



Analisis Uji Kekuatan Tarik *Doubler Riveting* *Alluminium Sheet 7075-T6 Terhadap Ribs* Setelah *Annealing* dan *Tempering*

Analysis of Tensile Strength Test of Doubler Riveting Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Against Ribs After Treated Annealing and Tempering Process

Krisna Arief Prayoga¹, Herman², Hengky E.F.³

^{1,2,3} Departemen Teknik Aeronautika Pertahanan AAU

E-mail: krisnaariefprayoga17@gmail.com, hermanir90@gmail.com,
susgumil46henkyemanuelf@gmail.com

Abstract— The doubler riveting process is currently very important to repair cracks in aircraft. This process is carried out to prevent the crack from widening wider which will certainly cause the release of the skin from the airplane frame. The purpose of making this final project is to compare the effect or influence of rivet patterns and heat treatment variations on test objects in the form of Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad. The method applied in this final project is to carry out surveys and field practice in the form of heat treatment specimens and tensile tests. The research steps that we use are like other studies, namely using test objects as objects of influence. Then from the test object is expected to be a comparison for the test that we carry out. Based on the data obtained, it can be seen that each variation of annealing, tempering, and no heat treatment has different stress, strain, and elastic modulus values. Whereas in the flat non-heat treatment, the data obtained is the largest elastic modulus value (62760.61 N/mm²) compared to the flat annealing value (12182.60 N/mm²) and the flat tempering value (21212.76 N/mm²). Likewise, in the zigzag pattern variation, the data obtained is that the elastic modulus value (60485.36 N/mm²) is greater than the zigzag annealing value (35156.02 N/mm²) and zigzag tempering (14618.78 N/mm²). From the tensile test results, it is known that specimens with variations will experience fractures in the rivet section. The benefit that we get from this research is that the difference in treatment of specimens both rivet patterns and heat treatment affects the tensile strength of the test specimens.

Keywords— Comparison, Rivet, Heat Treatment, Tensile, Aluminum 7075-T6 Alclad Alloy Sheet

Abstrak— Proses doubler riveting pada saat ini sangat penting untuk memperbaiki crack atau retakan pada pesawat terbang. Proses ini dilakukan untuk mencegah crack melebar lebih luas yang tentunya akan menyebabkan lepasnya skin dari kerangka pesawat. Tujuan dari pembuatan tugas akhir ini dilakukan untuk membandingkan efek atau pengaruh pola rivet dan variasi heat treatment terhadap benda uji berupa Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad. Metode yang diterapkan pada tugas akhir ini adalah melaksanakan survey dan praktik lapangan berupa heat treatment spesimen dan uji tarik. Langkah – Langkah penelitian yang kami gunakan seperti penelitian lainnya yaitu menggunakan benda uji sebagai objek pengaruh. Kemudian dari benda uji tersebut diharapkan dapat menjadi pembanding untuk uji yang kami laksanakan. Berdasarkan data yang diperoleh, maka dapat diketahui bahwa masing – masing variasi annealing, tempering, dan tanpa heat treatment memiliki nilai tegangan, regangan, dan modulus elastisitas yang berbeda. Sedangkan pada non heat treatment datar diperoleh data yaitu nilai modulus elastisitas (62760,61 N/mm²) terbesar dibanding nilai annealing datar (12182,60 N/mm²) dan nilai tempering datar (21212,76 N/mm²).

*Krisna Arief Prayoga

E-mail: krisnaariefprayoga17@gmail.com

Begitupun pada variasi pola zigzag diperoleh data yaitu nilai modulus elastisitas (60485,36 N/mm²) lebih besar daripada nilai annealing zigzag (35156,02 N/mm²) dan tempering zigzag (14618,78 N/mm²). Dari hasil uji tarik diketahui bahwa spesimen dengan variasi akan mengalami patah pada bagian rivet. Manfaat yang kami dapat dari penelitian ini adalah perbedaan perlakuan terhadap spesimen baik pola rivet dan heat treatment mempengaruhi kekuatan uji tarik benda uji.

Kata Kunci— Perbandingan, Rivet, Heat Treatment, Tarik, Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad.

