Cargo Door* Tahun 2022-2025

DATA DEFECT AFT CARGO DOOR BASE MAINTENANCE 2022-2025					
NO	DISCREPANCIES	Customer	Type of Maintenance	Years	Repair
1	AFT CARGO DOOR INNER SKIN FOUND CHAFING BTW FR 62 TO FR 62A	FJ	C-Check	2025	Blend Out
2	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR 61 TO FR 61A	KAL	C-Check	2025	Blend Out
3	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR64 FOUND CHAFING	GA	C-Check	2025	Blend Out
4	AFT CARGO DOOR FOUND DENT BETWEEN FR62 AND FR63	FJ	C-Check	2025	Blend Out
5	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR61A	CEB	C-Check	2025	Blend Out
6	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR60A	KAL	C-Check	2025	Blend Out
7	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR62	MAAX	C-Check	2025	Blend Out
8	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT BETWEEN FR64A AND FR63A	GA	C-Check	2025	Blend Out
9	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR63	KAL	C-Check	2025	Blend Out
10	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR61A FOUND DENT	CEB	C-Check	2025	Blend Out
11	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR64A	MAAX	C-Check	2025	Blend Out
12	AFT CARGO DOOR CHAFING MARKS OBSERVED FR63	FJ	C-Check	2025	Blend Out
13	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR60A FOUND DENT	KAL	C-Check	2025	Blend Out
14	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR64	CEB	C-Check	2025	Blend Out
15	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR60A	GA	C-Check	2024	Blend Out
16	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR63 FOUND CHAFING	FJ	C-Check	2024	Blend Out
17	AFT CARGO DOOR DENT FR62 AND FR62A	CEB	C-Check	2024	Blend Out
18	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR61	KAL	C-Check	2024	Blend Out
19	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR64	MAAX	C-Check	2024	Blend Out
20	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR64A FOUND DENT	GA	C-Check	2024	Blend Out
21	AFT CARGO DOOR CHAFING MARKS OBSERVED BETWEEN FR63 AND FR64	FJ	C-Check	2024	Blend Out
22	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR60A FOUND CHAFING	CEB	C-Check	2024	Blend Out
23	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR61 FOUND DENT	MAAX	C-Check	2024	Blend Out
24	AFT CARGO DOOR CHAFING MARKS OBSERVED FR62	GA	C-Check	2024	Blend Out
25	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING BETWEEN FR63A AND FR64	FJ	C-Check	2024	Blend Out
26	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR60 FOUND CHAFING	CEB	C-Check	2024	Blend Out
27	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR64	MAAX	C-Check	2024	Blend Out
28	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR62	GA	C-Check	2024	Blend Out
29	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR64 FOUND CHAFING	MAAX	C-Check	2024	Blend Out
30	AFT CARGO DOOR FOUND DENT BETWEEN FR61 AND FR61A	CEB	C-Check	2023	Blend Out
31	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR62A FOUND DENT	MAAX	C-Check	2023	Blend Out
32	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR60A	MAAX	C-Check	2023	Blend Out
33	AFT CARGO DOOR CHAFING MARKS OBSERVED FR62A	GA	C-Check	2023	Blend Out
34	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR63	FJ	C-Check	2023	Blend Out
35	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR62 FOUND CHAFING	CEB	C-Check	2023	Blend Out
36	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR63A	KAL	C-Check	2023	Blend Out
37	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR60 FOUND CHAFING	FJ	C-Check	2023	Blend Out
38	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR60	KAL	C-Check	2023	Blend Out
39	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR62A FOUND CHAFING	GA	C-Check	2023	Blend Out
40	AFT CARGO DOOR CHAFING MARKS OBSERVED BETWEEN FR60 AND FR61	FJ	C-Check	2023	Blend Out
41	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR61A	KAL	C-Check	2023	Blend Out
42	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR61 FOUND DENT	KAL	C-Check	2022	Blend Out
43	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT FR60	GA	C-Check	2022	Blend Out
44	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING BETWEEN FR63 AND FR63A	FJ	C-Check	2022	Blend Out
45	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR60 FOUND DENT	CEB	C-Check	2022	Blend Out

Lanjutan lampiran A

DATA DEFECT AFT CARGO DOOR BASE MAINTENANCE 2022-2025					
NO	DISCREPANCIES	Customer	Type of Maintenance	Years	Repair
46	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR61A FOUND CHAFING	KAL	C-Check	2022	Blend Out
47	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR62	MAAX	C-Check	2022	Blend Out
48	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR64A	GA	C-Check	2022	Blend Out
49	AFT CARGO DOOR CHAFING MARKS OBSERVED FR60	FJ	C-Check	2022	Blend Out
50	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR62A	CEB	C-Check	2022	Blend Out
51	AFT CARGO DOOR FOUND DENT FR64	MAAX	C-Check	2022	Blend Out
52	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR62 FOUND DENT	GA	C-Check	2022	Blend Out
53	AFT CARGO DOOR DENT EXCEEDS SRM ALLOWABLE LIMIT BETWEEN FR61 AND FR62	KAL	C-Check	2022	Blend Out
54	AFT CARGO DOOR FOUND CHAFING FR61	CEB	C-Check	2022	Blend Out
55	AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME FR63 FOUND DENT	MAAX	C-Check	2022	Blend Out

Prepare by Production Planning and Control

Lampiran B *Defect Inner Skin Aft Cargo Door*



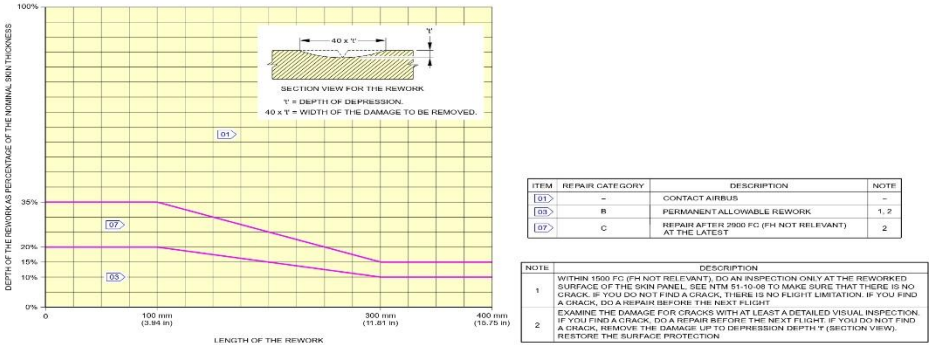
Lampiran C *Maximum Thickness Allowed to Remove*

4/19/26, 1:27 PM

- SRM - MSN: 00550 - 01-Apr-2026 - TASK 52-32-00-283-006 - Outer and Inner Skin - Allowable Rework

