

## Analisis statis model *fuselage* berlubang dengan penguat *grid* material metal menggunakan metode elemen hingga

Muhamad Irfan Hasan<sup>a</sup>, I Gusti Ngurah Sudira<sup>b</sup>, Herlina<sup>c</sup>

<sup>a</sup>Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Nurtanio, Bandung

<sup>b</sup>PT Dirgantara Indonesia, Bandung

<sup>c</sup>Fakultas Teknik, Universitas Nurtanio, Bandung

[irfanhasan957@gmail.com](mailto:irfanhasan957@gmail.com)

### ABSTRACT

*In addition to the material on the aircraft, structural configuration is also important. One of the structural configurations that can distribute loads and moments evenly is the grid structure. In an aeroplane, there are holes in the structure, which is unavoidable because it has an important, one of which is a window hole. This study analyzes the fuselage model with a grid structure of variations in the thickness of the frame on the window against deformation, stress, and margin of safety under static loading. The analysis was performed by applying a bending load and a torsion load of 10,000 N, and the boundary conditions were assumed to be a cantilever beam. Static calculation analysis using the finite element method (FEM) with MSC. Patran/Nastran software. The research results found that the existence of holes causes the maximum deformation and maximum stress values to increase, but the mass in the structure decreases. In addition, the increase in the window frame's thickness affects the maximum deformation and maximum stress values, which decrease, but the structure's mass increases. In addition, based on the decreasing maximum stress value, the MOS value increases. The margin of safety value in all structural models is said to be safe because the margin of safety value is greater than 0 ( $MOS > 0$ ). The results of this study show that the grid structure is stiffer and stronger than conventional structures because it has lower deformation values and maximum stress.*

**Keywords:** *Hollow grid structure, static analysis, frame thickness variation window, hollow fuselage*

**Received** 30 September 2023; **Presented** 5 October 2023; **Publication** 27 May 2024

## PENDAHULUAN

### 1. Latar Belakang

Penggunaan material pada struktur pesawat terbang yang kuat dan ringan merupakan hal yang penting. Pada pesawat terbang *transport sub-sonic* modern, *payload* hanya sekitar 20% dari total sedangkan 80% adalah berat kosongnya dan separuhnya adalah bahan bakar [1]. Dapat dikatakan bahwa penambahan berat dapat meningkatkan penggunaan bahan bakar, yang berhubungan secara langsung dengan meningkatkan biaya operasional [1]. Komponen utama pada pesawat terdiri dari *wing*, *fuselage* dan *tail unit*. Salah satu alternatif struktur pesawat terbang adalah struktur *anisogrid* (*grid structure*) [2]. Struktur *grid* dikembangkan oleh V.G Sukhov pada tahun 1896 di Rusia. Pada awal mulanya struktur ini digunakan untuk mendirikan menara dan sebagai struktur kapal

selam, tetapi struktur *grid* juga dapat digunakan pada struktur peluncur luar angkasa dikarenakan struktur ini mampu menahan beban puntir dengan baik. Struktur *grid* memiliki ciri khas seperti struktur cangkang (*shell*) yang di-*support* oleh penguat (*stringer*) dengan pola jeruji (*grid*). Pada model ini beban yang terjadi pada struktur utamanya ditanggung oleh *stringer* [3]. Penelitian mengenai struktur *grid* sudah banyak dilakukan seperti untuk melihat pengaruh sudut dan jumlah *stringer* [4], pengaruh variasi dan jumlah lubang [5], dan pengaruh variasi bentuk *stringer* [2]. Penelitian dilakukan berdasarkan ketiga penelitian sebelumnya yaitu menganalisis struktur *grid* aluminium 2024-T3 terhadap beban statis dengan *stringer* berjumlah 60 buah, sudut *stringer* 45°, dan profil *stringer beam section*. Konfigurasi model struktur *fuselage* yang digunakan adalah pesawat berkapasitas 45 penumpang, bermesin *turboprop*, memiliki jenis

