

## ANALISA STATIS STRUKTUR WING BOX PESAWAT UDARA DENGAN EQUIVALENT PLATE MODEL

\*Galih Gugus Setyoaji<sup>1</sup>, Ismoyo Haryanto<sup>2</sup>, Achmad Widodo<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

<sup>2</sup>Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Sudharto, SH., Tembalang-Semarang 50275, Telp. +62247460059

\*E-mail: galihguguss@gmail.com

### Abstrak

Sayap adalah salah satu bagian pesawat. Fungsi sayap adalah alat yang digunakan sebagai pembangkit Gaya aerodinamika untuk mengontrol gerakan benda sewaktu berada pada medium fluida. Maka dari itu struktur sayap pesawat haruslah memiliki kekuatan dan kemampuan yang baik untuk mengangkat pesawat, kriteria ini harus dipertimbangkan sejak dari tahap desain bentuk sayap pesawat. Desain sayap pesawat harus dibuat dengan sebaik mungkin untuk bisa menahan tegangan dan defleksi yang terjadi ketika terbang. Salah satu metode analisis desain sayap pesawat adalah menggunakan Finite Element Method (FEM). Namun nilai yang ditampilkan dari FEM hanya menghasilkan nilai yang terbatas pada nodal-nodal atau titik-titik yang tersebar pada permukaan benda. Metode lain untuk melengkapi FEM adalah Equivalent Plate Model, yaitu sebuah permodelan multi-plate berdasarkan metode Ritz dan teknik ini dikembangkan untuk memodelkan konfigurasi sayap kompleks yang dibentuk oleh segmen sayap pesawat yang berbeda. Dalam kasus ini, konfigurasi sayap terbang dimodelkan menggunakan dua pelat dan dari hasil yang diperoleh antara EPM dan FEM menghasilkan nilai error rata-rata 2.98% untuk defleksi yang terjadi dan 6.06% untuk tegangan. Berdasarkan hasil pengujian tadi dapat dikatakan bahwa EPM bisa menjadi metode alternatif selain FEM

**Kata kunci:** sayap pesawat; Equivalent Plate Model; metode elemen hingga; defleksi; tegangan

### Abstract

*Wing is an important part of the aircraft. The function of the wing is used for generating aerodynamic force to control the movement of objects while being in a fluid medium. Therefore the aircraft wing structure must have strength and good ability to lift the aircraft. These requirements have to be considered since in the design phase of the wing shape of the aircraft. Aircraft wing design should be made as good as possible to be able to hold the stresses and deflections which occur when flying. One method of analyzing for design of aircraft wings is using Finite Element Method (FEM). However using FEM the results will displayed limited only on nodes or points spread on the surface of the object. Another method to complete the FEM is Equivalent Plate Model, which is a multi-plate modeling based on the Ritz method and this technique was developed to model the complex wing configuration formed by different segments of aircraft wings. In this case, the wing configuration was modeled using a plate and by comparing to the FEM, the EPM give average error 2.98% for deflection that happen and 6.06% for stress in the root. Based on these result EPM can be as alternative method besides FEM.*

**Keywords:** airplane wings; Equivalent Plate Model; finite element method; deflections; stress

### 1. Pendahuluan

Analisa merupakan hal yang penting dalam mendesain suatu struktur, karena sebelum membuat struktur nyata tersebut perlu diketahui parameter yang mempengaruhi struktur dan fenomena yang dialami oleh struktur tersebut. Analisa digunakan sebagai prediksi awal yang digunakan untuk mengetahui apakah struktur yang dibuat dapat dioperasikan pada kondisi operasi aktual dari struktur yang dibuat. Hasil analisa digunakan untuk evaluasi dari desain yang dibuat apakah telah sesuai atau tidak sehingga menghindari dalam salah desain

Dewasa ini banyak berkembang metode analisa numerik yang digunakan untuk menganalisa suatu struktur. Metode analisa numerik yang digunakan biasanya dengan membagi komponen yang akan dianalisa menjadi elemen – elemen kecil yang biasa kita kenal dengan *Finite Element Method*. *Finite Element Methode* biasanya digunakan untuk mengetahui distribusi tegangan dan defleksi pada suatu komponen. Namun, nilai dari hasil analisa menggunakan *Finite Element Methode* hanya terbaca pada titik nodal, sehingga ketika ingin mengetahui nilai disembarang titik pada struktur harus dilakukan interpolasi terlebih dahulu. Hal ini akan menjadi masalah ketika beban aerodinamika akan dilibatkan dalam analisis, karena beban tersebut tidak selalu bekerja tepat di titik nodal. Sekarang ini dikembangkan sebuah

