

ANALISIS NUMERIK *PART BULKHEAD* PADA *SUB SYSTEM WING TO FUSELAGE JOINNER ASSEMBLY* PESAWAT AEROBATIK MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

Enggar Kristian^{*1}, Agus Suprianto², Nurhadi Pramana³, Sahril Afandi⁴, Endah Yuniarti⁵

^{1,4,5}Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma

^{2,3}Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi
^{*}Corresponding Author: enggarkristian@gmail.com

Abstrak - Analisis rancangan bulkhead dilakukan untuk memperoleh geometri terbaik untuk mencari berat yang efisien dengan mengubah geometri bentuk pada bulkhead yang merupakan *sub system wing to fuselage* untuk pesawat berkategori aerobatik dan berat yang optimal yang memenuhi persyaratan regulasi FAR 23 dan mengetahui respon distribusi tegangan, bending yang dihasilkan dan kriteria kegagalan struktur berdasarkan variasi geometri bentuk bulkhead. Pada penelitian ini untuk analisis statik *bulkhead* untuk pesawat berkategori aerobatik menggunakan material *Aluminium Alloy 7075-T6* dan menggunakan metode pendekatan Schrenk untuk menghitung beban eksternal distribusi gaya angkat pada sayap. Selain itu dilakukan proses optimisasi berat *bulkhead* berdasarkan metode pendekatan topologi yaitu perubahan geometri bentuk pada *bulkhead* untuk mereduksi berat, sudut insiden *spar* yang berbeda dan menghitung *margin of safety*. Proses penyelesaian masalah menggunakan perangkat lunak metode elemen hingga (Abaqus CAE). Optimisasi topologi pada *part bulkhead* sudut insidet 0° dan 4° menghasilkan volume yang berkurang pada benda sehingga mereduksi berat, tetapi nilai dari *margin of safety* $MS = 0$.

Kata Kunci: *Bulkhead*, Metode Elemen Hingga, *Aluminium Alloy 7075-T6*, Metode Pendekatan Schrenk, Optimisasi Topologi.

Abstract - *The bulkhead design analysis was carried out to obtain the best geometry to find an efficient weight by changing the shape geometry of the bulkhead which is a sub-system of the wing to the fuselage for an aircraft categorized as aerobatics and an optimal weight that meets the requirements of FAR 23 regulations and sees the stress distribution response, the resulting bending and structural failure criteria based on the geometric variation of bulkhead shapes. In this study, to analyze the bulkhead static for an aerobatic category aircraft using Aluminum Alloy 7075-T6 material and using the Schrenk Approximation method to calculate the external distribution load of lift force on the wing. In addition, the optimization of bulkhead weight based on the topological approach method is to change the shape geometry of the bulkhead to reduce weight, in different spar incidents and calculate margin of safety. The problem solving process uses finite element method software (Abaqus CAE). Topological optimization of the bulkhead part with an incidence angle of 0 ° and 4 ° results in a reduced volume of the object so that it reduces weight, but the value of the margin of safety $MS = 0$.*

Keywords: Bulkhead, Metode Elemen Hingga, Aluminium Alloy 7075-T6, Metode Pendekatan Schrenk, Optimisasi Topologi.

I. LATAR BELAKANG

Faktor utama yang perlu dipertimbangkan di pesawat terbang struktur adalah kekuatan, bobot, dan keandalan. Ini faktor menentukan persyaratan yang harus dipenuhi oleh setiap bahan yang digunakan untuk merancang pesawat. Rangka pada pesawat udara harus kuat dan ringan. Semua bahan yang digunakan untuk membuat pesawat harus bisa diandalkan. Keandalan meminimalkan kemungkinan kegagalan berbahaya dan tak terduga. Banyak gaya dan tegangan struktural bekerja pada sebuah pesawat saat terbang dan saat statis. Saat itu statis, gaya gravitasi menghasilkan berat. Selama penerbangan, manuver pun yang menyebabkannya percepatan atau perlambatan meningkatkan gaya dan menekankan pada sayap dan badan pesawat. Tekanan pada sayap pesawat udara adalah tegangan, tekan, geser, tekuk, dan torsi. Tekanan ini diserap oleh setiap komponen dari struktur sayap dan ditransmisikan ke badan pesawat struktur. Tegangan seperti ini dikenal sebagai beban, dan studi tentang beban disebut analisis tegangan. Tegangan dianalisis dan dipertimbangkan saat pesawat dirancang.

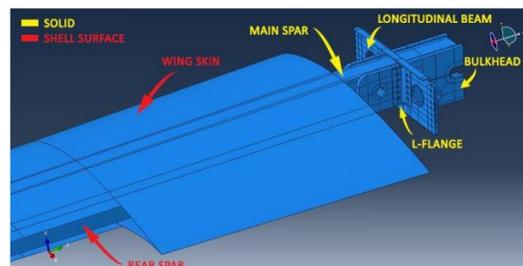
Dalam penelitian ini dilakukan analisis numerik transformasi struktur wing dengan metode topologi optimalisasi dimana komponen ini merupakan komponen yang vital dalam keberhasilan proses pembuatan pesawat terbang tanpa awak. Optimisasi topologi ini dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Abaqus CAE, dimana fitur 2 Optimisasi struktural menggunakan Abaqus adalah proses yang membantu untuk memperbaiki desain. Hasil optimisasi

struktural yang dirancang dengan baik akan menghasilkan komponen yang ringan, kaku, dan tahan lama. Abaqus menyediakan tiga pendekatan untuk optimisasi struktural - optimisasi topologi, optimisasi bentuk, dan optimisasi ukuran. Optimisasi topologi dimulai dengan model awal dan menentukan desain optimal dengan memodifikasi properti material dalam elemen yang dipilih, secara efektif menghilangkan elemen dari analisis. Bentuk dan optimisasi ukuran selanjutnya menyempurnakan model^[1].

