

SURAT PERNYATAAN BEBAS PLAGIARISME

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Selvira Ayunda Rahma
NIM : 1910311037
Program Studi : Teknik Mesin
Judul Skripsi : OPTIMASI JARAK PEMASANGAN *SOLID RIVET* TERHADAP KEKUATAN *HORIZONTAL STABILIZER* PADA PESAWAT N219

Dengan ini menyatakan bahwa judul skripsi saya benar bebas dari plagiarisme, dengan skor 12%. Apabila pernyataan ini terbukti tidak benar, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini dibuat untuk dipergunakan sebagaimana mestinya.

Jakarta, 14 Juli 2023

Yang menyatakan,



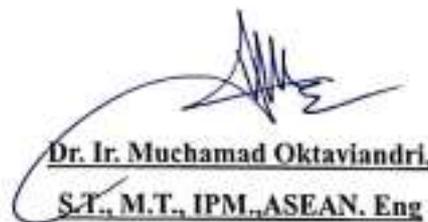
Selvira Ayunda Rahma

Penulis



Ir. Mohammad Galbi., M.T.

Pembimbing 1



Dr. Ir. Muchamad Oktaviandri,
S.T., M.T., IPM., ASEAN. Eng

Pembimbing 2

OPTIMASI JARAK PEMASANGAN SOLID RIVET TERHADAP KEKUATAN HORIZONTAL STABILIZER PADA PESAWAT N219

by Selvira Ayunda Rahma

Submission date: 14-Jul-2023 09:29AM (UTC+0700)

Submission ID: 2130839739

File name: LAN_PENELITIAN_Selvira_Ayunda_Rahma_1910311037_cek_turnitin.docx (6.52M)

Word count: 6950

Character count: 43875



**OPTIMASI JARAK PEMASANGAN *SOLID RIVET* TERHADAP
KEKUATAN *HORIZONTAL STABILIZER* PADA PESAWAT N219**

SKRIPSI

Selvira Ayunda Rahma

1910311037

³ UNIVERSITAS PEMBANGUNAN NASIONAL VETERAN JAKARTA

FAKULTAS TEKNIK

PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN

2023



**OPTIMASI JARAK PEMASANGAN *SOLID RIVET* TERHADAP
KEKUATAN *HORIZONTAL STABILIZER* PADA PESAWAT N219**

3
SKRIPSI

Diajukan Sebagai Salah Satu Syarat Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

Selvira Ayunda Rahma

1910311037

3
UNIVERSITAS PEMBANGUNAN NASIONAL VETERAN JAKARTA

FAKULTAS TEKNIK

PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN

2023

ABSTRAK

¹² Pesawat N 219 merupakan salah satu jenis pesawat yang diproduksi oleh salah satu BUMN Industri pesawat terbang di Indonesia yang melakukan penelitian untuk membuat pesawat yang memiliki efisiensi untuk menghadapi kondisi alam Indonesia. Selain itu diharapkan dapat membawa penumpang serta *cargo* dalam jumlah yang besar. Penelitian ini difokuskan untuk mengoptimasi jarak pemasangan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219. Material yang digunakan adalah Aluminium plat jenis QQ-A-250 sedangkan *solid rivet* menggunakan material Aluminium 2117 yang diberikan variasi jarak serta diameter dari *solid rivet*. Penelitian dilakukan beban salah satu *rib* sebesar 55000 N dengan variasi diameter 3,2 mm dan 4 mm serta variasi jarak sebesar 17,6 mm dan 22 mm. Hasil simulasi pada diameter 3,2 mm dengan jarak 17,6 mm menghasilkan tegangan maksimum sebesar 237,8 MPa dengan *displacement* sebesar 1,573 mm dan *safety factor* sebesar 1,16. Sedangkan pada diameter 4 mm dengan jarak 22 mm menghasilkan tegangan maksimum sebesar 100,6 MPa dengan *displacement* yang terjadi sebesar 1,416 mm dan *safety factor* sebesar 2,73. Maka dari itu jarak serta diameter yang paling optimal untuk pemasangan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219 adalah *solid rivet* dengan diameter kepala 4 mm dan jarak 22 mm.

Kata kunci : Pesawat N 219, *Solid Rivet*, Tegangan, *Displacement*, *Safety Factor*.

OPTIMIZATION OF SOLID RIVET INSTALLATION DISTANCE TO HORIZONTAL STABILIZER STRENGTH ON N219 AIRPLANE

Selvira Ayunda Rahma

ABSTRACT

The N 219 aircraft is a type of aircraft produced by one of the state-owned aircraft industry in Indonesia which is conducting research to make aircraft that have efficiency to deal with Indonesia's natural conditions. Besides that, it is expected to be able to carry passengers and cargo in large numbers. This research is focused on optimizing the distance for installing solid rivets on the horizontal stabilizer of aircraft N 219. The material used is Aluminum plate type QQ-A-250 while the solid rivets use Aluminum 2117 material which is given a variation of the distance and diameter of the solid rivets. The study carried out a load of one rib of 55000 N with variations in diameter of 3.2 mm and 4 mm and variations in spacing of 17.6 mm and 22 mm. The simulation results on a diameter of 3.2 mm with a distance of 17.6 mm produce a maximum stress of 237.8 MPa with a displacement of 1.573 mm and a safety factor of 1.16. Meanwhile, the diameter of 4 mm with a distance of 22 mm produces a maximum stress of 100.6 MPa with a displacement of 1.416 mm and a safety factor of 2.73. Therefore the most optimal distance and diameter for installing solid rivets on the horizontal stabilizer of the N 219 aircraft are solid rivets with a head diameter of 4 mm and a distance of 22 mm.

Keyword : N 219 Aircraft, Solid Rivet, Tension, Displacement, Safety Factor.

BAB 1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

horizontal stabilizer merupakan bagian dari *empennage* atau ekor pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan naik atau turun pada pesawat. *Horizontal stabilizer* terdiri dari tiga part yaitu *spar*, *rib* dan *stringer* yang dilengkapi dengan bagian *elevator*. Gerakan naik atau turun pada pesawat dikontrol oleh *elevator* yang terletak pada bagian belakang *horizontal stabilizer*. Bagian ini berperan penting saat pesawat melakukan *take off* maupun landing. Dalam proses pembuatan *horizontal stabilizer* dibutuhkan material dan teknik penyambungan yang tepat agar dapat menahan gaya yang bekerja saat *elevator* melakukan perubahan ketinggian pada pesawat. Sehingga dilakukan proses *riveting* dalam pembuatannya (Wang, 2015). *Riveting* merupakan proses yang digunakan untuk menyambung plat pada bagian *horizontal stabilizer*. Pada proses ini plat disatukan dengan melakukan pengeboran terhadap dua plat yang akan disambung, kemudian disatukan dengan menggunakan *solid rivet*.

Pada proses pengelasan terdapat beberapa hal yang harus diperhatikan. Dimulai dari material plat, diameter lubang pada plat, jenis *solid rivet*, ukuran *solid rivet* hingga jarak pemasangan antara *solid rivet* harus diperhatikan. Apabila jarak antar *rivet* terlalu jauh, maka sambungan akan terlepas. Sedangkan jika jarak pemasangan antar *rivet* terlalu dekat maka dapat menyebabkan keretakan pada plat (Wanhill, 2018).

Keretakan pada plat atau lepasnya sambungan kerap terjadi pada bagian *horizontal stabilizer* pesawat N 219 yang masih berada pada tahap pengembangan dan pengoptimalan. Sehingga perlu diadakan penelitian yang berhubungan dengan pemasangan *solid rivet*, dengan mengambil judul **“OPTIMASI JARAK PEMASANGAN *SOLID RIVET* TERHADAP KEKUATAN *HORIZONTAL STABILIZER* PADA PESAWAT N 219”**

1.2 ⁹ Rumusan Masalah

Merujuk dari uraian permasalahan diatas, maka penulis merumuskan masalah sebagai berikut:

1. Bagaimana susunan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219 yang optimal?
2. Berapa jarak maksimal pemasangan antar *solid rivet* agar *horizontal stabilizer* bekerja maksimal?
3. Bagaimana analisis tegangan, deformasi dan gaya yang bekerja pada susunan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219 yang optimal?

1.3 ¹⁸ Batasan Masalah

Untuk mendapatkan hasil yang tidak meluas penulis melakukan pembatasan dalam penelitian, Adapun Batasan masalah yang diterapkan meliputi:

1. Rancangan dilakukan hanya pada bagian *horizontal stabilizer* pesawat N 219.
2. Simulasi pengujian dilakukan terhadap susunan jarak *rivet* pada bagian *horizontal stabilizer* pesawat untuk mengetahui nilai tegangan, deformasi dan *safety factor*.
3. Analisis dilakukan dengan menggunakan bantuan dan perhitungan secara manual hanya dilakukan untuk menghitung gaya yang terjadi dan jarak yang diizinkan.
4. Keadaan pesawat pada saat *take off*.
5. Optimasi dilakukan terhadap *single riveted joint*.
6. *Solid rivet* yang digunakan adalah MS20426AD.

1.4 ³ Tujuan Penelitian

Berdasarkan latar belakang penulisan ini memiliki tujuan yakni:

1. Mendapatkan jarak maksimum pemasangan *rivet* pada bagian *horizontal stabilizer* di pesawat N 219 yang mampu menahan gaya yang timbul pada saat *take off* secara optimal.
2. dilakukan analisis untuk mengetahui gaya yang bekerja, deformasi, *safety factor*.

