

## OPTIMASI BERAT WING LSU 05 MENGGUNAKAN FINITE ELEMENT METHOD

### (OPTIMIZATION OF WEIGHT FOR LSU 05 WING USING FINITE ELEMENT METHOD)

Kosim Abdurohman, Fajar Ari Wandono  
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)  
Pos El :kosim.abdurohman@lapan.go.id, fajar.ariwandono@lapan.go.id

#### Abstrak

Optimasi berat wing LSU 05 telah dilakukan dengan menggunakan software finite element method. Prinsip dasar dari optimasi ini adalah pengurangan berat wing dengan melakukan modifikasi pada rib. Optimasi dilakukan dengan tetap memperhatikan beberapa batasan (constraint) . Constraint pada optimasi ini yaitu nilai stress dan failure index yang terjadi akibat modifikasi rib. Stress akibat modifikasi rib dijaga agar tidak meningkat terlalu jauh dari stress tanpa modifikasi dan jangan sampai terjadi adanya konsentrasi tegangan. Nilai failure index dijaga agar berada di bawah satu sesuai dengan teori kegagalan komposit Tsai-Hill. Material yang digunakan pada optimasi sama dengan material aslinya yaitu menggunakan komposit serta e-glass WR 185/epoxy dan komposit serat karbon WR 200/epoxy. Dari hasil simulasi FEM diketahui massa wing setelah optimasi berkurang sebesar 3.39%. Nilai stress pada rib hasil optimasi sebesar 18.8 MPa atau meningkat sebesar 2.73%. Nilai failure index hasil optimasi wing sebesar 0.911 yang berarti hasil optimasi masih aman.

**Kata kunci** : Optimasi Berat, Wing, Stress, Failure Index, Finite Element Method

#### Abstract

*The weight optimization of LSU 05 wing has been done using finite element method. Optimization of this paper is about reducing wing mass by modifying its ribs. It is done by several constraint. The constraints are value of stress and failure index. Stress caused by rib modification is maintained not to increase too high than initial wing and no stress concentration. Failure index should be lower than one according to Tsai-Hill failure criterion. The composite material used in this paper are e-glass WR185/epoxy and carbon/epoxy. The mass of wing reduced by 3.39%, where stress of its rib is 18.8 MPa (2.73% increase). Nilai failure index hasil optimasi wing sebesar 0.911 yang berarti hasil optimasi masih aman. Failure index after optimization is 0.911.*

**Keywords** : Weight Optimization, Wing, Stress, Failure Index, Finite Element Method

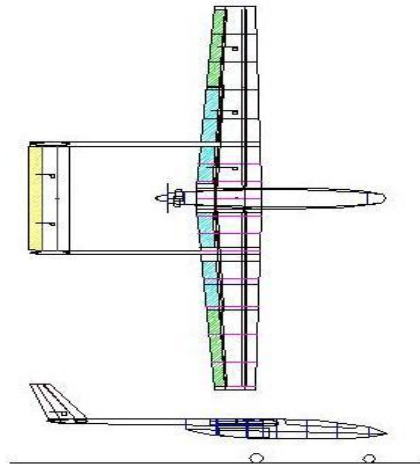
## 1. PENDAHULUAN

LSU 05 merupakan salah satu tipe UAV (unmanned aerial vehicle) atau pesawat tanpa awak yang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN. Struktur utama LSU 05 khususnya wing menggunakan material komposit serat sintesis karbon (CFRP) dan e-glass (GFRP) [1]. Saat ini khususnya komposit serat karbon telah menggantikan material logam. Penggunaan komposit membuat pesawat lebih ringan dengan keuntungan tambahan seperti maintenance lebih ringan, ketahanan *fatigue* tinggi, dan efisiensi bahan bakar yang tinggi [2].

LSU 05 telah melakukan uji terbang perdana pada desember 2014 di lapangan terbang Pameungpeuk-Garut. Pada uji terbang perdana LSU 05 berhasil terbang di angkasa. Meskipun demikian, ada beberapa masalah yang perlu diselesaikan untuk penyempurnaan pesawat tersebut diantaranya adalah berat pesawat. Dari hasil penimbangan sebelum terbang didapat berat pesawat sebesar 81.93 kg padahal MTOW (berat take-off maksimum) pesawat berdasarkan DRO adalah 75 kg [3]. Hal ini berarti terjadi kelebihan berat pesawat sebesar 9.24%. Kelebihan berat yang terjadi bisa disebabkan dari segi desain maupun manufaktur. Dari segi desain bisa diakibatkan karena simulasi numerik pada perhitungan kekuatan struktur dilakukan secara konservatif untuk mendapatkan struktur pesawat yang aman. Sedangkan dari segi manufaktur bisa diakibatkan oleh penggunaan *gelcoat* sebagai perekat antar bagian pesawat yang berlebih karena selama ini belum dilakukan pencatatan kebutuhan serta penggunaan *gelcoat* secara detail saat manufaktur. Oleh karena itu, perlu dilakukan optimasi berat untuk setiap part pesawat guna menyempurnakan LSU 05 agar sesuai dengan DRO.

