

## PERHITUNGAN LETAK DAN PERGESERAN PUSAT GRAVITASI PESAWAT LSU-03NG UNTUK MENENTUKAN POSISI BEBAN DAN PEMBERAT

Riki Ardiansyah, Nanda Wirawan  
Pusat Teknologi Penerbangan/Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional  
riki.ardiansyah@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 perhitungan letak pusat gravitasi dari pesawat LSU-03NG. Perhitungan dilakukan menggunakan dua cara, yaitu pemodelan menggunakan perangkat lunak dan melakukan pengukuran dan perhitungan secara langsung. Beberapa kasus pembebanan untuk konfigurasi bebanyang berbeda juga dihitung untuk mengetahui pergeseran dan letak pusat gravitasi pesawat pada saat pesawat diterbangkan.

Kata kunci: pusat gravitasi, MAC, berat.

### Abstract

*Several factor that affect aircraft stability are center of gravity position and center of gravity travel limit. This article will show center of gravity calculation on LSU-03NG. Calculation carried out by modelling each aircraft in a software and by direct measurement and calculating. Several load cases also calculated with different load configuration to find center of gravity travel and center of gravity position when aircraft is flown.*

*Keywords: center of gravity, MAC, weight.*

## 1. PENDAHULUAN

Pesawat LSU-03NG merupakan pesawat generasi lanjutan dari pesawat sebelumnya yaitu LSU-03. Salah satu penyempurnaan yang dilakukan adalah peningkatan MTOW (*maximum take of weight*) pesawat sebesar 10%. LSU-03NG dengan MTOW 33 Kg ini memiliki peruntukan yang sama dengan versi sebelumnya yaitu observasi, patroli dan pengawasan perbatasan[1]. Dalam menjalankan misinya pesawat harus dapat terbang secara stabil. Kestabilan pesawat dapat diperoleh dengan cara menentukan posisi dan pergeseran dari pusat gravitasi agar masih dalam batas tertentu. Dua faktor tersebut berpengaruh dalam penentuan jumlah dan peletakan dari beban, bahan bakar serta pemberat yang diperkenankan untuk dibawa pada saat menjalankan misi.

Tujuan penulisan ini adalah untuk mendapatkan posisi dan pergeseran dari pusat gravitasi untuk beberapa skenario pembebanan pada pesawat LSU-03NG sehingga bisa ditentukan posisi pembebanan dan pemberat agar pesawat bisa terbang dengan stabil.

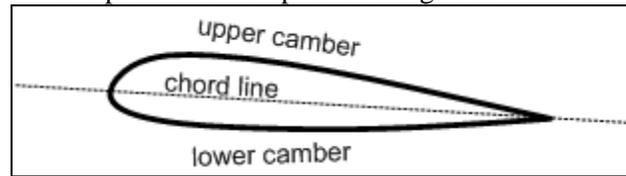
## 2. TINJAUAN PUSTAKA

Pusat gravitasi pesawat terbang adalah titik pusat kesetimbangan pesawat yang berpengaruh terhadap kestabilan pesawat terbang[2]. Untuk mendapatkan pusat gravitasi pada pesawat maka perlu didapatkan data dari pusat gravitasi dan berat dari masing-masing *part* pesawat tersebut. Dimana pusat gravitasi dapat dihitung dengan membagi jumlah momen dari tiap *part* pesawat dibagi dengan jumlah dari keseluruhan berat pesawat tersebut, atau apabila dituliskan dengan persamaan yaitu[3]:

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

Berat pada pesawat terdiri dari beberapa kategori, diantaranya: *Empty Weight* (EW) yaitu berat dari *airframe* atau struktur pesawat; *Operation Empty Weight* (OEW) yaitu berat dari EW ditambah dengan *avionics system*, *engine* dan *blade*; *Maximum Take Off Weight* (MTOW) yaitu berat OEW ditambah dengan bahan bakar dan pemberat.

Agar pesawat stabil, posisi pusat gravitasi pada pesawat subsonic dengan konfigurasi konvensional berada di posisi 25% - 30% dari MAC (*Mean Aerodynamic Chord*) pada sumbu arah x atau *longitudinal axis*[4]. Karena pada posisi 25% - 30% MAC merupakan *center of lift* dari pesawat. Dengan menempatkan pusat gravitasi pada titik ini maka pesawat diharapkan terbang secara stabil.

