

# BUCKLING ANALYSIS OF ISOTROPIC PLATES (AL 2024-T3) AND QUASI-ISOTROPIC PLATES (CARBON/EPOXY T300/5208)

Dwi Hartini<sup>1</sup>, Hendrix Noviyanto F.<sup>2</sup>, Muh. Nadlah Arifqi M.<sup>3</sup>, M.Ridlo E.Nasution<sup>4</sup>

<sup>1,3</sup>Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta, Indonesia

<sup>2</sup>Universitas Negeri Semarang, Semarang, Indonesia

mdwihartini@ymail.com<sup>1</sup>

## Abstract

*Buckling is a condition where an object is bent due to the application of a compression (compressive) load on the object. Buckling often occurs in thin-walled structures such as plates. This study aims to determine the buckling strength of isotropic and quasi-isotropic plates. The method used is the Finite Element Method (MEH). The isotropic material uses aluminum 2024-T3, while the quasi-isotropic material uses carbon/epoxy T300-5208 with a  $[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$  laminate arrangement. Modeling and analysis using MSC software. The buckling analysis results show the critical buckling stress value on the isotropic plate is and on the quasi-isotropic plate is and is still within safe limits when viewed from the Buckling Load Factor (BLF) with a value  $>1$ .*

**Keyword:** Buckling, plates, isotropic, quasi-isotropic

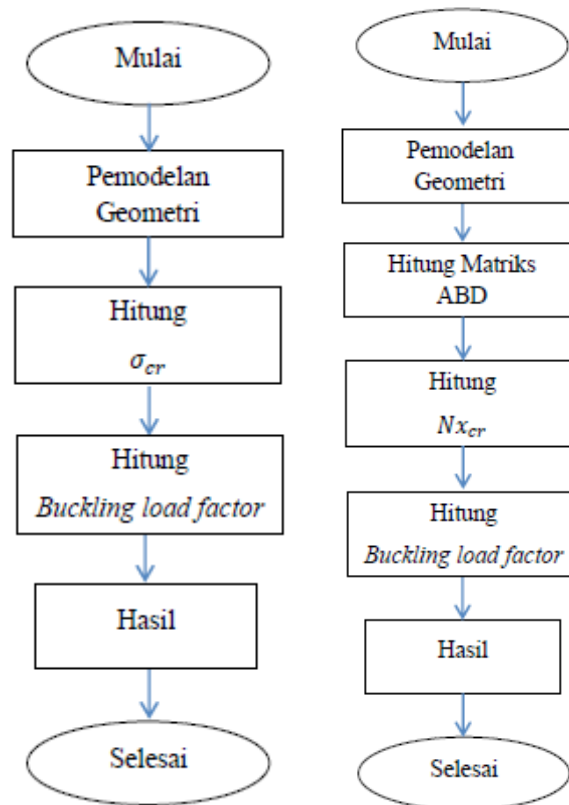
## 1. Pengantar

*Buckling* adalah kondisi di mana suatu benda bengkok akibat penerapan beban kompresi (tekan) pada benda tersebut. Dalam dunia penerbangan sering kita jumpai fenomena *buckling* pada bagian pesawat tertentu. Pada penelitian yang menganalisis panel *wingbox* bagian *upper skin* pesawat RQ-4 NASA Global Hawk terhadap *buckling*, *wingbox* bagian *upper skin* disederhanakan dari pelat yang memiliki kelengkungan mengikuti bentuk airfoil menjadi pelat datar persegi panjang. Hal ini berakibat pada beban kritis yang dihasilkan pelat datar lebih kecil daripada pelat dengan kelengkungan [1]. Penyederhanaan geometri panel *wingbox skin* menjadi pelat datar cukup valid mengingat pelat datar mempunyai momen inersia yang lebih kecil dan beban kritis yang dihasilkan lebih kecil daripada pelat dengan kelengkungan [2]. Dengan kata lain, perhitungan beban kritis dengan pelat datar dapat memperoleh hasil yang konservatif.

