

## PENGARUH PEMILIHAN MATERIAL TERHADAP KEKUATAN RANGKA MAIN LANDING GEAR UNTUK PESAWAT UAV

### *EFFECT OF MATERIAL SELECTION ON THE STRENGTH OF THE MAIN LANDING GEAR FRAME FOR UAV AIRCRAFT*

Lasinta Ari Nendra Wibawa<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Email: <sup>1</sup>lasinta.ari@lapan.go.id

#### **Abstract**

*This study examined the effect of material selection on the strength of the main landing gear frame for UAV aircraft using the finite element method. Linear static analysis was carried out using Autodesk Inventor Professional 2017 software. Main landing gear frame using Aluminum 5052-H38, Aluminium 5083 87 Cold Formed, Aluminium 6061, and CFRP. UAV aircraft was weighing 85 kg with a landing speed of 10 m/s and impact time of 0,5 second. The simulation results show that the landing gear frames of the lightest in a row were CFRP, Al 5083 87 Cold Formed, Al 5052-H38, and Al 6061. Materials that have the greatest safety factor were CFRP, Al 5083 87 Cold Formed, Al 6061, and Al 5052-H38.*

**Keywords:** material selection, uav, autodesk inventor 2017, finite element analysis, main landing gear

#### **Abstrak**

Penelitian ini mengkaji tentang pengaruh pemilihan material terhadap kekuatan rangka *main landing gear* untuk pesawat UAV menggunakan metode elemen hingga. Analisis statik linear dilakukan menggunakan software Autodesk Inventor Professional 2017. Material rangka *main landing gear* menggunakan Aluminium 5052-H38, Aluminium 5083 87 Cold Formed, Aluminium 6061, dan CFRP. Pesawat UAV memiliki berat 85 kg dengan kecepatan *landing* 10 m/s dan waktu impak 0,5 detik. Hasil simulasi menunjukkan bahwa rangka *main landing gear* dari yang paling ringan berturut-turut yaitu CFRP, Al 5083 87 Cold Formed, Al 5052-H38, dan Al 6061. Material yang memiliki faktor keamanan dari yang paling besar berturut-turut yaitu CFRP, Al 5083 87 Cold Formed, Al 6061, dan Al 5052-H38.

**Kata kunci:** pemilihan material, uav, autodesk inventor 2017, analisis elemen hingga, *main landing gear*

#### **1. PENDAHULUAN**

Saat ini UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) telah banyak digunakan di berbagai industri militer, transportasi kargo komersial, dan pemetaan (Parmar & Acharya, 2015). Pesawat UAV juga telah menjadi sumber data berharga untuk masalah inspeksi, pengawasan, pemetaan, dan pemodelan 3D (Nex & Remondino, 2014).

Salah satu komponen yang sangat penting dalam konstruksi pesawat UAV adalah *landing gear* (Kumar, Dash, & Basavaraddi, 2013) (Al-banaa, Ali, & Pires, 2014) (Dutta, 2016) (Prakash, Joshua, & Santosh, 2018) (Swarnakiran & Rohith, 2018). *Landing gear* adalah struktur pendukung utama pesawat saat mendarat (*landing*) dan lepas landas (*take off*). *Landing gear* umumnya terdiri dari 2 (dua) roda utama (*main landing gear*) pada bagian tengah yang merupakan pendukung beban UAV dan 1 (satu) roda pada bagian depan (*nose landing gear*) yang berfungsi mengontrol pesawat saat bermanuver. Secara umum, *landing gear* harus

menanggung beban tekan (*compressive load*), beban hambat (*drag load*), dan beban samping (*side load*) yang berat (Jeevanantham, Vadivelu, & Manigandan, 2017).