1.5 Sistematika Penulisan

Berikut merupakan uraian sistematika penulisan skripsi yang dibuat oleh penulis dengan tujuan agar penulisan lebih sistematis dan tersusun dengan tujuan untuk mempermudah pembaca dalam memahami skripsi ini:

BAB 1 PENDAHULUAN

Bab ini mengenalkan awal dari penelitian ini dengan memuat pengantar yang mencakup konteks penulisan skripsi ini, perumusan masalah, pembatasan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian, dan kerangka sistematika penulisan.

BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

Bagian ini memuat penjabaran mengenai dasar teori, tinjauan pustaka, serta pendalaman aspek-aspek fundamental teori yang penulis gunakan dalam rangka menjalankan penelitian ini.

BAB 3 METODE PENELITIAN

Bagian ini mencakup deskripsi mengenai pendekatan yang diimplementasikan dengan tujuan mengatasi permasalahan yang timbul dalam penelitian ini. Selain itu, bagian ini juga menguraikan prosedur yang dilakukan dalam rangkaian analisis data yang dihasilkan.

BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Bagian ini mengulas mengenai hasil komputasi dan informasi yang diperoleh, beserta evaluasi terhadap hasil penelitian yang dilaksanakan.

BAB 5 KESIMPULAN

Bagian ini menguraikan kesimpulan dari analisis terhadap konten skripsi dan memberikan saran untuk rekomendasi penelitian masa depan.

DAFTAR PUSTAKA

Bagian ini menguraikan mengenai sumber literatur yang digunakan oleh penulis dalam melakukan penelitian dan menyusun skripsi ini.

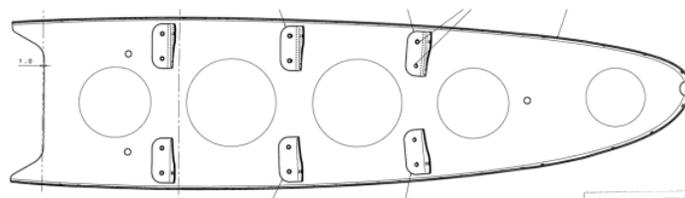
bagiannya yang menyambung dengan badan pesawat. Pada saat pesawat berada di darat atau tidak sedang mengudara, beban penerbangan dan berat sayap sementara dibawa oleh *spar*. Setiap pesawat memiliki biasanya lebih dari satu *spar* pada setiap pesawatnya. Namun, pada beberapa jenis pesawat tidak memiliki *spar* sama sekali. Pada *spar* sendiri terdapat *main spar* tiang utama. Dimana bagian ini berbentuk *single spar* tiang tunggal yang membawa sebagian besar beban di atasnya. *Sub assy spar* (*upper* dan *lower*) terdiri dari *fitting*, plat dan *spar*



Gambar 2. 2 Spar

b. Rib

Rib atau dapat disebut sebagai tulang rusuk pada bagian pesawat merupakan komponen yang berpengaruh dalam pembentukan elemen struktur sayap pesawat. Dalam konstruksi tradisional *ribs* memiliki peranan yang sangat penting. *Rib* merupakan bagian yang menempel pada tiang utama kemudian pemasangan diulang pada interval atau jarak yang ditentukan hingga terbentuknya sayap. Sehingga digunakan analogi anatomi *rib* atau tulang rusuk karena bentuknya yang menyerupai tulang rusuk. *Rib* terbentuk dari gabungan bentuk *airfoil* sayap dengan plat yang dibentuk mengikuti *rib*.



Gambar 2. 3 Rib

c. *Stringer*

Dalam domain konstruksi pesawat terbang, *stringer* merujuk pada pita material yang tipis yang dikencangkan pada kulit pesawat. Fungsi utama *stringer* ini adalah untuk mengalihkan beban aerodinamis yang diterapkan pada kulit ke dalam rangka dan pembentuk pesawat. Ketika digunakan pada *stabilizer horizontal*, *stringer* berjalan secara sejajar dengan arah *spanwise* dan ditempatkan di antara tulang rusuk. Di sinilah *stringer* berperan dalam mengalihkan beban lentur yang diterapkan pada sayap ke tulang rusuk dan *spar*. *Stringer* umumnya memiliki beban yang lebih ringan daripada *longerons* dan juga berfungsi sebagai penghubung untuk mentransfer beban kulit ke struktur internal. Biasanya, *longerons* melekat pada *frame* atau tulang rusuk, sementara *stringer* biasanya hanya melekat pada kulit pesawat dan bertanggung jawab atas sebagian momen lentur melalui beban aksial. Seringkali, komponen struktural utama terdiri dari campuran *longerons* dan *stringer*. (Wang, 2014)



Gambar 2. 4 *Stringer*

2.2 Material yang Digunakan Pada Plat

Pada pesawat N 219 dibutuhkan material yang kuat untuk menahan tekanan saat mengudara serta memiliki bobot yang ringan. Karena kriteria tersebut, dalam pembuatan pesawat N 219 digunakan material Aluminium. Aluminium merupakan salah satu logam yang secara luas digunakan dalam sektor industri kedirgantaraan. Sifat materialnya yang unik serta kualitasnya yang konsisten membuat aluminium sangat populer dalam industri. Densitas aluminium tercatat sebesar 2,7 g/cm³, yang mengindikasikan bahwa massa per unit volumenya hanya sepertiga dari baja (7,83 g/cm³), tembaga (8,93 g/cm³), atau kuningan (8,53 g/cm³). Selain itu, logam aluminium juga menunjukkan sifat ketahanan korosi yang sangat unggul dalam

berbagai kondisi lingkungan, termasuk atmosfer, air (termasuk air asin), petrokimia, dan zat kimia lainnya. Selanjutnya, aluminium juga menunjukkan konduktivitas listrik dan termal yang sangat baik.

Paduan aluminium sendiri terbagi menjadi dua kategori yaitu aluminium cor dan paduan aluminium tempa. Kedua kelas paduan aluminium tersebut dibedakan berdasarkan mekanisme pengembangan sifat paduan. Proses manufaktur aluminium dan paduan aluminium dapat diklasifikasikan menjadi dua kategori yang berbeda. Kategori pertama mencakup produk standar termasuk lembaran, pelat, lembaran, batang, batang, kawat, pipa, tabung dan bentuk struktural. Kategori kedua mencakup produk rekayasa yang biasa digunakan dalam desain aplikasi khusus, termasuk perkakas ekstrusi, penempaan, pelubang, pengecoran, cetakan, bagian metalurgi serbuk (P/M), bagian mesin dan komposit matriks logam.

2.3 Solid Rivet

Dalam pembentukan struktur pesawat, diperlukan proses pengencangan dan penggabungan lembaran-lembaran plat pesawat. Metode yang umum digunakan melibatkan penggunaan rivet solid yang terbuat dari paduan aluminium. Rivet adalah sebuah alat yang digunakan untuk mengencangkan dua lembar logam. Bentuknya berupa silinder kecil dengan kepala yang dapat disesuaikan. Bagian atas rivet disebut *factory head*, sementara bagian bawahnya disebut *bucktail*. (Ni & Ding, 2019)

Dalam implementasinya, rivet dimasukkan ke dalam lubang yang telah dibuat menggunakan bor dengan diameter yang sedikit lebih besar daripada diameter rivet tersebut. Setelah itu, kepala rivet ditembak secara berulang dengan menggunakan alat tembak rivet yang umumnya menggunakan tenaga pneumatik, sementara bagian bawah rivet ditekan dengan menggunakan bucking bar.

Penggunaan rivet sebagai metode penyambungan tidak menunjukkan sifat kedap udara atau kedap air, kecuali jika menggunakan segel atau pelapis khusus. Karena rivet dipasang secara permanen, proses pembongkarannya memerlukan tindakan pengeboran.

Terdapat dua variasi *rivet* yang umumnya diterapkan dalam konteks pesawat, yaitu *rivet solid* yang memerlukan bucking bar sebagai penyangga pada sisi yang berlawanan, serta *rivet* khusus yang digunakan ketika penggunaan bucking bar tidak memungkinkan dilakukan.

Rivet yang diterapkan pada struktur pesawat udara menunjukkan perbedaan signifikan dengan *rivet* konvensional. Penggunaan *rivet* standar tidaklah memadai untuk menggantikan penggunaan *rivet* pada pesawat udara. *Rivet* yang digunakan dalam pesawat terbang dibuat dari material yang secara substansial berbeda dengan *rivet* standar, sehingga memperoleh sifat kekuatan dan kemampuan khusus dalam menahan beban geser yang berbeda pula. (Ni & Ding, 2019)



Gambar 2. 5 Solid Rivet Countersunk

2.3.1 Identifikasi Rivet

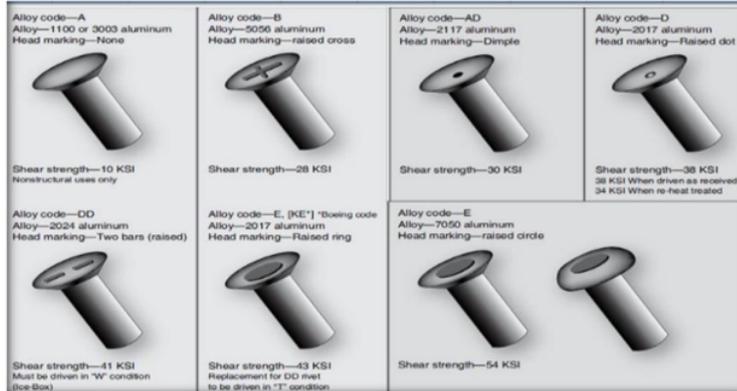
Beberapa jenis kepala *rivet* (*manufacture rivet head*) digunakan pada produksi pesawat terbang. Tanda yang terdapat pada kepala *rivet* berfungsi sebagai metode klasifikasi untuk mengidentifikasi ciri-ciri spesifik dari *rivet* tersebut. Tanda-tanda ini dapat berupa titik timbul, titik cekung, dua garis timbul, atau tidak ada tanda sama sekali pada kepala *rivet*. (Davies, 1939)

Rivet terbuat dari beberapa jenis material yang berbeda-beda, logam atau material yang digunakan ditunjukkan oleh tanda pada kepala *rivet* dengan kode yang menjadikan suatu nomor standar *rivet*. Contoh tanda pada kepala *rivet* adalah sebagai berikut:

- a. *Rivet* jenis *Roundhead* digunakan pada komponen interior pesawat terbang. *Rivet* ini memiliki bentuk permukaan atas yang berbentuk bundar dan dalam. Kepala *rivet* *Roundhead* memiliki ukuran yang

besar untuk meningkatkan kekuatan lembaran-logam di sekitar lubang, serta menawarkan ketahanan yang baik terhadap gaya tarik yang bekerja.