II. METODE PENELITIAN

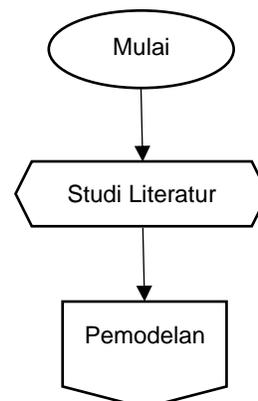
2.1 Objek Penelitian

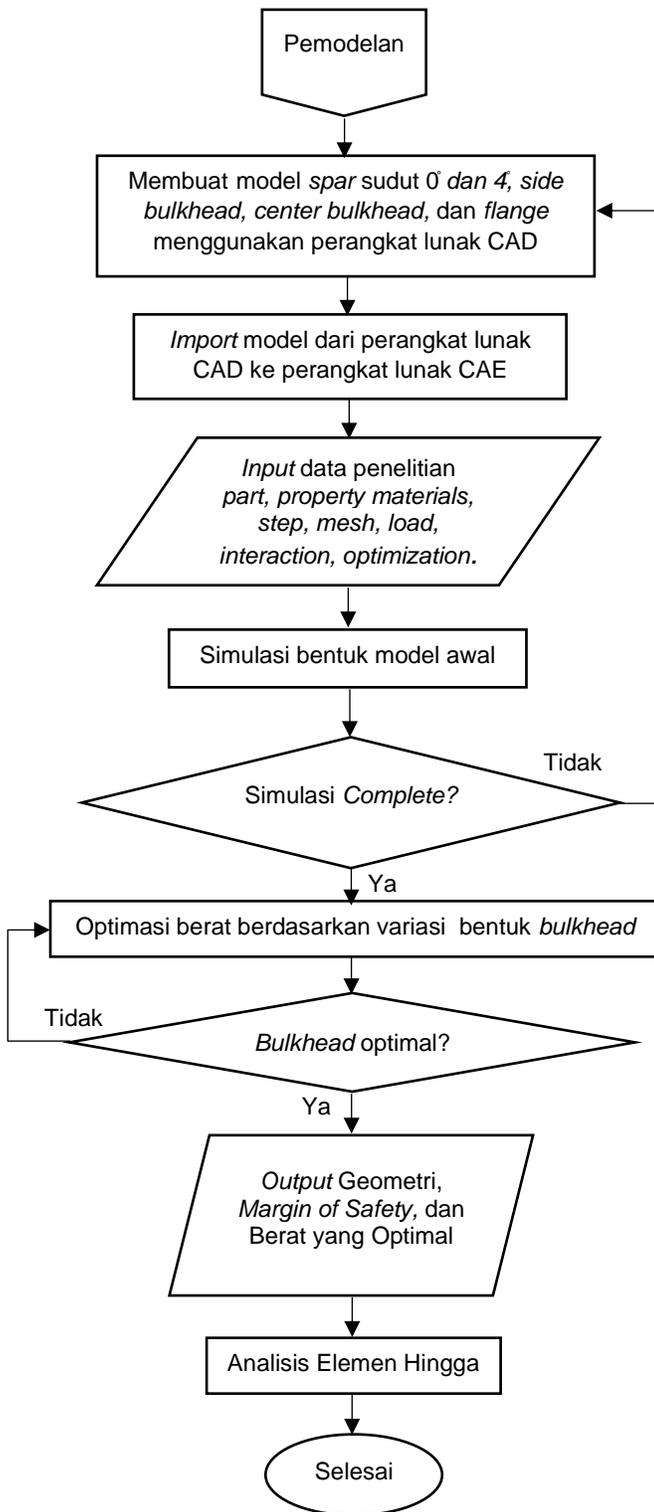
Objek dari penelitian ini adalah jenis pesawat aerobatik yang pada penelitian ini menganalisis struktur wing. Gambar dibawah merupakan geometri dari pesawat aerobatik



Gambar 2. 1 Ilustrasi Model Simulasi Wing-to-Fuselage Joiner^[2]

2.2 Prosedur Penelitian





Gambar 2. 1 bagan diagram alir penelitian

2.3 Sifat Mekanik Material

Material yang digunakan dalam pengujian geometri struktur *Bulkhead*, *Flange*, dan *Longitudinal Beam* adalah *Aluminium Alloy 7075-T6* dan *Spar* adalah komposit serat karbon dengan resin epoxy. Data-data tersebut diantaranya besaran kekuatan tarik pada arah fiber, kekuatan tarik pada arah transversal, kekuatan tekan pada arah transversal, dan kekuatan geser.

Tabel 2. 1 Sifat Mekanik Komposit Karbon Engineering Constant^[2]

Properties	Simbol	Nilai	Satuan
Young Modulus	E_1	77400	MPa
Young Modulus	E_2	72900	MPa
Young Modulus	E_3	72900	MPa
Poisson's ratio	ν	0.05	-
Tensile stress fiber direction	σ_{T1}	912	MPa
Compressive stress fiber direction	σ_{c1}	862,5	MPa
Tensile stress transverse fiber direction	σ_{T1}	912	MPa
Compressive stress transverse direction	σ_{c1}	862,5	MPa
Shear strength	τ_{12}	89	Mpa
Density	ρ	1,56e-6	tonne/mm ³
Shear Modulus	S	3150	MPa

Tabel 2. 2 Sifat Mekanik Aluminium Alloy 7075-T6^[2]

Properties	Simbol	Nilai	Satuan
Yield Stress	σ	462	MPa
Modulus	E	71700	MPa
Poisson Ratio	U	0,05	-
Density	ρ	2,81e-9	tonne/mm ³

2.4 Setup Simulasi

2.4.1 Module Part

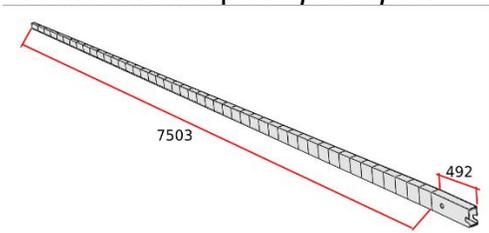
Struktur *spar*, *bulkhead*, *L-flange*, dan *longitudinal beam* pada struktur utama sayap Aerobatik dimodelkan menggunakan perangkat lunak dengan spesifikasi pemodelan yang ditunjukkan pada Tabel 2.3.