AIRBUS

CUSTOMIZATION	AIRCRAFT TYPES	DOCTYPES	REVISION DATE	REVISION NUMBER	TITLE
	A330-200/-300	SRM	01-Apr-2026	130	TASK 52-32-00-283-006 - Outer and Inner Skin - Allowable Rework
TAIL NUMBER - MSN - FSN: HL7720 - 00550					
Print date: 2026-04-19 08:27:30					



F_51_522200_1_SAM0000_01_03

Diagram 001 / 52-32-00-283-006 (SHEET 3/3) - Allowable Rework Limits - Inner Skin in Unriveted Areas

© AIRBUS S.A.S. ALL RIGHTS RESERVED. CONFIDENTIAL AND PROPRIETARY DOCUMENT.

about:blank

7/12

Lampiran D Maintenance Discrepancy and Rectification Blend-Out 1

MAINTENANCE DISCREPANCY AND RECTIFICATION

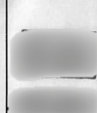
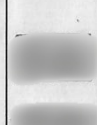
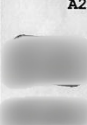
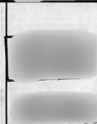
-DBC-

SEQUENCE NO.: 0415

0002

AFT CARGO DOOR FOUND DENT BETWEEN FR62 AND FR62A		
PM/PS: P-330-1DD-03-CAR/101		
330 Insp & Chk Cargo Routine	330-300	HL8002

HL8002 A330-300 KAL 6C-CHECK + 2ISI		
WORK PACKAGE NO : 00220282 WORK CENTER / PLANT : GAH310ZZ / GAH3 RAISED BY : Mr Fakhmi Reza	ORDER : 805812210 ORIGINATING ORDER / INT REF.: 805786462/- DEFECT RAISE DATE: 29.10.2025	

JOB DESCRIPTION	MECH	INSP
0010 GAH310A1 OBEY ALL OF THE WARNINGS, CAUTION, AND NOTES AS GIVEN IN THE SPECIFIED MANUAL SECTION AND FOLLOW THE PROCEDURE IN APPROVED DOCUMENT. 		A2 
0020 GAH310A1 REMOVE AFT CARGO DOOR PANEL FOR REPAIR ACCESS. REFER TO AMM 52-30-00-010-805-A (REV.109/01'OCT'2025) 		A2 
0030 W403 DO PAINT STRIPPING TO CLARIFIY DEFECT. REFER TO SRM TASK 51-75-11-911-002 (REV.128/01'OCT'2025) 		PT 

The aeronautical product identified above was repaired, overhauled and inspected in accordance with currently effective applicable instructions at the State of Design and regulatory requirements of the Authority and is approved for return to service.

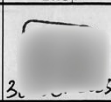
Particulars of the:

Order No. _____

Signal _____

Facility: _____

Address: _____

OPS. No.	DISCREPANCIES FOUND DURING INSPECTION(Use reverse side if necessary):	Insp
0010 0020 0030	NIL	

FORM GMF/Q-003 R9

1 OF 6

805812210_3d179 sapgmfirm7 G580720 2025-11-04T19:49:04

Lampiran E Maintenance Discrepancy and Rectification Blend-Out 2

MAINTENANCE DISCREPANCY AND RECTIFICATION		
SEQUENCE NO.: 0675		COPY COUNT: 0004
AFT CARGO DOOR INNER SKIN AT FRAME 64 FOUND CHAFING PM/PS: P-330-1DD-03-CAR/101 330 Insp & Chk Cargo Routine A330-200 DQ-FJV		
DQ-FJV A330 12Y+ADD FIJI AIRWAYS 2025 WORK PACKAGE NO : 00217846 WORK CENTER / PLANT : GAH310ZZ / GAH3 RAISED BY : Mr Achmad Zahir Saputra ORDER : 805733633 ORIGINATING ORDER / INT REF.: 805642175/- DEFECT RAISE DATE: 30.08.2025		
JOB DESCRIPTION	MECH	INSP
0010 GAH310S1 OBEY ALL WARNINGS, CAUTIONS, AND NOTES AS GIVEN AND FOLLOW THE PROCEDURES STATED ON THE SPECIFIC MANUAL SECTION. 	 	 
0020 GAH310S1 PRELIMINARY ASSESSMENT: - AFTER CLOSE DVI, FOUND CHAFING ON AFT CARGO DOOR INNER SKIN FR.64 - PN AFFECTED F5237104621000, MADE OF ABS5043A012 T42, WITH INITIAL THICKNESS = 1.2 mm ACCORDING TO SRM 52-32-00-01-B (REV.127/01'JUL'2025) - PROCEED TO BLEND OUT CHAFING REFER TO SRM 51-73-00 ACCORDING TO SRM 52-32-00-283-006 (REV.127/01'JUL'2025) BY FOLLOWING THE TASKS BELOW: 	 	 
OPS. No.	DISCREPANCIES FOUND DURING INSPECTION(Use reverse side if necessary):	Insp
0010 0020	NIL	 

Lampiran F SRM Alumunium 2024-T3 *Skin* Pesawat A330-800 *Inner Skin Aft Cargo Door*

AIRBUS

CUSTOMIZATION	AIRCRAFT TYPES	DOCTYPES	REVISION DATE	REVISION NUMBER	TITLE
	A330-800neo	SRM	01-Jul-2026	26	52-32-00-06-A - AFT CARGO COMPARTMENT DOOR-INNER SKIN PANEL, FR59A-FR65, BEAM1-BEAM4

TAIL NUMBER - MSN - FSN:

Print date: 2026-07-22 05:12:39

**** ON A/C MSN ALL**

 [Figure 52-32-00-992-006-0 \(Sheet 01\) - AFT CARGO COMPARTMENT DOOR SKIN PANEL, FR59A-FR65, BEAM1-BEAM4](#)

FIG. 52-32-00-06-A - AFT CARGO COMPARTMENT DOOR-INNER SKIN PANEL, FR59A-FR65, BEAM1-BEAM4 Zone(s): 822				FAPE3
---	--	--	--	-------

ITEM	PART NUMBER	NOMENCLATURE	REF. NHA	ACTION OR REPAIR
------	-------------	--------------	----------	------------------

**** ON A/C MSN 1888, 1964**

001	F5237104020200	SKIN-INNER	F52372390000	ADL & REPAIR TASK
-----	--------------------------------	------------	------------------------------	---------------------------------------

**** ON A/C MSN 1969, 1977, 1979, 2005, 2016, 2020, 2112, 2140**

001-A	F5237104020400	SKIN-INNER	F52372390002	ADL & REPAIR TASK
-------	--------------------------------	------------	------------------------------	---------------------------------------

Lanjutan Lampiran F

Part Number	Nomenclature	Drawing	Made from	Vendor Code
F5237104020200	SKIN-INNER	YES		FAPE3
Specification and/or Section Code		Dimension and/or Thickness		
ABS5043B016 T3		mm/1.25 (in/0.0492)		

