

# **ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR JOINER TUAV AEROSTAR DENGAN PERBANDINGAN MATERIAL KOMPOSIT CARBON FIBER DAN GLASS FIBER MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA**

**Lies Banowati<sup>1</sup>, Joko Suprihanto<sup>2</sup>, Altalino Favalda<sup>3</sup>**

Fakultas Teknik Penerbangan Universitas Nurtanio Bandung

[liesbano@gmail.com](mailto:liesbano@gmail.com)<sup>1</sup>

**Abstrak.** PTTA merupakan pesawat terbang yang mampu terbang dengan waktu tertentu tanpa dikendarai oleh pilot. Kebutuhan terhadap PTTA merupakan salah satu tuntutan perkembangan teknologi penerbangan. Untuk melakukan proses tersebut, Dislitbangau memiliki wadah yang disebut Flying Test bed (FTB). FTB adalah suatu wadah untuk menguji suatu konsep sistem pesawat yang telah dirancang, sebelum diaplikasikan pada pesawat sesungguhnya. Pada studi ini, penelitian kekuatan struktur joiner PTTA dengan metode elemen hingga menggunakan software Patran/Nastran. Penentuan aircraft load didapat dari perkalian MTOW dengan load factor sebesar 3.8 dan di distribusikan pada tiap – tiap nodal spar menggunakan metode Schrenk Metode Schrenk ini adalah sebuah metode perhitungan pendekatan yang digunakan untuk menghitung distribusi lift sepanjang span. Selanjutnya distribusi lift tersebut digunakan untuk menghitung kekuatan struktur untuk mengetahui kekuatan joiner Aerostar dengan parameter failure index. Material yang digunakan CFRP dan GFRP dengan ketebalan 8, 10, dan 12 layer. Hasil perhitungan Patran/Nastran menunjukan bahwa Analisis dengan arah serat 0°/90° ketebalan 12 layer material CFRP memiliki nilai failure index terkecil yaitu 0.67 dimana material kuat dalam menahan beban. Hasil nilai failure index terbesar diperoleh material GFRP 8 layer dengan arah serat 0/45 dan quasi-isotropic sebesar 2.24 dimana material tersebut tidak kuat dalam menahan beban pada struktur joiner

**Kata Kunci :** Metode elemen hingga, UAV, Metode Schrenk, failure index

**Abstract.** PTTA is an airplane that is capable of flying for a certain time without being controlled by a pilot. The need for PTTA is one of the needs for the development of aviation technology. To carry out this process, Dislitbangau has a container called the Flying Test Bed (FTB). FTB is a forum for testing an aircraft system concept that has been designed, before it is applied to a real aircraft. In this study, the structural strength of PTTA joiners was researched using the finite element method using Patran/Nastran software. Determining the aircraft load is obtained from multiplying the MTOW by a load factor of 3.8 and distributed to each spar node using the Schrenk method. The Schrenk method is an approximate calculation method used to calculate the lift distribution along the span. Next, the lift distribution is used to calculate the strength of the structure to determine the strength of the Aerostar joiner with failure index parameters. The materials used are CFRP

*and GFRP with thicknesses of 8, 10 and 12 layers. The results of Patran/Nastran calculations show that analysis with a fiber direction of 0°/90° thickness of 12 layers of CFRP material has the smallest failure index value, namely 0.67, where the material is strong in supporting the load. The largest failure index value was obtained for the 8 layer GFRP material with a fiber direction of 0/45 and quasi-isotropic of 2.24, where the material was not strong enough to withstand the load on the joiner structure.*

**Keywords:** Finite element method, UAV, Schrenk method, failure index

## 1. PENDAHULUAN

Sejak penemuan pesawat hingga saat ini, ukuran dan bentuk pesawat telah berubah sesuai dengan kemajuan teknologi. Jika dibandingkan dengan alat transportasi berteknologi tinggi lainnya seperti kendaraan laut dan kendaraan darat, pesawat terbang merupakan transportasi yang paling efektif dan efisien dalam menempuh jarak yang sangat jauh dalam waktu yang singkat [1]. Selain itu, pesawat terbang tanpa awak (PTTA), juga disebut *drone* atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), telah dikembangkan dan saat ini digunakan oleh militer sebagai senjata dalam pertempuran dan sebagai peralatan pengawasan di masa damai [2]. Pada Gambar 1.1 ditunjukkan PTTA *the kettering bug*.



Gambar 1.1 *The Ketteing Bug*

Atas dasar alasan inilah sehingga memicu banyak pihak untuk mengembangkan teknologi PTTA. Salah satu institusi pemerintah yang bergerak dalam bidang penelitian, pengembangan dan pembuatan PTTA ini adalah Badan Penelitian dan Pengembangan (Dislitbang). Dislitbang AU sebagai user, PT Aero Terra sebagai industri, dan PT. Wahana Rekayasa Teknologi sebagai yang memanufaktur.

Dengan berkembangnya teknologi PTTA maka dengan itu dibutuhkan penelitian yang tinggi dalam proses penelitian struktur, setiap komponen di dalam UAV harus diuji baik di darat maupun dalam penerbangan sesuai dengan misi penerbangan yang direncanakan.

