

ANALISIS STATIK DAN DINAMIK STRUKTUR MAIN LANDING GEAR PESAWAT NIRAWAK LSU-02 NG LD DENGAN METODE ELEMEN HINGGA

STATIC AND DYNAMIC ANALYSIS OF LSU-02 NG LD UAV MAIN LANDING GEAR WITH FINITE ELEMENT METHOD

Gugun Gunadi¹, Rizky Fitriansyah², Sahril Afandi Sitompul¹
¹Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta
²Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN
gugun.gunadi1995@gmail.com

Abstrak

Main landing gear merupakan salah satu komponen paling penting pada pesawat terbang. Kegagalan komponen *main landing gear* akan mengakibatkan kerusakan yang parah pada struktur pesawat secara keseluruhan. Analisis pada struktur *main landing gear* harus dilakukan untuk mengetahui kehandalan struktur *main landing gear* saat beroperasi. Umumnya, analisis pada struktur *main landing gear* hanya dilakukan dalam kasus statik, sementara beban terbesar yang akan diterima struktur *main landing gear* adalah beban dinamik (beban dampak). Makalah ini dibuat untuk mengetahui perilaku struktur *main landing gear* dalam kondisi pembebanan statik dan dinamik. Analisis statik dan dinamik dilakukan pada struktur *main landing gear* pesawat nirawak hasil pengembangan Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN yaitu LSU-02 NG LD. Analisis dilakukan menggunakan perangkat lunak berbasis metode elemen hingga ABAQUS versi 6.14. Hasil simulasi statik pada struktur *main landing gear* adalah tegangan maksimum dalam arah serat (X), arah tegak lurus serat (Y), dan arah geser (XY) sebesar 121 MPa, 120 MPa dan 12.8 MPa. Hasil simulasi dinamik pada struktur *main landing gear* adalah tegangan maksimum arah serat (X), arah tegak lurus serat (Y), dan tegangan geser (XY) sebesar 596 MPa, 576 MPa dan 72.2 MPa. Sebagai tambahan dilakukan analisis parametrik dengan variasi massa dan kecepatan pesawat saat pendaratan terhadap keamanan struktur *main landing gear*. Hasil yang didapatkan adalah pengurangan kecepatan memiliki dampak yang lebih besar terhadap keamanan struktur *main landing gear* jika dibandingkan dengan pengurangan massa pesawat saat pendaratan.

Kata kunci: *main landing gear*, beban statik, beban dinamik, metode elemen hingga, LSU-02 NG LD

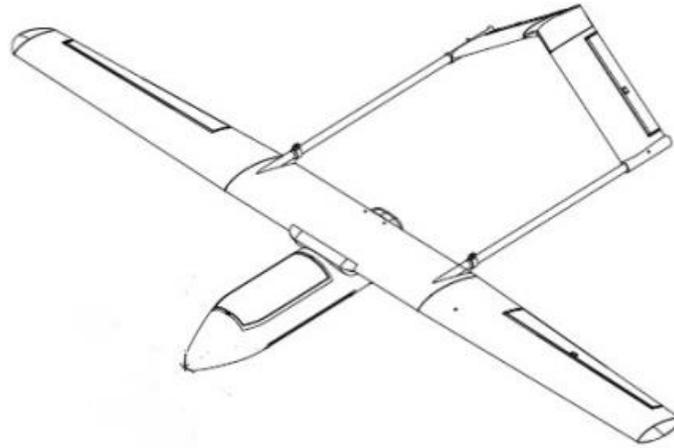
Abstract

Main landing gear is the one of most important component on aircraft. Failure in this component will cause severe damage to the overall aircraft structure. Analysis on *main landing gear* structure must be carried out to determine the reliability of *main landing gear* structure when operating. Basically, analysis on *main landing gear* structure only conducted in static loading case. meanwhile highest load will be imposed is dynamic load (impact load). This paper is write to determine the behavior of *main landing gear* structure in static and dynamic loading. Static and dynamic analysis conducted on unmanned aerial vehicle's *main landing gear* which developed by Aeronautic Technology Center LAPAN that is LSU-02 NG LD. Analysis is conducted on finite element method based software ABAQUS 6.14. Result from static analysis is maximum stress in the direction of fiber (X), maximum stress in perpendicular direction of fiber (Y), and maximum shear stress (XY) of 121 MPa, 120 MPa, and 12.8 MPa respectively. Result from dynamic analysis is the maximum stress in the direction of fiber, maximum stress in perpendicular direction of fiber, and maximum shear stress is 596 MPa, 576 MPa, and 72.2 MPa. In addition, the parametric analysis with variation of landing mass and velocity of the aircraft to reliability of *main landing gear* structure. Result obtained from parametric analysis is reducing velocity of aircraft have greater impact to *main landing gear* structure than reducing the mass of aircraft when landing.