Pada makalah ini dilakukan optimasi berat pada wing LSU 05 dengan melakukan modifikasi pada desain *rib*. Optimasi dilakukan pada wing karena berdasarkan hasil desain, bagian ini merupakan bagian terberat pesawat dengan berat 39% dari total berat keseluruhan *airframe* pesawat

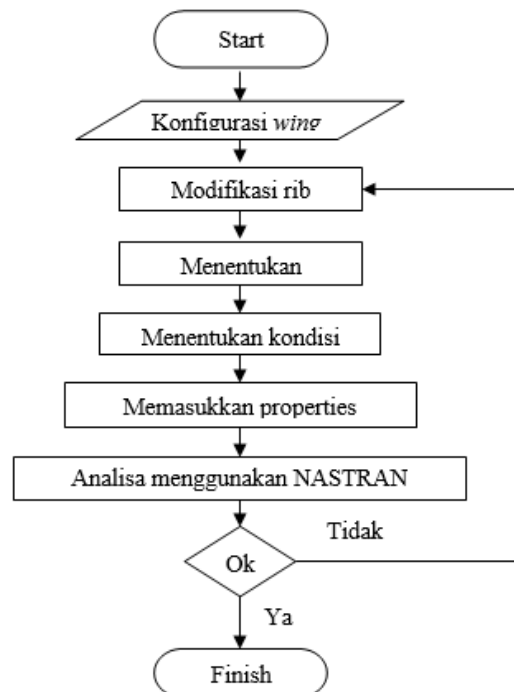
[4]. Optimasi dilakukan dengan simulasi FEM (*Finite Element Method*) untuk memastikan desain hasil modifikasi aman dan selanjutnya menjadi acuan untuk manufaktur *wing* LSU05. Dengan optimasi ini diharapkan dapat mereduksi berat *wing* pesawat yang berarti mereduksi berat *airframe* pesawat secara keseluruhan namun menjaga struktur *wing* tetap aman dan tidak terjadi *failure*. Salah satu paper pada jurnal internasional berhasil mengoptimasi desain *wing rib* dan menurunkan berat sebesar 35% [5].



Gambar 1-1: Desain LSU 05 [3]

## 2. DESAIN DAN METODE ANALISA

Prosedur analisa optimasi berat *wing* LSU-05 menggunakan aplikasi FEM dapat dilihat pada gambar berikut.



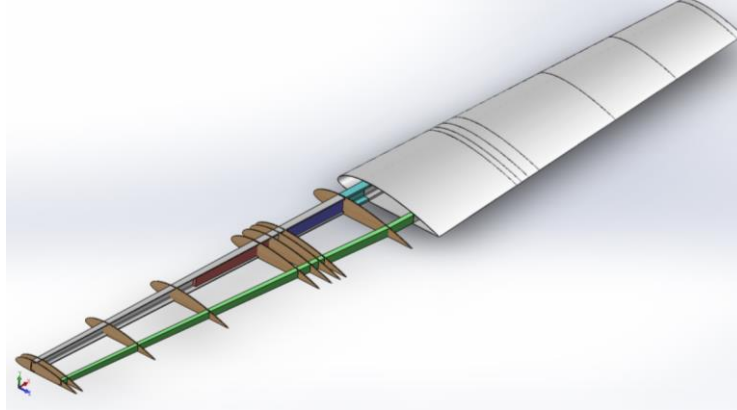
Gambar 2-1 Prosedur analisa optimasi berat *wing* LSU 05

### 2.1. Konfigurasi *Wing* LSU 05

Struktur bagian dalam *wing* terdiri atas *spar* dan *rib* sedangkan struktur luar terdiri atas *skin*. *Spar* merupakan salah satu struktur utama *wing* yang memanjang sepanjang span dan terpasang pada

fuselage. Sedangkan *rib* berfungsi untuk memberikan bentuk *wing*, dan menopang *skin* (mencegah bukling) [6].

*Wing* LSU 05 terdiri atas *skin* dan *rib* dari komposit serat *e-glass* WR185/epoksi, serta *front* dan *rear spar* dari komposit karbon WR200/epoksi. *Skin* terdiri atas dua lapis *e-glass* WR185/epoksi, *rib* terdiri atas empat lapis *e-glass* WR185/epoksi, dan *spar* terdiri atas empat lapis karbon WR200/epoksi. Material komposit digunakan karena memiliki *stiffness* struktur yang tinggi dan ringan. Karena rasio *stiffness* terhadap berat atau kekuatan terhadap berat yang lebih tinggi dibandingkan material isotropik, material komposit sekarang menjadi lebih populer [7]. Berikut ini adalah konfigurasi *wing* LSU 05.



Gambar 2-2 Struktur *wing* LSU-05

## 2.2. Model FEM *Wing* LSU 05

Struktur *wing* sangat rumit. *Wing* terdiri atas *skin*, *rib*, dan spandengan geometri dan material yang berbeda. Hal ini menyebabkan butuh kerja keras dan memakan waktu yang lama untuk membuat model *finite element* dari sebuah *wing* [8]. Simulasi FEM dilakukan menggunakan *properties* material sebagai berikut.

Komposit *e-glass* WR185/epoksi, *tensile modulus*  $E_{11}=E_{22}=25000$  MPa, *in-plane shear modulus*  $G_{12}=4000$  MPa, *poisson ratio*  $\nu =0.2$ , *tensile strength*  $X_t=Y_t= 440$  MPa, *compressive strength*  $X_c=Y_c= 425$  MPa, *in-plane shear strength*  $S= 40$  MPa, *bonding shear stress limit* = 10 MPa, ketebalan per lapis 0.25 mm dan *densitas*  $\rho 1,58E-06$  kg/mm<sup>3</sup> [1].