- b. *Flathead rivet* Rivet tipe ini juga diterapkan pada struktur internal pesawat terbang. Varietas *rivet* ini digunakan dalam situasi di mana kekuatan maksimum diperlukan dan jarak antar *rivet* yang tidak mencukupi apabila menggunakan *rivet* berkepala bundar.
- c. *Brazier head rivet* merupakan pilihan yang menguntungkan dalam penerapan pada lembaran logam tipis. Bentuk *brazier head rivet* yang aerodinamis memungkinkan penggunaannya yang sering dalam proses *riveting* pada permukaan luar plat pesawat, terutama di sekitar bagian belakang badan pesawat dan *empennage*.
- d. *Universal head rivet* adalah hasil dari penggabungan kepala bulat, kepala datar, dan kepala *brazier*. Jenis *rivet* ini digunakan dalam pembangunan dan perbaikan struktural eksternal dan internal pesawat terbang. *Rivet* ini mampu menjadi alternatif pengganti bagi *rivet* kepala bulat, kepala datar, dan kepala *brazier* jika diperlukan.
- e. *Countersunk head rivet* Memiliki permukaan superior yang homogen namun mengalami penipisan secara bertahap ke arah inferior, ketika diterapkan, kepala *rivet* ini tidak protrusi melebihi lubang sehingga sejajar dengan permukaan kulit pesawat terbang dan menghasilkan kehalusan permukaan yang lebih optimal dibandingkan dengan varian *rivet* yang lain. Sudut konik pada jenis *rivet* ini menunjukkan variasi yang berbeda, mulai dari 78° hingga 120°, namun yang paling umum digunakan adalah *rivet* dengan sudut 100°. *Rivet* dengan kepala *Countersunk* ini sering kali diterapkan pada permukaan eksterior pesawat terbang, dikarenakan kemampuannya yang minim dalam menimbulkan gaya hambatan dan turbulensi saat terkena aliran udara.



Gambar 2. 6 Jenis-Jenis *Solid Rivet*

1 Setiap varian *rivet* diidentifikasi melalui nomor bagian yang terkait, sehingga pengguna dapat memilih *rivet* dengan akurat. Kategori kepala *rivet* 1 dibedakan berdasarkan standar *Airforce-Navy* dan *Military Standard*. Beberapa angka dan jenis kepala *rivet* yang umumnya diterapkan pada pesawat terbang meliputi:

- a) AN426, LN9199, NAS1097 dan MS20426: *countersunk head rivets*
- b) AN430, AN435 dan MS20430: *roundhead rivets*
- c) AN441, AN422 dan MS20442: *flathead rivets*
- d) AN455 dan AN456: *brazier head rivets*
- e) AN470, MS20470, dan LN9198: *universal head rivets*

Tabel 2. 1 1 Angka dan Jenis Kepala *Rivet* yang Sering Digunakan

Universal head	Round head	Brazier head	Flat head	Countersunk head (100°)
				
MS 20470 AN 470 LN 9198	MS 20430 AN 430 AN 435	AN 456 AN 455	MS 20442 AN 442 AN 441	MS 20426 AN 426 LN 9199 NAS 1097 (*)

Di samping itu, terdapat pula karakter dan numeral tambahan yang merujuk

pada nomor bagian. Karakter-karakter tersebut bertujuan untuk mengidentifikasi komposisi yang digunakan dalam rivet tersebut, sementara angka-angka tersebut digunakan untuk menentukan ukuran diameter dan panjang rivet tersebut. Beberapa karakter yang umum digunakan sebagai panduan antara lain:

- a) A : paduan aluminum, komposisi 1100 atau 3003
- b) AD : paduan aluminum, komposisi 2117-T
- c) D : paduan aluminum, komposisi 2017-T
- d) DD : paduan aluminum, komposisi 2024-T
- e) B : paduan aluminum, komposisi 5056
- f) C : tembaga
- g) M : Monel

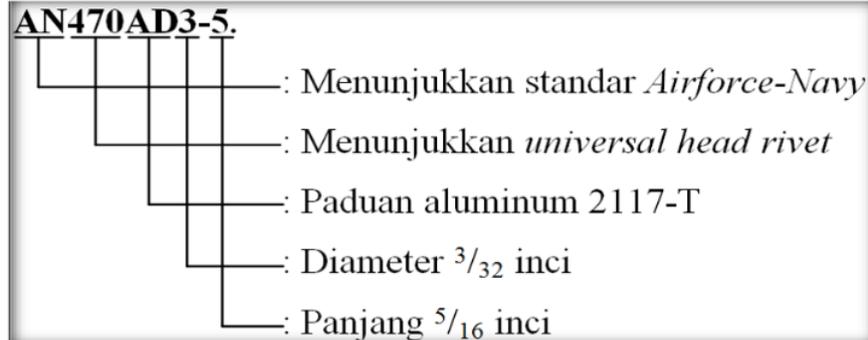
Tabel 2. 2 Huruf dan Angka Tambahan Plat Number

Identification (Head mark)					
	No mark	Small dimple	Small raised dot	2 Raised dash	Raised cross
Material code	1100 (A)	2117 (AD)	2017 (D)	2024 (DD)	5056 (B)

Kemudian, bilangan pertama yang tercatat setelah abjad-abjad tersebut mengindikasikan diameter rivet dalam persepuluhdua inci. (Contoh: angka 3 menunjukkan $\frac{3}{32}$ inci, angka 5 menunjukkan $\frac{5}{32}$ inci, dan seterusnya).

Angka terakhir yang tercatat, dipisahkan oleh tanda strip setelah angka sebelumnya menunjukkan dimensi panjang rivet dalam unit ukuran perenambelas inci. Contoh: angka 3 melambangkan $\frac{3}{16}$ inci, angka 5 melambangkan $\frac{5}{16}$ inci, dan seterusnya.

Sebagai contoh dalam proses identifikasi suatu rivet, berikut ini diberikan ilustrasi:



Gambar 2. 7 Identifikasi *Rivet*

2.3.2 ¹ Material *Rivet*

Bahan yang digunakan untuk sebagian besar solid *rivet* pada pesawat adalah paduan aluminium. Kekuatan dan kondisi temper pada *rivet* dengan bahan paduan aluminium dapat diidentifikasi melalui angka dan huruf. Beberapa jenis bahan yang umum digunakan meliputi *rivet* 1100, 2017-T, 2024-T, 2117-T, dan 5056. Berikut adalah contoh-contoh material *rivet* yang dimaksud:

- ¹ a. *Rivet* 1100 terdiri dari 99,45% aluminium yang memiliki kemurnian tinggi. Jenis *rivet* ini menunjukkan sifat kelembutan yang signifikan dan umumnya dimanfaatkan untuk melakukan pengrivetan pada lembaran aluminium yang memiliki tingkat kelembutan serupa, seperti tipe 1100, 3003, dan 5052. Penggunaan *rivet* ini terutama terfokus pada bagian non-struktural pesawat yang tidak memprioritaskan kekuatan sebagai faktor utama yang harus dipertimbangkan.
- ¹ b. *Rivet* 2117-T, yang dikenal sebagai "*rivet* lapangan", merupakan penguatan yang umumnya digunakan untuk melakukan pengikatan pada struktur yang terdiri dari paduan aluminium. *Rivet* 2117-T memiliki kegunaan yang meluas karena dapat diaplikasikan pada kondisi-kondisi yang beragam tanpa memerlukan perlakuan panas sebelumnya. *Rivet* ini juga memperlihatkan tingkat resistensi korosi yang tinggi.

- c. *Rivet-rivet* 2017-T dan 2024-T digunakan dalam struktur berbahan paduan aluminium yang mengharapkan peningkatan kekuatan. *Rivet-rivet* ini dikenal sebagai "ice box rivets" karena setelah dipanaskan, mereka harus disimpan dalam kondisi pendingin sebelum digunakan kembali. Sebelum digunakan ulang, *rivet-rivet* 2017-T memerlukan periode pendinginan selama satu jam setelah dikeluarkan dari lemari pendingin, sementara *rivet-rivet* 2024-T memerlukan periode pendinginan selama 10 atau 20 menit.
- d. *Rivet* 5056 digunakan dalam proses pengrivetan struktur yang terbuat dari bahan paduan magnesium karena memiliki sifat ketahanan korosi yang optimal.
- e. *Rivet* baja ringan merupakan pengikat yang digunakan untuk menyambungkan komponen-komponen yang terbuat dari bahan baja. *Rivet* baja ringan dengan sifat tahan korosi umumnya digunakan pada elemen-elemen seperti firewall, dudukan tumpukan knalpot, dan struktur serupa.
- f. *Rivet* monel dipergunakan untuk menyatukan komponen-komponen yang terbuat dari paduan baja nikel. Dalam beberapa situasi, penggunaan *rivet* jenis ini dapat digantikan oleh *rivet* baja yang memiliki ketahanan terhadap korosi.

