

Analisis Kekuatan Struktur Komposit Dengan *Ply Drop-Off* Pada Roda Pendarat Utama Pesawat Nir Awak Menggunakan Metode Elemen Hingga

(Strenght Analysis of Composite Structure with Ply Drop-Off in Unmanned Aerial Vehicle's Main Landing Gear Using Finite Element Method)

Fajar Ari Wandono^{1,2}, Mohammad Adhitya¹

¹Departemen Teknik Mesin, Universitas Indonesia, Kampus Depok 16424, Indonesia

²Laboratorium Aerostruktur, Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Bogor 16350, Indonesia

¹e-mail: fajarariwandono@yahoo.com

Diterima: 26 Oktober 2018; Direvisi: 23 November 2018; Disetujui: 07 Februari 2019

ABSTRACT

The application of ply drop-off has been utilized to optimize composite structure so it has a lighter mass compared to composite structure with uniform thickness. This paper will analyze the strength and mass reduction possibility of composite structure with ply drop-off in the main landing gear of unmanned aerial vehicle under operational load using finite element method. The operational loads are assumed as static load due to landing operation with value of 245 N in vertical axis and 78.75 N in horizontal axis. The main landing gear is modeled with Quad4 elements and using mechanical properties of e-glass Woven Roving 185 in MSC. Patran/Nastran software. Failure criteria is based on failure index and margin of safety of Tsai-Wu criteria. The result shows that main landing gear structure has 0.62 of index failure and 1.39 of margin of safety. It can be concluded that main landing gear structure is quiet strong and failure does not occur under the given operational loads. Moreover, mass reduction of main landing gear structure with ply drop-off is 18% lighter than without ply drop-off.

Keywords: ply drop-off, composite structure, main landing gear, unmanned aerial vehicle, finite element method, MSC. Patran/Nastran, Tsai-Wu failure criteria, mass reduction.

ABSTRAK

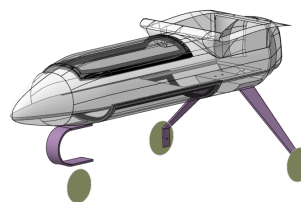
Aplikasi *ply drop-off* telah banyak digunakan untuk mengoptimalkan struktur komposit sehingga memiliki massa yang lebih ringan dibandingkan dengan struktur komposit dengan ketebalan seragam. Tulisan ini akan menganalisis kekuatan dan potensi pengurangan massa struktur komposit dengan *ply drop-off* pada roda pendarat utama pesawat nir awak terhadap beban operasional menggunakan metode elemen hingga. Beban operasional diasumsikan merupakan beban statik akibat landing sebesar 245 N arah vertikal dan sebesar 78.75 N arah horizontal. Struktur roda pendarat utama dimodelkan menggunakan elemen Quad4 dengan memasukkan sifat mekanis dari material e-glass Woven Roving 185 pada *software* MSC. Patran/Nastran. Kriteria kegagalan yang digunakan adalah berdasarkan kriteria kegagalan Tsai-Wu dalam indeks kegagalan dan *margin of safety*. Hasil yang didapatkan adalah struktur roda pendarat utama memiliki indeks kegagalan 0.62 dan *margin of safety* sebesar 1.39. Dari hasil tersebut menandakan struktur roda pendarat utama cukup kuat dan tidak terjadi kegagalan dalam menerima beban operasional yang diberikan. Di samping itu, potensi pengurangan massa pada struktur roda pendarat utama menggunakan *ply drop-off* adalah sebesar 18% lebih ringan dibandingkan dengan tanpa *ply drop-off*.

Kata kunci: *ply drop-off*, struktur komposit, roda pendarat utama, pesawat nir awak, metode elemen hingga, MSC. Patran/Nastran, kriteria kegagalan Tsai-Wu, pengurangan massa.

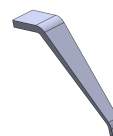
1 PENDAHULUAN

Struktur roda pendarat merupakan salah satu komponen paling penting pada sebuah pesawat terbang karena struktur ini berfungsi untuk menyerap beban ketika melakukan *taxi*, manuver darat, *take-off* dan *landing*. Di samping itu struktur ini dapat meneruskan beban-beban tersebut ke bagian *frame* badan pesawat sehingga dapat menghilangkan sebagian besar energi yang terjadi akibat tumbukan. (Jha, 2009) Struktur roda pendarat yang dibahas pada tulisan ini adalah struktur roda pendarat utama dari pesawat nir awak LAPAN yang bernama LAPAN *Surveillance* UAV seri 02 *New Generation Low Drag* (LSU-02NGLD). Pesawat nir awak ini sendiri memiliki panjang bentang sayap 2.9 m dengan massa total saat lepas landas sekitar 21 kg. Pesawat nir awak ini didesain untuk pengawasan laut yang dapat mengirimkan video secara *real time* dan mampu terbang dari *deck* kapal. Berikut adalah konfigurasi dan bentuk dari roda pendarat pada LSU-02NGLD.

Pada umumnya, material dari bahan metal dipilih sebagai material untuk struktur roda pendarat. Akan tetapi sedikit demi sedikit penggunaan material dari bahan metal digantikan dengan bahan komposit meskipun masih banyak penggunaannya untuk pesawat nir awak.



