

Analisis Kekuatan dan Penentuan Ketebalan Optimum Main Landing Gear Pesawat Terbang Tanpa Awak LSU-05 Menggunakan *Finite Element Analysis*

Afrialdy Ilham Almayansyah^{1,*}, Deri Teguh Santoso^{2,1}, Agus Bayu Utama^{2,3}, Yupi Andrian¹

¹ Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang, Jl. HS. Ronggo Waluyo, Teluk Jambe Timur, Karawang, Indonesia.

² Pusat Riset Teknologi Penerbangan (PRTP), Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN), Jl. Raya LAPAN, Rumpin, Bogor, Jawa Barat 16350, Indonesia.

³ Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Pamulang, Jl. Witana Harja No. 18B, Pamulang, Kota Tangerang Selatan, Banten 15417, Indonesia.

Kata kunci

main landing gear
Unmanned Aerial Vehicle
Finite Element Analysis
Kekuatan struktur
Ketebalan optimum

ABSTRAK

main landing gear (MLG) merupakan komponen struktural penting pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang berfungsi menerima beban pendaratan serta menjaga kestabilan pesawat selama beroperasi di permukaan tanah. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis kekuatan struktur dan menentukan ketebalan optimum *main landing gear* UAV LSU-05 menggunakan *Finite Element Analysis* (FEA). Simulasi tiga dimensi dilakukan menggunakan perangkat lunak ANSYS Workbench dengan material Aluminium Alloy 6061-T6 pada variasi ketebalan 14, 16, 18, 20, 22, 24, dan 26 mm, dengan dua kondisi pembebanan, yaitu *Static Ground Load* dan *Extreme Landing Load*. Kinerja struktur dievaluasi berdasarkan nilai tegangan von Mises, regangan elastis, deformasi total, dan faktor keamanan. Selain itu, material *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) dianalisis sebagai material pembanding pada ketebalan optimum. Hasil penelitian menunjukkan bahwa peningkatan ketebalan *main landing gear* mampu menurunkan tegangan, regangan, dan deformasi serta meningkatkan nilai faktor keamanan. Pada kondisi *Extreme Landing Load*, ketebalan 14–18 mm menghasilkan nilai faktor keamanan di bawah 1,0 sehingga belum memenuhi kriteria keamanan struktur. Ketebalan 20 mm ditetapkan sebagai konfigurasi optimum dengan menghasilkan tegangan von Mises maksimum sebesar 224,06 MPa, deformasi total sebesar 8,57 mm, dan faktor keamanan sebesar 1,16. Meskipun ketebalan yang lebih besar menghasilkan faktor keamanan yang lebih tinggi, peningkatan massa struktur menyebabkan efisiensi desain menurun. Hasil perbandingan juga menunjukkan bahwa CFRP berpotensi mengurangi massa struktur tanpa mengurangi kinerja struktural sehingga layak dipertimbangkan sebagai material alternatif pada pengembangan *main landing gear* di masa mendatang.

* Corresponding author:

Afrialdy Ilham Almayansyah (email: ilhamalmayansah@gmail.com)

Diterima: 6 Juli 2026

Disetujui: 16 Juli 2026

Dipublikasikan: 12 September 2026

1 Pendahuluan

Perkembangan pesawat terbang tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) dalam beberapa tahun terakhir mengalami peningkatan yang sangat signifikan dan telah dimanfaatkan dalam berbagai bidang, seperti pengawasan wilayah, pemetaan, mitigasi bencana, pertanian presisi, serta kebutuhan militer dan industri sipil [3], [6]. Peningkatan pemanfaatan UAV tersebut menuntut pengembangan struktur yang ringan, kuat, dan aman, terutama pada komponen kritis seperti *main landing gear*. Kegagalan pada komponen ini dapat memengaruhi keselamatan pendaratan, kestabilan pesawat di permukaan tanah, serta integritas struktur pesawat secara keseluruhan. Penggunaan UAV dinilai mampu meningkatkan efisiensi operasional karena memiliki kemampuan

manuver yang fleksibel, biaya operasional yang relatif rendah, serta risiko operasional yang lebih kecil dibandingkan dengan pesawat berawak [6], [9]. Seiring dengan meningkatnya pemanfaatan UAV pada berbagai kondisi operasi, keandalan setiap komponen struktur pesawat menjadi aspek penting untuk menjamin keselamatan dan kinerja pesawat selama beroperasi [9], [10].

Salah satu komponen penting pada UAV adalah *landing gear* yang berfungsi menopang beban pesawat selama proses lepas landas, pendaratan, taxi, dan ketika pesawat berada di permukaan tanah [1], [5], [11]. Beban terbesar yang diterima *landing gear* terjadi pada proses pendaratan akibat gaya yang ditransmisikan dari permukaan landasan ke struktur pesawat [9], [11]. Kondisi tersebut menyebabkan struktur *main landing gear* rentan mengalami deformasi, konsentrasi tegangan, bahkan kegagalan struktur apabila tidak dirancang dengan baik [2], [10]. Pembebanan berulang selama operasi pendaratan juga dapat menyebabkan risiko kegagalan lelah (*fatigue failure*) pada struktur *landing gear* [2], [7]. Namun, penelitian ini dibatasi pada evaluasi kekuatan statik dan kuasi-statik berdasarkan tegangan, regangan, deformasi, dan faktor keamanan sehingga tidak mencakup analisis umur lelah atau pembebanan siklik.

Penelitian mengenai struktur *landing gear* UAV telah banyak dilakukan dengan berbagai pendekatan analisis. Sonowal et al. [1] menunjukkan bahwa metode elemen hingga (*Finite Element Method*, FEM) mampu memprediksi distribusi tegangan dan mengidentifikasi daerah kritis pada struktur *landing gear*. Wibawa [2] melaporkan bahwa perubahan geometri berupa variasi radius fillet memberikan pengaruh signifikan terhadap konsentrasi tegangan dan umur lelah struktur. Selanjutnya, Son et al. [5] dan Tan et al. [6] menunjukkan bahwa variasi dimensi dan konfigurasi *landing gear* berpengaruh langsung terhadap kekuatan statik dan respons struktur UAV.