For PNR effectivity, you must check relevant SRM Figure

Lampiran G Surat izin Penelitian



KEMENTERIAN PERHUBUNGAN
BADAN PENGEMBANGAN SUMBER DAYA MANUSIA PERHUBUNGAN
POLITEKNIK PENERBANGAN INDONESIA CURUG

JL. RAYA PLP CURUG
TANGERANG 15820

Telp. (021) 598-2203/04/05
Fax. (021) 598-2234

email : ppi@ppicurug.ac.id
website : www.ppicurug.ac.id

Nomor : LT.404/2/16/PPIC/2026
Klasifikasi : -
Lampiran : 1 (satu) Lampiran
Hal : Permohonan Penelitian dan
Pengumpulan Data untuk
Penyusunan Tugas Akhir Program
Studi Teknik Pesawat Udara
Program Sarjana Terapan
Angkatan Ke - 17

Curug, 26 Juni 2026

Yth. Learning Center Unit PT. GMF Aeroasia Tbk.

Dengan hormat, disampaikan bahwa berdasarkan Kalender Akademik Program Studi Teknik Pesawat Udara Program Sarjana Terapan Angkatan Ke 17 - Politeknik Penerbangan Indonesia Curug – Tangerang saat ini sedang melaksanakan Kegiatan Belajar Mengajar pada semester VIII (delapan), dimana terdapat proses penyusunan Tugas Akhir.

Sehubungan dengan hal tersebut, guna mendukung data untuk Penyusunan Tugas Akhir tersebut, maka dengan ini kami mohon kiranya dapat diperkenankan bagi beberapa Taruna/i Program Studi Diploma IV Teknik Pesawat Udara (daftar nama sebagaimana terlampir) untuk melakukan penelitian dan pengumpulan data pada perusahaan yang Bapak/Ibu pimpin :

Program Studi : Program Studi Teknik Pesawat Udara Program Sarjana
Terapan Angkatan Ke - 17
Terjadwal : 29 Juni s.d 02 Agustus 2026
Tujuan & Maksud : Penelitian & Pengumpulan Data untuk Penyusunan Tugas
Akhir

Demikian disampaikan, atas perhatian dan perkenannya diucapkan terima kasih.

Direktur,



Capt. Megi H. Helmiadi
NIP. 197411211999031002

Dokumen ini telah ditandatangani secara elektronik menggunakan sertifikat elektronik yang diterbitkan oleh Balai Besar Sertifikasi Elektronik (BSrE), Badan Siber dan Sandi Negara (BSSN).

Lanjutan Lampiran G

Lampiran Surat Direktur Politeknik Penerbangan Indonesia Curug
Nomor : LT.404/2/16/PPIC/2026
Tanggal : 26 Juni 2026

DAFTAR NAMA TARUNA/i
PROGRAM STUDI TEKNIK PESAWAT UDARA PROGRAM SARJANA TERAPAN
ANGKATAN KE – 17 YANG MENELITI & MENGUMPILKAN DATA UNTUK
TUGAS AKHIR

NO.	NAMA	NIT	LOKASI
1	Abudzar Sulistyo Alghifari	16022230001	PT. GMF AEROASIA
2	Dimas Tamyiz Apit	16022230003	
3	Muhamad Gilam Yudha Pratama	16022230008	
4	Muhammad Daffa	16022230009	
5	Putranandha Rama Dwi Kusuma	16022230011	
6	Putu Diah Ayu Yogantari Sukabumi	16022230012	
7	Riyaldo Zorena Sebayang	16022230013	

Direktur,

Ttd.

Capt. Megi H. Helmiadi
NIP. 197411211999031002

Lampiran H Hasil Pengujian Tarik Spesimen Original

Testing Laboratory

2nd Floor, Turbine Part Services, Engine Shop

Soekarno-Hatta Intl Airport, PO BOX 1303, **Tangerang 15126**, Banten, Indonesia

Phone: +62-21-5508591/ +62-21-5508592; Fax: +62-21-5502451

TESTING LABORATORY REPORT

Report No : T32024/MATERIAL/2026

Sample No.	: T32024-01	Subject	: Tensile Test
Order No.	: Non Project	Reference	: ASTM
Customer	: Abudzar-PPIC	Testing Date	: 19 July 2026

Sample Description

Sample Type : Aluminium Alloy 2024-T3

Date of Sampling : 19 July 2026

Date of Received : 22 July 2026

Test Kit Description : GOTECH, P/N GT – 7001 – L10

Test Kit Quantity : 5 EA

Testing Result

No.	Kode Specimen	Max Load (N)	Tensile Strength/ UTS (MPa)	Yield Strength (MPa)	Elongation (%)
1.	O-1	7.503,13	480,2	342,5	17,5
2.	O-2	7.587,50	485,6	347,8	18,2
3.	O-3	7.532,81	482,1	344,2	17,8
4.	O-4	7.600,00	486,4	348,6	18,5
5.	O-5	7.489,06	479,3	341,1	17,6

Performed by :



Approved by :



The reported result(s) only related to the sample(s) as received and tested

Form No.:

Page 1 of 1

Lampiran I Hasil Pengujian Tarik *Spesimen Blend-Out*

Testing Laboratory

2nd Floor, Turbine Part Services, Engine Shop

Soekarno-Hatta Intl Airport, PO BOX 1303, **Tangerang 15126**, Banten, Indonesia

Phone: +62-21-5508591/ +62-21-5508592; Fax: +62-21-5502451

TESTING LABORATORY REPORT

Report No : T32024/MATERIAL/2026

Sample No.	: T32024-02	Subject	: Tensile Test
Order No.	: Non Project	Reference	: ASTM
Customer	: Abudzar-PPIC	Testing Date	: 19 July 2026

Sample Description

Sample Type : Aluminium Alloy 2024-T3
 Date of Sampling : 19 July 2026
 Date of Received : 22 July 2026
 Test Kit Description : GOTECH, P/N GT – 7001 – L10
 Test Kit Quantity : 5 EA

Testing Result

No.	Kode Specimen	Max Load (N)	Tensile Strength/ UTS (MPa)	Yield Strength (MPa)	Elongation (%)
1.	B-1	5.566,25	445,3	315,2	14,6
2.	B-2	5.476,25	438,1	309,8	15,1
3.	B-3	5.532,50	442,6	313,5	14,3
4.	B-4	5.510,00	440,8	311,0	14,9
5.	B-5	5.455,00	436,4	307,6	14,5

Performed by :



Approved by :



The reported result(s) only related to the sample(s) as received and tested

Form No.: 0

Page 1 of 1

Lampiran J ASTM E8/E8M -13a *Standard Test Method for Tension Testing of Metallic Materials*



Designation: E8/E8M – 13a

American Association of State
Highway and Transportation Officials Standard
AASHTO No.: T68
An American National Standard

Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials¹

This standard is issued under the fixed designation E8/E8M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

This standard has been approved for use by agencies of the Department of Defense.