Untuk melakukan proses tersebut, lembaga industri atau penelitian harus memiliki *platform* yang disebut *Flying Testbed UAV* (FTB). *Flying Testbed* digunakan untuk memperoleh data keadaan pesawat untuk penelitian aerodinamika dengan ketelitian tinggi, tetapi juga dilengkapi

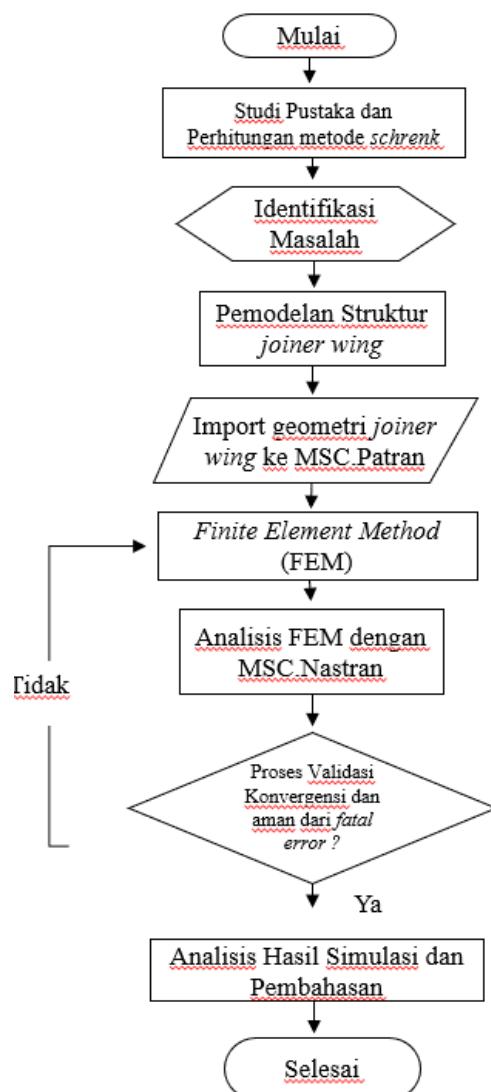
sedemikian rupa sehingga dapat digunakan untuk penelitian penerbangan otonom[4]. Pada Gambar 1.2 ditunjukkan FTB TUAV Aerostar



Gambar 1.2 Aerostar TUAV (CP Aeronautics, 2023)

## 2. METODOLOGI PENELITIAN

Tahapan penelitian ini dilakukan secara sistematis dari mulai tahapan studi literatur hingga selesai. Secara lebih detail tahapan-tahapan penelitian dapat dilihat pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Flowchart

### 3. PENGUMPULAN DATA DAN PEMODELAN ELEMEN HINGGA

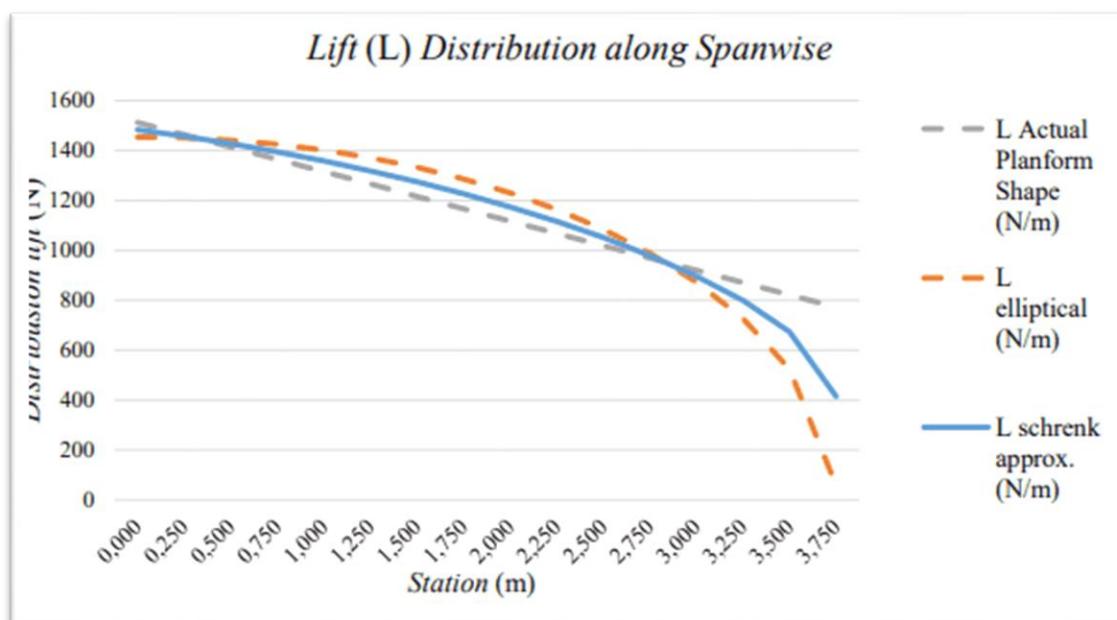
#### A. Perhitungan Metode Schrenk

Metode *Schrenk* adalah sebuah metode perhitungan pendekatan (aproksimasi) yang digunakan untuk menghitung distribusi *lift* sepanjang *span*. Distribusi gaya angkat diperoleh dari rata – rata *lift* berdasarkan bentuk *planform* dan *lift elliptical*. Berikut merupakan data – data yang dibutuhkan untuk melakukan perhitungan metode *Schrenk*, seperti ditunjukkan pada Tabel 3.1

Table 3.1 Data Metode *Schrenk* Aerostar

Symbol	Data	Nilai	Satuan
L	<i>Lift</i>	8570.4	N
-	MTOW	230	Kg
n	Load Factor	3.8	-
b	<i>Wing Span</i>	7.506	m
$\lambda$	Taper ratio	0.51	-
$\pi$	<i>Phi</i>	3.14	-
-	partisi	16	-
y	Jarak partisi	0.25	m
g	Gravitasi	9,806	m/s <sup>2</sup>

Pada Gambar 3.1 menunjukkan hasil perhitungan metode *Schrenk*.