Perkembangan penelitian selanjutnya mengarah pada penggunaan material komposit sebagai alternatif material konvensional. Liang et al. [3] serta Lancea et al. [4] menunjukkan bahwa material *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) mampu menghasilkan struktur *landing gear* yang lebih ringan dengan rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi. Penelitian Elahi et al. [10] juga menunjukkan bahwa simulasi numerik dapat digunakan untuk mengevaluasi respons tegangan, regangan, dan faktor keamanan struktur *landing gear* berbasis komposit. Di sisi lain, Wibawa [8], Antariksa et al. [7], dan Dinc et al. [11] lebih menitikberatkan penelitian pada karakteristik dinamik, frekuensi alami, dan umur lelah struktur *landing gear* UAV.

Meskipun berbagai penelitian mengenai *landing gear* UAV telah dilakukan, kajian yang secara khusus mengevaluasi pengaruh variasi ketebalan *main landing gear* LSU-05 terhadap tegangan von Mises, deformasi, regangan elastis, faktor keamanan, dan massa struktur secara terpadu masih terbatas. Penelitian yang dilakukan oleh Widanto et al. [9] telah mengembangkan sistem pengujian impak pada *landing gear* seri LSU, tetapi belum mengevaluasi pengaruh variasi ketebalan struktur maupun respons struktur pada beberapa skenario pembebanan. Penelitian ini melengkapi kajian tersebut melalui pendekatan numerik awal untuk mengevaluasi respons struktur pada beberapa variasi ketebalan sebelum desain dipilih. Selain itu, sebagian besar penelitian sebelumnya berfokus pada distribusi tegangan, penggunaan material komposit, atau karakteristik dinamik tanpa melakukan optimasi dimensi struktur berdasarkan beberapa parameter respons secara bersamaan [1], [5], [10].

Berdasarkan kondisi tersebut, penelitian ini menawarkan pendekatan berupa analisis variasi ketebalan *main landing gear* LSU-05 pada dua kondisi pembebanan, yaitu *Static Ground Load* dan *Extreme Landing Load*, dengan pendekatan kuasi-statik untuk pembebanan tidak simetris menggunakan metode elemen hingga. Parameter yang dianalisis meliputi distribusi tegangan von Mises, regangan elastis, deformasi total, faktor keamanan, dan massa struktur. Melalui pendekatan tersebut, diharapkan dapat diperoleh ketebalan optimum yang mampu memberikan keseimbangan antara kekuatan struktur dan efisiensi massa.

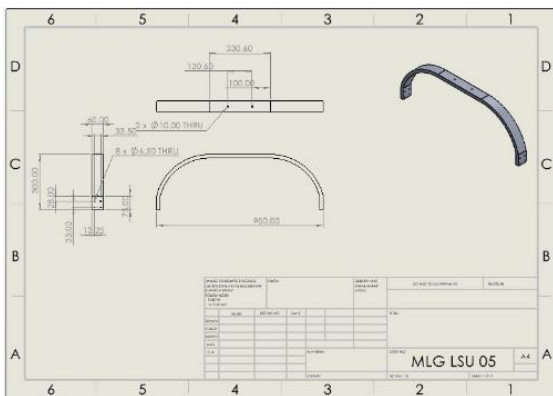
Tujuan penelitian ini adalah menganalisis kekuatan struktur dan menentukan ketebalan optimum *main landing gear* pesawat terbang tanpa awak LSU-05 menggunakan metode elemen hingga (*Finite Element Method*) berdasarkan respons tegangan, regangan, deformasi, faktor keamanan, dan massa struktur pada kondisi *Static Ground Load* serta pembebanan tidak simetris berbasis pendekatan kuasi-statik. Hasil penelitian ini diharapkan dapat menjadi acuan awal dalam evaluasi numerik ketebalan *main landing gear* UAV LSU-05.

2 Metode Penelitian

Penelitian ini menggunakan metode simulasi numerik berbasis metode elemen hingga untuk menganalisis kekuatan struktur *main landing gear* UAV LSU-05. Simulasi dilakukan pada tujuh variasi ketebalan, yaitu 14 mm, 16 mm, 18 mm, 20 mm, 22 mm, 24 mm, dan 26 mm, dengan dua kondisi pembebanan, yaitu *Static Ground Load* dan pembebanan tidak simetris berbasis pendekatan kuasi-statik. Material utama yang dianalisis untuk

menentukan ketebalan optimum adalah Aluminium Alloy 6061-T6, sedangkan *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) digunakan sebagai material pembanding pada geometri yang sama. Parameter evaluasi meliputi tegangan von Mises, regangan elastis, deformasi total, faktor keamanan, dan massa struktur. Metode elemen hingga dipilih karena mampu mengevaluasi distribusi tegangan, regangan, dan deformasi pada struktur *landing gear* secara terperinci sebelum proses manufaktur atau pengujian fisik dilakukan [1], [2].

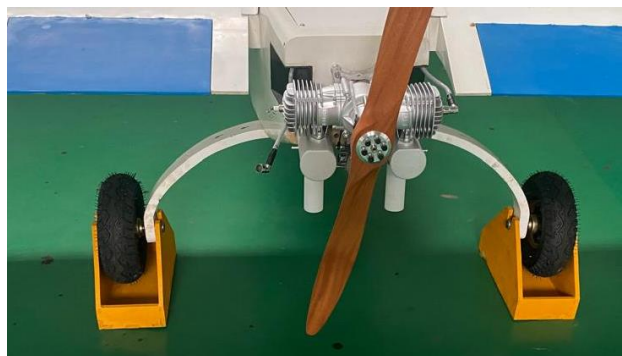
Pemodelan geometri. Geometri *main landing gear* LSU-05 dibuat berdasarkan bentuk aktual struktur *landing gear* tipe *leaf spring*. Model geometri disusun menggunakan perangkat lunak SolidWorks, kemudian diimpor ke ANSYS Workbench dalam format STEP untuk analisis numerik. Analisis dilakukan dengan variasi ketebalan 14 mm, 16 mm, 18 mm, 20 mm, 22 mm, 24 mm, dan 26 mm. Karena belum terdapat batas deformasi baku yang digunakan sebagai kriteria penerimaan dalam penelitian ini, deformasi digunakan sebagai parameter pembanding antarketebalan, sedangkan kriteria minimum keamanan struktur ditentukan berdasarkan nilai faktor keamanan lebih besar dari satu ($SF > 1$). Material utama yang digunakan adalah Aluminium Alloy 6061-T6 karena banyak digunakan pada struktur UAV, memiliki massa relatif ringan, kekuatan mekanik yang baik, serta mudah diproses dalam manufaktur struktur pesawat ringan [2], [3]. Selain itu, *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) digunakan sebagai material pembanding untuk mengevaluasi potensi pengurangan massa dan respons struktur pada geometri yang sama.



