

PENGATURAN ULANG ARAH SERAT SPAR DEPAN LAPAN SURVEILLANCE UAV – 05 MENGGUNAKAN FINITE ELEMENT METHOD

(FRONT SPAR FIBER ORIENTATION REARRANGEMENT OF LAPAN SURVEILLANCE UAV - 05 USING FINITE ELEMENT METHOD)

Fajar Ari Wandono
Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Raya Lapan-Rumpin, Bogor
Pos El : fajar.ari@lapan.go.id

Abstrak

Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN telah membuat pesawat tanpa awak yang diberi nama LAPAN Surveillance UAV (LSU)-05. Proyek LSU-05 ini bertujuan untuk meningkatkan kemampuan insinyur LAPAN dalam mendesain dan membangun pesawat. Pesawat ini memiliki MTOW (Maximum Take Off Weight) sebesar 75 kg (750 N) dan panjang sayap 5,5 m. Pesawat ini akan digunakan untuk melakukan beberapa misi seperti: foto udara, pemantauan bencana, patroli laut dan sebagainya. LSU-05 memiliki struktur yang sebagian besar terbuat dari material komposit. Pemilihan material komposit ini dikarenakan bahan tersebut memiliki sifat ringan dan kekuatan yang baik. Salah satu bagian penting pada LSU-05 yang menggunakan material komposit adalah spar. Penelitian ini akan melakukan pengaturan ulang tentang arah serat untuk mendapatkan struktur yang optimum. Penelitian ini akan membandingkan hasil nilai kriteria kegagalan Tsai-Hill antara perhitungan konfigurasi awal dengan perhitungan setelah modifikasi arah serat menggunakan finite element method. Hasil nilai kriteria kegagalan Tsai-Hill yang didapatkan adalah perhitungan dengan konfigurasi awal sebesar 0,962 dan hasil setelah dilakukan modifikasi arah serat sebesar 0,634.

Kata kunci: LSU-05, komposit, spar, pengaturan ulang, kriteria kegagalan Tsai-Hill

Abstract

Aeronautics Technology Center LAPAN has built an Unmanned Aerial Vehicle called LAPAN Surveillance UAV (LSU)-05. This project aims to increase capabilities of LAPAN's engineers both in designing and manufacturing the aircraft. The MTOW (Maximum Take Off Weight) of this aircraft is 75 kg (750 N) and its span is 5.5 m. It will be used for performing some missions such as: mapping, disaster monitoring, sea patrol etc. LSU-05 is mostly made of composite material. Composite material was selected because it has lightweight and good strength. One important part in LSU-05 which uses the composite material is the spar. This research is doing a fiber orientation rearrangement in LSU-05's front spar to get an optimum structure. This research will compare Tsai-Hill failure criterion between initial configuration and modified fiber orientation configuration using finite element method. The Tsai-Hill failure criterion result is 0,962 for the initial configuration and 0,634 for the modified fiber direction configuration.

Keywords: LSU-05, composite, spar, rearrangement, Tsai-Hill failure criterion

1. PENDAHULUAN

Untuk menjalankan tugas dan fungsinya dalam bidang penerbangan, Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN saat ini telah melakukan rancang bangun pesawat nir awak yang diberi nama LAPAN *Surveillance* UAV (LSU)-05. Proyek LSU-05 ini bertujuan untuk meningkatkan kemampuan insinyur LAPAN dalam mendesain dan membangun pesawat.[1] LSU-05 ini mempunyai misi untuk pemotretan udara, pemantauan bencana, patroli perbatasan dan lain-lain. Spesifikasi LSU-05 sesuai DR&O (*Design Requirements and Objectives*) adalah MTOW (*Maximum Take Off Weight*) sebesar 75 kg (750 N) dengan panjang bentang sayap 5,5 meter. Sedangkan panjang dan tinggi LSU-05 berturut-turut adalah 3,9 meter dan 1,1 meter.

Sebagian besar material utama LSU-05 adalah material komposit dan hanya sebagian kecil saja yang menggunakan metal. Material komposit memberikan kombinasi sifat material yang unik yang tidak didapat dari material konvensional lain. Beberapa kelebihan dari material komposit adalah memiliki nilai yang tinggi untuk kekuatan, modulus, *bending*, kekakuan dan ketahanan terhadap bahan-bahan kimia.[2] Material komposit juga dapat mengurangi berat struktur dengan demikian dapat meningkatkan effisensinya.[3] Salah satu penggunaan material komposit pada LSU-05 adalah *spar*. *Spar* adalah bagian dari sayap yang terbentang dari pangkal sampai ujung sayap. *Spar* pada LSU-05 berjumlah dua buah dengan bentuk menyerupai huruf C.

