

**PREDIKSI AWAL LETAK DAN PERGESERAN PUSAT GRAVITASI
AIRFRAME PESAWAT TANPA AWAK (PTTA) LSU-02 NG LD**
***PRELIMINARY PREDICTION LOCATION AND SHIFTING FOR
CENTER OF GRAVITY UNMANNED AIRCRAFT VEHICLE (UAV) LSU-
02 NG LD AIRFRAME***

Afid Nugroho, Nanda Wirawan, Riki Ardiansyah, Encung Sumarna
Pusat Teknologi Penerbangan/Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
afid.nugroho@lapan.go.id

Abstrak

Letak dan pergeseran pusat gravitasi dari pesawat udara berpengaruh terhadap kestabilan dari pesawat tersebut. Di dalam tulisan ini akan dibahas mengenai prediksi letak pusat gravitasi dari pesawat LSU-02 NG LD berdasarkan desain dan hasil manufaktur dibandingkan dengan acuan desain yakni berada di 25% - 33% dari MAC. Data berat diperoleh dari hasil pengukuran dan pemodelan perangkat lunak. Penambahan avionik sistem dan *Payload* belum dimasukkan sebagai konfigurasi beban yang berbeda dan dihitung untuk mengetahui pergeseran dan letak pusat gravitasi pesawat pada saat pesawat diterbangkan. Dari hasil perhitungan agar letak *cg airframe* pesawat LSU-02 NG LD sesuai dengan acuan desain yakni berada di 25% - 33% dari MAC, maka diperlukan *ballast*.
Kata kunci: Pusat gravitasi, berat, stabil, desain, manufaktur.

Abstract

*The location and shift of the center of gravity of the aircraft affect the stability of the aircraft. In this paper will be discussed about the prediction of the location of the center of gravity of the LSU-02 NG LD aircraft based on design and manufacturing results and compared with the design reference that is in 25% - 33% of MAC. Weight data obtained from the measurement and modeling software. Addition of system avionics and Payloads have not been included as different load configurations and are calculated to determine the shift and location of the center of gravity of the aircraft at the time the aircraft is flown. From the calculation to the location of airframe *cg* aircraft LSU-02 NG LD in accordance with the reference design that is located at 25% - 33% of MAC ballast is required.*
Keywords: center of gravity, weight, stable, design, manufacture.

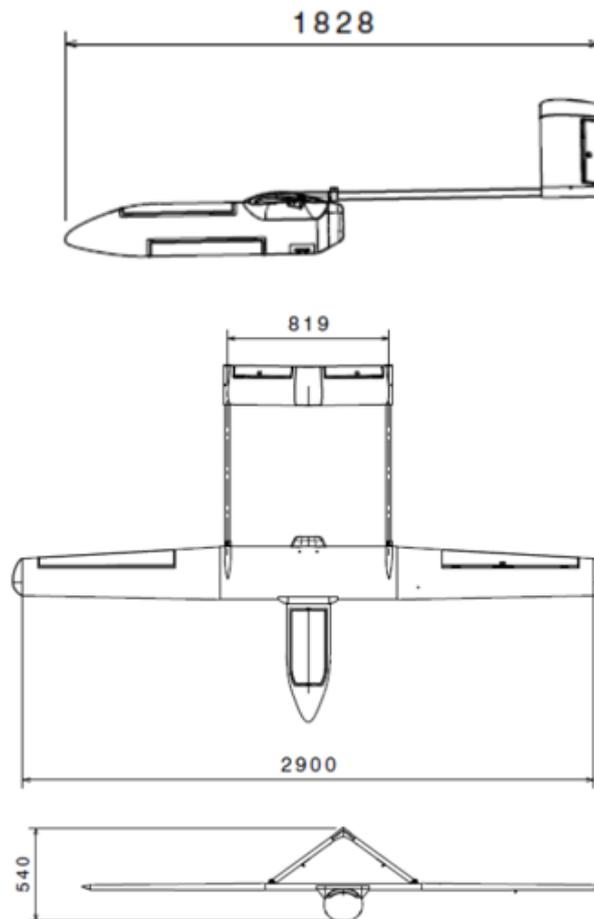
1. PENDAHULUAN

PTTA LSU-02 NG LD dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN. Pesawat tersebut adalah pesawat mesin tunggal dengan *fuselage* komposit dengan *twin tailboom* dengan konfigurasi V-tail dan memiliki posisi tinggi dan sayap meruncing dengan konfigurasi *flap*. Pesawat ini didukung oleh mesin piston pendorong tiga bilah, *pitch* konstan. Pesawat ini akan cocok untuk melaksanakan misi pengawasan di daerah pesisir dan laut serta misi fotografi udara dengan operasi siang hari dengan kapasitas muatan minimum 2 kg. *Payload* berupa kamera atau peralatan lainnya. Sebagai platform pengawasan, pesawat harus dapat beroperasi dari kapal dimana pesawat harus dapat diluncurkan dan di-*recovery* dari dek kapal. Pesawat harus dilengkapi dengan sistem *recovery* darurat, pesawat harus kompak dalam hal ukuran, berat, dan penyimpanan untuk dioperasikan, karena terbatasnya ruang di kapal. Sebagai platform fotografi udara, pesawat harus dapat beroperasi dari darat: - pesawat harus dapat lepas landas dari tanah/landasan yang kuat - pesawat harus dapat mendarat di tanah/landasan yang kuat - pesawat harus dilengkapi dengan pendaratan sistem persneling - pesawat harus dilengkapi dengan sistem pemulihan darurat menggunakan parasut. Struktur utama dalam pembuatan pesawat ini adalah komposit, kayu balsa dan aluminium. Bahan-bahan tersebut dipilih karena pertimbangan berat dan kekuatan [1].