Gambar 1 Pemodelan 2D Solidworks



Gambar 2 Pemodelan 3D Solidworks



Gambar 3. Bentuk Aktual MLG LSU-05

Sifat material. Material utama yang digunakan dalam penelitian ini adalah Aluminium Alloy 6061-T6 dengan nilai tegangan luluh sebesar 259,2 MPa. *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) digunakan sebagai material pembanding untuk mengevaluasi perbedaan respons struktur, terutama terhadap massa, deformasi, tegangan, regangan, dan faktor keamanan. Optimasi ketebalan difokuskan pada Aluminium Alloy 6061-T6, sedangkan CFRP digunakan sebagai acuan perbandingan potensi pengurangan massa dan kinerja struktur pada geometri yang sama.

Aluminium Alloy 6061-T6 digunakan sebagai material utama karena memiliki kombinasi yang baik antara kekuatan mekanik, massa jenis yang relatif rendah, ketahanan korosi, serta kemudahan proses manufaktur. Material ini banyak digunakan pada struktur pesawat ringan dan UAV karena mampu memberikan kekakuan yang memadai tanpa menambah massa struktur secara signifikan. Selain itu, sifat isotropik aluminium memudahkan proses analisis dan penerapannya pada komponen struktural yang menerima beban berulang.

Tabel 1. Sifat Mekanik Aluminium Alloy 6061-T6

Sifat material	Simbol	Nilai	Satuan
Densitas	ρ	2,70	g/cm ³
Modulus elastisitas	E	68,9	GPa
Rasio Poisson	ν	0,33	–
Tegangan luluh tarik	σ_y	259,2	MPa
Kekuatan tarik ultimit	σ_{uts}	310	MPa

Pemilihan Aluminium Alloy 6061-T6 didasarkan pada beberapa pertimbangan. Pertama, material ini umum digunakan pada struktur pesawat ringan karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang baik. Kedua, material ini mudah dibentuk dan diproduksi sehingga sesuai untuk aplikasi *main landing gear* yang membutuhkan proses manufaktur efisien. Ketiga, data sifat mekanik aluminium relatif tersedia luas sehingga memudahkan validasi dan perbandingan hasil simulasi.

Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) digunakan sebagai material pembanding untuk mengevaluasi potensi peningkatan kinerja struktur *main landing gear* LSU-05. Material komposit ini memiliki massa jenis yang lebih rendah dibandingkan dengan aluminium serta kekuatan dan kekakuan spesifik yang tinggi. Namun, dalam penelitian ini CFRP tidak digunakan sebagai dasar utama penentuan ketebalan optimum, melainkan sebagai pembanding untuk melihat potensi pengurangan massa dan respons struktur dengan asumsi material homogen isotropik.

Tabel 2. Sifat Mekanik *Carbon Fiber Reinforced Polymer*

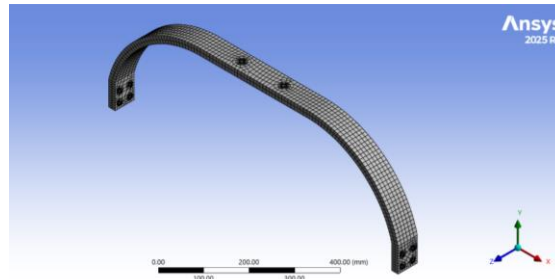
Sifat material	Simbol	Nilai	Satuan
Densitas	ρ	1,70	g/cm ³
Modulus elastisitas	E	95	GPa
Rasio Poisson	ν	0,32	–
Tegangan luluh tarik	σ_y	503	MPa
Kekuatan tarik ultimit	σ_{uts}	503	MPa

Material *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) pada penelitian ini diambil dari basis data *Engineering Data* ANSYS dengan nama *Composite, Carbon Fiber Reinforced*. Material dimodelkan sebagai material homogen isotropik dengan densitas 1,70 g/cm³, modulus elastisitas 95 GPa, rasio Poisson 0,32, dan kekuatan tarik 503 MPa. Pendekatan isotropik ekuivalen digunakan untuk menyederhanakan analisis struktur dan membandingkan kinerja mekanik terhadap material Aluminium Alloy 6061-T6.

Meshing dilakukan menggunakan metode *Multizone* untuk menghasilkan mesh terstruktur yang didominasi oleh elemen *hexahedral* (*hex-dominant*), dengan sejumlah kecil elemen prisma pada daerah

transisi geometri. Pemilihan metode ini bertujuan meningkatkan akurasi perhitungan tegangan dan deformasi serta mengurangi jumlah elemen dibandingkan dengan metode tetrahedral konvensional.

Studi independensi mesh dilakukan dengan memvariasikan ukuran elemen pada daerah lubang baut dan badan utama struktur. Daerah lubang baut menggunakan ukuran elemen yang lebih kecil karena merupakan lokasi terjadinya konsentrasi tegangan (stress concentration), sedangkan bagian badan utama menggunakan ukuran elemen yang lebih besar untuk meningkatkan efisiensi komputasi.

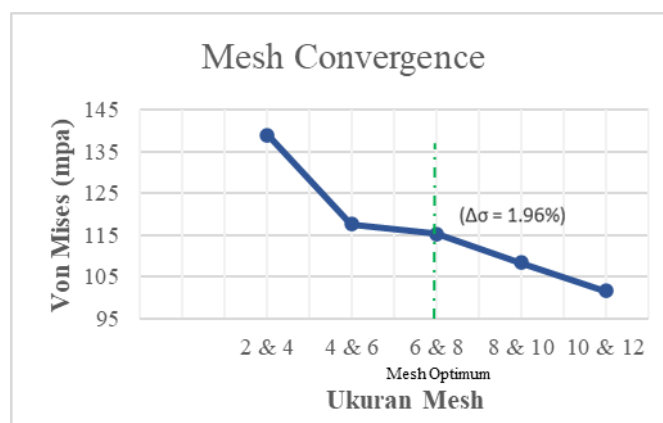


Gambar 4. Bentuk Mesh MLG-05

Parameter yang dievaluasi dalam proses meshing meliputi deformasi total dan tegangan ekuivalen von Mises. Hasil studi menunjukkan bahwa ukuran elemen 6 mm pada daerah lubang dan 8 mm pada bagian badan utama menghasilkan perubahan tegangan von Mises sebesar 1,96% dibandingkan dengan ukuran mesh sebelumnya. Selain itu, konfigurasi mesh tersebut menghasilkan 10.860 elemen dan 55.564 node sehingga dipilih sebagai mesh optimum untuk seluruh simulasi karena memberikan keseimbangan antara akurasi dan efisiensi komputasi.