Pemilihan material merupakan bagian dari proses manufaktur sebuah desain produk. Pemilihan material bertujuan mencari material yang memiliki sifat yang paling sesuai dengan persyaratan yang dibutuhkan dalam proses desain, termasuk dalam mendesain rangka *main landing gear*. Hal ini dilakukan agar diperoleh material terbaik yang sesuai dengan kondisi kerjanya, yaitu material yang memiliki sifat ringan, kekuatan luluh cukup tinggi, dan tahan korosi.

Penelitian ini bertujuan mengetahui pengaruh pemilihan material terhadap kekuatan rangka *main landing gear* untuk pesawat UAV. Analisis elemen hingga dilakukan untuk mengukur seberapa besar pengaruh pemilihan material terhadap massa, tegangan *Von Mises*, deformasi, dan faktor keamanan dari rangka *main landing gear*.

Pemilihan material rangka *main landing gear* menggunakan material Al 5052-H38, Al 5083 87 *Cold Formed*, Al 6061, dan *Carbon Fiber Reinforced Plastic* (CFRP). Keempat material tersebut memiliki sifat ringan dan tahan korosi. Selain itu, material-material tersebut juga memiliki kekuatan luluh (*yield strength*) yang cukup tinggi, antara 255-300 MPa. Analisis dilakukan untuk mengetahui material yang paling baik dari segi massa maupun dalam hal menahan beban kejut dan beban dinamis.

## 2. METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan menggunakan simulasi perangkat lunak (*software*) Autodesk Inventor Professional 2017. Simulasi Autodesk Inventor berguna untuk menjalankan analisis untuk membuktikan validitas dari sebuah desain. Hal ini jauh lebih praktis dan hemat waktu saat merancang desain sebelum membuatnya dalam bentuk prototipe fisik (Wibawa, 2018b). Selain itu, material yang digunakan dalam proses desain akan jauh lebih ekonomis.

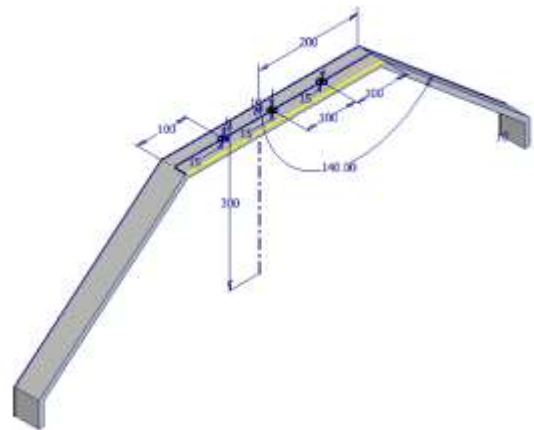
Autodesk Inventor Professional merupakan jenis perangkat pemodelan parametrik 3D (Wibawa & Himawanto, 2018) dan salah satu produk dari Autodesk Inc. USA yang dulu lebih familier dengan produk AutoCAD (Wibawa, 2018a).

Analisis tegangan yang dilakukan oleh *software* Autodesk Inventor menggunakan metode analisis elemen hingga. Analisis elemen hingga merupakan teknik numerik matematis yang umum dilakukan menggunakan *software* untuk menghitung kekuatan dan perilaku struktur komponen teknik dengan membagi dan menyederhanakan obyek menjadi bentuk jala (*mesh*) (Wibawa & Himawanto, 2018) (Wibawa, 2019b) (Wibawa, 2019a).

Asumsi pada saat melakukan analisis linier, yaitu (Wibawa, 2018b):

1. Sifat material komponen tetap linier setelah batas luluh. Maka, hasil diluar batas luluh tidak valid menggunakan simulasi Autodesk Inventor.
2. Defleksi komponen sangat kecil dibandingkan ukuran komponen secara keseluruhan.
3. Komponen bersifat kaku dan ulet. Misalnya, material logam (bukan karet).
4. Deformasi komponen sama dalam ketiga arah. Dengan kata lain, material bersifat isotropik.