Komposit karbon WR200/epoksi,  $E_{11}=E_{22}=70000$  MPa,  $G_{12}=5000$  MPa,  $\nu =0.1$ ,  $X_t= Y_t= 600$  MPa,  $X_c=Y_c= 570$  MPa,  $S= 90$  MPa, *bonding shear stress limit* = 10 MPa, ketebalan per lapis 0.3 mm dan  $\rho 1,37E-06$  kg/mm<sup>3</sup> [1].

Optimasi *wing* dengan FEM ini dilakukan dengan memperhatikan batasan *stress* (tegangan) dan *failure index*. *Stress* yang terjadi setelah optimasi diharapkan tidak meningkat terlalu jauh dari sebelum optimasi dan masih berada di bawah *tensile strength* material serta tidak terjadi konsentrasi tegangan. Nilai *failure index* dijaga agar berada di bawah satu sesuai dengan teori kegagalan komposit Tsai-Hill [9].

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (1)$$

Dimana  $\sigma_1$  = *stress* arah x

$\sigma_2$  = *stress* arah y

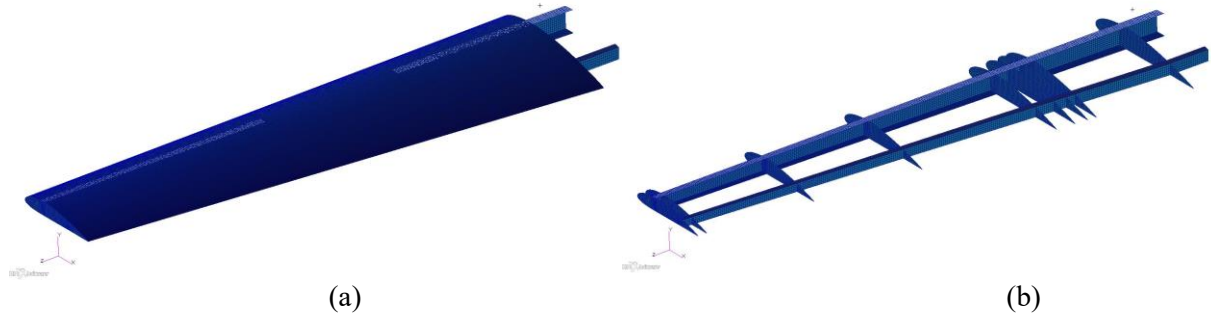
$\tau_{12}$  = *shear stress*

X = *tensile strength* arah x

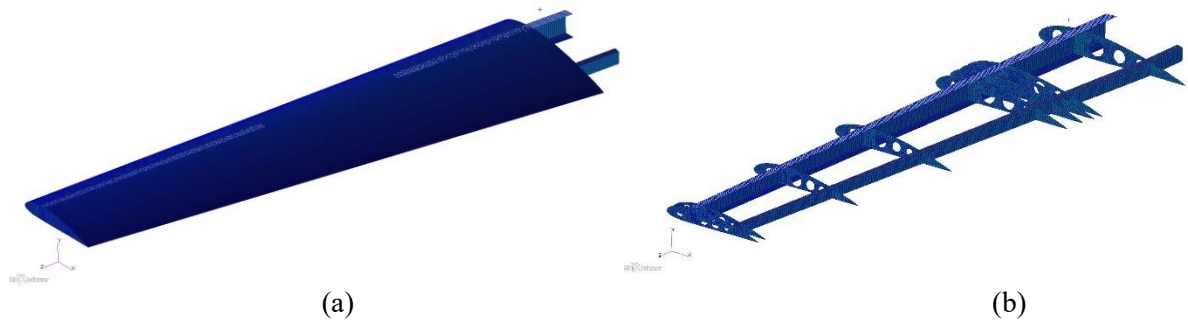
Y = *tensile strength* arah y

S = *in-plane shear strength*

Gambar 2-3 dan 2-4 merupakan model FEM untuk *wing* LSU 05 awal sebelum optimasi dan setelah optimasi. Optimasi yang dilakukan yaitu modifikasi rib dengan pembuatan empat buah lubang pada masing-masing rib. Diameter lubang bervariasi yaitu 55 mm, 65 mm, 55 mm, 35 mm untuk rib pertama sampai kelima; diameter 40 mm, 50 mm, 40mm, 20 mm untuk rib keenam dan ketujuh; dan diameter 35 mm, 40 mm, 35 mm, 15 mm untuk rib kedelapan dan kesembilan. *Finite element mesh* yang digunakan terdiri atas elemen CQUADS dan CTRIAS dengan *properties* komposit seperti dapat dilihat pada gambar berikut [10].