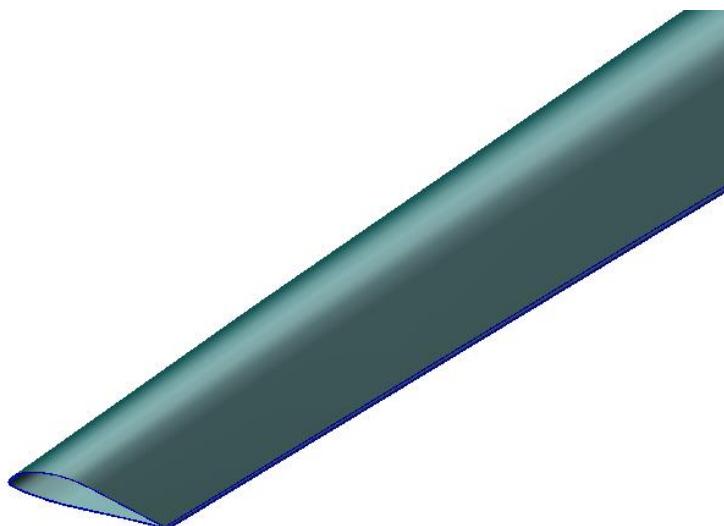


Gambar 3.1 Hasil perhitungan Metode *Schrenk*

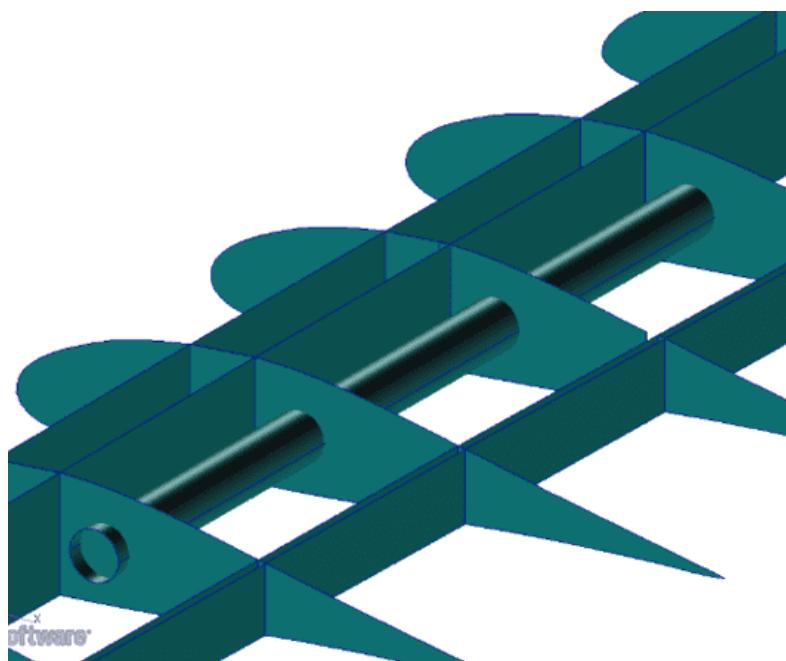
Distribusi lift cenderung lebih besar ketika berada dekat dengan wing root, namun semakin menurun dengan bertambahnya jarak section dari wing root. pada Section 0 yang terletak pada wing root memiliki beban yang paling besar sedangkan beban terkecil berada di section 3,750 yaitu terletak pada wing tip.

### Pemodelan Struktur

Pemodelan *wing* menggunakan software Catia dan MSC. Patran. Model *wing* yang dibuat, yang kemudian di-import ke dalam software Patran seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.3



Gambar 3.2 Pemodelan Skin



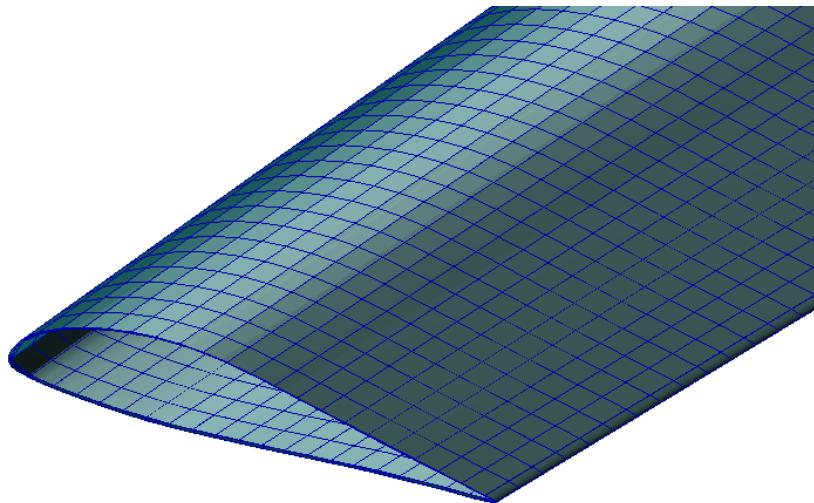
Gambar 3.3 Pemodelan Ribs, Spar, dan Joiner