Desain *main landing gear* memiliki 3 (tiga) lubang baut dengan diameter 15 mm. Dimensi rangka *main landing gear* secara detail ditunjukkan pada Gambar 1.



**Gambar 1.** Desain 3 dimensi *main landing gear* dengan tiga lubang baut (dalam mm) (Wibawa, 2019c).

Karena beban impact adalah fungsi dari kecepatan vertikal, maka persamaan momentum impulsnya adalah:

$$F \Delta t = m V_f \quad (1)$$

Dimana:

$F$  = beban impact

$\Delta t$  = waktu impact

$m$  = massa pesawat UAV

$V_f$  = kecepatan landing vertikal

Dengan asumsi kecepatan vertikal saat landing, massa, dan waktu impact dari UAV serta parameter analisis tegangan menggunakan Autodesk Inventor Professional 2017 dijabarkan secara lengkap pada Tabel 1 berikut ini.

**Tabel 1.** Asumsi dan parameter analisis tegangan

Tipe Simulasi	<i>Single Point</i>
Material	Aluminium 5083 87 <i>Cold Formed</i> , Aluminium 6061, dan CFRP
Kecepatan landing	10 m/s
Massa UAV	85 kg
Waktu impact	0,5 detik
Beban impact	1.700 N
<i>Average element size</i>	0,1 mm
<i>Minimum element size</i>	0,2 mm
<i>Safety factor</i>	Berdasarkan <i>yield strength</i>
Jumlah node	690
Jumlah elemen	304

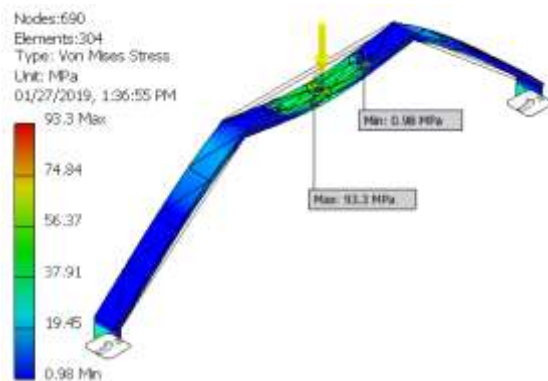
## 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Tabel 2 menunjukkan sifat fisik material Al 5052-H38. Material Al 5052-H38 memiliki massa jenis sebesar 2,68 gram/cm<sup>3</sup>. Hal ini berdampak

pada massa rangka *main landing gear* yang cukup ringan, yaitu hanya seberat 1,678 kg. Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan Al 5052-H38 ditunjukkan pada Gambar 2.

**Tabel 2.** Sifat fisik material *main landing gear* menggunakan material Aluminium 5052-H38

Parameter	Keterangan
Material	Aluminum 5052-H38
Density	2,68 g/cm <sup>3</sup>
Mass	1,678 kg
Yield Strength	255 MPa
Ultimate Tensile Strength	289 MPa
Young's Modulus	70,3 GPa
Poisson's Ratio	0,36 ul
Shear Modulus	25,86 GPa

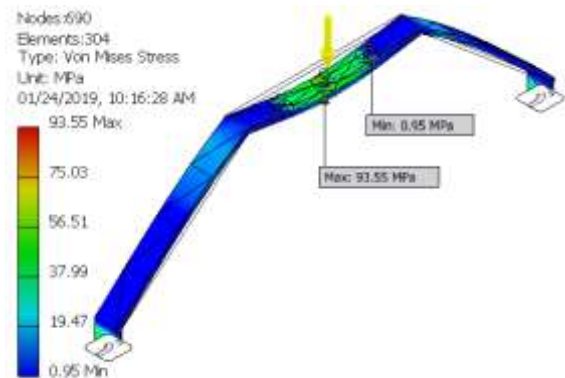


**Gambar 2.** Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan Aluminium 5052-H38

Tabel 3 menunjukkan sifat fisik material Al 5083 87 *Cold Formed*. Material Al 5083 87 *Cold Formed* memiliki massa jenis sebesar 2,66 gram/cm<sup>3</sup> sehingga berdampak pada massa rangka *main landing gear* yang hanya seberat 1,663 kg. Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan material Al 5083 87 *Cold Formed* ditunjukkan pada Gambar 3.