I. PENDAHULUAN

Seperti yang diketahui pesawat C-130 Hercules merupakan pesawat angkut militer yang paling lama dan sering beroperasi di Indonesia. Pesawat ini mulai digunakan di Indonesia sejak tahun 1960 dan masih digunakan hingga sekarang dengan daya jelajah kurang lebih 45 ribu jam terbang. Pesawat ini memiliki kapasitas 92 penumpang yang tentunya memiliki fuselage yang luas dan lebar. Fuselage merupakan bagian badan utama sebuah pesawat dimana awak pesawat, penumpang atau kargo ditempatkan. *Fuselage* dilapisi dengan skin yang berbahan dasar Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad yang merupakan aluminium biasa dipakai sebagai bahan pesawat terbang pada umumnya. *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* merupakan aluminium yang mempunyai komposisi utama yaitu Al, Zn, Mg, Cu, serta sebagian kecil ditambah logam [1]. Kombinasi ini menghasilkan Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad yang memiliki kekuatan tertinggi diantara aluminium paduan seri lainnya [2]. Doubler adalah plat yang dipasang di bagian permukaan luar skin pesawat. Dalam penggunaannya sebagai doubler, *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* memiliki struktur yang keras sehingga perlu diperlakukan proses perlakuan panas terlebih dahulu. Annealing adalah metode perlakuan panas yang digunakan untuk membuat logam mudah ulet dan kurang keras sedangkan Tempering menghasilkan peningkatan pada keuletan dan mengurangi kerapuhan.

Djarot Wahyu Santoso dalam pengoperasian pesawat beberapa kasus damage sering terjadi berupa retak yang terjadi pada bagian fuselage, untuk itu perlu dilakukan repair untuk menjamin struktur tersebut layak digunakan [3]. Crack (retak) akan terjadi akibat perbedaan tekanan yang disebabkan oleh tegangan geser pada struktur skin fuselage (*fuselage shear load*). Retak awal yang terjadi pada lubang *fastener* semakin lama akan semakin bertambah lebar sehingga membentuk retak yang panjang pada arah longitudinal fuselage skin. Untuk mengatasi hal tersebut repair dilaksanakan dengan cara memasang doubler pada bagian yang retak untuk memperkuat struktur tersebut. Doubler yang digunakan menggunakan Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad lalu diperlakukan proses perlakuan terhadap panas yaitu annealing dan tempering setelah dilakukan tahap riveting terhadap ribs.

Penelitian ini memiliki maksud dan tujuan yaitu pengujian kekuatan aluminium pada skin pesawat C-130 Hercules yang telah melalui proses *doubler riveting*. Maksud penelitian ini adalah untuk menguji kekuatan tarik doubler riveting pada aluminium yang telah dan belum melalui proses perlakuan panas, sekaligus sebagai tugas akhir Taruna. Tujuan utama dari penelitian ini mencakup tiga hal: untuk membandingkan kekuatan tarik aluminium yang telah mengalami perlakuan panas dengan yang belum terhadap skin pesawat C-130 Hercules; untuk menilai kelayakan *Aluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* baik yang telah maupun belum melalui proses perlakuan panas sebagai bahan doubler; dan untuk membandingkan kualitas *doubler* yang belum diperlakukan panas dengan yang telah melalui proses tersebut. Rumusan masalah dalam penelitian ini berfokus pada hasil uji kekuatan tarik berdasarkan pola rivet datar dan zigzag, serta analisis spesimen dengan kekuatan tarik dan elastisitas terbaik. Penelitian ini dibatasi pada pengujian kekuatan tarik hasil perlakuan panas Annealing dan Tempering pada *Aluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* dengan pola rivet datar dan zigzag.

