

## Pengaruh Respon Struktur Laminat Komposit Karbon, *Eglass* dan *Aramid* Akibat Varasi Arah Serat Menggunakan Metode Elemen Hingga

I Gusti Ngurah Sudira<sup>\*1</sup>, Muchamad Mulki Nurhal<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknik, Universitas Nurtanio Bandung

Email: [sudiraig@gmail.com](mailto:sudiraig@gmail.com)

### ABSTRAK

Dalam merancang struktur pesawat terbang kekuatan dan berat menjadi pertimbangan utama. Material komposit banyak digunakan untuk merancang struktur ringan dengan menggunakan konsep struktur berdingding tipis. Struktur berdingding tipis memiliki kelemahan dalam menerima beban tekan. Bagaimana respon struktur yang terjadi pada *stiffened panel* yang kemungkinan mengalami ketidakstabilan struktur hasil analisis statik adalah permasalahan yang diangkat dalam penelitian ini. Variasi arah serat dan jenis material komposit menjadi variabel utama dalam penelitian ini. Beberapa variasi arah serat karbon yang diteliti yaitu  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$  dan *quasi-isotropic*. Struktur berdingding tipis dimodelkan sebagai *stiffened panel* dalam penelitian ini. Analisis statik pada struktur *stiffened panel* dilakukan untuk memperoleh respon struktur akibat beban yang diberikan. Beban tekan 10.000 N dengan kondisi batas *all simply supported* diterapkan pada *stiffened panel* tersebut. Analisis statik dilakukan dengan metode elemen hingga menggunakan perangkat lunak *MSC PATRAN/NASTRAN*. Hasil penelitian yang diperoleh menunjukkan bahwa arah serat  $0^\circ$  memiliki nilai tegangan maksimum terkecil dan *Quasi-isotropic* memiliki nilai tegangan maksimum terbesar. Hasil ini berlaku untuk semua jenis material yang diteliti.

**Kata kunci** : Komposit, *Static*, *Stiffened Panel*, Arah Serat, Elemen Hingga

### 1. PENDAHULUAN

Latar Belakang: Dua faktor utama yang mengakibatkan kegagalan struktur berdingding tipis yaitu kegagalan material dan ketidakstabilan struktur. Salah satu aspek desain agar struktur sayap tidak mengalami kegagalan material adalah memilih material yang memiliki kekakuan spesifik (*specific stiffness*) dan kekuatan spesifik (*specific strength*) yang lebih tinggi dibandingkan material lainnya. Kriteria tersebut dapat dipenuhi oleh material komposit yang banyak diteliti sampai saat ini dan dapat didesain untuk mampu menahan beban pada arah tertentu.

Ketika struktur mengalami beban kompresi biasanya perhatian desainer atau peneliti langsung pada analisis tekuk atau *buckling*. Analisis *buckling* biasanya dilakukan setelah dilakukan analisis statik. Analisis statik menjadi dasar untuk mengetahui batasan minimum tebal struktur berdingding tipis yang masih dapat mendukung beban statik dipandang dari kekuatan material atau kegagalan material. Komponen sayap, ekor dan fuselage pesawat terbang didominasi oleh struktur berdingding tipis yang diberi penguat (*stringer*) yang dikenal dengan istilah *stiffened panel*. Dengan kehadiran penguat pada struktur berdingding tipis maka konsep monokok yang populer pada struktur pesawat terbang berubah menjadi konsep semi-monokok. Banyak peneliti membuat model geometri struktur menggunakan *stiffened panel* untuk berbagai macam teknik analisis baik statik maupun dinamik, termasuk juga *buckling*.

Investigasi terbatas pada analisis statis linier panel komposit yang diperkuat dan studi parametrik telah dilakukan oleh B.Gangadhara Prusty, (2003), untuk mempelajari berbagai aspek cangkang laminat komposit cangkang (*shell*) dengan profil penguat berbentuk topi (*hat*) yang terbuka dan tertutup [1].