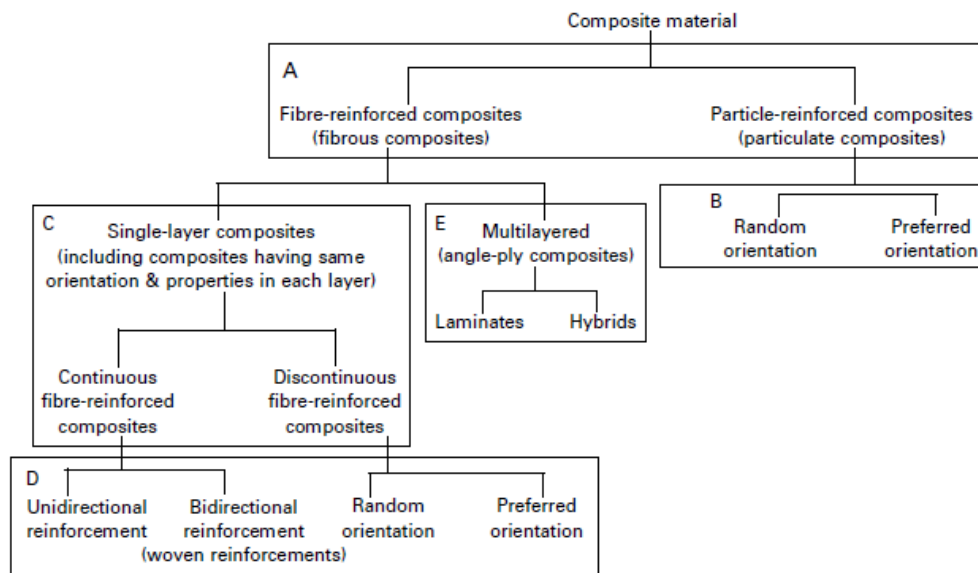
Untuk melakukan penelitian tentang pengaturan ulang arah serat *spar* depan LAPAN *Surveillance UAV – 05* menggunakan *finite element method*, asumsi yang digunakan adalah sebagai berikut:

- Tidak ada distribusi massa sepanjang *spar*.
- Tidak adanya torsi sepanjang *spar*.
- Tidak menggunakan *connector* antara *outer* dan *inner wing*.

Sedangkan tujuan penelitian kali ini adalah untuk mengatur ulang arah serat pada *spar* depan LSU-05 sehingga mendapatkan struktur yang optimum.

2. TINJAUAN PUSTAKA

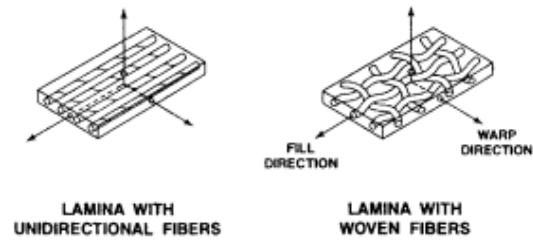
Material komposit merupakan kombinasi dari dua buah material atau lebih dimana satu material (yang disebut penguat) memiliki bentuk berupa serat, lembaran atau partikel dan digabungkan dengan material lain yang disebut matrix. Material penguat dan matrix dapat berupa metal, keramik atau polimer.[2] Material komposit yang digunakan untuk LSU-05 pada tahap awal ini berasal dari penguat yang berupa serat gelas serta matrix berupa resin epoxy. Epoxy merupakan salah satu matriks yang termasuk dalam kategori *thermoset*. Matriks ini cukup banyak digunakan pada bidang *aerospace* karena sifatnya yang tahan terhadap kelembaban, peyusutan rendah saat *curing* sehingga tidak dapat diubah atau dibentuk kembali, tahan temperatur tinggi, dan mudah dalam proses fabrikasi. Epoxy merupakan resin yang memiliki sifat adhesif. Fungsinya adalah menyatukan serat pada *lamina* dan antar *lamina*.[4]



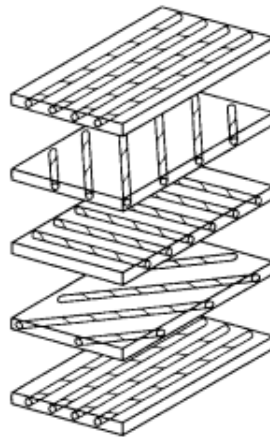
Gambar 2-1 Klasifikasi material komposit [5]

Gambar di atas merupakan klasifikasi material komposit secara umum. Material komposit pembentuk LSU-05 berada pada kolom E yang merupakan *multilayered (angle-ply composites)* yang mempunyai beberapa lamina dengan arah orientasi serat yang berbeda.

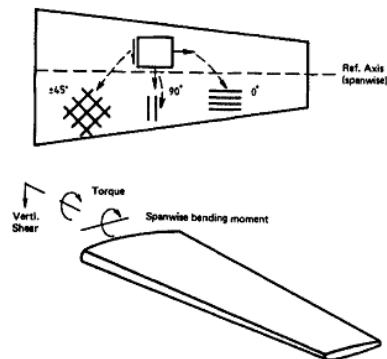
Pada sebuah lamina, arah serat dapat diatur sesuai dengan beban yang diberikan. Dengan kemampuan material komposit untuk dibentuk sesuai dengan beban yang diterima, maka diharapkan struktur komposit dapat dibuat seoptimum mungkin. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada gambar di bawah berikut.