2.4 Tipe Sambungan Rivet

Dalam proses pembuatan pesawat, kerap kali digunakan metode pengelasan atau *riveting*. Menurut (Dwinata et al., 2021) pengelasan sendiri memiliki beberapa jenis tipe untuk sambungannya yaitu berdasarkan penyambungan plat, jumlah baris dan susunan paku. Namun pada proses pembuatan *horizontal stabilizer* tipe pengelasan yang paling banyak digunakan adalah berdasarkan jumlah baris yaitu *single riveted joint*.

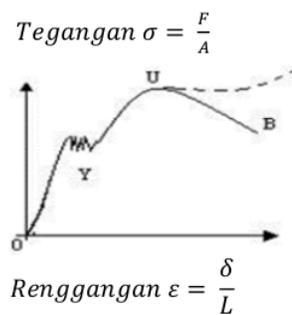
2.4.1 Sambungan Baris Tunggal

Dalam konteks penyambungan berhimpit, sambungan barisan tunggal merujuk pada metode sambungan yang melibatkan penggunaan satu baris pada setiap tahap implementasi sistem sambungan. Maka dari itu sambungan baris tunggal berupa susunan *rivet* yang disusun sejajar membentuk satu baris. (Wang, 2014)

Sambungan ini paling banyak digunakan pada proses pembuatan *horizontal stabilizer* karena digunakan untuk membuat pengelingan berimpit dengan jarak yang sudah ditentukan antar *rivet*. Penentuan jarak ini sangat penting karena berpengaruh pada kekuatan dari *horizontal stabilizer* itu sendiri.

2.5 Kekuatan Material

Teknik pemilihan material disesuaikan dengan kebutuhan dari pengujian *horizontal stabilizer* pesawat dengan pemasangan *solid rivet* pada jarak tertentu, sehingga perlu memerhatikan kualitas dari material yang akan digunakan. Selain itu hal yang perlu diperhatikan meliputi kekuatan, kekerasan, keuletan serta ketahanan dalam menghadapi gaya-gaya yang bekerja pada saat pesawat sedang mengudara. Untuk mengetahui hal-hal tersebut, perlu dilakukan pengujian yang meliputi pengujian kekuatan (*strength*) kekerasan (*hardness*). Hasil pengujian tersebut dituangkan dalam bentuk diagram sebagai berikut. (Sunil Kumar et al., 2018)



Dimana :

Y : *Yield point*

U : *Ultimate*

B : *Brake*

2.5.1 Konsep Tegangan Renggangan Statis

Tegangan atau *stress* merupakan respon yang terjadi ketika suatu struktur diberikan beban. Beban ini akan dilanjutkan keseluruhan bagian struktur. Pembebanan terbagi menjadi dua jenis yang terbagi menurut pembebanannya yaitu tegangan geser dan tegangan normal. (Robial, 2016) Tegangan menunjukkan besar gaya yang menyebabkan perubahan bentuk, sedangkan renggangan (*strain*) merupakan perubahan rasio panjang batang. Dalam daerah *linear* atau daerah proporsional besar tegangan berbanding lurus dengan renggangan.

Tegangan normal merujuk pada gaya tegak lurus yang bekerja pada suatu objek sejalan dengan area permukaannya. Konsep tegangan didefinisikan secara matematis melalui persamaan:

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

Tegangan geser merupakan komponen tegangan yang bekerja sejajar dengan luas permukaan objek kerja. Dalam notasi matematis, tegangan geser direpresentasikan oleh simbol τ . Tegangan geser didefinisikan dengan persamaan:

$$\tau = \frac{P}{A}$$

Dimana :

P = Gaya yang bekerja berupa gaya tekan atau gaya tarik (N)

A = Luas permukaan benda kerja (m^2)

2.5.2 Hukum Hooke

Secara matematis, korelasi antara tegangan dan regangan, sebagaimana yang disajikan oleh Matheus Souisa dalam edisi terbaru (Edition, 2022) dapat diungkapkan melalui persamaan Hukum Hooke.

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

Keterangan :

E = Modulus Young (N/mm²)

σ = Tegangan yang timbul

ε = Regangan yang terjadi

2.5.3 Von Mises Theory

Tegangan *Von Mises* adalah suatu bentuk tegangan yang mengakibatkan kegagalan pada material, yang disebabkan oleh adanya tegangan triaksial yang menghasilkan energi deformasi akibat beban yang mendekati batas elastis atau titik luluh. Terjadinya retak, korosi, patah, dan keausan merupakan contoh-contoh kegagalan yang dapat terjadi pada sebuah material (Karmankar, 2018) Beberapa faktor yang menyebabkan kegagalan adalah kegagalan material, beban operasional, cacat desain, kesalahan pemeliharaan, suhu, dan faktor lainnya. Saat merancang komponen struktural, tegangan izin (*allowable stress*) harus lebih rendah daripada kekuatan ultimat yang diperoleh dari uji statis sebagai pertimbangan. Oleh karena itu, dalam proses desain, nilai tegangan von Mises harus berada di bawah kekuatan luluh agar desain tersebut memenuhi kriteria keamanan. Rumus tegangan *von Mises* diberikan di bawah ini.

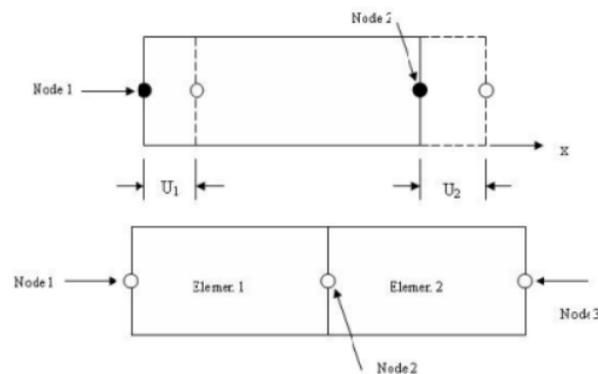
$$\sigma_e = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}$$

2.6 Analisis *Finite Element Method*

Finite element method atau Metode elemen hingga merupakan salah satu pendekatan numerik yang tepat untuk mengestimasi gaya internal dalam berbagai situasi di domain rekayasa. Analisis dilakukan melalui penerapan formulasi matriks yang menggambarkan metode kekakuan. Metode ini mampu memodelkan struktur geometri yang tidak teratur serta mempertimbangkan aspek nonlinear baik dari segi geometri maupun material.

Pendekatan elemen hingga, yang juga dikenal sebagai metode elemen diskrit, merujuk pada konseptualisasi matematis suatu sistem yang mempartisi objek menjadi elemen-elemen diskrit secara langsung. Dalam konteks mekanika struktural, pendekatan elemen hingga merupakan metode yang paling dominan dalam penggunaannya. Di berbagai bidang rekayasa, khususnya teknik mesin, perangkat lunak analisis elemen hingga telah menjadi standar dalam industri saat ini. (Bowen, 1945)

Dalam pendekatan ini, proses konstruksi terbagi menjadi jaringan yang terdiri dari unit-unit elemen yang saling terhubung melalui titik-titik simpul, sebagaimana yang ditunjukkan dalam gambar. Analisis elemen individu diperluas dari pendekatan matriks untuk analisis struktural dan didukung oleh komputer digital yang memungkinkan penyelesaian sistem dengan ratusan persamaan simultan. (Jagota et al., 2013)



Gambar 2. 8 Nodes Pada Elemen Hingga

2.6.1 Tujuan Finite Element Analysis

Finite element analysis merupakan bentuk simulasi yang dapat meminimalisir biaya dan lebih mudah dilakukan untuk memperkirakan model dibandingkan harus melakukan eksperimen. Bukan berarti menjalankan eksperimen tidak lagi dibutuhkan. Namun, menurut (White et al., 2023) dengan *finite element analysis* dapat meminimalisir melakukan eksperimen atau bahkan tidak harus melakukan eksperimen sama sekali. Terutama dalam beberapa kasus khusus seperti dalam dunia kedokteran yang meniadakan eksperimen. Selain itu dengan melakukan *FEA* dapat meminimalisir biaya dan waktu karena tidak perlu membuat banyak prototipe karena dapat melakukan perubahan dan variasi menggunakan *FEA*. Saat desain sudah mencapai model yang diinginkan dengan *FEA*, dapat dibuat prototipe.

Secara umum, analisis *Finite Element Analysis* (FEA) dapat dikelompokkan menjadi dua kategori, yaitu analisis statis dan analisis dinamis. Dalam analisis statis, kondisi yang diamati adalah saat beban yang diberikan tidak mengalami perubahan seiring waktu. Sementara itu, analisis dinamis berkaitan dengan kondisi di mana beban yang diberikan mengalami perubahan seiring waktu. Selain itu, baik dalam analisis statis maupun dinamis, FEA juga dapat dilakukan dalam kondisi linier dan non-linier, yang merujuk pada sifat material, batasan kondisi (kerusakan, retakan, kontak), dan geometri yang terlibat.