Keywords: *main landing gear*, static load, dynamic load, finite element method, LSU-02 NG LD

1. PENDAHULUAN

Pesawat nirawak LSU-02 NG LD merupakan pesawat nirawak hasil penelitian dan pengembangan Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN. Pesawat ini merupakan varian baru dari generasi LSU-02 dengan beberapa keunggulan dalam hal jangkauan terbang dan penghematan bahan bakar. Salah satu komponen pesawat yang memiliki fungsi yang sangat penting adalah *main landing gear* (MLG). MLG berfungsi sebagai penyangga pesawat saat beroperasi di darat dan sebagai peredam beban dampak saat pendaratan. Kegagalan pada komponen ini akan mengakibatkan kerusakan yang fatal pada struktur pesawat secara keseluruhan [7]. Oleh karena itu analisis pada struktur MLG harus dilakukan untuk mengetahui kehandalan MLG saat beroperasi.



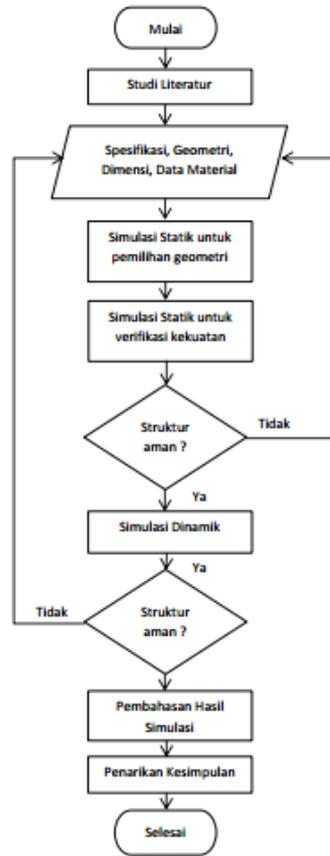
Gambar 1. Pesawat nirawak LSU-02 NG LD

Penelitian dengan objek struktur MLG telah banyak dilakukan. Rashidi dan Milani [1] melakukan penelitian pada struktur MLG pesawat ringan dalam kondisi pembebanan statik dan dinamik serta membandingkan efek variasi material landasan terhadap karakteristik peredaman energi dari struktur MLG tersebut. Wandono, et.al [2] melakukan penelitian pada struktur MLG pesawat nirawak LSU-05 dengan mengevaluasi kriteria kegagalan Tsai-Hill untuk melakukan verifikasi keamanan struktur MLG. Ardiansyah et.al [3] melakukan analisis pada struktur MLG pesawat nirawak LSU-05 untuk menentukan komposisi material penyusun struktur MLG yang paling efisien. Al-Bahkali [4] melakukan penelitian pada struktur MLG pesawat ringan untuk menentukan geometri struktur MLG yang paling efisien. Ilic et.al [5] melakukan penelitian pada struktur MLG pesawat nirawak untuk membandingkan respon pembebanan secara eksperimen dengan simulasi numerik pada struktur MLG. Park et.al [6] melakukan penelitian pada struktur MLG target drone untuk mengetahui respon struktur MLG dalam kondisi pembebanan statik dan dinamik.

Pada umumnya analisis pada struktur MLG dilakukan dengan pembebanan statik saja, sementara beban terbesar yang akan diterima MLG adalah beban dinamik (beban dampak) saat pendaratan. Tujuan penulisan makalah ini adalah untuk mengetahui kehandalan desain struktur MLG pesawat nirawak LSU-02 NG LD dalam menerima pembebanan statik dan dinamik. Sebagai tambahan, dilakukan analisis parametrik dengan variasi kecepatan dan massa pesawat saat pendaratan terhadap keamanan struktur MLG.

2. METODOLOGI

Penelitian beban statik dan beban dinamik pada struktur MLG dilakukan dalam beberapa langkah, yaitu pertama membuat desain geometri MLG, menentukan beban statik pada MLG, menentukan parameter beban dinamik, membuat pemodelan MLG, dan langkah terakhir melakukan analisis FEM beserta olah data. Tahapan penelitian ditampilkan dalam diagram alir pada gambar 2.