Gambar 2-2 Lamina komposit[6]

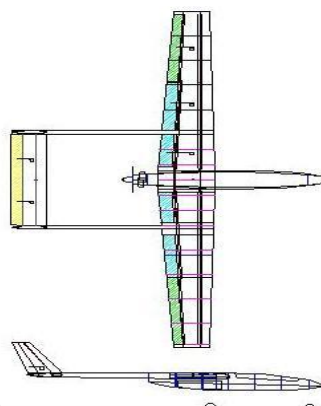


Gambar 2-3 Tampilan konstruksi laminate[6]



Gambar 2-4 Contoh beban yang terjadi pada sayap[7]

Gambar 2-5 di bawah ini adalah desain awal sebagai dasar rancang bangun LSU-05. Gambar tersebut adalah salah satu gambar yang berada dalam DR&O.

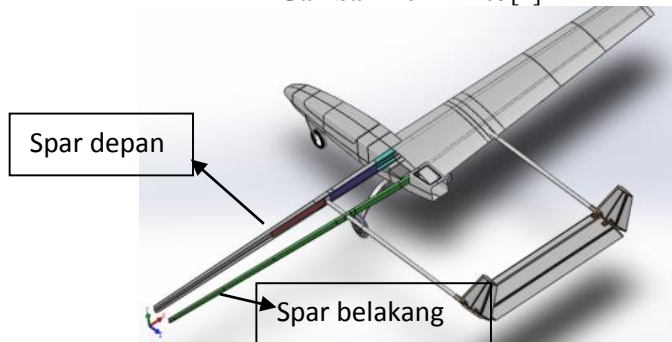


Gambar 2-5 Desain awal LSU-05[8][9]

Selanjutnya dilakukan pembuatan gambar tiga dimensi dari gambar desain awal sehingga menjadi gambar yang lebih detail dimana terlihat semua bagian LSU-05 secara utuh (Gambar 2-6) dan kemudian dilanjutkan dengan menyiapkan seluruh dokumen gambar teknik LSU-05 untuk diberikan ke bagian manufaktur.



Gambar 2-6 LSU-05[1]



Gambar 2-7 Spar pada sayap LSU-05[8][9]

Gambar 2-7 adalah gambar *spar* pada LSU-05. Seperti terlihat pada gambar di atas, *spar* LSU-05 terdiri dari dua buah, yaitu: *spar* depan dan *spar* belakang. Adapun bentuk *spar* menyerupai huruf C. *Spar* menerima *flight loads* (ketika terbang) dan berat sayap (ketika di darat). *Spar* juga menerima *shear force* dan *bending moment*.^[10]

Sebelum melakukan proses manufaktur, tentunya harus melakukan analisis tegangan terlebih dahulu. Analisis tegangan bertujuan untuk mengetahui tegangan maksimal yang terjadi akibat beban yang diberikan. Perhitungan tegangan pada *spar* akan menggunakan simulasi pada *software* Patran/Nastran. *Software* ini merupakan *software Finite Element Method* (FEM) yang sangat luas digunakan di seluruh dunia untuk melakukan analisis tegangan. *Finite element* merupakan sebuah teknik numerik untuk memecahkan sekumpulan persamaan aljabar yang berbeda secara simultan dengan memberikan kondisi batas untuk menganalisa struktur. Biasanya masalah yang dihadapi sangat sulit untuk dilakukan dengan baik jika menggunakan metode analisis klasik. Metode ini awalnya digunakan untuk masalah mekanika struktur, konduksi panas, magnetik and medan magnet, *lubrication* dan lainnya.^[11]

Patran sendiri adalah sebuah *finite element pre and post processor* yang merupakan sebuah paket *software* yang didesain untuk membantu dalam mengembangkan model *finite element* (*pre processing*) dan untuk membantu menampilkan serta menginterpretasikan hasil analisis (*post processing*).^[12] Sedangkan Nastran adalah *software* yang merupakan *solver* dari kasus *finite element*.