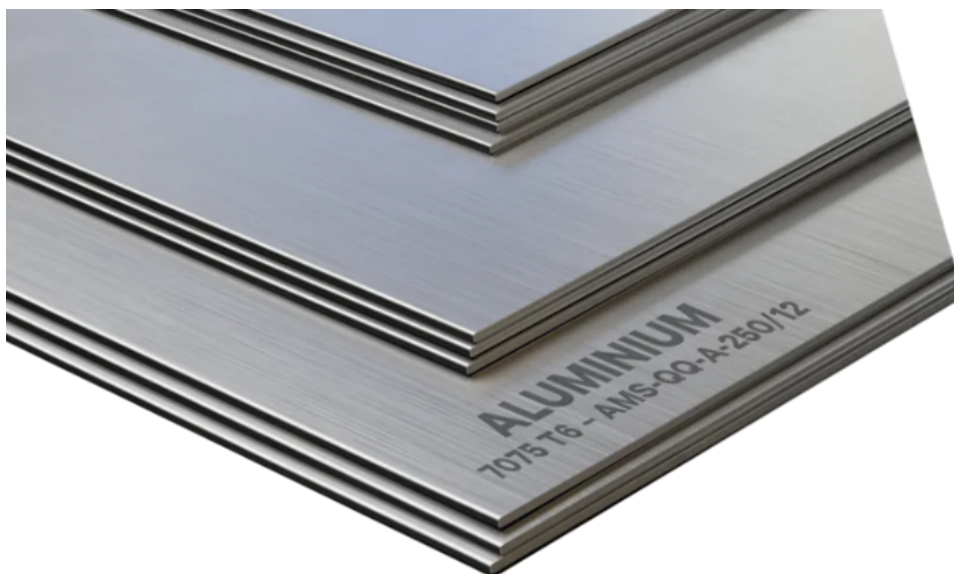
Berdasarkan literatur maka dapat dijadikan referensi bahwa *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* dapat menjadi *doubler* melalui proses perlakuan terhadap panas dan pengujian mekanik uji kekuatan tarik. Dengan melihat hal tersebut, maka disusunlah tugas akhir yang berjudul “Analisis Uji Kekuatan Tarik Pengerjaan *Doubler Riveting Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* Ketebalan 0,8 Mm Terhadap Ribs Ketebalan 2,32 Mm Pesawat C-130 Hercules Setelah Diperlakukan Proses *Annealing* Dan *Tempering*”.

II. LANDASAN TEORI

Bab ini secara sistematis menguraikan teori-teori yang berkaitan dengan permasalahan yang dibahas dalam penelitian. Landasan teori memberikan gambaran umum mengenai penelitian yang dilakukan dan menghubungkan teori-teori yang ada dengan menggunakan parameter-parameter yang kemudian akan dibandingkan. Landasan teori mencakup referensi yang terbaru, relevan, dan asli, serta menjelaskan teori-teori umum yang menjadi dasar dalam mengkaji masalah yang diteliti.

A. Aluminium 7075-T6.

Menurut Irawan, Y.S. dalam buku *Material Teknik*, Aluminium Alloy 7075-T6 termasuk aluminium seri 7xxx yang merupakan paduan antara aluminium, seng, dan magnesium [4]. Angka "0" menunjukkan paduan dasar, sedangkan "75" mengindikasikan kandungan seng dan magnesium sebesar 0,75%. "T6" berarti telah melalui proses *solution heat treatment* dan *artificial aging* di atas suhu ruang. Tempering, yang ditandai dengan huruf "T", adalah perlakuan panas untuk mengubah sifat dan struktur logam, seperti pada 7075-T6. Tempering diklasifikasikan berdasarkan jenis perlakuannya.



Gambar 2.1 Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad

Aluminium Alloy 7075-T6 merupakan paduan aluminium-zinc dengan kandungan zinc antara 1% hingga 8%, serta sedikit tambahan magnesium, tembaga, dan kromium. Paduan ini dikenal memiliki kekuatan yang sangat tinggi, bahkan melebihi kekuatan baja ringan. Keseimbangan biner semu yang terbentuk antara aluminium dan senyawa antar logam $MgZn_2$ menyebabkan kelarutan menurun saat suhu turun, yang berkontribusi pada

karakteristik kekuatannya. Salah satu paduan yang sering digunakan, yaitu Al-5,5%Zn-2,5%Mn-1,5%Cu-0,3%Cr-0,2%Mn, dikenal sebagai 7075 dan umumnya digunakan dalam konstruksi pesawat terbang karena kekuatan tertingginya di antara paduan lainnya. Paduan aluminium lainnya juga banyak dimanfaatkan dalam berbagai industri, tergantung pada kebutuhan spesifik aplikasi.