Gambar 2. Diagram alir penelitian

2.1. Beban statik pada MLG

Beban statik pada MLG berasal dari nilai berat maksimum pesawat saat *take off* (MTOW). Beban ini diaplikasikan pada masing-masing MLG strut. Prosedur perhitungan beban statik dimulai dengan menentukan Mean Aerodynamic Chord (MAC) yang ditentukan oleh persamaan Currey [8]:

$$MAC = \frac{2}{3} \left[C_R + C_T - \frac{C_R \cdot C_T}{C_R + C_T} \right] \quad (1)$$

dimana C_R adalah panjang chord root (mm) dan C_T adalah panjang chord tip (mm). Selanjutnya beban statik didapatkan melalui persamaan Currey [8]:

$$F = W \left[\frac{J-M}{2J} \right] < (0,42 - 0,46)W \quad (2)$$

dimana F adalah beban statik pada masing-masing strut (N), W adalah MTOW (N), J adalah jarak antara nose gear dan MLG (mm), dan M adalah 53% dari MAC. Besar beban statik pada masing-masing strut harus lebih kecil dari atau sama dengan nilai antara 0,42 hingga 0,46 kali MTOW.

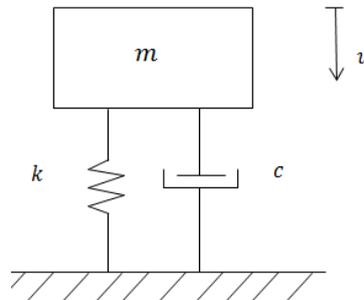
2.2. Beban dinamik pada MLG

Beban dinamik merupakan beban yang memiliki besaran, arah, dan posisi yang bervariasi terhadap suatu waktu tertentu. Gaya inersia dalam suatu kondisi pembebanan dinamik sangat signifikan. Persamaan kesetimbangan untuk beban dinamik pada suatu struktur adalah:

$$F_{(t)} = m\ddot{u} + c\dot{u} + ku \quad (3)$$

dimana $F(t)$ adalah beban dinamik (N), m adalah massa struktur (kg), \ddot{u} adalah percepatan (mm/s^2), c adalah koefisien redaman, \dot{u} adalah kecepatan (mm/s), k adalah kekakuan struktur (N/mm), dan u adalah perpindahan (mm).

Komponen $m\ddot{u}$ adalah gaya inersia, $c\dot{u}$ adalah gaya redaman, dan ku adalah gaya pemulih elastik. Sistem dinamik pada struktur dengan derajat kebebasan tunggal dapat digambarkan dalam sistem massa redaman pegas yang ditunjukkan pada gambar 2.



Gambar 3. Sistem massa-redaman-pegas dengan SDOF [9]

Saat pendaratan, struktur MLG akan menerima beban impact yang disebabkan oleh interaksi antara roda dengan landasan. Beban impact terjadi dalam waktu yang sangat singkat. Dua parameter penting yang mempengaruhi besar beban impact pada struktur MLG adalah kecepatan pesawat saat pendaratan dan massa pesawat. Dalam penelitian ini kecepatan pendaratan yang digunakan adalah kecepatan vertikal (*rate of descent*) yang dapat dihitung dengan menggunakan persamaan :

$$v_y = v_{landing} \sin \theta \quad (4)$$

dimana v_y adalah kecepatan vertikal saat pendaratan, $v_{landing}$ adalah kecepatan pendaratan, θ adalah sudut glide pesawat saat pendaratan

2.3. Data mekanik material

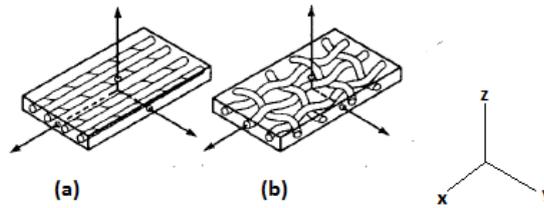
Material yang digunakan pada struktur MLG adalah carbon fiber dengan bi-directional dengan data properti material ditampilkan dalam tabel 1.

Tabel 1. Data Mekanik Material

Parameter	Nilai	Satuan
Modulus Elastisitas (0°)	70	GPa
Modulus Elastisitas (90°)	70	GPa
Poisson's Ratio	0.1	-
Modulus Geser	5	GPa
Ultimate Tensile Strength (0°)	600	MPa
Ultimate Tensile Strength (90°)	600	MPa
Ultimate Compressive Strength (0°)	576	MPa
Ultimate Compressive Strength (90°)	576	MPa
Shear Stress Limit	90	MPa
Density	1600	Kg/m ³

2.4. Mekanika struktur komposit

Komposit merupakan material yang terdiri dari dua atau lebih material berbeda yang digabungkan dalam tingkatan makroskopik. Material komposit umumnya terdiri atas serat (*fiber*) yang berperan sebagai penguat, dan matriks yang berperan sebagai pengikat. Struktur komposit umumnya terdiri dari lembaran-lembaran serat dan matriks yang disebut sebagai lamina. Terdapat dua jenis lamina yang umum digunakan, yaitu lamina dengan susunan serat searah (*uni-directional lamina*) dan lamina dengan susunan serat dua arah (*bi-directional lamina*) seperti yang ditunjukkan pada gambar 4.