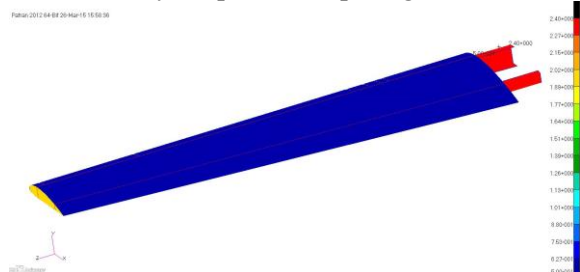


Gambar 2-3 Model *finite element* *wing* sebelum optimasi

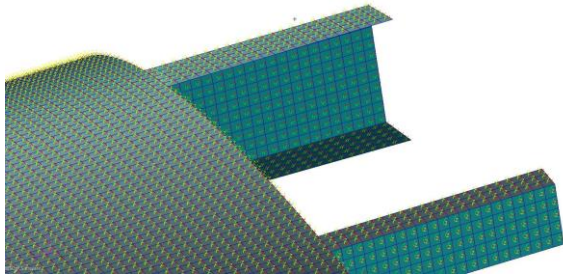


Gambar 2-4 Model *finite element* *wing* setelah optimasi

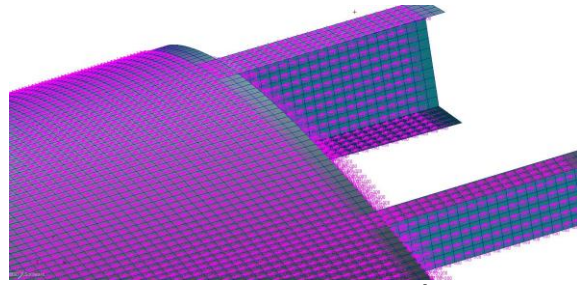
*Wing* diberi *constraint fixed* pada bagian *root* dari *spar*. Sedangkan *load* yang diterima oleh *wing* adalah *total load* pada bagian *skin* bawah dengan nilai setengah kali MTOW LSU-05. *Load factor* yang digunakan dalam analisis sebesar 3.8 [9]. Gambaran umum dari model *finite element* *wing* setelah diberi *load* dan *constraint* serta ketebalan strukturnya dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar 2-6 menunjukkan grafik ketebalan *wing* LSU 05. Sedangkan untuk sistem koordinat elemen dan arah serat dapat dilihat pada gambar berikut.

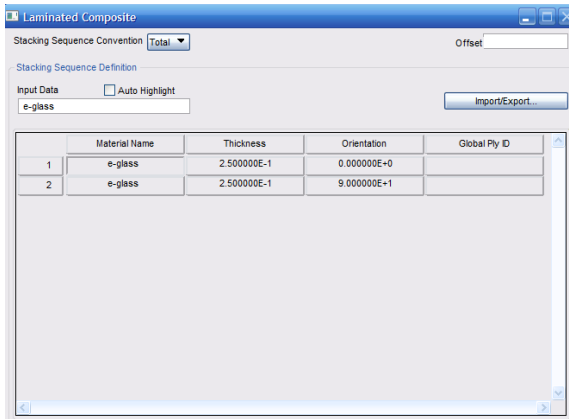


Gambar 2-7 Sistem koordinat elemen

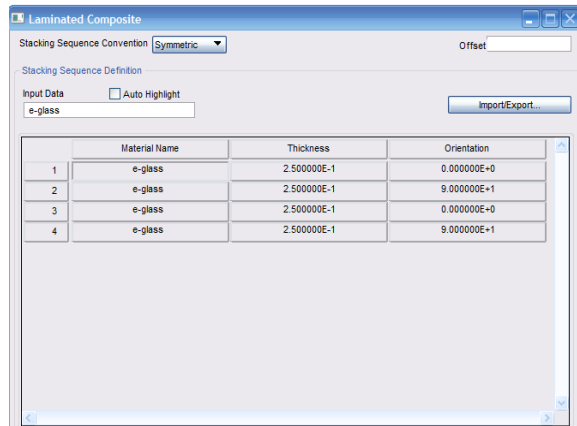


Gambar 2-8 Orientasi arah 0<sup>0</sup> serat

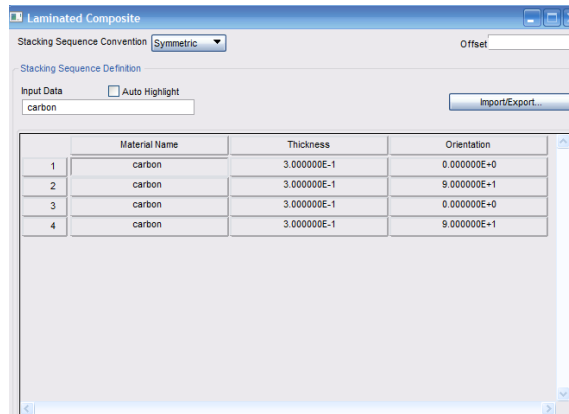
Sistem koordinat elemen pada gambar 2-7 diperlukan untuk mengetahui arah x, y model dan arah z untuk ketebalan model komposit. Sedangkan dari gambar 2-8 dapat diketahui orientasi 0<sup>0</sup> serat untuk model *wing* adalah searah dengan panjang *wing*.



Gambar 2-9 Stacking sequence skin



Gambar 2-10 Stacking sequence rib



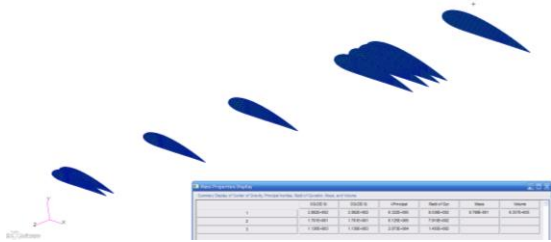
Gambar 2-11 Stacking sequence spar

Gambar 2-9 sampai 2-11 menunjukkan susunan *laminat* komposit untuk *skin*, *rib*, dan *spar wing*.