sayap *high wing*, menggunakan *T-tail* dan tanpa *ramp door*. Model struktur *fuselage* diasumsikan sebagai tabung silinder dan dirancang menggunakan struktur *grid*. Pada penelitian ini terdapat pembaharuan pada model *fuselage* dilubangi dikarenakan pada penelitian sebelumnya model struktur yang dianalisis berupa *fuselage* tanpa lubang jendela. Variabel yang digunakan terdapat pada ketebalan *frame* dari jendela. Penelitian ini perlu dilakukan karena sebuah jendela pada struktur *fuselage* berpengaruh pada kekuatan strukturnya, karena dapat menyebabkan terjadinya konsentrasi tegangan di daerah jendela ketika struktur menerima beban. Struktur *fuselage* yang digunakan merupakan bagian belakang dari badan pesawat (*rear fuselage*) sepanjang 4.000 mm. Analisis menggunakan metode elemen hingga dengan *software* Msc. Patran/Nastran. Model struktur diberi beban puntir dan lentur dengan beban sebesar 10.000 N. Material yang digunakan adalah *aluminium alloy* 2024-T3 dan kondisi batas diasumsikan seperti *cantilever beam*. Lubang pada setiap model struktur berjumlah delapan buah. Setiap lubang memiliki ukuran tinggi 349,3 mm dan lebar 280 mm. Variasi yang digunakan terletak pada ketebalan *frame* jendela dengan menggunakan konfigurasi *frame* jendela *T-section*. Dalam penelitian ini, model variasi *frame* memiliki singkatan yaitu TF (tanpa menggunakan *frame*), F0-00 (*baseline frame*), DF-10 (*frame* dengan variasi ketebalan 10% dari *baseline frame*), DF-20 (*frame* dengan variasi ketebalan 20% dari *baseline frame*), dan DF-30 (*frame* dengan variasi ketebalan 30% dari *baseline frame*).

## 2. Tujuan Penelitian

- A. Mengetahui nilai hasil *max. deformation* dan *max. stress* struktur penguat *grid* dengan variasi ketebalan *frame* jendela dengan material aluminium 2024-T3 terhadap perhitungan statis pada model *fuselage* dengan beban puntir dan beban lentur.
- B. Mengetahui perbandingan nilai *max. stress* dan *max. deformation* antara struktur *grid* dan struktur konvensional.
- C. Mengetahui pengaruh variasi ketebalan *frame* jendela terhadap perhitungan statis akibat pembebanan *bending* dan torsi.
- D. Mengetahui model *fuselage* struktur *grid* yang dianalisis apakah masih masuk dalam *margin of safety* yang telah ditentukan.
- E. Mengetahui beban yang masih dapat diterima oleh struktur *grid aluminium alloy* 2024-T3.

## METODE PENELITIAN

Penelitian merupakan suatu kegiatan yang sistematis, meliputi serangkaian proses yang dilakukan secara terstruktur agar dapat memahami dengan benar masalah yang diteliti dan pemecahan masalahnya. Setiap fase proses saling berhubungan, dimana proses yang dijalankan merupakan bagian dari fase yang menentukan proses selanjutnya. Alur kegiatan tersebut disajikan dalam bentuk diagram alir yang ditampilkan pada Gambar 1.

### Geometri Struktur Fuselage

Model *fuselage* yang dibuat mengacu pada geometri *fuselage* pesawat CN-235 bagian belakang. Pada penelitian ini terdapat beberapa model *fuselage* yang dianalisis yaitu struktur *grid* dengan lubang tanpa *frame* (TF), struktur *grid* dengan lubang menggunakan *frame* (DF), dan struktur konvensional.

#### A. Model fuselage struktur grid dengan lubang jendela tanpa frame (TF)

Model *fuselage* struktur *grid* dengan lubang jendela tanpa *frame* (TF) ditunjukkan pada Gambar 2.

#### B. Model fuselage struktur grid dengan lubang jendela menggunakan variasi frame

Model *fuselage* struktur *grid* dengan lubang jendela menggunakan variasi *frame*, yaitu model *fuselage* struktur *grid* DF-00, DF-10, DF-20, dan DF-30 yang ditunjukkan pada Gambar 3.

#### C. Geometri frame jendela

Geometri *frame* mengacu mengacu pada penelitian dengan judul “*Window Acoustic Study for Advance Turboprop Aircraft*” seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4 [6].

### D. Ukuran ketebalan frame

Variasi *frame* setiap model *fuselage* struktur *grid* memiliki ketebalan yang berbeda seperti yang dijabarkan pada Tabel 1.

### E. Model *fuselage* struktur konvensional

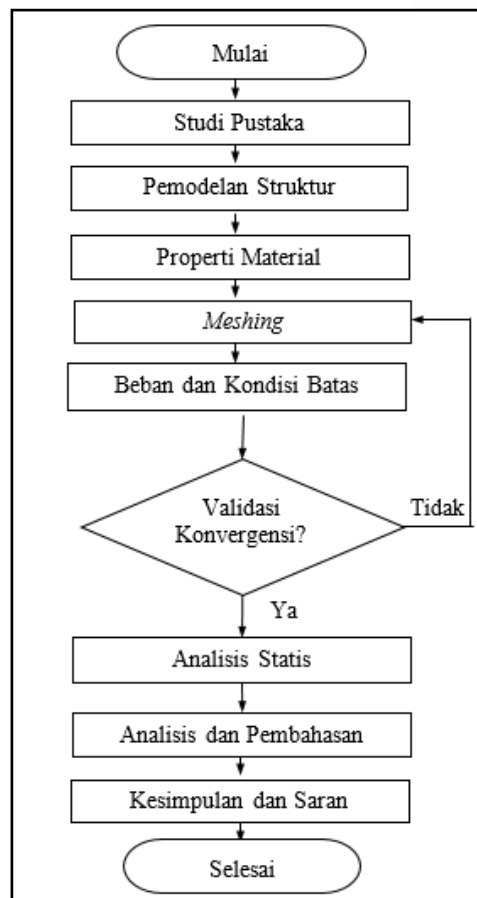
Geometri *fuselage* struktur konvensional pada Gambar 5.