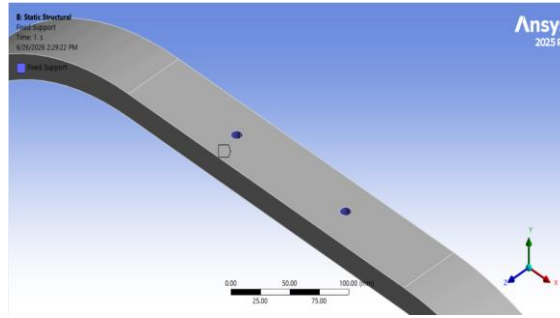
Tabel 3. Konvergensi Mesh

Ukuran mesh (mm)	Jumlah elemen	Jumlah node	Tegangan (MPa)	Deformasi (mm)
2 & 4	193.470	855.796	139,04	3,1315
4 & 6	26.445	128.280	117,57	3,1315
6 & 8	10.860	55.564	115,26	3,1314
8 & 10	5.529	30.046	108,34	3,1311
10 & 12	2.488	15.143	101,53	3,1305



Grafik 1. Konvergensi Mesh

Kondisi batas dan pembebanan. Kondisi batas diberikan pada area sambungan *main landing gear* dengan badan UAV. Area tersebut diasumsikan sebagai tumpuan tetap karena berfungsi sebagai titik pengikat utama struktur *landing gear* pada badan pesawat (fuselage).



Gambar 5. Penempatan *Fixed Support* MLG LSU-05

Penentuan beban pendaratan. Beban pada struktur *main landing gear* (MLG) ditentukan berdasarkan berat maksimum lepas landas (*Maximum Take-Off Weight*, MTOW) pesawat tanpa awak LSU-05 sebesar 85 kg. Gaya berat total pesawat dihitung menggunakan persamaan:

$$W = m \times g$$

Dengan:

- W = gaya berat pesawat (N)
- m = massa pesawat (kg)
- g = percepatan gravitasi ($9,81 \text{ m/s}^2$)

Dengan demikian, diperoleh:

$$W = 85 \times 9,81$$

$$W = 833,5 \approx 834 \text{ N} \quad (1)$$

Static Ground Load (SGL). Pada kondisi *Static Ground Load*, pesawat diasumsikan berada dalam kondisi diam di atas permukaan landasan sehingga beban terdistribusi secara merata pada kedua roda *main landing gear*. Oleh karena itu, gaya yang bekerja pada masing-masing sisi MLG dihitung sebagai:

$$F_{SGL} = \frac{W}{2}$$

$$F_{SGL} = \frac{834}{2}$$

$$F_{SGL} = 417 \text{ N} \quad (2)$$

Berdasarkan perhitungan tersebut, pada simulasi kondisi *Static Ground Load*, beban sebesar 417 N diberikan pada masing-masing sisi MLG sehingga total beban yang diterapkan adalah 834 N.

Extreme Landing Load (ELL). Kondisi *Extreme Landing Load* dalam penelitian ini dimodelkan sebagai pendekatan kuasi-statik untuk merepresentasikan pembebanan tidak simetris (pendaratan satu roda), yaitu kondisi ketika salah satu roda utama menerima seluruh berat pesawat akibat ketidaksempurnaan proses pendaratan. Skenario ini belum memasukkan efek dinamis pendaratan, faktor impak, maupun respons transien struktur.

Pada kondisi ini, seluruh berat pesawat diasumsikan bekerja pada satu sisi *main landing gear* sehingga:

$$F_{ELL} = W$$

$$F_{ELL} = 834 \text{ N} \quad (3)$$

Dengan demikian, beban sebesar 834 N diberikan pada satu sisi MLG, sedangkan sisi lainnya diasumsikan tidak menerima pembebanan. Asumsi ini digunakan sebagai pendekatan konservatif awal untuk mengevaluasi respons struktur terhadap pembebanan tidak simetris.

Parameter analisis. Parameter yang digunakan untuk mengevaluasi kekuatan struktur pada penelitian ini meliputi tegangan von Mises, regangan elastis, deformasi total, faktor keamanan, dan massa struktur. Kelima parameter tersebut dipilih karena umum digunakan dalam analisis struktur *landing gear* UAV untuk menilai kemampuan komponen dalam menahan beban pendaratan statik dan pembebanan tidak simetris, mendeteksi daerah kritis, serta memastikan struktur tetap berada pada batas aman selama operasi pendaratan [1], [3], [5], [9], [10].

Tegangan von Mises digunakan untuk mengetahui distribusi tegangan ekuivalen pada struktur akibat pembebanan gabungan. Parameter ini penting karena mampu menunjukkan lokasi konsentrasi tegangan yang berpotensi mengalami kegagalan awal, terutama pada komponen *landing gear* yang menerima beban dinamis saat pendaratan [1], [2], [6]. Dalam penelitian sebelumnya, tegangan von Mises banyak digunakan sebagai indikator utama untuk mengevaluasi kekuatan struktur *landing gear* UAV karena memberikan gambaran yang representatif tentang kondisi tegangan kompleks pada material logam maupun komposit [3], [10]. Tegangan von Mises dirumuskan dengan persamaan:

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}$$

Untuk kondisi tegangan tiga dimensi:

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2] + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}$$

(4)

dengan:

- σ_v = tegangan Von mises (MPa)
- $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ = tegangan utama (*Principal stress*)
- $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$ = tegangan geser (*shear stress*)

Parameter tegangan von Mises digunakan sebagai indikator utama dalam menentukan keamanan struktur *main landing gear*. Apabila:

$$\sigma_v < \sigma_y$$

Dengan demikian, struktur masih berada pada daerah elastis dan dinyatakan aman.