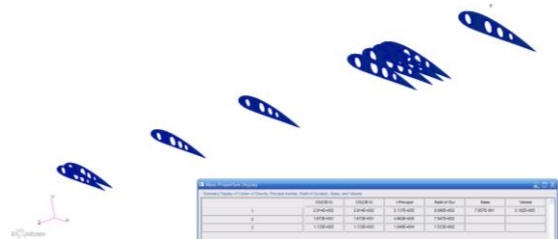
### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1. Massa *Wing*

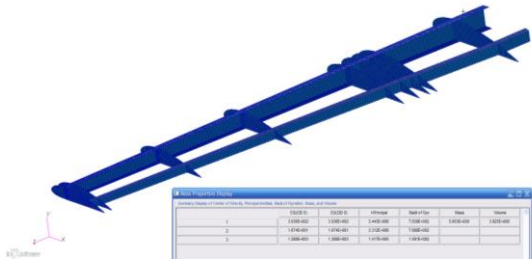
Berikut adalah massa *wing* sebelum dan sesudah dilakukan optimasi berdasarkan software FEM. Perhitungan massa ini dilakukan secara otomatis oleh software FEM berdasarkan input densitas saat memasukkan *properties* material dan geometri dari model yang dibuat pada software FEM.



Gambar 3-1 Massa rib sebelum optimasi



Gambar 3-2 Massa rib setelah optimasi



Gambar 3-3 Massa total wing sebelum optimasi



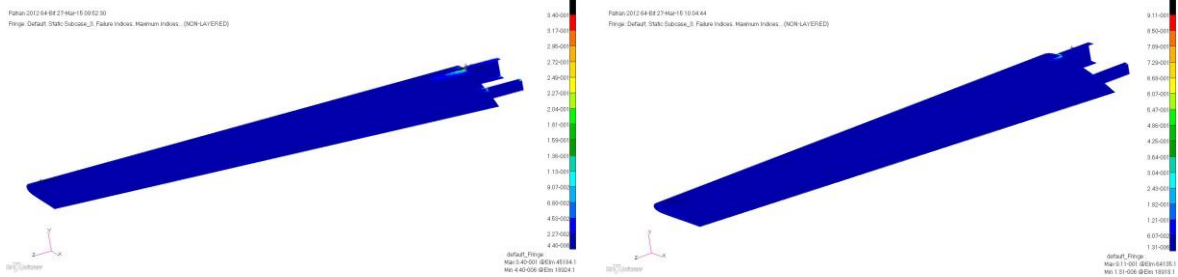
Gambar 3-4 Massa wing setelah optimasi

Gambar 3-1 menunjukkan massa rib sebelum optimasi sebesar 0.9789 kg sedangkan gambar 3-2 menunjukkan massa rib setelah optimasi sebesar 0.7857 kg. Gambar 3-3 menunjukkan massa total wing sebelum optimasi sebesar 5.603 kg sedangkan gambar 3-4 menunjukkan massa total wing setelah optimasi sebesar 5.41 kg.

### 3.2. Analisa Stress

#### a. Failure Index

Sesuai dengan kriteria kegagalan (*failure criteria*) komposit Tsai-Hill yang digunakan (persamaan 1), *failure* terjadi ketika *failure index* mencapai nilai 1 pada salah satu *layer* komposit. Gambar 15 menunjukkan *failure index* komposit wing sebelum dan setelah dilakukan optimasi.



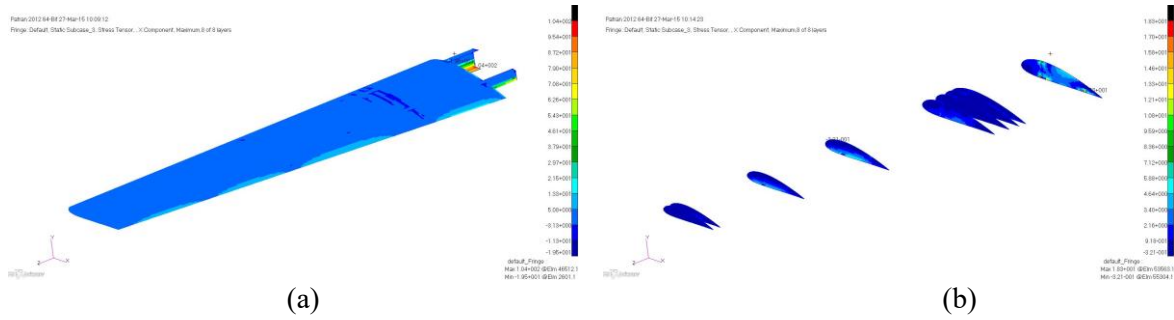
Gambar 3-5

(a) *Failure Index* maksimum pada wing sebelum optimasi  
(b) *Failure Index* maksimum pada wing setelah optimasi