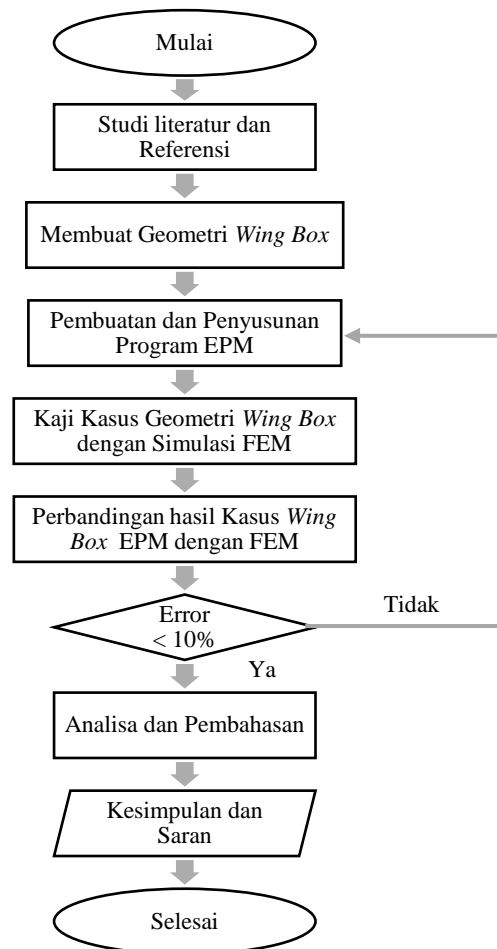
metode analisa alternatif khusus digunakan untuk benda yang yang berbentuk pelat, seperti turbin *blade* dan sayap pesawat terbang. Metode ini disebut dengan *Equivalent Plate Model*.

*Equivalent Plate Model* yaitu suatu metode yang digunakan untuk menganalisa fenomena yang terjadi pada struktur yang berbentuk pelat dengan cara membagi struktur tersebut menjadi beberapa segmen. Hasil dari analisa menggunakan *Equivalent Plate Model* merupakan nilai yang bersifat kontinyu, sehingga ketika memerlukan nilai disembarang titik pada suatu struktur berbentuk pelat tidak perlu dilakukan interpolasi terlebih dahulu, namun dapat terbaca langsung. *Equivalent Plate Model* merupakan metode yang sangat praktis dalam menganalisa struktur berbentuk pelat. Oleh karena itu, dalam karya ilmiah ini akan dilakukan penyusunan program *Equivalent Plate Model* dengan *software* MATLAB yang bertujuan untuk penggunaan dalam analisa *wing box*. Komputasi *Equivalent Plate Model* ini mencakup analisa defleksi dan tegangan yang terjadi pada sayap pesawat, validasi dilakukan dengan *software* ANSYS 14.5.

## 2. Bahan dan Metode Penelitian

### 2.1 Diagram Alir Penelitian

Pada penelitian ini langkah-langkah pengujian mengacu pada diagram alir seperti pada Gambar 1 berikut:



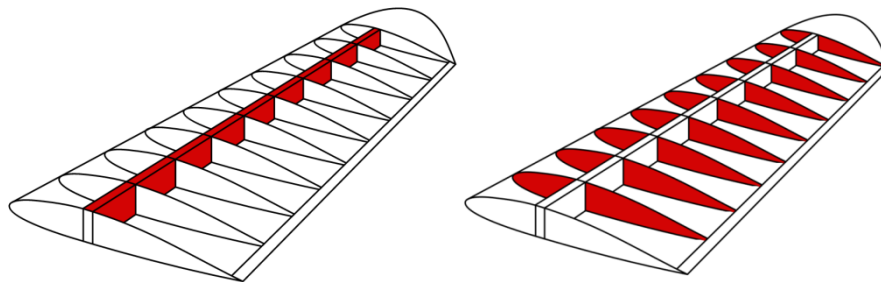
Gambar 1. Diagram alir penelitian

### 2.2 Sayap Pesawat

Sayap (pesawat) adalah airfoil yang disambungkan di masing-masing sisi badan pesawat dan merupakan permukaan yang mengangkat pesawat di udara. Terdapat berbagai macam rancangan sayap, ukuran dan bentuk yang digunakan oleh pabrik pesawat. Setiap rancangan sayap memenuhi kebutuhan dari kinerja yang diharapkan untuk rancangan pesawat tertentu. Kontrol gerakan pesawat pada berbagai macam kecepatan, Gaya angkat yang dihasilkan, keseimbangan dan stabilitas sebuah pesawat bergantung pada sayap. Sayap pesawat dapat menempel pada badan pesawat, bisa di atas, di tengah ataupun di bawah [1].

Sayap pesawat dirancang untuk mengangkatnya ke udara. Desain sayap juga berbeda untuk tiap pesawat tergantung pada sejumlah faktor, seperti ukuran, berat, penggunaan pesawat, kecepatan yang diinginkan dalam penerbangan dan tingkat ketinggian yang diinginkan [2]. Struktur utama dari bagian sayap adalah *spar*, *rib* dan *skin* (Gambar 2). *Spar* adalah bagian struktur utama sayap yang memanjang parallel terhadap sumbu lateral, tempat

pemasangan *rib*. Kemudian *Rib* atau "tulang rusuk" adalah struktur sayap yang berbentuk airfoil, yang memberi bentuk lengkung terhadap sayap tersebut. *Rib* menentukan bentuk dan ketebalan dari sayap. Sedangkan *Skin* disini digunakan sebagai *wing covering* atau penutup dari semua *rib*, dan *spar* guna membentuk *fuselage* sayap pesawat yang *streamline* [3].



Gambar 2. *Spars* dan *Ribs*

### 2.3 Penyusunan Program MATLAB

Sebelum pembuatan program equivalent plate model maka diperlukan penyusunan formulasi yang digunakan dalam menginput program di MatLab. Program ini disusun oleh beberapa matriks yang berasal dari polynomial dan konstanta yang telah ditentukan. Dimulai dengan transformasi pelat yang dirumuskan dengan Matriks Jacobian:

$$x = \sum_{i=1}^4 N_i(\xi, \eta) x_i \quad (1)$$

$$y = \sum_{i=1}^4 N_i(\xi, \eta) y_i \quad (2)$$

$$[J] = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial x}{\partial \eta} \\ \frac{\partial y}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Matriks kekakuan didapat dengan dari persamaan energi regangan, matriks kekakuan ini digunakan untuk mendapatkan nilai defleksi dan tegangan yang terjadi. Matriks ini didapat persamaan sebagai berikut [4]:

$$U = \frac{1}{2} \iiint_V \{\sigma\}^T \{\epsilon\} dV \quad (4)$$

Berdasarkan hubungan tegangan dan regangan pada hukum hooke, persamaan menjadi seperti ini:

$$U = \frac{1}{2} \iiint_V \{\epsilon\}^T [D] \{\epsilon\} dV \quad (5)$$

matriks [D] merupakan matriks konstitutif dan matriks  $\{\epsilon\}$  merupakan matriks regangan, matriks  $\{\epsilon\}$  dalam fungsi x,y dicari dengan menggunakan matriks Jacobian yang telah diolah sehingga regangannya menjadi fungsi  $\xi, \eta$ . Tranformasi dari matriks regangan fungsi x, y kedalam fungsi  $\xi, \eta$  dapat dilihat pada persamaan berikut [4] :

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial \xi} \\ \frac{\partial f}{\partial \eta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial x} \\ \frac{\partial f}{\partial y} \end{Bmatrix} = [J]^T \begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial x} \\ \frac{\partial f}{\partial y} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial x} \\ \frac{\partial f}{\partial y} \end{Bmatrix} = ([J]^T)^{-1} \begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial \xi} \\ \frac{\partial f}{\partial \eta} \end{Bmatrix} = ([J]^{-1})^T \begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial \xi} \\ \frac{\partial f}{\partial \eta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{J}_{11} & \bar{J}_{12} \\ \bar{J}_{21} & \bar{J}_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial f}{\partial \xi} \\ \frac{\partial f}{\partial \eta} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