Gambar 1-1: Desain Struktur Roda Pendarat Utama

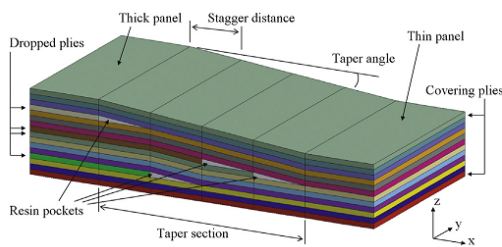


Gambar 1-2: Struktur Roda Pendarat Utama

Penggunaan struktur komposit meningkat dengan pesat pada industri penerbangan dan otomotif karena rasio

kekuatan-terhadap-berat dan kekakuan-terhadap-berat struktur komposit yang tinggi. (Dhurvey & Mittal, 2013) Dengan menggunakan komposit, berat dari struktur akan jauh berkurang jika dibandingkan dengan penggunaan bahan metal. Selain itu, penggunaan komposit juga dapat dioptimalkan lebih lanjut dengan memodifikasi arah serat, ketebalan struktur, proses manufaktur dan lain-lain.

Pengoptimalan ketebalan struktur pada sebuah struktur komposit dapat dilakukan dengan mengatur perbedaan ketebalan antara satu bagian dengan bagian yang lain. Dengan desain seperti ini maka akan membuat struktur komposit memiliki potensi lebih ringan dan murah dibandingkan dengan cara konvensional yang memiliki ketebalan yang seragam. (Dhurvey & Mittal, 2012) Cara yang dapat dilakukan untuk menghasilkan perbedaan ketebalan pada struktur komposit adalah dengan meletakkan beberapa lapis lamina di posisi tertentu pada keseluruhan susunan komposit yang dikenal dengan nama *ply drop-off*. Nama lain yang dikenal untuk struktur dengan *ply drop-off* adalah *tapered laminated structures*. Gambar struktur komposit dengan *ply drop-off* dapat dilihat pada Gambar di bawah ini.



Gambar 1-3: Skema Dari *Ply Drop-Off* (Irisarri, et al., 2013)

Tulisan ini bertujuan untuk menganalisis kekuatan dan potensi pengurangan massa struktur komposit dengan menggunakan *ply drop-off* pada

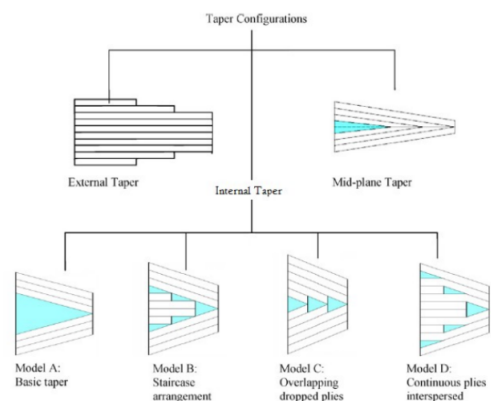
roda pendarat utama pesawat nir awak terhadap beban operasional menggunakan metode elemen hingga.

2 DASAR TEORI

Struktur komposit dengan *ply drop-off* sudah banyak diaplikasikan pada bidang penerbangan untuk mengurangi beban dari struktur yang dihasilkan. Akan tetapi, *ply drop-off* dapat mengakibatkan diskontinuitas dalam *laminated* yang akan menghasilkan konsentrasi tegangan pada bagian dimana ketebalannya berubah.

Hal ini akan membuat kegagalan pada struktur karena delaminasi dan atau kegagalan resin. (Weiss, et al., 2010) Pada bagian ini, menurut Steeves dan Fleck (Steeves & Fleck, 2004), dengan adanya perbedaan ketebalan akan menghasilkan kantong resin yang memiliki efek pada ketidaksempurnaan geometri terhadap kekuatan tekan. Untuk mengurangi kegagalan yang terjadi pada struktur komposit dengan *ply drop-off*, salah satu caranya adalah dengan menggunakan mesin otomatis yang dapat menyulam serat fiber sedemikian rupa sehingga mendapatkan lamina yang spesifik dengan bentuk yang spesifik pula. (Zheng & Kassapoglou, 2017)

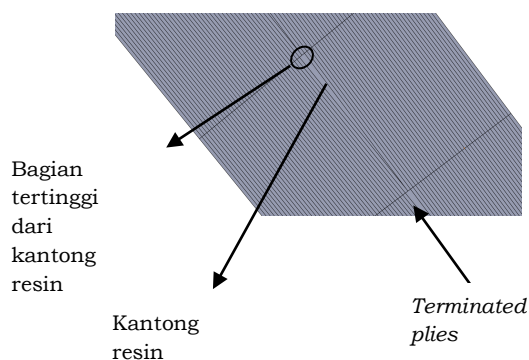
Ada beberapa konfigurasi berbagai bentuk *ply drop-off* yang ditampilkan pada gambar berikut.



Gambar 2-1: Konfigurasi Berbagai Bentuk *Ply*

Drop-Off (Dhurvey, et al., 2012)

Berdasarkan Gambar 2-1, konfigurasi bentuk yang digunakan dalam tulisan kali ini adalah konfigurasi *taper internal* dengan model C, yaitu menggunakan *overlapping dropped plies*. *Overlapping dropped plies* secara umum menghasilkan kantong resin yang berderetan dari pangkal sampai ujung struktur. Untuk mengetahui desain konfigurasi pada struktur roda pendarat utama dapat dilihat pada gambar berikut.