2.6.2 Tahapan Finite Element Analysis

(Erhunmwun & Ikponmwosa, 2017) mengatakan terdapat beberapa tahapan yang harus dilakukan dalam menjalankan *finite element analysis* (FEA). Tahapan pertama adalah idealis yang merupakan tahapan mengubah permasalahan fisik menjadi sebuah model dimana terjadinya simplifikasi karena permasalahan fisik yang sering kali sangat kompleks. Seoptimal mungkin, model yang dikonstruksi harus mewakili secara akurat permasalahan fisik yang sebenarnya.

Proses idealisasi melibatkan penggunaan perangkat lunak bantu perancangan komputer (CAD, *Computer-Aided Design*), di mana aspek-aspek rinci seperti *fillet*, *chamfer*, dan sejenisnya sering kali disederhanakan tanpa

mengakibatkan perubahan yang signifikan. Biasanya, perangkat lunak analisis elemen hingga (FEA, *Finite Element Analysis*) dilengkapi dengan fasilitas permodelan CAD sebagai bagian dari *pre-processor*. Contoh perangkat lunak tersebut antara lain *AutoCAD* dan *SolidWorks*.

Pada pendefinisian *boundary condition* juga terjadi idealisasi dan Simplifikasi yang terjadi mencakup fenomena beban yang beroperasi dan besar perpindahan pada dukungan. Jika beban tidak mengalami perubahan yang signifikan seiring waktu, biasanya dianggap sebagai beban statis. Selain itu, beban juga dapat dimodelkan dalam bentuk beban terpusat, beban terdistribusi, atau kombinasi keduanya.

Idealisasi memodelkan CAD yang diselaraskan dengan bentuk matematis, teks tersebut merujuk pada proses pengubahan menjadi model matematika dalam bentuk persamaan diferensial parsial. Dalam konteks Analisis Elemen Hingga (FEA), persamaan diferensial parsial ini mengalami transformasi untuk menggambarkan karakteristik dan perilaku dalam model FEA yang mendalam. Pada awal proses transformasi ke dalam model persamaan diferensial parsial FEA, langkah pertama yang dilakukan adalah melakukan diskritisasi. Diskritisasi mengacu pada pembagian model kontinu menjadi elemen-elemen diskrit dalam jumlah tertentu, yang dikenal sebagai metode analisis *Finite Element Method* (FEM).

Diskritisasi dilakukan dengan menggunakan berbagai macam bentuk elemen yang meliputi bentuk, *order* dan Dimensi memainkan peran yang signifikan dalam menggambarkan kelemahan analisis hasil. Pada lokasi kritis yang menjadi fokus utama di mana stres terakumulasi, elemen-elemen ukuran dikurangi agar gradiasi stres teramati dengan lebih tepat.

Setiap elemen dalam konteks ini memiliki beberapa *node* yang tergantung pada jenis elemennya. Pada setiap *node* ini, variabel ukur yang diperoleh dapat diidentifikasi. Selain itu, pada elemen yang bukan *node*, besarnya variabel ukur akan dihitung melalui metode interpolasi. Order elemen merupakan representasi dari derajat fungsi interpolasi yang digunakan. Semakin tinggi order elemen, semakin tinggi derajat fungsi interpolasinya, sehingga menghasilkan hasil

interpolasi yang lebih akurat. Namun, perlu dicatat bahwa order elemen yang tinggi akan berdampak pada waktu komputasi yang lebih lama.

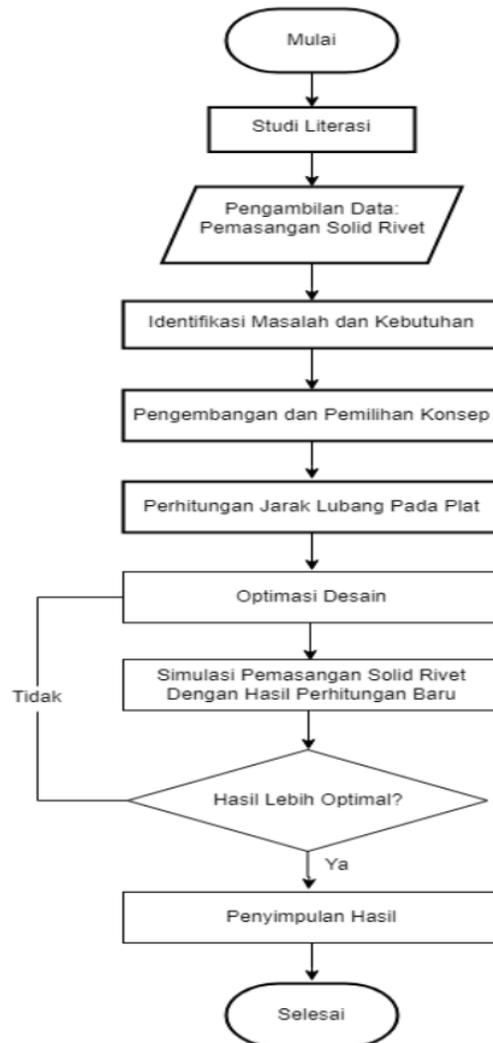
Dengan menerapkan kondisi batas yang diperlukan, solusi untuk model Analisis Elemen Hingga dapat diperoleh. Dalam kasus struktur, solusi awal terdiri dari besaran perpindahan. Dengan memasukkan hubungan antara regangan dan perpindahan serta hubungan antara tegangan dan regangan, nilai tegangan dapat diperoleh selanjutnya.

Setelah mendapatkan besar nilai *stress* dari solusi *FEA* kemudian dilakukan eksperimen untuk validasi. Apabila hasil dari analisis *FEA* bernilai tidak jauh dari hasil eksperimen, maka hasil dari analisis melalui *FEA* dianggap *acceptable*. Selain melakukan validasi melalui eksperimen empiris, metode alternatif yang dapat digunakan adalah melakukan perbandingan dengan solusi analitis yang dapat diperoleh melalui penyederhanaan model sehingga memungkinkan terciptanya solusi analitis.

13 **BAB 3**
METODE PENELITIAN

3.1 Diagram Alir

Studi ini dilakukan melalui rangkaian aktivitas yang terorganisir secara terstruktur. Aktivitas yang dilaksanakan mengikuti urutan langkah-langkah yang dapat diamati pada ilustrasi 3.1.



Gambar 3. 1 Diagram Alir Penelitian

3.2 Studi Literasi

Studi literatur bertujuan untuk mempermudah proses pengujian agar sesuai dengan yang diinginkan, maka diperlukan referensi yang mendukung penelitian yang berkaitan dengan proses penelitian. Pelaksanaan studi literatur sendiri dilakukan dengan meninjau dari internet, jurnal ilmiah, buku, artikel ilmiah yang berhubungan dengan pemasangan *solid rivet* pada pesawat.

3.2.1 Pengambilan Data

Penelitian bertujuan untuk mengoptimasi jarak pemasangan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* agar dapat menahan gaya yang bekerja pada pesawat. Maka dari itu dibutuhkan data material *rivet* dan plat, ukuran *rivet*, ketebalan plat.

3.2.2 Penentuan Solid Rivet yang digunakan

Setelah dilakukan pengembangan dan pemilihan konsep, ditentukan *solid rivet* yang digunakan. Pada penelitian ini ditentukan *solid rivet countersunk* dengan kode MS20426AD dengan jarak pemasangan 5,5 dari diameter *rivet*. Hal ini didasarkan kepada panduan pemasangan *solid rivet* pada pesawat N 219 yaitu jarak pemasangan antar *rivet* berkisar antara 5 sampai 6 kali dari ukuran diameter *solid rivet*. Sehingga digunakan nilai tengah yaitu 5,5 kali dari diameternya.

3.3 Identifikasi Masalah

Penelitian bertujuan untuk membahas rumusan masalah yang akan dibahas dalam menentukan jarak yang paling optimal dari pemasangan *solid rivet* pada bagian *horizontal stabilizer* pada pesawat N 219.

3.3.1 Identifikasi Kebutuhan

Kebutuhan dalam menentukan pemasangan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219 dimulai dari mempelajari bentuk, jenis *solid rivet* yang digunakan serta kesulitan yang dapat terjadi selama penelitian, Adapun kebutuhan dalam konstruksi, terbagi menjadi:

- a. Kebutuhan pemakaian material
- b. Kebutuhan analisis

3.4 Pengembangan dan Pemilihan Konsep

Dalam pemilihan konsep rancangan dibutuhkan persyaratan dan harapan yang harus dipenuhi sesuai kebutuhan rancangan penelitian. Persyaratan yang dibutuhkan penulis adalah *horizontal stabilizer* yang dibangun dengan jarak pemasangan *solid rivet* baru kuat dan kokoh saat menerima tekanan saat pesawat melakukan *take off*. selain itu harapan material cukup ringan untuk pembuatan *horizontal stabilizer*.

3.5 Perhitungan Jarak Lubang Pada Plat

Perhitungan rancangan pada plat dilakukan setelah penentuan *solid rivet* yang akan digunakan. Perhitungan ini meliputi jarak yang digunakan dalam pemasangan *solid rivet* yang memengaruhi kekuatan pemasangan dari *solid rivet* tersebut.