Sehingga matriks  $\{\epsilon\}$  didapat sebagai berikut:

$$\{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{J}_{11} & \bar{J}_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 & z\bar{J}_{11} & z\bar{J}_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \bar{J}_{12} & \bar{J}_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & z\bar{J}_{12} & z\bar{J}_{22} & 0 & 0 \\ \bar{J}_{11} & \bar{J}_{22} & \bar{J}_{11} & \bar{J}_{21} & 0 & 0 & z\bar{J}_{12} & z\bar{J}_{22} & z\bar{J}_{11} & z\bar{J}_{21} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{J}_{12} & \bar{J}_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{J}_{11} & \bar{J}_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \partial u_0 / \partial \xi \\ \partial u_0 / \partial \eta \\ \partial v_0 / \partial \xi \\ \partial v_0 / \partial \eta \\ \partial w_0 / \partial \xi \\ \partial w_0 / \partial \eta \\ \partial \phi_x / \partial \xi \\ \partial \phi_x / \partial \eta \\ \partial \phi_y / \partial \xi \\ \partial \phi_y / \partial \eta \\ \phi_x \\ \phi_y \end{Bmatrix} = [T]\{\varepsilon\} \quad (8)$$

dimana nilai matriks [C] tersebut adalah sebagai berikut:

$$[C] = \begin{bmatrix} [B_{IJ\xi\eta}] & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & [B_{KL\xi\eta}] & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [B_{MN\xi\eta}] & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & [B_{PQ\xi\eta}] & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & [B_{RS\xi\eta}] \\ 0 & 0 & 0 & \{B_{PQ}\}^T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \{B_{RS}\}^T \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$[B_{\mu\nu\xi\eta}] = \begin{bmatrix} B'_1(\xi)B_1(\eta) & B'_1(\xi)B_2(\eta) & \dots & B'_\mu(\xi)B_\nu(\eta) \\ B_1(\xi)B'_1(\eta) & B_1(\xi)B'_2(\eta) & \dots & B_\mu(\xi)B'_\nu(\eta) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\{B_{\mu\nu}\} = \{B_1(\xi)B_1(\eta) \quad B_1(\xi)B_2(\eta) \quad \dots \quad B_\mu(\xi)B_\nu(\eta)\}^T \quad (11)$$

Dengan mensubstitusi persamaan  $\{\varepsilon\}$  didapat persamaan berikut

$$U = \frac{1}{2} \iiint_V \{q\}^T [C]^T [T]^T [D] [T] [C] \{q\} dV \quad (12)$$

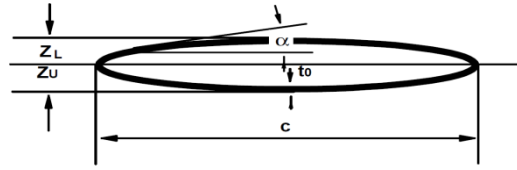
Sehingga persamaan matriks [K] yang diperoleh dari persamaan (12) yaitu sebagai berikut [4]:

$$[K] = \iiint_V [C]^T [T]^T [D] [T] [C] dV \quad (13)$$

Integrasi Numerik pada wing box:

- Skin

$$\iiint_V \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}) dV = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left( \int_{z_L - \frac{1}{2}t_L}^{z_L + \frac{1}{2}t_L} \mathbf{F} \cdot |J| d\mathbf{z} + \int_{z_U - \frac{1}{2}t_U}^{z_U + \frac{1}{2}t_U} \mathbf{F} \cdot |J| d\mathbf{z} \right) d\xi d\eta \quad (14)$$