Seri Paduan	Paduan Utama	Sifat-sifat	Industri
1xxx	-	High corrosion resistance, high electrical and thermal conductivity, easy workability	Electrical and chemical
2xxx	Tembaga (Cu)	High strength	Aircraft, automobile
3xxx	Mangan (Mn)	Combines moderate strength with good workability	Construction, automobile (truck bodies)
4xxx	Silicon (Si)	Lower melting point, not brittle	Automotive, mechanical engineering
5xxx	Magnesium (Mg)	Moderate/high strength. Very high corrosion resistance	Packaging (cansheet)
6xxx	Magnesium/silicon	Medium strength, corrosion resistant and heat treatable	Construction, transport and engineering
7xxx	Seng (Zn)	Very high strength	Aircraft, other applications requiring high strength/weight ratios
8xxx	Various	Specific. Example: alloying with Tin (Sn) for high fatigue strength	Very high stress engineering applications

Sumber: Hadi, 2000.

Gambar 2.2 Jenis Paduan Aluminium.

B. Uji Kekuatan Tarik.

Uji tarik adalah metode untuk menguji kekuatan material dengan memberikan beban gaya sesumbu yang bertambah secara kontinyu, mengukur perpanjangan material hingga putus [5]. Uji tarik rekayasa banyak dilakukan untuk melengkapi informasi rancangan dasar kekuatan suatu bahan dan sebagai data pendukung bagi spesifikasi bahan [6]. Pengujian ini sederhana, murah, dan telah distandardisasi secara global, seperti ASTM E8 di Amerika dan JIS 2241 di Jepang. Kurva tegangan regangan diperoleh dari pengukuran perpanjangan, yang memberikan informasi penting tentang kekuatan dan karakteristik material terhadap gaya tarik. Alat uji tarik harus memiliki cengkeraman kuat dan kekakuan tinggi untuk memastikan hasil yang akurat. Fokus utama uji tarik adalah kemampuan bahan menahan beban maksimum, dikenal sebagai "*Ultimate Tensile Strength*" (UTS). Pada tahap awal uji tarik, sesuai dengan Hukum Hooke, hubungan antara beban dan perubahan panjang bahan bersifat linier, di mana stress berbanding lurus dengan strain. Stress adalah beban dibagi luas penampang, sedangkan strain adalah pertambahan panjang dibagi panjang awal.

C. Heat Treatment

Heat Treatment adalah proses pemanasan dan pendinginan terkendali untuk mengubah sifat fisik dan mekanik material sesuai kebutuhan [7]. Proses ini meliputi tiga tahap: *heating* (pemanasan hingga suhu tertentu untuk mengubah struktur atom), *holding* (menahan suhu untuk membentuk struktur yang teratur), dan *cooling* (pendinginan untuk memperoleh sifat fisik dan mekanik yang diinginkan). Teknik perlakuan panas meliputi *annealing*, *case hardening*, *precipitation strengthening*, *tempering*, dan *quenching*. Perlakuan panas bertujuan mengurangi deformasi, mengubah sifat material, dan menghilangkan tegangan sisa, serta sering diterapkan dalam industri logam dan kedirgantaraan untuk meningkatkan kualitas material.

Jenis-jenis heat treatment meliputi berbagai proses untuk mengubah sifat fisik dan mekanik material. Annealing adalah pemanasan logam hingga 477-635°C lalu pendinginan perlahan untuk melunakkan, menghaluskan butiran kristal, dan menghilangkan tegangan, dengan jenis-jenis seperti stress-relief annealing, process annealing, spheroidising annealing, dan full annealing. Normalizing melibatkan pemanasan baja hingga di atas suhu transformasi, diikuti dengan pendinginan di udara bebas. Hardening memanaskan logam di atas titik kritis lalu mendinginkannya mendadak. Tempering adalah pemanasan kembali logam yang telah dikeraskan pada suhu sub-kritis untuk meningkatkan keuletan dan mengurangi kerapuhan, dengan variasi suhu yang berbeda untuk mencapai sifat yang diinginkan, seperti suhu rendah (150-300°C), sedang (300-550°C), dan tinggi (550-650°C).