Dengan kemajuan dibidang manufaktur, saat ini memungkinkan menggunakan panel

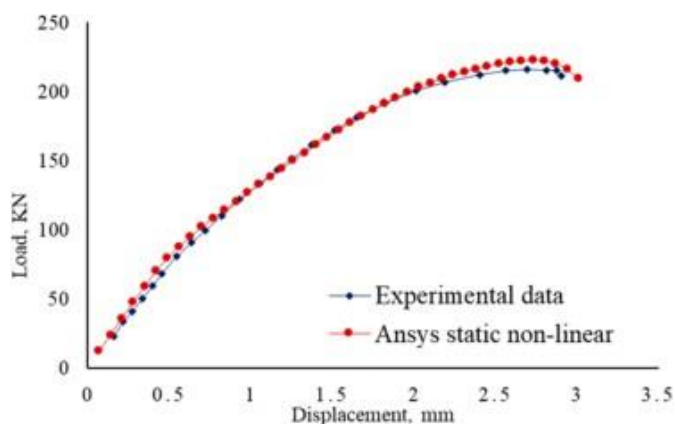
dengan penguat melengkung (*curvilinear stiffened plates*), yang menghasilkan respon struktur sesuai dengan keinginan dan masa yang rendah. Metode *element-free Galerkin* digunakan untuk analisis *buckling* dan statik pada *stiffened plates* tersebut [2].

Transformasi pemodelan *stiffened panel* tiga dimensi (3D) menjadi *equivalent single layer* (ESL) untuk mengkaji kekuatan beberapa perilaku *buckling* menggunakan metode elemen hingga lebih bermanfaat dari segi waktu dan biaya. ESL akurat dalam memprediksi *global buckling* tetapi mungkin tidak secara visual dapat menangkap perilaku *local buckling* [3].

Komponen struktural dasar kapal adalah panel pelat yang diperkuat secara ortogonal. Thermo-Mechanical Tensioning (TMT) adalah metode untuk mitigasi distorsi tekuk yang disebabkan peningkatan penggunaan pelat tipis dalam pembuatan panel kapal. Teknik prategangan TMT dapat diterapkan secara menguntungkan sebagai metode kontrol aktif dalam proses untuk menghindari distorsi tekuk pada panel yang diperkuat [4].

Sohan R., dkk., (2022) melakukan analisis statis pada tiga panel dengan penampang penguat yang berbeda (penampang I, penampang topi, dan penampang persegi panjang). Panel dengan deformasi dan tegangan terkecil dipilih untuk analisis tekuk lebih lanjut. Analisis linier, non-linier, dan pasca-tekuk dilakukan di bawah kompresi bidang pada *stiffened panel* yang dipilih dan beban serta respon pemendekan pada ujungnya dievaluasi hingga rusak [5].

*Stiffened panel* banyak digunakan dalam aplikasi kedirgantaraan, khususnya pada bagian sayap dan badan pesawat, karena rasio kekuatan terhadap beratnya yang menguntungkan dalam kondisi pembebanan bidang. Investigasi numerik menggunakan metode elemen hingga Ansys, untuk memahami pengaruh beban tekanan lateral terhadap perilaku tekuk kritis dan beban *ultimate* pada *stiffened panel* adalah riset yang dilakukan oleh Jakiya Sultana dan Gyula Varga (2025). Makin besar beban yang diberikan, makin besar pula *displacement* yang terjadi, sebagaimana dapat dilihat pada Gambar 1 [6].



Gambar 1. Kurva hubungan beban dan displacement hasil eksperimen dan Ansys static non-linear [6].

Pendekatan baru yang disebut *quadrature element method* (QEM), untuk analisis *local buckling* pada *stiffened panel* dilakukan oleh WANG Xinwei dan YUAN Zhangxian (2019). Modelnya disederhanakan, yaitu pelat persegi panjang dengan penahan elastis di sepanjang tepi yang tidak dibebani, dibuat terlebih dahulu dan kemudian dianalisis dengan QEM. Elemen batang torsi kuadratur dan pelat persegi panjang tipis dikembangkan. Studi parametrik dilakukan dengan metode elemen kuadratur. Hasil numerik menunjukkan bahwa tingkat konvergensi QEM tinggi. Salah satu keunggulan pendekatan yang disajikan adalah peningkatan akurasi solusi dapat dengan mudah dilakukan hanya dengan meningkatkan jumlah node elemen dalam program komputer [7].