#### 1. Geometri *Skin Fuselage*

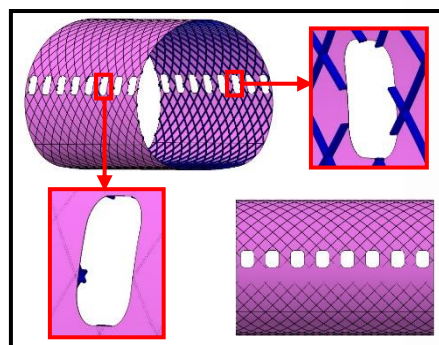
Gambar 6 menunjukkan geometri dari *skin fuselage*.

#### 2. Geometri *Stringer Struktur Grid dan Konvensional*

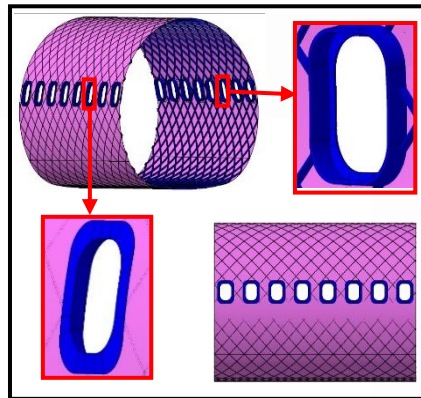
Pada model struktur *grid* dan konvensional memiliki panjang, lebar, dan tinggi yang sama. Terdapat perbedaan pada sudut *stringer*. Pada struktur *grid* sudut *stringer*  $45^\circ$  sedangkan pada struktur konvensional sudut *stringer* adalah  $0^\circ$ . Jumlah *stringer* pada kedua jenis struktur adalah 60 *stringer*.



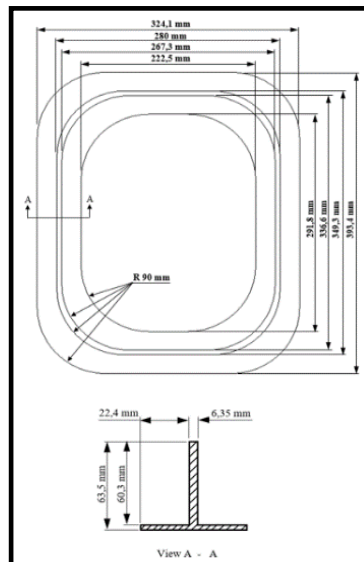
Gambar 1 Diagram Alir



Gambar 2 Geometri *fuselage* struktur *grid* tanpa *frame* jendela (TF)



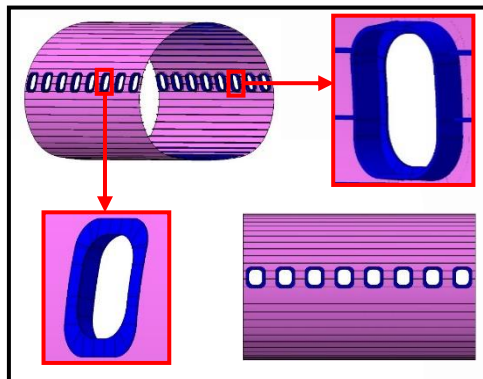
Gambar 3 Geometri *fuselage* struktur *grid* dengan *frame original* (DF-00)



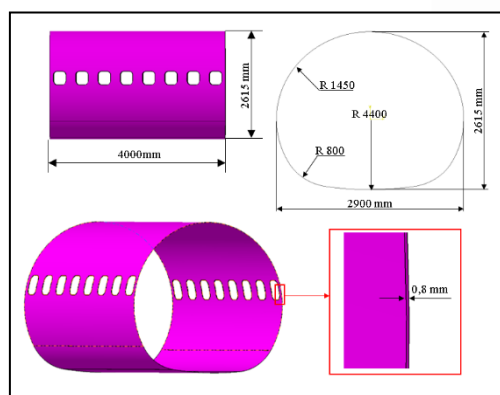
Gambar 4 Geometri *frame* jendela

Tabel 1 Model *fuselage* struktur *grid*

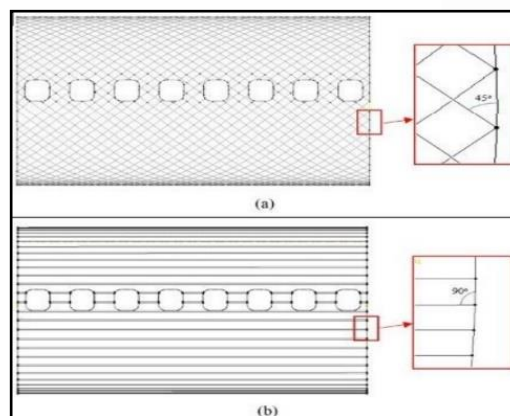
Model	Frame Jendela	
	W1 (mm)	W2 (mm)
<i>Fuselage</i> struktur <i>grid</i> DF-00	6.35	3.2
<i>Fuselage</i> struktur <i>grid</i> DF-10	6.985	3.52
<i>Fuselage</i> struktur <i>grid</i> DF-20	7.62	3.84
<i>Fuselage</i> struktur <i>grid</i> DF-30	8.255	4.16