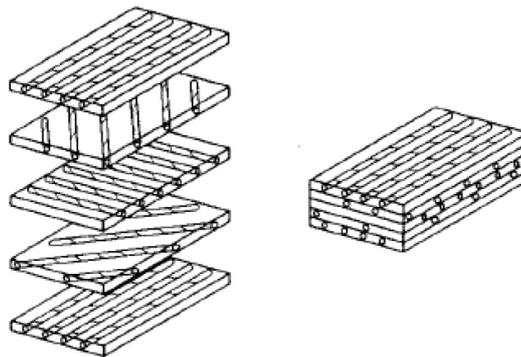


Gambar 4. a.) uni-directional lamina; b.) bi-directional lamina [10]

Tegangan yang terjadi pada lamina adalah tegangan bidang (*plane stress*). Dalam tegangan bidang, tegangan pada arah ketebalan (arah z) diabaikan, sehingga hubungan tegangan-regangan untuk lamina dituliskan :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [C] \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

dimana σ_x adalah tegangan dalam arah sumbu x, σ_y adalah tegangan dalam arah sumbu y, τ_{xy} adalah tegangan geser, ϵ_x adalah regangan dalam arah sumbu x, ϵ_y adalah regangan dalam arah sumbu y, γ_{xy} adalah regangan geser. Laminat merupakan gabungan dari lamina dengan orientasi arah serat yang berbeda. Tujuan variasi arah serat pada laminat adalah untuk membuat struktur komposit dapat menahan pembebanan multiaksial seperti ditunjukkan pada gambar 5.



Gambar 5. Laminat [10]

Resultan gaya dan momen diperoleh dengan integrasi tegangan-tegangan pada setiap lapisan dalam arah ketebalan laminat. Sebagai contoh dalam sumbu x :

$$N_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \quad (6)$$

$$M_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz$$

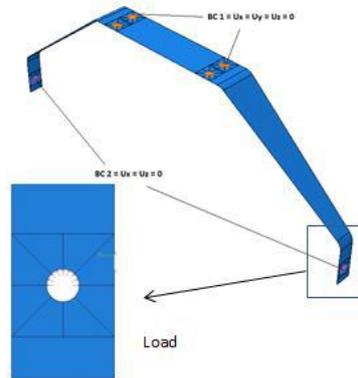
2.5. Kriteria kegagalan Tsai-Hill

Kriteria kegagalan *Tsai-Hill* merupakan perluasan dari kriteria luluh *von Mises* untuk material isotropik [10]. Kriteria luluh *von Mises* berdasarkan pada energi distorsi material. Energi distorsi merupakan bagian dari energi regangan yang bekerja untuk membuat perubahan bentuk suatu benda. Material akan mengalami kegagalan ketika energi distorsi yang bekerja pada struktur lebih besar dari energi distorsi material. Hill mengadopsi teori ini untuk diterapkan pada material *anisotropic*. Tsai menerapkan metode ini pada *unidirectional lamina*. Struktur komposit akan mengalami kegagalan dalam kriteria *Tsai-Hill* apabila:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \geq 1 \quad (7)$$

2.6. Setup analisis statik dan dinamik

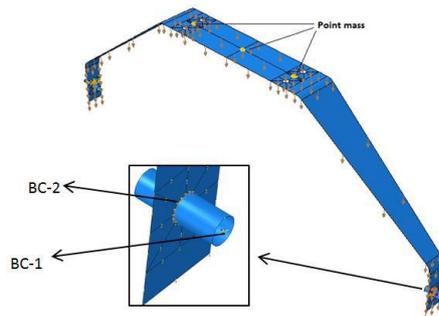
Analisis statik struktur MLG dengan metode elemen hingga dilakukan dengan data masukan beban statik yang didapatkan berdasarkan persamaan (1) dan (2) dengan nilai beban statik sebesar 69.75 N pada masing-masing strut. Dengan mempertimbangkan penggunaan faktor pembebanan sebesar 3 maka didapatkan beban statik sebesar 209.55 N. Setup pembebanan dan kondisi batas pada simulasi statik ditampilkan pada gambar 6.