Gambar 3. Skin

- Spar Cap

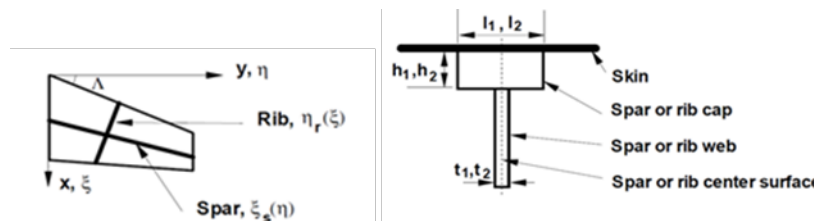
$$\iiint_V F(x, y, z) dx = \int_{-1}^1 d\eta \int_{\xi_S(\eta) - \frac{l_1}{c}}^{\xi_S(\eta) + \frac{l_1}{c}} d\xi \left( \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L}^{z_L + \frac{1}{2}t_L + h_1} + \int_{z_U - \frac{1}{2}t_U}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h_1} \right) F[x(\xi, \eta), y(\xi, \eta), z] \cdot |J| dz =$$

$$\int_{-1}^1 d\eta \int_{-1}^1 (l_1/c) d\xi \left( \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L}^{z_L + \frac{1}{2}t_L + h} + \int_{z_U - \frac{1}{2}t_U}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h} \right) F\{x[(l_1/c)\xi + \xi_S(\eta), \eta], y[(l_1/c)\xi + \xi_S(\eta), \eta], z\} \cdot |J| dz \quad (15)$$

- Spar web

$$\iiint_V F(x, y, z) dx dy dz = \int_{\xi_S - \frac{t_1}{c}}^{\xi_S + \frac{t_1}{c}} \int_{-1}^1 \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L + h_1}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h_1} F[x(\xi, \eta), y(\xi, \eta), z] \cdot |J| d\eta d\xi dz =$$

$$\int_{-1}^1 d\eta \int_{-1}^1 (t_1/c) d\xi \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L + h_1}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h_1} F\{x[(t_1/c)\xi + \xi_S(\eta), \eta], y[(t_1/c)\xi + \xi_S(\eta), \eta], z\} \cdot |J| dz \quad (16)$$



Gambar 4. Spar dan Rib

- Rib Cap

$$\iiint_V F(x, y, z) dx dy dz = \int_{-1}^1 \int_{\eta_r - \frac{l_2}{s}}^{\eta_r + \frac{l_2}{s}} \left( \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L}^{z_L + \frac{1}{2}t_L + h_1} + \int_{z_U - \frac{1}{2}t_U}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h_1} \right) F[x(\xi, \eta), y(\xi, \eta), z] \cdot |J| d\eta d\xi dz =$$

$$\int_{-1}^1 d\xi \int_{-1}^1 (l_2/s) d\eta \left( \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L}^{z_L + \frac{1}{2}t_L + h} + \int_{z_U - \frac{1}{2}t_U}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h} \right) F\{x[(l_2/s)\eta + \eta_r(\xi), \eta], y[(l_2/s)\eta + \eta_r(\xi), \eta], z\} \cdot |J| dz \quad (17)$$

- Rib Web

$$\iiint_V F(x, y, z) dx dy dz = \int_{-1}^1 \int_{\eta_r - \frac{t_2}{s}}^{\eta_r + \frac{t_2}{s}} \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L + h_2}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h_2} F[x(\xi, \eta), y(\xi, \eta), z] \cdot |J| d\eta d\xi dz =$$

$$\int_{-1}^1 d\xi \int_{-1}^1 (t_2/s) d\eta \int_{z_L + \frac{1}{2}t_L + h_2}^{z_U - \frac{1}{2}t_U - h_2} F\{x[\xi, (t_2/s)\eta + \eta_r(\xi)], y[\xi, (t_2/s)\eta + \eta_r(\xi)], z\} \cdot |J| dz \quad (18)$$

Sedangkan kondisi batas yang diberikan yaitu dengan memberikan nilai kekakuan pegas yang sangat besar pada root dari sayap pesawat, distribusi pegas yang diberikan disepanjang root yaitu dengan  $\xi, \eta$  ( $-1 \leq \xi \leq 1, \eta = -1$ ). Dari persamaan energi regangan didapat persamaan sebagai berikut [4]:

$$U_{spring} = \frac{1}{2} \{q\}^T [K_{spring}] \{q\} \quad (19)$$

$$[K_{spring}] = \text{diag} ([K_{ax}], [K_{ay}], [K_{az}], [K_{\phi_x}], [K_{\phi_y}]) \quad (20)$$