3.6 Optimasi Desain

Optimasi desain dimulai dengan membuat gambar desain dari *horizontal stabilizer* dan *solid rivet* dengan spesifikasi jarak dan diameter berdasarkan data yang didapat dan telah diperhitungkan. Kemudian dilakukan perhitungan baru untuk mendapatkan hasil yang optimal terhadap pemasangan jarak antar *solid rivet*.

3.7 Simulasi Pemasangan Solid Rivet dengan Hasil Perhitungan Baru

Setelah melalui tahap optimasi desain, dilakukan simulasi menggunakan hasil perhitungan yang telah didapatkan yang dilakukan dengan hasil gambar melalui *Autodesk inventor* dan disimulasikan menggunakan *finite element method*.

3.8 Perubahan Jarak Pemasangan Solid Rivet

Setelah melalui tahapan optimasi desain, melalui perhitungan yang dilakukan dengan simulasi menggunakan *software* penelitian menghasilkan perubahan jarak pemasangan baru yang paling optimal untuk pemasangan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat yang kemudian akan dilanjutkan simulasi.

3.9 Penyimpulan Hasil

Tahap penyimpulan hasil adalah tahap terakhir dari penelitian yang bertujuan untuk menarik kesimpulan dalam optimasi pemasangan *solid rivet* pada *horizontal stabilizer*. Apakah sesuai dengan kebutuhan, keinginan dan tujuan penelitian yang akan dipilih oleh penulis.

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Standar Solid Rivet yang Digunakan

Solid rivet yang digunakan pada penelitian ini ditentukan *solid rivet countersunk* dengan kode MS20426AD3. Standar yang digunakan pada *solid rivet* ini merupakan standar yang digunakan dalam *airforce navy*. *Solid rivet* dengan kode MS20426AD3 dapat dibaca sebagai berikut.

- MS20426: Bentuk atau model kepala *rivet countersunk*.
- AD: Material aluminium yaitu 2117 – T4
- 3: Diameter 3/32” (dengan kenaikan 1/32”)

4.2 Material Horizontal Stabilizer

Material yang digunakan dalam pembuatan *horizontal stabilizer* pada pesawat N219 adalah Aluminium Alloy QQ-A-250. Sedangkan pada *rivet* menggunakan material Aluminium Alloy 2117.

4.2.1 Material Plat

Dalam studi ini, bahan yang diaplikasikan dalam fabrikasi penegak kulit *horizontal stabilizer* adalah menggunakan Aluminium Alloy QQ-A-250. Berikut sifat mekanik dari material Aluminium Alloy QQ-A-250 untuk membuat plat *horizontal stabilizer*:

Tabel 4. 1 *Mechanical Properties Aluminium Alloy QQ-A-250*

Properties	Aluminium Alloy QQ-A-250
<i>Yeild strength</i> (MPa)	269
<i>Ultimate strength</i> (MPa)	407
<i>Youngs's modulus</i> (GPa)	73
<i>Density</i> (g/cm ³)	2,74

Tabel 4. 2 Kandungan Material Plat

Cr	Ti	Zn	Si	Fe	Mn	Mg	Cu	Other	Al
0,1	0,15	0,25	0,5	0,5	0,3	1,2	3,8	0,05	Balance

4.2.2 Material Solid Rivet

Penelitian ini memfokuskan pada penggunaan material *solid rivet* dalam proses manufaktur *horizontal stabilizer* adalah menggunakan Aluminium Alloy 2117. (DI, 2005) Berikut sifat mekanik dari material Aluminium Alloy 2117 pada *solid rivet* yang digunakan:

Tabel 4. 3 *Mechanical Properties Aluminium Alloy 2117*

Properties	Aluminium Alloy 2117
<i>Yeild strength</i> (MPa)	165
<i>Ultimate strength</i> (MPa)	296
<i>Youngs's modulus</i> (GPa)	71
<i>Shear modulus</i> (GPa)	193

4.3 Rancangan Pada Plat

Rancangan pada plat *horizontal stabilizer* pesawat N 219 diawali dengan menentukan dimensi dari *horizontal Stabilizer*.

4.3.1 Dimensi Pada *Horizontal Stabilizer*

Setelah melakukan pengambilan data mengenai dimensi dari plat pesawat pada *horizontal stabilizer* pada pesawat N 219 didapatkan dimensi:

Tabel 4. 4 Dimensi *Horizontal Stabilizer* yang Mengalami Pengujian

<i>Horizontal Stabilizer</i>	Dimensi
Panjang	470 mm
Lebar	503 mm
Tinggi	129 m

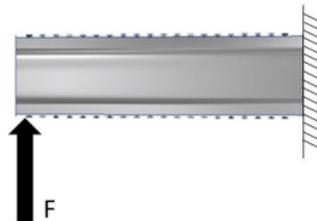
4.4 Proses dan Hasil Simulasi

Pengujian simulasi dilaksanakan menggunakan perangkat lunak analisis tegangan. Simulasi ini memanfaatkan metode struktural statis dengan variasi diameter rivet sebesar 3,2 mm dan 4 mm dengan jarak 17,6 mm dengan 22 mm. Hasil pengujian kekuatan sambungan *rivet* pada plat

yang terhubung dengan ribs pada horizontal stabilizer pesawat dengan ketebalan plat sebesar 10 mm. Memiliki tujuan untuk mendapatkan besaran dari tegangan *von misses*, deformasi, dan juga nilai *safety factor* yang terjadi pada rangka selama pengujian berlangsung.

4.4.1 Free Body Diagram

Menurut (Marghitu, 2001) *free body diagram* merupakan gambar garis-garis gaya yang bekerja seolah-olah sebuah benda kerjakan pada lingkungannya tanpa menggambarkan wujud bendanya. Pada analisis kali ini berikut merupakan *free body diagram* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219 yang disimulasikan dengan tumpuan tipe jepit (*fix joint*). (Martins et al., 2019)



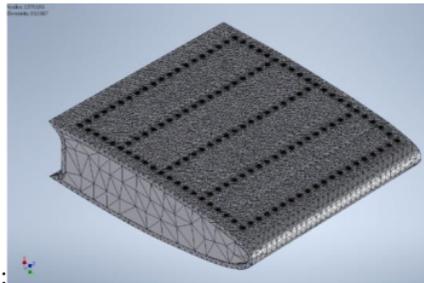
Gambar 4. 1 *Free Body Diagram Horizontal Stabilizer N 219*

4.4.2 Load

Peletakan beban diletakkan pada area *ribs* yang terletak paling dekat dengan *vertical stabilizer* dengan beban 18 Kg. Gaya beban keseluruhan yang diberikan sebesar 55000 N.

4.4.3 Meshing

Meshing merupakan proses yang dilakukan pada perangkat lunak Analisis Stres dengan tujuan untuk mengkonversi struktur rangka 3D menjadi sejumlah terbatas elemen kecil yang dikenal sebagai elemen hingga (*finite element*). Elemen-elemen ini akan diberikan representasi matematis yang akan digunakan dalam tahap simulasi. Jumlah elemen yang digunakan berjumlah 810.387 elemen dan untuk node yang digunakan sebanyak 1.378.189 dalam bentuk elemen segitiga. Meshing yang digunakan pada simulasi ini seperti gambar berikut

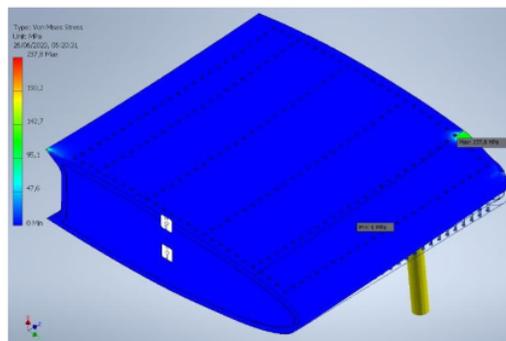


Gambar 4. 2 Meshing Horizontal Stabilizer

4.5 Analisa Teknik dengan Software

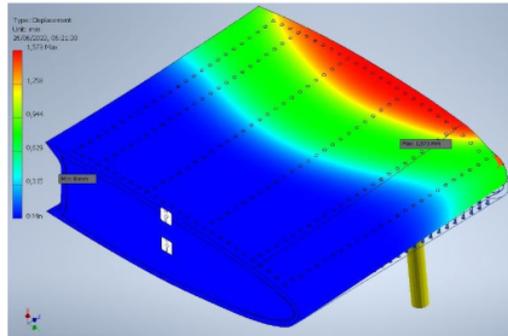
Dilakukan perhitungan teknik dengan *software* untuk menentukan gaya-gaya yang bekerja pada *horizontal stabilizer* pada pesawat N219.

4.5.1 Hasil Simulasi Software Dengan Diameter Rivet 3,2 mm dan Jarak 5.5 Kali Diameter Rivet



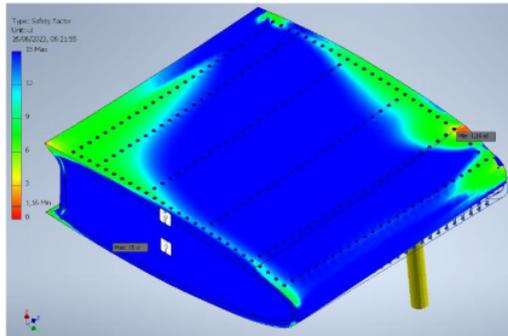
Gambar 4. 3 Hasil Tegangan *Von Mises* Sebelum Proses Optimasi.