**Tabel 3.** Sifat fisik material *main landing gear* menggunakan material Aluminium 5083 87 *Cold Formed*

Parameter	Keterangan
Material	Aluminum 5083 87 <i>Cold Formed</i>
Density	2,66 g/cm <sup>3</sup>
Mass	1,663 kg
Yield Strength	285 MPa
Ultimate Tensile Strength	385 MPa
Young's Modulus	69 GPa
Poisson's Ratio	0,33 ul
Shear Modulus	25,94 GPa

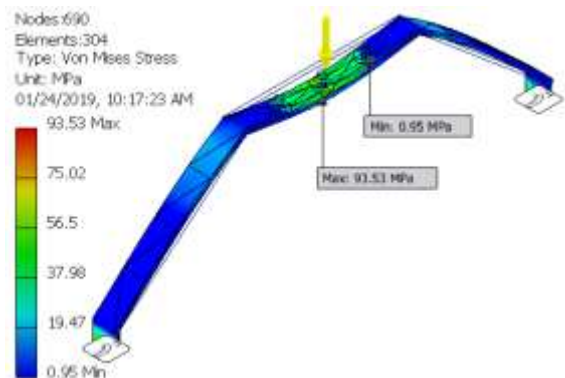


**Gambar 3.** Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan Aluminium 5083 87 *Cold Formed*

Tabel 4 menunjukkan sifat fisik material Al 6061. Material Al 6061 memiliki massa jenis sebesar 2,7 gram/cm<sup>3</sup>. Hal ini berdampak pada massa rangka *main landing gear* yang hanya seberat 1,688 kg. Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan Al 6061 ditunjukkan pada Gambar 4.

**Tabel 4.** Sifat fisik material *main landing gear* menggunakan material Aluminium 6061

Parameter	Keterangan
Material	Aluminum 6061
Density	2,7 g/cm <sup>3</sup>
Mass	1,688 kg
Yield Strength	275 MPa
Ultimate Tensile Strength	310 MPa
Young's Modulus	68,9 GPa
Poisson's Ratio	0,33 ul
Shear Modulus	25,90 GPa



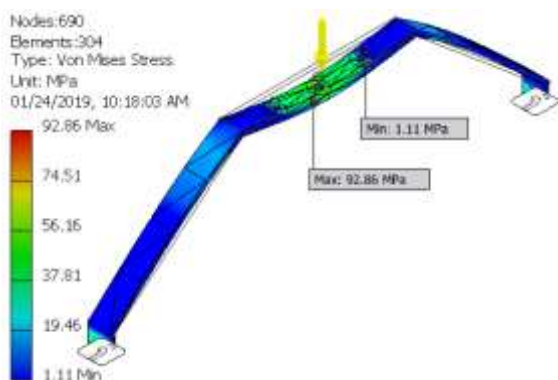
**Gambar 4.** Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan Aluminium 6061

Tabel 5 menunjukkan sifat fisik material *Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP)*. Material CFRP memiliki massa jenis sebesar 1,43 gram/cm<sup>3</sup>. Hal ini berdampak pada massa rangka *main landing gear* yang paling ringan, yaitu hanya seberat 0,894

kg. Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan CFRP ditunjukkan pada Gambar 5.