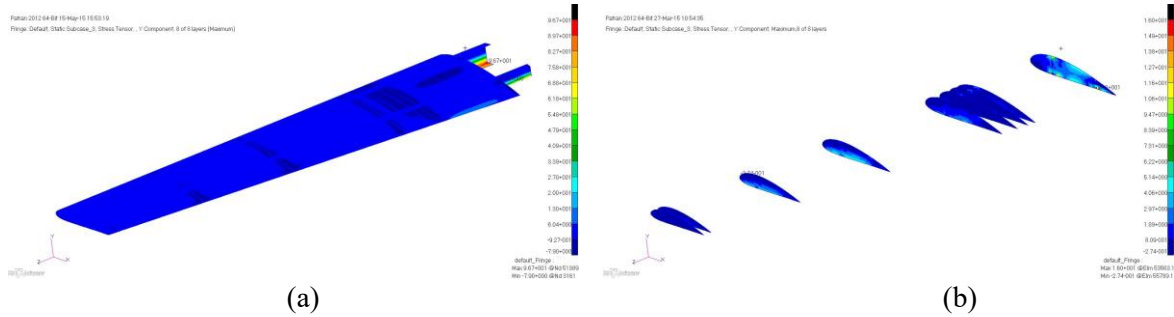
Dari gambar di atas diketahui nilai *maximum Failure Index* (FI) sebelum optimasi 0.34 dan setelah optimasi 0.911 pada *skin* atas yang menempel dengan rib pertama dan *cap spar* depan dekat dengan *root*.

#### b. Stress

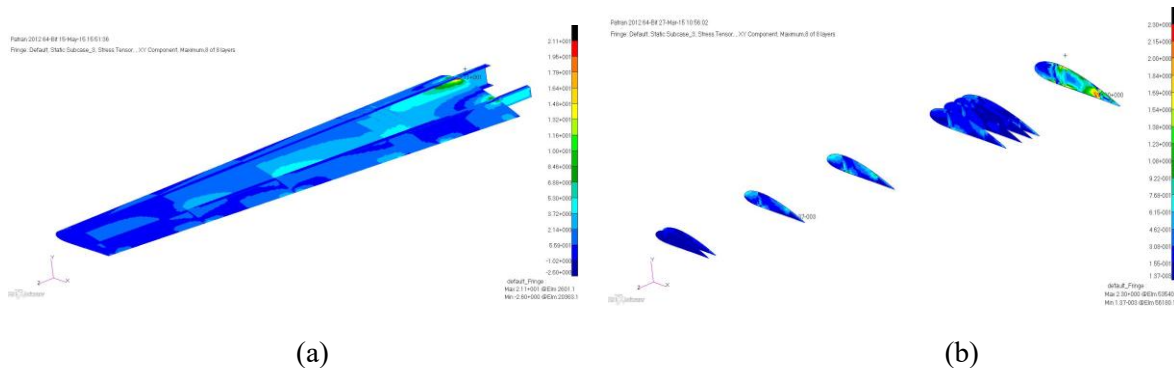
Nilai stress hasil simulasi wing menggunakan FEM sebelum dan sesudah optimasi sebagai berikut.



