



Analisis Perbandingan Kekuatan Struktur Variasi Desain Lekukan Tungkai Roda Pendaratan Depan Pesawat Tanpa Awak LSU-05 dengan Metode Elemen Hingga

Daffa Ari Putra ^{1,*}, Rizal Hanifi ¹, Agus Bayu Utama ²

¹ Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang, Indonesia

² Pusat Riset Teknologi Penerbangan (PRTP), Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN), Indonesia

Kata kunci

FEA
Metode elemen hingga
Pesawat tanpa awak
Roda pendaratan depan

ABSTRAK

Perhitungan numerik dilakukan terhadap roda pendaratan depan pesawat terbang tanpa awak LSU-05. Dua bentuk roda pendaratan, yaitu tipe C dan tipe 7, divariasikan pada ketebalan 7–17 mm. Material yang digunakan dalam simulasi adalah paduan aluminium 6061-T6. Gaya yang bekerja pada roda pendaratan depan diasumsikan sebesar 15% dari massa maksimum saat lepas landas (maximum take-off weight, MTOW). Hasil simulasi menunjukkan bahwa ketebalan 7 mm dapat mendistribusikan beban lebih optimal dibandingkan dengan ketebalan 9–17 mm. Pada tipe C, nilai tegangan sebesar 94,047 MPa dan deformasi sebesar 13,154 mm. Pada tipe 7, ketebalan 9 mm merupakan titik keseimbangan yang cukup untuk menyerap kejutan pendaratan akibat beban pesawat, dengan nilai tegangan sebesar 54,353 MPa dan deformasi sebesar 8,6231 mm. Berdasarkan hasil tersebut, kedua desain dapat memenuhi spesifikasi struktural pesawat tanpa awak tanpa menggunakan sistem hidrolik, tetapi dengan mengandalkan elastisitas material paduan aluminium 6061-T6.

* Corresponding author:

Daffa Ari Putra (email: daffaariputra01@gmail.com)

Diterima: 6 Juli 2026

Disetujui: 28 Juli 2026

Dipublikasikan: 12 September 2026

1 Pendahuluan

Pesawat terbang tanpa awak (PTTA) atau *unmanned aerial vehicle* (UAV) kelas menengah, seperti LSU-05, memiliki peran dalam misi pemetaan wilayah, penginderaan jarak jauh, dan pengawasan maritim di Indonesia [1]. LSU-05 merupakan salah satu platform UAV yang dikembangkan secara intensif oleh Pusat Riset Teknologi Penerbangan, Badan Riset dan Inovasi Nasional (PRTP-BRIN), dari seri LAPAN Surveillance UAV LSU-05 [2]. Sebagai pesawat kategori menengah, LSU-05 dirancang untuk membawa beban *payload* yang cukup besar. Oleh karena itu, setiap komponen menjadi aspek krusial untuk menjamin keselamatan operasional, terutama saat pendaratan dan lepas landas [3].

Roda pendaratan depan (*nose landing gear*, NLG) merupakan komponen krusial dalam operasional pesawat yang berfungsi menahan beban pesawat saat berada di darat dan menyalurkan energi dampak saat pendaratan [4]. Variasi geometri lekukan tungkai utama, seperti tipe C dan tipe 7, menjadi persoalan penting yang memengaruhi karakteristik kekakuan, fleksibilitas, konsentrasi tegangan, dan defleksi elastis. Pada pesawat LSU-05 yang menggunakan konfigurasi *tricycle*, NLG memiliki peran tambahan sebagai sistem kemudi (*steering*) untuk menerima beban lateral dan *drag* yang kompleks [5]. Namun, penelitian ini dibatasi pada pemodelan pembebanan statis vertikal ke arah atas pada area lubang as roda sebagai pendekatan awal. Gaya lateral, hambatan udara (*drag*), dan beban kemudi (*steering load*) tidak termasuk dalam analisis numerik [6]. Meskipun penelitian sebelumnya telah mengevaluasi pengaruh variasi dimensi roda pendaratan terhadap kekuatan statis dan respons dinamis wahana secara global, analisis kekuatan struktur penopang depan pada LSU-05 masih terbatas. Kajian terdahulu belum secara khusus membandingkan respons distribusi tegangan *von Mises* dan

deformasi pada variasi lekukan tipe C dan tipe 7 dengan variasi ketebalan menggunakan metode elemen hingga (FEA).

Investigasi numerik pada *fuselage* LSU-05 telah dilakukan untuk memastikan keamanan rangka terhadap beban statis, tetapi dinamika beban pada titik tumpu roda depan memerlukan analisis lebih mendalam untuk menghindari kegagalan struktural akibat beban impact [7]. Penggunaan metode elemen hingga atau *finite element method* (FEM) menjadi standar industri dalam memprediksi respons tegangan dan deformasi pada struktur kompleks pesawat tanpa awak [8]. Dalam konteks ini, FEM dimanfaatkan untuk mengevaluasi distribusi tegangan dan deformasi pada struktur NLG dengan pendekatan pembebanan statis ekuivalen akibat impact pendaratan menggunakan material aluminium 6061-T6 [9]. Analisis frekuensi alami juga penting dilakukan pada rangka *landing gear* untuk memastikan tidak terjadi resonansi yang dapat merusak struktur akibat getaran mesin maupun kontak dengan permukaan landasan [10].

Terdapat kesenjangan penelitian (*gap analysis*) karena sebagian besar studi pada LSU-05 berfokus pada optimasi sayap (*wing*) dan rangka utama, sedangkan analisis mendalam mengenai kekuatan struktur NLG terhadap beban batas (*limit load*) masih jarang dipublikasikan [11]. Kebaruan (*novelty*) penelitian ini terletak pada analisis komprehensif struktur NLG LSU-05 menggunakan FEM dengan mempertimbangkan kondisi batas pendaratan yang paling kritis sesuai dengan standar kelaikudaraan [12].

Penelitian ini bertujuan menganalisis karakteristik distribusi tegangan *von Mises* dan perilaku deformasi total pada struktur NLG LSU-05 menggunakan simulasi berbasis metode elemen hingga. Analisis dilakukan untuk mengevaluasi faktor keamanan (*safety factor*) serta potensi kegagalan struktural terhadap kekuatan luluh (*yield strength*) material yang digunakan. Penelitian ini penting untuk memvalidasi desain struktur agar mampu menahan beban impact tanpa mengalami deformasi permanen. Hasil penelitian diharapkan dapat memberikan rekomendasi teknis bagi penyempurnaan desain NLG pada pengembangan generasi LSU berikutnya.

2 Metode penelitian

Metode penelitian ini menerapkan analisis numerik berbasis elemen hingga (*finite element analysis*, FEA) untuk menguji karakteristik kekuatan struktural komponen dirgantara. Analisis berfokus pada evaluasi dua geometri NLG, yaitu tipe C dan tipe 7, yang divariasikan dalam enam tingkat ketebalan antara 7 mm dan 17 mm menggunakan material paduan aluminium 6061-T6. Alur pengerjaan dilakukan secara bertahap dan sistematis, mulai dari pra-pemrosesan model geometri hingga penarikan kesimpulan komparatif secara kuantitatif [13]. Pendekatan simulasi komputasi ini dipilih karena mampu memetakan distribusi tegangan, magnitudo deformasi, dan lokasi kritis pada geometri kompleks secara numerik. Melalui implementasi FEA, evaluasi komparatif terhadap interaksi multivariabel, baik dari aspek perbedaan bentuk geometri maupun ketebalan penampang, dapat dilakukan secara presisi tanpa memerlukan pembuatan prototipe fisik untuk setiap variasi desain.

