



Perbandingan Doubler Aluminium Seri 2024-T3 Dan 7075-T6 Pada *Center Fuselage Lower Structure* Dengan Pengujian *Bending*.

(Comparison of 2024-T3 and 7075-T6 aluminum doublers on the center fuselage lower structure with bending tests)

Jilbert Arien Damopoli¹, Denden Mohamad Ariffin², Sya'ban Tri Hermawan³

^{1,2,3} Prodi Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara

E-mail: jilberdamopoli3@gmail.com, denden8552@gmail.com, syabantri@gmail.com

Abstract— *This research aims to carry out an in-depth comparison of material strength doubler in the 2024-T3 and 7075-T6 series aluminum alloys which are used widely in the aviation industry, especially in structure center fuselage lower structure C-130 Hercules aircraft. The main focus of the research is on the effect of heat treatment on the characteristics of the two alloys. The test method used is bending testing, which is one of the standard methods for evaluating material strength for structural applications. Through these tests, the mechanical response of both alloys can be better understood, including the stress distribution and deformation that occurs when loads are applied. The results of this testing will provide a deeper understanding of how heat treatment affects the strength and strength of materials in actual applications, especially in repairment aircraft to maintain smooth flight operations. Thus, this research can provide valuable insight for Engineers in selecting the most suitable materials for aircraft structures that meet safety and performance requirements. In addition, it is hoped that a better understanding of the mechanical characteristics of these two alloys can make an important contribution to the development of materials technology for the aviation industry in the future.*

Keywords— *Aluminium, Bending, Crack, Fuselage, Fitting.*

Abstrak— *Penelitian ini bertujuan untuk melakukan perbandingan mendalam terhadap kekuatan material doubler pada aluminium paduan seri 2024-T3 dan 7075-T6 yang digunakan secara luas dalam industri penerbangan, khususnya dalam struktur center fuselage lower structure pesawat C-130 Hercules. Fokus utama penelitian adalah pada pengaruh perlakuan panas terhadap karakteristik kedua paduan tersebut. Metode pengujian yang digunakan adalah pengujian bending, yang merupakan salah satu metode standar dalam mengevaluasi kekuatan material untuk aplikasi struktural. Melalui pengujian ini, respons mekanis dari kedua paduan dapat dipahami dengan lebih baik, termasuk distribusi tegangan dan deformasi yang terjadi saat beban diberikan. Hasil dari pengujian ini akan memberikan pemahaman yang lebih mendalam tentang bagaimana perlakuan panas mempengaruhi kekuatan dan kekuatan material pada aplikasi sebenarnya terutama pada repairment pesawat guna mempertahankan kelancaran operasional penerbangan. Dengan demikian, penelitian ini dapat memberikan wawasan yang berharga bagi Teknisi dalam memilih material yang paling sesuai untuk struktur pesawat yang memenuhi persyaratan keamanan dan kinerja. Selain itu, harapannya pemahaman yang lebih baik tentang karakteristik mekanis dari kedua paduan ini dapat memberikan kontribusi penting dalam pengembangan teknologi material untuk industri penerbangan di masa depan.*

Kata Kunci— *Aluminium, Bending, Crack, Fuselage, Fitting*

* Jilbert Arien Damopoli
E-mail jilberdamopoli3@gmail.com

I. PENDAHULUAN

TNI AU dalam menjalankan tugasnya didukung dengan adanya teknologi dan alutsista yang modern. Pesawat terbang merupakan alutsista utama yang dimiliki oleh TNI AU saat ini; salah satunya adalah pesawat *C-130 Hercules* produksi *Lockheed Martin*. Pesawat *C-130 hercules* telah didesain untuk membawa load sesuai kebutuhan tugasnya. Oleh sebab itu perlu dihindari adanya kerusakan struktur pada pada pesawat agar pesawat terhindar dari resiko kecelakaan.