Tabel 2. 3 Pemodelan *part* yang dianalisis

Part	Modeling Space	Type	Base Feature	
			Shape	Type
Spar	3D	Deformable	Solid	Extrusion
Bulkhead	3D	Deformable	Solid	Extrusion
L-Flange	3D	Deformable	Solid	Extrusion
Longitudinal beam	3D	Deformable	Solid	Extrusion

a. Spar

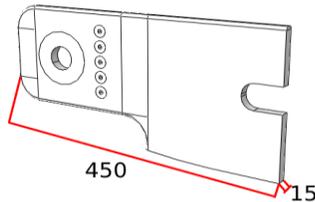
Part Spar ini adalah struktur utama dari wing yang menopang besar beban dari luar maupun beban dari dalam, namun pada analisis ini tidak berfokus pada *part spar*.



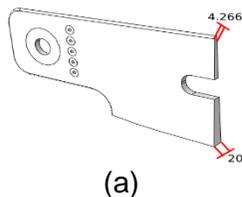
Gambar 2. 2 *Part Spar Solid*

b. Bulkhead

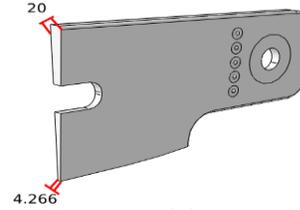
Part Bulkhead adalah objek utama dalam penelitian ini terdapa 2 jenis *bulkhead* yang berbeda yaitu *part bulkhead* dengan sudut insiden 0° dan *part bulkhead* dengan sudut insiden 4°.



Gambar 2. 3 *Part Front Bulkhead Solid* dan *Part Rear Bulkhead Solid* dengan sudut insiden *spar* 0°



(a)

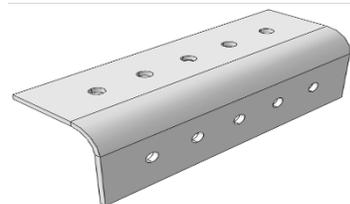


(b)

Gambar 2. 4 (a) *Part Front Bulkhead Solid* dengan sudut insiden *spar* 4° (b) *Part Rear Bulkhead Solid* dengan sudut insiden *spar* 4°

c. L-Flange

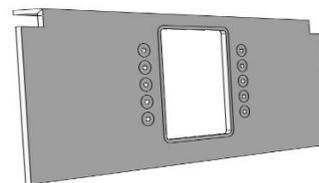
Part L-Flange adalah 2 struktur pendukung untuk mengikat *part bulkhead* dan *part longitudinal beam* untuk mereduksi deformasi.



Gambar 2. 5 *Part L-Flange Solid*

d. Longitudinal Beam

Part Longitudinal Beam adalah struktur pembantu untuk mereduksi deformasi dari terikatnya *longitudinal beam* oleh *L-flange*.



Gambar 2. 6 *Part Longitudinal Beam Solid*

2.4.2 Module Property

Material yang akan digunakan adalah *Aluminium Alloy 7075-T6* menggunakan tipe isotropik dan *Komposite Karbon* menggunakan tipe *engineering constant* dengan orientasi sudut 0°, 45°, 0°, -45°. Pada *part bulkhead*,

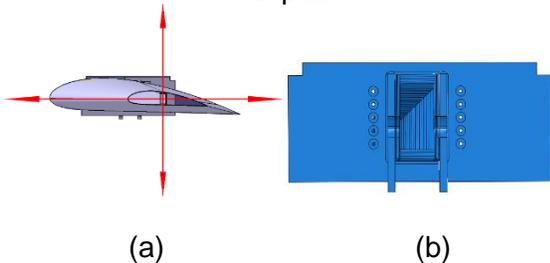
part L-flange dan part longitudinal beam menggunakan material Aluminium Alloy 7075-T6 dan pada spar menggunakan material Komposit Karbon . Properties dari material seperti *Density*, *Young's Modulus*, dan *Poisson Ratio*. Simulasi ini menggunakan kategori "Solid" dan "Homogenous".

2.4.3 Module Assembly

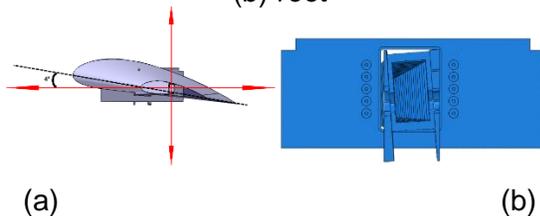
Module assembly berfungsi untuk menggabungkan beberapa part menjadi satu kesatuan bagian atau letak (instance) dan mengubah sudut jatuh (rotate) sehingga menjadi variasi simulasi.



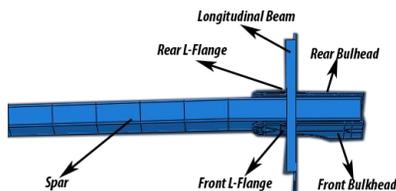
Gambar 2. 8 Model keseluruhan tampak depan



Gambar 2. 7 Model keseluruhan tampak samping sudut insiden 0° (a) tip (b) root



Gambar 2. 10 Model keseluruhan tampak samping sudut insiden 4° (a) tip (b) root



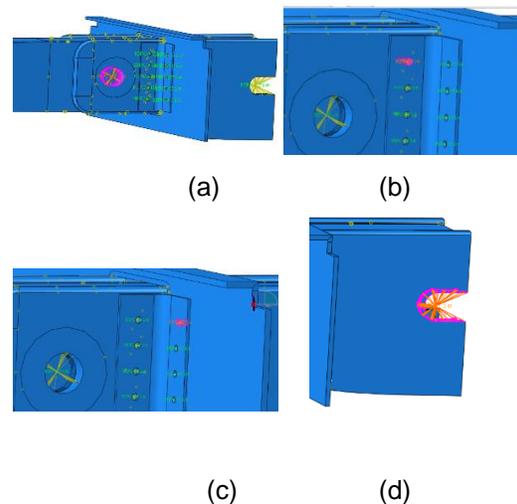
Gambar 2. 18 Model keseluruhan tampak atas

2.4.4 Module Step

Module step digunakan untuk menentukan langkah yang akan dilalui selama proses simulasi menggunakan step "Static, General" karena selama terjadi beban eksternal, part spar, part bulhead, part L-flange, dan part longitudinal beam pada struktur sayap mengalami perilaku statik di dalam struktur sayap yang tergabung spar, 2 bulkhead, 2 L-flange dan longitudinal beam dengan menyerap energi kinetik yang menyebabkan deformasi permanen. Periode waktu yang digunakan adalah "1".