Dari hasil riset terdahulu di atas diperoleh gambaran bahwa model *stiffened panel* merupakan model yang umum digunakan untuk analisis struktur ber dinding tipis. Banyak teknik dan metode analisis menjadi topik utama penelitian, termasuk juga penerapan kondisi batas, beban dan aplikasi material dalam pemodelan struktur. Masalah yang diangkat dalam penelitian ini adalah bagaimana fenomena yang terjadi pada *stiffened panel* yang kemungkinan mengalami ketidakstabilan struktur hasil analisis statik menggunakan metode elemen hingga. Material yang digunakan untuk mendukung pemodelan struktur adalah beberapa jenis material komposit dengan variasi arah serat. Tujuan dari penelitian ini adalah mengetahui respon struktur yang dapat dijadikan acuan untuk mengarahkan analisis lebih lanjut jika analisis statik disimpulkan mengalami kegagalan material. Urgensi: Dengan memperhatikan latar belakang dan masalah tersebut di atas, dalam penelitian ini dilakukan analisis statik struktur *stiffened panel* menggunakan beberapa jenis lamina komposit (Karbon, *Eglass* dan *Aramid*) dengan arah serat bervariasi. Empat arah serat yang ditinjau dalam penelitian ini yaitu  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$  dan *Quasi-Isotropic*.

**2. METODA PENELITIAN**

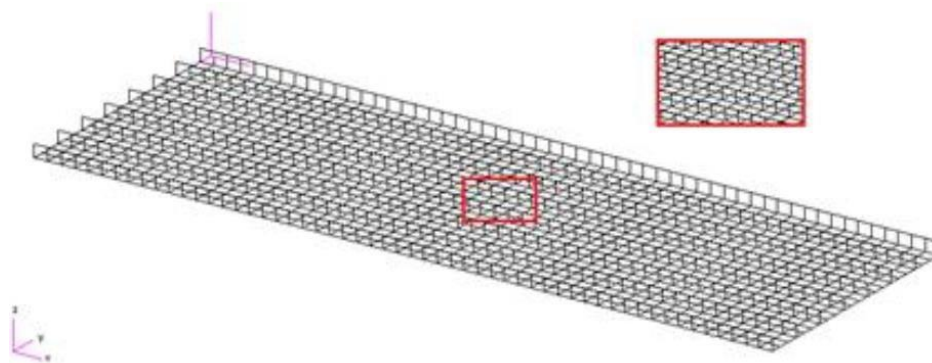
Pada penelitian ini geometri struktur dimodelkan sebagai *stiffened panel* yang memiliki panjang 3000 mm, lebar 1000 mm, dan jarak antara *stiffener* 142 mm. Profil *stiffener* berbentuk segiempat memiliki tinggi 50 mm yang terdiri dari 8 buah, tebal *skin* dan *stiffener* masing-masing 1 mm. Analisis dilakukan menggunakan metode elemen hingga dengan perangkat lunak Patran/Nastran.

Material berupa lamina yang digunakan pada penelitian ini adalah Karbon, *Eglass* dan *Aramid* dengan arah serat *unidirectional*. Pada Tabel 1 ditunjukkan properti material yang digunakan dalam penelitian ini, yang diperoleh dari *ACP Composite*.

Tabel 1. Properti material Karbon, *Eglass* dan *Aramid*

Properti	Material		
	Karbon	Eglass	Aramid
Young Modulus ( $E_{11}$ )	135 Gpa	75 Gpa	40 Gpa
Young Modulus ( $E_{22}$ )	10 Gpa	6 Gpa	8 Gpa
Shear Modulus ( $G_{12}$ )	5 Gpa	2 Gpa	2 Gpa
Poisson's Ratio ( $\nu$ )	0.3	0.34	0.25
Density	1600 Kg/m <sup>3</sup>	1400 Kg/m <sup>3</sup>	1900 Kg/m <sup>3</sup>

Kondisi batas yang diberikan pada struktur *stiffened panel* adalah *simply supported*. Jenis pembebanan yang digunakan pada kasus ini adalah gaya yang diterapkan pada setiap nodal pada sisi pembebanan dengan beban tekan total sebesar 10.000 N. Setelah pemodelan geometri, penerapan kondisi batas dan pembebanan, serta memasukkan data material, langkah selanjutnya adalah proses *meshing* yaitu membagi struktur *stiffened panel* menjadi bagian-bagian kecil sebagaimana dapat dilihat pada Gambar 2.



Gambar 2. Hasil proses *meshing* struktur *stiffened panel*

Untuk menentukan jumlah elemen minimum yang digunakan dalam analisis, proses validasi konvergensi merupakan cara yang telah ditempuh. Pada proses validasi konvergensi dilakukan beberapa kali analisis dengan jumlah elemen yang semakin meningkat. Analisis dilakukan sampai diperoleh nilai *maximum deformation* yang konstan dalam hal ini sebesar 1,33 mm sebagaimana dapat dilihat pada Tabel 2.

