

ANALISIS MODEL STRUKTUR KOMPOSIT MAIN LANDING GEAR PESAWAT UDARA NIR AWAK MENGGUNAKAN FEM

Andrian Permana^{1*}

¹*Departemen Teknik Mesin dan Industri, Fakultas Teknik, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta, Indonesia*

*Penulis Korespondensi:

email: andrianpermana@mail.ugm.ac.id

Abstrak

Pesawat Udara Nir Awak (PUNA) merupakan pesawat yang dikembangkan oleh Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) yang berguna untuk memenuhi kebutuhan Alutsista TNI/POLRI dan fungsi pengawasan. Salah satu bagian yang cukup penting pada pesawat udara nir awak yaitu main landing gear. Dikarenakan sifat pesawat terbang yang dinamis maka ketahanan main landing gear harus kuat, maka perlu dilakukan analisis untuk mengantisipasi kegagalan yang terjadi pada struktur tersebut. Pada pemilihan desain struktur komposit yang akan diaplikasikan, dapat dilakukan dengan perbandingan dua model dengan material komposit yang berbeda untuk mengetahui nilai failure indices, kekuatan dan massa (yang lebih ringan). Metode yang digunakan yaitu Finite Element Method (FEM) yang merupakan salah satu metode numerik untuk menyelesaikan berbagai problem rekayasa sehingga diperoleh hasil pendekatan tegangan yang terjadi pada suatu struktur. Model 1 menggunakan material carbon epoxy dan model 2 menggunakan material Eglass epoxy. Hasil analisis didapat bahwa nilai tegangan maksimum pada model 1 (3,8kg) terjadi pada layer 23 dengan nilai failure indices sebesar 0,876 dan nilai tegangan maksimum pada model 2 (4,1kg) terjadi pada layer 23 dengan nilai failure indices sebesar 3,467. Dengan demikian, model 1 lebih handal dibandingkan model 2 untuk dapat diaplikasikan pada struktur main landing gear PUNA.

Kata kunci: PUNA; Main Landing Gear; Komposit; FEM

PENDAHULUAN

Menurut Asep Karsidi (2014), kepulauan merupakan salah satu nilai kekayaan Indonesia dari segi geografis, terbentang dari Sabang sampai Merauke, yang terhubung oleh berbagai selat dan laut dengan jumlah 13.466 pulau. Dengan rentang wilayah dan bentuk geografis Indonesia, penguasaan teknologi pada wahana udara menjadi sangat strategis, baik itu untuk transportasi barang dan jasa, ketahanan nasional maupun pengelolaan lingkungan hidup. Selain itu, pemantauan wilayah Indonesia yang sangat luas, pengawasan perbatasan yang sudah mendesak, bencana alam yang terus terjadi, *illegal logging* dan *illegal fishing* menjadi isu yang hangat dan strategis. Untuk itu, lembaga penelitian, pengembangan dan rekayasa (litbangyasa) Indonesia (khususnya di bidang teknologi) saat ini tengah mengembangkan teknologi pesawat udara tanpa awak yang salah satunya dikembangkan oleh Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) yang diberi nama PUNA. PUNA berfungsi untuk memantau kondisi lingkungan sekitar dari jarak jauh dan dinilai lebih hemat biaya. Adapun pemantauan udara yang dapat dilakukan PUNA seperti pemetaan, pemantauan kebakaran hutan, mitigasi bencana, pencarian korban, hingga keperluan militer.

Salah satu bagian yang cukup penting pada PUNA yaitu *main landing gear* yang berfungsi untuk menahan beban maksimum pesawat. Dikarenakan sifat pesawat terbang yang dinamis maka ketahanan *main landing gear* harus benar-benar kuat, maka perlu dilakukan analisis untuk mengantisipasi kegagalan yang terjadi pada struktur tersebut dan memastikan bahwa struktur tersebut aman dan mampu bertahan ketika mendapatkan pembebanan. Oleh karena harus memiliki struktur ringan sekaligus kuat pada saat mengalami pembebanan, penggunaan material komposit merupakan solusi struktur yang optimal.