## Properti Material

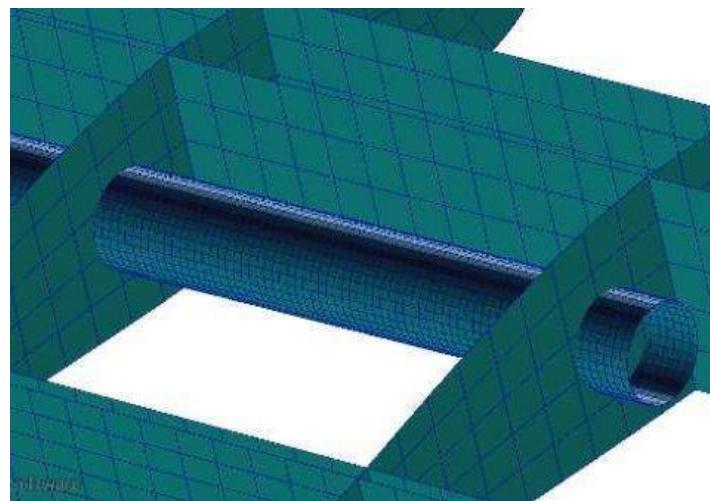
Material yang digunakan pada *joiner* adalah *carbon fiber* dan *glass fiber*.

## Meshing

Pada proses *meshing* terdapat 2 bentuk elemen yang dapat digunakan yaitu *quad 4*, dan *tria*, *Quad 4* merupakan *meshing* berbentuk persegi yang digunakan untuk model 2D yang diterapkan pada geometri *Skin*, *Spar*, dan *Ribs* pada bagian depan, dan *joiner* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.4