Dari hasil simulasi *vertical bending* terhadap *horizontal stabilizer* pada pesawat N219 dengan material Aluminium Alloy QQ-A-250 yang memiliki ketebalan 10 mm dengan diameter *rivet* 3,2 mm dengan jarak 17,6 mm diketahui bahwa tegangan maksimal yang terjadi sebesar 237,8 MPa pada plat *horizontal stabilizer*.



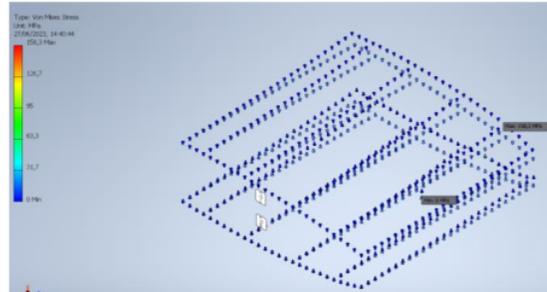
Gambar 4. 4 Hasil Deformasi Sebelum Proses Optimasi

Jumlah deformasi maksimum yang tercatat mencapai 1,573 mm pada bagian *horizontal stabilizer* yang menyambung dengan *vertical stabilizer*.



Gambar 4. 5 Hasil *Safety Factor* Sebelum Optimasi

Nilai *Safety factor* untuk pembebanan yang dilakukan pada *horizontal stabilizer* secara keseluruhan memiliki angka yang nilainya paling rendah sebesar 1,16 pada bagian plat.



Gambar 4. 6 Hasil Tegangan *von mises* Pada *Solid Rivet* Sebelum Proses Optimasi.

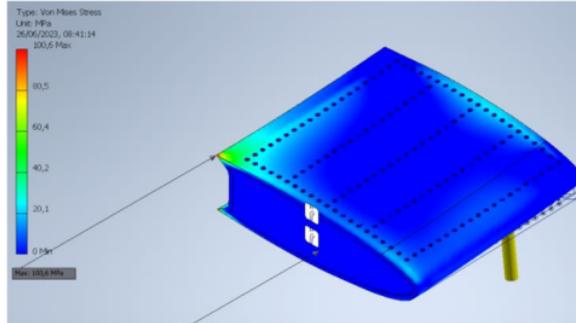
Tegangan maksimum yang terjadi pada *solid rivet* dengan diameter 3,2 mm serta jarak lubang pemasangan 17,6 mm mencapai 158,3 Mpa.

4.6 Optimasi Desain

Dilakukan optimasi desain dengan mengubah jarak pemasangan *solid rivet* dengan ukuran yang mulanya 3,2 mm dengan jarak 5,5 kali dari diameter yaitu 17,6 mm menjadi ukuran diameter 4 mm dengan jarak pemasangan antar *rivet* 5,5 dari diameter *rivet* yaitu 22 mm.

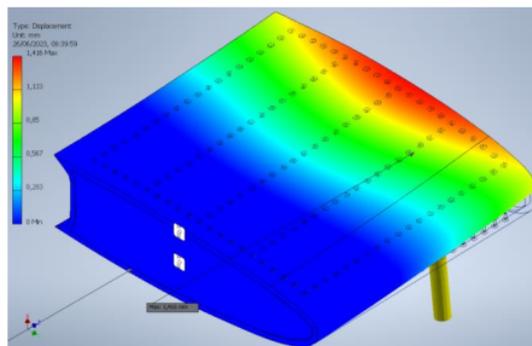
4.6.1 Hasil Simulasi *Software* Dengan Diameter *Rivet* 4 mm dan Jarak 5,5 kali Diameter *Rivet*

Dari hasil simulasi *vertical bending* terhadap *horizontal stabilizer* pada pesawat N 219 dengan material Aluminium Alloy QQ-A-250 yang memiliki ketebalan 10 mm dengan diameter *rivet* 4 mm dengan jarak pemasangan 22 mm diketahui bahwa tegangan maksimal yang terjadi sebesar 100,6 MPa pada plat *horizontal stabilizer*.



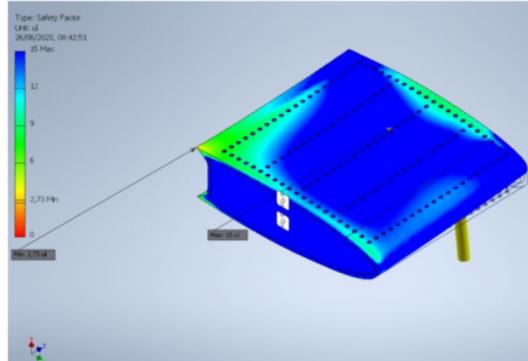
Gambar 4. 7 Hasil Tegangan *Von Mises Stress* Setelah Optimasi

Nilai deformasi maksimum yang tercatat mencapai 1,416 MPa terjadi pada sambungan *horizontal stabilizer* dengan *vertical stabilizer*. Sementara itu, daerah lain seperti bagian bawah dan dekat *fix support* menunjukkan deformasi yang sangat minimal. (Saadat, 2009)



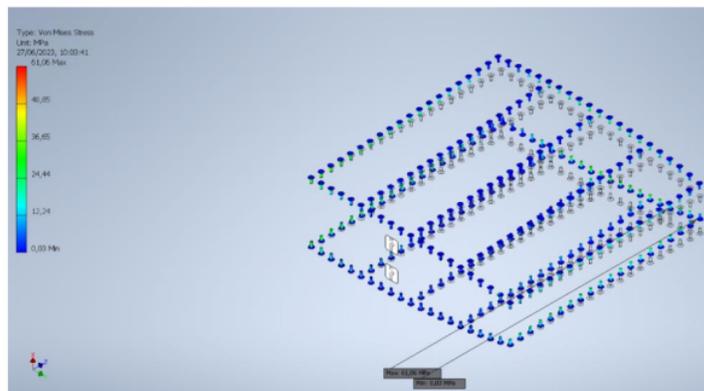
Gambar 4. 8 Hasil Deformasi Setelah Optimasi

Nilai *Safety factor* untuk pembebanan yang dilakukan pada *horizontal stabilizer* secara keseluruhan memiliki angka yang nilainya paling rendah sebesar 2,73. Dengan ini dapat dikatakan *horizontal stabilizer* lebih aman digunakan.



Gambar 4. 9 Hasil *Safety Factor* Setelah Optimasi

Tegangan maksimum yang terjadi pada *solid rivet* dengan diameter 4 mm serta jarak lubang pemasangan 22 mm mencapai 61.06 Mpa.



Gambar 4. 10 Hasil Tegangan *von mises* Pada *Solid Rivet* Setelah Proses Optimasi.

4.7 Analisa Hasil Simulasi Sebelum dan Setelah Simulasi

Semua model yang dibuat dan dihitung kekuatannya kemudian dipilih sesuai dengan kriteria yang ditentukan (Pramono et al., 2020). Dari hasil perhitungan dan simulasi yang sudah dilakukan, disimpulkan sebagai berikut.

4.7.1 Rekapitulasi Simulasi dan Perhitungan Tegangan *Von Mises*

Tabel 4. 5 Rekapitulasi Simulasi dan Perhitungan Tegangan *Von Mises Stress*

No	Diameter (mm)	Jarak (mm)	Yeild Strength (Mpa)	Massa Total (kg)	Gaya Total (N)	<i>Von Mises</i> (Mpa)
1	3,2	16,7	269	18	55000	237,8
2	4	22	269	18	55000	100,6

Tabel 4.5 merupakan rekapitulasi tegangan *von mises* yang didapatkan dari hasil simulasi yang telah dilakukan. Dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa diameter *solid rivet* yang diperkecil dari 3,2 mm menjadi 4 mm dengan jarak yang mulanya 17,6 mm menjadi 22 mm mengalami penurunan tegangan *von mises* dari 237,8 Mpa menjadi 100,6 Mpa.

4.7.2 Rekapitulasi Simulasi dan Perhitungan Deformasi

Tabel 4. 6 Rekapitulasi Simulasi dan Perhitungan Deformasi

No	Diameter (mm)	Jarak (mm)	Yeild Strength (Mpa)	Massa Total (kg)	Gaya Total (N)	Deformasi (mm)
1	3,2	16,7	269	18	55000	1,573
2	4	22	269	18	55000	1,416

Tabel 4.6 adalah rekapitulasi deformasi yang didapatkan dari hasil simulasi yang telah dilakukan. Dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa diameter *solid rivet* yang diperkecil dari 3,2 mm menjadi 4 mm dengan jarak yang mulanya 17,6 mm menjadi 22 mm mengalami penurunan nilai deformasi dari 1,573 mm menjadi 1,416 mm.

4.7.3 Rekapitulasi Simulasi dan Perhitungan *Safety Factor*

Tabel 4. 7 Rekapitulasi Simulasi dan Perhitungan *Safety Factor*

No	Diameter (mm)	Jarak (mm)	Yeild Strength (Mpa)	Massa Total (kg)	Gaya Total (N)	<i>Safety Factor</i>
1	3,2	16,7	269	18	55000	1,16
2	4	22	269	18	55000	2,73

Tabel 4.7 adalah rekapitulasi *safety factor* yang didapatkan dari hasil simulasi yang telah dilakukan. Dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa diameter *solid rivet* yang diperbesar dari 3,2 mm menjadi 4 mm dengan jarak yang mulanya 16,7 mm menjadi 22 mm mengalami peningkatan *safety factor* dari 1,16 menjadi 2,73.