Kekuatan struktur material yang bertahan lama adalah hal yang diharapkan dimiliki sebuah material terutama penyusun pesawat itu sendiri. Seiring berjalannya waktu, kekuatan struktur pada pesawat mengalami perubahan. Baik itu penurunan kekuatan struktur maupun adanya korosi. Hal ini terjadi karena adanya beberapa faktor yakni adanya fatigue yang terjadi pada permukaan material dikarenakan adanya pembebanan yang berulang. Sebagian besar material pesawat terbang terdiri dari Alumunium Paduan, dikarenakan alumunium ini memiliki karakteristik yang ringan dan kuat, tetapi material rentan terhadap kerusakan struktur. Penurunan kekuatan struktur tersebut bisa terjadi pada salah satu bagian pesawat yaitu *Fitting* yang menjadi target perbaikan/reparasi struktur..

Material *doubler* alumunium paduan seri 2024 – T3 dan 7075 – T6 adalah pilihan yang bisa digunakan sebagai material doubler pada perbaikan struktur yang mengalami keretakan (*crack*) Karakteristik maupun kekuatan dari kedua material ini tentunya memiliki kelebihan dan kekurangan masing masing sehingga dalam hal ini dilaksanakan uji bending untuk mengetahui kekuatan bending dari benda uji tersebut. Penelitian ini dilaksanakan untuk membandingkan antara kekuatan bending dari material Alumunium 2024 – T3 dan 7075 – T6 yang telah mengalami perlakuan panas. Diharapkan dengan didapatkan data kuat bending dari material tersebut, maka bisa dipilih material alumunium paduan mana yang paling cocok (*compatible*) sebagai material *doubler* pada *Fitting* pesawat C 130 Hercules yang terletak di *Center fuselage lower structure*. Karena dengan material yang kuat maka akan mampu menahan beban yang berlebih. Dengan kemampuan menahan beban yang bagus, maka diharapkan pesawat C-130 akan lebih ditingkatkan kualitas pelayanan operasionalnya di TNI AU.

II. LANDASAN TEORI

Pada penelitian berjudul Analisis Kegagalan Retak dan Teknologi Perbaikan Sudu Turbin Jenis *Inconel 792* pada Pesawat Terbang (Universitas Sebelas Maret Surakarta), disebutkan terdapat kegagalan retak (*crack*) pada sudu turbin dari *Auxiliary Power Unit* (APU) sedangkan pada penelitian yang saya lakukan adalah terhadap retakan yang terjadi pada *Fitting* yang terdapat pada bagian *center fuselage lower structure* pesawat *C-130 Hercules* [1]. Sehingga dengan reverensi yang ada, bertujuan untuk menentukan material *doubler* yang terbaik lewat pengujian bending yang dilakukan terhadap alumunium paduan seri 2024 – T3 dan 7075 – T6 yang telah mengalami perlakuan panas sebagai bahan *Doubler* pada struktur yang mengalami retakan.

Penelitian lain dengan judul Pengaruh variasi temperatur dan waktu tahan (*Holding Time*) pada proses Artificial Aging terhadap struktur mikro Dan Kekerasan Alumunium AC2C, disebutkan pelaksanaan *artificial aging* dilakukan pada suhu 1500°C dan 2000°C dengan Waktu penahanan (*holding time*) 1 jam, 3 jam, dan 5 jam. Sedangkan pada penelitian yang saya lakukan menggunakan suhu 500°C dan 200°C dengan *Holding time* selama 1 jam [2].

A. Pesawat C-130 Hercules

C-130 Hercules adalah pesawat militer transportasi taktis produksi *Lockheed Martin* yang sangat terkenal dan digunakan oleh banyak angkatan udara di seluruh dunia termasuk Indonesia. Pesawat ini dirancang untuk menjadi pesawat serbaguna yang dapat mengangkut berbagai jenis kargo militer, personel, atau peralatan ke berbagai tujuan. Dengan sayap tetap tinggi dan empat mesin turboprop, pesawat memiliki kecepatan cruise yang baik dan kapasitas angkut yang besar.

C-130 Hercules juga telah terlibat dalam operasi bersenjata dan dalam beberapa tipe memungkinkan untuk berpartisipasi dalam misi pengeboman atau peperangan elektronik. Meskipun bukan pesawat tempur, jejak pengoperasian pesawat *C-130 Hercules* telah membuktikan bahwa pesawat ini memiliki peran penting dalam mendukung operasi militer. Kemampuan pesawat *C-130 Hercules* yang paling menonjol adalah kemampuan lepas landas dan mendarat dari landasan yang relatif pendek, sehingga pesawat ini mampu beroperasi dari lapangan terbang yang mungkin kurang berkembang atau bahkan tanah yang tidak diaspal. ini adalah daftar spesifikasi pesawat *C-130 hercules*.