*Buckling* bisa terjadi pada semua material baik itu material *isotropic* maupun *anisotropic* (*quasi-isotropic*). Material *isotropic* adalah material yang memiliki kesamaan sifat dari segala arah, sedangkan material *anisotropic* adalah material yang mempunyai sifat berbeda, dimana sifat-sifatnya berubah dengan perubahan arah, yang berarti merupakan fungsi arah. Material *quasi-isotropic* merupakan material *anisotropic* yang mempunyai sifat seperti *isotropic* dan dicirikan dengan susunan lapisan  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$  atau  $[0^\circ/-60^\circ/+60^\circ]_s$ . Kedua material tersebut diaplikasikan pada material pelat datar untuk dianalisis. Penelitian ini bertujuan untuk mendapatkan nilai tegangan kritis *buckling* (*critical buckling stress*) dan kekuatan *buckling* pada pelat *isotropic* dan *quasi-isotropic*.

## 2. Metodologi Penelitian

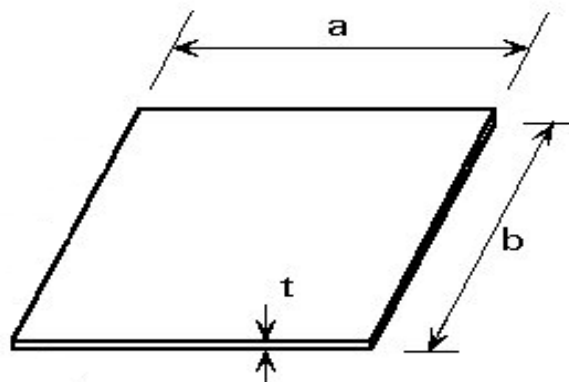
Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah *Finite Element Method* (FEM). Penelitian ini dimulai dengan pemodelan dan analisis struktur menggunakan *software*, kemudian dari hasil analisis akan ditentukan respon struktur dalam bentuk tegangan kritis *buckling* (*Critical Buckling Stress*). Langkah selanjutnya menghitung *Buckling Load Factor* (BLF) / *Buckling Factor of Safety* (BFS) sebagai indikator faktor keamanan terhadap beban *buckling*.



Gambar 1. Diagram Alir Analisis *Buckling* (a) Pelat *Isotropic* (b) Pelat *Quasi-Isotropic*

### a. Objek Penelitian

Objek penelitian yang digunakan adalah pelat datar dengan dimensi pelat diasumsikan  $a \times b \times t = 100 \text{ mm} \times 50 \text{ mm} \times 8 \text{ mm}$  [3].



Gambar 2. Dimensi Pelat

### b. Material

Material *isotropic* yang digunakan dalam penelitian ini adalah Alumunium 2024-T3, sedangkan untuk material komposit menggunakan Carbon/Epoxy T300/5208 jenis *quasi-isotropic* dengan susunan  $[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ . Tabel 1 dan 2 menampilkan *material properties* dari kedua material tersebut.

Tabel 1. *Properties* Alumunium 2024-T3 [4]

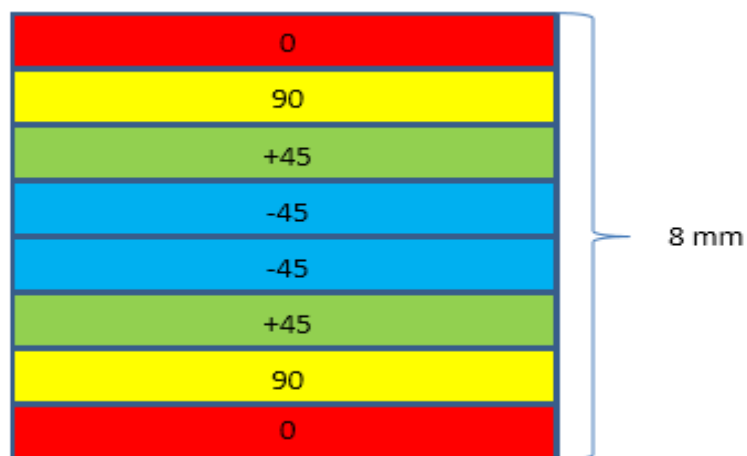
Parameter	Value	Unit
Elastic Modulus	73100	Mpa
Poisson Ratio	0,33	-
Density	2780	kg/m <sup>3</sup>

Tabel 2. *Properties Carbon/Epoxy T300-5208 (Unidirectional)* [5]