**Tabel 5.** Sifat fisik material *main landing gear* menggunakan material CFRP

Parameter	Keterangan
Material	CFRP
Density	1,43 g/cm <sup>3</sup>
Mass	0,894 kg
Yield Strength	300 MPa
Ultimate Tensile Strength	577 MPa
Young's Modulus	133 GPa
Poisson's Ratio	0,39 ul
Shear Modulus	47,84 GPa



**Gambar 5.** Distribusi tegangan *Von Mises* menggunakan CFRP

Grafik 1 menunjukkan hasil simulasi elemen hingga menggunakan material Al 5052-H38, Al 5083 87 *Cold Formed*, Al 6061, dan CFRP. Hasil simulasi analisis elemen hingga menunjukkan data berupa tegangan *Von Mises*, deformasi, dan faktor keamanan (*safety factor*).



**Grafik 1.** Hasil simulasi elemen hingga menggunakan beberapa material

Pada proses perancangan, kegagalan terjadi saat tegangan *Von Mises* maksimum yang ditimbulkan karena adanya beban atau gaya melebihi kekuatan luluh dari material. Pada benda elastis yang berlaku beban tiga dimensi, tegangan kompleks bakal terjadi. Hal ini berarti bahwa setiap titik di dalam benda ada tekanan yang bekerja dalam berbagai arah. Kriteria *Von Mises* menghitung apakah kombinasi tegangan pada titik tertentu akan menyebabkan kegagalan. Tegangan *Von Mises* juga disebut sebagai tegangan setara atau ekuivalen.

Deformasi adalah perubahan bentuk dari suatu benda sebagai akibat dari adanya beban atau gaya. Deformasi dibagi menjadi dua yaitu deformasi plastis dan deformasi elastis. Deformasi plastis merupakan perubahan bentuk pada benda secara permanen, meskipun benda atau gaya dihilangkan. Sedangkan deformasi elastis adalah perubahan bentuk pada benda karena adanya gaya dan akan kembali ke bentuk semula saat gaya dihilangkan. Dalam proses perancangan, deformasi yang digunakan adalah deformasi elastis karena tegangan maksimum dibatasi di bawah kekuatan luluh.

Faktor keamanan adalah perbandingan antara kekuatan luluh material dengan tegangan *Von Mises* maksimum. Nilai faktor keamanan yang dipersyaratkan disesuaikan dengan kondisi benda dan beban yang akan mengenai benda tersebut. Beban dapat berupa beban kejut, beban dinamis, dan beban statis. Faktor keamanan dapat didasarkan pada salah satu batas tegangan tarik maksimum atau tegangan luluh dari material. Faktor keamanan pada kekuatan luluh bertujuan untuk mencegah deformasi yang merugikan sedangkan faktor keamanan pada kekuatan tarik maksimum bertujuan mencegah keruntuhan dan hanya bisa dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak (*software*) analisis nonlinier (Wibawa, 2018b). Sementara Autodesk Inventor hanya bisa melakukan analisis linier. Sehingga faktor keamanan umumnya berdasarkan batas luluh.

Material yang memenuhi syarat untuk mampu menahan beban kejut adalah material Al 5083 87 *Cold Formed* dan CFRP. Hal ini karena kedua material tersebut memiliki faktor keamanan lebih dari 3 (tiga). Sedangkan nilai faktor keamanan untuk suatu material mampu menahan beban kejut berkisar antara 3-4 (V. Dobrovolsky, 1978).

Material Al 5052-H38 dan Al 6061 hanya mampu menahan beban dinamis karena memiliki nilai faktor keamanan antara 2-3 (V. Dobrovolsky, 1978). Beban dinamis adalah beban yang dapat terjadi atau bekerja secara tiba-tiba pada sebuah struktur. Beban dinamis umumnya kecil tetapi berubah-ubah terhadap waktu. Beban dinamis dapat

berupa beban angin, beban seismik, beban *fatigue*, dan frekuensi natural (Wibawa & Himawanto, 2018).