Berat komponen utama C-130 Hercules :

- | | |
|--------------------------------|---------------|
| 1) <i>Outer Wing</i> | : 1.797,16 kg |
| 2) <i>Outer Wing Flap</i> | : 123,83 kg |
| 3) <i>Aileron</i> | : 90,72 kg |
| 4) <i>Power Package</i> | : 1.336,31 kg |
| 5) <i>Center Wing Flap</i> | : 72,58 kg |
| 6) <i>Cargo Ramp</i> | : 491,70 kg |
| 7) <i>Cargo Door</i> | : 341,56 kg |
| 8) <i>Horizontal Stabilier</i> | : 996,11 kg |
| 9) <i>Elevator</i> | : 127,46 kg |
| 10) <i>Vertical Stabilizer</i> | : 406,43 kg |
| 11) <i>Tail cone</i> | : 19,505 kg |
| 12) <i>Pylon Tank</i> | : 358,8 kg |
| 13) <i>Rudder</i> | : 90,72 kg |
| 14) <i>Tail cone</i> | : 19,505 kgs |
| 15) <i>Pylon Tank</i> | : 358,8 kg |

B. Paduan alumunium

Paduan Aluminium. Aluminium merupakan senyawa logam yang terletak pada golongan III A dengan simbol Al dan memiliki nomor atom 13 [3]. Aluminium adalah logam non-ferrous yang banyak digunakan dalam berbagai aplikasi industri karena memiliki sifat-sifat seperti ringan, tahan korosi, dan konduktivitas panas yang baik, membuat bahan ini cocok dipakai untuk beberapa komponen pesawat terbang. Mutu dari aspek mekanis masih terus dikembangkan dengan unsur-unsur pemandu yang tepat atau dengan membuat komposit dari bahan lain.

Alumunium sendiri adalah unsur kimia dengan nomor atom 13 dan massa atom 26. Alumunium berwarna putih keperakan, memiliki titik lebur 695,7 derajat celcius dan titik didih 2,057 derajat Celcius. Alumunium merupakan logam ketiga terbanyak setelah oksigen dan silikon. Alumunium terdapat di dalam bumi sekitar 8,07% hingga 8,23% dari seluruh massa padat dari kerak bumi, Alumunium merupakan material yang mudah difabrikasi dan dibuat mengkilat, serta larut pada asam klorida dan asam sulfat berkonsentrasi 10%, tetapi tidak larut di dalam asam organik. Alumunium tahan terhadap korosi karena adanya fenomena pasivasi. Pasivasi adalah pembentukan lapisan pelindung akibat reaksi logam terhadap komponen udara kemudian membentuk lapisan alumunium oksida sehingga saat material ini terkontaminasi oleh udara, lapisan alumunium oksida mencegah proses terbentuk korosi lebih lanjut.

C. Heat Treatment

Heat treatment merupakan suatu proses pemanasan dan pendinginan yang terkontrol, dengan tujuan mengubah sifat fisik dan sifat mekanis dari suatu bahan atau logam sesuai dengan yang diinginkan. (Kamenichny, 1969). Perlakuan panas pada aluminium paduan dilakukan dengan memanaskan sampai terjadi fase tunggal kemudian ditahan beberapa saat dan diteruskan dengan pendinginan cepat hingga tidak sempat berubah ke fase lain. Proses dalam heat treatment meliputi *heating*, *colding*, dan *cooling*.