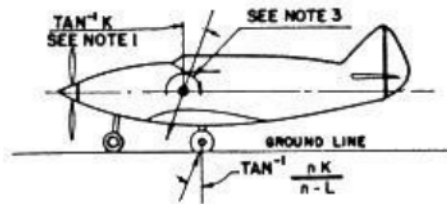
Gambar 2-2: Desain *Ply Drop-Off* Pada Struktur Roda Pendarat Utama

Dari Gambar 2-2 dapat diketahui jika penggunaan *ply drop-off* pada desain struktur komposit roda pendarat utama akan menghasilkan pola yang sama dengan referensi seperti: kantong resin, bagian tertinggi dari kantong resin dan *terminated plies* (lapisan yang dibuat tidak penuh dari pangkal ke ujung).

2.1 PERHITUNGAN BEBAN

Untuk mengetahui kekuatan struktur roda pendarat utama, maka yang harus diketahui terlebih dahulu adalah beban operasional maksimal pada pesawat nir awak. Beban maksimal yang digunakan pada struktur roda pendarat utama pada pesawat nir awak adalah *level landing with nose wheel just*

clear of ground. Posisi pesawat ketika *level landing with nose wheel just clear of ground* adalah roda pendarat utama yang menyentuh tanah terlebih dahulu kemudian diikuti roda pendarat depan dengan waktu yang hampir bersamaan. Berikut adalah gambar sketsa dari *level landing with nose wheel just clear of ground*. (CASR Part 23, 2014)



Gambar 2-3: Sketsa *Level Landing With Nose Wheel Just Clear Of Ground*

Menurut CASR (*Civil Aviation Safety Regulation*) Part 23, beban roda pendarat utama untuk *level landing with nose wheel just clear of ground* adalah sebagai berikut.

$$V_r = (n - L)W \quad (1)$$

$$D_r = KnW \quad (2)$$

Dimana V_r adalah beban vertikal roda pendarat utama. D_r adalah beban horizontal (*drag*) roda pendarat utama. n adalah *limit inertia load factor* yang nilainya tidak boleh lebih kecil dari 2.67. L adalah rasio dari gaya angkat pesawat terhadap berat pesawat, tetapi tidak boleh lebih dari 0.667. K adalah konstanta yang nilainya 0.25 untuk berat pesawat kurang dari sama dengan 3000 *pounds*. Sedangkan W adalah berat ketika lepas landas.

2.2 MATERIAL YANG DIGUNAKAN

Material yang digunakan untuk membuat struktur roda pendarat utama pesawat nir awak ini adalah e-glass WR (*Woven Roving*) 185 dengan resin epoxy.

Tabel 2-1: SIFAT MEKANIS MATERIAL E-GLASS WR 185/EPOXY (Abdurohman, 2016)

| E₁ (MPa) | E₂ (MPa) | G₁₂ (MPa) | v₁₂ | F_{1T} (MPa) | F_{1C} (MPa) | F_{2T} (MPa) | F_{2C} (MPa) | F₆ (MPa) | ρ (kg/m³) |
|--------------------------------------|--------------------------------------|---------------------------------------|-----------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|--------------------------------------|---------------------------------------|
| 8088 | 8088 | 3370 | 0.2 | 322.5 | 116.4 | 322.5 | 116.4 | 30 | 1500 |

Bahan *woven fabric* sangat luas digunakan pada industri modern karena kemampuan sifat mekanis yang seimbang, mudah untuk digunakan dan memiliki *drape-ability* yang baik yang dapat mengurangi biaya manufaktur jika dibandingkan dengan bahan *unidirectional*. (Dixit, et al., 2014) (Misra, et al., 2014) Berikut adalah sifat mekanis dari material yang digunakan.

Metode yang digunakan untuk membuat struktur roda pendarat utama adalah dengan proses *hand lay-up* yang kemudian diikuti dengan proses *vacuum bagging*.

2.3 KRITERIA KEGAGALAN

Definisi umum tentang kegagalan digambarkan dengan sebuah situasi dimana struktur tidak dapat lagi berfungsi sesuai desain awalnya. (Sih & Skudra, 1985) Kegagalan pada struktur komposit dapat berupa patahan, defleksi yang berlebih dan retakan yang terjadi pada matrix. Dari contoh kegagalan di atas yang paling membuktikan suatu kegagalan adalah ketika terjadinya patahan. Patahan terjadi karena struktur tersebut tidak dapat lagi menahan beban yang terjadi. (Kolios & Proia, 2012)

Untuk dapat menahan beban yang diberikan, maka struktur komposit harus memiliki kekuatan yang cukup. Pendefinisian kekuatan struktur komposit dapat diketahui dengan menggunakan tiga buah kategori seperti berikut: (Sih & Skudra, 1985)

- Kriteria batas (dengan menggunakan tegangan individu)
- Kriteria interaktif (interaksi dengan tegangan multi aksis)
- Kriteria hibrid (kombinasi dengan aspek-aspek lain dari dua poin di atas)