Spesifikasi PTTA LSU-02 NG LD dapat dilihat pada Tabel 1. Sedangkan bentuk geometri pesawat dapat dilihat pada Gambar 1.

Tabel 1. Spesifikasi PTTA LSU-02 NG LD [2]

No	Spesifikasi	Ukuran
1	<i>Wingspan</i>	2900 mm
2	<i>Body Length</i>	1828 mm
3	<i>MTOW</i>	20 kg
4	<i>Chord Root</i>	270 mm
5	<i>Chord Tip</i>	190 mm



Gambar 1. Geometri PTTA LSU-02 NG LD [1]

Dua elemen sangat penting dalam pertimbangan berat dan keseimbangan pesawat terbang yaitu: berat total pesawat harus tidak lebih besar dari berat maksimum yang diizinkan oleh FAA (*Federal Aviation Administration*) untuk pembuatan dan model tertentu dari pesawat dan pusat gravitasi (CG), atau titik di mana semua bobot pesawat dianggap terkonsentrasi, harus dipertahankan dalam kisaran yang diperbolehkan untuk bobot operasional pesawat. CG (*center of gravity*)/pusat gravitasi adalah titik di mana berat total pesawat diasumsikan terkonsentrasi pada titik tersebut, dan CG harus ditempatkan dalam batas-batas tertentu untuk penerbangan yang aman. Keseimbangan lateral dan longitudinal penting, tetapi perhatian utama adalah keseimbangan longitudinal; yaitu lokasi CG sepanjang sumbu memanjang [3]. Rentang CG untuk PTTA LSU-02 NG LD adalah: 25% - 33% MAC [1].

Berdasarkan referensi [4] telah dilakukan perhitungan letak dan pergeseran pusat gravitasi pesawat LSU-03NG untuk menentukan posisi beban dan pemberat. Perhitungan pusat gravitasi ini dilakukan dengan bantuan *software* Solidwork. *Software* tersebut menampilkan pusat massa (arah koordinat x, y dan z) dari tiap komponen pesawat. Data tersebut kemudian diolah untuk mengetahui besaran momen yang dihasilkan dimana data tersebut digunakan untuk menentukan pusat gravitasi dari pesawat LSU-03NG. Selanjutnya membuat skenario pembebanan, yaitu variasi pembebanan sesuai fasa terbang untuk mendapatkan jarak pergeseran pusat gravitasi dari pesawat. Dari hasil perhitungan agar pesawat LSU-03NG dapat terbang secara stabil untuk kondisi tanpa membawa *Payload* dan tangki

bahan bakar dalam keadaan terisi penuh maka diperlukan pemberat (*ballast*) sebesar 4,01 Kg pada jarak 155 mm dari titik datum. Sedangkan pada kondisi membawa *Payload* kamera sebesar 0,3 Kg diperlukan *ballast* sebesar 3,65 Kg [4].

Perkiraan letak CG untuk penempatan kendali kendaraan listrik telah dilakukan oleh Cheng Lin, dkk., 2015. Letak CG dapat dipengaruhi oleh kondisi pembebanan. Penelitian tersebut menggunakan metode pendekatan kombinasi H ∞ dan Kalman filter dalam memperkirakan letak CG. Hasil simulasi menunjukkan bahwa letak CG arah longitudinal dan tinggi dapat diterima secara akurat [5]. Pemodelan pengaruh dari pergerakan cairan terhadap perhitungan CG mesin pertanian telah dilakukan oleh Farzaneh Khorsandi, dkk., 2018. Lokasi CG dapat dihitung menggunakan metode *lifting axle* dari ISO 16231-2:2015 [6].

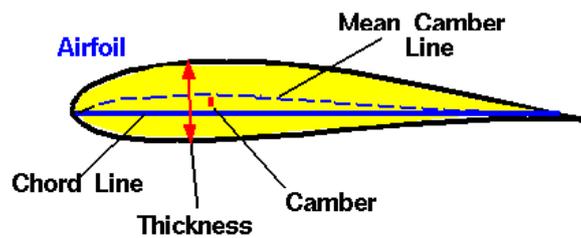
Letak CG pada pesawat terbang sangat penting, dimana hal itu terkait dengan kestabilan dan keseimbangan pesawat sehingga aman ketika terbang. Maka perlu dilakukan perhitungan letak CG akibat perubahan berat pesawat dengan adanya penempatan avionik system dan bahan bakar. Beberapa masalah yang disebabkan oleh *overloading* pesawat terbang antara lain [3]:

1. Pesawat akan membutuhkan kecepatan lepas landas yang lebih tinggi, sehingga jarak lepas landas akan lebih panjang.
2. Kecepatan jelajah akan berkurang.
3. Jarak jelajah akan dipersingkat.
4. Kemampuan manuver akan berkurang.
5. Putaran ketika pendaratan akan diperlukan lebih lama karena kecepatan pendaratan akan lebih tinggi.
6. Beban yang berlebihan terhadap struktur, terutama roda pendaratan.