Menurut Bambang Kismono Hadi (2012), struktur komposit merupakan struktur yang terdiri dari dua material atau lebih dengan sifat bahan yang berbeda dan membentuk satu kesatuan sehingga menghasilkan sifat gabungan yang lebih baik. Material komposit mempunyai kekuatan dan kekakuan spesifik yang lebih tinggi juga lebih ringan dari material konvensional seperti logam. Dari kelebihan tersebut, penggunaan komposit pada struktur pesawat semakin meningkat termasuk pada struktur *landing gear*.

Dalam analisis desain struktur ini, penulis menganalisis 2 model struktur komposit pada *main landing gear* pesawat udara nir awak (PUNA). Model 1 dengan jenis material *carbon epoxy* dan model 2 dengan jenis material *Eglass epoxy*. Setelah itu, dilakukan pemilihan model desain *main landing gear* yang sesuai dengan kriteria. Mengingat pentingnya PUNA ini untuk memperkuat sistem pemantauan nasional dan tercapainya misi dengan baik maka salah satu upayanya yaitu harus memastikan keamanan dari struktur *main landing gear* tersebut.

METODE

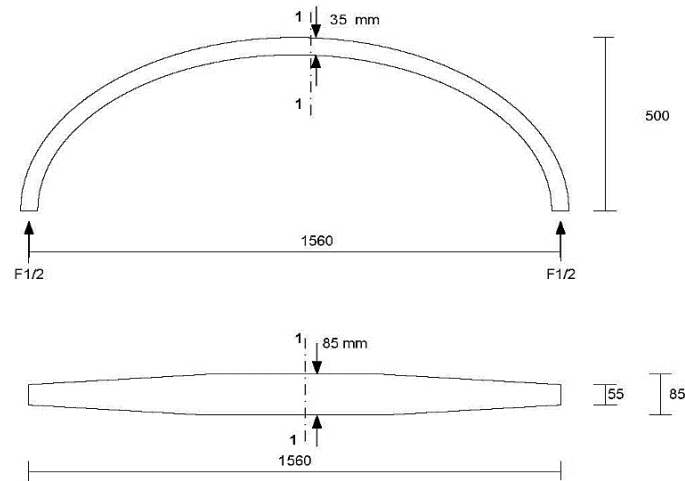
A. Metode Pengumpulan Data

Dalam penelitian ini, penulis menggunakan beberapa metode dalam pengumpulan data, antara lain :

1. Metode Wawancara; yaitu mengumpulkan data dan informasi yang berkaitan dengan topik pembahasan dengan cara bertanya langsung kepada narasumber yang berkompeten dalam bidang yang akan dibahas baik itu dosen, perekayasa maupun peneliti.
2. Metode Studi Pustaka; yaitu suatu metode penelitian untuk mendapatkan teori yang dibutuhkan dengan cara membaca dan mempelajari buku-buku, artikel, catatan kuliah, serta bahan-bahan lainnya yang berkaitan masalah yang akan diteliti yaitu bahan-bahan yang tertulis pada buku literatur yang berupa buku-buku referensi, buku panduan, dokumen-dokumen dari BPPT yang berupa modul, untuk melengkapi dan menyempurnakan data-data yang kurang.

B. Data *Main Landing Gear*

Bagian PUNA yang dianalisis adalah *main landing gear* yang ditunjukkan pada gambar 1.