Untuk mengetahui apakah struktur komposit akan gagal atau tidak akibat pembebanan maka diperlukan perhitungan tentang kriteria kegagalan. Salah satu kriteria kegagalan pada material anisotropis telah dikembangkan oleh Tsai-Hill untuk material komposit. Teori tersebut merupakan kriteria kegagalan *lamina* orthotropis yang mengalami kegagalan akibat pembebanan multiaksial.^[6] Teori kegagalan menurut Tsai-Hill dapat dilihat pada rumus di bawah ini.^[6]

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

Dimana:

σ_1 = tegangan maksimal arah x

σ_2 = tegangan maksimal arah y

τ_{12} = tegangan geser maksimal arah xy

X = tegangan yang diizinkan arah x

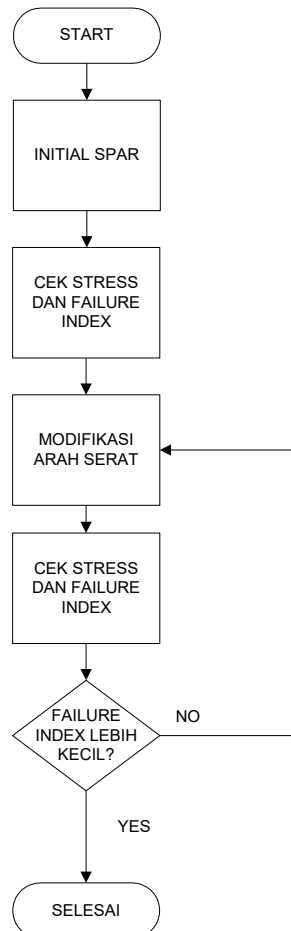
Y = tegangan yang diizinkan arah y

S = tegangan geser yang diizinkan arah xy

Rumus di atas menggambarkan tentang perbandingan antara tegangan maksimal yang terjadi akibat pembebanan pada beberapa arah dengan nilai kekuatan material yang digunakan. Nilai satu pada rumus tersebut berarti tegangan maksimal yang terjadi sama dengan kekuatan materialnya, jadi dapat dikatakan bahwa pada saat nilai satu adalah saat ketika struktur tersebut tepat gagal. Struktur dapat dikatakan tidak gagal ketika nilai dari persamaan (1) menghasilkan nilai di bawah satu yang berarti nilai tegangan yang terjadi pada beberapa arah lebih kecil dari nilai kekuatan materialnya tersebut. Pada *software* Patran/Nastran, analisis kegagalan komposit dapat dilihat pada nilai *failure indices* yang dihasilkan.

3. METODE PENELITIAN

Berikut adalah diagram alir yang digunakan untuk melakukan penelitian mengenai pengaturan ulang arah serat pada *spar* LSU-05.



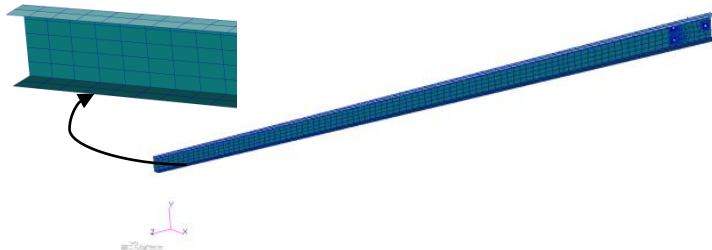
Gambar 3-1 Diagram alir penelitian

Pada proses simulasi, struktur *spar* akan dibagi menjadi elemen sederhana berjumlah tertentu lalu akan dilakukan proses penginputan sifat mekanis material, penentuan arah serat, pemberian kondisi batas dan pemberian beban. Proses pengaturan ulang arah serat pada *spar* depan LSU-05

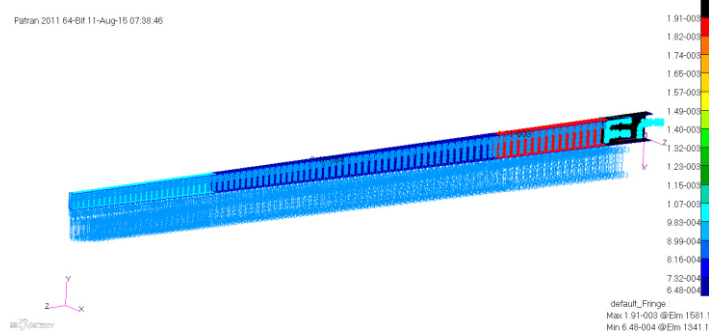
akan dilakukan pada *software* Patran/Nastran dengan metode *trial and error* pada setiap *lamina* sampai mendapatkan perbedaan nilai *failure indices* yang signifikan.

Pada ujung pangkal *spar* diberi tiga buah lubang dengan diameter lubang 10 mm. Lubang-lubang tersebut adalah lubang baut yang digunakan untuk menggabungkan sayap dengan badan pesawat. Penggabungan dengan baut antara sayap dengan badan pesawat dapat disimulasikan dengan menganggap tidak ada translasi dan rotasi pada *node* sekitar lubang ke arah x, y dan z.

Karena beban akibat gaya angkat semakin mendekati ujung sayap semakin kecil maka diberikan tiga beban yang berbeda sepanjang *spar*. Kontur pembebanan dapat dilihat pada Gambar 3-3. Meskipun bukan merupakan beban sebenarnya pada saat pesawat beroperasi, tetapi pemberian beban tersebut dapat dijadikan gambaran untuk pengaturan ulang arah serat pada *spar* LSU-05.