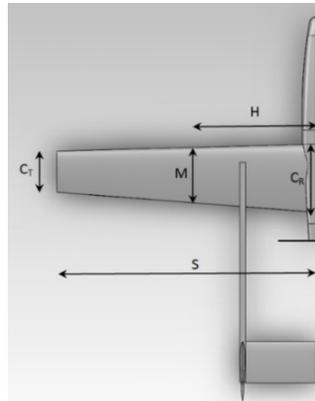


Gambar 2-1. Chord sayap[5]

MAC adalah besaran rata-rata dari panjang *chord* dari sayap pesawat. MAC dapat dihitung dengan menggunakan persamaan[4].

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

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



Gambar 2-2. Gambar tampak atas UAV untuk perhitungan MAC[4]

Untuk mengetahui posisi MAC dan pusat gravitasi dari LSU-03NG diperlukan dimensi dari pesawat tersebut. Adapun dimensi dasar pesawat LSU-03NG adalah sebagai berikut:

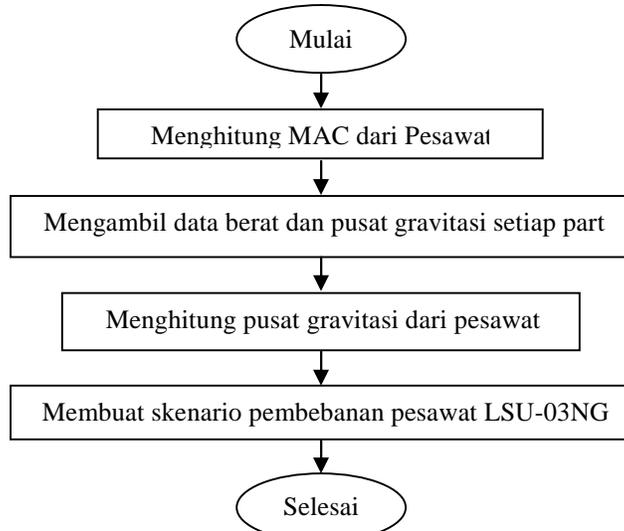
Tabel 2-1. Spesifikasi LSU-03NG[1]

No.	Spesifikasi	Ukuran
1.	Wingspan	3460 mm
2.	Body Length	1390 mm
3.	MTOW	33 Kg
4.	Chord Root	402 mm
5.	Chord Tip	302

### 3. METODOLOGI

Perhitungan 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 tersebut kemudian diolah untuk mengetahui besaran momen yang dihasilkan dimana data tersebut nantinya

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. Berikut adalah diagram alir untuk melakukan perhitungan pusat gravitasi untuk beberapa konfigurasi pembebanan pada pesawat LSU-03NG:



**Gambar 3-1. Diagram Alir Penulisan**

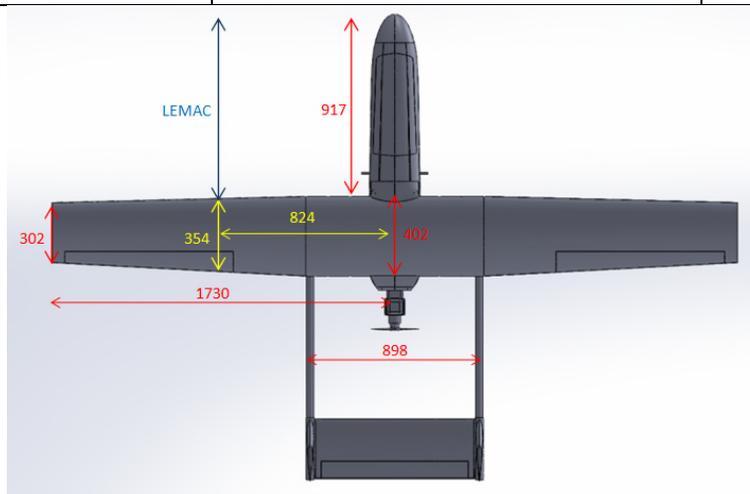
#### 4. HASIL DAN PEMBAHASAN

##### *Mean Aerodynamic Chord (MAC)*

Dengan menggunakan persamaan (2) dan (3) maka diketahui MAC dan H.