2.4.5 Module Interaction

Module Interaction berfungsi untuk menentukan bidang kontak atau jenis interaksi yang dialami oleh model. Pada Constraint Manager pada simulasi ini dimaksudkan untuk menempelkan antara 2 benda atau lebih satu sama lain. Simulasi ini menggunakan Multi Point Constraint (MPC Pin), dan Multi Point Constraint (MPC Beam).



Gambar 3. 12 Constraint Model (a) MPC PIN, (b) MPC BEAM, (c) MPC BEAM, (d) MPC PIN

Keterangan:

- MPC PIN : Pilih Pin untuk menentukan sambungan yang disematkan antara setiap slave node dan titik kontrol.
- MPC BEAM : Pilih Beam untuk menentukan sambungan balok kaku untuk membatasi perpindahan dan rotasi setiap slave node ke perpindahan dan rotasi titik kontrol.

2.4.6 Module Load

Module load digunakan untuk menentukan jenis beban yang akan diberikan pada model. Pada simulasi ini mengambil referensi FAR 23, dengan cara menghitung beban memakai beban eksternal yang pada umumnya yang dipakai untuk mencari Distribusi Gaya Angkat yaitu Metode Pendekatan Schrenk dengan *Structure Design Envelope* sebagai berikut:

Tabel 2. 4 *Structure Design Envelope*^[8]

Structure Envelope	Design	Nilai	Satuan
<i>Chord Root</i>		1100	m
<i>Chord Tip</i>		460	m
<i>Tapper Ratio (λ)</i>		0,418	-
<i>Span (b)</i>		16	m
PARTISI		46	-
MTOW		1300	kg
L=W		6376,5	N
LIMIT LOAD FACTOR (UTILITY CATEGORY) n=	4,5		-
SAFETY OF FACTOR	1,5		-
LIMIT LOAD		28694,25	N
ULTIMATE LOAD		43041,38	N

Metode sederhana untuk mengetahui distribusi gaya angkat pada ialah metode schrenk. Metode Schrenk adalah sebuah metode perhitungan pendekatan (aproksimasi) yang digunakan untuk menghitung distribusi *lift* sepanjang *span*. Distribusi *lift* diperoleh dari rata-rata (*mean*) *lift* berdasarkan bentuk planform dan *lift* elliptical^[3].

$$L_{planform} = \frac{2L}{(1+\lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b} \right) (\lambda - 1) \right] \quad (2.1)$$

$$L_{eleptical} = \frac{4L}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \quad (2.2)$$

$$L_{Schrenk} = \frac{L_{planform} + L_{eleptical}}{2} \quad (2.3)$$

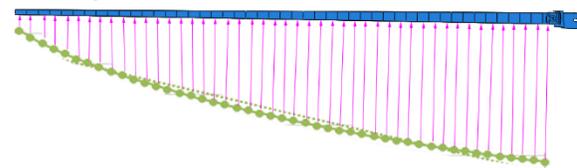
Dimana :

b = *wing span* (m)

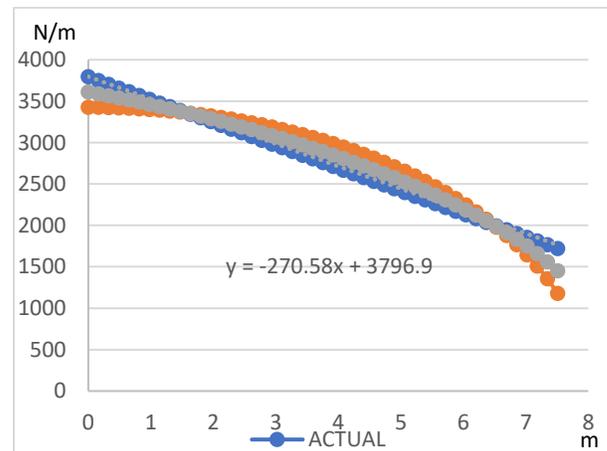
L = gaya angkat (N)

y = jarak antar partisi (m)

λ = *aspect ratio*

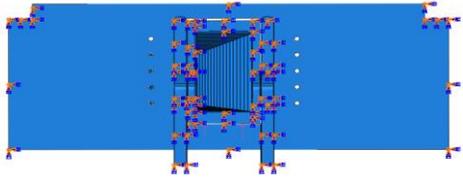


Gambar 2. 13 Penempatan Beban Schrenk pada 46 Partisi di Spar



Gambar 2. 9 Grafik Schrenk Distribusi Gaya Angkat

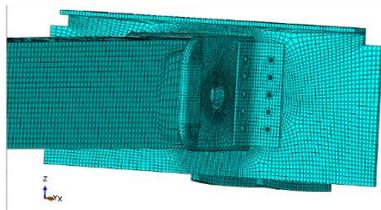
Selain dapat menentukan jenis beban yang akan diberikan pada model, pada *module "Load"* dapat menentukan *Boundary Condition* atau kondisi batas. *Boundary Condition* yang dipilih adalah "ENCASTRE".