D. Rivet

Rivet atau paku keling digunakan untuk menyambungkan lembaran logam atau bagian pesawat terbang. Jenis sambungan paku keling dalam konstruksi pesawat terbagi menjadi riveted lap joint, di mana bagian-bagian disusun saling menutupi dengan jenis single riveted lap joint dan double riveted lap joint, serta strap butt joint, yang menggunakan strap untuk menyambung ujung bagian terpisah dengan jenis single strap butt joint dan double strap butt joint. Pentingnya Rivet Pattern Layout adalah untuk memastikan setiap rivet menanggung beban secara merata, mencegah kerusakan di masa depan. Penempatan rivet harus mematuhi ketentuan: Edge Distance (ED), jarak dari pusat rivet ke tepi logam, yang idealnya 2 ½ kali diameter rivet, dan Rivet Spacing, jarak antara pusat dua rivet dalam satu baris, yang harus antara 6 hingga 8 kali diameter rivet. Contohnya, untuk rivet diameter 1/8 inci, ED adalah 5/16 inci dan jarak rivet antara ¾ inci hingga 1 inci.

Paku keling dalam pesawat terbang terbagi menjadi dua jenis utama: solid shank rivet dan rivet khusus (blind rivet). Solid shank rivet digunakan dalam perbaikan dan memerlukan bucking bar, dengan berbagai jenis kepala termasuk kepala bundar, anglo, universal, dan countersunk, masing-masing untuk aplikasi interior dan eksterior. Sementara itu, rivet khusus digunakan di ruang sempit yang tidak memungkinkan penggunaan bucking bar, seperti bagian interior dan lantai pesawat, dan tidak memerlukan kekuatan sebesar solid shank rivet.

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

A. Arsitektur Model Secara Umum

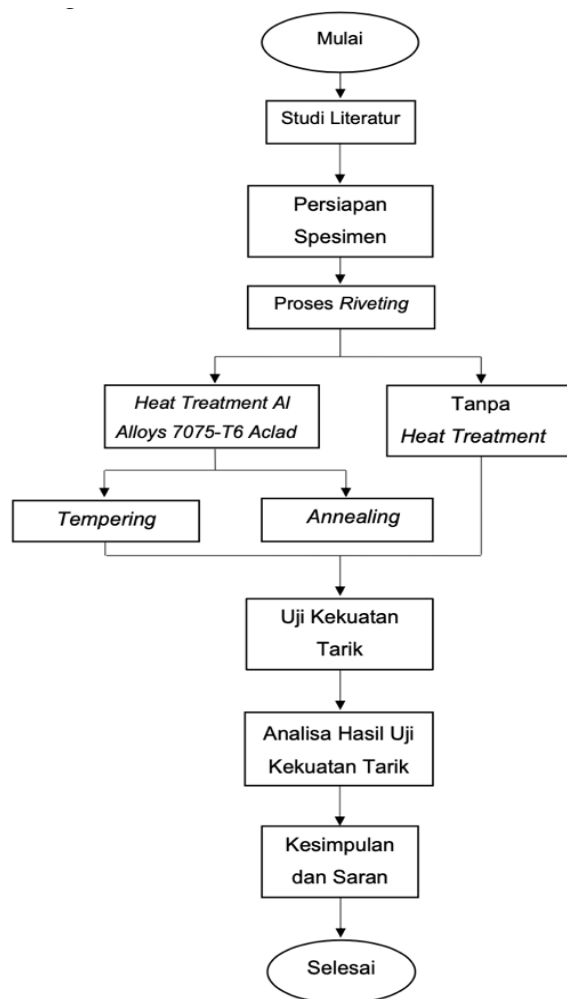
Penelitian ini bertujuan untuk menguji kekuatan tarik dari Aluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad melalui proses riveting dan perlakuan panas. Spesimen yang digunakan adalah aluminium alloy, yang akan menjalani proses riveting dengan metode pola datar dan zigzag. Setelah riveting, spesimen akan mengalami perlakuan panas dengan metode annealing dan

tempering. Uji kekuatan tarik akan dilakukan untuk menentukan kekuatan spesimen setelah perlakuan panas. Perhitungan hasil uji akan dilakukan setelah data diperoleh.