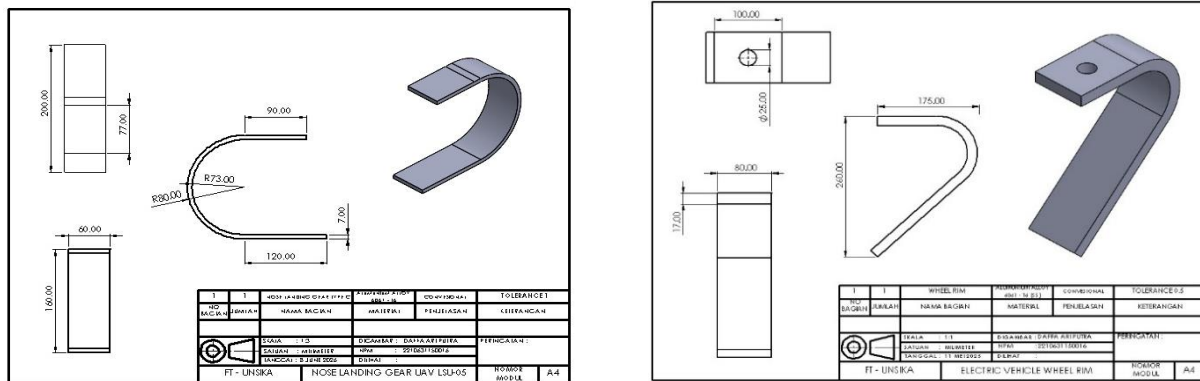
2.1 Pemodelan geometri dan morfologi benda pejal

Tahap awal prapemrosesan berfokus pada perancangan model geometri tiga dimensi (3D) berbentuk benda pejal (*solid body*) untuk struktur roda pendaratan depan (*nose landing gear*) wahana terbang tanpa awak [14]. Pendekatan desain berbasis benda pejal dipilih karena kebutuhan komputasi untuk merepresentasikan distribusi massa volumetrik dan inersia komponen secara presisi dalam ruang tiga dimensi [15]. Secara mekanis, pemodelan benda pejal diperlukan karena geometri lekukan tungkai dan area lubang as roda (*axle mount*) yang kompleks memerlukan representasi volume tiga dimensi secara utuh untuk menangkap fenomena dan lokasi konsentrasi tegangan lokal secara terperinci [16].

Pada tahap konseptual, konfigurasi morfologi komponen dirancang ke dalam dua variasi utama, yaitu profil melengkung yang merepresentasikan tipe C dan profil menyudut yang merepresentasikan tipe 7 [17]. Desain lengkung tipe C diadaptasi karena karakteristik mekanisnya menyerupai pegas daun (*leaf spring*), yang secara alami mampu menyerap dan meredam energi impact pendaratan melalui mekanisme defleksi elastis [18]. Sementara itu, desain menyudut tipe 7 diterapkan sebagai konfigurasi pembanding struktural yang menawarkan

tingkat kekakuan (stiffness) lebih tinggi pada sumbu vertikal sekaligus memberikan efisiensi dalam proses manufaktur pemotongan pelat [19].

Untuk mendapatkan konfigurasi geometri yang paling optimal, analisis parametrik diterapkan dengan memodifikasi ketebalan penampang secara sistematis [20]. Variasi ketebalan dievaluasi pada enam tingkat dengan interval 2 mm, yaitu 7 mm, 9 mm, 11 mm, 13 mm, 15 mm, dan 17 mm [21]. Modifikasi parametrik ini bertujuan mengidentifikasi titik keseimbangan desain (trade-off) yang paling ideal antara margin faktor keamanan (safety factor) lokal terhadap beban impak dan prinsip pengurangan dimensi struktur. Pemilihan ketebalan minimum dijadikan sebagai proksi sederhana untuk efisiensi massa komponen [22]. Proses reduksi massa melalui pencarian ketebalan tertipis yang aman merupakan prosedur penting dalam desain pesawat tanpa awak guna memaksimalkan kapasitas muatan (*payload*) dan efisiensi konsumsi energi selama penerbangan [23].



Gambar 1. Tungkai utama berbentuk C

Gambar 2. Tungkai utama berbentuk 7

2.2 Karakterisasi dan sifat mekanis material

Kajian simulasi ini berfokus pada penerapan paduan aluminium 6061-T6. Paduan ini dipilih karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat (*strength-to-weight ratio*) yang optimal dan ketahanan korosi yang unggul sehingga sesuai sebagai material struktural untuk wahana terbang tanpa awak [24]. Parameter mekanis yang digunakan secara konsisten dalam penelitian ini merujuk pada properti teknis material aluminium 6061-T6, yaitu massa jenis 2.700 kg/m³, modulus elastisitas 68,9 GPa (68.900 MPa), rasio Poisson 0,33, dan tegangan luluh (*yield strength*) 276 MPa. Parameter tersebut diintegrasikan ke dalam Engineering Data pada perangkat lunak ANSYS sebagai acuan evaluasi margin keamanan struktur [25].

Rincian sifat mekanis didefinisikan dengan asumsi model material elastis linear dan isotropik sebagai basis komputasi untuk memastikan struktur mampu menahan beban batas (*limit load*) tanpa mengalami deformasi plastis [26]. Rincian sifat mekanis tersebut disajikan secara lengkap pada Tabel 1.

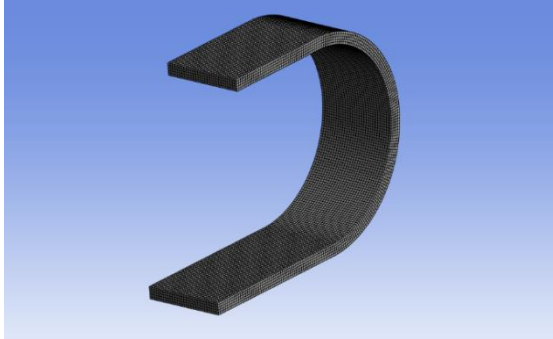
Tabel 1. Sifat mekanis material

Parameter mekanis	Nilai	Satuan
Massa jenis	2804	kg/m ³
Modulus elastisitas	71.700	MPa
Rasio Poisson	0,33	
Tegangan luluh	503	MPa

2.3 Diskritisasi elemen dan pembuatan mesh

Tahap diskritisasi elemen diterapkan pada model geometri benda pejal (*solid body*) untuk membagi volume komponen struktural menjadi sekumpulan elemen kecil berhingga guna memfasilitasi penyelesaian komputasi matriks secara numerik. Pembentukan jaring ruang tiga dimensi pada simulasi ini dikonfigurasi menggunakan elemen solid tetrahedral yang memiliki fleksibilitas tinggi dalam memetakan kontur geometri melengkung maupun area menyudut pada struktur penopang roda pendaratan. Resolusi jaring dikendalikan melalui penerapan