Regangan elastis digunakan untuk mengetahui besar regangan yang terjadi pada struktur akibat beban yang diberikan. Parameter ini dipilih karena regangan menunjukkan respons deformasi material sebelum mencapai batas luluh sehingga dapat digunakan untuk menilai apakah struktur masih bekerja pada daerah elastis atau telah mendekati kondisi kritis [5], [6], [11]. Beberapa penelitian sebelumnya juga menggunakan regangan elastis untuk mengevaluasi kemampuan struktur *landing gear* dalam menahan beban pendaratan tanpa mengalami kerusakan permanen [7], [10]. Regangan elastis dirumuskan dengan persamaan:

$$\varepsilon_{eq} = \sqrt{\frac{2}{3} [(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2]}$$

(5)

Dengan:

- ε = regangan elastis
- $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ = regangan utama (principal strain)
- ΔL = perubahan panjang
- L_0 = panjang awal

Karena analisis elemen hingga menghasilkan kondisi tegangan tiga dimensi, ANSYS menghitung regangan elastis ekuivalen berdasarkan teori energi distorsi (distortion energy theory).

Deformasi total digunakan untuk mengetahui perubahan bentuk keseluruhan struktur akibat pembebanan. Parameter ini penting karena *landing gear* harus memiliki kekakuan yang cukup agar tidak mengalami deformasi berlebih yang dapat memengaruhi kestabilan pesawat saat mendarat dan bergerak di permukaan tanah [2], [5], [9]. Analisis deformasi total juga banyak digunakan pada penelitian sebelumnya untuk membandingkan pengaruh variasi geometri dan material terhadap kekakuan struktur *landing gear* UAV [3], [6], [10].

Faktor keamanan digunakan untuk menilai tingkat keamanan struktur terhadap beban kerja yang diberikan. Parameter ini dipilih karena memberikan informasi apakah struktur masih berada dalam batas aman terhadap kegagalan berdasarkan perbandingan antara kekuatan material dan tegangan kerja yang terjadi [1], [9], [11]. Dalam penelitian struktur *landing gear*, faktor keamanan menjadi parameter penting untuk memastikan bahwa desain yang dihasilkan tidak hanya kuat secara teoretis, tetapi juga layak digunakan secara praktis pada kondisi operasi normal maupun ekstrem [5], [10].

Kelima parameter tersebut digunakan secara bersamaan agar evaluasi struktur tidak hanya berfokus pada satu aspek, tetapi mencakup kekuatan, kekakuan, kemampuan deformasi, tingkat keamanan, dan efisiensi massa desain. Pendekatan ini sejalan dengan penelitian sebelumnya yang menunjukkan bahwa analisis multiparameter memberikan hasil evaluasi yang lebih komprehensif dalam optimasi struktur *landing gear* UAV [1], [3], [6], [9], [10].

3 Hasil dan Pembahasan

Pengaruh Variasi Ketebalan terhadap Massa Struktur

Tabel 4. Perbandingan Massa Material MLG

Ketebalan (mm)	Massa Aluminium Alloy 6061-T6 (kg)	Massa Carbon Fiber Reinforced Polymer (kg)
14	2,80	1,75
16	3,19	2
18	3,58	2,24
20	3,96	2,48
22	4,35	2,72
24	4,73	2,96
26	5,11	3,20

Hasil simulasi menunjukkan bahwa peningkatan ketebalan MLG menyebabkan peningkatan massa pada kedua material. Massa struktur Aluminium Alloy 6061-T6 meningkat dari 2,80 kg pada ketebalan 14 mm menjadi 5,11 kg pada ketebalan 26 mm. Sementara itu, massa struktur CFRP meningkat dari 1,75 kg menjadi 3,20 kg pada rentang ketebalan yang sama. Peningkatan massa tersebut sebanding dengan penambahan volume material. Dalam penentuan ketebalan optimum, massa menjadi faktor pembatas desain karena peningkatan ketebalan dapat meningkatkan keamanan dan menurunkan deformasi, tetapi juga menimbulkan penalti massa yang dapat mengurangi efisiensi UAV.

$$m = \rho V \quad (6)$$

Dengan:

m = massa (kg)

ρ = massa jenis material (kg/m^3)

V = Volume struktur (m^3)

Pada ketebalan aktual LSU-05 sebesar 20 mm, massa struktur CFRP sebesar 2,48 kg, sedangkan massa Aluminium Alloy 6061-T6 sebesar 3,96 kg. Dengan demikian, penggunaan material CFRP pada ketebalan 20 mm mampu menurunkan massa struktur sebesar:

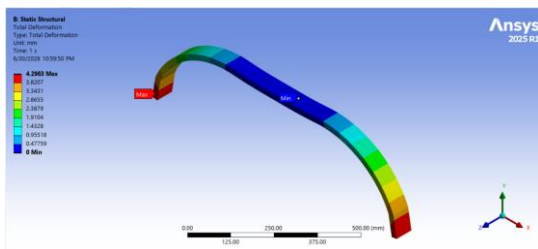
$$\frac{3,96 - 2,48}{3,96} \times 100\% = 37,37\% \quad (7)$$

Pengurangan massa ini berpotensi mendukung peningkatan efisiensi massa UAV. Namun, pengaruhnya terhadap kapasitas muatan dan konsumsi energi tidak dianalisis dalam penelitian ini sehingga perlu dievaluasi dalam kajian terpisah.

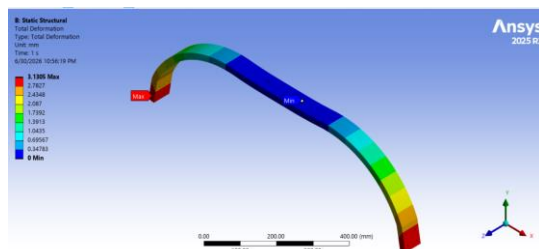
Pengaruh Variasi Ketebalan terhadap Deformasi Total

Tabel 5. Perbandingan Deformasi Total

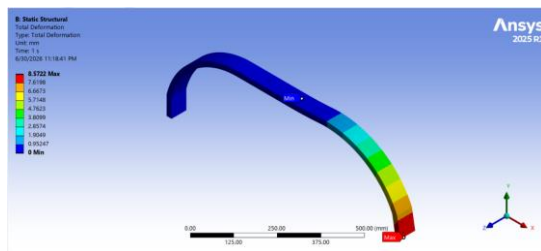
Ketebalan (mm)	Deformasi total Aluminium Alloy 6061-T6 SGL (mm)	Deformasi total Aluminium Alloy 6061-T6 ELL (mm)	Deformasi total Carbon Fiber Reinforced Polymer SGL (mm)	Deformasi total Carbon Fiber Reinforced Polymer ELL (mm)
14	12,61	25,21	9,19	18,34
16	8,43	16,83	6,14	12,26
18	5,91	11,79	4,31	8,59
20	4,30	8,57	3,13	6,24
22	3,22	6,42	2,35	4,68
24	2,48	4,93	1,80	3,59
26	1,94	3,87	1,41	2,82