1. Scope*

1.1 These test methods cover the tension testing of metallic materials in any form at room temperature, specifically, the methods of determination of yield strength, yield point elongation, tensile strength, elongation, and reduction of area.

1.2 The gauge lengths for most round specimens are required to be 4D for E8 and 5D for E8M. The gauge length is the most significant difference between E8 and E8M test specimens. Test specimens made from powder metallurgy (P/M) materials are exempt from this requirement by industry-wide agreement to keep the pressing of the material to a specific projected area and density.

1.3 Exceptions to the provisions of these test methods may need to be made in individual specifications or test methods for a particular material. For examples, see Test Methods and Definitions A370 and Test Methods B557, and B557M.

1.4 Room temperature shall be considered to be 10 to 38°C [50 to 100°F] unless otherwise specified.

1.5 The values stated in SI units are to be regarded as separate from inch/pound units. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in non-conformance with the standard.

1.6 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

¹ These test methods are under the jurisdiction of ASTM Committee E28 on Mechanical Testing and are the direct responsibility of Subcommittee E28.04 on Uniaxial Testing.

Current edition approved July 1, 2013. Published August 2013. Originally approved in 1924. Last previous edition approved 2013 as E8/E8M – 13. DOI: 10.1520/E0008_E0008M-13A.

2. Referenced Documents

2.1 ASTM Standards:²

A356/A356M Specification for Steel Castings, Carbon, Low Alloy, and Stainless Steel, Heavy-Walled for Steam Turbines

A370 Test Methods and Definitions for Mechanical Testing of Steel Products

B557 Test Methods for Tension Testing Wrought and Cast Aluminum- and Magnesium-Alloy Products

B557M Test Methods for Tension Testing Wrought and Cast Aluminum- and Magnesium-Alloy Products (Metric)

E4 Practices for Force Verification of Testing Machines

E6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E29 Practice for Using Significant Digits in Test Data to Determine Conformance with Specifications

E83 Practice for Verification and Classification of Extensometer Systems

E345 Test Methods of Tension Testing of Metallic Foil

E691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method

E1012 Practice for Verification of Testing Frame and Specimen Alignment Under Tensile and Compressive Axial Force Application

D1566 Terminology Relating to Rubber

E1856 Guide for Evaluating Computerized Data Acquisition Systems Used to Acquire Data from Universal Testing Machines

3. Terminology

3.1 Definitions of Terms Common to Mechanical Testing—

3.1.1 The definitions of mechanical testing terms that appear in the Terminology E6 apply to this test method.

² For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, www.astm.org, or contact ASTM Customer Service at service@astm.org. For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

*A Summary of Changes section appears at the end of this standard

Copyright © ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States

Copyright ASTM International
Provided by IHS under license with ASTM
No reproduction or networking permitted without license from IHS

Sold to NWH PA Reg Plann and Dev Co. 811794
Not for Resale 09/25/2013 09:03:44 MDT

 E8/E8M – 13a

3.1.1.1 These terms include bending strain, constraint, elongation, extensometer, force, gauge length, necking, reduced section, stress-strain diagram, testing machine, and modulus of elasticity.

3.1.2 In addition, the following common terms from Terminology E6 are defined:

3.1.3 *discontinuous yielding, n* —in a uniaxial test, a hesitation or fluctuation of force observed at the onset of plastic deformation, due to localized yielding.

3.1.3.1 *Discussion*—The stress-strain curve need not appear to be discontinuous.

3.1.4 *elongation after fracture, n* —the elongation measured by fitting the two halves of the broken specimen together.

3.1.5 *elongation at fracture, n* —the elongation measured just prior to the sudden decrease in force associated with fracture.

3.1.6 *lower yield strength, LYS [FL^{-2}]*—in a uniaxial test, the minimum stress recorded during discontinuous yielding, ignoring transient effects.

3.1.7 *reduction of area, n* —the difference between the original cross-sectional area of a tension test specimen and the area of its smallest cross section.

3.1.7.1 *Discussion*—The reduction of area is usually expressed as a percentage of the original cross-sectional area of the specimen.

3.1.7.2 *Discussion*—The smallest cross section may be measured at or after fracture as specified for the material under test.

3.1.7.3 *Discussion*—The term reduction of area when applied to metals generally means measurement after fracture; when applied to plastics and elastomers, measurement at fracture. Such interpretation is usually applicable to values for reduction of area reported in the literature when no further qualification is given. (E28.04)

3.1.8 *tensile strength, S_u [FL^{-2}]*, n —the maximum tensile stress that a material is capable of sustaining.

3.1.8.1 *Discussion*—Tensile strength is calculated from the maximum force during a tension test carried to rupture and the original cross-sectional area of the specimen.

3.1.9 *uniform elongation, El_u [%]*—the elongation determined at the maximum force sustained by the test piece just prior to necking or fracture, or both.

3.1.9.1 *Discussion*—Uniform elongation includes both elastic and plastic elongation.

3.1.10 *upper yield strength, UYS [FL^{-2}]*—in a uniaxial test, the first stress maximum (stress at first zero slope) associated with discontinuous yielding at or near the onset of plastic deformation.

3.1.11 *yield point elongation, YPE , n* —in a uniaxial test, the strain (expressed in percent) separating the stress-strain curve's first point of zero slope from the point of transition from discontinuous yielding to uniform strain hardening.

3.1.11.1 *Discussion*—If the transition occurs over a range of strain, the YPE end point is the intersection between (a) a horizontal line drawn tangent to the curve at the last zero slope and (b) a line drawn tangent to the strain hardening portion of the stress-strain curve at the point of inflection. If there is no

point at or near the onset of yielding at which the slope reaches zero, the material has 0 % YPE.

3.1.12 *yield strength, YS or S_y [FL^{-2}]*, n —the engineering stress at which, by convention, it is considered that plastic elongation of the material has commenced.

3.1.12.1 *Discussion*—This stress may be specified in terms of (a) a specified deviation from a linear stress-strain relationship, (b) a specified total extension attained, or (c) maximum or minimum engineering stresses measured during discontinuous yielding.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 *referee test, n* —test made to settle a disagreement as to the conformance to specified requirements, or conducted by a third party to arbitrate between conflicting results. **D1566, D11.08**

4. Significance and Use

4.1 Tension tests provide information on the strength and ductility of materials under uniaxial tensile stresses. This information may be useful in comparisons of materials, alloy development, quality control, and design under certain circumstances.

4.2 The results of tension tests of specimens machined to standardized dimensions from selected portions of a part or material may not totally represent the strength and ductility properties of the entire end product or its in-service behavior in different environments.