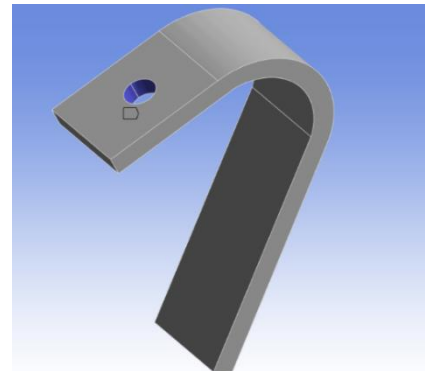
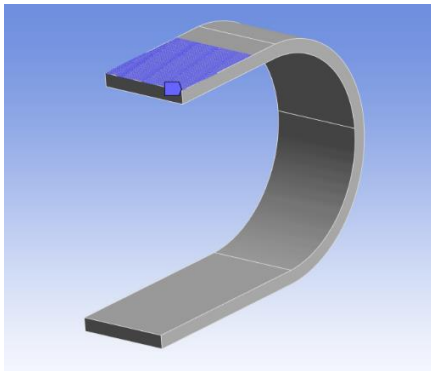
parameter penghalusan elemen (*mesh refinement*) pada area kritis, yang selanjutnya divalidasi menggunakan metrik agar iterasi berjalan stabil tanpa galat [12], [13]. Berdasarkan konfigurasi tersebut, komputasi pada model struktur penopang roda pendaratan tipe C menghasilkan jaring yang terdiri atas 123.832 titik simpul (*nodes*) dan 24.870 elemen struktural (*elements*) [10]. Sementara itu, model geometri tipe 7 yang memiliki kompleksitas sudut berbeda menghasilkan 419.798 titik simpul dan 95.380 elemen [27].



Gambar 3. Hasil pembuatan mesh bentuk C
Gambar 4. Hasil pembuatan mesh bentuk 7

2.4 Kondisi batas dan pembebanan

Penerapan kondisi batas (*boundary conditions*) dan pembebanan pada pemodelan elemen hingga merupakan tahapan krusial untuk meniru perilaku fisik riil dari struktur *Nose Landing Gear* (NLG) saat menerima beban benturan pendaratan [28], [29]. Kondisi batas pertama yang diterapkan pada pemodelan Solid 3D Body ini adalah *Fixed Support*. Tumpuan dapat diaplikasikan secara spesifik pada area permukaan datar di sisi paling atas lempeng landing gear, yang secara fungsional merepresentasikan titik pengikatan baut struktural langsung menuju komponen firewall atau *body* utama pesawat (*fuselage*) [30]. Secara matematis, fitur *Fixed Support* ini bekerja dengan cara mengunci seluruh derajat kebebasan translasi linear pada sumbu x, y, dan z sehingga bernilai nol ($u_x = u_y = u_z = 0$) [31].



Gambar 5. Area *fixed support* tungkai C
Gambar 6. Area *fixed support* tungkai 7

Kondisi tersebut memastikan bahwa area atas bersifat kaku dan tidak mengalami pergeseran posisi, melainkan bertindak sebagai penahan utama yang menyerap gaya reaksi dari bawah. Pembebanan diterapkan berupa gaya terpusat berarah vertikal ke atas pada area lubang as roda (*axle mount*) di bagian bawah strut untuk mensimulasikan gaya hantaman langsung dari landasan saat roda menyentuh tanah [32].

Pembebanan dinamis transien yang terjadi saat roda menyentuh landasan disederhanakan menjadi pendekatan statis ekuivalen berupa gaya terpusat (*force*) pada area lubang as roda dengan arah vertikal ke atas [33]. Model statis ekuivalen ini digunakan sebagai penyederhanaan teoretis awal untuk memetakan respons beban puncak struktural. Dengan demikian, fenomena dampak dinamis penuh yang melibatkan kecepatan turun (*sink rate*), karakteristik redaman suspensi, dan perilaku kontak transien roda–landasan tidak diakomodasi secara langsung dalam analisis numerik ini.

Besaran gaya masukan pada simulasi didasarkan pada skenario pendaratan normal dengan menetapkan faktor beban (*load factor*) sebesar 1,6. Nilai tersebut merupakan asumsi desain yang diadopsi dari penelitian terdahulu mengenai karakteristik dampak UAV sejenis dan sesuai dengan standar kelaikudaraan untuk kondisi pendaratan aman [30], [33]. Berdasarkan data teknis operasional LSU-05 dari publikasi riset LAPAN/BRIN, massa maksimum saat lepas landas (*maximum take-off weight*, MTOW) ditetapkan sebesar 85 kg dengan percepatan gravitasi standar 9,81 m/s². Karena konfigurasi roda pesawat menggunakan tipe tricycle, roda depan (NLG) diasumsikan menerima 15% dari total gaya dampak pesawat [28], [34].

$$\begin{aligned} W &= m \times g \\ F_{total} &= W \times n \\ F_{NLG} &= F_{total} \times 15\% \end{aligned} \quad (1)$$

Berdasarkan Persamaan (1), substitusi nilai parameter pesawat menghasilkan gaya berat statis sebesar:

$$W = 85 \text{ kg} \times 9,81 \text{ m/s}^2 = 833,85 \text{ N} \quad (2)$$

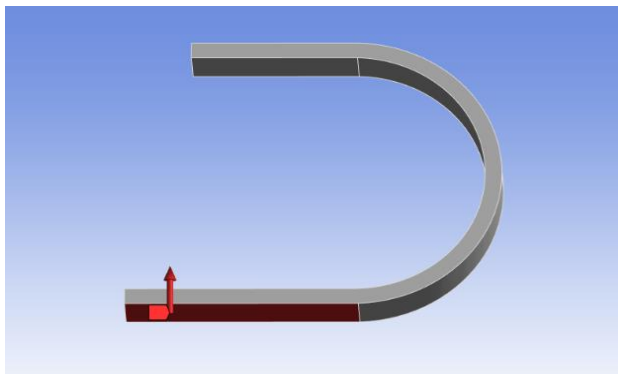
Dengan nilai tersebut, total beban dampak dinamis dapat dihitung sebesar:

$$F_{NLG} = 1.334,16 \text{ N} \times 0,15 = 200,124 \text{ N} \quad (3)$$

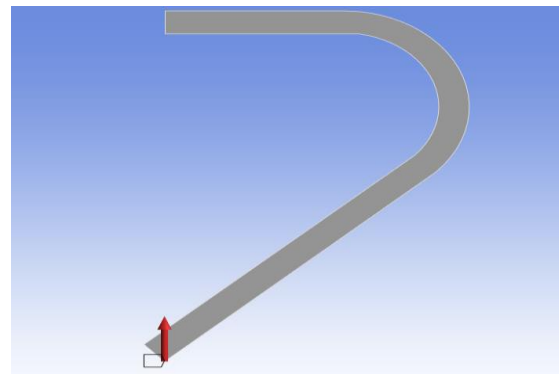
Untuk memastikan kelaikudaraan struktur terhadap beban batas ekstrem, faktor pengali beban desain (*ultimate load factor*) sebesar 1,5 diterapkan untuk menghasilkan gaya masukan desain utama (F_{desain}) yang diinput secara konstan ke dalam sistem simulasi komputasi ANSYS sebesar:

$$F_{desain} = 200,124 \times 1,5 = 300,186 \quad (4)$$

Gaya masukan konstan sebesar 300,186 N diuji pada setiap variasi ketebalan geometri tungkai tunggal, yaitu dari 7 mm hingga 17 mm. Gaya tersebut diterapkan pada area bawah geometri dengan arah vertikal ke atas sebagai pendekatan statis ekuivalen gaya pendaratan. Kedua pengaplikasian gaya tersebut dimasukkan ke dalam sistem simulasi ANSYS.