Tabel 2. Nilai deformasi maksimum hasil proses konvergensi

Jumlah elemen	Deformasi Maksimum (mm)
450	1,32
<b>1595</b>	<b>1,33</b>
1740	1,33
1943	1,33

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

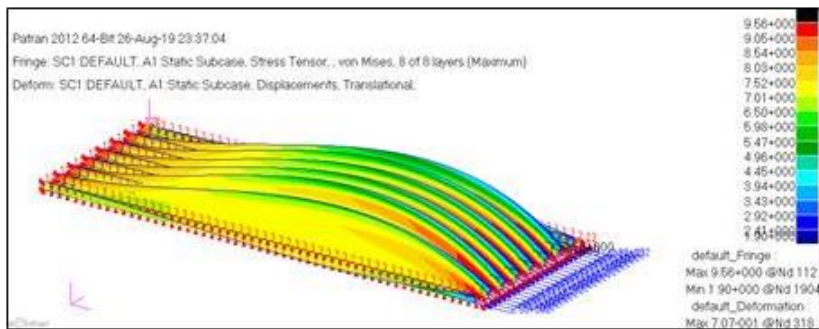
Analisis statik *stiffened panel* serat karbon: Hasil analisis statik struktur *stiffened panel* serat karbon dengan variasi arah serat  $0^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ , dan *quasi-isotropic* dapat dilihat pada Tabel 3. Nilai tegangan maksimum yang diperoleh yaitu arah se- rat  $0^\circ$  memiliki nilai terkecil dan *Quasi-isotropic* memiliki nilai terbesar. Arah serat  $\pm 45^\circ$  memiliki nilai tegangan maksimum di atas  $0^\circ$  dan arah serat  $0^\circ/90^\circ$  mem- iliki nilai tegangan maksimum di atas arah serat  $\pm 45^\circ$ . Nilai deformasi maksimum mengikuti kecenderungan yang sama dengan urutan nilai tegangan maksimum kecuali untuk arah serat  $\pm 45^\circ$ . Hal ini boleh jadi dipengaruhi oleh beban yang bekerja pada *stiffened panel* yang menyebabkan struktur mengalami kegagalan ben- tuk sehingga tidak dapat dianalisis dengan akurat menggunakan metode analisis statik.

Tabel 3. Nilai deformasi dan tegangan maksimum hasil analisis statik *stiffened panel* material karbon untuk arah serat yang berbeda-beda

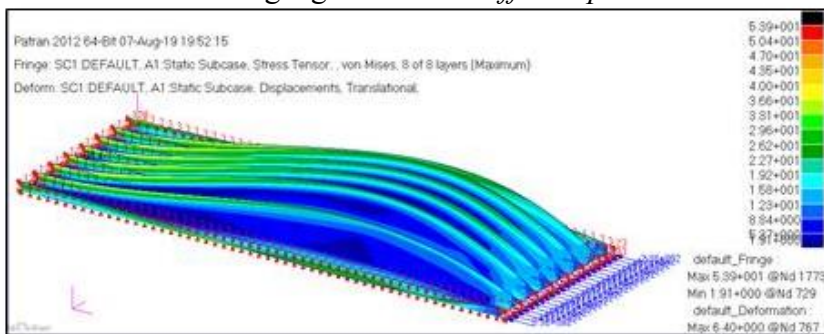
Material	Arah Serat	Deformasi Maksimum (mm)	Tegangan Maksimum (MPa)
Karbon	$0^\circ$	0.707	9.56
	$\pm 45^\circ$	10.5	49.9
	$0^\circ/90^\circ$	6.4	53.9
	<i>Quasi-isotropic</i>	7.5	66.2

Pada Gambar 3, 4, 5 dan 6 ditunjukkan bentuk *stiffened panel* serat karbon setelah diberi

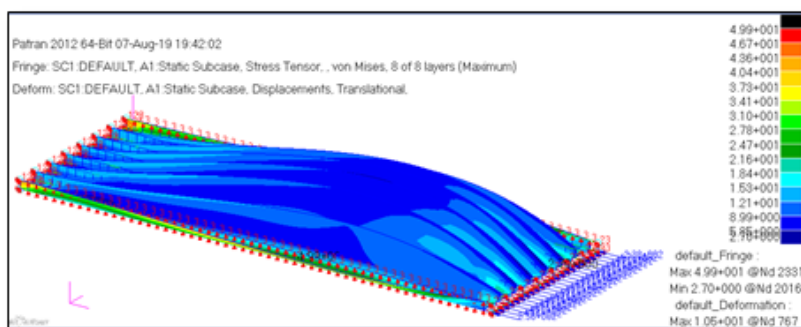
beban kompresi. Semua arah serat menunjukkan kecenderungan mengalami kegagalan bentuk sehingga analisis statik tidak cukup lagi sebagai acuan untuk mengambil kesimpulan apakah stuktur tersebut aman atau tidak. Dengan data ini dapat diarahkan untuk melakukan analisis lebih lanjut yaitu analisis *buckling*.