Gambar 5 Geometri *fuselage* struktur konvensional

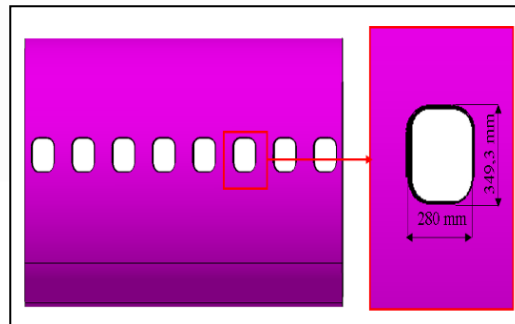


Gambar 6 Geometri *skin fuselage*



Gambar 7 (a) Struktur *grid* (b) struktur konvensional





Gambar 8 Geometri Jendela

Tabel 2 Hasil perhitungan perbandingan model fuselage *grid* tanpa lubang dan dengan lubang

No	Struktur	Beban	Max. Deformation (mm)	Max. Stress (MPa)	Margin of Safety	Massa (kg)
1	Struktur <i>grid</i> tanpa lubang	Bending	0.76	12.6	35.11	135
		Torsi	0.000108	0.00192	236,978.167	
2	Struktur <i>grid</i> TF	Bending	2.14	95.1	4.78	130.667
		Torsi	0.000531	0.0255	17,843.13	

### 3. Geometri Lubang Jendela

Geometri lubang jendela yang digunakan mengacu pada pesawat CN-235 yang memiliki lebar 280 mm, tinggi 349.3 mm dan radius sudut 90. Jarak antar titik tengah jendela adalah 508 mm.

## HASIL DAN PEMBAHASAN

### 1. Analisis Pengaruh Lubang pada Model Fuselage Struktur Grid

Data hasil perhitungan model *fuselage* struktur *grid* tanpa lubang diperoleh dari analisis yang dilakukan oleh Anggoro Adjie (2022). Data tersebut akan dibandingkan dengan model *fuselage* struktur *grid* TF seperti yang ditunjukkan Tabel 2.

Berdasarkan perbandingan hasil analisis pada tabel di atas, dengan adanya lubang mempengaruhi perhitungan analisis statis dan massa struktur. Perhitungan statis model *fuselage* struktur *grid* tanpa lubang di bawah pembebanan *bending* dan torsi lebih baik dari pada struktur *grid* berlubang. Hal itu berdasarkan nilai deformasi maksimum dan tegangan maksimum pada struktur *grid* tanpa

lubang lebih kecil dibandingkan struktur *grid* berlubang. Nilai MoS kedua struktur menunjukkan bahwa struktur masih aman dan tidak terjadi keretakan pada susunan laminanya, karena nilai MoS lebih dari 0 ( $MoS > 0$ ). Dari nilai massa struktur, dengan adanya lubang, massa berkurang dari 135 kg menjadi 130.667 kg yang berarti struktur *grid* berlubang lebih ringan dibandingkan struktur *grid* tanpa lubang.

### 2. Analisis Statis Pengaruh Variasi Frame pada Model Fuselage struktur Grid

Hasil analisis statis variasi *frame* dapat dilihat pada Tabel 3. Hasil analisis juga disajikan dalam bentuk grafik deformasi maksimum, tegangan maksimum, dan MoS pada Gambar 9 hingga Gambar 14.

Dari Tabel 3, dapat disimpulkan bahwa struktur yang dapat menerima beban statis dengan baik dari nilai *max. deformation*, *max. stress*, dan *margin of safety* adalah struktur *grid* dengan variasi ketebalan *frame* jendela DF-30. Sedangkan struktur yang tidak menguntungkan dalam menahan beban statis baik itu dari segi *max. deformation*, *max. stress* dan *margin of safety* adalah struktur *grid* tanpa variasi

ketebalan *frame* (TF). Nilai pada Tabel 3 menunjukkan semakin mengecilnya nilai deformasi dan tegangan maksimum, artinya struktur memiliki kekakuan yang lebih baik di bawah pembebanan *bending* maupun torsi. Begitu juga dengan penambahan ketebalan *frame*, semakin tebal *frame* maka struktur juga akan semakin kaku. Berikut merupakan grafik hasil perbandingan struktur grid variasi *frame*.