Pada tulisan kali ini, digunakan kriteria kegagalan Tsai-Wu yang termasuk dalam kriteria interaktif. Kriteria kegagalan ini adalah hasil dari modifikasi teori tensor polinomial yang dikembangkan oleh Gol'denblat dan Kopnov. (Gol'denblat & Kopnov, 1966) Berikut adalah persamaan umumnya. (Kolios & Proia, 2012)

$$f_i \cdot \sigma_i + f_{ij} \cdot \sigma_i \cdot \sigma_j \geq 1 \text{ dengan } i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (3)$$

Dimana f_i dan f_{ij} adalah tensor kekuatan orde dua dan empat. Dari persamaan di atas, kriteria kegagalan Tsai-Wu dapat ditulis sebagai berikut.

$$f_1 \sigma_1 + f_2 \sigma_2 + f_{11} \sigma_1^2 + f_{22} \sigma_2^2 + f_{66} \sigma_6^2 + 2f_{12} \sigma_1 \sigma_2 \geq 1 \quad (4)$$

$$\text{Dimana } f_1 = 1/F_{1t} - 1/F_{1c}, \quad f_{11} = 1/(F_{1t}F_{1c}), \\ f_2 = 1/F_{2t} - 1/F_{2c}, \quad f_{22} = 1/(F_{2t}F_{2c}), \quad f_{66} = 1/F_6^2, \\ f_{12} = G / \sqrt{F_{1t}F_{1c}F_{2t}F_{2c}};$$

$F_{1t}, F_{1c}, F_{2t}, F_{2c}$ adalah kekuatan lamina longitudinal arah-1 dan transversal arah-2; F_6 adalah kekuatan geser dan G bernilai -0.5 (Guo, et al., 2014)

Nilai di bawah satu pada nilai indeks kegagalan menandakan struktur

komposit tersebut aman ketika menerima beban. Sedangkan nilai satu menandakan tepat gagal dan nilai lebih dari satu menandakan kegagalan.

Selain ditampilkan dalam bentuk indeks kegagalan, kekuatan struktur komposit juga dapat disajikan dalam rasio kekuatan (*strength ratio* atau SR). Rasio kekuatan didefinisikan dengan faktor yang harus dikalikan ketika struktur tepat gagal. (Kolios & Proia, 2012) (MSC. Corporation, 2011) Rasio kekuatan ditampilkan dengan formula berikut ini.

$$SR_{TW} = \frac{(-b + \sqrt{b^2 + 4a})}{2a} \quad (5)$$

Dengan

$$a = f_{11}\sigma_1^2 + f_{22}\sigma_2^2 + f_{66}\tau_{12}^2 + 2f_{12}\sigma_1\sigma_2$$

$$b = f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2$$

Nilai lain yang digunakan untuk mengetahui kegagalan struktur komposit adalah dengan menggunakan *margin of safety* (MS), yang ditampilkan sebagai berikut. (Kolios & Proia, 2012) (MSC. Corporation, 2011)

$$MS = SR - 1 \quad (6)$$

Kegagalan terjadi ketika nilai MS lebih kecil sama dengan 0 dan sebaliknya jika nilai MS lebih dari 0 menandakan struktur tersebut aman.

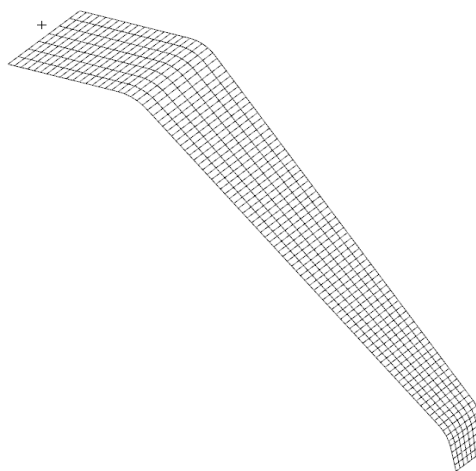
Proses pemodelan dan simulasi kekuatan struktur komposit dengan *ply drop-off* akan dilakukan dengan menggunakan *software* MSC. Patran/Nastran. *Software* ini menggunakan metode elemen hingga yang digunakan untuk menghitung kasus-kasus rumit dalam bidang rekayasa.

3 METODOLOGI

Berikut adalah metodologi yang digunakan pada tulisan kali ini.

3.1 PROSES MESHING

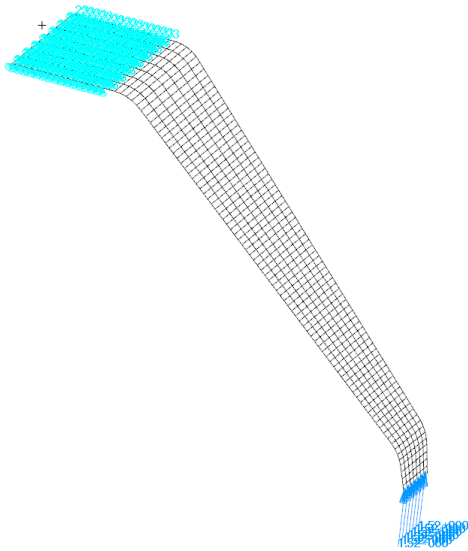
Struktur roda pendarat utama dimodelkan dalam bentuk 2D menggunakan *quadrilateral shell elements* (Quad4) dengan sifat-sifat material 2D *orthotropic*. Pemodelan dan analisis elemen hingga dilakukan menggunakan modul *laminated modeller* pada MSC. Patran/Nastran karena dapat memodelkan dan menganalisis kasus *ply drop-off* pada struktur komposit dengan baik.