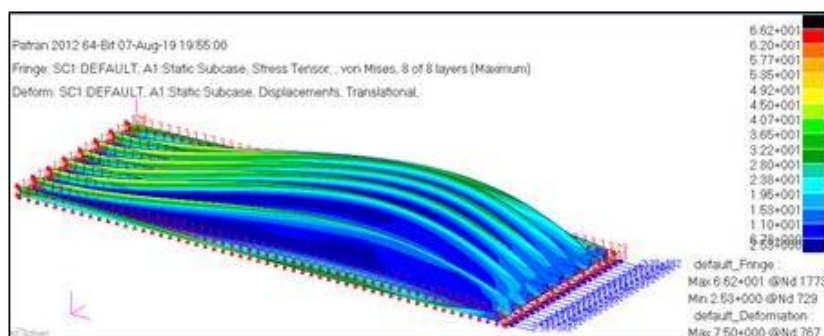
Gambar 3. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat karbon ( $0^\circ$ )



Gambar 4. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat karbon ( $0^\circ/90^\circ$ )



Gambar 5. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat karbon ( $\pm 45^\circ$ )



Gambar 6. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat karbon (*Quasi-Isotropic*)  
 Analisis statik *stiffened panel* serat *Eglass*: Hasil analisa statik struktur *stiffened panel* serat

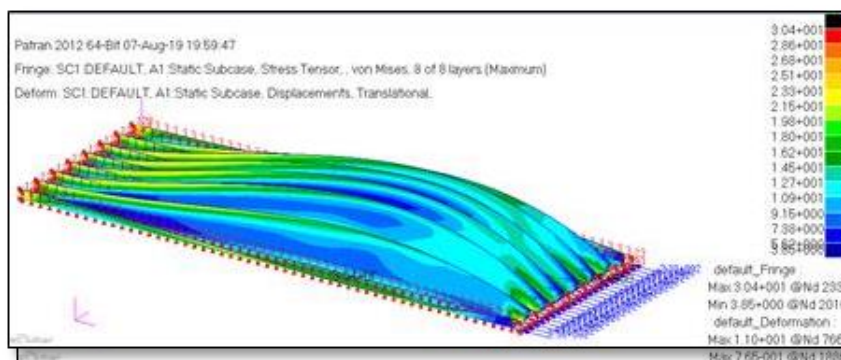
*eglass* dengan variasi arah serat  $0^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ , dan *quasi-isotropic* ditunjukkan pada Tabel 4. Nilai tegangan dan deformasi maksimum yang dihasilkan oleh serat *Eglass* memiliki kecenderungan yang sama seperti yang ditunjukkan oleh serat karbon. Pengecualian nilai deformasi maksimum juga terjadi pada arah serat  $\pm 45^\circ$  yang memiliki nilai deformasi maksimum lebih besar dari arah serat  $0^\circ/90^\circ$ . Dengan demikian, *stiffened panel* menggunakan material serat *Eglass* besar kemungkinan juga mengalami ketidakstabilan struktur.

Tabel 4. Nilai deformasi dan tegangan maksimum hasil analisis statik *stiffened panel* material *eglass* untuk arah serat yang berbeda-beda

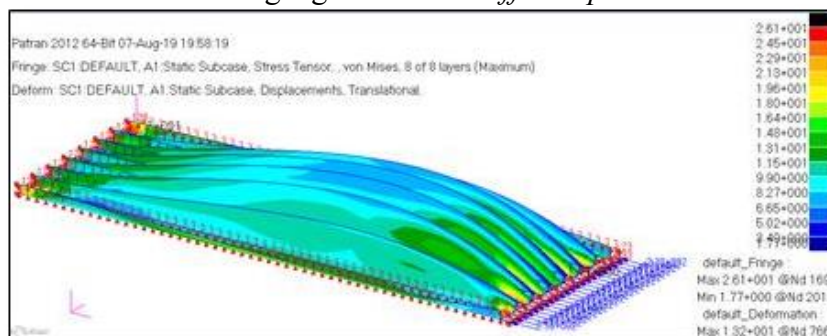
Material	Arah Serat	Deformasi Maksimum (mm)	Tegangan Maksimum (MPa)
<i>Eglass</i>	$0^\circ$	0.765	9.84
	$\pm 45^\circ$	13.2	26.1
	$0^\circ/90^\circ$	11	30.4
	<i>Quasi-isotropic</i>	11.9	33.2