(a) (b)  
Gambar 3-6 Maksimum *stress* arah-X pada *wing* sebelum optimasi

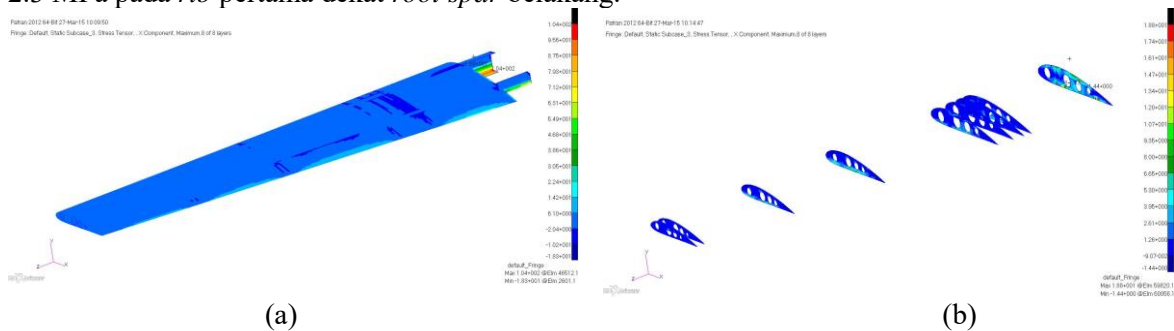


(a) (b)  
Gambar 3-7 Maksimum *stress* arah-Y pada *wing* sebelum optimasi

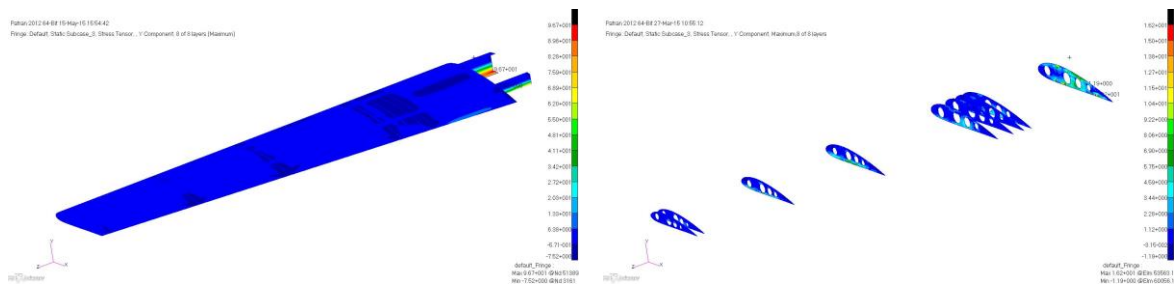


(a) (b)  
Gambar 3-8 Maksimum *shear stress* pada *wing*

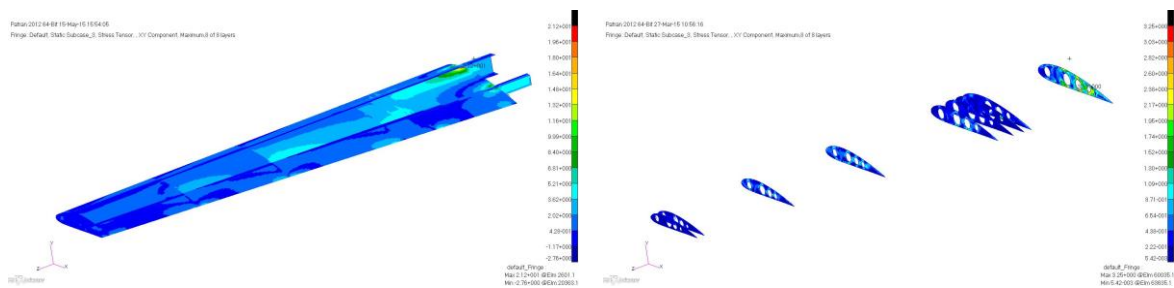
Gambar 3-6 sampai 3-8 menunjukkan nilai *stress* hasil simulasi FEM sebelum dilakukan optimasi. Nilai *stress* maksimum *wing* arah-X yang terjadi sebesar 104 MPa pada bagian bawah *root spar* depan, sedangkan khusus *rib* sebesar 18.3 MPa pada *rib* pertama dekat *root spar* belakang. Nilai *stress* maksimum *wing* arah-Y yang terjadi sebesar 96.7 MPa pada bagian bawah *root spar* depan, sedangkan khusus *rib* sebesar 16 MPa pada *rib* pertama dekat *root spar* belakang. Nilai *shear stress* (tegangan geser) maksimum *wing* yang terjadi sebesar 21.1 MPa pada bagian *skin* atas yang menempel pada *rib* pertama dan *cap spar* depan dekat dengan *root*, sedangkan khusus *rib* sebesar 2.3 MPa pada *rib* pertama dekat *root spar* belakang.



(a) (b)  
Gambar 3-9 Maksimum *stress* arah-X pada *wing* setelah optimasi



(a) (b)  
Gambar 3-10 Maksimum *stress* arah-Y pada *wing* setelah optimasi



(a) (b)  
Gambar 3-11 Maksimum *shear stress* pada *wing* setelah optimasi

Gambar 3-9 sampai 3-11 menunjukkan nilai *stress* hasil simulasi FEM setelah dilakukan optimasi. Nilai *stress* maksimum *wing* arah-X yang terjadi sebesar 104 MPa pada bagian bawah *root spar* depan, sedangkan khusus *rib* sebesar 18.8 MPa pada *rib* pertama dekat *root spar* belakang. Nilai *stress* maksimum *wing* arah-Y yang terjadi sebesar 96.7 MPa pada bagian bawah *root spar* depan, sedangkan khusus *rib* sebesar 16.2 MPa pada *rib* pertama dekat *root spar* belakang. Nilai *shear stress* (tegangan geser) maksimum *wing* yang terjadi sebesar 21.2 MPa pada bagian *skin* atas yang menempel pada *rib* pertama dan *cap spar* depan dekat dengan *root*, sedangkan khusus *rib* sebesar 3.25 MPa pada *rib* pertama dekat *root spar* belakang.

### 3.3. Pembahasan

Berdasarkan hasil simulasi FEM *wing* LSU 05, berikut adalah rangkuman nilai maksimum *stress* dan *failure index* untuk masing-masing model.

Tabel 3-1 Hasil simulasi *wing*

No	Nilai Maksimum	Satuan	Total <i>wing</i>		Rib	
			Sebelum Optimasi	Setelah Optimasi	Sebelum Optimasi	Setelah Optimasi
1	Massa	Kg	5.60	5.41	0.98	0.79
2	<i>Stress</i> arah-X	MPa	104	104	18.30	18.80
3	<i>Stress</i> arah-Y	MPa	96.70	96.70	16	16.20
4	<i>Shear stress</i>	MPa	21.10	21.20	2.30	3.25
5	<i>Failure Index</i>	Tsai-Hill	0.34	0.91	-	-

Gambar 3-1 dan 3-2 menunjukkan terjadi penurunan massa *rib* setelah dilakukan optimasi. Penurunan massa *rib* setelah optimasi dengan pembuatan empat buah lubang pada tiap *rib* sebesar 19.74%. Gambar 3-3 dan 3-4 menunjukkan terjadi penurunan massa *wing* secara keseluruhan setelah dilakukan optimasi. Penurunan massa *wing* setelah optimasi dengan pembuatan empat buah lubang pada tiap *rib* sebesar 3.39%. Angka ini masih memungkinkan untuk dioptimasi lagi dengan modifikasi geometri agar persentase penurunan massa *wing* lebih besar.



Hasil simulasi FEM menunjukkan bahwa distribusi *stress* yang terjadi sebelum dan setelah dilakukan optimasi hampir sama, bahkan posisi maksimum *stress* untuk masing-masing model masih sama. Hal ini menunjukkan tidak terjadi *stress concentration* (konsentrasi tegangan) akibat pembuatan lubang pada rib.

Nilai *stress* maksimum arah-X dan arah-Y untuk kedua model terjadi pada *spar cap* bawah bagian *root* yang diberi tumpuan *fixed*. Sedangkan pada elemen bagian atas *wing* nilai *stress* negatif, hal ini menunjukkan adanya tegangan tarik (*tensile stress*) pada permukaan bawah *wing* dan tegangan tekan (*compressive stress*) pada permukaan atas *wing*.