- a. Penyiapan Bahan Spesimen:
 - 1) Siapkan plat Aluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad.
- b. Proses Riveting:
 - 1) Siapkan paku keling dan plat Aluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad.
 - 2) Bor lubang pada plat.
 - 3) Masukkan paku keling ke lubang.
 - 4) Pastikan panjang paku sesuai standar.
 - 5) Gunakan rivet gun atau tang rivet untuk memukul ujung paku keling.
- c. Pembuatan Spesimen:
 - 1) Potong plat Aluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad sesuai desain ASTM A370
 - 2) Bentuk plat sesuai desain.
 - 3) Bor 6 lubang sesuai desain pada plat
 - 4) Riveting pada doubler dan ribs
 - 5) Hasil riveting dengan pola zigzag dan lurus.
- d. Proses Heat Treatment Annealing:
 - 1) Masukkan spesimen ke furnace.
 - 2) Panaskan hingga 413°C.
 - 3) Hold selama 2 jam.
 - 4) Dingin bersama furnace.
 - 5) Uji tarik setelah pendinginan.
- e. Proses Heat Treatment Tempering:
 - 1) Panaskan spesimen di bawah suhu kritis.
 - 2) Hold selama 2 jam.
 - 3) Dingin perlahan dengan udara.
 - 4) Uji tarik setelah pendinginan.
- f. Uji Kekuatan Tarik:
 - 1) Siapkan spesimen yang telah di heat treatment.
 - 2) Letakkan spesimen pada mesin uji.
 - 3) Pasang indenter bola baja dan atur beban.
 - 4) Tarik hingga jarum menunjukkan angka 500.
 - 5) Hitung waktu 15 detik.
 - 6) Ambil data hasil pengujian.

B. Diagram Alir

Diagram alir merupakan urutan atau tahap-tahap dari metodologi penelitian yang dapat digambarkan secara simbolis dengan prosedur pengerjaan tugas akhir dari tahap awal hingga tahap akhir yang nantinya dapat mengetahui hasil dari percobaan tugas akhir tersebut.



Gambar 1. Diagram alir PC dengan GPS

IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini, akan dibahas hasil uji kekuatan tarik dari spesimen yang telah melalui proses riveting dan heat treatment. Data yang diperoleh akan dianalisis untuk mengevaluasi kualitas spesimen. Perbandingan antara spesimen dengan pola rivet lurus dan zigzag, serta spesimen yang mengalami annealing, tempering, atau tanpa heat treatment akan dibahas untuk menarik kesimpulan tentang kualitas spesimen.

A. Implementasi Model

1. Pengujian Tarik

Data uji tarik diambil dari 6 spesimen dengan variasi *heat treatment* (*annealing*, *tempering*, dan tanpa perlakuan). Pengujian dilakukan di Laboratorium Pengujian Bahan ITDA karena mesin UTM di laboratorium sebelumnya tidak tersedia.

2. Analisis Data

a. Uji tarik (*Tensile Strength Test*). Perhitungan hasil uji tarik pada spesimen adalah sebagai berikut :

Tegangan (σ). Berikut adalah contoh perhitungan Tegangan hasil pengujian tarik pada spesimen :

$$\begin{aligned}\sigma &= \frac{F}{A} \\ F &= 1591,86 \text{ N} \\ A &= 13,72 \text{ mm}^2 \\ \sigma &= \frac{1591,86}{13,72} \text{ N/mm}^2 \\ \sigma &= 116,02 \text{ N/mm}^2\end{aligned}$$

b. Regangan (ϵ). Berikut adalah contoh perhitungan Regangan hasil pengujian tarik pada spesimen :

$$\begin{aligned}\epsilon &= \frac{\Delta L}{L} \\ \Delta L &= 2 \text{ mm} \\ L &= 210 \text{ mm} \\ \epsilon &= \frac{2}{210} \\ \epsilon &= 0,0095\end{aligned}$$

c. Modulus Elastisitas (E). Berikut adalah contoh perhitungan modulus elastisitas hasil pengujian tarik pada spesimen :

$$\begin{aligned}E &= \frac{\sigma}{\epsilon} \\ \sigma &= 116,02 \text{ N/mm}^2 \\ \epsilon &= 0,0095 \\ E &= \frac{116,02}{0,0095} \text{ N/mm}^2 \\ E &= 12182,60 \text{ N/mm}^2\end{aligned}$$

Contoh perhitungan di atas selanjutnya dapat digunakan untuk mencari modulus elastisitas hasil pengujian terhadap spesimen yang lainnya. Sehingga didapatkan hasil perhitungan modulus elastisitas seperti tabel di bawah ini.