Gambar 3-1: Model Elemen Hingga Struktur Roda Pendarat Utama

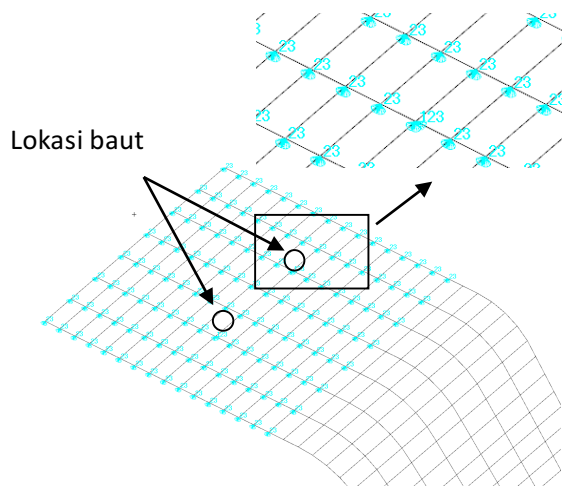
3.2 PENENTUAN PEMBEBANAN DAN KONDISI BATAS

Analisis yang digunakan adalah analisis statik dengan beban vertikal dan horizontal sesuai dengan perhitungan pada persamaan 1 dan 2, yang diletakkan pada ujung struktur roda pendarat utama. Kondisi batas akan dibuat semirip mungkin dengan kondisi ketika struktur roda pendarat utama diletakkan pada kantong pada bagian bawah badan pesawat yang kemudian diikat dengan dua baut. Berikut adalah ilustrasi beban dan kondisi batas pada struktur roda pendarat utama.



Gambar 3-2: Pembebanan dan Kondisi Batas

Untuk mengetahui detail tentang kondisi batas yang digunakan dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar 3-3: Detail Kondisi Batas

Angka 123 pada daerah lokasi baut menandakan bahwa nodal tersebut tidak dapat bergerak ke arah x, y dan z tetapi dapat berotasi pada arah tersebut. Kondisi batas tersebut dapat digunakan untuk mewakili penggunaan baut untuk mengikat struktur roda pendarat utama dengan badan pesawat. Sedangkan daerah lain menggunakan angka 23 yang menandakan bahwa nodal tersebut hanya dapat bergerak ke arah x dan berotasi ke arah x, y dan z.

3.3 VERIFIKASI MODEL

Elemen Quad4 yang dihasilkan pada struktur roda pendarat utama akan diverifikasi untuk mengetahui kualitas dari elemen tersebut. Verifikasi elemen yang dilakukan meliputi batas, *duplicate*, *normal*, *aspect ratio*, *warp*, *skew* dan *taper*.

Tabel 3-1: VERIFIKASI ELEMEN QUAD4

| Test | Total Failed |
|---------------|--------------|
| Aspect | 0 |
| Warp | 0 |
| Skew | 0 |
| Taper | 0 |
| Normal Offset | 0 |

Dari Tabel 3-1 diketahui bahwa elemen yang dihasilkan sudah baik, yaitu dengan tidak adanya elemen yang berada pada kolom *Total Failed*. Jika terdapat elemen pada kolom *Total Failed*, maka sebaiknya elemen tersebut diperbaiki terlebih dahulu.

Verifikasi lainnya yang dilakukan adalah verifikasi arah serat dari setiap lapisan yang akan dibuat. Berikut adalah gambar pada salah satu lapisan struktur roda pendarat utama.



Gambar 3-4: Verifikasi Arah Serat

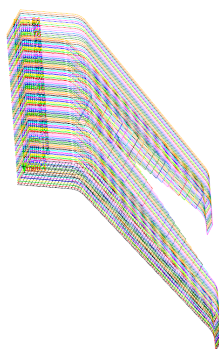
Dari Gambar 3-4 terlihat bahwa pengaplikasian serat dilakukan tegak lurus pada pangkal dengan referensi ke arah ujung struktur. Dengan demikian arah longitudinal serat berada

pada garis panah berwarna hijau, sedangkan ketebalan berada pada garis panah berwarna merah. Pada gambar tersebut juga terlihat garis berwarna kuning tipis yang merupakan *flat pattern* dari serat pada lapisan tersebut.

3.3 STACKING SEQUENCE

Proses perancangan desain struktur komposit dimulai dengan mencari batasan dari proses manufaktur. Karena pembuatan struktur roda pendarat utama ini masih menggunakan alat-alat yang sederhana, maka arah serat yang dapat digunakan hanya 0°, ±45° dan 90°. Di samping itu, desain struktur komposit juga harus dirancang simetris dan seimbang. Pada bagian atas dan bawah, dibuat lapisan yang kontinu dari pangkal sampai ke ujung struktur roda pendarat utama. *Stacking sequence* yang digunakan terdiri dari 84 lapis dengan arah serat [(0/±45/90)₁₀/±45]_s.