Gambar 1. *Detail Drawing Main Landing Gear PUNA*
(Dahsyat, M. dkk. 2006)

C. Data Pembebanan

Adapun data teknis PUNA untuk perhitungan beban statis maksimum *main landing gear* sebagai berikut. (Dahsyat, M. dkk. 2006)

$$\text{MTOW} = W = 120 \text{ kg} = 1.176 \text{ N} \quad (1)$$

$$\text{Wheel Base (B)} = 1.431 \text{ mm} \quad (2)$$

$$B_n = 1.111 \text{ mm} \quad (3)$$

Berdasarkan data tersebut, dapat dihitung besar beban statik maksimum yang diterima oleh struktur *main landing gear* adalah sebagai berikut.

$$F_{\text{mlg}} = \frac{W \times B_n}{B} = \frac{1.176 \times 1.111}{1.431} = 913,0231 \text{ N} \quad (4)$$

$$F_{\text{mlgmax}} = 1,5 \times 913,0231 = 1.369,535 \approx 1.370 \text{ N} \quad (5)$$

Beban tersebut diterima oleh masing-masing bagian *main landing gear* (kanan dan kiri) dengan sama besar yaitu $\frac{1}{2}$ dari F_{mlgmax} atau sebesar 685 N.

D. Pemodelan

Struktur *main landing gear* PUNA dimodelkan menggunakan CAD dalam bentuk *surface shell* (2D) untuk memudahkan analisis. Model 2D didefinisikan mempunyai ketebalan sesuai susunan material yang diaplikasikan. Setelah itu, model diimport ke dalam program FEA, didefinisikan material dan kondisi batasnya dimana bagian *surface* atas (yang menempel pada *fuselage*) diberi kondisi *fix* pada ketiga arah ($x, y, z = 0$) kemudian pembebanan diberikan pada kedua ujung *landing gear* arah z positif dan untuk arah y diberi kondisi *fix* ($y = 0$), dan selanjutnya dilakukan analisis.

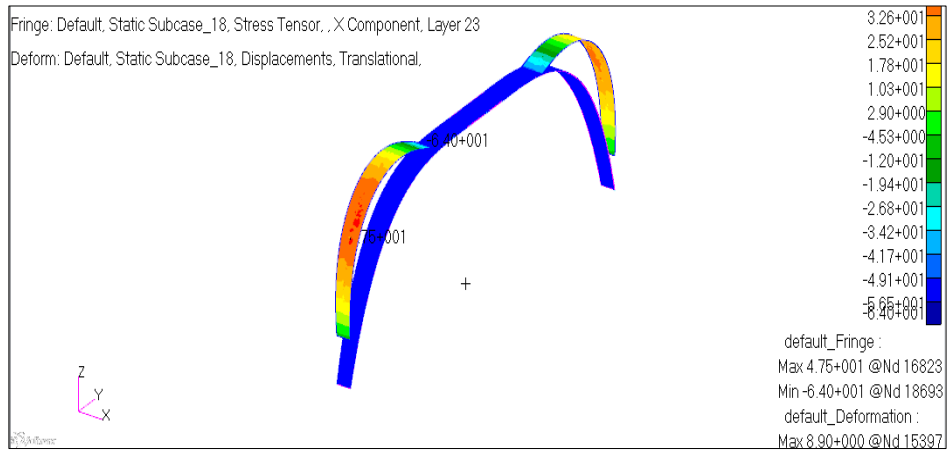
HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Perhitungan dan Analisis

Setelah dilakukan analisis menggunakan FEM terhadap 2 model struktur komposit *main landing gear* PUNA, maka didapatkan hasil nilai tegangan pada layer 23 sebagai berikut.

1. Model 1

Gambar 2 menunjukkan distribusi tegangan model 1 arah x. Berdasarkan gambar tersebut, daerah yang mempunyai tegangan maksimum (daerah yang berwarna merah) dan tegangan minimum berdasarkan degradasi warnanya.



Gambar 2. Tegangan Maksimum Model 1 Arah X

Tegangan maksimum arah X yang terjadi pada model 1 sebesar 47,50 N/mm² pada nodal 16.823. Tegangan maksimum arah Y yang terjadi pada model 1 sebesar 44,10 N/mm² pada nodal 16.966 dan tegangan geser maksimum yang terjadi pada model 1 sebesar 66,40 N/mm² pada nodal 11.971. Tegangan terjadi pada lamina *carbon epoxy* 1 mm.