B. Pembahasan

Dari perhitungan dan pengolahan data – data hasil analisis, sehingga dapat ditampilkan dalam tabel sebagai berikut :

Spesimen	Tegangan (N/mm ²)	Regangan	Modulus Elastisitas (N/mm ²)
A. Pola Datar			
SAD	116,02	0,0095	12182,60
STD	211,70	0,0057	21212,76
NHTD	298,86	0,0048	62760,61
Pola Zigzag			
SAZ	167,41	0,0048	35156,02
STZ	211,70	0,0143	14818,78
NHTZ	288,03	0,0048	60485,36

1. Berdasarkan data perhitungan diatas maka dapat dilihat nilai tegangan, regangan, dan modulus elastisitas dari hasil percobaan uji tarik pada spesimen plat *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6* dengan variasi pola *rivet* datar. Dari perbandingan pada tabel 4.6 dapat diketahui nilai tegangan dan modulus elastisitas terbesar didapatkan oleh spesimen *non-heat treatment* dengan nilai tegangan sebesar 298,86 N/mm² dan nilai modulus elastisitas sebesar 62760,61 N/mm² sedangkan nilai regangan yang kecil. Hal tersebut menunjukkan bahwa spesimen *non-heat treatment* merupakan spesimen yang paling kuat dan dapat mengembalikan bentuknya dengan mudah dan tidak mengalami deformasi permanen ketika dikenai gaya.
2. Berdasarkan data perhitungan diatas maka nilai tegangan, regangan, dan modulus elastisitas dari hasil percobaan uji tarik pada spesimen spesimen plat *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6* dengan variasi pola *rivet zigzag*. Dari perbandingan pada tabel 4.6 dapat diketahui nilai tegangan dan modulus elastisitas terbesar didapatkan oleh spesimen *non-heat treatment* dengan nilai tegangan sebesar 288,03 N/mm² dan nilai modulus elastisitas sebesar 60485,36 N/mm² sedangkan nilai regangan yang kecil. Hal tersebut menunjukkan bahwa spesimen *non-heat treatment* merupakan spesimen yang paling kuat dan dapat mengembalikan bentuknya dengan mudah dan tidak mengalami deformasi permanen ketika dikenai gaya.

V. KESIMPULAN

Berdasarkan analisis data hasil pengujian spesimen pada bab sebelumnya, maka dapat diambil kesimpulan dan saran sebagai output akhir dari seluruh rangkaian penelitian ini. Berikut data yang dapat kami simpulkan sebagai hasil akhir dari pengujian ini :

1. Hasil uji tarik spesimen *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* dengan variasi *Annealing*, *Tempering*, dan *Non-Heat Treatment* pada pola *rivet* datar dengan tegangan sebesar 116,02 N/mm² (*annealing*), 211,70 N/mm² (*tempering*), dan 298,86 N/mm² (*non-heat treatment*), regangan sebesar 0,0095 (*annealing*), 0,0057 (*tempering*), dan 0,0048 (*non-heat treatment*), dan modulus elastisitas sebesar 12182,60 N/mm² (*annealing*), 21212,76 N/mm² (*tempering*), dan 62760,61 N/mm² (*non-heat treatment*).
2. Hasil uji tarik spesimen *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad* dengan variasi *Annealing*, *Tempering*, dan *Non-Heat Treatment* pada pola *rivet* datar dengan tegangan sebesar 167,41 N/mm² (*annealing*), 211,70 N/mm² (*tempering*), dan 288,03 N/mm² (*non-heat treatment*), regangan sebesar 0,0048 (*annealing*), 0,0143 (*tempering*), dan 0,0048 (*non-heat treatment*), dan modulus elastisitas sebesar 35156,02 N/mm² (*annealing*), 14818,78 N/mm² (*tempering*), dan 60485,36 N/mm² (*non-heat treatment*).
3. Berdasarkan nilai tegangan pada hasil uji kekuatan tarik spesimen *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad*, spesimen tanpa *heat treatment* dengan pola *rivet* datar merupakan spesimen dengan kekuatan tarik terbaik.
4. Berdasarkan nilai modulus elastisitas pada hasil uji kekuatan tarik spesimen *Alluminium Alloy Sheet 7075-T6 Alclad*, spesimen tanpa *heat treatment* dengan pola *rivet zigzag* merupakan spesimen dengan elastisitas terbaik yang artinya spesimen dapat mengembalikan bentuknya dengan mudah dan tidak mengalami deformasi permanen ketika dikenai gaya.
5. Jarak antar lubang *rivet* dapat mempengaruhi hasil dari uji tarik yang dilakukan. Semakin dekat jarak antar *rivet*, maka distribusi gaya yang diterima setiap *rivet* akan tidak merata sehingga kekuatan tarik semakin menurun. Begitupun sebaliknya, semakin jauh jarak antar *rivet*, maka semakin tinggi nilai kekuatan tarik sambungan *rivet*.