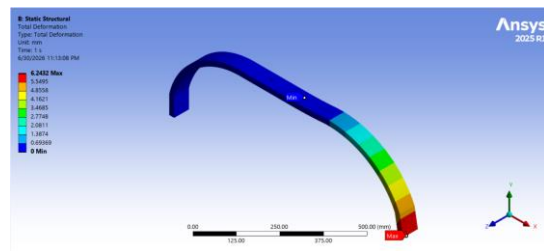
Gambar 6. Sim Total deformation 20 mm Aluminium Alloy 6061-T6 SGL.



Gambar 7. Sim Total deformation 20 mm CFRP SGL



Gambar 8. Sim Total deformation 20 mm
Aluminium Alloy 6061-T6 ELL



Gambar 9. Sim Total deformation 20 mm CFRP
ELL

Pada kondisi *Static Ground Load*, deformasi total Aluminium Alloy 6061-T6 menurun dari 12,61 mm pada ketebalan 14 mm menjadi 1,94 mm pada ketebalan 26 mm. Pada material CFRP, deformasi berkurang dari 9,19 mm menjadi 1,41 mm. Pada kondisi *Extreme Landing Load*, deformasi total Aluminium Alloy 6061-T6 mengalami penurunan dari 25,21 mm menjadi 3,87 mm, sedangkan CFRP mengalami penurunan dari 18,34 mm menjadi 2,82 mm.

Penurunan deformasi ini terjadi karena pertambahan ketebalan menyebabkan peningkatan momen inersia penampang sehingga kekakuan lentur struktur meningkat. Secara teoretis, hubungan antara defleksi dan kekakuan dapat dinyatakan sebagai:

$$\delta \propto \frac{1}{EI} \quad (8)$$

Dengan:

δ = Deformasi

E = Modulus elastisitas

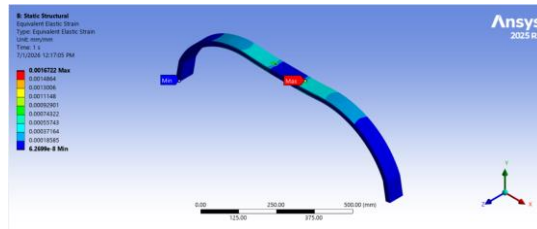
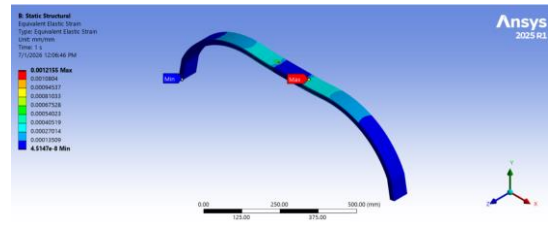
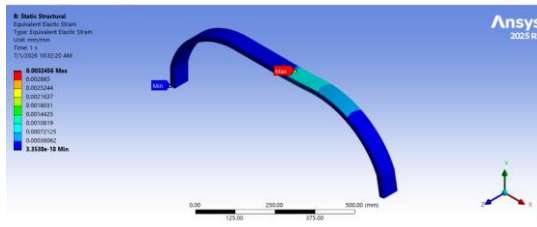
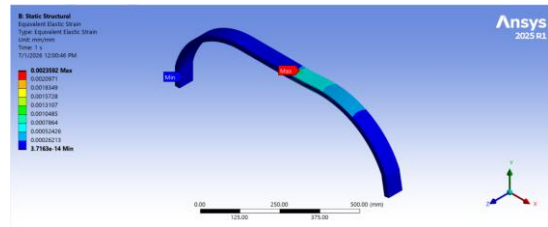
I = Momen inersia penampang

Material CFRP menghasilkan deformasi yang lebih kecil dibandingkan dengan Aluminium Alloy 6061-T6 pada seluruh variasi ketebalan. Hal ini menunjukkan bahwa struktur CFRP memiliki kekakuan spesifik yang lebih baik dalam batas asumsi material homogen isotropik yang digunakan pada simulasi. Oleh karena itu, hasil ini belum dapat langsung digeneralisasikan pada seluruh konfigurasi laminat CFRP aktual karena orientasi serat, susunan laminat, dan metode penyambungan dapat memengaruhi respons struktur komposit.

Pengaruh Variasi Ketebalan terhadap Regangan Elastis Ekuivalen

Tabel 6. Perbandingan Regangan Elastis

Ketebalan (mm)	Regangan elastis Aluminium Alloy 6061-T6 SGL	Regangan elastis Aluminium Alloy 6061-T6 ELL	Regangan elastis Carbon Fiber Reinforced Polymer SGL	Regangan elastis Carbon Fiber Reinforced Polymer ELL
14	0,0033	0,0041	0,0024	0,0046
16	0,0025	0,0034	0,0018	0,0035
18	0,0020	0,0038	0,0014	0,0028
20	0,0017	0,0032	0,0012	0,0024
22	0,0014	0,0027	0,0010	0,0019
24	0,0012	0,0023	0,0008	0,0016
26	0,0010	0,0020	0,0007	0,0014

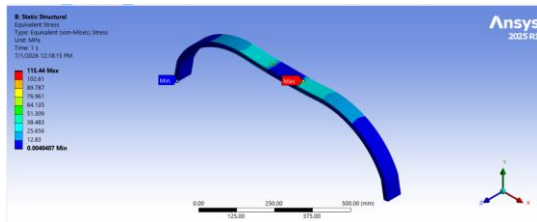
Gambar 10. Sim *Elastic strain* 20 mm Aluminium Alloy 6061-T6 SGLGambar 11. Sim *Elastic strain* 20 mm CFRP SGLGambar 12. Sim *Elastic strain* 20 mm Aluminium Alloy 6061-T6 ELLGambar 13. Sim *Elastic strain* 20 mm CFRP ELL

Pada kondisi *Static Ground Load*, regangan elastis Aluminium Alloy 6061-T6 menurun dari 0,0033 menjadi 0,0010, sedangkan CFRP mengalami penurunan dari 0,0024 menjadi 0,0007. Pada kondisi *Extreme Landing Load*, regangan elastis Aluminium Alloy 6061-T6 berkurang dari 0,0041 menjadi 0,0020, sedangkan CFRP menurun dari 0,0046 menjadi 0,0014. Penurunan regangan elastis menunjukkan bahwa peningkatan ketebalan menyebabkan struktur menjadi lebih kaku sehingga respons deformasi material semakin kecil. Tren ini konsisten dengan penurunan deformasi total dan tegangan von Mises seiring bertambahnya ketebalan.