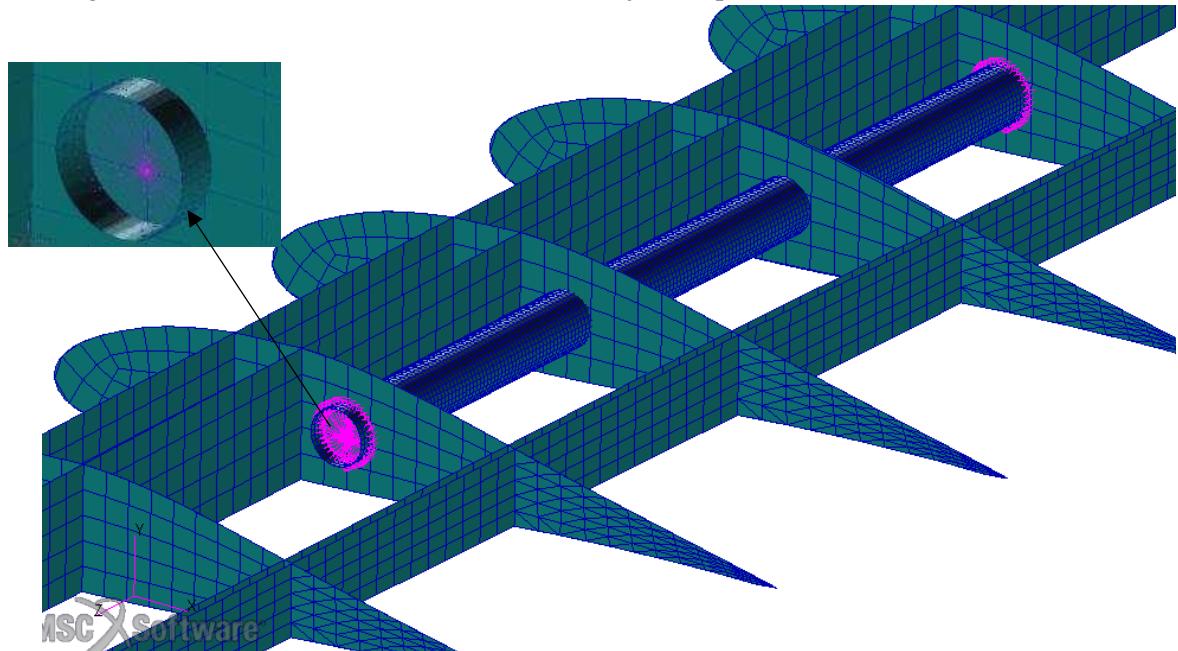
Gambar 3.4 *Meshing* pada *skin*



Gambar 3.5 *Meshing* pada *Ribs*, *Spar*, dan *Joiner*

## MPC

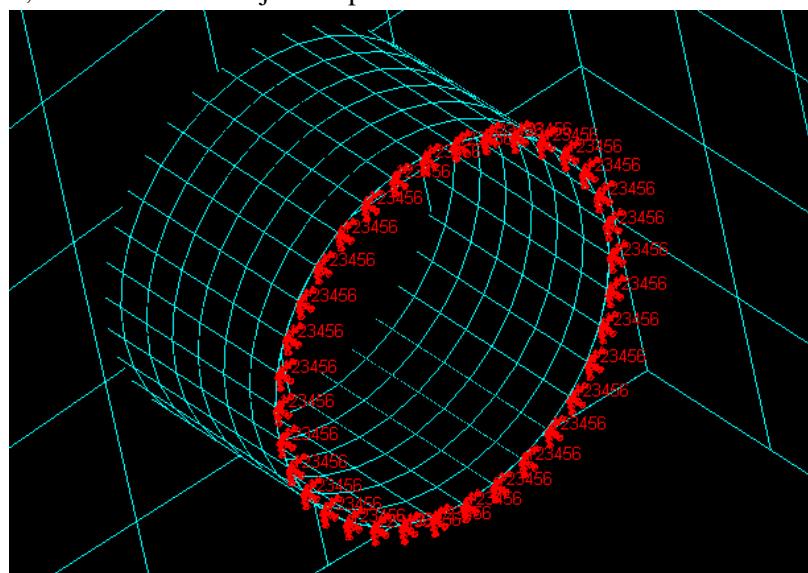
MPC berfungsi untuk menghubungkan nodal pada ribs dengan nodal yang ada pada *joiner* agar beban terdistribusi oleh *joiner*, MPC ditunjukkan pada Gambar 3.6



Gambar 3.6 MPC pada struktur *joiner* dan *spar*

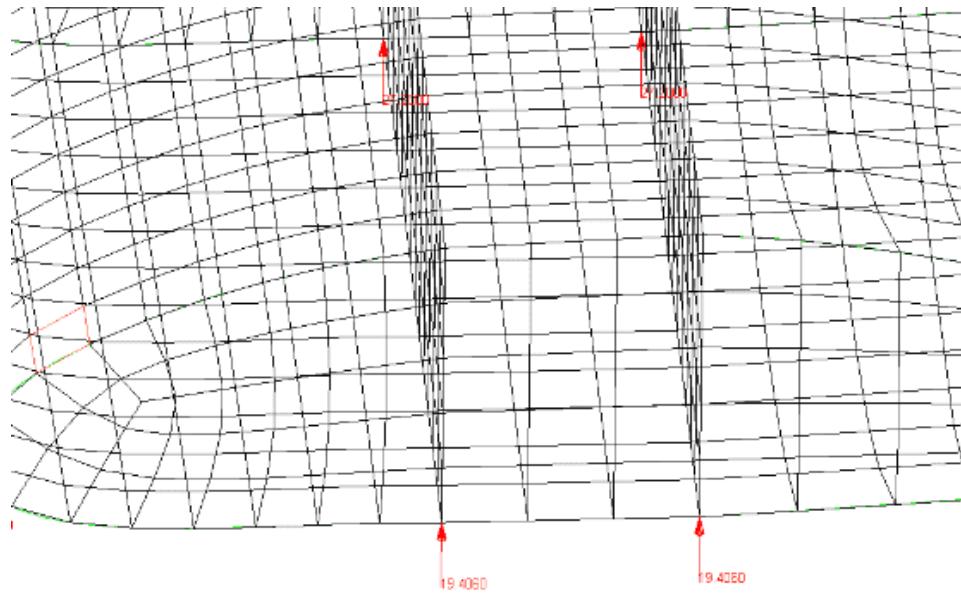
## Kondisi Batas dan Pembebanan

Kondisi batas yang digunakan adalah jenis tumpuan jepit (*fixed support*), dimana sisi tumpuan ditahan secara translasi dan rotasi pada sumbu x,y, dan z. Sedangkan sisi lain dapat bergerak bebas, kondisi batas ditunjukkan pada Gambar 3.7



Gambar 3.7 Kondisi Batas

Jenis metode pembebahan struktur ini adalah *force*. Metode pembebahan *force* memberikan beban pada permukaan *lower surface*, pembebahan didapatkan menggunakan metode *Schrenk* yang digunakan untuk menghitung distribusi *lift* sepanjang *span*. Pembebahan ditunjukkan pada Gambar 3.8