Hasil simulasi FEM pada tabel 3-1 menunjukkan bahwa struktur komposit *wing* setelah dioptimasi dengan penambahan lubang pada rib masih aman atau tidak mengalami *failure* karena nilai *failure index* masih kurang dari 1. Hal ini sesuai dengan kriteria kegagalan Tsai-Hill pada persamaan 1 dimana struktur komposit tepat mengalami kegagalan apabila nilai *failure index* mencapai 1. Namun demikian nilai ini masih memungkinkan untuk dioptimasi lagi dengan melakukan modifikasi elemen yang lebih baik untuk model FEM *wing* yang dibuat.

Gambar 3-6 sampai 3-11 menunjukkan bahwa optimasi dengan modifikasi *rib* tidak menyebabkan peningkatan *stress* yang signifikan, bahkan nilai *stress* maksimum untuk total *wing* cenderung sama. Peningkatan untuk total *wing* hanya terjadi pada *shear stress* sebesar 0.47%. Peningkatan *stress* rata-rata terjadi pada *rib* karena pada bagian inilah dilakukan modifikasi. Pada *rib* terjadi peningkatan *stress* arah-X sebesar 2.73%, *stress* arah -Y 1.25%, dan *shear stress* 41.3%. Meskipun terjadi peningkatan namun nilai *stress* yang terjadi masih jauh di bawah *tensile strength*, *compressive strength*, maupun *shear strength* material sehingga struktur *wing* masih aman meskipun dilakukan modifikasi. Dari hasil analisa diketahui peningkatan shear stress pada rib lebih besar dibanding peningkatan stress arah-X dan arah-Y dikarenakan beban utama yang diterima *rib* merupakan beban geser, sehingga ketika dilakukan modifikasi pada *rib* dengan pembuatan lubang terjadi peningkatan nilai *shear stress* lebih tinggi dibanding nilai *stress* arah-X dan arah-Y.

#### 4. KESIMPULAN

Kesimpulan dari hasil optimasi wing LSU 05 dengan membuat empat buah lubang pada tiap rib sebagai berikut:

- a) Hasil modifikasi pada *rib* berhasil mereduksi berat *wing*.
- b) Struktur *wing* hasil optimasi berdasarkan teori kegagalan komposit Tsai-Hill masih aman atau tidak terjadi *failure* karena nilai *failure index* masih di bawah satu.
- c) Tidak terjadi konsentrasi tegangan di area sekitar lubang.
- d) Peningkatan nilai *stress* akibat modifikasi hanya terjadi pada *rib* dan nilainya masih jauh di bawah angka kekuatan material yang dipakai.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terimakasih saya sampaikan kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan Bapak Agus Nurtjahjomuljo selaku Kepala Bidang Aerostruktur. Ucapan terimakasih juga saya sampaikan kepada Bapak Doni Hidayat selaku *Group Leader* LSU 05 yang telah memberi dorongan kepada penulis untuk melakukan optimasi LSU 05. Ucapan terimakasih terutama saya sampaikan kepada Bapak Heri Supriyanto selaku kepala teknisi aerostruktur yang telah memberi masukan kepada penulis terkait model FEM modifikasi. Tidak lupa saya ucapkan terimakasih kepada rekan saya Riki Ardiansyah atas bantuan gambar CAD untuk *wing* LSU 05.

#### DAFTAR PUSTAKA

- 1) Kosim A, Fajar A, Doni H, *Design and Stress Analysis of LSU 05 Twin Boom Using Finite Element Method*, LAPAN, Bogor. 2014.
- 2) Alice Mathai, Amrutha P Kurian, Bia Jacob, Nisha Mary K, Treesa Rani Baby, *Linear Static Analysis of CFRP Aircraft Wing*, Int. Journal of Engineering Research and Applications, Vol. 4, Issue 4( Version 1), April 2014, pp.199-202.

- 3) Tim LSU 05, *Conceptual Design Report LAPAN Surveillance UAV (LSU) 05*, LAPAN, Bogor. 2013.
- 4) Iriene, EP, *Analisis Berat dan Keseimbangan serta Kestabilan Statik Matra Longitudinal Kendali Tetap Pesawat LSU-05*, Institut Teknologi Bandung, Bandung. 2014
- 5) Bindu H.C dan Muhammad MAH, *Design and Analysis of A Typical Wing Rib for Passenger Aircraft*, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 2, Issue 7. 2013.
- 6) Mohamed Hamdan A, Nithiyakalyani S, *Design and Structural Analysis of the Ribs and Spars of Swept Back Wing*, International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, Volume 4, Issue 12. 2014.
- 7) Shabeer KP, Murtaza M A, *Optimization of Aircraft Wing with Composite Material*, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 2, Issue 6. 2013.
- 8) Wang Linjiang dan Matthias Haupt, *Customization of Wing Analysis*, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, PR China. 2015.
- 9) Robert MJ, *Mechanics of Composite Material*, Second Edition, Taylor & Francis, USA. 1999.
- 10) Athanasios J. Kolios, Stefano Proia, *Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures*, World Journal of Mechanics, 2012, 2, 162-170.
- 11) Anam AS, *Nxx-Bxx Initial Nose Radom Stress Analysis 1<sup>st</sup> Iteration*, PT. Dirgantara Indonesia, Bandung. 2014.