Gambar 6. Setup simulasi statik

Kondisi batas untuk simulasi statik ditempatkan pada 4 lubang baut sambungan *fuselage* dan MLG. Jenis kondisi batas yang digunakan dalam simulasi statik adalah *pinned*, dimana struktur tidak dapat bergerak secara translasi namun masih dapat bergerak secara rotasi. Pembebanan dalam simulasi statik ditempatkan pada setengah lingkaran atas pada lubang tempat pemasangan poros roda.

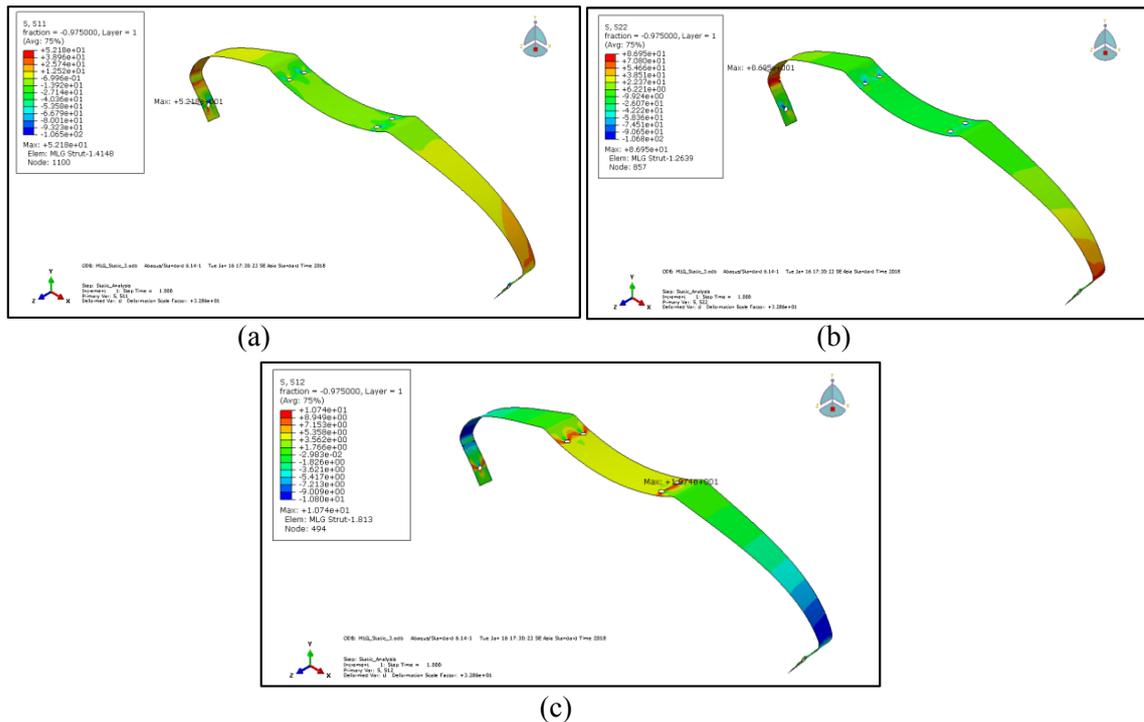
Dalam simulasi dinamik, diasumsikan bahwa konsentrasi tegangan akan terjadi akibat kontak antara struktur MLG dengan *wheel shaft*. Oleh karena itu dalam simulasi dinamik dilakukan pemodelan komponen *wheel shaft* sebagai *rigid body*. Kontak didefinisikan antara struktur MLG dengan *wheel shaft* sebagai *node to surface contact*. Kondisi batas dalam simulasi dinamik adalah pada *wheel shaft* dimana kondisi batas yang digunakan adalah "*Fixed*". Sementara kondisi batas kedua diposisikan pada lubang *wheel shaft* yang ditahan dalam pergerakan translasi arah X dan Z (U_1 dan U_3). Konfigurasi kondisi batas ini didasarkan pada penelitian sebelumnya yang dilakukan oleh Park [6]. Massa pesawat didefinisikan menggunakan point mass yang diposisikan menyebar pada bagian atas struktur MLG [1]. Kecepatan awal yang diberikan adalah kecepatan arah vertikal pesawat saat pendaratan.