### 3. Analisis Perbandingan Struktur Grid dan Konvensional

Perbandingan antara model *fuselage* struktur *grid* dan struktur konvensional dilakukan untuk mengetahui respon struktur berdasarkan nilai deformasi maksimum, tegangan maksimum dan MoS. Hasil analisis statis perbandingan struktur *grid* dan konvensional dapat dilihat pada Tabel 4. Dari Tabel 4, dapat disimpulkan bahwa struktur *grid* DF-00 memiliki nilai *max. deformation* dan *max. stress* yang lebih kecil dibanding struktur konvensional. Hal tersebut, menunjukkan bahwa struktur *grid* lebih kuat dan kaku dibandingkan struktur konvensional. Nilai *margin of safety* dari kedua struktur juga tidak mengalami perbedaan yang jauh, lalu kedua struktur dikatakan aman dari segi *margin of safety* dikarenakan nilai keduanya lebih daripada nol ( $> 0$ ).

### 4. Analisis Perhitungan Struktur Grid DF-00 dengan Variasi Beban Bending

Analisis perhitungan variasi beban dilakukan untuk mengetahui kemampuan maksimal struktur dalam menahan beban. Proses perhitungannya dilakukan pada struktur *grid* DF-00, karena dari hasil analisis yang telah dilakukan pada sub-bab sebelumnya, struktur DF-00 memiliki nilai *max. stress* yang lebih rendah dibandingkan struktur TF dan konvensional. Selain itu, struktur DF-00 juga bisa dianggap struktur yang efisien karena memiliki nilai MOS ( $0 >$ ) yang berarti masih aman dengan massa yang lebih ringan dibandingkan dengan variasi ketebalan lainnya. Pembebanan yang diberikan berupa beban *bending* dengan analisis hanya memperhatikan nilai MOS yang dihitung berdasarkan nilai *max. stress*. Perhitungan MOS dilakukan secara analitik. Proses analisis dilakukan dengan cara

yang sama seperti analisis statis pada sub bab sebelumnya, namun beban yang diberikan merupakan beban *bending* yang bervariasi mulai dari beban sebesar 10,000 N.

Berdasarkan hasil perhitungan di atas, terlihat bahwa pada struktur DF-00 dengan pembebanan *bending* sebesar 258,500 N memiliki nilai MOS ( $=0$ ), yaitu struktur mengalami kerusakan pada beban tersebut. Setelah mendapatkan nilai beban maksimum yang dapat diterima oleh struktur DF-00, dilakukan perhitungan variasi *frame* terhadap beban maksimum sebesar 258,000 N. Berikut hasil perhitungan variasi *frame* dengan beban maksimum sebesar 258,000 N pada Tabel 6 dan grafik pada Gambar 16.

Berdasarkan Tabel dan Gambar di atas, diperoleh bahwa, pada variasi TF struktur mengalami kegagalan karena nilai *margin of safety* kurang dari 0 ( $MOS < 0$ ) yaitu sebesar -0.814, sedangkan seiring bertambahnya ketebalan *frame*, nilai *margin of safety* juga semakin bertambah dan dikatakan aman karena nilai *margin of safety* lebih besar dari 0 ( $MOS > 0$ ). Hal tersebut dapat diartikan bahwa dengan menambah ketebalan *frame* dapat menghindari struktur dari kegagalan pada pembebanan *bending* sebesar 258,000 N

## KESIMPULAN

1. Berdasarkan hasil perhitungan statis model *fuselage* berpenguat *grid* dengan memperhatikan hasil pembebanan *bending* maupun torsi memperoleh hasil *max. deformation* dan *max. stress* tertinggi pada variasi TF. Pada pembebanan *bending* hasil *max. deformation* 2.14 mm dan *max. stress* 95.1 MPa sedangkan pada pembebanan torsi memperoleh *max. deformation* dan *max. stress* dengan hasil 0.000531 mm dan 0.0255 MPa. Sementara itu, Hasil *max. deformation* dan *max. stress* terendah terjadi pada variasi struktur *grid* DF-30 baik itu pada pembebanan *bending* dan pembebanan torsi. Adapun hasil yang diperoleh *max. deformation* dan *max. stress* pada variasi DF-30 sebesar 0.807 mm dan 15.3 MPa pada pembebanan *bending* Pada pembebanan torsi *max. deformation* dan *max. stress* sebesar 0.000115 mm dan 0.0042 MPa.