Karena begitu pentingnya berat dan kesetimbangan dalam suatu pesawat maka perlu dilakukan kontrol ketika ada perubahan berat yang mempengaruhi letak CG. Untuk mendapatkan *center of gravity* pada pesawat maka perlu didapatkan data dari *center of gravity* dan berat dari masing-masing part pesawat tersebut. Dimana cg dapat dihitung dengan membagi jumlah momen dari tiap part pesawat dibagi dengan jumlah dari keseluruhan berat pesawat tersebut, apabila dituliskan dengan persamaan adalah sebagai berikut:

$$cg = \frac{\sum \text{Momen}}{\sum \text{Berat}} \quad (1)$$

Dengan menempatkan *center of gravity* pada titik 25% - 33% MAC maka pesawat diharapkan terbang secara stabil.



Gambar 2. Chord sayap [7]

MAC adalah besaran rata-rata dari panjang *chord* dari sayap pesawat. MAC dapat dihitung dengan menggunakan persamaan (2). [8]

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

$$H = \frac{S(C_R - M)}{C_R - C_T} \quad (3)$$

$$LEMAC = \text{Jarak datum ke leading edge InnerWing} + \left(\left(H - \frac{1}{2} \cdot \text{Lebar InnerWing} \right) \cdot \tan \alpha \right) \quad (4)$$

Dengan:

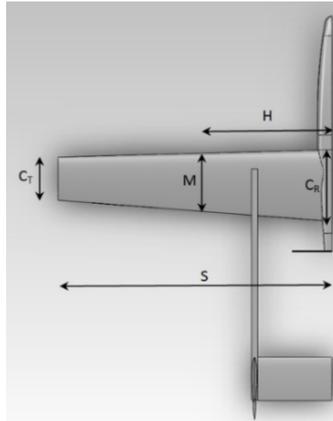
M = besaran rata-rata dari panjang *chord* dari sayap pesawat (mm)

C_R = *chord root*/panjang *chord* di pangkal sayap (mm)

C_T = *chord tip*/panjang *chord* di ujung sayap (mm)

H = lokasi MAC terhadap *center line* pesawat (mm)

S = *wing span*/panjang sayap (mm)

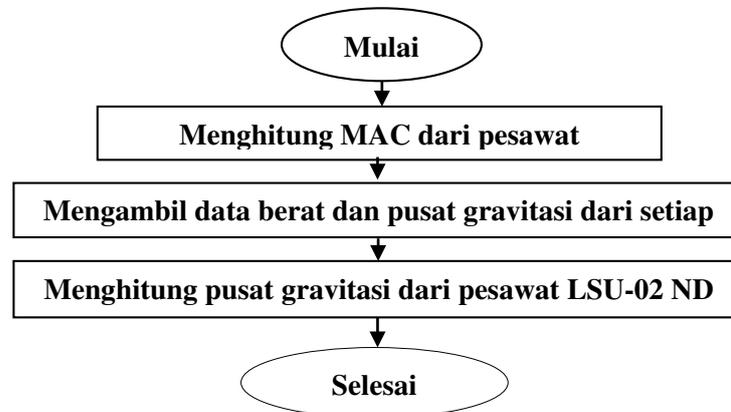


Gambar 3. Gambar tampak atas UAV untuk perhitungan MAC [8]

Perhitungan *weight and balance* LSU-02 ND LG ini dimulai dengan menggunakan data konfigurasi dari pesawat tersebut. Dengan menggunakan data ini dapat dilakukan perhitungan untuk mengetahui posisi *mean aerodynamic center* dan *center of gravity*.

2. METODOLOGI

Prediksi awal letak dan pergeseran pusat gravitasi ini dilakukan dengan bantuan *software* Solidwork. *Software* tersebut akan menampilkan pusat massa (arah koordinat x, y dan z) dari tiap komponen pesawat. Data berat dari komponen pesawat diperoleh dari prediksi desain berdasarkan model dengan asumsi bahan komposit, kayu balsa dan aluminium dan pengukuran hasil manufaktur. Data tersebut kemudian diolah untuk mengetahui besaran momen yang dihasilkan, dimana data tersebut nantinya digunakan untuk menentukan pusat gravitasi dari pesawat LSU-02 NG. Berikut adalah diagram alir untuk melakukan perhitungan pusat gravitasi untuk beberapa konfigurasi pembebanan pada pesawat tersebut:



Gambar 4. Diagram Alir Penulisan

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Perhitungan MAC (*Mean Aerodynamic Chord*) dan Letak CG sesuai desain

Chord Root = 270 mm

Chord Tip = 190 mm

Wingspan = 2900 mm

$$MAC\ length\ (M) = \frac{2}{3} \left[270 + 190 - \frac{270 \cdot 190}{270 + 190} \right]$$