Pada Gambar 7, 8, 9 dan 10 ditunjukkan bentuk *stiffened panel* serat *Eglass* setelah diberi beban kompresi. Dengan deformasi yang cukup besar ditunjukkan pada Gambar - Gambar tersebut dapat memperkuat dugaan bahwa struktur *stiffened panel* serat *Eglass* tidak mampu lagi mempertahankan bentuk semula sehingga analisis *buckling* juga diperlukan pada struktur ini.

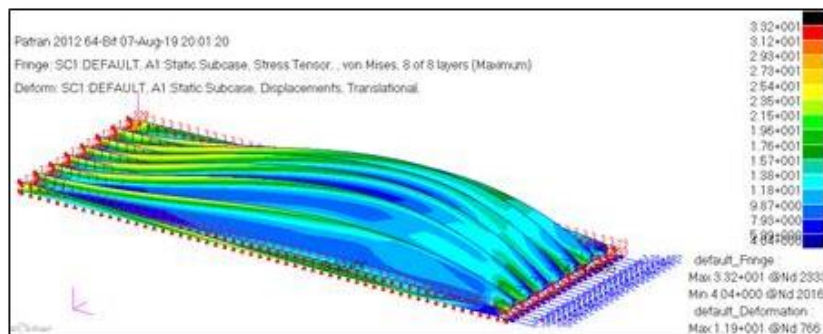
Gambar 7. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat *E-Glass* ( $0^\circ$ )



Gambar 8. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat *E-Glass* ( $0^\circ/90^\circ$ )



Gambar 9. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat *E-Glass* ( $\pm 45^\circ$ )



Gambar 10. Distribusi tegangan struktur *stiffened panel* serat *E-Glass* (*Quasi-Isotropic*)

Analisis statik *stiffened panel* serat *Aramid*:

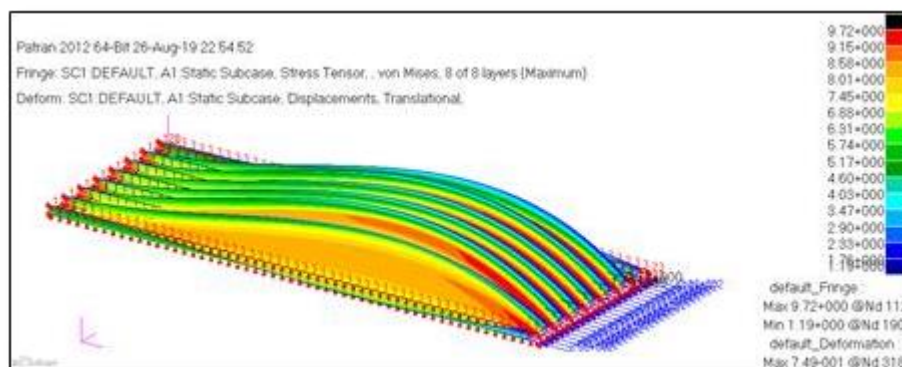
Hasil analisis static struktur *stiffened panel* serat *aramid* dengan variasi arah serat  $0^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ , dan *quasi-isotropic* dapat dilihat pada Tabel 5. Dengan nilai tegangan dan deformasi maksimum yang ditunjukkan dalam tabel tersebut juga dapat diduga bahwa struktur *stiffened panel* material *Aramid* juga mengalami kegagalan bentuk. Dengan demikian hasil analisis statik perlu dikoreksi dengan analisis *buckling* supaya dapat diambil kesimpulan yang lebih akurat.