D. Alumunium seri 2024 T-3.

Paduan aluminium seri 2024 adalah satu dari sekian banyak paduan aluminium yang populer digunakan dalam aplikasi penerbangan dan dirgantara. Angka "20" pada seri ini menunjukkan unsur utama dalam paduan alumunium sedangkan angka "24" menunjukkan urutan produksi. "T3" menyatakan kode Temper yang diberlakukan pada alumunium tersebut. Paduan ini mempunyai karakteristik khusus yang membuatnya cocok (*compatible*) untuk komponen pesawat yang membutuhkan kekuatan tinggi. Aluminium paduan seri 2024 terdiri memiliki komposisi yang tersusun atas aluminium (Al) dan tembaga (Cu), dengan penambahan unsur lain seperti mangan (Mn) dan sedikit magnesium (Mg). Komposisi kimianya adalah sekitar 90.7% Al, 4.4% Cu, 1.5% Mg, dan 0.6% Mn, serta elemen-elemen lain dalam jumlah kecil. "T-3" dalam "2024 T-3" merujuk pada kondisi perlakuan panas atau temper yang telah diterapkan pada paduan ini.

E. Alumunium seri 7075 T-6

Paduan aluminium seri 7075 T6 adalah salah satu paduan aluminium yang sangat kuat dan tahan terhadap korosi sehingga lebih dari 73% komponen pesawat terbuat dari alumunium 7075-T6 [4]. "7075" adalah nomor paduan yang menunjukkan komposisi dan sifat-sifat khusus dari paduan ini, sedangkan "T6" mengacu pada kondisi perlakuan panas atau temper yang telah diterapkan pada paduan tersebut. Aluminium paduan 7075 T6 banyak digunakan dalam industri dirgantara untuk komponen pesawat, seperti struktur sayap dan badan pesawat. Selain itu, ia digunakan dalam aplikasi militer, olahraga, dan industri lain yang membutuhkan bahan dengan kekuatan dan ketahanan yang tinggi.

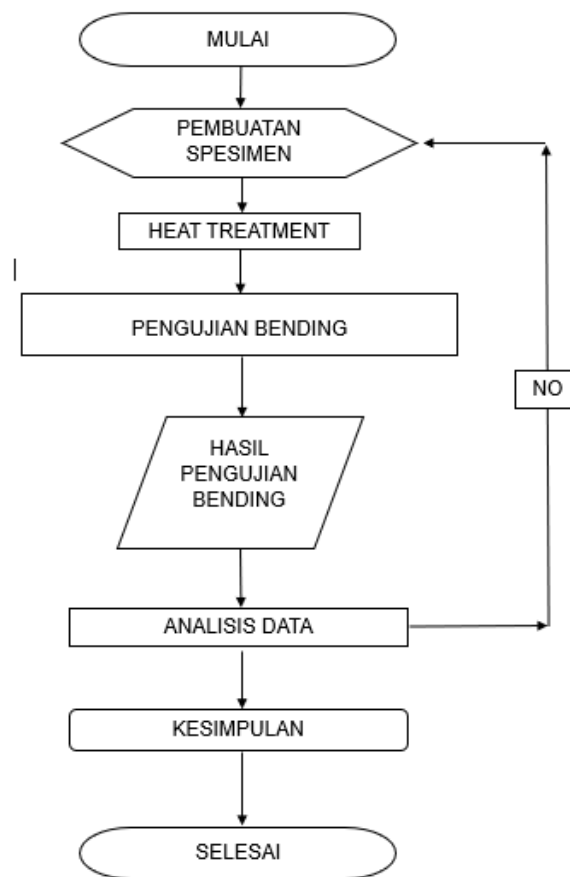
III. METODE PENELITIAN

A. Jenis Dan Desain Penelitian.

Penelitian ini akan menggunakan metode eksperimen, dimana penelitian akan dilaksanakan di dalam laboratorium dengan menggunakan peralatan yang telah dipersiapkan. Untuk pengujian akan dilaksanakan di dalam Departemen Aeronautika Akademi Angkatan Udara. Penjelasan singkat mengenai tahapan-tahapan penelitian dapat diuraikan sebagai berikut :