$$MAC\ length\ (M) = 232\ mm$$

$$H = \frac{1450(400 - 232)}{400 - 300}$$

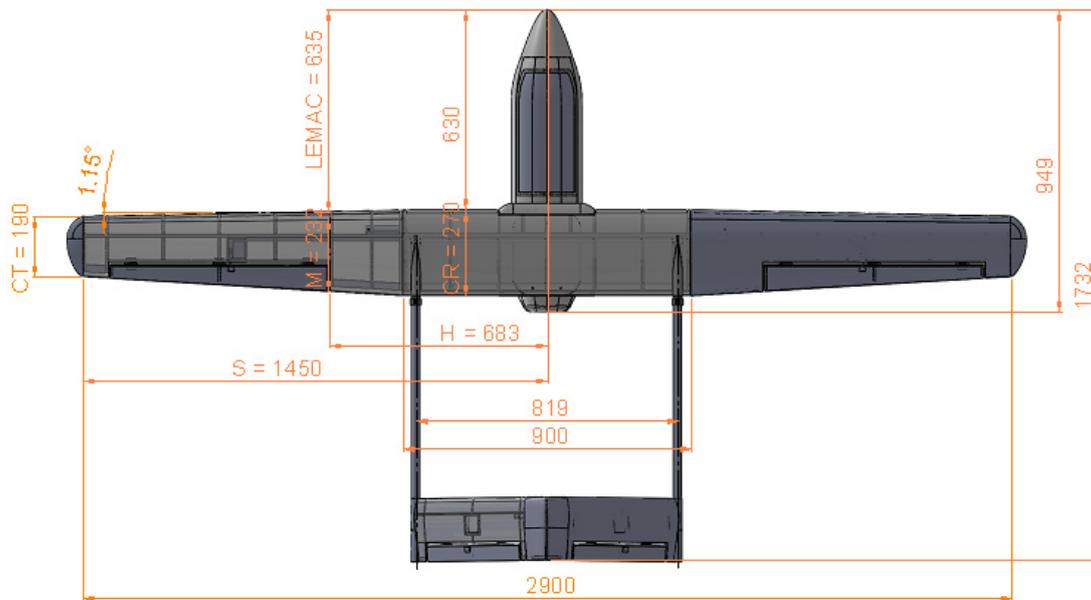
$$H = 683 \text{ mm}$$

Karena bentuk sayap dari LSU-02 ND LG berbentuk *tapper* dengan kemiringan $\alpha = 1.15^\circ$ maka jarak LEMAC dapat dihitung dengan menggunakan trigonometri tangen, yaitu:

$$LEMAC = \text{Jarak datum ke leading edge InnerWing} + \left((H - \frac{1}{2} \cdot \text{Lebar InnerWing}) \cdot \tan \alpha \right)$$

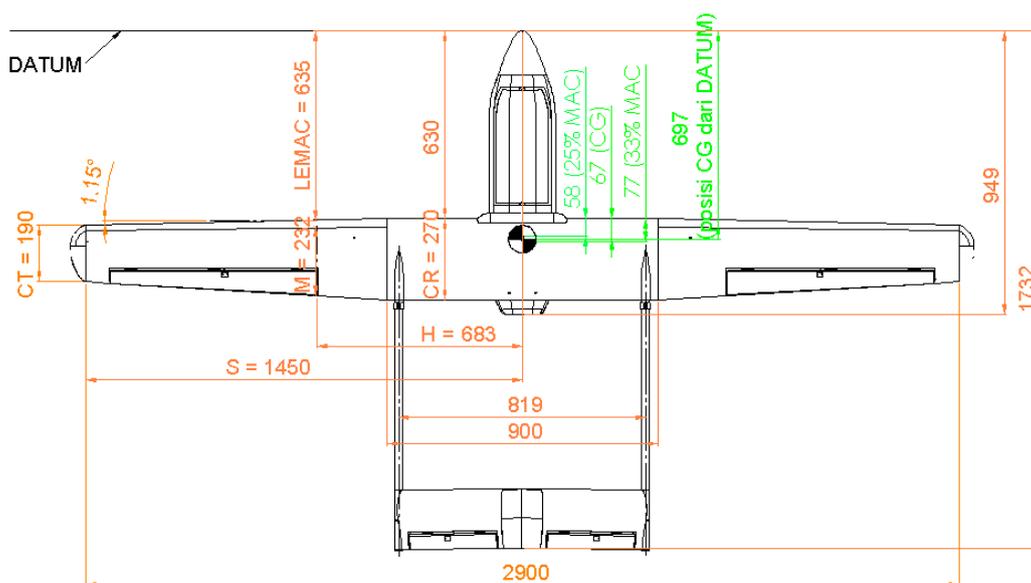
$$LEMAC = 630 + \left((683 - \frac{1}{2} \cdot 900) \cdot \tan 1,15^\circ \right)$$

$$LEMAC = 635 \text{ mm}$$



Gambar 5. Dimensi-dimensi pada LSU-02 ND LG

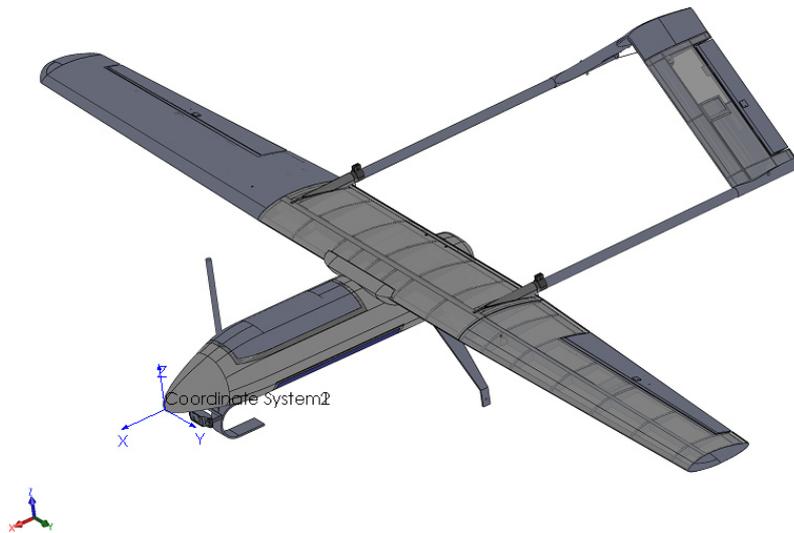
Berdasarkan data MAC di atas maka letak cg diharapkan pada rentang 25% - 33% dari MAC (*Mean Aerodynamic Chord*) pada sumbu arah x atau *longitudinal axis* yaitu 697 mm dari datum (*nose* pesawat) atau 67 mm dari *leading edge main wing* dengan rentang perubahan yang diijinkan antara 58 mm (25% MAC) – 190 mm (33% MAC) dari *leading edge main wing*. Posisi ini dapat dilihat pada Gambar 6.