Gambar 7. Setup simulasi dinamik

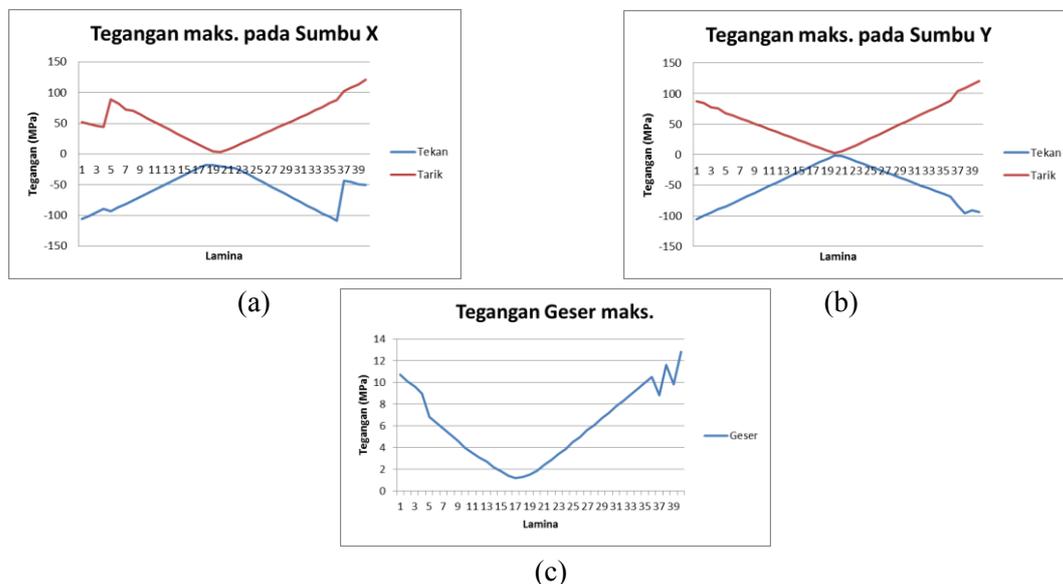
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Setelah melakukan simulasi statik pada software metode elemen hingga, maka hasil yang didapatkan adalah sebagai berikut.



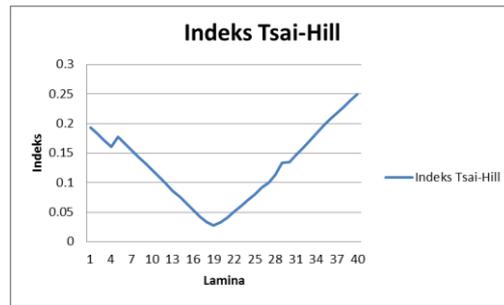
Gambar 8. a) Distribusi tegangan dalam arah serat (X); b) Distribusi tegangan dalam arah tegak lurus serat (Y); c) Distribusi tegangan geser (XY)

Tegangan pada gambar 8 adalah tegangan pada lamina lapisan pertama, untuk tegangan pada lamina lainnya ditampilkan dalam gambar 9.



Gambar 9. a) Tegangan maksimum dalam arah serat (X); b) Tegangan maksimum dalam arah tegak lurus serat (Y); c) Tegangan geser maksimum (XY) pada masing-masing lamina

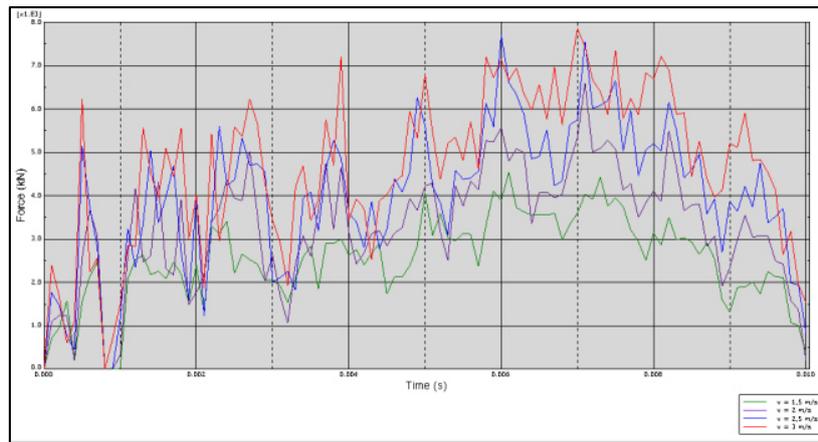
Gambar 9 menampilkan tegangan maksimum pada masing-masing lamina. Berdasarkan gambar 9, dapat diketahui bahwa tegangan maksimum akan menurun hingga lamina lapisan tengah, kemudian akan naik kembali hingga lamina lapisan bawah. Tegangan sumbu XY (geser) mengalami nilai yang fluktuatif pada beberapa lapisan akhir, hal ini disebabkan oleh penggunaan lamina dengan orientasi arah serat $+45^{\circ}/-45^{\circ}$ yang memiliki karakteristik bagus dalam menahan tegangan geser pada permukaan struktur. Tegangan maksimum pada arah serat (X) sebesar 121 MPa, tegangan maksimum pada arah tegak lurus serat sebesar 120 MPa, dan tegangan geser sebesar 12.8 MPa. Semua nilai tegangan maksimum berada pada lapisan paling bawah.