Nilai *failure indices* pada model 1 dapat ditentukan melalui persamaan dari kriteria kegagalan Tsai-Hill. Menurut Robert M. Jones (1999), dengan menggunakan kriteria kegagalan Tsai-Hill, kegagalan pada struktur dapat diprediksi. Kegagalan akan terjadi jika angka *failure indices* melebihi satu.

$$X = 1.454 \text{ N/mm}^2 \quad Y = 390 \text{ N/mm}^2 \quad S = 76 \text{ N/mm}^2 \tag{6}$$

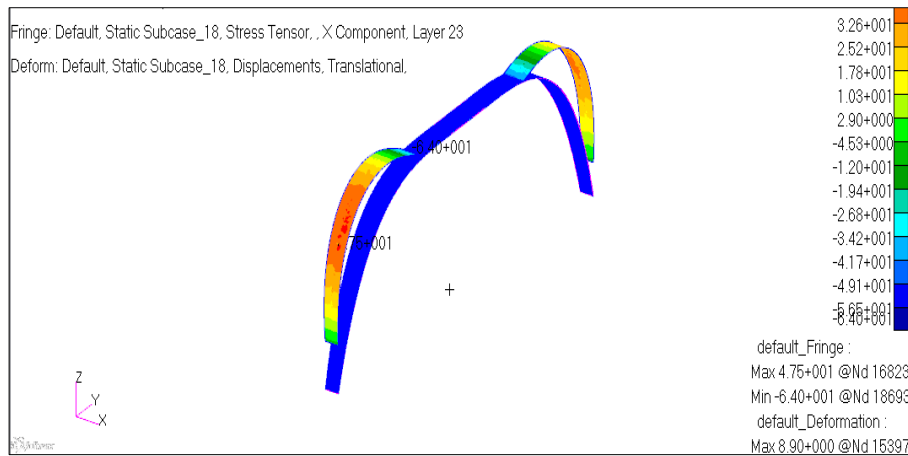
$$FI = \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \geq 1 \tag{7}$$

$$FI = \left(\frac{47,50}{1.454}\right)^2 - \frac{47,5 \times 44,10}{1.454^2} + \left(\frac{44,10}{390}\right)^2 + \left(\frac{66,40}{76}\right)^2 = 0,876 \tag{8}$$

Oleh karena nilai *failure indices* adalah 0,876 (lebih kecil dari 1) maka dapat disimpulkan model 1 **aman** ketika menerima pembebanan.

2. Model 2

Gambar 3 menunjukkan distribusi tegangan model 2 arah x. Berdasarkan gambar tersebut, daerah yang mempunyai tegangan maksimum (daerah yang berwarna merah) dan tegangan minimum berdasarkan degradasi warnanya.



Gambar 3. Tegangan Maksimum Model 2 Arah X

Tegangan maksimum arah X yang terjadi pada model 2 sebesar 47,50 N/mm² pada nodal 16.823. Tegangan maksimum arah Y yang terjadi pada model 1 sebesar 44,10 N/mm² pada nodal 16.966 dan tegangan geser maksimum yang terjadi pada model 1 sebesar 66,40 N/mm² pada nodal 11.971. Tegangan terjadi pada lamina *Eglass epoxy* 1 mm.

Nilai *failure indices* pada model 2 dapat ditentukan melalui persamaan dari kriteria kegagalan Tsai-Hill. Menurut Robert M. Jones (1999), dengan menggunakan kriteria kegagalan Tsai-Hill, kegagalan pada struktur dapat diprediksi. Kegagalan akan terjadi jika angka *failure indices* melebihi satu.

$$X = 779 \text{ N/mm}^2 \quad Y = 62 \text{ N/mm}^2 \quad S = 40 \text{ N/mm}^2$$

$$FI = \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \geq 1 \tag{9}$$

$$FI = \left(\frac{47,50}{779}\right)^2 - \frac{47,50 \times 44,10}{779^2} + \left(\frac{44,10}{62}\right)^2 + \left(\frac{66,40}{40}\right)^2 = 3,467 \tag{10}$$

Karena nilai *failure indices* adalah 3,467 (lebih besar dari 1) maka dapat disimpulkan model 2 tidak aman ketika menerima pembebanan.