Dimana:

$$[K_{ax}] = \frac{1}{2} c_r \alpha_x \int_{-1}^1 \{B_{IJ}(\xi, -1)\} \{B_{IJ}(\xi, -1)\}^T d\xi$$

$$[K_{ay}] = \frac{1}{2} c_r \alpha_y \int_{-1}^1 \{B_{KL}(\xi, -1)\} \{B_{KL}(\xi, -1)\}^T d\xi$$

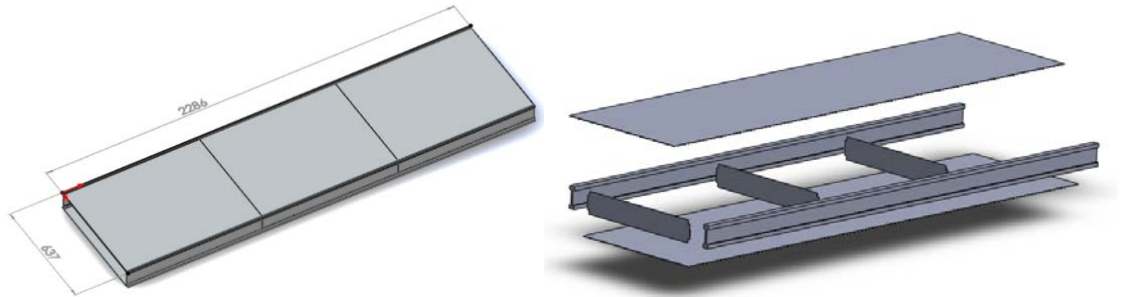
$$[K_{az}] = \frac{1}{2} c_r \alpha_z \int_{-1}^1 \{B_{MN}(\xi, -1)\} \{B_{MN}(\xi, -1)\}^T d\xi$$

$$[K_{\phi_x}] = \frac{1}{2} c_r \alpha_{\phi_x} \int_{-1}^1 \{B_{PQ}(\xi, -1)\} \{B_{PQ}(\xi, -1)\}^T d\xi$$

$$[K_{\phi_y}] = \frac{1}{2} c_r \alpha_{\phi_y} \int_{-1}^1 \{B_{RS}(\xi, -1)\} \{B_{RS}(\xi, -1)\}^T d\xi \quad (21)$$

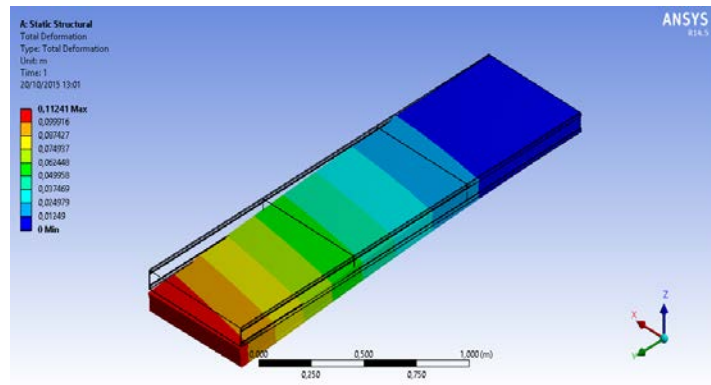
### 3. Hasil dan Pembahasan

Kasus yang akan dikali kali ini adalah sebuah geometri wing box yang mempunyai 2 spar dan 3 rib dengan span sepanjang 2286 mm serta ukuran root dan tip yang sama berbanding 1:1 sepanjang 637 mm. Untuk ketebalan pelat diasumsikan sebesar 2 mm, tinggi spar cap 17.5 mm dengan lebar 7.35 mm, sedangkan tinggi spar web adalah 65 mm. Semua bagian mulai dari skin, spar, rib, web dan cap dianggap sebagai plat yang disatukan seperti pada Gambar 5.