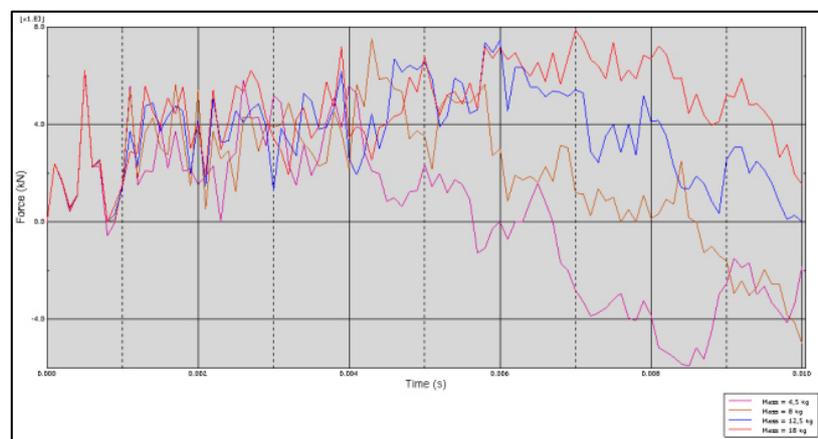
Gambar 10. Indeks nilai Tsai-Hill

Verifikasi keamanan struktur dilakukan dengan menggunakan kriteria kegagalan *Tsai-Hill*. Indeks *Tsai-Hill* pada masing-masing lamina ditampilkan pada gambar 10. Indeks *Tsai-Hill* terbesar pada lamina berada pada lamina 40 dengan nilai indeks 0,25, hal ini menunjukkan bahwa struktur masih dalam kondisi aman karena nilai indeks *Tsai-Hill* masih dibawah 1.

Simulasi dinamik pada struktur MLG dilakukan dengan membuat kondisi simulasi beban impak pada struktur MLG. Simulasi dinamik dilakukan dengan variasi kecepatan dan massa, sementara energi kinetik yang dihasilkan memiliki nilai yang sama. Gambar 11 menampilkan grafik resultan gaya terhadap waktu pada simulasi dinamik dengan variasi kecepatan sementara gambar 12 menampilkan grafik resultan gaya terhadap waktu pada simulasi dinamik dengan variasi massa. Tabel 2 dan 3 menampilkan nilai *peak force* pada simulasi dinamik dengan variasi kecepatan dan massa. Berdasarkan data pada gambar 11, gambar 12, tabel 2, dan tabel 3 dapat diketahui bahwa perubahan nilai *peak force* pada kondisi variasi kecepatan memiliki selisih yang lebih besar daripada kondisi variasi massa. Tegangan maksimum yang terjadi pada simulasi dinamik dalam kondisi variasi kecepatan dan massa ditampilkan pada tabel 4 dan 5.



Gambar 11. Resultan gaya terhadap waktu dalam variasi kecepatan



Gambar 12. Resultan gaya terhadap waktu dalam variasi massa

Tabel 2. Nilai *peak force* pada simulasi dinamik dengan variasi kecepatan

Massa (kg)	Kecepatan (m/s)	Energi Kinetik (J)	<i>Peak Force</i> (kN)
18	1,5	20,25	4,5
18	2	36	6,6
18	2,5	56,25	7,7
18	3	81	7,8

Tabel 3. Nilai *peak force* pada simulasi dinamik dengan variasi massa

Massa (kg)	Kecepatan (m/s)	Energi Kinetik (J)	<i>Peak Force</i> (kN)
4,5	3	20,25	6,1
8	3	36	7,54
12,5	3	56,25	7,57
18	3	81	7,8

Tabel 4. Nilai tegangan maksimum pada simulasi dinamik dengan variasi kecepatan

Massa (kg)	Tegangan max sumbu X (MPa)	Tegangan max sumbu Y (MPa)	Tegangan max sumbu XY (MPa)
4,5	326	344	40,5
8	440	422	52
12,5	502	482	59
18	596	576	72

Tabel 5. Nilai tegangan maksimum pada simulasi dinamik dengan variasi massa

Kecepatan (m/s)	Tegangan max sumbu X (MPa)	Tegangan max sumbu Y (MPa)	Tegangan max sumbu XY (MPa)
1,5	317	302	36
2	416	403	49
2,5	511	494	61
3	596	576	72