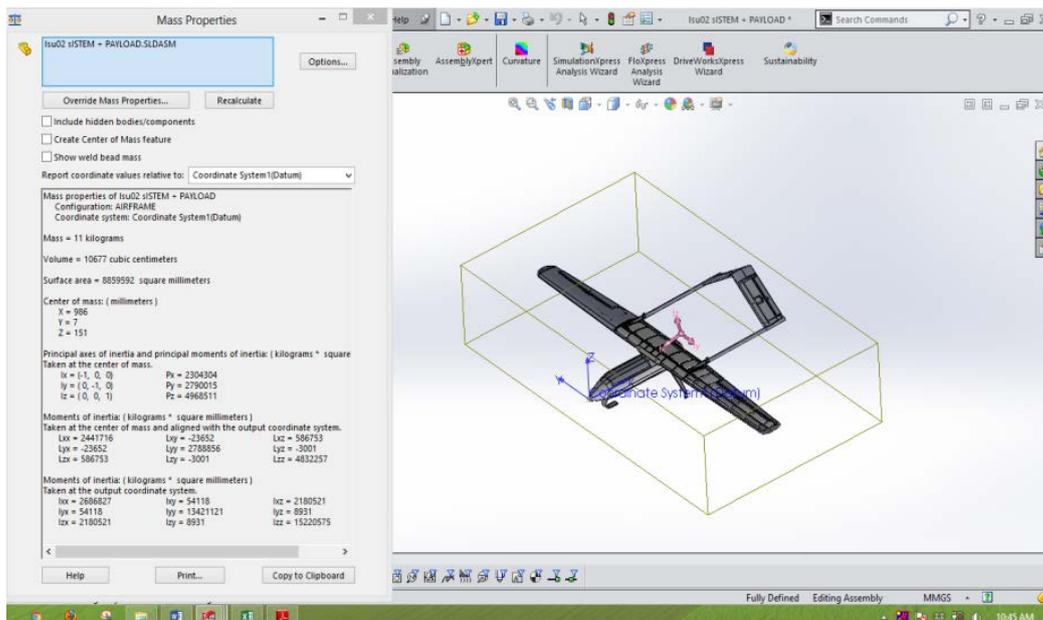
Gambar 6. Posisi cg (25%-33% MAC) pesawat LSU-02 ND LG berdasarkan perhitungan MAC

Center of gravity part-part Pesawat

Data diperoleh dengan bantuan dari *software* Solidworks pada *feature mass properties*, dimana posisi datum ditentukan pada posisi ujung depan dari *fuselage*. Arah x positif ke arah bagian belakang dari pesawat, arah y positif ke arah sayap bagian kanan sedangkan arah z positif ke arah atas. Data berat dan letak *center of gravity* (cg) 3D model desain dan hasil manufaktur dari airframe dapat dilihat pada Tabel 2. Dari tabel ini terdapat perbedaan letak *center of gravity* (cg) dari pesawat LSU-02 ND LG. Hal ini dapat diakibatkan dari perbedaan berat antara 3D model desain dan hasil manufaktur. 3D model desain masih menggunakan *properties (density)* dari bahan komposit secara umum dan tidak mempertimbangkan bahan sebenarnya yang digunakan dalam manufaktur serta tambahan bahan ketika proses *finishing*. Letak *center of gravity* (cg) 3D model desain berada di sumbu koordinat $x = 986$ mm, $y = 7.28$ mm dan $z = 151$ mm sedangkan cg manufaktur berada di sumbu koordinat $x = 790$ mm, $y = 2.77$ mm dan $z = 104.23$ mm. 3D model desain pesawat LSU-02 ND LG dapat dilihat pada Gambar 7. Sedangkan Gambar 8 memperlihatkan letak cg 3D model desain airframe dari prediksi model di *software* Solidworks.