#### 4. KESIMPULAN

1. Desain rangka *main landing gear* dari yang paling ringan berturut-turut yaitu CFRP, Al 5083 87 *Cold Formed*, Al 5052-H38, dan Al 6061. Material yang memiliki faktor keamanan dari yang paling besar berturut-turut yaitu CFRP, Al 5083 87 *Cold Formed*, Al 6061, dan Al 5052-H38.
2. Material yang mampu menahan beban kejut adalah material Al 5083 87 *Cold Formed* dan CFRP karena memiliki faktor keamanan berturut-turut 3,046 dan 3,231.
3. Material yang hanya mampu menahan beban dinamis adalah material Al 5052-H38 dan Al 6061 karena memiliki faktor keamanan berturut-turut 2,735 dan 2,940.

#### DAFTAR PUSTAKA

- Al-banaa, Ali, M. S. ., & Pires, R. (2014). Stress Analysis on Main Landing Gear for Small Aircraft. *Al-Rafidain Engineering*, 22(1), 26–33.
- Dutta, A. (2016). Design and Analysis of Nose Landing Gear. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, 3(10), 261–266.
- Jeevanantham, V., Vadivelu, P., & Manigandan, P. (2017). Material Based Structural Analysis of a Typical Landing Gear, 4(4), 295–300.
- Kumar, R. R., Dash, P. K., & Basavaraddi, S. R. (2013). Design And Analysis of Main Landing Gear Structure of A Transport Aircraft and Fatigue Life Estimation. *International Journal of Mechanical and Production Engineering*, 1(4), 22–26.
- Nex, F., & Remondino, F. (2014). UAV for 3D mapping applications : a review, (March). <https://doi.org/10.1007/s12518-013-0120-x>
- Parmar, J., & Acharya, V. (2015). Selection and Analysis of the Landing Gear for Unmanned Aerial Vehicle for Sae Aero Design Series. *International Journal of Mechanical Engineering and Technology*, 6(2), 10–18.
- Prakash, J. A., Joshua, P., & Santosh, D. (2018). Design and Analysis of Aircraft Landing Gear Axle. *International Journal of Advance Research, Ideas and Innovations in Technology*, 4(2), 1550–1555.
- Swarnakiran, S., & Rohith, S. (2018). Numerical Analysis of Nose Landing Gear System. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, 5(4), 1978–1984.
- V. Dobrovolsky, K. Z. (1978). *Machine elements : a textbook*. Moscow: Peace Publisher.
- Wibawa, L. A. N. (2018a). *Merancang Komponen Roket 3D dengan Autodesk Inventor Professional 2017*. Buku Katta. Retrieved from <https://play.google.com/books/reader?id=qHpKDwAAQBAJ&lr=&printsec=frontcover>
- Wibawa, L. A. N. (2018b). *Simulasi Kekuatan Komponen Sarana Pengujian Roket Menggunakan Autodesk Inventor Professional 2017*. Buku Katta. Retrieved from <https://play.google.com/books/reader?id=BD1LDwAAQBAJ&hl=id&lr=&printsec=frontcover>
- Wibawa, L. A. N. (2019a). Desain Dan Analisis Kekuatan Rangka Meja Kerja (Workbench) Balai LAPAN Garut Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Jurnal Teknik Mesin – ITI*, 3(1), 13–17.
- Wibawa, L. A. N. (2019b). Desain dan Analisis Kekuatan Rangka Tempat Sampah di Balai LAPAN Garut Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Turbulen: Jurnal Teknik Mesin*, 1(2), 64–68.
- Wibawa, L. A. N. (2019c). Pengaruh Diameter Baut Terhadap Kekuatan Rangka Main Landing Gear Pesawat Uav Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Polimesin*, 17(1), 26–32.
- Wibawa, L. A. N., & Himawanto, D. A. (2018). Analisis Ketahanan Beban Dinamis Material Turbin Angin Terhadap Kecepatan Putar Rotor (Rpm) Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Jurnal Simetris*, 9(2), 803–808. <https://doi.org/10.24176/simet.v9i2.2343>