Berikut adalah jumlah lamina yang digunakan untuk membuat struktur roda pendarat utama.

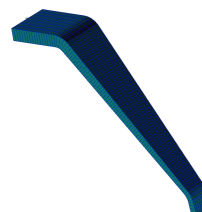


Gambar 3-5: Jumlah Lamina Pada Struktur Roda Pendarat Utama

Dari penggunaan lamina dan *ply drop-off* di atas maka kemudian diverifikasi ke dalam bentuk 3D. Hasil bentuk 3D tersebut harus sesuai dengan desain awal yang sudah ditetapkan. Jika masih ada perbedaan, maka

penggunaan lapisan dan *ply drop-off* harus ditinjau ulang.

Berikut adalah hasil 3D yang sudah sama dengan desain awal.



Gambar 3-6: Verifikasi Bentuk 3D Pada Struktur Roda Pendarat Utama

4 HASIL DAN ANALISIS

Berikut adalah perhitungan beban maksimum struktur roda pendarat dalam arah vertikal dan horizontal menggunakan persamaan 1 dan 2.

Dari persamaan 1, berikut adalah perhitungan beban roda pendarat utama arah vertikal.

$$V_r = (3 - 0.667)210$$

$$V_r = 489.93 \text{ N (struktur kiri dan kanan)}$$

Dari perhitungan di atas dapat diketahui bahwa beban pendaratan vertikal masing-masing struktur roda pendarat adalah sebesar 245 N.

Dari persamaan 2, berikut adalah perhitungan beban roda pendarat utama arah horizontal.

$$D_r = (0.25)(3)(210)$$

$$D_r = 157.5 \text{ N (struktur kiri dan kanan)}$$

Dari perhitungan di atas dapat diketahui bahwa beban pendaratan horizontal masing-masing struktur roda pendarat adalah 78.75 N.

Beban-beban yang dihasilkan di atas kemudian dimasukkan ke dalam *software* MSC. Patran/Nastran seperti yang ditampilkan pada Gambar 3-2 di atas. *Software* tersebut akan

menghitung menggunakan metode elemen hingga sehingga menghasilkan nilai seperti gaya reaksi tumpuan, *displacement*, indeks kegagalan dan *margin of safety*.

Berikut adalah data-data masukan yang digunakan.

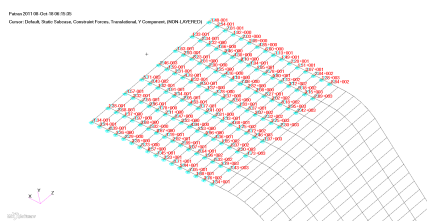
| LOAD TYPE | T1 | T2 | T3 |
|-----------|--------------|--------------|--------------|
| FX | 0.000000E+00 | ---- | ---- |
| FY | ---- | 2.449863E+02 | ---- |
| FZ | ---- | ---- | 7.874553E+01 |
| MX | ---- | ---- | ---- |
| MY | ---- | ---- | ---- |
| MZ | ---- | ---- | ---- |
| TOTALS | 0.000000E+00 | 2.449863E+02 | 7.874553E+01 |

Gambar 4-1: Masukan yang Digunakan

Seperti yang diketahui sebelumnya, bahwa nilai beban arah vertikal sebesar 245 N dan beban arah horizontal sebesar 78.75 N. Tetapi berdasarkan Gambar 4-1 di atas, nilai beban arah vertikal yang dimasukkan hanya terbaca sebesar 244.986 N dan beban arah horizontal sebesar 78.745 N. Terdapat perbedaan yang sangat kecil antara hasil masukan dan hasil yang terbaca, namun perbedaan tersebut masih dapat diterima.

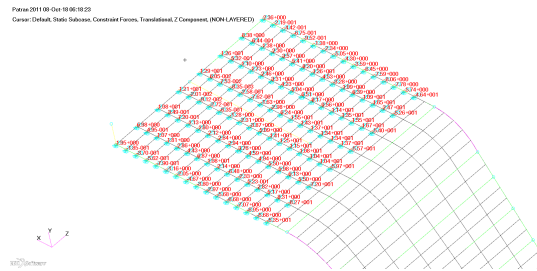
Hasil pertama yang ditampilkan adalah gaya reaksi tumpuan. Gaya reaksi tumpuan ini digunakan untuk memverifikasi bahwa hasil dari perhitungan *software* tersebut benar apabila menghasilkan keseimbangan gaya reaksi dengan beban yang diberikan.

Berikut adalah hasil dari gaya reaksi arah vertikal.



Gambar 4-2: Gaya Reaksi Pada Tumpuan Arah Vertikal

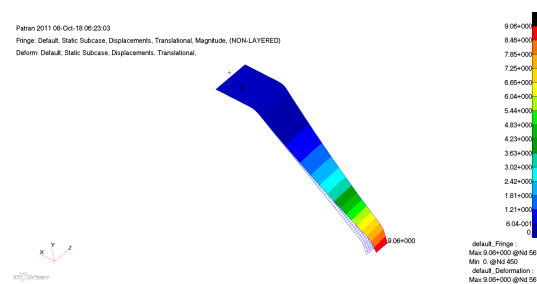
Dengan menjumlahkan seluruh nilai pada nodal-nodal tumpuan di atas maka dihasilkan gaya reaksi arah vertikal sebesar -244.986 N.