B. Tabulasi Nilai *Failure Indices*

Tabulasi nilai *failure indices* dari model 1 berdasarkan hasil perhitungan disajikan dalam Tabel 1. Dari tabel 1 dapat dilihat bahwa nilai *failure indices* maksimum yang terjadi pada model 1 yaitu terjadi pada layer 23 dengan nilai sebesar 0,876. Hal tersebut menunjukkan bahwa model 1 masih aman dalam menerima pembebanan yang terjadi.

Tabel 1. Tabulasi Nilai *Failure Indices* Model 1

<i>Layer</i>	σ_1 (MPa)	σ_2 (MPa)	τ_{12} (MPa)	<i>FI</i>
1	55,20	47,40	63,30	0,815
2	51,70	44,60	60,10	0,740
3	48,20	41,80	56,90	0,668
4	44,70	39,00	53,60	0,598
5	23,20	57,30	24,10	0,247
6	61,10	19,00	21,20	0,128
7	56,10	17,30	19,70	0,113

<i>Layer</i>	σ_1 (MPa)	σ_2 (MPa)	τ_{12} (MPa)	<i>FI</i>
8	51,10	15,70	18,30	0,099
9	46,00	14,00	16,80	0,085
10	16,80	4,55	10,00	0,136
11	14,80	3,93	9,08	0,115
12	0,01	0,00	0,02	0,000
13	9,10	5,11	6,00	0,105
14	10,90	6,13	6,57	0,126
15	31,00	20,80	10,90	0,074
16	35,50	23,80	11,80	0,085
17	39,90	26,80	12,70	0,097
18	44,30	29,70	14,30	0,112
19	37,00	42,20	20,90	0,184
20	37,80	35,30	55,70	0,628
21	41,00	38,20	59,30	0,707
22	44,20	41,20	62,90	0,791
23	47,50	44,10	66,40	0,876

Tabulasi nilai *failure indices* dari model 2 berdasarkan hasil perhitungan disajikan dalam Tabel 2. Dari tabel 2 dapat dilihat bahwa nilai *failure indices* maksimum yang terjadi pada model 2 yaitu terjadi pada layer 23 dengan nilai sebesar 3,467. Hal tersebut menunjukkan bahwa model 2 tidak aman dalam menerima pembebanan yang terjadi.

Tabel 2. Tabulasi Nilai *Failure Indices* Model 2

<i>Layer</i>	σ_1 (MPa)	σ_2 (MPa)	τ_{12} (MPa)	<i>FI</i>
1	55,20	47,40	63,30	3,270
2	51,70	44,60	60,10	2,977
3	48,20	41,80	56,90	2,698
4	44,70	39,00	53,60	2,425
5	23,20	57,30	24,10	1,286
6	61,10	19,00	21,20	0,592
7	56,10	17,30	19,70	0,525
8	51,10	15,70	18,30	0,466
9	46,00	14,00	16,80	0,405
10	16,80	4,55	10,00	0,136
11	14,80	3,93	9,08	0,115
12	0,01	0,00	0,02	0,000
13	9,10	5,11	6,00	0,105
14	10,90	6,13	6,57	0,126
15	31,00	20,80	10,90	0,410
16	35,50	23,80	11,80	0,472
17	39,90	26,80	12,70	0,534
18	44,30	29,70	14,30	0,608
19	37,00	42,20	20,90	0,953
20	37,80	35,30	55,70	2,509
21	41,00	38,20	59,30	2,814

Layer	σ_1 (MPa)	σ_2 (MPa)	τ_{12} (MPa)	FI
22	44,20	41,20	62,90	3,137
23	47,50	44,10	66,40	3,467