4.3 These test methods are considered satisfactory for acceptance testing of commercial shipments. The test methods have been used extensively in the trade for this purpose.

5. Apparatus

5.1 *Testing Machines*—Machines used for tension testing shall conform to the requirements of Practices E4. The forces used in determining tensile strength and yield strength shall be within the verified force application range of the testing machine as defined in Practices E4.

5.2 Gripping Devices:

5.2.1 *General*—Various types of gripping devices may be used to transmit the measured force applied by the testing machine to the test specimens. To ensure axial tensile stress within the gauge length, the axis of the test specimen should coincide with the center line of the heads of the testing machine. Any departure from this requirement may introduce bending stresses that are not included in the usual stress computation (force divided by cross-sectional area).

NOTE 1—The effect of this eccentric force application may be illustrated by calculating the bending moment and stress thus added. For a standard 12.5-mm [0.500-in.] diameter specimen, the stress increase is 1.5 percentage points for each 0.025 mm [0.001 in.] of eccentricity. This error increases to 2.5 percentage points/ 0.025 mm [0.001 in.] for a 9 mm [0.350-in.] diameter specimen and to 3.2 percentage points/ 0.025 mm [0.001 in.] for a 6-mm [0.250-in.] diameter specimen.

NOTE 2—Alignment methods are given in Practice E1012.

5.2.2 *Wedge Grips*—Testing machines usually are equipped with wedge grips. These wedge grips generally furnish a satisfactory means of gripping long specimens of ductile metal

 E8/E8M – 13a

and flat plate test specimens such as those shown in Fig. 1. If, however, for any reason, one grip of a pair advances farther than the other as the grips tighten, an undesirable bending stress may be introduced. When liners are used behind the wedges, they must be of the same thickness and their faces must be flat and parallel. For best results, the wedges should be supported over their entire lengths by the heads of the testing machine. This requires that liners of several thicknesses be available to cover the range of specimen thickness. For proper gripping, it is desirable that the entire length of the serrated face of each wedge be in contact with the specimen. Proper alignment of wedge grips and liners is illustrated in Fig. 2. For short specimens and for specimens of many materials it is generally necessary to use machined test specimens and to use a special means of gripping to ensure that the specimens, when under load, shall be as nearly as possible in uniformly distributed pure axial tension (see 5.2.3, 5.2.4, and 5.2.5).

5.2.3 Grips for Threaded and Shouldered Specimens and Brittle Materials—A schematic diagram of a gripping device for threaded-end specimens is shown in Fig. 3, while Fig. 4 shows a device for gripping specimens with shouldered ends. Both of these gripping devices should be attached to the heads of the testing machine through properly lubricated spherical-seated bearings. The distance between spherical bearings should be as great as feasible.

5.2.4 Grips for Sheet Materials—The self-adjusting grips shown in Fig. 5 have proven satisfactory for testing sheet materials that cannot be tested satisfactorily in the usual type of wedge grips.

5.2.5 Grips for Wire—Grips of either the wedge or snubbing types as shown in Fig. 5 and Fig. 6 or flat wedge grips may be used.

5.3 Dimension-Measuring Devices—Micrometers and other devices used for measuring linear dimensions shall be accurate and precise to at least one half the smallest unit to which the individual dimension is required to be measured.

5.4 Extensometers—Extensometers used in tension testing shall conform to the requirements of Practice E83 for the classifications specified by the procedure section of this test method. Extensometers shall be used and verified to include the strains corresponding to the yield strength and elongation at fracture (if determined).

5.4.1 Extensometers with gauge lengths equal to or shorter than the nominal gauge length of the specimen (dimension shown as “G-Gauge Length” in the accompanying figures) may be used to determine the yield behavior. For specimens without a reduced section (for example, full cross sectional area specimens of wire, rod, or bar), the extensometer gauge length for the determination of yield behavior shall not exceed 80 % of the distance between grips. For measuring elongation at fracture with an appropriate extensometer, the gauge length of the extensometer shall be equal to the nominal gauge length required for the specimen being tested.

6. Test Specimens

6.1 General:

6.1.1 Specimen Size—Test specimens shall be either substantially full size or machined, as prescribed in the product specifications for the material being tested.

6.1.2 Location—Unless otherwise specified, the axis of the test specimen shall be located within the parent material as follows:

6.1.2.1 At the center for products 40 mm [1.500 in.] or less in thickness, diameter, or distance between flats.

6.1.2.2 Midway from the center to the surface for products over 40 mm [1.500 in.] in thickness, diameter, or distance between flats.

6.1.3 Specimen Machining—Improperly prepared test specimens often are the reason for unsatisfactory and incorrect test results. It is important, therefore, that care be exercised in the preparation of specimens, particularly in the machining, to maximize precision and minimize bias in test results.

6.1.3.1 The reduced sections of prepared specimens should be free of cold work, notches, chatter marks, grooves, gouges, burrs, rough surfaces or edges, overheating, or any other condition which can deleteriously affect the properties to be measured.

NOTE 3—Punching or blanking of the reduced section may produce significant cold work or shear burrs, or both, along the edges which should be removed by machining.

6.1.3.2 Within the reduced section of rectangular specimens, edges or corners should not be ground or abraded in a manner which could cause the actual cross-sectional area of the specimen to be significantly different from the calculated area.

6.1.3.3 For brittle materials, large radius fillets at the ends of the gauge length should be used.

6.1.3.4 The cross-sectional area of the specimen should be smallest at the center of the reduced section to ensure fracture within the gauge length. For this reason, a small taper is permitted in the reduced section of each of the specimens described in the following sections.

6.1.4 Specimen Surface Finish—When materials are tested with surface conditions other than as manufactured, the surface finish of the test specimens should be as provided in the applicable product specifications.

NOTE 4—Particular attention should be given to the uniformity and quality of surface finish of specimens for high strength and very low ductility materials since this has been shown to be a factor in the variability of test results.

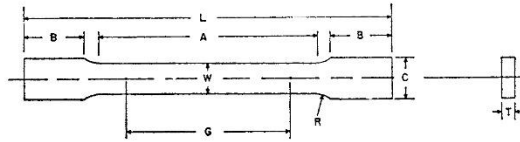
6.2 Plate-Type Specimens—The standard plate-type test specimen is shown in Fig. 1. This specimen is used for testing metallic materials in the form of plate, shapes, and flat material having a nominal thickness of 5 mm [0.188 in.] or over. When product specifications so permit, other types of specimens may be used, as provided in 6.3, 6.4, and 6.5.

6.3 Sheet-Type Specimens:

6.3.1 The standard sheet-type test specimen is shown in Fig. 1. This specimen is used for testing metallic materials in the form of sheet, plate, flat wire, strip, band, hoop, rectangles, and shapes ranging in nominal thickness from 0.13 to 19 mm [0.005 to 0.750 in.]. When product specifications so permit, other types of specimens may be used, as provided in 6.2, 6.4, and 6.5.