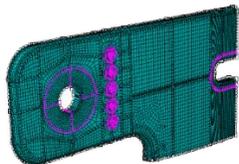
Gambar 2. 10 Boundary Condition

2.4.7 Diskritisasi struktur (*Meshing*) dan pemilihan elemen

Module Mesh digunakan untuk membuat model menjadi beberapa elemen dan titik. Simulasi ini menggunakan bentuk elemen "Hex" teknik "structured" dan Teknik "sweep" dengan algoritma *medial axis*, dengan tatanan geometris "linear" dengan nilai "Seed" 1,0 – 10,0 pada Pendekatan bentuk global.



Gambar 2. 11 Mesh Assembly Model



Gambar 2. 12 Mesh Part Bulkhead

Tabel 2. 5 Detail mesh pada Local Seed dengan penomoran

Jenis Lubang	Approximate Element size	Satuan
Hole Pin	3	mm
Hole Flange	2	mm
Hole Back Pin	3	mm

Tabel 2. 6 Detail mesh pada pemodelan

Elements dan Nodes	Bulkhead	Spar	Longitudinal Beam	L-Flange

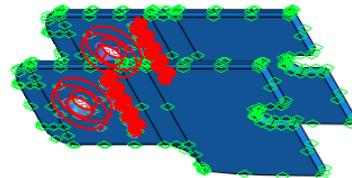
Total number of nodes	62608	199808	18622	1472
Total number of elements	50938	162374	8788	656

2.4.8 Setup Simulasi Topologi Optimisasi

Setelah *Bulkhead* dilakukan Metode Elemen Hingga kemudian masuk ketahap optimisasi pada Abaqus topology optimisasi modul, pada algoritma kondisi awal karena lebih efisien karena mencari solusi hingga mencapai jumlah siklus maksimum yaitu 15 iterasi, kemudian *strain energy* dan volume menjadi pilihan utama, sebagai batasan (*constrain*) *bulkhead* sudut insiden 0° kurang dari sama dengan 95% dan *bulkhead* sudut insiden 45° kurang dari sama dengan 60%.

2.4.8.1 Penentuan Geometri Pencabutan

Geometri Pencabutan ditentukan berdasarkan set, area sebagai batasan optimisasi yang dilakukan oleh abaqus topology optimisasi modul, untuk mengetahui pola optimisasi yang dihasilkan dari *Bulkhead*, area yang harus dibatasi adalah partisi sekitar lubang sendi, lubang sendi Sebagai Daerah Terlarang yang mana tidak fokuskan pada optimisasi, abaqus mengabaikan kondisi lubang sendi.



Gambar 2. 13 Geometri Pencabutan pada Lubang Sendi

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

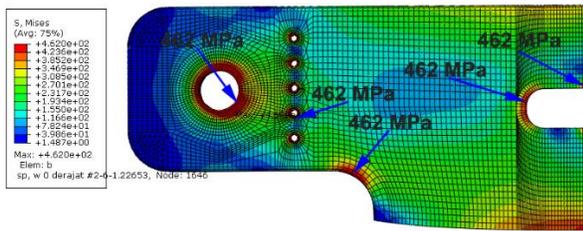
3.1 Analisis Statik Sebelum Optimisasi

Analisis statik pada struktur Wing Aerobatik dengan menggunakan pendekatan metode elemen hingga telah dilakukan. Hasil pemilihan geometri *part bulkhead* 0° dan *part bulkhead* 4° dengan menggunakan material isotropic analisis statik adalah sebagai berikut.

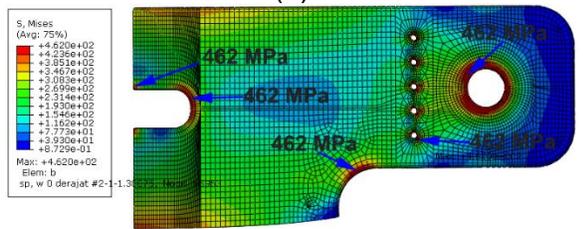
3.1.1 Part Bulkhead 0°

Pada inisial analisis statik *part front bulkhead* 0° dan *part rear bulkhead* 0° mendapatkan hasil distribusi tegangan *S Misses* dilihat pada **Gambar 3.1** *Front Bulkhead* 0° tegangan maksimum pada slot lubang untuk *joiner L-Flange* dan struktur sebesar 462 MPa dan *Rear Bulkhead* 0° tegangan maksimum pada slot lubang untuk *joiner L-Flange* dan struktur sebesar 462 MPa. Tegangan maksimum yang dihasilkan sama dengan kegagalan dari material *aluminium alloy 7075-T6*, maka *Margin of Safety* dapat dihitung sebagai berikut:

$$\text{Margin of Safety (MS)} = \left(\frac{462}{462} \right) - 1 = 0$$



(a)



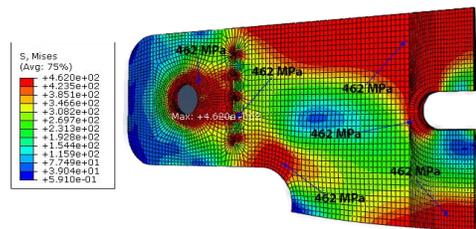
(b)

Gambar 3. 1 (a) Distribusi Tegangan pada *Front Bulkhead* 0° (b) Distribusi Tegangan pada *Rear Bulkhead* 0°

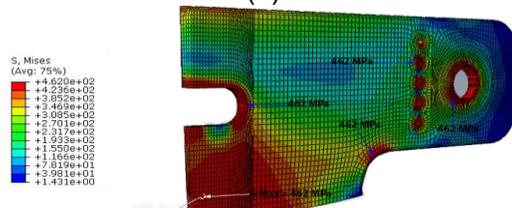
3.1.2 Part Bulkhead 4°

Pada inisial analisis statik *part front bulkhead* 4° mendapatkan hasil distribusi tegangan *S Misses* dilihat pada **Gambar 4.4** *Front Bulkhead* 4° tegangan maksimum pada slot lubang untuk *joiner L-Flange* dan struktur sebesar 462 MPa dan *Rear Bulkhead* 4° tegangan maksimum pada slot lubang untuk *joiner L-Flange* dan struktur sebesar 462 MPa. Tegangan maksimum yang dihasilkan sama dengan kegagalan dari material *aluminium alloy 7075-T6*, maka *Margin of Safety* dapat dihitung sebagai berikut:

$$\text{Margin of Safety (MS)} = \left(\frac{462}{462} \right) - 1 = 0$$



(a)