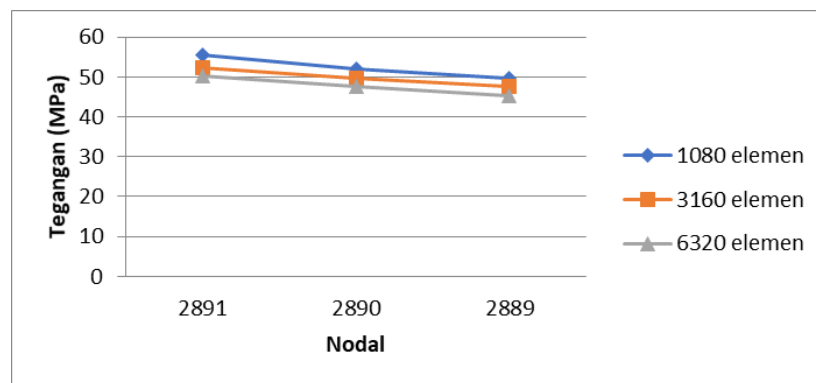
Dari hasil nilai *failure indices* menunjukkan bahwa struktur komposit *main landing gear* PUNA model 1 lebih kuat dibandingkan dengan model 2 ketika menerima pembebanan.

C. Uji Konvergensi Model

Uji konvergensi ditujukan untuk melihat tren tegangan yang terjadi akibat perubahan jumlah mesh. Tren yang baik adalah rentang tegangan variasi jumlah *mesh* (elemen) menunjukkan konvergensi (mengerucut). Adapun variasi jumlah elemen yang digunakan adalah 1.080 elemen, 3.160 elemen dan 6.320 elemen. Berdasarkan tabel 3, didapatkan hasil bahwa tren tegangan dengan variasi jumlah *mesh* (elemen) pada model 1 menunjukkan konvergensi (persentase semakin kecil).

Tabel 3. Perbandingan Hasil Tegangan Variasi Jumlah Elemen Model 1

Nodal	Tegangan Hasil FEM (MPa)					
	1.080 elemen	3.160 elemen	Persentase	3.160 elemen	6.320 elemen	Persentase
2.891	55,4	52,3	5,60%	52,3	50,2	4,02%
2.890	52,1	49,7	4,61%	49,7	47,5	4,43%
2.889	49,6	47,5	4,23%	47,5	45,3	4,63%



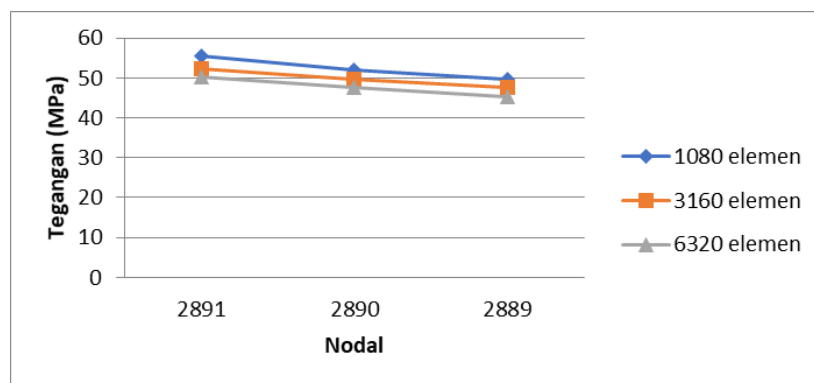
Gambar 4. Tegangan Model 1 dengan Variasi Jumlah Elemen

Berdasarkan gambar 4, menunjukkan bahwa dengan bertambahnya jumlah elemen berdampak pada nilai tegangan yang terjadi. Tegangan yang terjadi pada model 1 adalah tegangan tarik dilihat dari notasi nilai positif pada nilai tegangan yang terjadi.