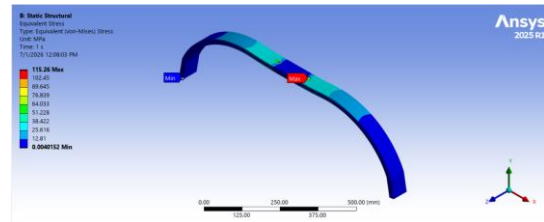
Pengaruh Variasi Ketebalan terhadap Tegangan von Mises

Tabel 7. Perbandingan Tegangan von Mises

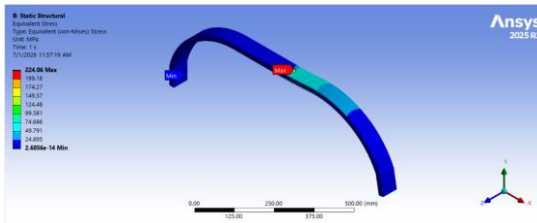
Ketebalan (mm)	Tegangan von Mises Aluminium Alloy 6061-T6 SGL (MPa)	Tegangan von Mises Aluminium Alloy 6061-T6 ELL (MPa)	Tegangan von Mises Carbon Fiber Reinforced Polymer SGL (MPa)	Tegangan von Mises Carbon Fiber Reinforced Polymer ELL (MPa)
14	224,45	334,13	224,2	439,19
16	171,03	283,60	170,9	333,87
18	134,83	262,33	134,84	262,28
20	115,44	224,06	115,26	223,7
22	96,02	185,13	95,85	184,83
24	80,43	155,59	80,29	155,33
26	71,11	137,37	70,92	137,03



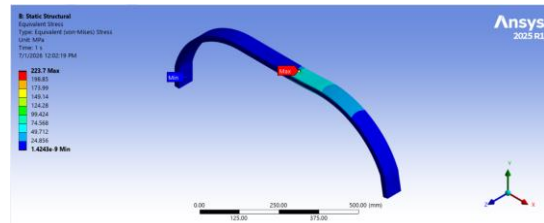
Gambar 14. Sim Von mises 20 mm Aluminium Alloy 6061-T6 SGL



Gambar 15. Sim Von mises 20 mm CFRP SGL



Gambar 16. Sim Von mises 20 mm Aluminium Alloy 6061-T6 ELL



Gambar 17. Sim Von mises 20 mm CFRP ELL

Pada kondisi *Static Ground Load*, tegangan maksimum Aluminium Alloy 6061-T6 menurun dari 224,45 MPa pada ketebalan 14 mm menjadi 71,11 MPa pada ketebalan 26 mm. Pada CFRP, tegangan maksimum menurun dari 224,20 MPa menjadi 70,93 MPa. Pada kondisi *Extreme Landing Load*, tegangan maksimum Aluminium Alloy 6061-T6 berkurang dari 334,13 MPa menjadi 137,37 MPa, sedangkan CFRP mengalami penurunan dari 439,19 MPa menjadi 137,03 MPa.

Hasil simulasi menunjukkan bahwa tegangan von Mises maksimum mengalami penurunan yang signifikan seiring dengan bertambahnya ketebalan struktur. Secara umum, peningkatan ketebalan penampang menyebabkan distribusi tegangan menjadi lebih merata sehingga konsentrasi tegangan pada daerah kritis, khususnya di sekitar lubang baut dan daerah lengkung MLG, dapat dikurangi.

Analisis Faktor Keamanan

Faktor keamanan dihitung berdasarkan hasil tegangan ekuivalen von Mises yang diperoleh dari simulasi FEA menggunakan ANSYS. Untuk material isotropik, kriteria kegagalan yang umum digunakan adalah teori tegangan distorsi (von Mises failure theory), sehingga faktor keamanan dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$SF = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{von\ mises}} \quad (9)$$

Dengan:

SF = Safety factor

σ_{yield} = Yield strenght material (MPa)

$\sigma_{von\ mises}$ = Von mises hasil simulasi

Berdasarkan persamaan tersebut, perhitungan faktor keamanan untuk Aluminium Alloy 6061-T6 menggunakan nilai tegangan luluh sebesar 259,2 MPa, sedangkan untuk CFRP menggunakan nilai tegangan luluh sebesar 503 MPa. Nilai faktor keamanan CFRP yang lebih tinggi menunjukkan potensi kinerja struktural berdasarkan model homogen isotropik ekuivalen yang digunakan dalam simulasi. Namun, nilai tersebut belum merepresentasikan validasi penuh desain komposit karena belum mempertimbangkan orientasi serat, konfigurasi laminat, delaminasi, kegagalan lokal, dan metode penyambungan.

Tabel 8. Interpretasi Faktor Keamanan

Faktor keamanan	Interpretasi
$SF < 1,00$	Struktur gagal (tegangan melebihi tegangan luluh)
$SF = 1,00$	Struktur berada pada batas luluh
$1,00 < SF < 1,50$	Struktur aman, tetapi memiliki margin keamanan yang rendah
$1,50 \leq SF \leq 3,00$	Struktur aman dan direkomendasikan untuk aplikasi teknik
$SF > 3,00$	Struktur sangat aman, tetapi berpotensi mengalami overdesign yang meningkatkan massa struktur

Dalam penelitian ini, konfigurasi struktur dinyatakan memenuhi persyaratan apabila nilai faktor keamanan lebih besar dari satu. Namun demikian, penentuan ketebalan optimum tidak hanya mempertimbangkan faktor keamanan, tetapi juga massa struktur dan tingkat deformasi agar diperoleh desain yang aman sekaligus ringan.