Gambar 4-3: Gaya Reaksi Pada Tumpuan Arah Horizontal

Penjumlahan seluruh nilai pada nodal-nodal tumpuan di atas maka dihasilkan gaya reaksi arah horizontal sebesar -78.745 N.

Dari hasil-hasil tersebut maka dapat diketahui bahwa sudah terjadi keseimbangan antara beban yang diberikan dan gaya reaksi yang dihasilkan. Hal ini berarti model yang dibuat sudah cukup baik. Setelah mendapatkan gaya reaksi, berikut adalah tampilan dari kontur *displacement* roda pendarat utama.

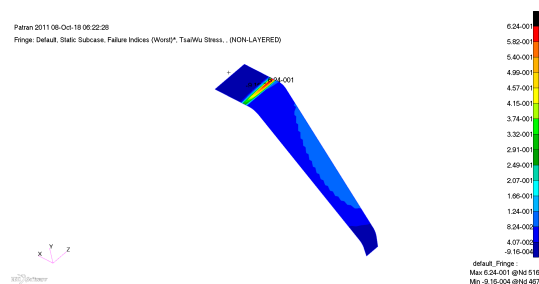


Gambar 4-4: Kontur *Displacement* Pada Struktur Roda Pendarat Utama

Dari Gambar 4-4 di atas diketahui bahwa nilai resultan maksimum *displacement* pada struktur roda pendarat utama adalah sebesar 9.06 mm yang terletak di ujung struktur. Dari pangkal ke ujung struktur tersebut terdapat perbedaan gradasi

displacement yang diakibatkan kekakuan sepanjang struktur tersebut. Nilai kekakuan akan semakin besar menuju pangkal sehingga menghasilkan *displacement* yang kecil, begitu juga sebaliknya.

Untuk mengetahui kekuatan dari struktur roda pendarat utama maka berikut adalah kontur indeks kegagalan Tsai-Wu.

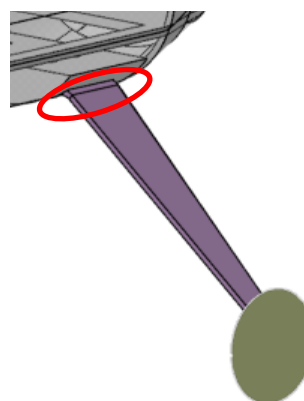


Gambar 4-5: Kontur Indeks Kegagalan Tsai-Wu Pada Struktur Roda Pendarat Utama

Dari Gambar 4-5 di atas terlihat bahwa bagian paling kritis pada struktur roda pendarat utama adalah pada bagian dengan nilai indeks kegagalan tertinggi, yaitu sebesar 0.62. Daerah tersebut merupakan daerah sekitar lekukan pada daerah ujung kondisi batas. Hal tersebut terjadi akibat besarnya gaya reaksi yang diterima yang membuat nilai indeks kegagalannya pun menjadi besar. Posisi nilai indeks kegagalan tertinggi berada agak ke belakang karena adanya beban horizontal yang diberikan sehingga membuat daerah belakang memiliki nilai yang tinggi dibandingkan dengan bagian depan.

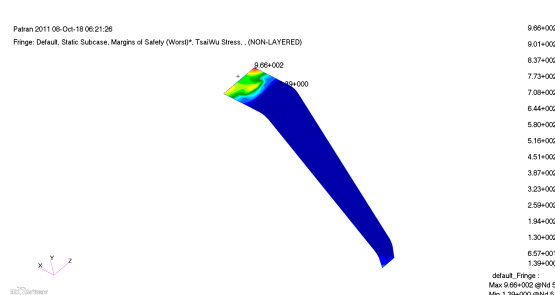
Pada kondisi kenyataannya, daerah paling kritis ini terjadi pada daerah berikut.

Berdasarkan nilai indeks kegagalan Tsai-Wu sebesar 0.62, maka dapat disimpulkan bahwa kegagalan tidak terjadi karena nilainya masih di bawah 1.



Gambar 4-6: Daerah Kritis Pada Struktur Roda Pendarat Utama

Selain indeks kegagalan Tsai-Wu, berikut ditampilkan kontur nilai *margin of safety* pada struktur roda pendarat utama.



Gambar 4-7: Kontur *Margin of safety* Pada Struktur Roda Pendarat Utama

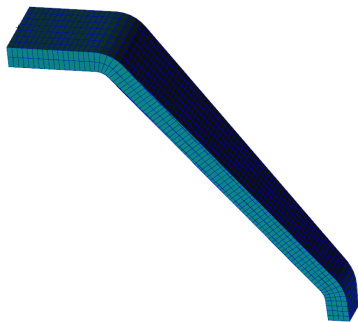
Dari Gambar 4-7 di atas diketahui bahwa nilai minimum *margin of safety* adalah sebesar 1.39. Angka tersebut menandakan struktur mempunyai nilai cadangan sebesar 1.39 kali untuk gagal. Sedangkan nilai maksimum *margin of safety* sebesar 966 terletak pangkal struktur roda pendarat utama. Dari Gambar 4-7 terlihat beberapa area pada pangkal struktur roda pendarat utama yang memiliki nilai *margin of safety* lebih dari 50. Hal tersebut menandakan tegangan yang terjadi pada area itu cukup kecil sehingga menghasilkan nilai *margin of safety* yang cukup besar.