Lanjutan Lampiran J

E8/E8M – 13a



	Dimensions		
	Standard Specimens	Subsize Specimen	
	Plate-Type, 40 mm [1.500 in.] Wide	Sheet-Type, 12.5 mm [0.500 in.] Wide	6 mm [0.250 in.] Wide
	mm [in.]	mm [in.]	mm [in.]
G—Gauge length (Note 1 and Note 2)	200.0 ± 0.2 [8.00 ± 0.01]	50.0 ± 0.1 [2.00 ± 0.005]	25.0 ± 0.1 [1.000 ± 0.003]
W—Width (Note 3 and Note 4)	40.0 ± 2.0 [1.500 ± 0.125, -0.250]	12.5 ± 0.2 [0.500 ± 0.010]	6.0 ± 0.1 [0.250 ± 0.005]
T—Thickness (Note 5)		thickness of material	
R—Radius of fillet, min (Note 6)	25 [1]	12.5 [0.500]	6 [0.250]
L—Overall length, min (Note 2, Note 7, and Note 8)	450 [18]	200 [8]	100 [4]
A—Length of reduced section, min	225 [9]	57 [2.25]	32 [1.25]
B—Length of grip section, min (Note 9)	75 [3]	50 [2]	30 [1.25]
C—Width of grip section, approximate (Note 4 and Note 9)	50 [2]	20 [0.750]	10 [0.375]

NOTE 1—For the 40 mm [1.500 in.] wide specimen, punch marks for measuring elongation after fracture shall be made on the flat or on the edge of the specimen and within the reduced section. Either a set of nine or more punch marks 25 mm [1 in.] apart, or one or more pairs of punch marks 200 mm [8 in.] apart may be used.

NOTE 2—When elongation measurements of 40 mm [1.500 in.] wide specimens are not required, a minimum length of reduced section (A) of 75 mm [2.25 in.] may be used with all other dimensions similar to those of the plate-type specimen.

NOTE 3—For the three sizes of specimens, the ends of the reduced section shall not differ in width by more than 0.10, 0.05 or 0.02 mm [0.004, 0.002 or 0.001 in.], respectively. Also, there may be a gradual decrease in width from the ends to the center, but the width at each end shall not be more than 1 % larger than the width at the center.

NOTE 4—For each of the three sizes of specimens, narrower widths (W and C) may be used when necessary. In such cases the width of the reduced section should be as large as the width of the material being tested permits; however, unless stated specifically, the requirements for elongation in a product specification shall not apply when these narrower specimens are used.

NOTE 5—The dimension T is the thickness of the test specimen as provided for in the applicable material specifications. Minimum thickness of 40 mm [1.500 in.] wide specimens shall be 5 mm [0.188 in.]. Maximum thickness of 12.5 and 6 mm [0.500 and 0.250 in.] wide specimens shall be 19 and 6 mm [0.750 and 0.250 in.], respectively.

NOTE 6—For the 40 mm [1.500 in.] wide specimen, a 13 mm [0.500 in.] minimum radius at the ends of the reduced section is permitted for steel specimens under 690 MPa [100 000 psi] in tensile strength when a profile cutter is used to machine the reduced section.

NOTE 7—The dimension shown is suggested as a minimum. In determining the minimum length, the grips must not extend in to the transition section between Dimensions A and B, see Note 9.

NOTE 8—To aid in obtaining axial force application during testing of 6-mm [0.250-in.] wide specimens, the overall length should be as large as the material will permit, up to 200 mm [8.00 in.].

NOTE 9—It is desirable, if possible, to make the length of the grip section large enough to allow the specimen to extend into the grips a distance equal to two thirds or more of the length of the grips. If the thickness of 12.5 mm [0.500-in.] wide specimens is over 10 mm [0.375 in.], longer grips and correspondingly longer grip sections of the specimen may be necessary to prevent failure in the grip section.

NOTE 10—For the three sizes of specimens, the ends of the specimen shall be symmetrical in width with the center line of the reduced section within 2.5, 1.25 and 0.13 mm [0.10, 0.05 and 0.005 in.], respectively. However, for referee testing and when required by product specifications, the ends of the 12.5 mm [0.500 in.] wide specimen shall be symmetrical within 0.2 mm [0.01 in.].

NOTE 11—For each specimen type, the radii of all fillets shall be equal to each other within a tolerance of 1.25 mm [0.05 in.], and the centers of curvature of the two fillets at a particular end shall be located across from each other (on a line perpendicular to the centerline) within a tolerance of 2.5 mm [0.10 in.].

NOTE 12—Specimens with sides parallel throughout their length are permitted, except for referee testing, provided: (a) the above tolerances are used; (b) an adequate number of marks are provided for determination of elongation; and (c) when yield strength is determined, a suitable extensometer is used. If the fracture occurs at a distance of less than 2 W from the edge of the gripping device, the tensile properties determined may not be representative of the material. In acceptance testing, if the properties meet the minimum requirements specified, no further testing is required, but if they are less than the minimum requirements, discard the test and retest.

FIG. 1 Rectangular Tension Test Specimens

Lampiran K Definisi Variabel pada SPSS (*Variable View*)

Name	Type	Width	Decimals	Label	Values	Missing	Columns	Align	Measure	Role
Kelompok	Numeric	8	0		{1, Original}...	None	8	Right	Nominal	Input
UTS	Numeric	8	1		None	None	8	Right	Scale	Input
Yield	Numeric	8	1		None	None	8	Right	Scale	Input
Elongation	Numeric	8	1		None	None	8	Right	Scale	Input

Value Labels

Value:

Spelling...

Label:

Add

Change

Remove

1 = "Original"

2 = "Blend-Out"

OK

Cancel

Help

Lampiran L *Input Data Mentah* pada SPSS (*Data View*)

DATA AWAL.sav [DataSet1] - IBM SPSS Statistics Data Editor

File Edit View Data Transform Analyze Graphs Utilities Extensions Window Help

Visible: 4 of 4 Variables

	Kelompok	UTS	Yield	Elongation	var	var	var	var	var	var	var	var	var	var	var	var	var	var
1	1	480.2	342.5	17.5														
2	1	485.6	347.8	18.2														
3	1	482.1	344.2	17.8														
4	1	486.4	348.6	18.5														
5	1	479.3	341.1	17.6														
6	2	445.3	315.2	14.6														
7	2	438.1	309.8	15.1														
8	2	442.6	313.5	14.3														
9	2	440.8	311.0	14.9														
10	2	436.4	307.6	14.5														
11																		
12																		
13																		
14																		
15																		
16																		
17																		
18																		
19																		
20																		
21																		
22																		
23																		
24																		
25																		
26																		