Properties	Value	Unit
Density	1600	kg/m <sup>3</sup>
Elastic Modulus 11	181000	Mpa
Elastic Modulus 22	10300	MPa
Shear Modulus 12	7170	MPa
Poisson Ratio12	0,28	-
Tension Stress Limit 11	1500	MPa
Compress Stress Limit 11	1500	Mpa
Tension Stress Limit 22	40	MPa
Compress Stress Limit 22	246	MPa
Shear Stress Limit	68	MPa

### c. Konfigurasi Pelat Laminat

Pelat laminat yang dianalisis adalah pelat laminat dengan susunan *quasi-isotropic*. Pelat tersebut dicirikan dengan susunan lapisan  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$  atau  $[0^\circ/-60^\circ/+60^\circ]_s$  (gambar 3). Jumlah lapisan yang digunakan adalah 8 lapis, dimana setiap lapis memiliki ketebalan 1 mm, sehingga total ketebalan laminat adalah 8 mm.



Gambar 3. Susunan Laminat  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$

#### d. Kondisi Batas

Analisis *buckling* yang dilakukan pada pelat datar hanya mendapat beban kompresi saja. Modus *buckling* akibat beban geser dan *bending* tidak dianalisis dalam penelitian ini. Kondisi batas pada pelat ini adalah *simply supported* di tiap sisinya (*all edges supported*). Kondisi batas ini dipilih karena akan menghasilkan koefisien *buckling* kompresi yang paling kecil dibandingkan dengan kondisi batas lainnya. Dengan menggunakan kondisi batas ini, maka beban kritis *buckling* pada pelat yang didapat akan lebih aman dibandingkan kondisi batas lainnya.

#### e. Matriks ABD [2]

Matriks ABD adalah matriks kekakuan pada laminat yang terdiri dari matriks A (matriks kekakuan panjang), matriks B (matriks kekakuan kopel) dan matriks D (matriks kekakuan *bending*). Matriks ABD ditentukan dengan persamaan 1 sampai dengan 3.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n C'_{ijk} (z_k - z_{k-1}) \quad (1)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n C'_{ijk} (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n C'_{ijk} (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (3)$$

#### f. Buckling pada Pelat Isotropic [6]

Tegangan kritis *buckling* (*Critical Buckling Stress*) pada pelat *isotropic* dihitung menggunakan persamaan 4.

$$\sigma_{cr} = K \frac{E}{1-\nu^2} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad (3)$$

Dimana,

koefisien *buckling* tergantung rasio  $\frac{a}{b}$ ,  $\sigma_{cr}$  = tegangan kritis *buckling*, E = modulus elastisitas, t = tebal pelat,  $\nu$  = *poisson ratio*, b = lebar pelat, a = panjang pelat.

#### g. Buckling pada Pelat Komposit [2]

Untuk pelat datar komposit laminat simetri dengan kondisi batas *simply supported* yang diberi beban kompresi, dan dengan menggunakan beberapa asumsi deformasi geser transversal diabaikan, perpindahan yang terjadi kecil jika dibandingkan dengan tebal pelat, regangan yang terjadi kecil dan bersifat linier, beban yang terjadi hanya pada arah x saja, artinya terjadi gaya kompresi dalam arah x saja, beban kritis *buckling* dihitung menggunakan persamaan 5.

$$N_{x_{cr}} = \pi^2 \left[ D_{11} \left( \frac{m}{a} \right)^2 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left( \frac{1}{b} \right)^2 + D_{22} \left( \frac{1}{b} \right)^4 \left( \frac{a}{m} \right)^2 \right] \quad (3)$$

Dimana,

$N_{x_{cr}}$  beban kritis *buckling*, m = jumlah lengkungan searah terhadap arah beban, d = matriks kekakuan lentur, b = lebar pelat pelat, a = panjang pelat.

**h. Analisis Buckling pada Software[7]**

Hasil analisis dengan *software* Patran/Nastran menghasilkan *output* berupa nilai *eigenvalue*. Berdasarkan nilai *eigenvalue* tersebut dapat dihitung nilai tegangan kritis *buckling* berdasarkan persamaan 6.

$$\sigma_{cr} = \lambda P \quad (6)$$

Dimana,

$\sigma_{cr}$  = tegangan kritis *buckling*,  $\lambda$  = *eigenvalue*, P = beban per satuan luas

**i. Buckling Load Factor (BLF) / Buckling Factor of Safety (BFS) [8]**

*Buckling Load Factor* (BLF) / *Buckling Factor of Safety* (BFS) adalah indikator faktor keamanan terhadap beban *buckling* atau rasio beban kritis *buckling* terhadap beban yang terjadi (*applied load*).

$$BLF = \frac{\text{Critical Load}}{\text{Applied Load}} = \frac{F_{cr}}{F} \quad (3)$$

Untuk menyatakan aman dari *buckling*, nilai BLF > 1 .