**Tabel 4-1. MAC dan H**

<i>Input</i>	<i>Chord Root (<math>C_R</math>)</i>	402 mm
	<i>Chord Tip (<math>C_T</math>)</i>	302
	<i>Wing length (S)</i>	1730
<i>Output</i>	MAC	354
	H	824



**Gambar 4-1. Dimensi-dimensi pada LSU-03NG**

Karena bentuk sayap dari LSU-03NG berbentuk *taper* dengan kemiringan  $\alpha = 1.4^\circ$  maka jarak LEMAC dapat dihitung dengan menggunakan trigonometri tangen, yaitu:

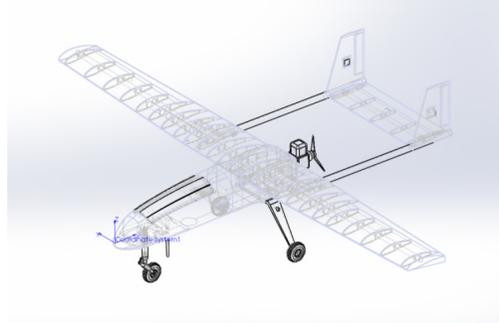
$$LEMAC = \text{Jarak datum ke leading edge InnerWing} + \left( (H - \frac{1}{2} \cdot \text{Lebar InnerWing}) \cdot \tan \alpha \right) \quad (4)$$

$$LEMAC = 917 + \left( (824 - \frac{1}{2} \cdot 898) \cdot \tan 1,4^\circ \right) \quad (5)$$

$$LEMAC = 926.2 \quad (6)$$

### Berat dan pusat gravitasi part-part LSU-03NG

Data yang diambil menggunakan bantuan dari *software Solidwork*, dimana posisi *datum* ditentukan pada posisi ujung depan dari *fuselage*. Arah x positif mengarah kebagian belakang dari pesawat.



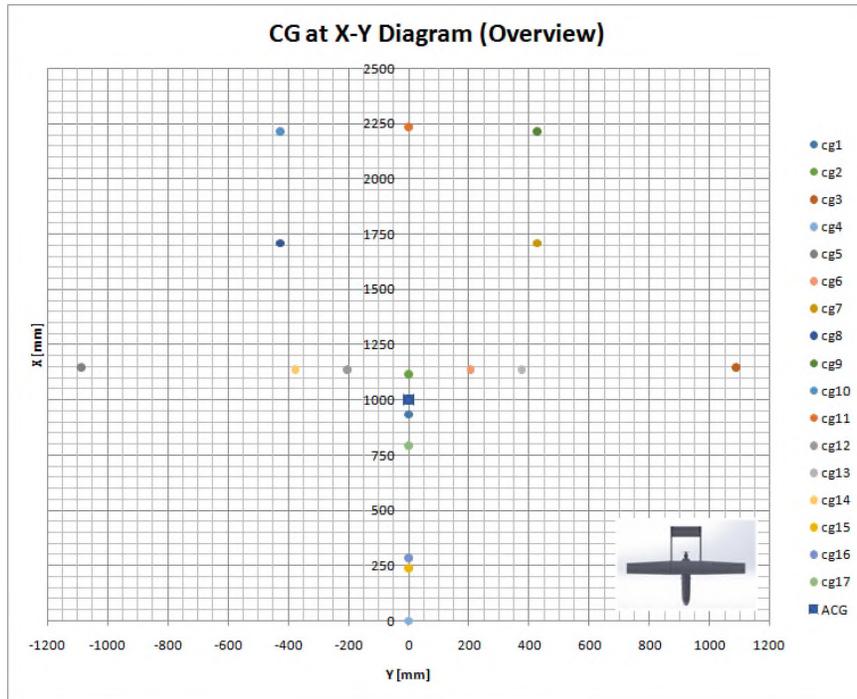
Gambar 4-2. Pesawat LSU-03NG[6]

Data berat dan pusat gravitasi sistem avionik yang dipasang pada LSU-03NG digunakan untuk mendapatkan momen dari tiap sistemnya. Kemudian dengan menggunakan persamaan (1) maka didapat pusat gravitasi dari sistem avionik LSU-03NG. Berikut merupakan data berat dan pusat gravitasi dari sistem avionik:

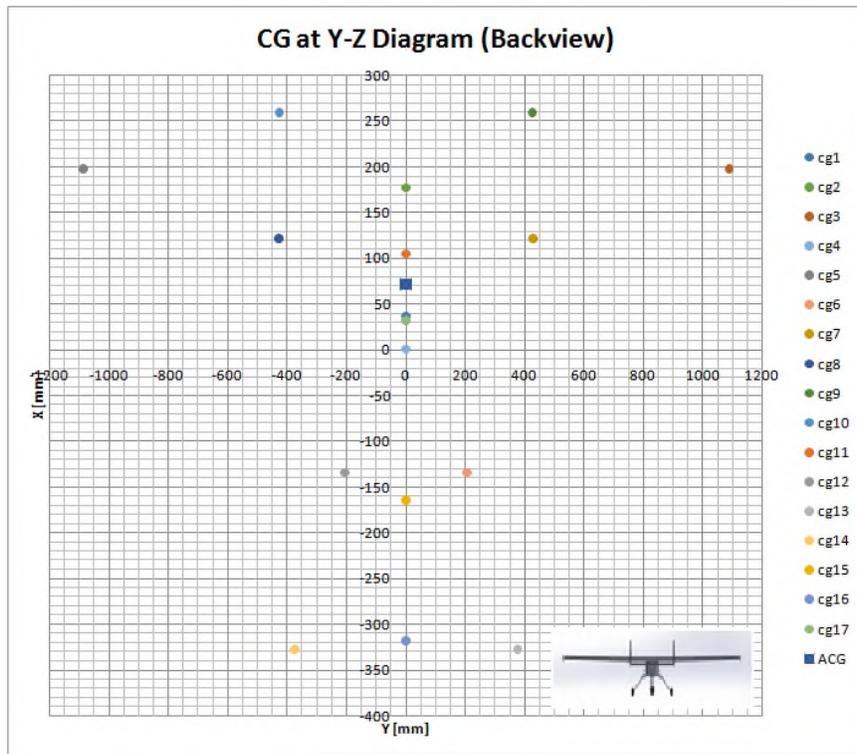
Tabel 4-2. Data berat dan pusat gravitasi dari sistem avionik[7]

No	Sistem	Komponen	Center of gravity (mm)			Massa (kg)	Berat (N); g = 9,81	Momen (Nmm)			
			X	Y	Z			X	Y	Z	
1	Telemetry	Antena Omni 3dBi	400	-20	-78	0,043	0,42	168,73	-8,45	-32,9	
		Antena Omni 3dBi	265	-50	30	0,043	0,42	111,78	-21,09	12,65	
		Data akuisisi	741	38	82	0,075	0,74	545,19	27,96	60,33	
2	Autopilot	Modul Autopilot	723	0	75	0,038	0,37	269,52	0	27,96	
		RC Receiver	741	-37	82	0,014	0,14	101,77	-5,08	11,26	
3	Battery	5800mAh - 30C - 4S	338	0	-2	0,574	5,63	1903,26	0	-11,26	
		5800mAh - 30C - 4S	338	0	48	0,574	5,63	1903,26	0	270,29	
		5800mAh - 30C - 4S	1268	0	-42	0,574	5,63	7140,03	0	-236,5	
4	Ignition	Ignition module	1322	0	53	0,105	1,03	1361,73	0	54,59	
5	Servo	Right Wing Servo	1125	1254	211	0,055	0,54	607	676,6	113,85	
		Left Wing Servo	1125	-1254	211	0,055	0,54	607	-676,6	113,85	
		Right Vertical Servo	2201	427	290	0,055	0,54	1187,55	230,39	156,47	
		Left Vertical Servo	2201	-427	290	0,055	0,54	1187,55	-230,39	156,47	
		Horizontal Servo	2192	23	106	0,055	0,54	1182,7	12,41	57,19	
		Nose LG Servo	303	0	-11	0,055	0,54	163,48	0	-5,94	
						Gross	2,37	23,25	18440,53	5,76	748,31
						<b>Center of Gravity</b>		<b>793,15</b>	<b>0,25</b>	<b>32,19</b>	