Gambar 3-2 Struktur *spar* berbentuk C yang sudah terdiri elemen-elemen.



Gambar 3-3 Pembebanan dan kondisi batas

Pemberian beban akan mengakibatkan timbulnya tegangan dan defleksi pada struktur *spar*. Untuk proses analisis tegangan, tegangan yang biasa dijadikan bahan analisis adalah tegangan arah x, tegangan arah y dan tegangan geser arah xy. Berdasarkan ketiga tegangan di atas, kriteria kegagalan pada lamina dapat ditentukan.

Sebuah struktur akan gagal jika persamaan (1) di atas menghasilkan nilai lebih besar sama dengan satu. Sebaliknya jika nilai yang dihasilkan kurang dari satu berarti struktur dikategorikan aman.

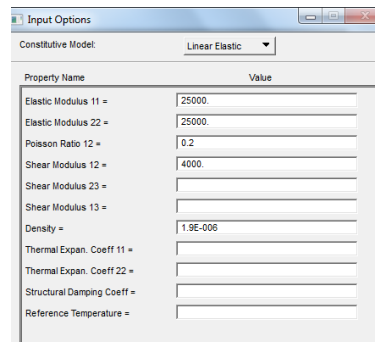
4. HASIL

Berikut adalah *stacking sequence* beserta arah serat dari konfigurasi awal *spar* depan dan simulasi hasil perhitungan menggunakan *software* Patran/Nastran.

Tabel 4-1 *Stacking sequence* konfigurasi awal *spar*

<i>Stacking sequence</i>	Tebal	Orientasi serat					
		<i>Spar 1</i>		<i>Spar 2</i>		<i>Spar 3</i>	
		Cap	Web	Cap	Web	Cap	Web
layer 1	0,25	0°	0°	0°	0°	0°	0°
layer 2	0,25	90°	90°	90°	90°	90°	90°
layer 3	0,25	0°	0°	0°	0°		
layer 4	0,25	90°	90°	90°	90°		
layer 5	0,25	0°	0°	0°	0°		

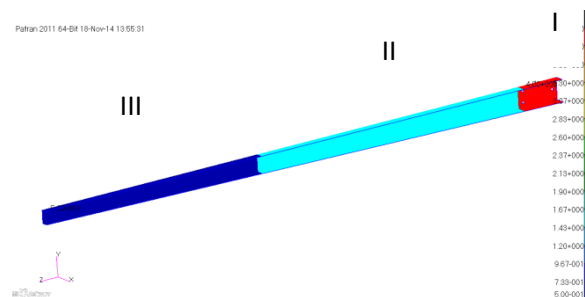
layer 6	0,25	90°	90°	90°	90°		
layer 7	0,25	0°	0°				
layer 8	0,25	90°	90°				
layer 9	0,25	0°	0°				
layer 10	0,25	90°	90°				
layer 11	0,25	0°	0°				
layer 12	0,25	90°	90°				
layer 13	0,25	0°	0°				
layer 14	0,25	90°	90°				
layer 15	0,25	0°	0°				
layer 16	0,25	90°	90°				
Total Ketebalan	4 mm	1,5 mm		0,5 mm			



Gambar 4-1 Sifat mekanis material e-glass[13]

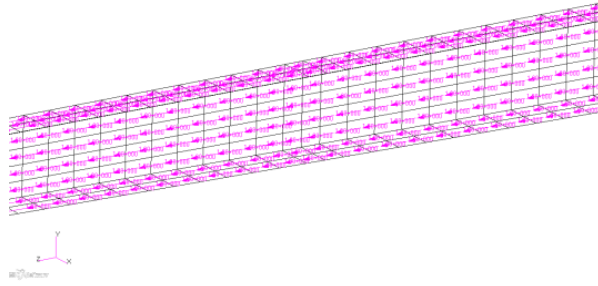
Gambar 4-1 merupakan data sifat mekanis dari serat e-glass. Untuk lebih detailnya dapat dilihat di bawah ini:

$E_{11}=25000$ MPa,
 $E_{22}=25000$ MPa,
 $\nu_{12}=0,2$,
 $G_{12}=4000$ MPa,
 Dan $\text{density}=1,9 \times 10^{-6}$ kg/mm³.



Gambar 4-2 Plot tebal spar

Pada Gambar 4-2 terlihat tiga buah warna yang merepresentasikan ketebalan dari masing-masing bagian spar. Bagian yang berwarna merah adalah bagian pangkal spar dimana terdapat tiga buah lubang pengikat dan bagian ini memiliki ketebalan sebesar 4 mm. Pada bagian yang berwarna biru muda memiliki ketebalan sebesar 1,5 mm sedangkan bagian yang berwarna biru merupakan bagian ujung spar yang memiliki ketebalan sebesar 0,5 mm. Masing-masing bagian spar terdiri dari beberapa lamina yang memiliki ketebalan sebesar 0,25 mm per lamina.