Berdasarkan tabel 4 dan 5 diketahui bahwa dalam kondisi variasi kecepatan, peningkatan nilai tegangan maksimum lebih signifikan jika dibandingkan dengan kondisi variasi massa. Dalam simulasi dinamik, struktur MLG masih dalam keadaan aman karena nilai tegangan maksimum masih dibawah nilai batas kekuatan material. Hal ini menunjukkan bahwa desain struktur MLG aman dalam pembebanan statik dan dinamik sehingga tidak dilakukan iterasi konfigurasi desain lebih lanjut pada struktur MLG.

4. KESIMPULAN

Penelitian mengenai respon struktur MLG dalam menerima beban statik dan dinamik telah dilakukan. Dari penelitian ini hasil yang ingin dicapai telah didapatkan. Beberapa kesimpulan yang dapat diambil dari penelitian ini adalah :

- Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur MLG LSU-02 NG LD dalam simulasi statik adalah 121 MPa tegangan arah X, 120 MPa tegangan arah Y, dan 12,8 MPa tegangan arah XY.
- Struktur MLG masih aman dalam kondisi pembebanan statik dengan nilai indeks Tsai-Hill maksimum sebesar 0,25.
- Tegangan maksimum yang terjadi pada kondisi dinamik adalah 596 MPa tegangan arah X, 576 MPa tegangan arah Y, dan 72 MPa tegangan arah XY. Struktur MLG masih aman dalam simulasi dinamik karena nilai tegangan maksimum masih dibawah batas kekuatan material.
- Perubahan nilai kecepatan saat pendaratan lebih signifikan dalam menentukan keamanan struktur jika dibandingkan dengan perubahan nilai massa saat pendaratan.

Penelitian berikutnya dapat dilakukan pemodelan ban untuk MLG agar hasil yang didapatkan dalam simulasi pembebanan dinamik lebih optimal.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan ini penulis sampaikan terimakasih kepada semua pihak yang telah membantu kelancaran penelitian, terutama kepada Kepala Bidang Diseminasi Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Bapak Agus Bayu Utama, Dekan Fakultas Teknologi Kedirgantaraan Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta, Bapak Freddy Franciscus, Kepala Program Studi Teknik Penerbangan Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Ibu Aprilia Sakti, serta para peneliti di lab. Aerostruktur, LAPAN.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. Rashidi dan A.S. Milani. "Finite Element Analysis of Composite Landing Gear and Effect of Runway Material." *Canadian Society of Mechanical Engineering Intl. Congress*, Kelowna, British Columbia, Canada. 26-29 June 2016.
- [2] F.A. Wandono, D. Hidayat, R. Ardiansyah. Evaluasi Kriteria Kegagalan Tsai-Hill pada Struktur Rangka Main Landing Gear LSU-05, *Teknologi Pesawat Terbang*, pp:83-98, 2015.
- [3] R. Ardiansyah, D. Hidayat, A. Nugroho. "Design and Analysis of Main Landing Gear Frame of LSU-05 by Finite Element Analysis" *International Seminar of Aerospace and Sciencece Technology*. 2014
- [4] E. Al-Bahkali. "Analysis of Different Design Landing Gears for Light Aircraft". *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic, and Manufacturing Engineering*, Vol.7, No.7, 2013.
- [5] I. Ilic, S. Perkovic, D. Ilic, M. Bojanic. "Strength Analysis of Main Landing Gear Type Layered Composite Leaf Spring for UAV". *5th International Scientific Conference on Defensive Technology*. Belgrade, Serbia, 2012.
- [6] Y.B. Park, K.H. Nguyen, J.H. Kweon, J.H. Choi. J.S Han. "Structural Analysis of Composite Target Drone" *Internaltional Journal of Aeronautical and Space*. Vol.12, No.1, pp:84-91, 2011.
- [7] A. Goyal. "Light Aircraft Main Landing Gear Design and Development" *SAS Tech Journal*, pp:45-50, 2002.
- [8] N. S. Currey. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, AIAA: Washington D.C., 1988.
- [9] M. Paz dan W. Leigh. *Structural Dynamics: Theory and Computation*. 5th Edition. Kluwer Academy Publisher, Dordhect, Netherlands.
- [10] R.M. Jones. *Mechanics of Composite Material*. 2nd Edition, Taylor & Francis: Philadelphia, US, 1998.
- [11] D.V. Hutton. *Fundamentals of Finite Element Analysis*, McGraw Hill Book Company, New York, 2004.