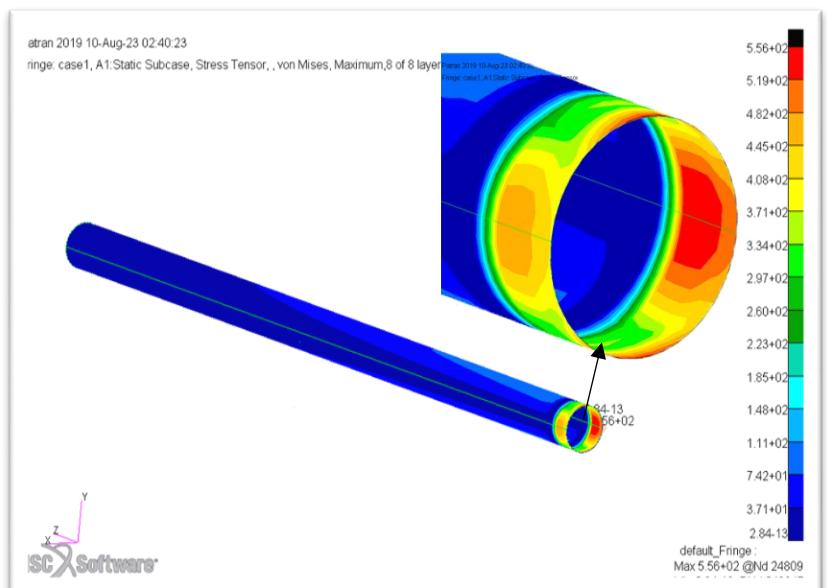


Gambar 3.8 Pembebahan pada *spar lower surface*

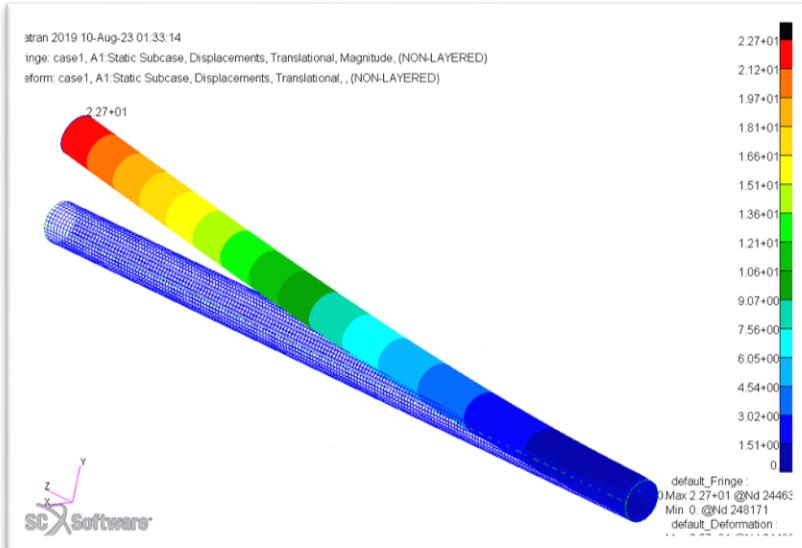
#### 4. Hasil Analisis kekuatan struktur *joiner* material *carbon fiber* dan *glass fiber*

##### Material Carbon Fiber

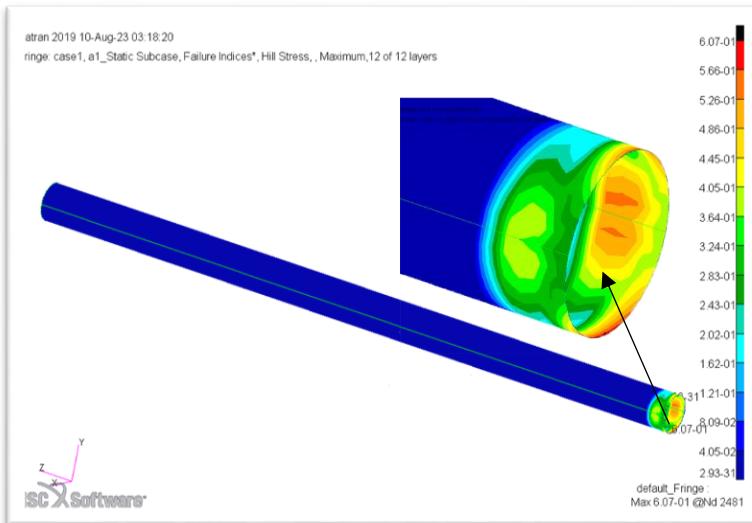
Hasil perhitungan struktur *joiner* material CFRP ditunjukkan pada Gambar 4.1 sampai 4.9



Gambar 4.1 Stress maximum pada Material CFRP 8 layer



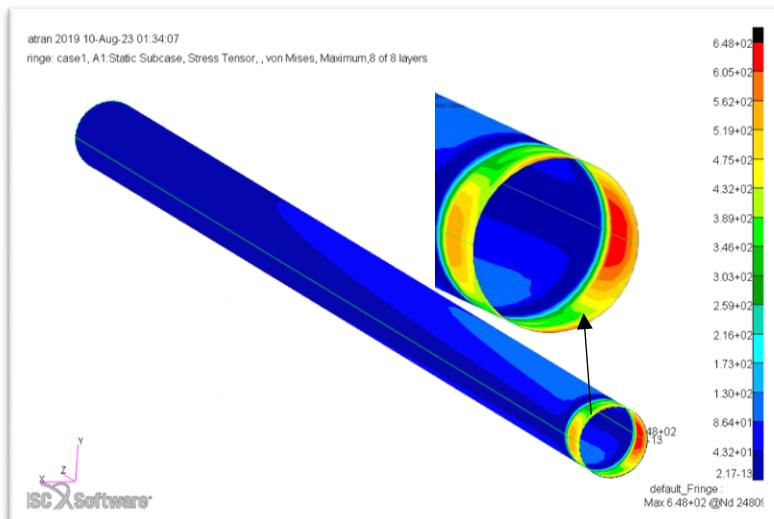
Gambar 4.2 *Deformation Maximum* pada material CFRP 8 layer