Data View Variable View

Group Statistics

	Kelompok	N	Mean	Std. Deviation	Std. Error Mean
UTS	Original	5	482.720	3.1729	1.4189
	Blend-Out	5	440.640	3.5360	1.5813
Yield	Original	5	344.840	3.2700	1.4624
	Blend-Out	5	311.420	3.0003	1.3418
Elongation	Original	5	17.920	.4207	.1881
	Blend-Out	5	14.680	.3194	.1428

Lampiran N Uji Normalitas Shapiro-Wilk

Tests of Normality

	Kelompok	Kolmogorov-Smirnov ^a			Shapiro-Wilk		
		Statistic	df	Sig.	Statistic	df	Sig.
UTS	Original	.218	5	.200 [*]	.901	5	.414
	Blend-Out	.164	5	.200 [*]	.980	5	.935
Yield	Original	.217	5	.200 [*]	.917	5	.513
	Blend-Out	.156	5	.200 [*]	.981	5	.941
Elongation	Original	.212	5	.200 [*]	.925	5	.566
	Blend-Out	.199	5	.200 [*]	.967	5	.858

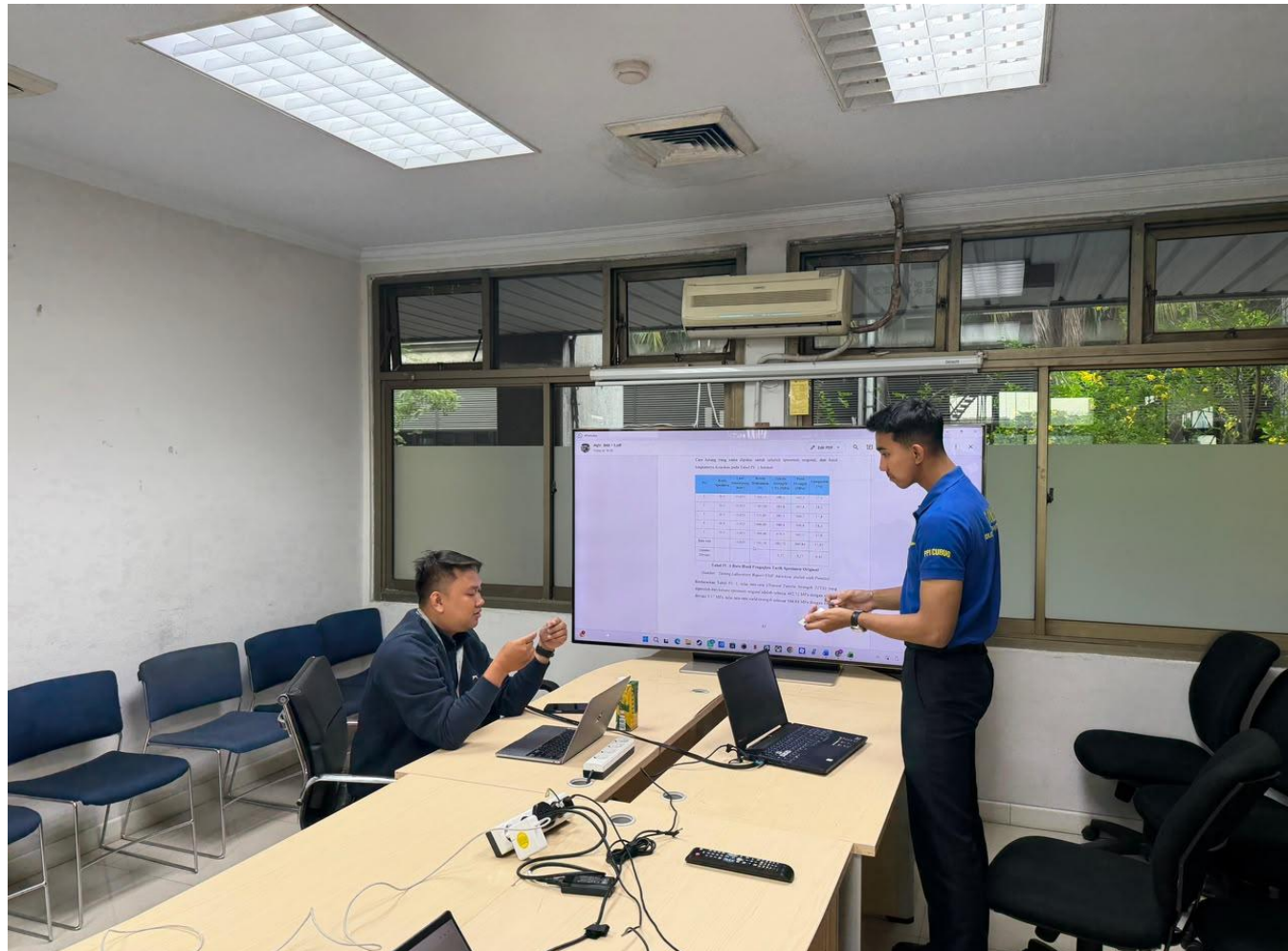
*. This is a lower bound of the true significance.

a. Lilliefors Significance Correction

Lampiran O Uji Homogenitas (Lavene's *Test*) dan *Independent Samples T-Test*

Independent Samples Test										
		Levene's Test for Equality of Variances		t-test for Equality of Means						
		F	Sig.	t	df	Sig. (2-tailed)	Mean Difference	Std. Error Difference	95% Confidence Interval of the Difference	
									Lower	Upper
UTS	Equal variances assumed	.008	.930	19.806	8	<.001	42.0800	2.1246	37.1806	46.9794
	Equal variances not assumed			19.806	7.908	<.001	42.0800	2.1246	37.1707	46.9893
Yield	Equal variances assumed	.156	.703	16.839	8	<.001	33.4200	1.9847	28.8433	37.9967
	Equal variances not assumed			16.839	7.941	<.001	33.4200	1.9847	28.8374	38.0026
Elongation	Equal variances assumed	.788	.401	13.716	8	<.001	3.2400	.2362	2.6953	3.7847
	Equal variances not assumed			13.716	7.461	<.001	3.2400	.2362	2.6883	3.7917

Lampiran P Dokumentasi Hasil



Lampiran Q Surat Validasi Hasil



Interoffice Correspondence

ATTN : Andri Kurniawan, S.ST., MT.

DATE : 06 Agustus 2026

TO : Politeknik Penerbangan Indonesia

YOUR REF : -

SUBJ : Final Project Validation Letter

OUR REF : TBI/040826/015

Dear All ,

Refer to Indonesian Aviation Polytechnic final project **"ANALYSIS OF THE EFFECT OF BLEND-OUT ON TENSILE STRENGTH OF THE AFT CARGO DOOR OF AIRBUS A330 AIRCRAFT"** by Abudzar Sulistyo Alghifari, base on tensile test data according to ASTM E8/E8M standard and Independent Samples T-Test method, the repair blend-out on the aft cargo door structure causes a decrease in tensile strength, yield strength, and elongation, yet the blend-out depth remains within the allowable limit of SRM category B, so the repair method is stated valid and effective.