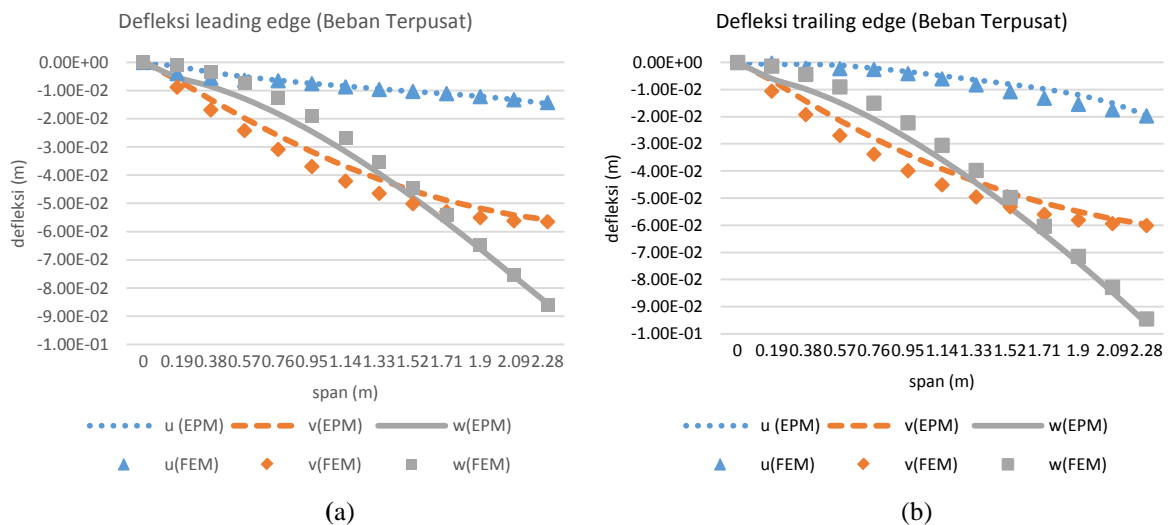
Gambar 5. Geometri Wing Box

Hasil Pengujian menggunakan *Finite Element Method* pada beban terpusat menunjukkan pola kontur warna seperti pada Gambar 6. Dimana ujung *tip* sayap pesawat mengalami defleksi yang paling besar (warna merah) dan pada *root* sayap adalah yang paling rendah (warna biru).



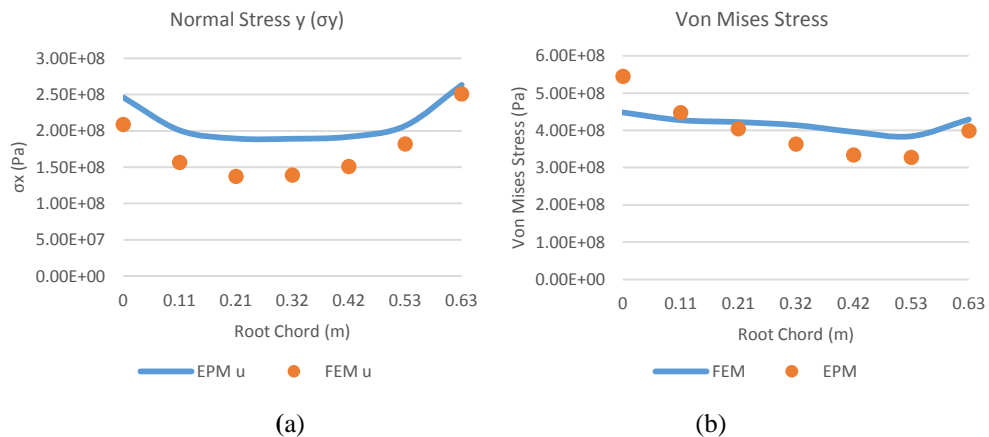
Gambar 6. Hasil FEM beban terpusat

Validasi yang dilakukan adalah membandingkan hasil perhitungan numerik *displacement EPM* yang terjadi dengan simulasi FEM yang sudah dilakukan. Hasil perbandingan yang didapat baik *leading edge* (Gambar 7a) maupun *trailing edge* (Gambar 7b) mempunyai pola yang sama, baik sumbu x,y maupun z. Dimana defleksi pada sumbu z merupakan yang terbesar.