Gambar 7. Pesawat LSU-02 ND LG

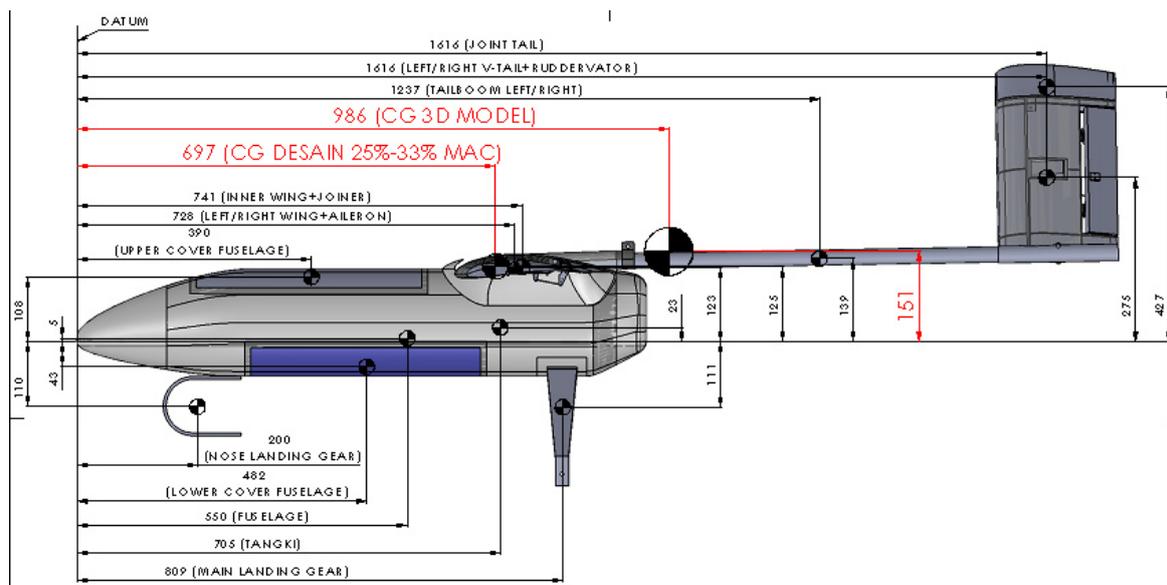


Gambar 8. Letak cg 3D model desain *airframe* LSU-02 ND LG dari *software* solidworks

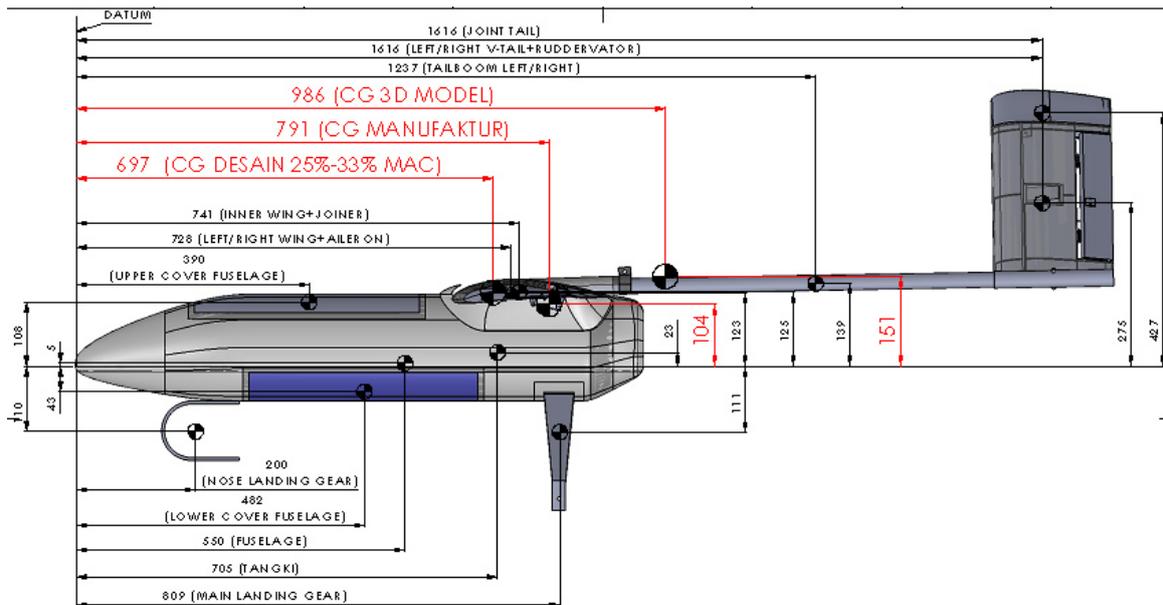
Tabel 1. Data berat dan letak center of gravity (cg) desain dan hasil manufaktur dari airframe