Gambar 7. Arah gaya pendaratan tungkai C



Gambar 8. Arah gaya pendaratan tungkai 7

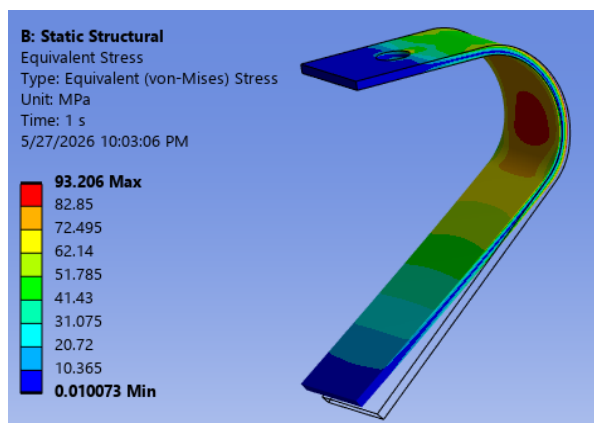
3 Hasil dan pembahasan

Bab ini menyajikan hasil analisis statis struktural dengan fokus pada dua parameter utama, yaitu tegangan *von Mises* dan deformasi total. Nilai tegangan dibandingkan dengan tegangan luluh material yang telah diverifikasi sesuai standar perancangan UAV. Analisis bertujuan membandingkan dua jenis lekukan NLG dengan variasi ketebalan guna menemukan bentuk yang paling optimal untuk menahan gaya saat pendaratan pesawat.

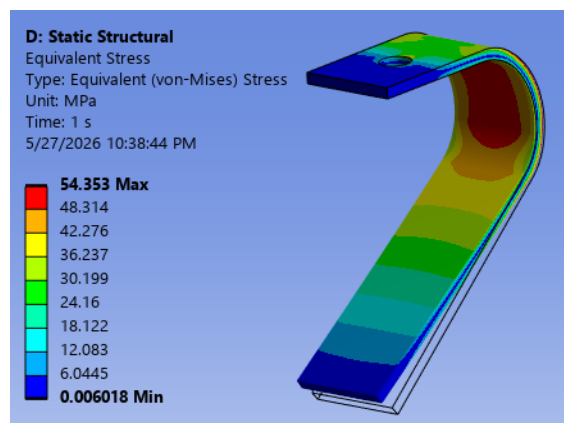
3.1 Analisis distribusi tegangan *von Mises*

Pada rancang bangun tipe 7, area penahan atau *fixed support* dikonfigurasi secara terpusat pada struktur tabung silindris yang terhubung langsung dengan sistem kemudi (*steering system*) wahana. Lokasi penumpukan tegangan kritis, khususnya pada area siku tajam dan pusat lekukan, dapat dipetakan melalui kontur

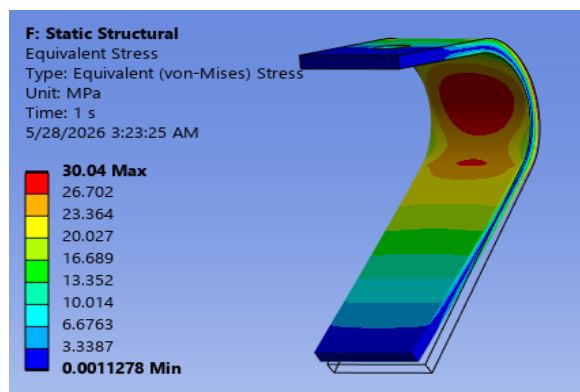
warna hasil komputasi perangkat lunak. Berikut disajikan hasil simulasi bentuk 7 dengan ketebalan 7, 9, 11, 13, 15, dan 17 mm.



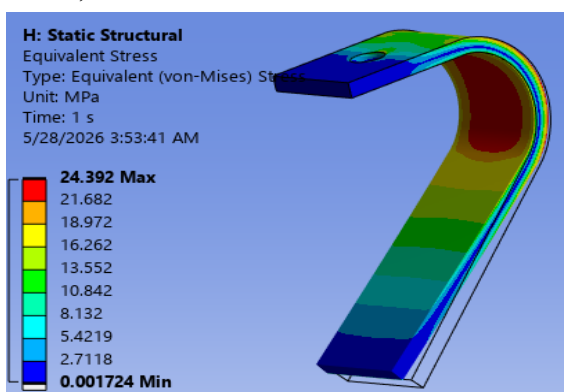
Gambar 9. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 7 mm



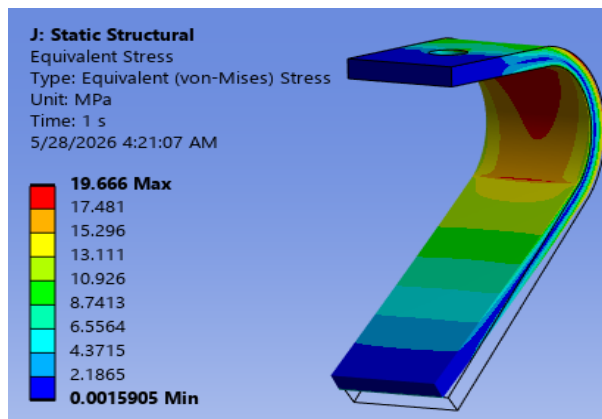
Gambar 10. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 9 mm



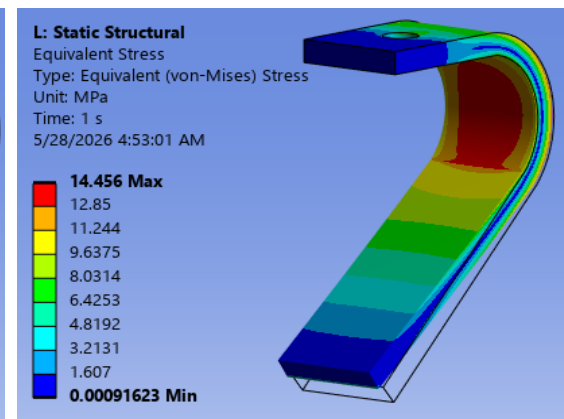
Gambar 11. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 11 mm



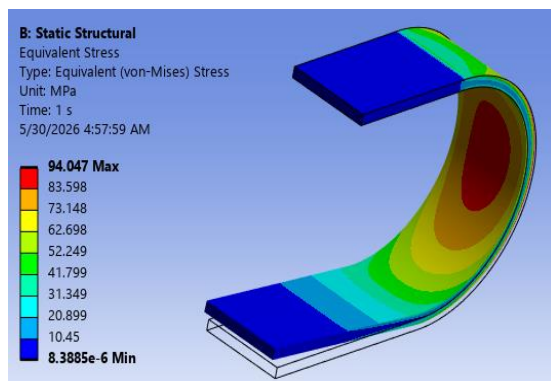
Gambar 12. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 13 mm



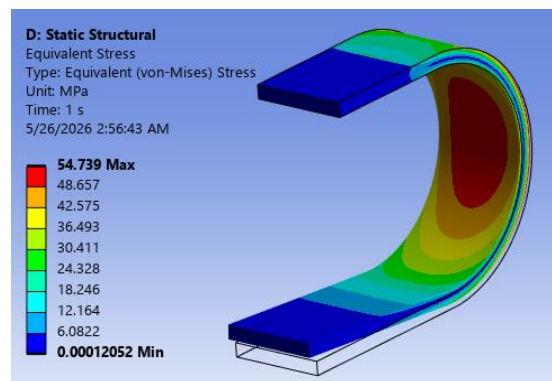
Gambar 13. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 15 mm