**j. Pembebanan [8]**

Besar beban/gaya kompresi yang diberikan pada pelat sebesar . Dengan luas penampang  $A = b \times t = 4 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ , sehingga diperoleh beban per satuan luas  $P = 2.5 \times 10^4 \text{ N/m}^2$ .

**3. Hasil dan Pembahasan****a. Hasil Analisis Software**

Hasil analisis *Software* Patran/Nastran menunjukkan *eigenvalue* dari pelat *isotropic* sebesar 215.48 (gambar 4). Sedangkan untuk hasil analisis pelat *quasi-isotropic* *eigenvalue*nya sebesar 201.45 (gambar 5).

**b. Perhitungan Tegangan Kritis Buckling dan Beban Kritis Buckling pada Pelat Isotropic**

Berdasarkan *eigenvalue* dari *software* Patran/Nastran, nilai tegangan kritis *buckling*nya sebesar  $\sigma_{cr} = \lambda P = 5.387 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ . Sedangkan untuk nilai beban kritis *buckling*nya sebesar  $F_{cr} = \sigma_{cr} A = 2.155 \times 10^3 \text{ N}$ .

Menggunakan perhitungan analitik, nilai tegangan kritis *buckling*nya sebesar  $\sigma_{cr} = K \frac{E}{1 - \nu^2} \left( \frac{t}{b} \right)^2 = 6.909 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ . Sedangkan untuk nilai beban kritis *buckling*nya sebesar  $F_{cr} = \sigma_{cr} A = 2.764 \times 10^3 \text{ N}$ . Hasil menunjukkan perbedaan perhitungan *software* dengan analitik sebesar 22.03%.

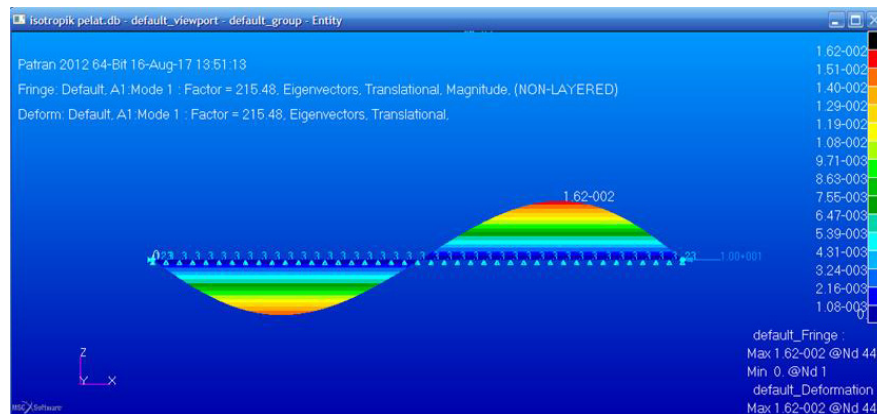
**c. Perhitungan Tegangan Kritis Buckling dan Beban Kritis Buckling pada Pelat Quasi – Isotropic**

Berdasarkan *eigenvalue* dari *software* Patran/Nastran, nilai tegangan kritis *buckling*nya sebesar  $\sigma_{cr} = \lambda P = 5.036 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ . Sedangkan untuk nilai beban kritis *buckling*nya sebesar  $F_{cr} = \sigma_{cr} A = 2.014 \times 10^3 \text{ N}$ .