(b)

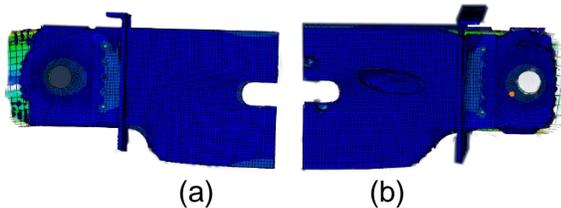
Gambar 3. 2 (a) Distribusi Tegangan pada *Front Bulkhead* 4° (b) Distribusi Tegangan pada *Rear Bulkhead* 4°

3.2 Optimisasi bulkhead

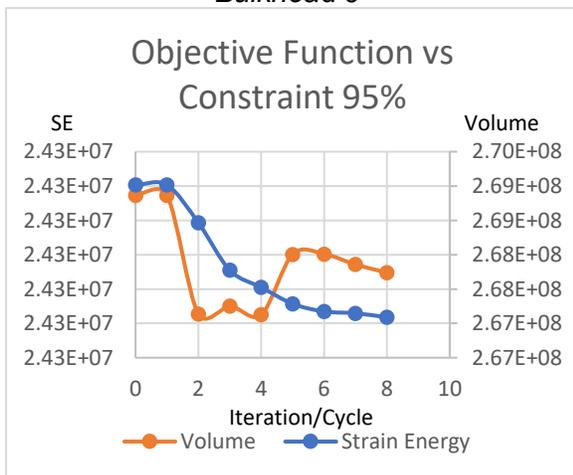
Optimisasi topologi *bulkhead* dilakukan untuk mengetahui *pattern* yang dihasilkan, yang akan digunakan dalam proses uji dan analisis.

3.2.1 Optimisasi Topologi Part Bulkhead 0°

Pada **Gambar 3.4** dapat dilihat pola *bulkhead* yang dihasilkan dari proses optimisasi yang dilakukan. Pola tersebut digambar ulang untuk dilakukan analisis kekuatan struktur selanjutnya.



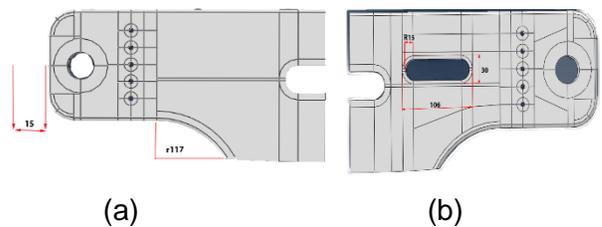
Gambar 3. 4 (a) Optimisasi Topologi Front Bulkhead 0° (b) Optimisasi Topologi Rear Bulkhead 0°



Gambar 3. 5 Grafik *Strain Energy* dan *Volume* terhadap proses iterasi dengan *Constraint 95%*

Pada **Gambar 3.5** dapat dilihat pola *bulkhead* yang dihasilkan dari proses optimisasi yang dilakukan. Pola tersebut digambar ulang untuk dilakukan analisis kekuatan struktur selanjutnya. Pada **Gambar 3.5** terlihat grafik *Strain energy* sebagai fungsi objektif dan volume sebagai *constraint*, *Strain Energy* akan menurun pada iterasi 0 - 2 karena energi yang diserap belum terlalu besar, lalu meningkat

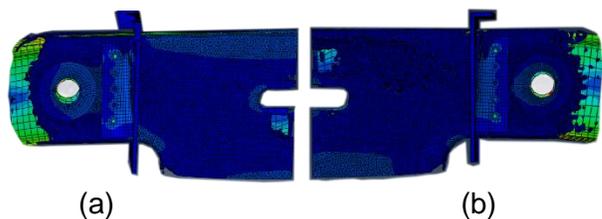
pada iterasi ke 5 dikarenakan energi yang diserap bertambah seiring pengurangan volume yang direduksi ketika diberikan pembebanan selama proses iterasi, dan *strain energy* akan terus menurun jika *volume* sudah tidak berkurang dikarenakan beban yang diterima tidak mampu ditahan kembali oleh *part bulkhead*. Pengurangan volume sebesar 95% berdasarkan *Set-up volume friction* selama proses iterasi.



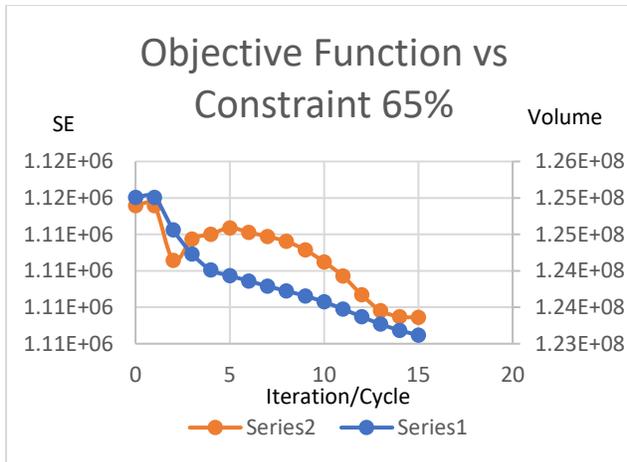
Gambar 3. 6 Adopsi *pattern* optimisasi pada (a) front bulkhead 0° (b) rear bulkhead 0°

3.2.2 Optimisasi Topologi Part Bulkhead 4°

Pada **Gambar 4.11** dapat dilihat pola *bulkhead* yang dihasilkan dari proses optimisasi yang dilakukan. Pola tersebut digambar ulang untuk dilakukan analisis kekuatan struktur selanjutnya.