Tabel 4. Perbandingan Hasil Tegangan Variasi Jumlah Elemen Model 2

Nodal	Tegangan Hasil FEM (MPa)					
	1.080 elemen	3.160 elemen	Persentase	3.160 elemen	6.320 elemen	Persentase
2.891	56,7	59,4	4,76%	59,4	62,4	5,05%
2.890	53,4	56,7	6,18%	56,7	60,3	6,35%
2.889	50,3	53,7	6,76%	53,7	57,4	6,89%

Berdasarkan tabel 4, didapatkan hasil bahwa tren tegangan dengan variasi jumlah *mesh* (elemen) pada model 2 menunjukkan konvergensi (persentase semakin kecil). Berdasarkan gambar 5, menunjukkan bahwa dengan bertambahnya jumlah elemen berdampak pada nilai tegangan yang terjadi. Tegangan yang terjadi pada model 2 adalah tegangan tarik dilihat dari notasi nilai positif pada nilai tegangan yang terjadi.



Gambar 5. Tegangan Model 2 dengan Variasi Jumlah Elemen

Secara keseluruhan, rentang tegangan variasi jumlah *mesh* (elemen) dari kedua model menunjukkan konvergensi (mengerucut), sehingga model 1 dan model 2 dapat digunakan. Adapun jumlah elemen yang dapat digunakan agar mendapatkan hasil lebih baik yaitu dengan menggunakan jumlah elemen 6.320 elemen atau lebih.

D. Interpretasi Hasil

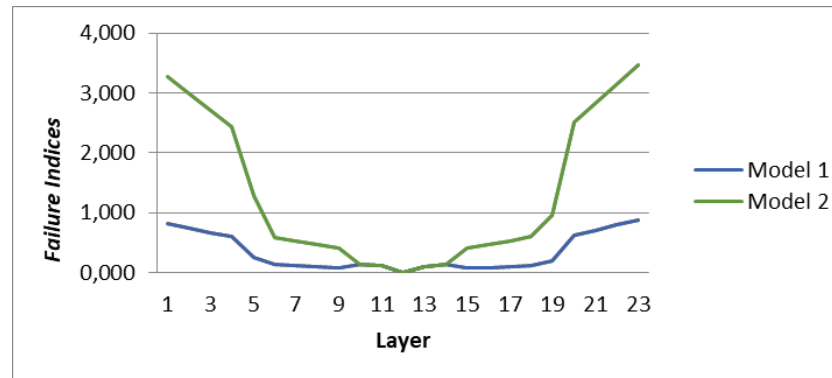
Dari hasil analisis FEM yang disajikan pada tabel 1, maka dapat disimpulkan bahwa model 1 lebih handal dibandingkan dengan model 2 untuk pengaplikasian pada struktur *main landing gear* PUNA karena kekuatan material *carbon epoxy* lebih tinggi dibanding *Eglass epoxy* sehingga model 1 akan lebih kuat dalam menahan beban yang terjadi dibanding dengan model 2. Agar lebih jelas, berikut tabel perbandingan hasil model 1 dan model 2.

Selain itu, bisa juga dibuktikan dengan indikator *failure indices* yang terlihat pada gambar 6. Berdasarkan gambar tersebut, nilai *failure indices* model 1 lebih kecil dibandingkan dengan model 2 yang menunjukkan bahwa model 1 memiliki kekuatan lebih besar. Di samping itu, model 1 memiliki massa yang lebih ringan yakni 3,8 kg dibandingkan dengan model 2 dengan massa 4,1 kg. Dari hasil tersebut dapat disimpulkan bahwa akan lebih baik memilih model 1 dalam pengaplikasiannya untuk *main landing gear* PUNA. Adapun nilai *failure indices* paling kecil terjadi pada layer

12 (*balsa core*). Hal itu dikarenakan *balsa core* mempunyai ketebalan relatif besar sehingga tegangan yang terjadi relatif lebih kecil dibanding lamina lainnya.