2. Berdasarkan hasil analisis statis antara struktur *grid* berlubang dan struktur *grid* tanpa lubang mempengaruhi nilai *max. deformation* dan *max. stress* dibawah pembebanan *bending* dan torsi. Hasil *max. deformation* dan *max. stress* model *fuselage* berlubang lebih besar dibandingkan model *fuselage* tanpa lubang, yang berarti menurunkan kekuatan serta kekakuan pada struktur. Pada model *fuselage* berlubang dengan beban *bending* memiliki nilai *max. deformation* dan *max. stress* sebesar 2.14 mm dan 95.1 MPa pada pembebanan *bending*, sedangkan dengan beban torsi memiliki nilai *max. deformation* dan *max. stress* 0.000531 mm dan 0.0225.
3. Berdasarkan hasil analisis, struktur *grid* memperoleh nilai *max. deformation* dan *max. stress* lebih kecil dibandingkan dengan struktur konvensional ketika diberikan pembebanan *bending* dan torsi. Adapun nilai *max. deformation* dan *max. stress* yaitu 0.818 mm dan 17.6 MPa pada pembebanan *bending* dan 0.000116 mm dan 0.00581 MPa pada pembebanan torsi.
4. Berdasarkan hasil perhitungan *margin of safety*, semua struktur dikatakan aman dikarenakan nilai *margin of safety* tiap-tiap variasi struktur ( $> 0$ ), tetapi nilai *margin of safety* yang aman dari tiap-tiap variasi struktur yaitu DF-30 dengan hasil 29,738 ( $> 0$ ).

Beban maksimal yang masih bisa diterima oleh struktur *grid aluminium alloy 2024-T3* pada variasi *frame DF-00* pada analisis statis dengan beban *bending* yaitu sebesar 258,000 N dengan *max. stress* sebesar 454 MPa dan nilai *margin of safety* 0.0022 ( $MOS > 0$ ).

## UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis sangat berterimakasih dan bersyukur kepada kedua orang tua (Bapak Hasan Basari

dan Ibu Mamah Nurhikmah) yang selalu memberikan do'a terbaiknya. Penulis juga mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Bapak Dr. Ir I Gusti Ngurah Sudira, M.T. selaku pembimbing 1
2. Ibu Herlina S.T., M.T., selaku Pembimbing 2
3. Rekan-rekan penulis yang selalu siap dan membantu dalam diskusi serta memberi nasihat kepada penulis.

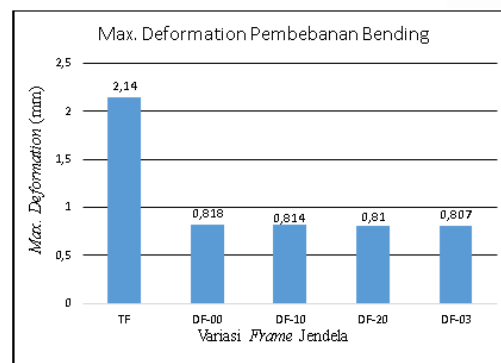
## DAFTAR PUSTAKA

- [1] M. C. Y. Niu, *Airframe Structural Design*. Burbank, California: Lockheed Aeronautical Systems Company, 1988.
- [2] A. Adjie, "Analisa Pengaruh Bentuk Profil Struktur Penguat Grid Material Metal Pada Model Fuselage Terhadap Perhitungan Statis Menggunakan Finite Element Method," Bandung, 2021.
- [3] R. Vasiliev, "Development of Geodesic Composite Aircraft Structure." International Congress of The Aeronautical Sciences, 2012.
- [4] T. F. Aufa, "Perancangan Struktur dan Analisis Respon Struktur Grid Material Carbon Fiber Terhadap Fenomena Buckling Pada Fuselage Pesawat Terbang Menggunakan Finite Elemen Method," Universitas Nurtanio Bandung, 2020.
- [5] N. Sapitri, "Analisis Pengaruh Lubang Pada Skin Panel Sayap Pesawat Terbang Material Komposit Terhadap Fenomena Buckling Menggunakan Software MSC. Patran Nastran," Fakultas Teknik Universitas Nurtanio, Bandung, 2018.
- [6] R. A. Prydz and F. J. Balena, "Window Acoustic Study for Advanced Turboprop Aircraft," *NASA Contract. Rep.*, 1984.

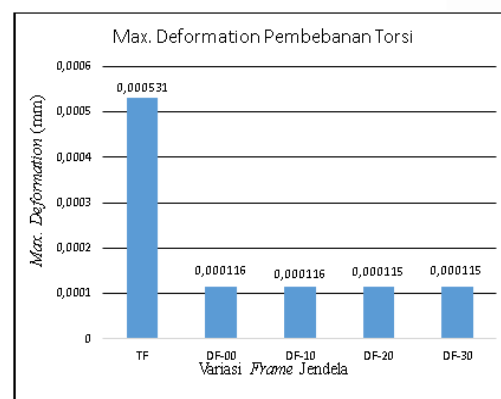


Tabel 3 Hasil analisis variasi ketebalan frame pada struktur grid pada pembebanan 10,000 N