This letter is to certify that the above referenced and its associated evaluation is **Received and will be Considered.**

Warm Regards,



Dokumen ini dikirim secara elektronik dan tidak perlu tanda tangan



Lampiran R Lembar Persetujuan Mengikuti Tugas Akhir



POLITEKNIK PENERBANGAN INDONESIA CURUG
PROGRAM STUDI D.IV TEKNIK PESAWAT UDARA
Jl. Raya PLP Curug Tangerang 15820 – Banten, Indonesia
Telp. : (021) 598-2203/04/05 Fax.: (021) 598-2234 www.ppicurug.ac.id

LEMBAR PERSETUJUAN MENGIKUTI UJIAN TUGAS AKHIR

Yang bertanda tangan di bawah ini adalah pembimbing Tugas Akhir :

Nama Taruna : ABUDZAR SULISTYO ALGHIFARI
NIT : 16022230001
Program Studi : TEKNIK PESAWAT UDARA
Judul Tugas Akhir : ANALISIS PENGARUH BLEND OUT TERHADAP
KEKUATAN TARIK PADA AFT CARGO DOOR
PESAWAT AIRBUS 330

Sesuai dengan persyaratan yang di atur dalam Pedoman Tugas Akhir Politeknik Penerbangan Indonesia Curug, maka dengan ini menyetujui Taruna tersebut di atas untuk mengikuti Ujian Tugas Akhir pada Tahun Akademik 2025/2026.

Demikian surat persetujuan kami, atas kerjasamanya kami ucapkan terima kasih.

Tangerang, 07 Agustus 2026

Pembimbing I

Lilies Esthi Riyanti, S.SiT, MT

Penata Tk. I (III/d)

NIP. 19820720200502 2 001

Pembimbing II

ABDAN MUGHNI SYAFA'AT, S.Tr.T

Penata Muda (III/a)

NIP. 20010528202310 1 002

Lampiran S Cek Turnitin

BAB 1-5 FINAL NASKAH.pdf

ORIGINALITY REPORT

16%

SIMILARITY INDEX

PRIMARY SOURCES

1	repository.ppicurug.ac.id Internet	415 words — 3%
2	repository.poltekbangplg.ac.id Internet	141 words — 1%
3	repository.its.ac.id Internet	100 words — 1%
4	repository.uin-suska.ac.id Internet	96 words — 1%
5	repository.itera.ac.id Internet	95 words — 1%
6	www.scribd.com Internet	55 words — < 1%
7	journal.unpas.ac.id Internet	48 words — < 1%
8	utw10945.utweb.utexas.edu Internet	38 words — < 1%
9	media.neliti.com Internet	34 words — < 1%
10	journal.amorfati.id Internet	32 words — < 1%
11	Sirong, Y.. "Microstructure evolution of SIMA processed Al2024", Materials Science & Engineering A, 20060325 Crossref	30 words — < 1%
12	Yella Inggrid Chrissanda, Nabila Wienda Wahyudi, Ahimsa Raihan Alwikan Abhipraya, Rahmawati Nur Shinta et al. "Effect of Reforming	30 words — < 1%

Lanjutan Lampiran S

Temperature on Mechanical and Metallographic Properties of Aluminum 6061
Materials on Train Sidewalls", Jurnal Perkeretaapian Indonesia (Indonesian Railway
Journal), 2025
Crossref

13	eprints.poltekkesjogja.ac.id Internet	29 words — < 1%
14	core.ac.uk Internet	28 words — < 1%
15	eprints.uny.ac.id Internet	28 words — < 1%
16	adoc.pub Internet	27 words — < 1%
17	journal.iipsiliwangi.ac.id Internet	26 words — < 1%
18	www.mdpi.com Internet	26 words — < 1%
19	eprints.undip.ac.id Internet	25 words — < 1%
20	etheses.uin-malang.ac.id Internet	25 words — < 1%
21	ojs.uninus.ac.id Internet	23 words — < 1%
22	repository.untag-sby.ac.id Internet	23 words — < 1%
23	repository.syekhnurjati.ac.id Internet	21 words — < 1%
24	"High Performance Structural Materials", Springer Nature, 2018 Crossref	20 words — < 1%
25	digilib.uin-suka.ac.id Internet	20 words — < 1%
	digilib.uinkhas.ac.id	

RIWAYAT HIDUP



ABUDZAR SULISTYO ALGHIFARI, lahir di Kabupaten Cirebon, Jawa Barat, pada tanggal 24 September 2004. Penulis merupakan anak keempat dari pasangan Bapak Sutomo dan Ibu Lismi. Penulis menempuh pendidikan dasar di SDIT Assalamah Ungaran, Kabupaten Semarang, dan lulus pada tahun 2016. Selanjutnya, penulis melanjutkan pendidikan di SMP/IP Assalamah Ungaran, Kabupaten Semarang, dan berhasil menyelesaikan pendidikan pada tahun 2019. Pendidikan menengah atas ditempuh di SMA Negeri 1 Ungaran, Kabupaten Ungaran, hingga lulus pada tahun 2022. Pada tahun 2022, penulis diterima sebagai Taruna Politeknik Penerbangan Indonesia Curug, Tangerang, pada Program Studi Diploma IV Teknik Pesawat Udara Angkatan ke-17. Selama menjalani pendidikan, penulis memperoleh berbagai pengetahuan dan keterampilan di bidang teknik pesawat udara, khususnya yang berkaitan dengan struktur pesawat, sistem pesawat, perawatan (*maintenance*). Selain aktif dalam kegiatan akademik, penulis juga mengikuti berbagai kegiatan pengembangan karakter, kepemimpinan, dan keterampilan. Salah satunya adalah pelatihan *Jungle and Sea Survival* yang diselenggarakan dengan pembinaan dari Polisi Udara sebagai bekal dalam menghadapi kondisi darurat di lingkungan operasi penerbangan. Pada tahun 2023, penulis memperoleh kepercayaan untuk mengemban amanah sebagai anggota Resimen Korps Taruna, yang memberikan pengalaman dalam membangun kedisiplinan, kepemimpinan, tanggung jawab, serta kemampuan bekerja sama dalam organisasi. Sebagai bagian dari proses pendidikan vokasi, pada tahun 2025 penulis melaksanakan *On the Job Training* (OJT) di PT Aero Nusantara Indonesia, Balai Besar Kalibrasi Fasilitas Penerbangan dan PT GMF AeroAsia. Melalui kegiatan tersebut, penulis memperoleh pengalaman langsung dalam lingkungan industri perawatan pesawat udara, khususnya pada pelaksanaan inspeksi, pemeliharaan, dan penerapan prosedur kerja sesuai standar industri penerbangan.