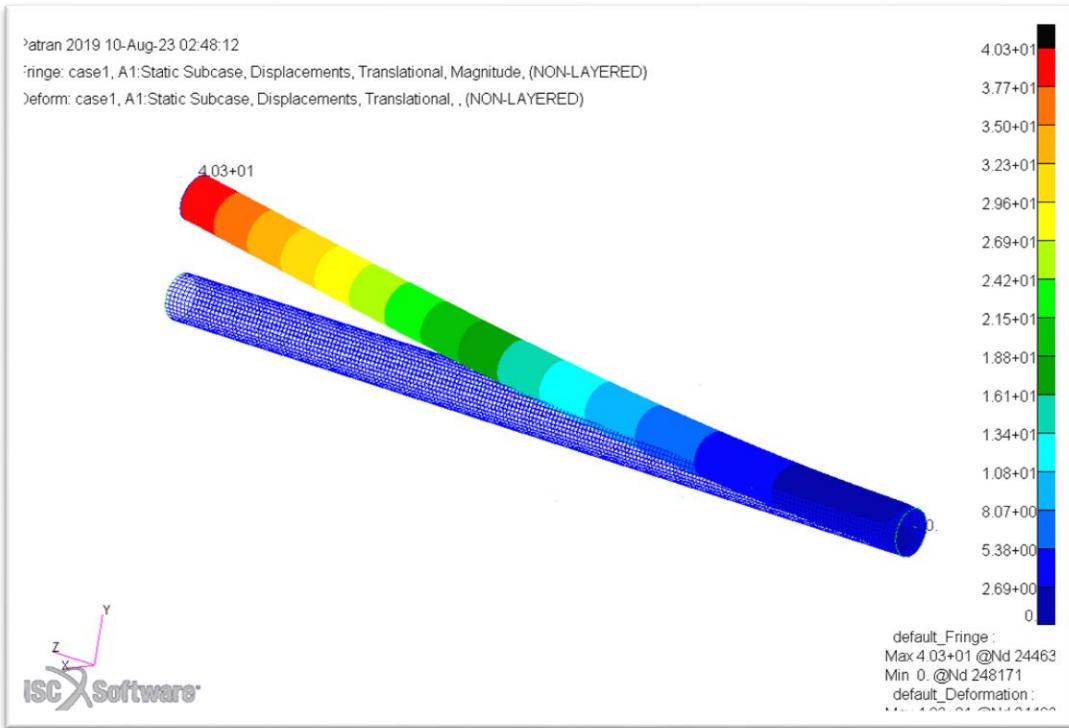
Gambar 4.3 *Failure index* pada material CFRP 12 layer

## A. Material Glass Fiber

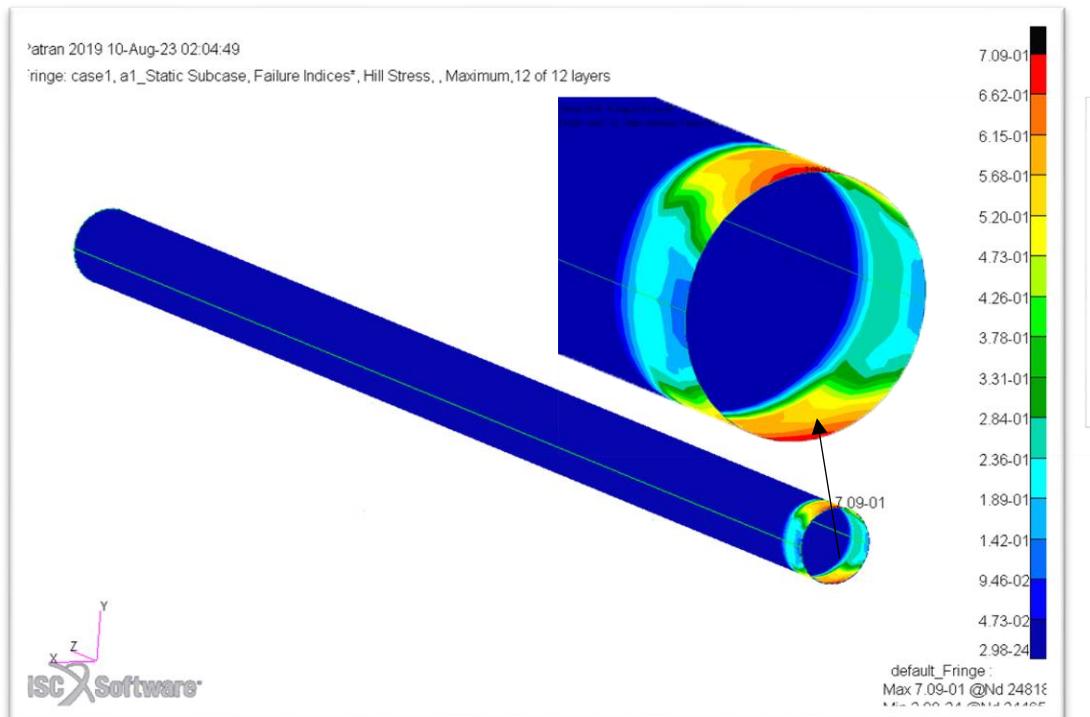
Hasil perhitungan struktur *joiner* material CFRP ditunjukkan pada Gambar 4.4 sampai 4.6



Gambar 4.4 *Stress maximum* pada material GFRP 8 layer



Gambar 4.5 Deformation maximum pada material GFRP 8 layer



Gambar 4.6 Failure index pada material GFRP 12 layer

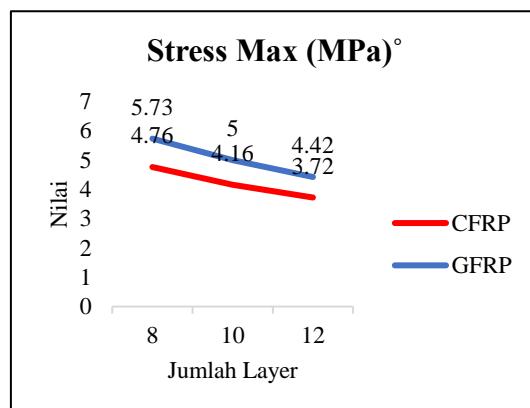
## B. Tabel dan Grafik hasil perbandingan material CFRP dan GFRP