Gambar 7. Hasil defleksi pembebanan terpusat (a) *Leading* (b) *Trailing*

Berikut ini adalah hasil perbandingan perhitungan stress distribution pada root skin bagian atas. Pembebanan yang dilakukan berupa Tip Point Force dengan gaya sebesar 10 kN. Berikut adalah grafik perbandingannya seperti yang ditunjukkan pada Gambar 8:



**Gambar 8.** Hasil tegangan pembebanan terpusat (a)  $\sigma_y$  (b) Von Mises

Nilai defleksi dan tegangan dilihat dari grafik diatas baik yang terkena beban terpusat, beban terdistribusi maupun beban momen menunjukkan kesamaan pola nilai yang dihasilkan oleh EPM dan FEM. Berikut nilai error pada defleksi seperti ditunjukkan pada Tabel 1:

**Tabel 1.** Error defleksi maksimum beban terpusat

Posisi	EPM	FEM	Error
Leading Edge	-8.55E-02	-8.60E-02	0.53%
Trailing Edge	-9.61E-02	-9.45E-02	1.70%

Diantara tegangan normal dan tegangan geser yang terjadi paling besar adalah tegangan normal pada sumbu  $y$  hal ini disebabkan beban bergerak kearah sumbu  $y$  yaitu searah dengan panjang span sayap. Berikut nilai error yang dihasilkan seperti ditunjukkan pada Tabel 2:

**Tabel 2.** Error tegangan terpusat pada *root*

Posisi	EPM	FEM	Error
Tegangan Normal ( $\sigma_y$ )	4.72E+08	4.54E+08	5.46%
Von Misses	4.28E+08	4.17E+08	5.83%

- Dilihat dari grafik defleksi dan tegangan menunjukkan kesamaan pola yang dihasilkan oleh EPM dan FEM
- Diantara defleksi yang terjadi pada sumbu  $x$ ,  $y$  dan  $z$  yang paling besar adalah sumbu  $z$  sedangkan diantara tegangan normal dan tegangan geser yang terjadi paling besar adalah tegangan normal pada sumbu  $y$  ( $\sigma_y$ )
- Dapat dilihat bahwa error yang dihasilkan dibawah 10% yang berarti perbedaan nilai yang dihasilkan tidak begitu signifikan.

#### 4. Kesimpulan dan saran

Hasil perbandingan tersebut menunjukkan bahwa simulasi sudah berjalan cukup benar, karena hasil EPM yang dihasilkan sudah dinilai cukup mendekati hasil yang dihasilkan FEM. Hal ini menunjukkan bahwa metode EPM dapat digunakan sebagai pengganti dari FEM dengan sejumlah keunggulan. Dari serangkaian hasil simulasi didapatkan beberapa kesimpulan yang dapat diambil dari Tugas Akhir ini, yaitu pertama defleksi dan distribusi tegangan yang terjadi pada *wing box* dengan tiga jenis pembebanan menunjukkan hasil yang mendekati nilai perhitungan FEM. Kedua metode EPM dinilai lebih sederhana dan bersifat kontinyu sehingga lebih memudahkan kita untuk menentukan titik pengujian sesuai permasalahan yang ada. Ketiga penghitungan error antara EPM dan FEM menghasilkan nilai error rata-rata 2.98% untuk defleksi yang terjadi dan 6.06% untuk tegangan, kemungkinan error yang terjadi bisa dikarenakan adanya perbedaan perlakuan antara EPM dan FEM, dimana pada EPM pangkal sayap diibaratkan ditahan oleh pegas yang sangat kaku sedangkan FEM dijepit (*fixed supported*).

Saran:

- a. Untuk pengembangan dapat ditambahkan berbagai jenis variasi yang mendukung pengujian seperti adanya *swept angle*, penambahan jumlah *spars* dan *ribs*, besar ketebalan sayap dan lain sebagainya.
- b. Untuk penelitian selanjutnya dapat dibentuk sayap seutuhnya yang sudah memiliki bentuk airfoil tidak hanya berbentuk *wing box*.
- c. Gunakan perangkat komputasi yang bagus untuk mendapatkan hasil komputasi yang lebih cepat,

## 5. Daftar Pustaka

- [1] USA government, 2010, *Wing Design Grades K-12, National Aeronautics and Space Administration, USA*.
- [2] USA government, 2012, *Federal Aviation Administration, Aviation Maintenance Technician Handbook Volume 1, U.S. Department of Transportation, USA*.
- [3] Sabri Muhammad, 2011, *Perancangan Dan Pembuatan Sistem Pengukuran Beban Pada Model Sayap Pesawat Udara, Institut Teknologi Bandung, Bandung*.
- [4] Liu Youhua, 2000, *Efficient Methods For Structural Analysis Of Built-Up Wings, Virginia Polytechnic Institute and State University, Virginia*.