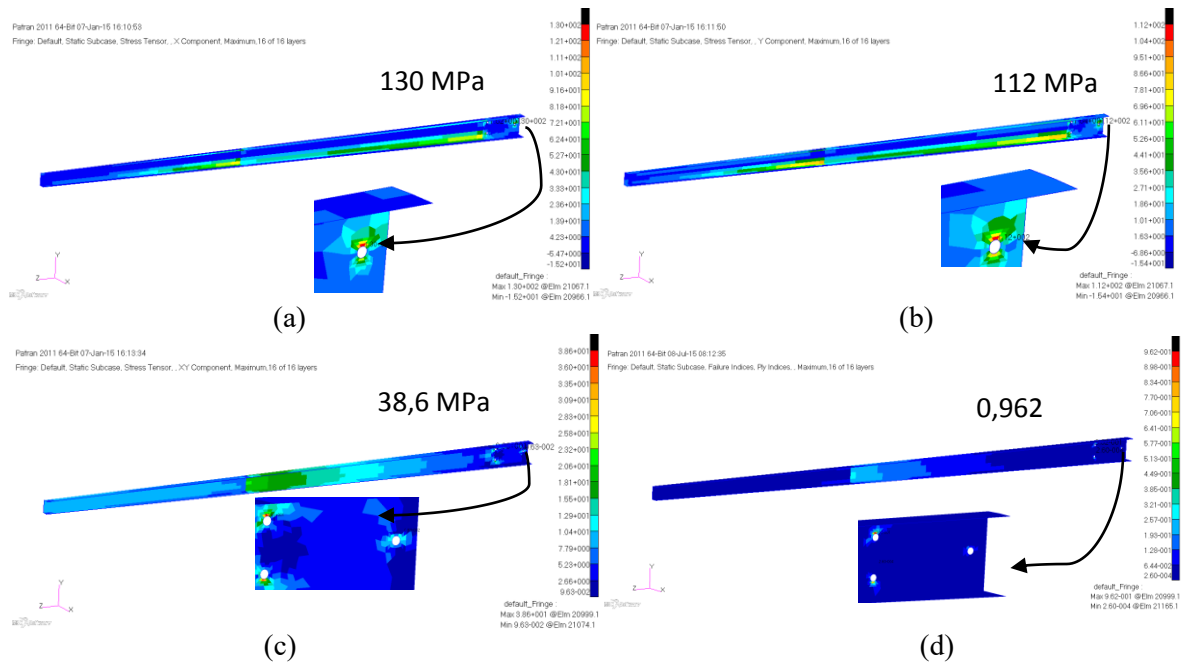


Gambar 4-3 Plot arah serat

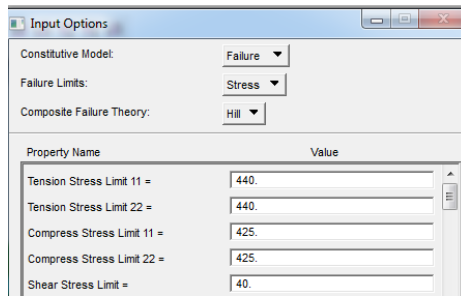
I-Principal	Radii of Gyr.	Mass	
6.007E+005	6.960E+002	1.240E+000	6.5
5.991E+005	6.951E+002		
2.201E+003	4.213E+001		

Gambar 4-4 Massa struktur spar

Pada Gambar 4-3 tampak arah 0° yang ditetapkan pada struktur spar LSU-05 dan Gambar 4-4 adalah hasil perhitungan massa struktur spar tersebut. Hasil perhitungan massa spar LSU-05 mendapatkan hasil sebesar 1,24 kg. Dari hasil simulasi pada software Patran/Nastran, berikut adalah hasil yang didapatkan.



Gambar 4-5 Tegangan (a) arah x (b) arah y (c) arah xy, dan (d) Failure indices dari model konfigurasi awal



Gambar 4-6 Kekuatan material e-glass[13]

Dari Gambar 4-5 didapatkan tegangan maksimum arah x sebesar 130 MPa, tegangan maksimum arah y sebesar 112 MPa dan tegangan geser arah xy sebesar 38,6 MPa. Sedangkan nilai *failure indices* kritis berdasarkan Tsai-Hill adalah 0,962. Gambar 4-5 (d) memprediksi kegagalan hampir terjadi pada struktur *spar* akibat pembebanan yang diberikan. Kriteria tersebut diketahui karena hasil nilai Tsai-Hill hampir sama dengan nilai satu. Area dengan kemungkinan kegagalan terbesar terjadi dapat dilihat pada gambar di atas dengan nilai 0,962.