Sub System	No	Component Breakdown	Volume - Design	Density - Design	Mass - Design	Mass - manu	Weight - Design	Weight - Manuf	Center of Mass [mm] - SW			Moment [Nmm] - Design			Moment [Nmm] - Manuf		
			[m3]	[kg/m3]	[kg]	[kg]	[N]; g=9,81 m/s2	[N]; g=9,81 m/s2	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
Airframe																	
	1	Fuselage	0.002056706	1600.00	3.29	2.60	32.28	25.51	550.00	0.00	5.00	17755.13	0.00	161.41	14028.30	0.00	127.53
	2	Lower Cover Fuselage	0.000431977	1600.00	0.69	0.20	6.78	1.96	482.00	0.00	-43.00	3268.11	0.00	-291.55	945.88	0.00	-84.37
	3	Upper Cover Fuselage	0.000344308	1600.00	0.55	0.20	5.40	1.96	390.00	-0.36	108.00	2107.66	-1.93	583.66	765.18	-0.70	211.90
	4	Tangki	0.000087523	1600.00	0.14	0.00	1.37	0.00	705.00	0.00	23.00	968.50	0.00	31.60	0.00	0.00	0.00
	5	Inner Wing + Joiner	0.001794835	1600.00	2.87	1.80	28.17	17.66	741.00	0.00	125.00	20875.25	0.00	3521.47	13084.58	0.00	2207.25
	6	Left Wing + Aileron	0.00091308	1600.00	1.46	0.95	14.33	9.32	727.00	-939.00	123.00	10419.15	-13457.47	1762.80	6775.28	-8751.01	1146.30
	7	Right Wing + Aileron	0.001004321	1600.00	1.61	1.00	15.76	9.81	728.00	936.00	123.00	11476.06	14754.94	1938.95	7141.68	9182.16	1206.63
	8	Tail Boom-right	0.0000766	2700.00	0.21	0.15	2.03	1.47	1237.00	409.00	139.00	2509.75	829.82	282.02	1820.25	601.84	204.54
	9	Tail Boom-left	0.0000766	2700.00	0.21	0.20	2.03	1.96	1237.00	-409.00	139.00	2509.75	-829.82	282.02	2426.99	-802.46	272.72
	10	Rudervator	0.001481376	1600.00	2.37	0.40	23.25	3.92	1616.00	232.00	275.00	37574.71	5394.39	6394.21	6341.18	910.37	1079.10
	11	Rudervator	0.001482891	1600.00	2.37	0.40	23.27	3.92	1615.00	-234.00	275.00	37584.79	-5445.72	6399.89	6337.26	-918.22	1079.10
	12	Joint Tail	0.000729237	1600.00	1.17	0.20	11.45	1.96	1616.00	-1.00	424.00	18496.90	-11.45	4653.15	3170.59	-1.96	831.69
	13	Main Landing Gear Kanan	0.000056865	1600.00	0.09	0.00	0.89	0.00	809.00	135.00	-111.00	722.08	120.49	-99.07	0.00	0.00	0.00
	14	Main Landing Gear Kiri	0.000056865	1600.00	0.09	0.00	0.89	0.00	809.00	-135.00	-111.00	722.08	-120.49	-99.07	0.00	0.00	0.00
	15	Right Wheel	0	1600.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1138.00	376.00	-327.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
	16	Left Wheel	0	1600.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1138.00	-376.00	-327.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
	17	Nose Landing Gear	0.000069576	1600.00	0.11	0.00	1.09	0.00	200.00	-2.00	-110.00	218.41	-2.18	-120.13	0.00	0.00	0.00
	18	Nose Wheel	0	1600.00	0.00	0.00	0.00	0.00	286.00	0.00	-318.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
		Total	0.01066256	31000	17.228616	8.1	169.012723	79.461				167208.3	1230.575	25601.3	62836.97	220.025	8282.58
		Airframe CG (mm)										989.32	7.28	151.48	790.79	2.77	104.23

Berikut merupakan *center of mass* dari masing-masing part airframe pesawat LSU-02 ND LG berdasarkan konfigurasi 3D model desain yang diperoleh dari software solidworks.

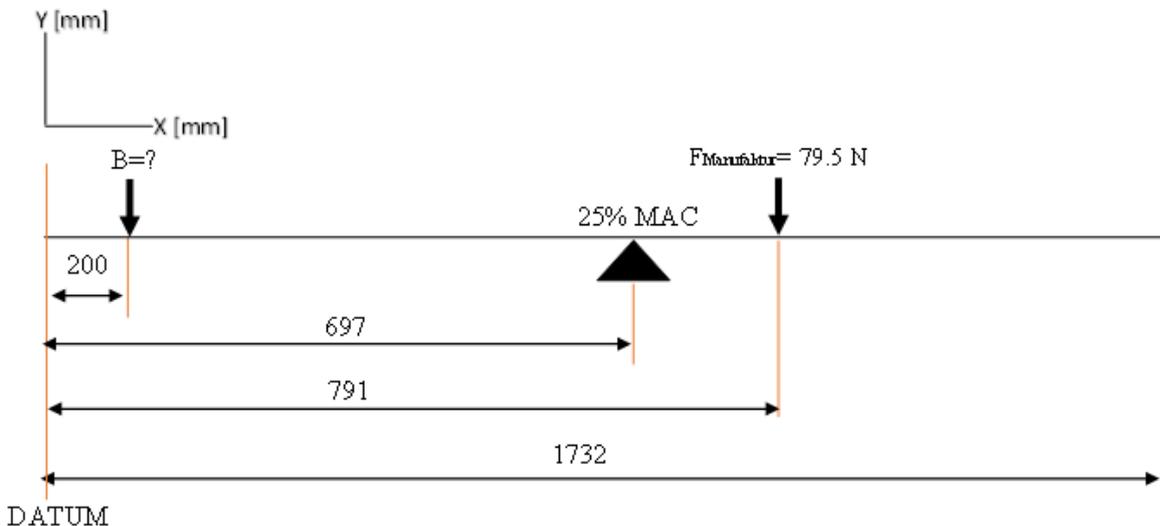


Gambar 9. Posisi CG pesawat dan pusat massa komponen Airframe pada sumbu X-Z (tampak samping) berdasarkan berat 3D model desain