1. Pada tahap awal mencari materi dan referensi yang berhubungan dengan tugas akhir dengan judul dan materi pembahasan yang telah ditentukan.
2. Disusun secara urut agar perlaksanannya mempermudah uji coba pengamatan terhadap benda uji dengan pemilihan material serta alat uji mendukung segala percobaan yang akan dilakukan.
3. Tahap selanjutnya adalah mempersiapkan material dengan memotong spesimen sesuai dengan ukuran dan bentuk yang ditentukan, ketentuan mengenai ukuran, bentuk dan dimensi dari spesimen uji dilaksanakan berdasarkan ASTM E-290-14 dan ASTM E-190.
4. Setelah pemotongan benda uji, langkah selanjutnya benda dipersiapkan untuk dilaksanakan perlakuan panas dengan suhu 200°C dan 500°C kemudian dilaksanakan pendiaman (holding time) selama 1 jam.
5. Selanjutnya dilaksanakan pengujian bending dan akan memberikan data kuat bending masing masing spesimen/bahan uji
6. Langkah berikutnya adalah menganalisa data dari hasil yang telah didapatkan dan menentukan material yang memiliki kualitas lebih baik.
7. Setelah itu membuat kesimpulan dari percobaan agar dapat mempermudah dalam penyelesaian tugas akhir, dimulai dari awal sampai dengan akhir yaitu menerima sebuah kritik dan saran.

Lebih jelasnya desain penelitian bisa digambarkan dengan diagram alir, mengenai tahapan-tahapan sebagai berikut.



Gambar 1. Diagram alir pengujian.

IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

Pengujian dilakukan untuk dapat mengetahui serta membandingkan kekuatan struktur Alumunium 2024-T3 dan Alumunium 7075-T6 yang telah diberi perlakuan panas pada suhu 400° dan 200° lewat proses pengujian bending sehingga lewat pengujian yang dilakukan, dapat memberikan kesimpulan mengenai material yang baik dalam penggunaan operasional khususnya sebagai material Doubler struktur Fitting pesawat C-130 Hercules.