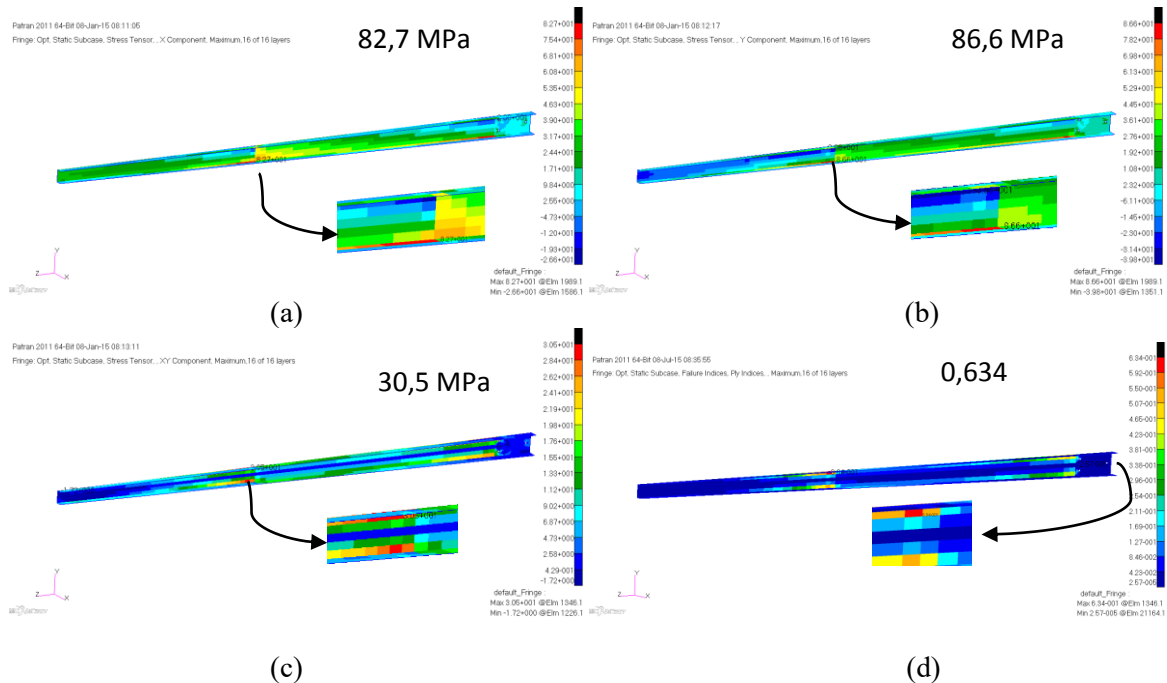
Untuk mengatur ulang arah serat sehingga menjadi struktur yang lebih optimum, maka terlebih dahulu harus menganalisa hasil tegangan arah x, y dan tegangan geser arah xy yang kemudian dibandingkan dengan kekuatan yang diizinkan dari material e-glass. Terlihat bahwa tegangan geser maksimum arah xy memiliki nilai 38,6 MPa sedangkan nilai tegangan geser yang diizinkan menurut Gambar 4-6 hanya 40 MPa dan nilai tersebut terjadi pada bagian *web spar* (bagian vertikal *spar*) bagian sekitar lubang baut seperti pada Gambar 4-5 (d). Di samping itu, bagian *web spar* memiliki nilai tegangan arah x, y dan tegangan geser arah xy yang lebih besar dibandingkan nilai tegangan pada bagian *spar cap* (bagian horizontal *spar*).

Oleh karena itu, pengaturan ulang arah serat dilakukan pada *web spar* khususnya pada nilai tegangan geser xy terbesar berada dan umumnya di seluruh bagian *web spar*. Karena tegangan geser dapat diatasi dengan penggunaan arah serat 45°/-45° maka seluruh arah orientasi *web spar* diganti menjadi arah 45°/-45°. Pengaturan ulang arah serat dapat dilihat pada tabel berikut.

Tabel 4-2 Stacking sequence hasil pengaturan ulang arah serat

Stacking sequence	Tebal	Orientasi serat					
		Spar 1		Spar 2		Spar 3	
		Cap	Web	Cap	Web	Cap	Web
layer 1	0,25	0°	45°	0°	45°	0°	45°
layer 2	0,25	90°	-45°	90°	-45°	90°	-45°
layer 3	0,25	0°	45°	0°	45°		
layer 4	0,25	90°	-45°	90°	-45°		
layer 5	0,25	0°	45°	0°	45°		
layer 6	0,25	90°	-45°	90°	-45°		
layer 7	0,25	0°	45°				
layer 8	0,25	90°	-45°				
layer 9	0,25	0°	45°				
layer 10	0,25	90°	-45°				
layer 11	0,25	0°	45°				
layer 12	0,25	90°	-45°				
layer 13	0,25	0°	45°				
layer 14	0,25	90°	-45°				
layer 15	0,25	0°	45°				
layer 16	0,25	90°	-45°				
Total Ketebalan		4 mm		1,5 mm		0,5 mm	