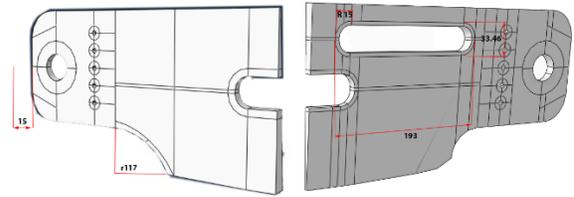


Gambar 3. 7 (a) Optimisasi Topologi Front Bulkhead 4° (b) Optimisasi Topologi Rear Bulkhead 4°



Gambar 3. 8 Grafik *Strain Energy* dan *Volume* terhadap proses iterasi dengan *Constraint 65%*

Pada **Gambar 3.8** dapat dilihat pola *bulkhead* yang dihasilkan dari proses optimisasi yang dilakukan. Pola tersebut digambar ulang untuk dilakukan analisis kekuatan struktur selanjutnya. Pada **Gambar 3.8** terlihat grafik *Strain energy* sebagai fungsi objektif dan volume sebagai *constrain*, *Strain Energy* akan menurun pada iterasi 0 – 2 karena energi yang diserap belum terlalu besar, lalu meningkat pada iterasi ke 3 – 5 dikarenakan energi yang diserap bertambah seiring pengurangan volume yang direduksi ketika diberikan pembebanan selama proses iterasi, dan *strain energy* akan terus menurun jika *volume* sudah tidak berkurang dikarenakan beban yang diterima tidak mampu ditahan kembali oleh *part bulkhead*. Pengurangan volume sebesar 65% berdasarkan *Set-up volume friction* selama proses iterasi.



(a) (b)

Gambar 3. 9 Adopsi *pattern* optimisasi pada (a) *front bulkhead 4°* (b) *rear bulkhead 4°*

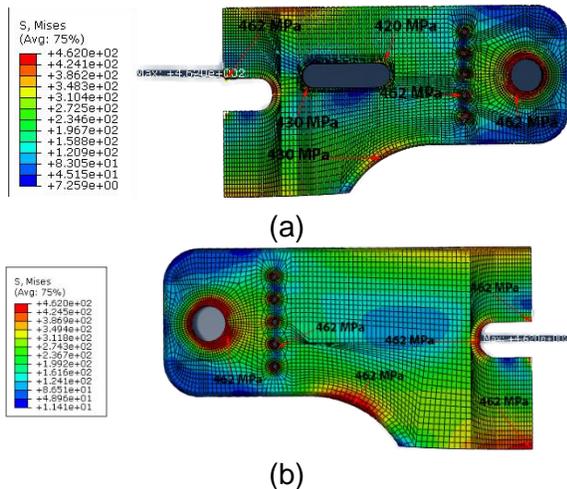
3.3 Analisis Statik Hasil Optimisasi

Pada **Gambar 3.10** dapat dilihat pola *bulkhead* yang dihasilkan dari proses optimisasi yang dilakukan. Pola tersebut digambar ulang untuk dilakukan analisis kekuatan struktur selanjutnya.

3.3.1 Part Bulkhead 0°

Pada analisis statik *part front bulkhead 0°* setelah optimisasi topologi mendapatkan hasil distribusi tegangan *S Misses* dilihat pada **Gambar 3.10 Front Bulkhead 0°** tegangan maksimum pada slot lubang untuk *back pin* dan struktur sebesar 462 MPa, serta *Rear Bulkhead 0°* sama tegangan maksimum pada slot lubang untuk *back pin*, struktur sebesar 462 MPa, dan pada struktur topologi yang dilubangi terdapat konsentrasi tegangan pada radius sudutnya sebesar 420 MPa sampai 430 MPa, artinya mereduksi volume akan menambah distribusi tegangan pada struktur tersebut. Tegangan maksimum yang dihasilkan sama dengan kegagalan dari material *aluminium alloy 7075-T6*, maka *Margin of Safety* dapat dihitung sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \text{Margin of Safety (MS)} &= \left(\frac{462}{462} \right) - 1 = 0. \end{aligned}$$



Gambar 3. 10 (a) Distribusi Tegangan pada *Front Bulkhead 0°* setelah optimisasi (b) Distribusi Tegangan pada *Rear Bulkhead 0°* setelah optimisasi

Tabel 3. 1 Hasil sebelum dan sesudah optimisasi

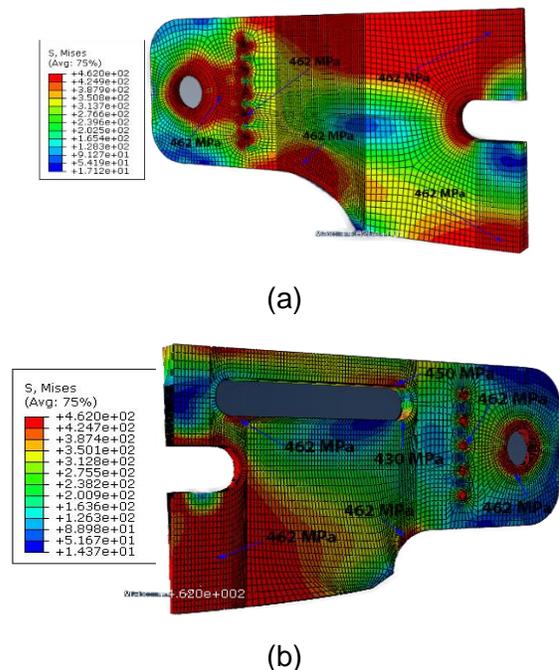
Kondisi Part	Berat, m (Kg)	Tegangan, S (MPa)	Margin of Safety, MS
<i>Front Bulkhead 0°</i>	3,44	462	0
<i>Rear Bulkhead 0°</i>	3,44	462	0
<i>Front Bulkhead 0°</i> setelah optimisasi	3,08	462	0
<i>Rear Bulkhead 0°</i> setelah optimisasi	2,96	462	0

Pada **Tabel 3.1** diketahui bahwa berat dari *part bulkhead 0°* berhasil direduksi untuk *Front Bulkhead 0°* sebelum dan sesudah dioptimisasi beratnya berkurang 3,44 kg – 3,08 kg = 0,36 kg dan untuk *Rear Bulkhead 0°* sebelum dan sesudah dioptimisasi beratnya berkurang 3,44 kg – 2,96 kg = 0,48 kg. Pada tegangan perancangan awal dan perancangan setelah dioptimisasi topologi tidak berubah atau sama yaitu 462 MPa, nilai tegangan tersebut sama dengan kegagalan material dari *aluminium alloy 7075-T6* yang bernilai 462 MPa. Didapatkan *Margin of Safety* pada semua kondisi *part* adalah 0.