Dari hasil analisis yang dilakukan dengan melakukan simulasi yang mulanya menggunakan diameter 3,2 mm dengan jarak pemasangan 17,6 mm menjadi *solid rivet* dengan ukuran diameter 4 mm dengan jarak pemasangan antar *solid rivet* sebesar 22 mm. Ukuran tersebut lebih optimal untuk pemasangan *solid rivet* dari jarak sebelumnya yaitu 3,2 mm dengan jarak 17,6 mm. Hal ini disimpulkan dari hasil tegangan *von mises* yang didapatkan yaitu sebesar 100,6 MPa dengan deformasi maksimum yang terjadi sebesar 1,416 mm dengan *safety factor* minimum sebesar 2,73. Dari hasil tersebut dapat disimpulkan bahwa sambungan *solid rivet* pada pesawat N 219 sudah optimal untuk dilakukan pemasangan dengan jarak tersebut dan sudah memenuhi faktor keamanan pesawat.

BAB 5

KESIMPULAN

5.1 Kesimpulan

Dari hasil optimasi pemasangan *solid rivet* terhadap kekuatan *horizontal stabilizer* pada pesawat N 219, maka disimpulkan:

1. Susunan paling optimal *solid rivet* pada *horizontal stabilizer* pesawat N 219 yaitu diameter *solid rivet* 4 mm dengan jarak pemasangan antar *rivet* 5,5 kali dari diameter *rivet*, sehingga jarak pemasangan antar *rivet* adalah 22 mm.
2. Hasil simulasi menggunakan *solid rivet* dengan diameter 4 mm dengan jarak pemasangan 22 mm didapatkan hasil tegangan maksimum sebesar 100,6 Mpa yang mengalami penurunan dari *solid rivet* dengan diameter 3,2 mm dengan jarak 17,6 mm yang mendapatkan hasil tegangan deformasi sebesar 237,8 Mpa. Kemudian untuk hasil simulasi menggunakan *solid rivet* dengan diameter 4 mm dengan jarak pemasangan 22 mm mengalami *displacement* sebesar 1,415 mm yang mengalami penurunan dari *solid rivet* dengan diameter 3,2 mm dengan jarak 17,6 mm yang mendapatkan hasil tegangan deformasi sebesar 1,573 mm. Untuk simulasi menggunakan *solid rivet* dengan diameter 4 mm dengan jarak pemasangan 22 mm mendapatkan *safety factor* sebesar 2,73 yang mengalami peningkatan dari *solid rivet* dengan diameter 3,2 mm dengan jarak 17,6 mm yang mendapatkan hasil *safety factor* sebesar 1,16.

5.2 Saran

Dari hasil optimasi desain jarak pemasangan *solid rivet* terhadap kekuatan *horizontal stabilizer* pada pesawat N 219, maka saran yang dapat digunakan dalam penelitian selanjutnya:

1. Penelitian ini dapat diteruskan dengan melakukan pemodelan menyeluruh, yakni melakukan penelitian terhadap *horizontal stabilizer* pesawat N 219 secara keseluruhan. Karena penelitian ini hanya mengambil sebagian dari keseluruhan *horizontal stabilizer*.
2. Penelitian ini berpotensi untuk diperluas dengan mengadopsi metode penyusunan sambungan *double riveted joint*.

Daftar Pustaka

- Bowen, I. G. (1945). *Production Section The Strength of Riveted Joints The Results of a Statistical Analysis of Test Data*.
- Davies, S. D. (1939). Aeroplane Design For Production. In *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* (Vol. 11, Issue 3, pp. 121–126). <https://doi.org/10.1108/eb030458>
- DI, P. (2005). *Riveting Manual (Pedoman Pengelasan)*. 1–33.
- Dwinata, B., Ganda Putra, A., & Riana, F. (2021). Analisa Kekuatan Sambungan Rivet Zig-Zag dan Inline dengan Plat Al 2024-T3. *Syntax Idea*, 3, 1551. <https://doi.org/10.36418/syntax-idea.v3i7.1380>
- Edition, T. (2022). Physics in the Arts. In *Physics in the Arts*. <https://doi.org/10.1016/c2020-0-02281-4>
- Erhunmwun, I., & Ikponmwo, U. (2017). Review on finite element method. *Journal of Applied Sciences and Environmental Management*, 21, 999. <https://doi.org/10.4314/jasem.v21i5.30>
- jagota, V., Sethi, A., & Kumar, D.-K. (2013). Finite Element Method: An Overview. *Walailak Journal of Science & Technology*, 10, 1–8. <https://doi.org/10.2004/wjst.v10i1.499>
- Karmankar, R. (2018). *ANALYSIS OF VON-MISES-STRESS FOR INTERFERENCE FIT AND PULL-OUT STATES BY USING FINITE ELEMENT METHOD*. <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.26447.79520>
- Marghitu, D. B. (2001). *Mechanical Engineer's Handbook*.
- Martins, T., Infante, V., Sousa, L., Antunes, P. J., Moura, A. M., & Serrano, B. (2019). ScienceDirect ScienceDirect ScienceDirect ICSI 2019 The 3rd International Conference on Structural Integrity SHM TB30 , Numerical Study of an Aircraft Structural Condition SHM TB30 , Numerical Study of an Aircraft Structural Condition. *Procedia Structural Integrity*, 17(November), 878–885. <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2019.08.117>

- Ni, J., & Ding, W. (2019). Solid riveting process optimization for the reduction of key point distortions caused by locating. *Assembly Automation*, 39(1), 34–44. <https://doi.org/10.1108/AA-12-2017-178>
- Robial, S. M. (2016). *Regangan Pada Baja Menggunakan Least Square Method*. 6(2).
- Saadat, M. (2009). Deformation analysis of large aerospace components during assembly. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*.
- Sunil Kumar, S., Londe, N. V., Dilip Kumar, K., & Kittur, M. I. (2018). A Review on Deterioration of Mechanical Behaviour of High Strength Materials under Corrosive Environment. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 376(1). <https://doi.org/10.1088/1757-899X/376/1/012106>
- Wang, H. (2014). Riveting Sequence Study of Horizontal Stabilizer Assembly Using Finite-Element Analysis and Riveting Equivalent Unit. *Journal of Aerospace Engineering*, 27(6). [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0000368](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0000368)
- Wang, H. (2015). Deformation Analysis in Horizontal Stabilizer Assembly Using FEA Modeling and Multilevel Analysis. *Journal of Aerospace Engineering*, 28(2), 1–10. [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0000385](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0000385)
- Wang, H., & Ding, X. (2013). Identifying sources of variation in horizontal stabilizer assembly using finite element analysis and principal component analysis. *Assembly Automation*, 33(1), 86–96. <https://doi.org/10.1108/01445151311294847>
- Wanhill, R. J. H. (2018). Fatigue Requirements for Aircraft Structures. In *Aircraft Sustainment and Repair*. Elsevier Ltd. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100540-8.00002-9>
- White, D. A., Kudo, J., Swartz, K., Tortorelli, D. A., & Watts, S. (2023). A reduced order model approach for finite element analysis of cellular structures. *Finite Elements in Analysis and Design*, 214(June 2022), 103855. <https://doi.org/10.1016/j.finel.2022.103855>

OPTIMASI JARAK PEMASANGAN SOLID RIVET TERHADAP KEKUATAN HORIZONTAL STABILIZER PADA PESAWAT N219

ORIGINALITY REPORT

12%

SIMILARITY INDEX

12%

INTERNET SOURCES

1%

PUBLICATIONS

2%

STUDENT PAPERS

PRIMARY SOURCES

1	repository.its.ac.id Internet Source	6%
2	airtechjournal.blogspot.com Internet Source	1%
3	repository.upnvj.ac.id Internet Source	1%
4	qdoc.tips Internet Source	<1%
5	123dok.com Internet Source	<1%
6	Submitted to Sriwijaya University Student Paper	<1%
7	eprints.ung.ac.id Internet Source	<1%
8	ft.untar.ac.id Internet Source	<1%
9	repository.ar-raniry.ac.id Internet Source	<1%

10	digilib.unila.ac.id Internet Source	<1 %
11	Submitted to University of Sheffield Student Paper	<1 %
12	idoc.pub Internet Source	<1 %
13	pt.scribd.com Internet Source	<1 %
14	repository.umsu.ac.id Internet Source	<1 %
15	repository.wima.ac.id Internet Source	<1 %
16	id.123dok.com Internet Source	<1 %
17	id.scribd.com Internet Source	<1 %
18	text-id.123dok.com Internet Source	<1 %
19	tiam.prz.edu.pl Internet Source	<1 %
20	www.researchgate.net Internet Source	<1 %
21	Jérémie Gaffarel, Afrasiab Kadhum, Mohammad Fazaeli, Dimitrios Apostolidis et	<1 %

al. "From the Martian Surface to Its Low Orbit in a Reusable Single-Stage Vehicle—Charon", Aerospace, 2021

Publication

22

Lasinta Ari Nendra Wibawa. "DESAIN DAN ANALISIS KEKUATAN RANGKA LEMARI PERKAKAS DI BALAI LAPAN GARUT MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA", Machine : Jurnal Teknik Mesin, 2019

Publication

23

docplayer.info

Internet Source

<1 %

24

lib.unnes.ac.id

Internet Source

<1 %

25

repository.ppns.ac.id

Internet Source

<1 %

26

robomaa.fi

Internet Source

<1 %

27

uwe-repository.worktribe.com

Internet Source

<1 %

28

Submitted to Pusat Kurikulum dan Perbukuan Kementerian Pendidikan dan Kebudayaan Republik Indonesia

Student Paper

<1 %

Exclude quotes On
Exclude bibliography On

Exclude matches Off
~~SEARCH~~