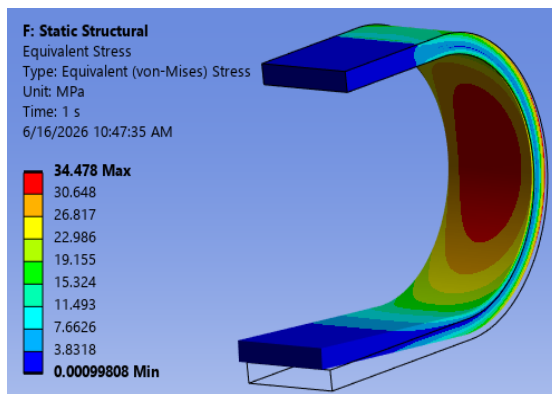
Gambar 14. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 17 mm



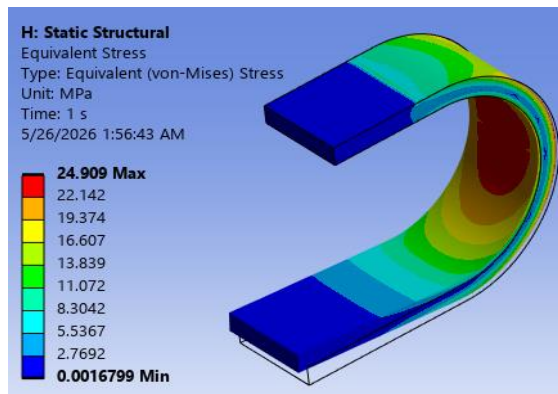
Gambar 15. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 7 mm



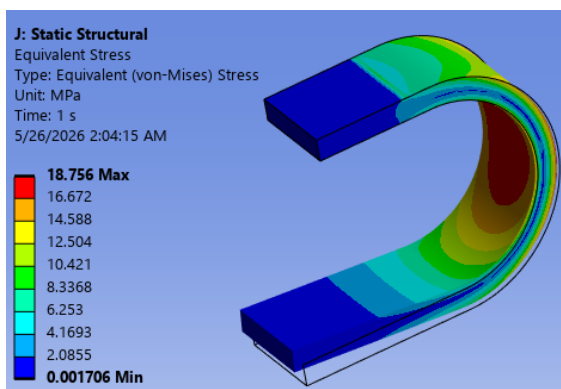
Gambar 16. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 9 mm



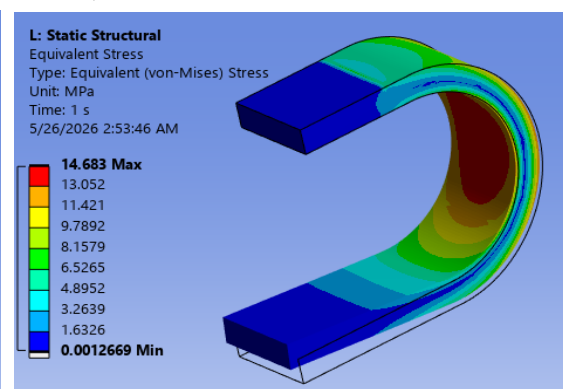
Gambar 17. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 11 mm



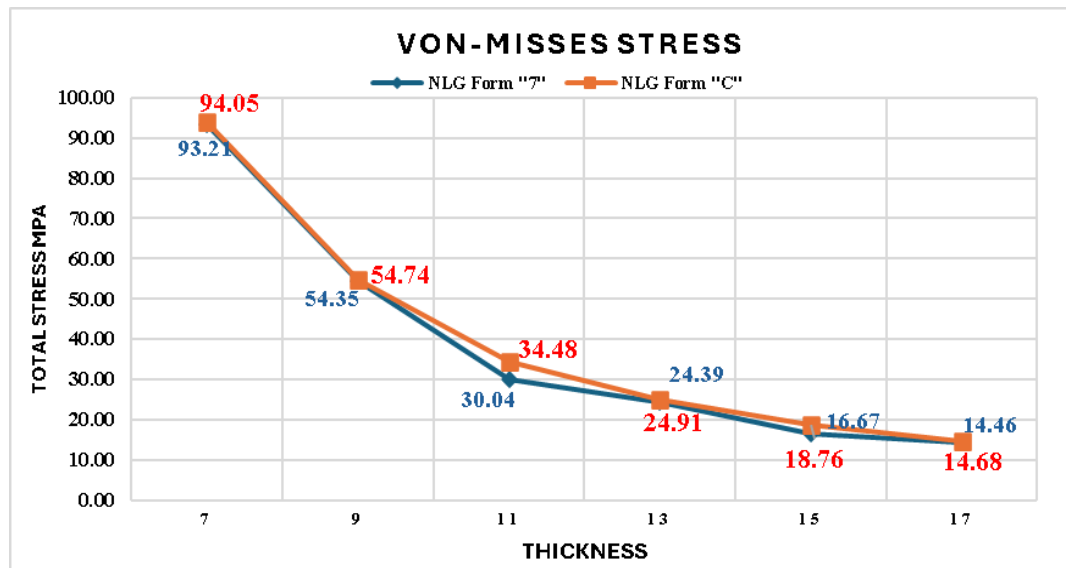
Gambar 18. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 13 mm



Gambar 19. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 15 mm



Gambar 20. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 17 mm



Gambar 21. Grafik nilai simulasi tegangan von Mises

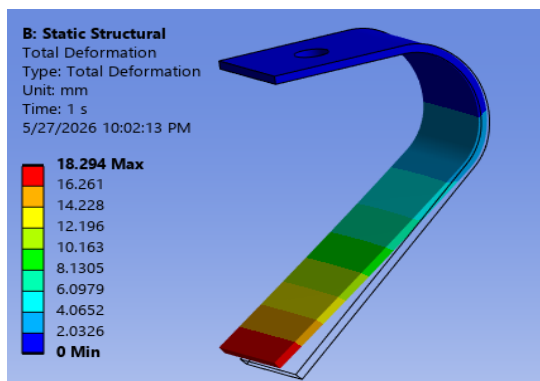
Tabel 2. Nilai simulasi tegangan von Mises

Ketebala n	Tegangan von Mises	
	Bentuk NLG 7	Bentuk NLG C
7	93,21	94,05
9	54,35	54,74
11	30,04	34,48
13	24,39	24,91
15	16,67	18,76
17	14,46	14,68

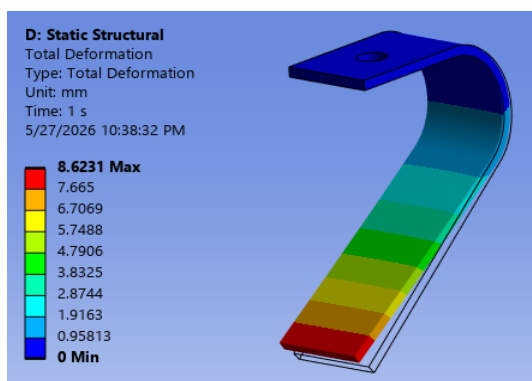
Berdasarkan tren kurva yang terbentuk, geometri tipe 7 mencatatkan lonjakan tegangan paling ekstrem pada ketebalan 7 mm, yaitu 93,21 MPa. Penambahan material pada ketebalan 9 mm berhasil meredam tegangan tipe 7 secara drastis menjadi 54,35 MPa, dan penurunan ini berlanjut secara bertahap hingga mencapai titik terendah, yaitu 14,46 MPa, pada ketebalan 17 mm. Sebaliknya, profil melengkung tipe C mengawali kurva dengan tegangan yang lebih besar. Pada ketebalan 7 mm, struktur menerima tegangan sebesar 94,05 MPa, sedangkan pada ketebalan 17 mm tegangan yang dihasilkan sebesar 14,68 MPa.