Dari penggunaan struktur dengan *ply drop-off* didapatkan massa sebesar 0.698 kg dan volume sebesar 450300 mm³ seperti terlihat pada gambar berikut.

| Mass | Volume |
|------------|------------|
| 6.979E-001 | 4.503E+005 |

Gambar 4-8: Massa Struktur Roda Pendarat Utama

Massa yang dihasilkan pada struktur dengan *ply drop-off* kemudian akan dibandingkan dengan massa yang dihasilkan pada struktur tanpa *ply drop-off*. Struktur tanpa *ply drop-off* akan menghasilkan ketebalan yang sama dari pangkal sampai ujung struktur roda pendarat utama. Berikut adalah gambar struktur tanpa *ply drop-off*.



Gambar 4-9: Tampilan Struktur Roda Pendarat Utama Tanpa Ply-Drop Off

Dengan menggunakan struktur tanpa *ply drop-off* maka akan menghasilkan massa sebesar 0.852 kg dan volume sebesar 550000 mm³ seperti pada gambar di bawah ini.

| Mass | Volume |
|------------|------------|
| 8.526E-001 | 5.500E+005 |

Gambar 4-10: Massa Struktur Roda Pendarat Utama Tanpa Ply-Drop Off

5 KESIMPULAN

Penggunaan *ply drop-off* pada struktur roda pendarat utama telah dimodelkan dan disimulasi menggunakan *software* MSC. Patran/Nastran. Dengan pemberian beban statik arah vertikal sebesar 245 N dan arah horizontal sebesar 78.75 N pada ujung struktur roda pendarat didapatkan nilai indeks kegagalan dan *margin of safety* sebesar 0.62 dan 1.39. Dari hasil tersebut dapat dikatakan bahwa tidak terjadi kegagalan pada struktur roda pendarat utama ketika beroperasi. Di samping itu, potensi pengurangan massa struktur roda pendarat dengan menggunakan *ply drop-off* adalah sebesar 18% lebih ringan jika dibandingkan dengan tanpa *ply drop-off*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan ini tidak lupa penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada Bapak Drs. Gunawan S. Prabowo, MT selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan Riki Ardiansyah yang sudah memberikan gambar-gambar terkait LSU-02NGLD.

DAFTAR RUJUKAN

- Abdurohman, K., 2016. *Simulasi uji tarik komposit glass-epoxy hasil vacuum bagging*. Bogor: Pustekbang.
- Ministry of Transportation Republic of Indonesia., 2014. *CASR Part 23 Amendment 2*. Jakarta: Ministry of Transportation Republic of Indonesia.
- MSC. Corporation, 2011. *Patran Laminates Theory*.
- Dhurvey, P. & Mittal, N., 2012. *Finite Element Analysis of Internally Ply Drop-off Composites Laminates*. *International Journal of Engineering Research*, Volume 1, pp. 12-16.
- Dhurvey, P. & Mittal, N., 2013. *Study the effect of externally and internally ply drop-off in composite laminate analysis*. *ARNP Journal of Engineering and Applied Sciences*, 8(4).

- Dixit, A., Mali, H. & Misra, R., 2014. *Unit cell model of woven fabric textile composite for multiscale analysis*. *Procedia Engineering*.
- Gol'denblat, I. & Kopnov, V. A., 1966. *Strength of Glass Reinforced Plastic in the Complex Stress State*. *Polymer Mechanics*, Volume 1, pp. 54-59.
- Guo, S., Li, D., Zhang, X. & Xiang, J., 2014. *Buckling and post-buckling of a composite C-section with cutout and flange reinforcement*. *Composites: Part B*, Issue 60, pp. 119-124.
- Irisarri, F., Lasseigne, A., Leroy, F. & Le Riche, R., 2013. *Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables*. *Composite Structures*, pp. 559-569.
- Jha, A., 2009. *Landing Gear Layout Design for Unmanned Aerial Vehicle*. Dargapur, s.n.
- Kolios, A. J. & Proia, S., 2012. *Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures*. *World Journal of Mechanics*, Volume 2, pp. 162-170.
- Misra, R., Dixit, A. & Mali, H. S., 2014. *Finite element (FE) shear modeling of woven fabric textile composite*. *Procedia Materials Science*, Volume 6, pp. 1344-1350.
- Sih, G. C. & Skudra, A. M., 1985. *Failure Mechanics of Composites*. Amsterdam: Elsevier Science & Technology.
- Steeves, C. A. & Fleck, N. A., 2004. *Compressive strength of composite laminates with terminated internal plies*. *Elsevier*, 36(10), pp. 798-805.
- Weiss, A. et al., 2010. *Influence of ply-drop location on the fatigue behaviour of tapered composites laminates*. *Procedia Engineering*, Volume 2, pp. 1105-1114.
- Zheng, W. & Kassapoglou, C., 2017. *Prediction of delamination onset and growth for AP-PLY composite laminates using the finite element method*. *Composites: Part A*, pp. 381-393.