**Tabel 5.** Deformasi dan tegangan maksimum hasil analisis statik *stiffened panel* material *Aramid* untuk arah serat yang berbeda-beda

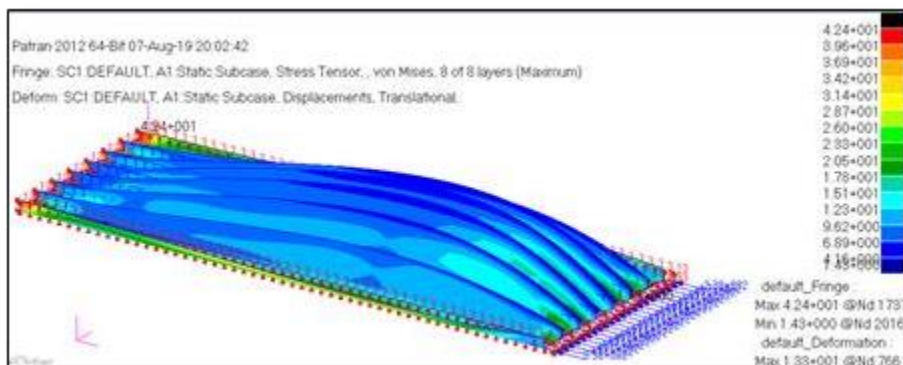
Material	Arah Serat	Deformasi Maksimum (mm)	Tegangan Maksimum (MPa)
<i>Aramid</i>	$0^\circ$	0.749	9.27
	$\pm 45^\circ$	13.3	42.4
	$0^\circ/90^\circ$	8.81	43.4
	<i>Quasi-isotropic</i>	10.1	52

Pada Gambar 11, 12, 13 dan 14 ditunjukkan bentuk *stiffened panel* serat *Aramid* setelah diberi beban kompresi.

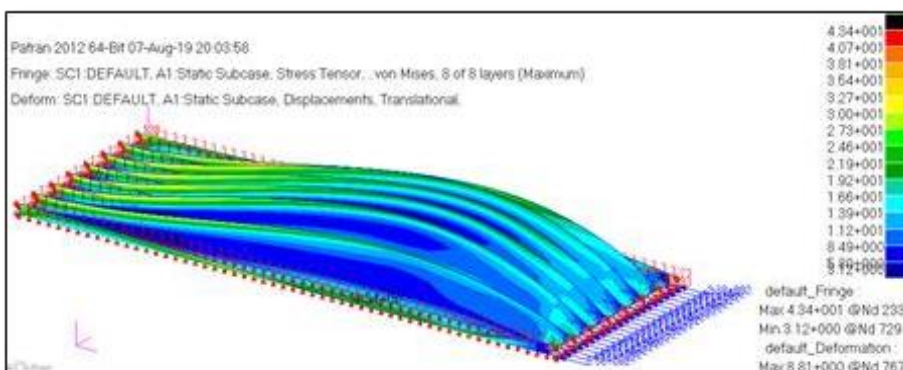
Fenomena deformasi yang serupa dengan *stiffened panel* serat Karbon dan *Eglass*, ditunjukkan oleh serat *aramid*. Dengan mengacu pada tegangan yang diijinkan pada serat Karbon yang lebih besar dari serat *Aramid*, sementara *stiffened panel* serat Karbon telah diduga mengalami kegagalan bentuk struktur, maka serat aramid kemungkinan besar juga mengalami kegagalan bentuk struktur.



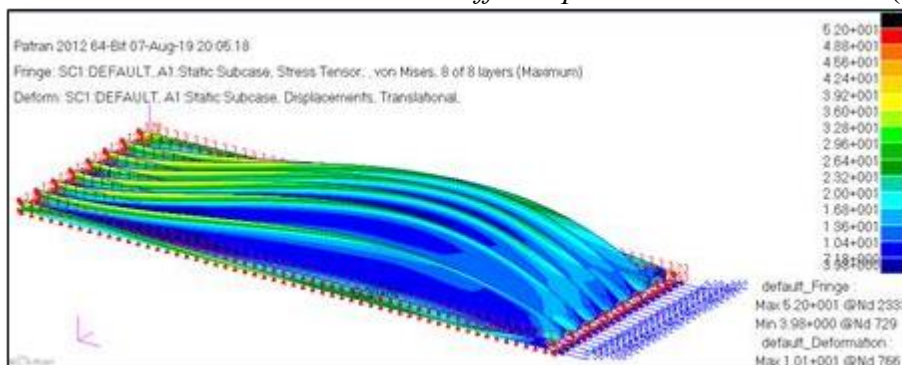
Gambar 11. Analisis statik struktur *stiffened panel* serat Aramid (0°)



Gambar 12. Analisis statik struktur *stiffened panel* serat Aramid (±45°)