Tabel 9. Perbandingan Faktor Keamanan

Ketebalan (mm)	Faktor keamanan Aluminium Alloy 6061-T6 SGL	Faktor keamanan Aluminium Alloy 6061-T6 ELL	Faktor keamanan Carbon Fiber Reinforced Polymer SGL	Faktor keamanan Carbon Fiber Reinforced Polymer ELL
14	1.15	0.78	2.25	1.15
16	1.52	0.91	2.95	1.51
18	1.92	0.99	3.73	1.92
20	2.25	1.16	4.37	2.25
22	2.7	1.4	5.25	2.72
24	3.22	1.67	6.27	3.24
26	3.64	1.89	7.1	3.67

Pada kondisi

Extreme

Landing Load, ketebalan 20 mm merupakan ketebalan minimum Aluminium Alloy 6061-T6 yang memenuhi kriteria keamanan simulasi ($SF > 1$), sedangkan variasi 14 mm, 16 mm, dan 18 mm belum memenuhi kriteria tersebut. Namun, nilai faktor keamanan sebesar 1,16 menunjukkan margin keamanan yang masih rendah. Dengan demikian, ketebalan 20 mm dapat dipertahankan sebagai konfigurasi minimum dalam batas asumsi pembebanan yang digunakan, sedangkan ketebalan yang lebih besar memberikan margin keamanan lebih tinggi, tetapi disertai peningkatan massa. Seluruh variasi ketebalan CFRP memenuhi kriteria $SF > 1$, tetapi hasil ini tetap dibatasi oleh asumsi model isotropik ekuivalen.

4 Kesimpulan

Peningkatan ketebalan struktur MLG dari 14 mm hingga 26 mm meningkatkan massa, tetapi secara signifikan menurunkan deformasi, regangan elastis, dan tegangan von Mises sehingga meningkatkan kekakuan dan kemampuan distribusi beban. Pada material Aluminium Alloy 6061-T6, ketebalan 20 mm merupakan konfigurasi minimum yang memenuhi kriteria $SF > 1$ pada kondisi *Extreme Landing Load* dengan faktor keamanan sebesar 1,16. Nilai tersebut menunjukkan bahwa ketebalan 20 mm layak dipertahankan dalam batas asumsi simulasi ini, tetapi masih memiliki margin keamanan rendah sehingga validasi lanjutan terhadap beban dinamis, sambungan, manufaktur, dan kelelahan tetap diperlukan. Sementara itu, CFRP sebagai material pembanding menunjukkan potensi pengurangan massa sekitar 37,4% pada ketebalan 20 mm dibandingkan dengan Aluminium Alloy 6061-T6. Namun, hasil CFRP dalam penelitian ini masih didasarkan pada model isotropik ekuivalen

sehingga penerapannya sebagai material alternatif memerlukan evaluasi lanjutan terhadap konfigurasi laminat, sambungan, dan mode kegagalan komposit.

5 Referensi

- [1] P. Sonowal, S. Das, D. K. Mishra, and K. M. Pandey, “Stress analysis of *Landing gear* of light *Unmanned Aerial Vehicle*,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1455, no. 1, 2020, doi: 10.1088/1742-6596/1455/1/012019.
- [2] L. A. N. Wibawa, “Effect of Fillet Radius of UAV *Main landing gear* on Static Stress and Fatigue Life using *Finite Element Method*,” *J. Phys. Conf. Ser.*, 2021, doi: 10.1088/1742-6596/1811/1/012082.
- [3] Y. C. Liang, P. C. Chin, Y. P. Sun, and M. R. Wang, “Design and manufacture of composite *landing gear* for a light *Unmanned Aerial Vehicle*,” *Appl. Sci.*, vol. 11, no. 2, pp. 1–12, 2021, doi: 10.3390/app11020509.
- [4] C. Lancea *et al.*, “Simulation, Fabrication and Testing of UAV Composite *Landing gear*,” *Appl. Sci.*, vol. 12, no. 17, 2022, doi: 10.3390/app12178598.
- [5] L. Son, M. Rusli, S. P. Putra, and E. Satria, “The Effect of *Landing gear* Dimension Variation on the Static Strength and Dynamic Response of *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV),” *Int. J. Automot. Mech. Eng.*, vol. 20, no. 3, 2023, doi: 10.15282/ijame.20.3.2023.16.0830.
- [6] L. Tan, X. Yu, and C. Zhou, “Analysis And Comparison Based on Multiple Uav *Landing gear* Structures,” *Highlights Sci. Eng. Technol.*, vol. 103, pp. 167–177, 2024, doi: 10.54097/8pnnwx42.
- [7] A. E. Antariksa, B. A. Warsiyanto, and S. Fairuza, “Analisis Life Cycle Struktur *Main landing gear* UAV dengan Material Aluminium Berdasarkan Variasi Kecepatan Landing,” *J. Teknol. Kedirgant.*, vol. 9, no. 2, pp. 105–114, 2024.
- [8] L. A. N. Wibawa, “Analisis Frekuensi Natural Rangka *Main landing gear* Pesawat UAV Menggunakan Ansys Workbench,” *J. Mesin Nusantara*, vol. 5, no. 1, pp. 65–73, 2022, doi: 10.29407/jmn.v5i1.17580.
- [9] M. Hadi Widanto, R. Fitriansyah, S. Afandi, B. Rabeta, and M. H. Widanto, “Design Drop Weight Impact Testing for *Landing gear* UAV LSU (LAPAN Surveillance UAV) Series Drop weight impact *landing gear Finite Element Method* UAV LSU Rig System,” *J. Teknol. Kedirgant.*, vol. 10, no. 1, pp. 1–10, 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.35894/jtk.v10i1.230;https://jurnal.ftkunsurya.com/index.php/jtk>
- [10] H. Elahi, M. R. Mughal, R. W. Akmal, M. R. A. Khan, T. A. Shaikh, and M. A. Khalid, “Design and Analysis of CFRP-Based *Landing gear* for Unmanned Combat Aerial Vehicles,” *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2025, no. 1, 2025, doi: 10.1155/ijae/7261539.
- [11] A. Dinc *et al.*, “Dynamics of Oleo-Pneumatic *Landing gear* Systems for Carrier-Based *Unmanned Aerial Vehicles*,” *Aerospace*, vol. 12, no. 2, 2025, doi: 10.3390/aerospace12020127.