4.3.2 Part Bulkhead 4°

Pada analisis statik *part front bulkhead 4°* setelah optimisasi mendapatkan hasil distribusi tegangan *S Mises* dilihat pada **Gambar 3.11** *Front Bulkhead 4°* tegangan maksimum pada slot lubang untuk *joiner L-Flange, pin, back pin* dan struktur sebesar 462 MPa, serta *Rear Bulkhead 4°* tegangan maksimum pada slot lubang untuk *joiner L-Flange, pin, back pin*, struktur pada topologi mendapatkan konsentrasi tegangan pada sudut radius 15mm sebesar 430 MPa s/d 462 MPa. Stress maksimum yang dihasilkan sama dengan kegagalan dari material *aluminium alloy 7075-T6*, maka *Margin of Safety* dapat dihitung sebagai berikut:

$$\text{Margin of Safety (MS)} = \left(\frac{462}{462} \right) - 1 = 0$$



Gambar 3. 11 (a) Distribusi Tegangan pada *Front Bulkhead 4°* setelah optimisasi (b) Distribusi Tegangan pada *Rear Bulkhead 4°* setelah optimisasi

Tabel 3. 2 Hasil sebelum dan sesudah optimisasi

Kondisi Part	Berat, m (kg)	Tegangan, S (MPa)	Margin of Safety, MS
Front Bulkhead 4°	2,61	462	0
Rear Bulkhead 4°	3,06	462	0
Front Bulkhead 4° setelah optimisasi	2,31	462	0
Rear Bulkhead 4° setelah optimisasi	2,46	462	0

Pada **Tabel 3.2** diketahui bahwa berat dari *part bulkhead* 4° berhasil direduksi untuk *Front Bulkhead* 4° sebelum dan sesudah dioptimisasi beratnya berkurang 2,61 kg – 2,31 kg = 0,30 kg dan untuk *Rear Bulkhead* 4° sebelum dan sesudah dioptimisasi beratnya berkurang 3,06 kg – 2,46 kg = 0,60 kg. Pada tegangan perancangan awal dan perancangan setelah dioptimisasi topologi tidak berubah atau sama yaitu 462 MPa, nilai tegangan tersebut sama dengan kegagalan material dari *aluminium alloy 7075-T6* yang bernilai 462 MPa. Didapatkan *Margin of Safety* pada semua kondisi *part* adalah 0.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan pembahasan dan hasil analisa yang terdapat pada KESIMPULAN, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Distribusi *stress* tertinggi pada slot lubang untuk *pin*, *back pin*, dan *L-flange* pada *bulkhead* karena beban yang diterima oleh menitik beratkan pada *pin* dan *joiner* pada *L-flange* sehingga nilai *stress* yang berada pada bagian slot lubang memiliki nilai yang tinggi.
2. Masing – masing *part bulkhead* baik rancangan awal maupun setelah optimisasi *Margin of Safety* MS = 0. Dengan kata lain

kegagalan rancangan sama dengan kegagalan material.

3. Pada analisis ini berhasil mereduksi berat pada *Part Bulkhead* sudut insiden 0° dan *Part Bulkhead* sudut insiden 4°. Mereduksi berat dengan cara optimisasi topologi mendapatkan nilai sebagai berikut:

- *Part Bulkhead* 0°
Front Bulkhead : 3,44 kg – 3,08 kg = 0,36 kg dan *Rear Bulkhead*: 3,44 kg – 2,96 kg = 0,48 kg
- *Part Bulkhead* 4°
Front Bulkhead : 2,61 kg – 2,31 kg = 0,30 kg dan *Rear Bulkhead* : 3,06 kg – 2,46 kg = 0,60 kg

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Hans A. Eschenauer. *Topology optimization of continuum structures: A review*. 2001.
- [2] Laporan *Wing Joiner* BPPT. 2020. *Finite Element Analysis Structure Wing to Fuselage Joiner Pesawat Tanpa Awak Medium Altitude Long Endurance (PTTA – MALE)*. Badan Pengkaji dan Penerapan Teknologi, Tangerang Selatan.
- [3] Soemaryanto.A.R., dan Rosid.N.H. 2018. *Verifikasi Metode Schrenk Dengan Simulasi CFD Berbasis Persamaan Navier-Stokes Dalam Analisis Pembebanan Sayap Pesawat Udara Nirawak Kelas Ringan*. 2018. Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Bogor.
- [4] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2004, *AIRFRAME GUIDE FOR CERTIFICATION OF PART 23 AIRPLANES*: United States.

- [5] Niu Yung Michael Cun. 1999. *Airframe Stress Analysis and Sizing : Second Edition*. Hongkong Conmilit Press Ltd, Hongkong
- [6] Logan Daryl.L. 2007. *A First Course in the Finite Element Method, Fourth Edition*. University of Wisconsin, Platteville. Thomson.
- [7] Rodrigo Benevides. 2011. *Boosting the concept of topography optimized parts. Presentation*; Altair HTC Congress.
- [8] Badan Pengkaji Penerapan dan Teknologi. 2020. *AA-SM-515-000 Loads – Simplified Part 23 Aircraft Loads*. Perhitungan Excel. Tangerang.