3.2 Karakteristik deformasi total

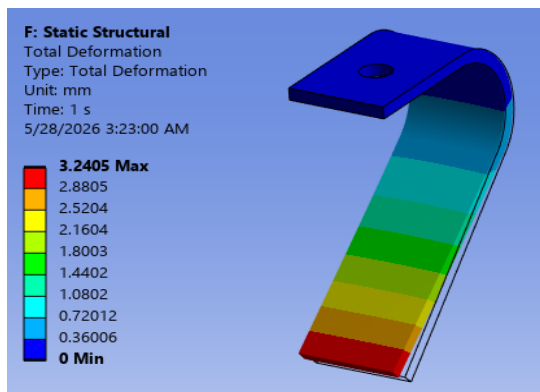
Secara prinsip mekanika benda padat, deformasi harus berada dalam rentang proporsional. Komponen membutuhkan kelenturan tertentu untuk menyerap energi kinetik pendaratan, tetapi lendutan tidak boleh melampaui batas toleransi ruang gerak yang berisiko mengganggu mekanisme operasional komponen lain di sekitar kompartemen pesawat. Karena batas toleransi ruang bebas (*clearance*) aktual kompartemen LSU-05 tidak didefinisikan secara absolut dalam penelitian ini, magnitudo deformasi yang diperoleh digunakan sebagai parameter evaluasi perbandingan relatif antarvariasi bentuk dan ketebalan pelat, bukan sebagai kriteria kelayakan geometris mutlak. Selain dimensi penampang, respons perpindahan juga dipengaruhi oleh penempatan *fixed support* yang mengikat komponen. Pada geometri tipe 7, tumpuan silindris di bagian atas dikonfigurasi kaku untuk mengunci seluruh derajat kebebasan pergerakan struktur.



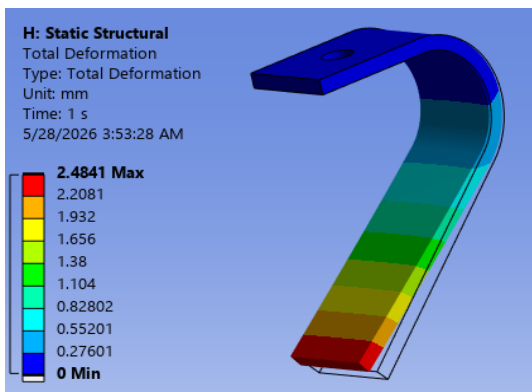
Gambar 22. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 7 mm



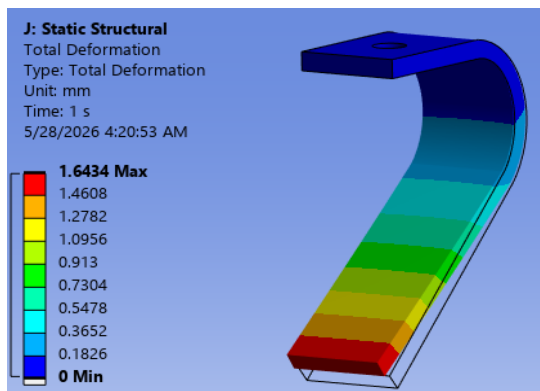
Gambar 23. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 9 mm



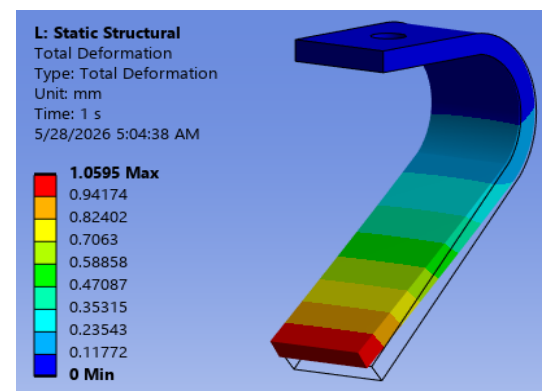
Gambar 24. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 11 mm



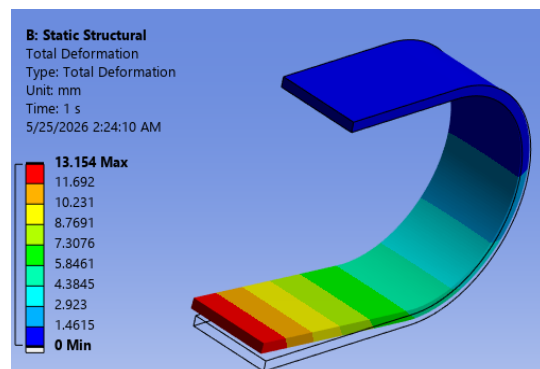
Gambar 25. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 13 mm



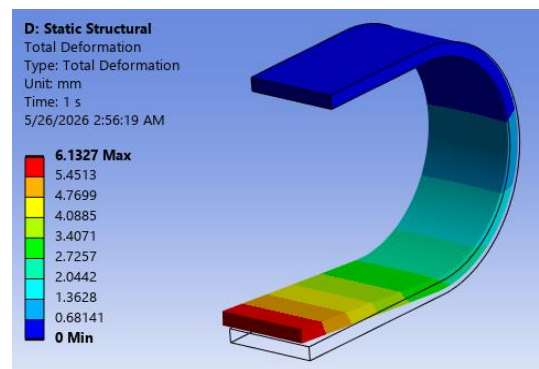
Gambar 26. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 15 mm



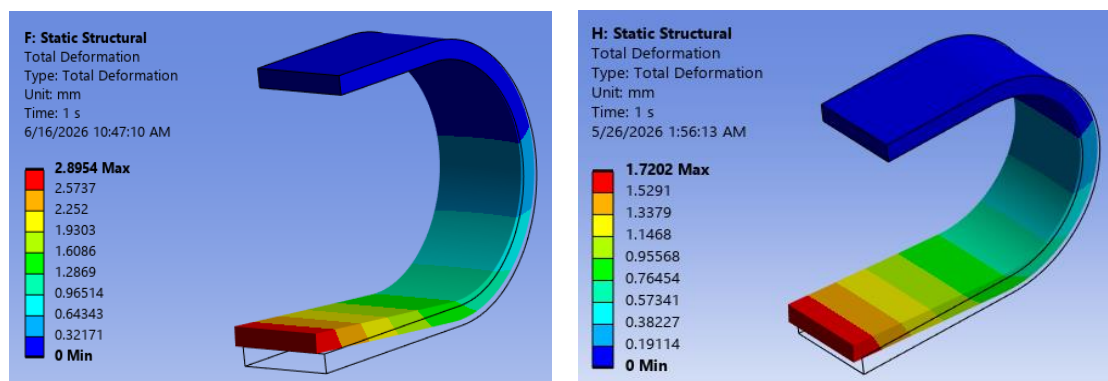
Gambar 27. Hasil simulasi bentuk 7, ketebalan 17 mm