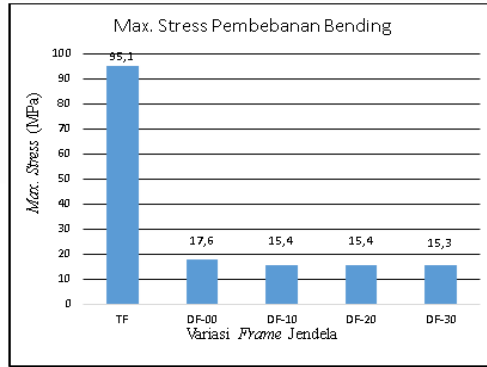
No.	Variasi Frame Jendela	Beban	Max. Deformation (mm)	Max. Stress (MPa)	Margin of Safety	Massa (kg)
1	TF	Bending	2.14	95.1	4.7844	130.677
		Torsi	0.000531	0.0255	17,843.13	
2	DF-00	Bending	0.818	17.6	24.852	158.686
		Torsi	0.000116	0.00581	78,313.253	
3	DF-10	Bending	0.814	15.4	28.545	161.525
		Torsi	0.000116	0.00493	92,292.089	
4	DF-20	Bending	0.810	15.4	28.545	164.37
		Torsi	0.000115	0.00428	106,308.41	
5	DF-30	Bending	0.807	15.3	29.738	167,223
		Torsi	0.000115	0.0042	108,333.33	



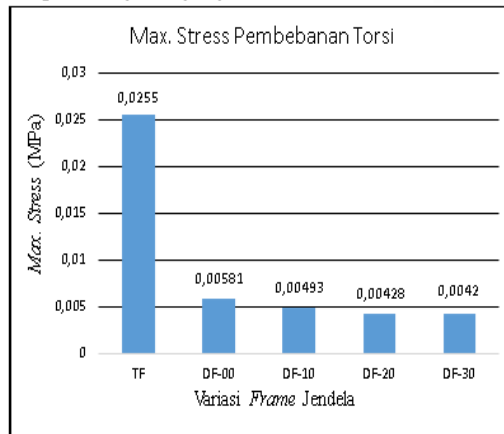
Gambar 9 Grafik hasil perhitungan deformasi maksimum variasi *frame* dengan beban *bending*



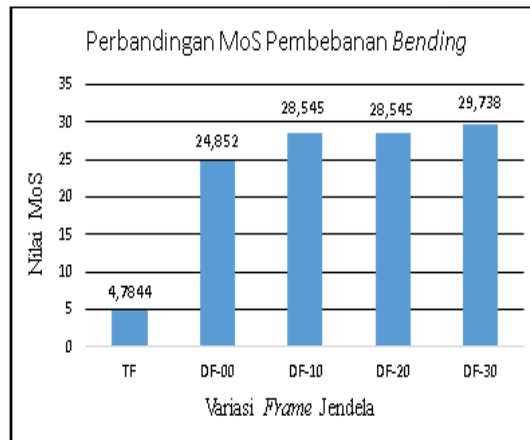
Gambar 10 Grafik hasil perhitungan deformasi maksimum variasi *frame* dengan beban torsi



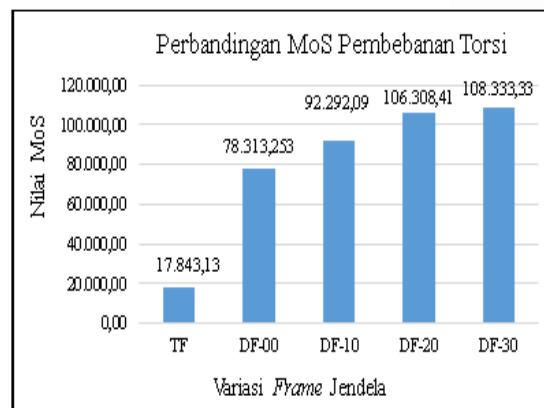
Gambar 11 Grafik hasil perhitungan tegangan maksimum variasi *frame* dengan beban *bending*



Gambar 12 Grafik hasil perhitungan tegangan maksimum variasi *frame* dengan beban torsi.