Tabel 5. Perbandingan Hasil Model 1 dan Model 2

Model	Massa (kg)	Tegangan maksimum yang terjadi (MPa)			Failure Indices
		σ_1	σ_2	τ_{12}	
1	3,8	47,50	44,10	66,40	0,876
2	4,1	47,50	44,10	66,40	3,467



Gambar 6. Grafik *Failure Indices* Model

KESIMPULAN

Berdasarkan hasil dan pembahasan di atas, dapat disimpulkan bahwa nilai kritis *failure indices* yang terjadi pada struktur komposit *main landing gear* PUNA akibat beban statik maksimum pada model 1 senilai 0,876 (menunjukkan bahwa struktur aman) sedangkan model 2 senilai 3,467 (menunjukkan bahwa struktur tidak aman). Dari evaluasi kriteria kegagalan tersebut, maka model 1 lebih layak untuk dipilih dalam pengaplikasiannya pada struktur *main landing gear* PUNA dilihat dari nilai *failure indices* yang lebih kecil dari model 2 (menunjukkan bahwa model 1 lebih kuat). Selain itu, model 1 memiliki massa lebih ringan dari model 2 yakni sebesar 3,8 kg.

UCAPAN TERIMA KASIH

Dengan segala kerendahan hati, pada kesempatan ini penulis juga mengucapkan terima kasih kepada: Ir. Djarot Wahyu Santoso, M.T, Hendrix Noviyanto Firmansyah, S.T, M.T, dan Drs. Mohamad Dahsyat, M.M.

DAFTAR PUSTAKA

- Baker, A., Dutton, S., Kelly, D. (2004). *Composite Materials for Aircraft Structures 2nd Edition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.
- Campbell, F.C. (2010). *Introduction to Composite Materials (Structural Composite Materials)*. ASM International.

- Dahsyat, M. dkk. (2006). BPPT: Renstra PTIPK dan RKAKL DIPA
- Gibson, F.R. (1994). *Principles of Composite Material Mechanics*. McGraw-Hill Singapore.
- Hadi, B.K. (2012). *Catatan Kuliah : Mekanika Struktur Komposit*. ITB.
- Halqi, I. (2015). *Analisis Tegangan dan Optimasi Massa Struktur Pada Komponen Tailboom Pesawat Udara Nir Awak LSU-05 Menggunakan Software MSC Patran/Nastran*. STTA.
- Handayanu. (2010). *Metode Elemen Hingga*. ITS.
- Indrakto, R.T. (2007). *Analisis Pembebanan Statik dengan Variasi Temperature pada Connecting Rod Motor Honda Tipe Grand 100 cc Dengan Material Baja AISI 1006, AISI 1040 dan AISI 1070 Menggunakan Software CATIA V5R14*. Fakultas Teknik UNS.
- Jones, R.M. (1999). *Mechanics of Composite Materials 2nd Edition*. Taylor & Francis Ltd. Gunpowder Square.
- Karsidi, A. (2014). *Indonesia Memiliki 13.466 Pulau yang Terdaftar dan Berkoordinat*. Badan Informasi Geospasial (BIG).
- Katili, I. (2008). *Metode Elemen Hingga Untuk Skeletal*. Raja Grafindo Persada.
- MIL-HDBK-17-2F. (2002). *Composite Materials Handbook: Volume 2. Polymer Matrix Composites Materials Properties*. Department of Defense Handbook.
- Nayiroh, N. (2012). *Teknologi Material Komposit*. Jakarta.
- Niu, Michael C.Y.(1997). *Airframe Stress Analysis and Sizing*, Conmilit Press Ltd. Hong Kong.
- Sadraey, M. (2004). *Chapter 9: Landing Gear Design*. Daniel Webster College.
- Sidabalok, Y. (2015). *Analisis Tegangan dan Optimasi Massa Struktur Komposit Nose Landing Gear Pesawat LSU-05 Menggunakan Software MSC Patran/Nastran*. STTA.
- Wijaya, A. (2014). *Analisa Kekuatan Main Landing Gear Back Up Structure Pada Pesawat R80 Menggunakan MSC Patran/Nastran*. STTA.