Gambar 28. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 7 mm

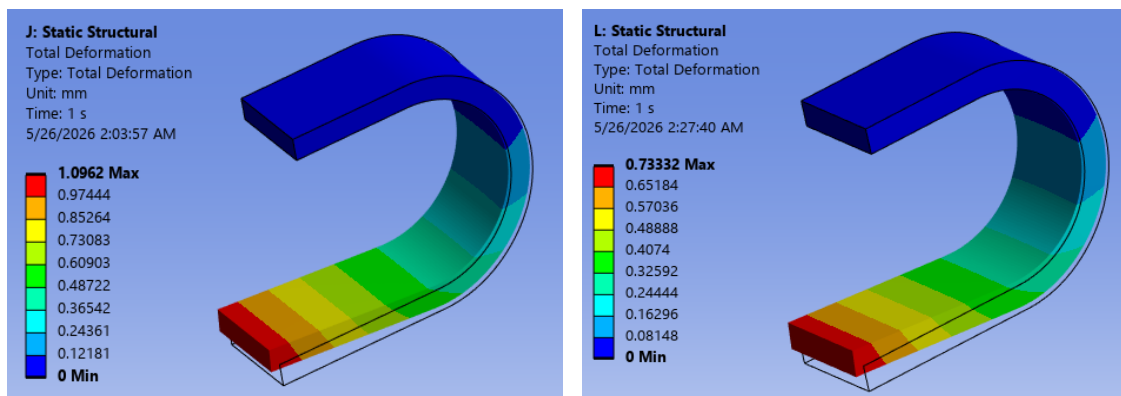


Gambar 29. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 9 mm



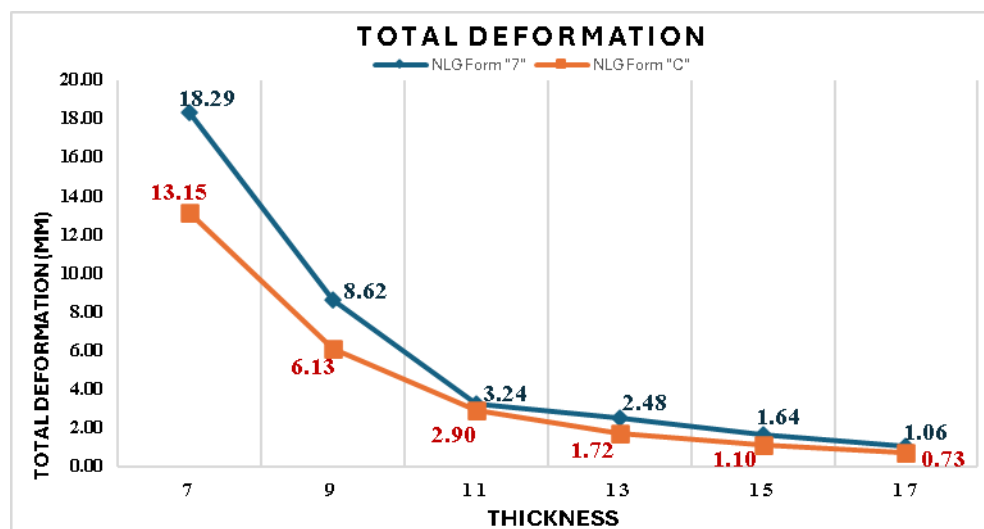
Gambar 30. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 11 mm

Gambar 31. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 13 mm



Gambar 32. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 15 mm

Gambar 33. Hasil simulasi bentuk C, ketebalan 17 mm



Gambar 34. Grafik nilai simulasi deformasi total

Tabel 3. Nilai simulasi deformasi total

Ketebalan	Deformasi total	
	Bentuk NLG 7	Bentuk NLG C
7	18,29	13,15
9	8,62	6,13
11	3,24	2,90
13	2,48	1,72
15	1,64	1,10
17	1,06	0,73

Evaluasi terhadap defleksi pada titik-titik tersebut penting untuk memastikan komponen memiliki fleksibilitas redaman yang memadai, tetapi tidak melampaui batas toleransi ruang gerak perakitan di dalam kompartemen wahana. Pada ketebalan tertipis, yaitu 7 mm, geometri tipe C mencatatkan defleksi sebesar 13,15 mm, sedangkan tipe 7 mencapai 18,29 mm akibat kecilnya momen inersia penampang dalam menahan momen lentur.

4 Kesimpulan

Berdasarkan serangkaian simulasi dan analisis mekanis terhadap struktur NLG wahana UAV LSU-05, geometri tipe 7 menghasilkan tegangan *von Mises* yang sedikit lebih rendah dan tersebar lebih merata. Sementara itu, profil melengkung tipe C lebih unggul dalam menekan deformasi total pada seluruh rentang ketebalan pelat 7–17 mm. Berdasarkan evaluasi kuantitatif terhadap tegangan luluh material aluminium 6061-T6 sebesar 276 MPa, seluruh variasi dimensi memenuhi kriteria kelaikudaraan struktural dengan faktor keamanan minimum sebesar 2,93 pada kondisi kritis pelat tertipis 7 mm.

Desain tipe C dengan ketebalan 7 mm dapat ditetapkan sebagai konfigurasi final yang paling ringan dan optimal dalam mempertahankan kekakuan tanpa memicu deformasi plastis permanen, meskipun deformasi total sebesar 13,15 mm harus dibatasi oleh toleransi ruang kompartemen perakitan. Kesimpulan keamanan struktural ini berlaku pada asumsi pembebanan statis ekuivalen vertikal puncak sebesar 300,186 N yang digunakan dalam simulasi. Analisis ini belum mencakup pengaruh gaya lateral darat, hambatan udara (*drag*), beban lelah (*fatigue*), maupun interaksi dinamika dampak transien penuh pada landasan aktual. Perbandingan substitusi material aluminium dengan material komposit, seperti polimer diperkuat serat karbon, dapat menjadi fokus penelitian berikutnya.