Gambar 13 Grafik hasil perhitungan MoS variasi *frame* dengan beban *bending*



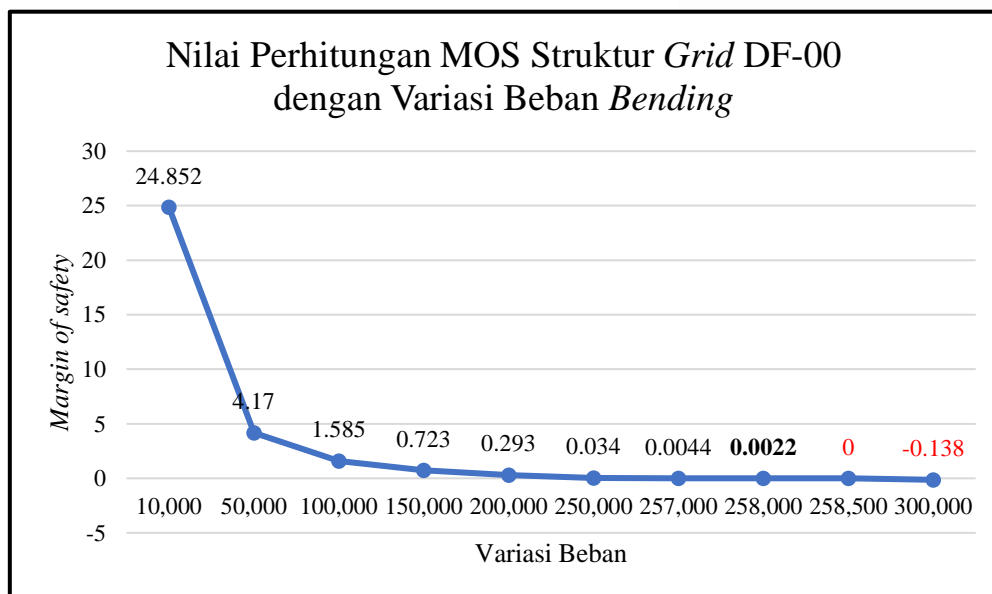
Gambar 14 Grafik hasil perhitungan MoS variasi *frame* dengan beban torsi.

Tabel 4 Perbandingan hasil analisis statis dari struktur grid DF-00 dan struktur konvensional

No	Struktur	Beban	Max. Deformation (mm)	Max. Stress (MPa)	Margin of Safety
1	Grid DF-00	Bending	0,818	17,6	24,85
		Torsi	0,000116	0,00581	78.313,25
2	Konvensional	Bending	1,16	18	24,277
		Torsi	0,000269	0,00608	74.835,53

Tabel 5 Hasil perhitungan MOS struktur grid aluminium DF-00 dengan variasi beban

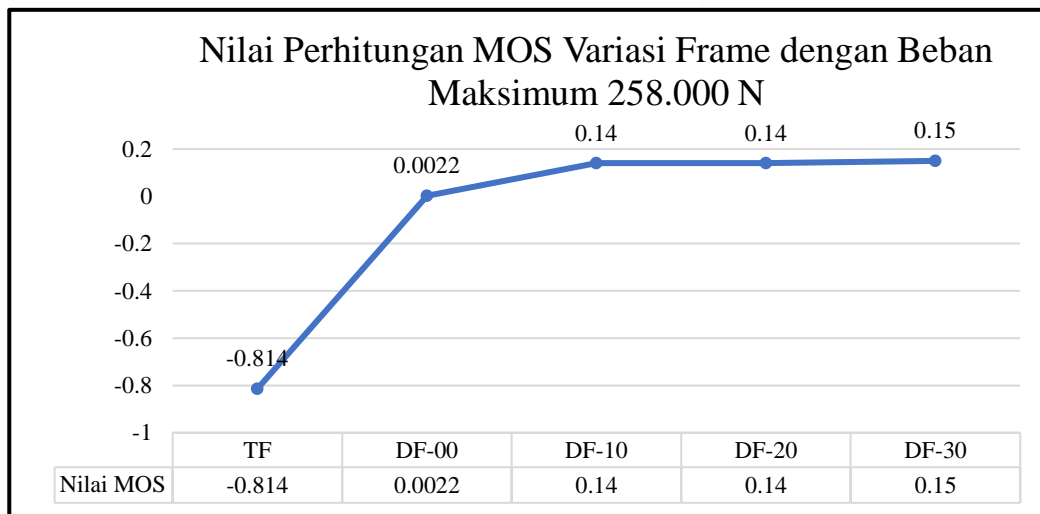
No	Jenis Analisis	Variasi Beban (N)	Max. Stress (MPa)	Margin of Safety
1.	Perhitungan <i>Margin of Safety</i> Variasi DF-00 Beban <i>Bending</i>	10.000	17,6	24,852
2.		50.000	88	4,17
3.		100.000	176	1,585
4.		150.000	264	0,723
5.		200.000	352	0,293
6.		250.000	440	0,034
7.		257.000	453	0,0044
8.		258.000	454	0,0022
9.		258.500	455	0
10.		300.000	528	-0,138



Gambar 15 Grafik hasil perhitungan MOS struktur grid DF-00 dengan variasi beban bending

Tabel 6 Hasil perhitungan MOS variasi *frame* dengan beban maksimum 258,000 N.

No	Variasi Beban	Variasi Struktur	Max. Stress (MPa)	Margin of Safety
1	Beban Maksimum 258.000 N pada Pembebanan <i>Bending</i>	TF	2450	-0.814
2		DF-00	454	0.0022
3		DF-10	397	0.14
4		DF-20	396	0.14
5		DF-30	395	0.15



Gambar 16 Grafik hasil perhitungan MOS variasi *frame* dengan beban maksimum 258,000 N pada pembebanan *bending*