Dari perhitungan perbandingan material didapatkan hasil yang ditunjukkan pada Tabel 4.1

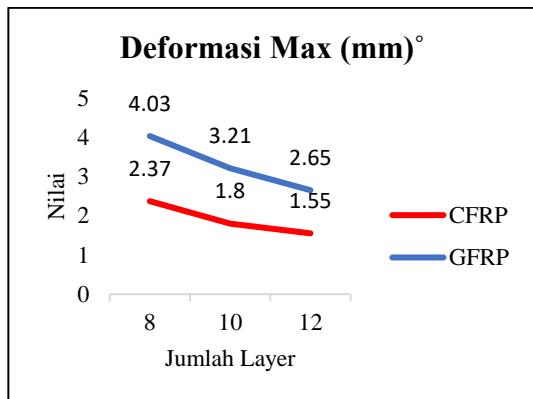
Tabel 4.1 Tabel Hasil Analisis

	<b>Layer</b>	<b>Arah Serat</b>	<b>Stress Max (MPa)</b>	<b>Deformasi Max (mm)</b>	<b>Failure Index</b>	<b>Keterangan</b>
<b>CFRP</b>	8	0°/90°	476	23,7	1,17	Adanya keretakan
		0°/±45°	556	22,7	1,43	Adanya keretakan
		Quasi°	556	22,7	1,43	Adanya keretakan
	10	0°/90°	416	18	0,86	Tidak ada Keretakan
		0°/±45 °	454	17,3	0,96	Tidak ada Keretakan
		Quasi°	454	17,3	0,96	Tidak ada Keretakan
	12	0°/90°	372	15,5	0,67	Tidak ada Keretakan
		0°/±45 °	415	14,9	0,74	Tidak ada Keretakan
		Quasi °	415	14,9	0,74	Tidak ada Keretakan
<b>GFRP</b>	8	Arah Serat	Stress Max (MPa)	Deformasi Max (mm)	Failure Index	Keterangan
		0°/90°	573	40,3	1,29	Adanya keretakan
		0°/±45°	648	42,1	2,24	Adanya keretakan
	10	Quasi°	648	42,1	2,24	Adanya keretakan
		0°/90°	500	32,1	1,04	Adanya keretakan
		0° /±45°	533	32,4	1,35	Adanya keretakan
	12	Quasi°	533	32,4	1,35	Adanya keretakan
		0°/90°	442	26,5	0,7	Tidak ada Keretakan
		0°/±45°	473	27,8	0,86	Tidak ada Keretakan
		Quasi°	473	27,8	0,86	Tidak ada Keretakan

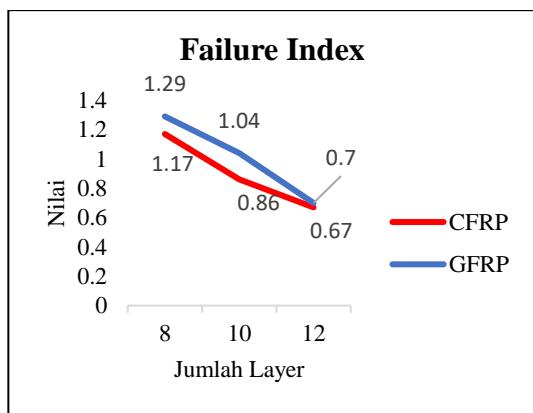
Hasil grafik perbandingan kekuatan struktur material ditunjukkan pada Gambar 4.7



Gambar 4.7 Grafik *stress maximum*



Gambar 4.8 Grafik *deformation max*



Gambar 4.9 Grafik *failure index*

## 5. KESIMPULAN

1. *Stress maximum* pada material CFRP 8 layer arah serat  $0^\circ/\pm 45^\circ$  dan *quasi-isotropic* sebesar 556 MPa sedangkan pada material GFRP 8 layer arah serat  $0^\circ/\pm 45^\circ$  dan *quasi-isotropic* sebesar 648 MPa.
2. *Deformasi maximum* material CFRP 8 *layer* arah serat  $0^\circ/90^\circ$  sebesar 23,7 mm sedangkan pada material GFRP 8 *layer* arah serat  $0^\circ/90^\circ$  sebesar 42,1 mm.
3. *Failure index* terendah pada material CFRP 12 *layer* arah serat  $0^\circ/90^\circ$  sebesar 0,67 sedangkan pada material GFRP 12 *layer* arah serat  $0^\circ/90^\circ$  sebesar 0,7. Dengan hasil failure index <1 struktur dianggap mampu dalam menahan beban *lift*

## Daftar Pustaka

- [1] D. Mahardika, “Analisis Buckling Upper Surface Skin UAV LSU-05 Menggunakan Software Patran/Nastran dengan perbandingan Material Komposit Waven Varbon Fibre dan Unidirectional Carbon Fibre,” pp. 19–25, 2022.
- [2] A. Faris, F. Djayeng, T. S. Achmed, S. Pujo, and W. Herlina, “Penggunaan Teknologi Pesawat Tanpa Awak Sebagai Alat Pertahanan Perbatasan Indonesia,” vol. 6, no. 4, pp. 7216–7223, 2022.