5 Referensi

- [1] M. Hassanalian and A. Abdelkefi, "Classifications, applications, and design challenges of drones: A review," *Classif. Appl. Des. challenges drones A Rev.*, vol. 91, pp. 99–131, 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.04.003>.
- [2] M. Hafid, A. Nurrohmah, and R. A. Ramadhan, "NUMERICAL INVESTIGATION ON THE FUSELAGE AIRFRAME OF LSU 05 NG," *Numer. Investig. FUSELAGE AIRFRAME LSU 05 NG Aircr.*, 2020, doi: <https://doi.org/10.30536/j.jtd.2020.v18.a3327>.
- [3] A. Nurrohmah, D. Kirana, R. Fitriansyah, F. A. Wandono, and A. B. Utama, "Numerical analysis on the tail boom structure of LSU-05 NG aircraft with cross-section profile variation," *AIP Conf. Proc.*, vol. 2366, no. 1, p. 40003, Sep. 2021, doi: 10.1063/5.0060168.
- [4] M. B. Lovely Son*, Firman Zain, "Analisis Respon Landing Gear pada Pesawat Tanpa Awak Saat Mendarat," *Met. J. Sist. Mek. dan Termal*, vol. 04, pp. 88–95, 2020, doi: <https://doi.org/10.25077/metal.v4i2.41>.
- [5] G. AYDIN and İ. OZKOL, "Structural Analysis of the Nose Landing Gear of a Fighter Aircraft," *Eur. J. Sci. Technol.*, no. 43, pp. 126–135, 2022, doi: 10.31590/ejosat.1200620.
- [6] 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 SE-Articles, pp. 10745–10757, 2023, doi: 10.15282/ijame.20.3.2023.16.0830.
- [7] L. A. N. Wibawa, "Desain dan Analisis Kekuatan Rangka Tricycle Landing Gear UAV Menggunakan Metode Elemen Hingga," *Mechanical*, vol. 9, no. 2, p. 33, 2019, doi: 10.23960/mech.v9.i2.201806.
- [8] N. Erlangga, Simon Sindhu, and Endah Yuniarti, "Analisis Pembebanan Statis Pada Struktur Hexacopter Drone Untuk Pertanian (DRUPER)," *J. Teknol. Kedingant.*, vol. 9, no. 1, pp. 9–18, 2024, doi: <https://doi.org/10.35894/jtk.v9i1.100>.
- [9] S. Paul, "Finite Element Analysis in Fused Deposition Modeling Research: A Literature Review," *Measurement*, vol. 178, p. 109320, Apr. 2021, doi: 10.1016/j.measurement.2021.109320.
- [10] L. Wibawa, "Analisis Frekuensi Natural Rangka Main Landing Gear Pesawat UAV Menggunakan Ansys Workbench," *J. Mesin Nusantara*, vol. 5, pp. 65–73, Jun. 2022, doi: 10.29407/jmn.v5i1.17580.
- [11] A. Wijaya, E. Sofyan, F. Setiawan, and M. Adam, "ANALYSIS AND DESIGN OF VTOL UAV WING USING FINITE ELEMENT ANALYSIS," *Tek. STTKD J. Tek. Elektron. Engine*, vol. 9, pp. 144–151, Jul. 2023, doi: 10.56521/teknika.v9i1.872.
- [12] M. Gök and Ö. Cihan, "A Novel Design and Structural Analysis of Spring Landing Gear for Unmanned Air Vehicles," *Hittite J. Sci. Eng.*, vol. 9, pp. 83–88, Jun. 2022, doi: 10.17350/HJSE19030000258.
- [13] R. Swati *et al.*, "Crashworthiness study of UCAV's main landing gear using explicit dynamics," *Int. J. Crashworthiness*, vol. 27, Feb. 2022, doi: 10.1080/13588265.2022.2028449.
- [14] 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.*, vol. 1811, no. 1, p. 12082, 2021, doi: 10.1088/1742-6596/1811/1/012082.
- [15] I. V Patil, *Structural Analysis Of A UAV Fuselage*. 2016.
- [16] L. Ye, Y. Zhao, H. Zhang, Y. Zhang, J. Lv, and Z. Yang, "Strength analysis and structural optimization of UAV airframe," *Front. Mech. Eng.*, vol. Volume 11, 2025, doi: 10.3389/fmech.2025.1708043.
- [17] A. Bintoro, "Lendutan Struktur Twin Boom Pesawat Terbang Nir Awak Lsu-05 Pada Saat Menerima Beban Terbang

- (Deflection of Lsu-05 UAV Twin Boom Structure on Recieving the Flight Load),” *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 14, no. 2, p. 91, 2017, doi: 10.30536/j.jtd.2016.v14.a2386.
- [18] I. Zaimis, E. Giannakis, and G. Savaidis, “Generative design case study of a CNC machined *Nose Landing Gear* for an unmanned aerial vehicle,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 1024, no. 1, p. 12064, 2021, doi: 10.1088/1757-899X/1024/1/012064.
- [19] Khafidh Deedat Alnurrasyid, “Analisis kekuatan dan stabilitas struktur trolley terhadap variasi beban statis menggunakan metode elemen hingga (FEA),” *J. Tek. mesin Indones.*, vol. 20, no. Vol. 20 No. 2 (2025), 2026, doi: <https://doi.org/10.71452/ysxcxc25>.
- [20] M. Perkasa, A. Krisbudiman, R. L. Gumilang, K. Rezqi, Arsal, and A. M. Kadir, “Structural strength analysis of the retractable main landing gear of unmanned aircraft vehicle from impact loads due to vertical landing speed,” *AIP Conf. Proc.*, vol. 3103, no. 1, p. 30006, Jun. 2024, doi: 10.1063/5.0202288.
- [21] H. Pandowo, H. Tohari, and V. Amir, “Design and Build the Booking Queue Application Android Based SOOSOO Resto,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1845, no. 1, p. 12012, 2021, doi: 10.1088/1742-6596/1845/1/012012.
- [22] D. Munk, D. Auld, G. Steven, and G. Vio, “On the benefits of applying topology optimization to structural design of aircraft components,” *Struct. Multidisc. Optim.*, vol. 60, p. 1245, 2019.
- [23] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition and RDSwin Student SET*. 2019. doi: 10.2514/4.105746.
- [24] J. K. Nisbett, “Shigley ’ s Mechanical Engineering Design 2024 Release,” 2024, [Online]. Available: <https://id.scribd.com/document/1017777540/Shigley-s-mechanical-engineering-design-11th-Ed-11th-Edition-Richard-G-Budynas-full-access>
- [25] A. Ratuningtyas, M. Azka, L. E. Riyanti, and A. Fatkhulloh, “Material Optimization for Structural Strength of Helicopter Landing Skid Using Finite Element Method,” *Int. J. Progress. Sci. Technol.*, vol. 40, no. 1, p. 234, 2023, doi: 10.52155/ijpsat.v40.1.5581.
- [26] I. Guzmán-Flores *et al.*, “Enhancing the Mechanical Properties of a 6061 Aluminum Alloy by Heat Treatment from the Perspective of Taguchi Design-of-Experiments,” 2024. doi: 10.3390/app14135407.
- [27] F. Nikodem, F. Möller, P. Gallun, and A. Bierig, *Design of a Retractable Landing Gear for the Sagitta Demonstrator UAV*. 2017.
- [28] Z.-H. Chen and Z.-J. Chen, “Topology-Optimized Impact-Resistant Bionic Landing Gear for Unmanned Aerial Vehicles,” *J. Aircr.*, pp. 1–9, Mar. 2026, doi: 10.2514/1.C038684.
- [29] J. A. Sudjaelan, Sahril Afandi, and Endah Yuniarti, “Analisis Kekuatan Struktur Komposit Sandwich Pada Main Landing Gear UAV,” *J. Teknol. Kedirgant.*, vol. 8, no. 1, pp. 38–48, Jan. 2023, doi: 10.35894/jtk.v8i1.68.
- [30] Ajie Erlangga Antariksa, Budi Aji Warsiyanto, and Syarifah Fairuza, “ANALISIS LIFE CYCLCE STRUKTUR MAIN LANDING GEAR UAV DENGAN MATERIAL ALUMINIUM BERDASARKAN VARIASI KECEPATAN LANDING,” *J. Teknol. Kedirgant.*, vol. 9, no. 2, pp. 105–114, Sep. 2024, doi: 10.35894/jtk.v9i2.111.
- [31] Y. Chen, M. Ran, S. Lin, and Y. Du, “Topology Optimization Design and Performance Comparison of a Land–Air UAV Rotary Arm Integrating Additive Manufacturing Constraints,” *Machines*, vol. 14, no. 5, p. 474, Apr. 2026, doi: 10.3390/machines14050474.
- [32] C. Lancea *et al.*, “Simulation, Fabrication and Testing of UAV Composite Landing Gear,” *Appl. Sci.*, vol. 12, no. 17, p. 8598, Aug. 2022, doi: 10.3390/app12178598.
- [33] 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, p. 509, Jan. 2021, doi: 10.3390/app11020509.
- [34] Y. Wu, D. Wen, A. Zhao, H. Liu, and K. Li, “Intelligent soaring and path planning for solar-powered unmanned aerial vehicles,” *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, vol. 96, no. 4, pp. 514–529, May 2024, doi: 10.1108/AEAT-05-2023-0138.