6. Perbedaan antara proses *annealing* dan *tempering* yang kami lakukan terdapat pada proses pendinginan. Dimana pada proses pendinginan ini berpengaruh pada kekerasan spesimen pada saat uji tarik. Dapat dilihat pada grafik yang kami buat.

UCAPAN TERIMA KASIH

Naskah penelitian ini disusun dengan bantuan dari berbagai pihak yang membantu untuk penyelesaiannya. Untuk itu, penyusun pada kesempatan ini mengucapkan terima kasih dan rasa hormat setinggi-tingginya kepada :

1. Allah SWT Tuhan Yang Maha Kuasa atas rezeki dan nikmat yang diberikan hingga dapat menyelesaikan naskah tugas akhir ini.
2. Bapak Slamet Giarto dan Ibu Rosidah selaku Orang Tua yang telah memberikan dukungan dan doa tiada henti untuk menyelesaikan naskah tugas akhir ini.
3. Marsekal Muda TNI Dr. Ir. Purwoko Aji Prabowo, M.M., M.D.S sebagai Gubernur Akademi Angkatan Udara yang telah memberikan dukungan dan motivasi untuk menyelesaikan naskah tugas akhir ini.
4. Kolonel Tek Raden Aryo Surdihartono., S.T., M.Si. sebagai Kepala Departemen Aeronautika Akademi Angkatan Udara yang telah membantu dengan baik secara langsung maupun tidak langsung untuk selesainya penyusunan naskah tugas akhir ini.
5. Kolonel Tek Ir. Herman M.T. selaku Dosen Pembimbing yang telah mengarahkan, membimbing dan meluangkan waktu, pemikiran serta tenaga sehingga dapat menyelesaikan naskah tugas akhir ini dengan baik.
6. Seluruh rekan-rekan Taruna tingkat III yang selalu memberikan motivasi dan semangat penyusun dalam menyelesaikan naskah tugas akhir ini

REFERENSI

- [1] Surdia dan Saito, (1999), 'Pengetahuan Bahan Teknik'
- [2] Roswit and Ardianto, (2017) 'Repair Material Composite Damage Debonding Forward Of Frame X6630 Pada Eurocopter 155', STTKD: Jurnal Teknika
- [3] Santoso, D.W. (2017) 'ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR REPAIR SKIN DOUBLER PESAWAT B737-300', Angkasa: Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi, 8(2), p. 77. Available at: <https://doi.org/10.28989/angkasa.v8i2.121>.
- [4] Y.S, Irawan 'Material Teknik'.
- [5] Askeland., D. R., (1985), "The Science and Engineering of Material", Alternate Edition, PWS Engineering, Boston, USA
- [6] Dieter, George E. (1987). Metalurgi Mekanik. Jakarta: Erlangga.
- [7] Davis, H.E., Troxell, G.E., Wiskocil, C.T., (1955), 'The Testing and Inspection of Engineering Materias', McGraw-Hill Book Company, New York, USA
- [8] I, Kamenichny (1969) 'A Short Handbook Of Heat Treatment'. Peace Publishers Moscow
- [9] Hadiyanto, Arief, (2020). Buku Diktat Kuliah Taruna Akademi Angkatan Udara Struktur Pesawat Terbang
- [10] Handoyo, Yopi, (2015). 'Pengaruh Quenching dan Tempering pada Baja JIS Grade S45C Terhadap Sifat Mekanis Dan Struktur Mikro Crankshaft'
- [11] Panchal, Hemant (2020), 'Pengaruh Perlakuan Panas pada Berbagai Sifat Aluminium 7075: Sebuah Tinjauan'
- [12] Suito, Pangki (2022), 'Pengaruh Perlakuan Panas T6 Pada Alumunium Paduan AA7075 Terhadap Ketahanan Lelah Material'