*warna kuning berarti arah serat yang diganti



Gambar 4-7 Tegangan (a) arah x (b) arah y (c) arah xy, dan (d) *Failure indices* hasil pengaturan ulang arah serat

Dari gambar di atas terlihat bahwa tegangan maksimum arah x,y dan tegangan geser arah xy turun jika dibandingkan dengan penggunaan arah serat sebelumnya. Hal tersebut akibat pengaruh dari penggantian arah pada *web spar*. Dapat dilihat pada Gambar 4-7 di atas, tegangan maksimum arah x turun 36,4% dari yang sebelumnya sebesar 130 MPa, tegangan maksimum arah y turun 22,7% dibandingkan perhitungan sebelumnya yang sebesar 112 MPa dan tegangan geser maksimum arah xy turun juga sebanyak 21% dari konfigurasi awal yang sebesar 38,6 MPa.

Jadi dapat diambil kesimpulan bahwa penggunaan arah serat pada *web spar* menjadi 45°/-45° tersebut dapat menghasilkan nilai Tsai-Hill menjadi 0,634, lebih kecil dibandingkan dari konfigurasi awal yang sebesar 0,962.

5. KESIMPULAN

Penggantian arah serat menjadi 45°/-45° pada *web spar* membuat nilai tegangan maksimum arah x dan y, serta tegangan geser maksimum xy turun signifikan. Nilai tegangan maksimum arah x berubah dari 130 MPa menjadi 82,7 MPa, tegangan maksimum arah y berubah dari 112 MPa menjadi 86,6 MPa, tegangan geser maksimum arah xy berubah dari 38,6 MPa menjadi 30,5 MPa dan *failure indices* berubah dari 0,962 menjadi 0,634. Perubahan nilai sebesar 34,1% pada nilai *failure indices* menjadi 0,634 membuat struktur lebih aman ketika diberi beban karena nilai *failure indices*-nya jauh di bawah nilai satu dibandingkan nilai sebelumnya.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih ditunjukkan kepada Bpk. Gunawan SP, Bpk. Agus Nurtjahjo M, Bpk. Mujtahid, Bpk. Atik Bintoro dan seluruh karyawan/ti Pusat Teknologi Penerbangan khususnya Bidang Teknologi Aerostruktur yang telah banyak membantu penyelesaian penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- 1) Wandono, Fajar. A, Ardiansyah, R, Hidayat, D, *Evaluasi Kriteria Kegagalan Tsai-Hill Pada Struktur Rangka Main Landing Gear LSU-05*. Serpong: Siptekgan. 2014.
- 2) Anand, Raju, F. Bharat kumar, K. *Design and Analysis of Horizontal Tail of UAV Using Composite Materials*. International Journal of Computer Trends and Technology. 2013.
- 3) Yong-Bin, P. Khanh-Hung, N. Jin-Hwe, K. Jin-Ho, Choi. *Structural Analysis of A Composite Target-Drone*. International Journal of Aeronautical & Space Science. 2011.

- 4) Hidayat, S dan Pramono, A.S. *Kajian Pengaruh Arah Serat Komposit Pada Sayap HSFTB V2 Berdasarkan Gaya Aerodinamika*. Skripsi, Fakultas Teknologi Industri. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh November.
- 5) Matthews, F.L., Davies, G.A.O, Hitchings, D., and Soutis, C., *Finite Element Modelling of Composite Materials and Structures*. England: Woodhead Publishing Limited. 2000. 214 hlm.
- 6) Jones, Robert. M., *Mechanics of Composite Materials*. USA: Taylor & Francis, Inc. 1999. 519 hlm
- 7) Baker, A. Dutton, S. Kelly. D, *Composite Materials for Aircraft Structures*. US: AIAA. 2004.
- 8) Abdurohman, K. Wandono, Fajar A. dan Hidayat. D., *Design Analysis of LSU-05 Twin Boom Using Finite Element Method*. Serpong: Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional. 2014.
- 9) LSU 05 Team, Conceptual Design Report LSU 05, LAPAN, Bogor. 2013.
- 10) D, Immanuvel. K, Arulselvan. P, Maniiarasan. S, Senthilkumar. *Stress Analysis and Weight Optimization of a Wing Box Structure Subjected to Flight Loads*. The International Journal of Engineering and Science. 2014.
- 11) Swetha, B. Sowmya, G. *Structural Design and Fatigue Analysis of a WIG (Wing in Ground) Vehicle*. International Journal of Latest Trends in Engineering and Technology (IJLTET). 2013.
- 12) Muchchandi, S,V. Pilli, S,C. *Design and Analysis of A Spar Beam for The Vertical Tail of A Transport Aircraft*. International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology. 2013.
- 13) Performance composites.
Tersedia di http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp, diakses 1 Oktober 2014