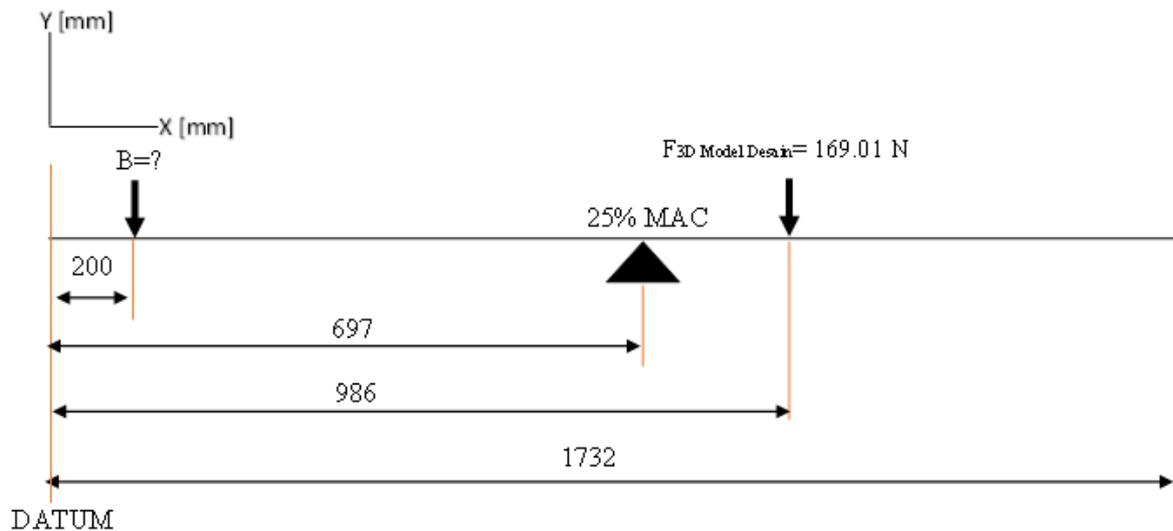


Gambar 10. Posisi CG dan pusat massa komponen Airframe pada sumbu X-Z (tampak samping) berdasarkan berat manufaktur

Berdasarkan Gambar 8, 9, dan 10 di atas, posisi cg pesawat masih jauh dari acuan desain letak cg pesawat LSU-02 ND LG. Dimana dalam acuan desain dengan konfigurasi konvensional, letak CG harus berada di posisi 25% - 33% dari MAC (*Mean Aerodynamic Chord*) pada sumbu arah x atau *longitudinal axis*. Untuk airframe hasil simulasi di solidworks posisi cg arah x berada di 986 mm dari datum, cg airframe hasil manufaktur berada di 791 mm dari datum. Hal ini akan mengakibatkan pesawat kurang stabil, sehingga diperlukan *ballast* (penyeimbang) untuk mengatur posisi cg agar menjadi stabil. Perhitungan kebutuhan *ballast* dapat dilihat pada Gambar 11 dan 12. dengan asumsi penempatan *ballast* 200 mm dari datum karena biasanya *ballast* berada di depan atau dekat *nose* pesawat.



Gambar 11. Diagram benda bebas (*force balance*) untuk perhitungan *ballast* Airframe dari manufaktur pada sumbu X-Z (tampak samping)



Gambar 12. Diagram benda bebas (*force balance*) untuk perhitungan *ballast* Airframe dari 3D model desain pada sumbu X-Z (tampak samping)

Untuk *ballast cg* dari segi manufaktur:

$$\begin{aligned} \sum M_{25\% MAC} &= 0 \\ Bx497 &= 79.5x94 \\ B &= \frac{79.5x94}{497} \end{aligned}$$

$$B = 15.04 \text{ N atau } 1.5 \text{ kg}$$

Sedangkan Untuk *ballast cg* dari segi 3D desain:

$$\begin{aligned} \sum M_{25\% MAC} &= 0 \\ Bx497 &= 169.01x289 \\ B &= \frac{169.01x289}{497} \end{aligned}$$

$$B = 98.28 \text{ N atau } 9.8 \text{ kg}$$

Perhitungan posisi cg di atas masih sebatas *airframe* dari segi desain dan hasil manufaktur. Pengaruh berat *Payload*, avionik sistem dan bahan bakar serta peletakannya pada *airframe* belum dimasukkan dalam perhitungan.

4. KESIMPULAN

Dari hasil perhitungan diatas agar letak cg airframe pesawat LSU-02 NG LD sesuai dengan acuan desain yakni berada di 25% - 33% dari MAC maka diperlukan *ballast*. Peletakan *ballast* lebih ke depan atau mendekati datum akan lebih baik apabila memungkinkan dari segi volume, kemudahan dan berat yang lebih ringan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo, Bapak Agus Aribowo dan Bapak Yudha Agung Nugroho atas fasilitas, dukungan dan bimbingannya dalam penulisan makalah ini.

PERNYATAAN PENULIS

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

DAFTAR PUSTAKA

- [1] PUSTEKBANG - LAPAN, "PTTA LSU-02 NG LD TECHNICAL DESCRIPTION," 2018.
- [2] Afid Nugroho, "TECHNICAL NOTE-03 PERHITUNGAN WEIGHT AND BALANCE PESAWAT LSU-02 ND LG," 2018.
- [3] F. A. Administration, *Aircraft Weight and Balance Handbook*. Oklahoma City: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION Federal Aviation Administration Flight Standards Service, 2007.
- [4] R. Ardiansyah and N. Wirawan, "PERHITUNGAN LETAK DAN PERGESERAN PUSAT GRAVITASI PESAWAT LSU-03NG UNTUK MENENTUKAN POSISI BEBAN DAN PEMBERAT," in *Seminar Nasional IPTEK Penerbangan dan Antariksa XX-2016 PERHITUNGAN*, 2016, no. 1, pp. 1–15.
- [5] C. Lin, X. Cheng, H. Zhang, and X. Gong, "Estimation of Center of Gravity Position for Distributed Driving Electric Vehicles Based on Combined H_{∞} -EKF Method," *Energy Procedia*, vol. 88, pp. 970–977, Jun. 2016.
- [6] F. Khorsandi, P. D. Ayers, R. S. Freeland, and X. Wang, "Modeling the effect of liquid movement on the center of gravity calculation of agricultural vehicles," *J. Terramechanics*, vol. 75, pp. 37–48, Feb. 2018.
- [7] "Geometry Definitions." [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/geom.html>. [Accessed: 30-May-2018].
- [8] Daniel P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1992.