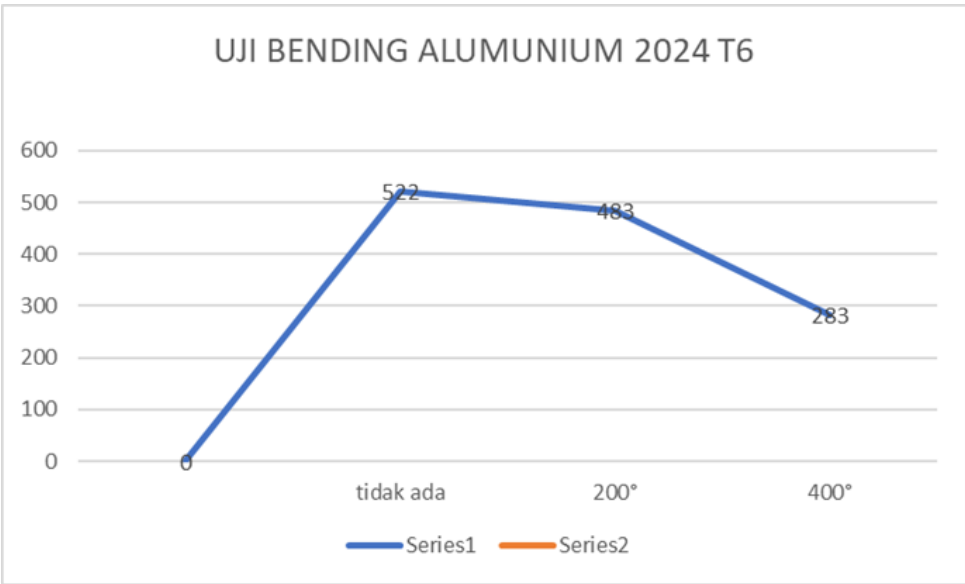
A. Hasil pengujian

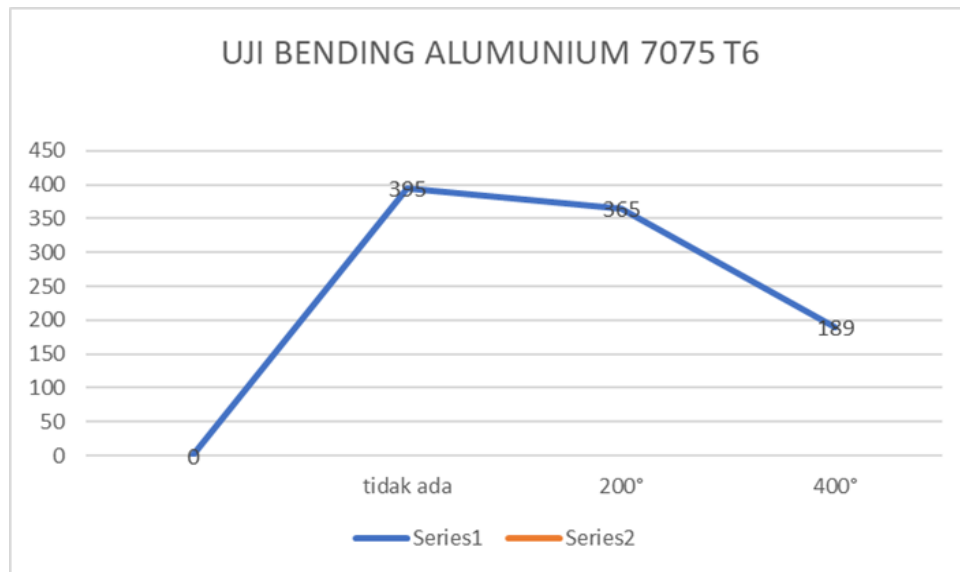
Tabel 4.3.Data pengujian Bending Alumunium 2024 T3

No	Spesimen	Suhu perlakuan panas	Defleksi awal	Defleksi akhir	Defleksi	Beban Maksimal
1	2024 T3	200°C	65	107	42	453 Newton
2	2024 T3	400°C	65	111	46	283 Newton
3	2024 T3	Tidak ada	65	103	38	522 Newton

Tabel 4.4. Data pengujian Bending Alumunium 7075 T6

No	Spesimen	Suhu perlakuan panas	Defleksi awal	Defleksi akhir	Defleksi	Beban Maksimal
1	7075 T6	200°C	65	105	39	365 Newton
2	7075 T6	400°C	65	104	38	189 Newton
3	7075 T6	Tidak ada	65	110	45	395 Newton





Gambar 2. Grafik hasil pengujian

B. Pembahasan

Dari data visual spesimen dan data pengujian yang terlampir dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Spesimen alumunium 2024 T3 yang diberi perlakuan panas pada suhu 200°C dan 400°C telah mengalami perubahan struktur yang menyebabkan daya tahan material alumunium 2024 T3 terhadap beban Bending mengalami penurunan akan tetapi ketahanan material tersebut terhadap beban defleksi meningkat.
2. Spesimen alumunium 7075 T6 yang diberi perlakuan panas pada suhu 200°C dan 400°C telah mengalami perubahan struktur yang menyebabkan daya tahan material alumunium 7075 T3 terhadap beban Bending mengalami penurunan. Akan tetapi ketahanan material tersebut terhadap beban defleksi meningkat.
3. Semakin tinggi perlakuan panas yang diberikan kepada kedua jenis spesimen menyebabkan penurunan daya tahan spesimen terhadap tekanan Bending.
4. Semakin tinggi perlakuan panas yang diberikan kepada kedua jenis spesimen menyebabkan peningkatan daya tahan spesimen terhadap beban Defleksi.

V. KESIMPULAN

Dalam penulisan naskah tugas akhir ini dan dengan dilakukan praktikum pengujian Bending pada spesimen alumunium 2024 T3 dan 7075 T6 yang telah mengalami perlakuan panas pada suhu 200°C dan 400°C, maka dapat saya simpulkan bahwa:

1. Ketahanan terhadap beban maksimal spesimen Alumunium 2024 T3 lebih tinggi dari spesimen Alumunium 7075 T6 dimana maksimal beban yang dapat diterima oleh spesimen Alumunium 2024 T3 sebesar 522 Newton pada saat tidak diberi perlakuan panas dengan ketahanan terhadap beban defleksi sebesar 46 mm setelah diberi perlakuan panas sebesar 400°C ketahanan tersebut menurun menjadi 283 Newton. maka dapat dipastikan material ini mengalami penurunan dari segi ketahanan terhadap beban Bending dan peningkatan ketahanan terhadap beban defleksi. Dengan pertimbangan di atas, maka material ini masih layak untuk digunakan sebagai material Doubler struktur Fitting Pesawat C-130 Hercules dengan pertimbangan bahwa bagian kerusakan yang akan dilaksanakan Doubler tidak boleh mengalami pembebanan lebih dari 522 Newton.
2. Ketahanan terhadap beban maksimal spesimen Alumunium 7075 mengalami penurunan dari 395 Newton menjadi 189 Newton. Penurunan drastis ini menyebabkan penggunaan alumunium 7075 T6 sebagai bahan dasar untuk material Doubler pesawat C-130 Hercules menjadi kurang tepat. Karena dengan pengujian yang telah dilakukan membuktikan ketidaklayakan material tersebut untuk memenuhi kriteria material Doubler pesawat C-130 Hercules. Walaupun ketahanan material terhadap beban defleksi meningkat dari yang semula 45mm menjadi 38mm, akan tetapi ketahanan material terhadap beban Bending tidak lebih baik dari spesimen Alumunium 2024 T3.
3. Ketahanan spesimen alumunium 2024 T3 terhadap beban defleksi lebih baik dibanding Spesimen Alumunium 7075 T6 baik pada saat tidak diberi perlakuan panas, bahkan setelah diberi perlakuan panas pada suhu 200°C dan suhu 400°C.

UCAPAN TERIMA KASIH

Naskah tugas akhir 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. Orang tua yang selalu memberikan dukungan, semangat dan doa kepada penulis dalam penyelesaian tugas akhir ini.
2. Marsekal Muda TNI Dr. Ir. Purwoko Aji Prabowo, M.M.,MDS. selaku Gubernur Akademi Angkatan Udara.
3. Kolonel Tek R. Aryo Surdihartono, S.T., M.Si. sebagai Kepala Departemen Aeronautika Akademi Angkatan Udara.
4. Kolonel Tek Denden Mohamad Arifin, S.T.,M.T. sebagai dosen pembimbing materi yang banyak meluangkan waktu, tenaga dan pikiran dalam memberikan bimbingan serta tuntunan guna selesainya tugas akhir ini.
5. Para pejabat Akademi Angkatan Udara dan dosen pengajar serta seluruh staf Departemen Aeronautika yang telah memberikan banyak bantuan dan menyalurkan ilmunya dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
6. Rekan- rekan Taruna Tingkat III dan semua pihak yang terkait baik secara langsung maupun tidak yang telah mendukung dan memberikan motivasi hingga tugas akhir ini bisa selesai dengan baik.

REFERENSI

- [1] S. A., A. Sugiyanto, Y. Estriyanto, and B. Harjanto, “Analisis Kegagalan Retak dan Teknologi Perbaikan Sudu Turbin Jenis Inconel 792 pada Pesawat Terbang,” *Jurnal Teknik Mesin*, vol. 14, no. 1, Sep. 2013, doi: 10.9744/jtm.14.1.22-27.
 - [2] A. Santosa and I. Dirja, “Pengaruh Variasi Temperatur dan Waktu Tahan (Holding Time) pada Proses Artificial Aging terhadap Struktur Mikro dan Kekerasan Aluminium AC2C,” *Infomatek*, vol. 21, no. 2, pp. 77–86, 2019, doi: 10.23969/infomatek.v21i2.1979.
 - [3] S. Syarif, N. Mei, Z. Ukhti, and D. Ikma, “Aluminium dan Senyawa-senyawanya,” 2023.
 - [4] H. Aprian, G. Marasna, and F. Setiawan, “Pengaruh Variasi Suhu terhadap Kekuatan Mekanik pada Aluminium 7075-T6 dengan Metode Elektroplating,” *Teknik STTKD Jurnal Teknik Elektronika dan Engine*, vol. 9, no. 1, pp. 28–35, Jul. 2023, doi: 10.56521/teknika.v9i1.779.
 - [5] Hachette Pratique and Macrolibros, *Les Carrés d’Art Thérapie Winnie L’Ourson: Album à Colorier*. Hachette Livre - Département Pratique, 2018.
 - [6] B. Suyitno, “Kegagalan Struktur pada Pesawat Terbang,” 2021.
-