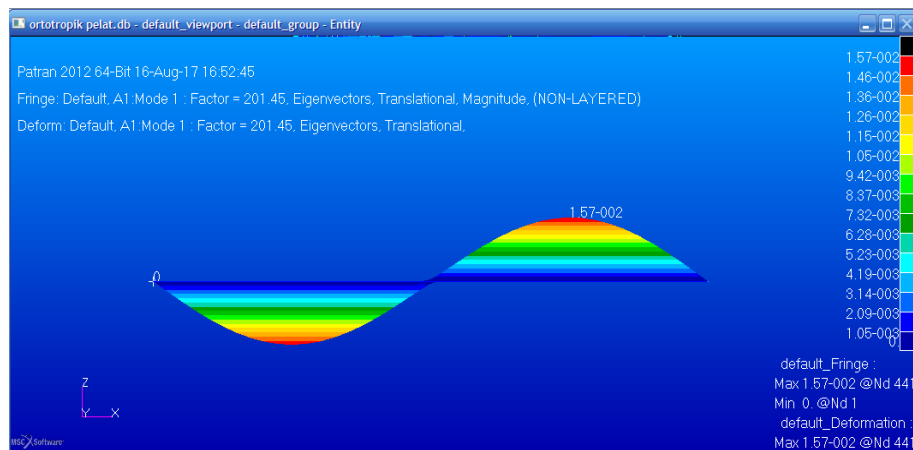
Menggunakan perhitungan analitik, nilai tegangan kritis bucklingnya didapat dengan menghitung beban kritis buckling dalam satuan terlebih dahulu, yaitu dengan persamaan 2,

$$2, N_{x_{cr}} = \pi^2 \left[ D_{11} \left( \frac{m}{a} \right)^2 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left( \frac{1}{b} \right)^2 + D_{22} \left( \frac{1}{b} \right)^4 \left( \frac{a}{m} \right)^2 \right] = 4.149 \times 10^4 \text{ N/m}.$$

Berdasarkan hasil tersebut didapat juga nilai  $\sigma_{cr} = N_{x_{cr}} \frac{1}{t} = 5.187 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ . Sedangkan untuk nilai beban kritis bucklingnya sebesar  $F_{cr} = \sigma_{cr} A = 2.07 \times 10^3 \text{ N}$ . Hasil menunjukkan perbedaan perhitungan software dengan analitik sebesar 2.9%.



Gambar 4. Hasil Analisis *Software* Patran/Nastran pada Pelat *Isotropic*



Gambar 5. Hasil Analisis *Software* Patran/Nastran pada Pelat *Quasi-Isotropic*

#### d. Perhitungan Buckling Load Factor (BLF) / Buckling Factor of Safety (BFS)

Nilai *Buckling Load Factor* (BLF) / *Buckling Factor of Safety* (BFS) dihitung menggunakan persamaan 4. Pada pelat *isotropic* nilai  $BLF = \frac{\text{Critical Load}}{\text{Applied Load}} = \frac{F_{cr}}{F} = 201.4$ , sedangkan pada pelat *quasi-isotropic* nilai .

#### 4. Kesimpulan

Nilai BLF pada kedua pelat menunjukkan bahwa nilai  $BLF > 1$  yang berarti kedua pelat tersebut, baik pelat *isotropic* dan *quasi-isotropic* aman dari *buckling* terhadap pembebanan yang diberikan.

## Daftar Pustaka

- [1] Permana, Indra. 2013. *Analisis Buckling dan Flutter Sayap Pesawat Komposit dengan Aspek Rasio Tinggi*. Tesis Program Magister, Institut Teknologi Bandung.
- [2] Hadi, B. K. 2000. *Mekanika Struktur Komposit*. Bandung: Penerbit ITB.
- [3] Sumarjanto, A. P. 2013. *Faktor Konsentrasi Tegangan pada Pelat Orthotropik Berlubang dengan Pin-Loaded*. Skripsi Program Sarjana, Institut Teknologi Bandung.
- [4] Ghofur, M.A. 2013. *Perancangan Awal Sayap Pesawat Komposit dengan Aspek Rasio Tinggi*. Tesis Program Magister, Institut Teknologi Bandung.
- [5] IL-HDBK-17-2F, 2002. *Composite Materials Handbook : Volume 2. Polymer Matrix Composites Materials Properties*. Department of Defense Handbook.
- [6] Young, C. W., Budynas, G. R. *Roark's Formulas for Stress and Strain*, Seventh Edition. Mc Graw Hill.
- [7] Febrinaldy, Budi. *Finite Element Models and Verification using MSC Patran/Nastran*. Bandung.
- [8] [https://help.solidworks.com/2012/English/SolidWorks/cworks/Buckling\\_Load\\_Factor.htm](https://help.solidworks.com/2012/English/SolidWorks/cworks/Buckling_Load_Factor.htm). Diakses pada tanggal 28 Desember 2022 jam 16.15 WIB.