Gambar 13. Analisis statik struktur *stiffened panel* serat Serat Aramid (0°/90°)



Gambar 14. Analisis statik struktur *stiffened panel* serat Aramid (*Quasi-Isotropic*)

Dari seluruh hasil analisis di atas baik menyangkut variasi arah serat komposit struktur *stiffened panel* maupun aplikasi serat Karbon, *Eglass* dan *Aramid*, menunjukkan fenomena ketidakstabilan struktur ketika diberi beban kompresi sebesar 10.000 N. Untuk memastikan dugaan ketidakstabilan struktur memang terjadi pada seluruh model struktur yang telah dianalisis di atas, analisis *buckling* pada penelitian lebih lanjut perlu dilakukan sehingga kesimpulan bahwa telah terjadi kegagalan struktur menjadi akurat.

#### 4. SIMPULAN

Nilai tegangan maksimum yang paling kecil terjadi pada *stiffened panel* arah serat 0° dan yang paling besar terjadi pada susunan serat *Quasi-Isotropic*. Arah serat ±45° menghasilkan tegangan maksimum lebih besar dari pada arah serat 0° dan arah serat 0°/90°

lebih besar dari arah serat  $\pm 45^\circ$ . Fenomena ini berlaku untuk seluruh material yang diaplikasikan dalam penelitian ini.

Nilai deformasi maksimum memiliki fenomena yang sama seperti nilai tegangan maksimum kecuali arah serat  $\pm 45^\circ$  yang memiliki nilai deformasi maksimum yang terbesar dari seluruh arah serat yang dianalisis. Fenomena ini dialami oleh seluruh material yang diaplikasikan dalam penelitian ini.

Ketidak-konsistenan nilai tegangan maksimum dan deformasi maksimum yang dihasilkan oleh variasi arah serat menunjukkan fenomena yang dapat diduga terjadi ketidakstabilan struktur *stiffened panel* ketika diberi beban 10.000 N. Untuk menjawab dugaan ini perlu dilakukan penelitian lebih lanjut terkait dengan analisis *buckling*.

#### DAFTAR PUSTAKA

1. B.Gangadhara Prusty, (2003), Linear static analysis of composite hat-stiffened laminated shells using finite elements, *Finite Elements in Analysis and Design* Volume 39, Issue 12, September 2003, Pages 1125-1138, ELSEVIER, [https://doi.org/10.1016/S0168-874X\(02\)00160-9](https://doi.org/10.1016/S0168-874X(02)00160-9).
2. Ali Yeilaghi Tamijani, Rakesh K. Kapania, (2010), Buckling and Static Analysis of Curvilinear Stiffened Plates, Using Mesh-Free Method, *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 12, December 2010, DOI: 10.2514/1.43917.
3. Teguh Putranto, Ardi Nugroho Yulianto, Dedi Budi Purwanto, Dony Setyawan, (2023), Equivalent Single Layer Approach for Buckling Analysis of Stiffened Panel under Bi-Axial Compression and Lateral Pressure, *International Journal of Marine Engineering Innovation and Research*, Vol. 8(3), Sept. 2023. 460- 467 (pISSN: 2541-5972, eISSN: 2548-1479).
4. N.R. Mandal, S. Kumar, D. Podder & A. Gadagi, T. Mathew, (2015), Buckling mitigation of stiffened panels through thermomechanical tensioning, *Analysis and Design of Marine Structures – Guedes Soares & Shenoi (Eds) © 2015 Taylor & Francis Group, London, ISBN 978-1-138-02789-3*, <http://www.researchgate.net/publication/274063875>.
5. Sohan R., Likith S., Jeevan Sai, Shashank Vadlamani, (2022), Linear nonlinear and post buckling analysis of a stiffened panel with cutouts, *International Conference Materials Science and Engineering (ICMSE 2022)*, IOP Publishing, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, 1248 (2022) 012078 doi: 10.1088/1757-899X/1248/1/012078.
6. Jakiya Sultana dan Gyula Varga, Finite Element Analysis of Post-Buckling Failure in Stiffened Panels: A Comparative Approach, *Machines* 2025, 13, 373 – MDPI, <https://doi.org/10.3390/machines13050373>.
7. WANG Xinwei, YUAN Zhangxian, (2019), An Efficient Method for Local Buckling Analysis of Stiffened Panels, Feb. 2019, *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 36 No. 1, <http://dx.doi.org/10.16356/j.1005-1120.2019.01.002>