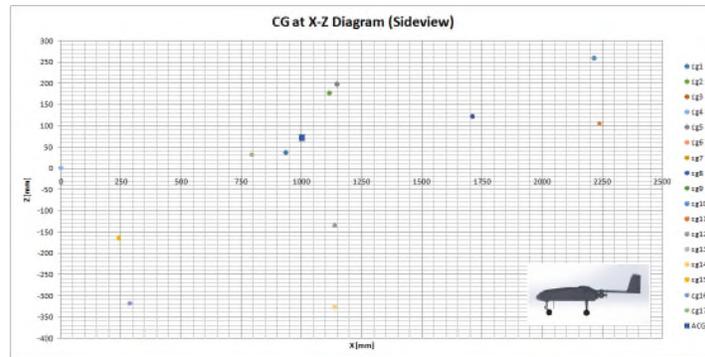
Koordinat pusat gravitasi serta total berat dari sistem avionik dari perhitungan Tabel 3. Digunakan untuk menghitung koordinat pusat gravitasi dari pesawat bersamaan dengan data dari komponen lainnya. Berikut merupakan koordinat pusat gravitasi dari komponen yang terdapat pada LSU-03NG:



Gambar 4-3. Koordinat *cg* part LSU pada penampang x-y (tampak atas)



Gambar 4-4. Koordinat *cg* part LSU pada penampang y-z (tampak belakang)



Gambar 4-5. Koordinat  $cg$  part LSU pada penampang x-z (tampak samping)

Dengan menggunakan koordinat pada Gambar 6, 7 & 8, menimbang berat dari tiap part dan menggunakan persamaan (1) maka didapat pusat gravitasi LSU-03NG pada kondisi *Operation Empty Weight* (OEW), yaitu kondisi pesawat tanpa bahan bakar, pemberat dan tanpa beban. Berikut merupakan data berat dan pusat gravitasi dari LSU-03NG:

Tabel 4-3. Data berat dan pusat gravitasi LSU-03NG

No.	Komponen	Massa (Kg)	Berat (N) $g: 9,81m/s^2$	Center of Gravity [mm]			Momen [Nmm]			
				X	Y	Z	X	Y	Z	
1	Fuselage	5,38	52,78	934	0	37	49294,47	0,00	1952,78	
2	Inner Wing	2,77	27,17	1115	0	177	30298,68	0,00	4809,74	
3	Right Wing	2,52	24,72	1147	1088	198	28355,22	26896,7	4894,80	
4	Left Wing	2,52	24,72	1147	-1088	198	28355,22	-26896,7	4894,80	
5	Tail Boom-right	0,4	52,78	1710	427	122	6710,04	1675,55	478,73	
6	Tail Boom-left	0,4	27,17	1710	-427	122	6710,04	-1675,55	478,73	
7	Right Vertical Tail	0,62	24,72	2214	426	259	13465,99	2591,02	1575,29	
8	Left Vertical Tail	0,62	24,72	2214	-426	259	13465,99	-2591,02	1575,29	
9	Horizontal Tail	1,29	52,78	2237	0	105	28309,01	0,00	1328,76	
10	Right Main Landing Gear	0,46	4,51	1138	205	-134	4477,28	698,47	-565,06	
11	Left Main Landing Gear	0,44	4,51	1138	-205	-134	5135,34	-925,08	-604,69	
12	Right Wheel	0,14	0,14	1138	376	-327	1562,93	516,40	-449,10	
13	Left Wheel	0,14	0,14	1138	-376	-327	1562,93	-516,40	-449,10	
14	Nose Landing Gear	0,86	0,86	240	0	-164	2031,85	0,00	-1388,43	
15	Nose Wheel	0,21	0,21	286	0	-318	589,19	0,00	-655,11	
16	Sistem Avionik	2,37	23,25	793	0	32	18440,53	5,76	748,31	
17	Engine [8]	1,68	32,26	1469	0	67	24253,53	0,00	1106,19	
18	Blade [8]	0,22	3,50	1585	0	45	3343,00	0,00	94,91	
19	Bahan Bakar (Fuel)			960,00	0,00	28,00				
20	Pemberat (Ballast)			155,00	0,00	44,00				
		23,06	226,23				Total	266361,22	-220,85	19826,83
							Center of gravity [mm]	1177,39	-0,98	87,64

**Pusat gravitasi**

Dari hasil perhitungan Tabel 4-3. pusat gravitasi pesawat LSU-03NG pada saat OEW adalah  $x = 1177,39$ ;  $y = -0,98$ ;  $z = 87,64$ . Sedangkan pusat gravitasi disumbu x pada saat kondisi *Empty Weight* adalah:

$$CG_{Empty\ Weight} = \frac{Momen_{OEW} - (Momen_{Load} + Momen_{Engine} + Momen_{Avionik})}{Berat_{OEW} - (Berat_{Load} + Berat_{Engine} + Berat_{Avionik})} \tag{7}$$

$$CG_{Empty\ Weight} = 1195,08 \tag{8}$$

Posisi pesawat stabil akan diperoleh apabila posisi pusat gravitasi berada pada 25% MAC. Dengan 25% MAC maka diperoleh jarak sebesar:

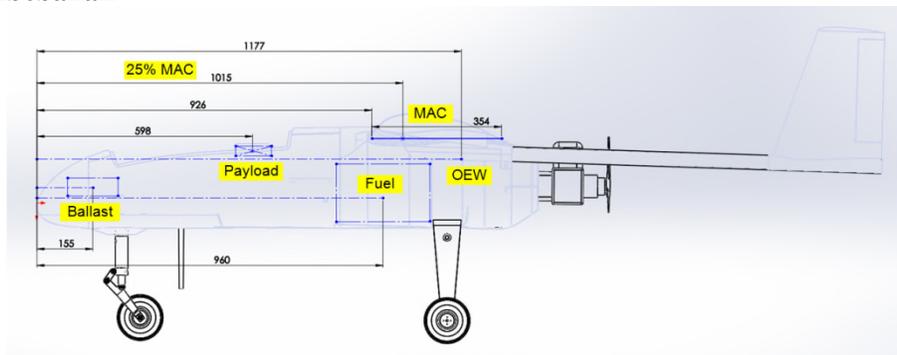
$$25\% MAC = LEMAC + (25\% \times MAC) \tag{9}$$

$$25\% MAC = 926.2 + (25\% \times 354) \tag{10}$$

$$25\% MAC = 1015 \tag{11}$$

Pada kondisi *Empty Weight* ( $x=1195,08$ ) dan *Operation Empty Weight* ( $x=1177,39$ ) pusat gravitasi berada pada 75,95% MAC dan 70,96% MAC. Untuk memperoleh kestabilan maka perlu dikombinasikan antara pemakaian pemberat dan jumlah bahan bakar yang akan dibawa oleh pesawat. Berdasarkan gambar, pusat gravitasi dari tangki bahan bakar dan posisi pemberat berada pada jarak 960mm dan 155mm dari *datum*.

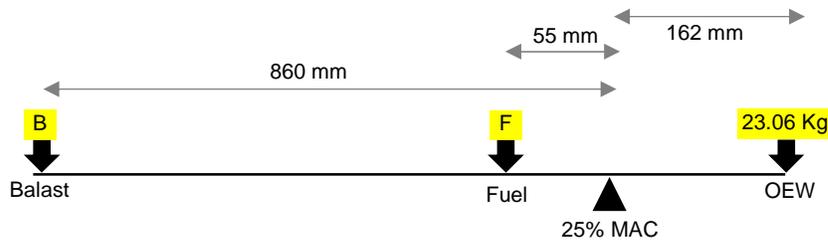
**Skenario pembebanan**



Gambar 4-6. Jarak berat pemberat (*ballast*), beban (*payload*) dan bahan bakar (*fuel*) terhadap *datum*

Tanpa beban (*payload*)

Dengan menggunakan hukum kesetimbangan, pemakaian pemberat yang diperlukan terhadap jumlah bahan bakar yang dibawa pesawat adalah[9]:



Gambar 4-7. Kesetimbangan tanpa beban (*payload*)

$$\sum M_{25\% MAC} = 0 \tag{12}$$

$$(B \cdot 860) + (F \cdot 55) = (OEW \cdot 162) \tag{13}$$

$$860B + 55F = (23,06 \cdot 162) \tag{14}$$

$$B = \frac{3735,72 - 55F}{860} \tag{15}$$

Bahan bakar yang digunakan oleh LSU-03NG adalah bahan bakar dengan oktan 92/95 (pertamax plus) yang memiliki berat jenis 0,78Kg/liter[8]. Dari persamaan (15) dapat diketahui pemakaian pemberat terhadap jumlah bahan bakar yaitu:

**Tabel 4-4. Kebutuhan pemberat terhadap jumlah bahan bakar yang dipakai (tanpa beban)**

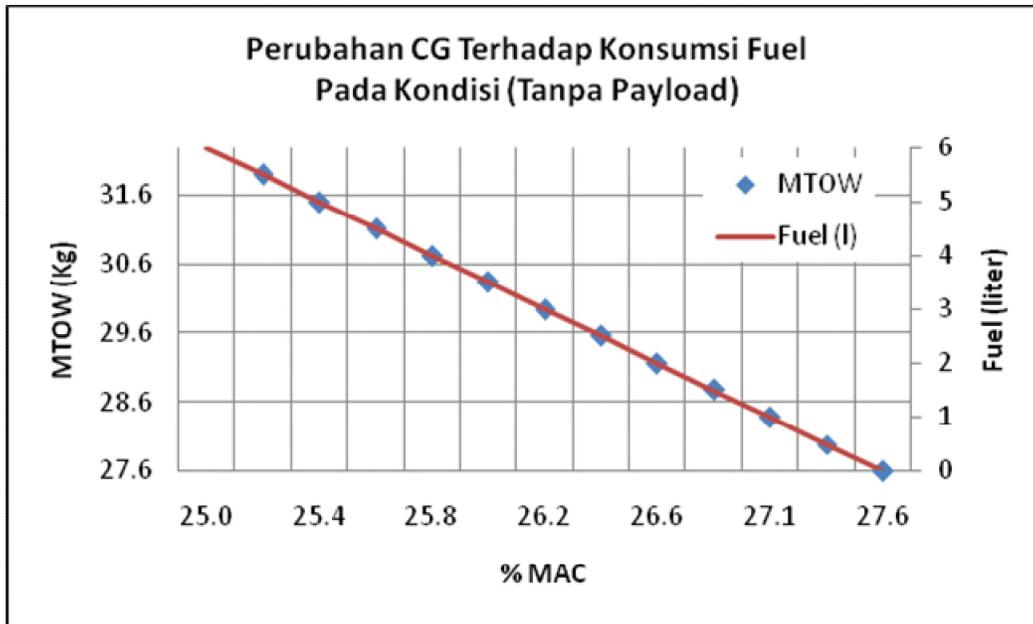
No	Bahan bakar [liter]	Massa bahan bakar + Tangki (0,57) [Kg]	Pemberat [Kg]	MTOW [Kg] = OEW (23,06) + Bahan bakar + Pemberat
1	0	0.57	4.31	27.94
2	0.5	0.97	4.28	28.30
3	1	1.37	4.26	28.67
4	1.5	1.77	4.23	29.03
5	2	2.17	4.21	29.40
6	2.5	2.57	4.18	29.76
7	3	2.97	4.16	30.13
8	3.5	3.37	4.13	30.49
9	4	3.77	4.11	30.86
10	4.5	4.17	4.08	31.22
11	5	4.57	4.06	31.59
12	5.5	4.97	4.03	31.95
13	6	5.37	4.01	32.32

Dengan kapasitas maksimal tangki sebesar 6 liter maka pemberat yang digunakan sebesar 4,01Kg, sehingga didapat MTOW 32,32Kg.

Seiring dengan pemakaian bahan bakar pada saat terbang maka akan berpengaruh terhadap pergeseran pusat gravitasi. Berikut merupakan pengaruh berkurangnya bahan bakar terhadap pusat gravitasi dari pesawat:

**Tabel 4-5. Perubahan pusat gravitasi terhadap berkurangnya jumlah bahan bakar pada saat terbang (tanpa payload)**

No.	Bahan bakar [liter]	Massa bahan bakar + Tangki (0,57) [Kg]	Pemberat [Kg]	MTOW [Kg]	MTOW –bahan bakar [Kg]	(x)pusat gravitasi [mm]	%MAC
1	6	5.25	4.01	32.32	27.07	1014.69	25.00
2	5.5	4.86	4.01	31.93	27.07	1015.36	25.19
3	5	4.47	4.01	31.54	27.07	1016.05	25.38
4	4.5	4.08	4.01	31.15	27.07	1016.75	25.58
5	4	3.69	4.01	30.76	27.07	1017.47	25.78
6	3.5	3.3	4.01	30.37	27.07	1018.20	25.99
7	3	2.91	4.01	29.98	27.07	1018.96	26.20
8	2.5	2.52	4.01	29.59	27.07	1019.74	26.42
9	2	2.13	4.01	29.20	27.07	1020.54	26.65
10	1.5	1.74	4.01	28.81	27.07	1021.36	26.88
11	1	1.35	4.01	28.42	27.07	1022.20	27.12
12	0.5	0.96	4.01	28.03	27.07	1023.06	27.36
13	0	0.57	4.01	27.64	27.07	1023.95	27.61

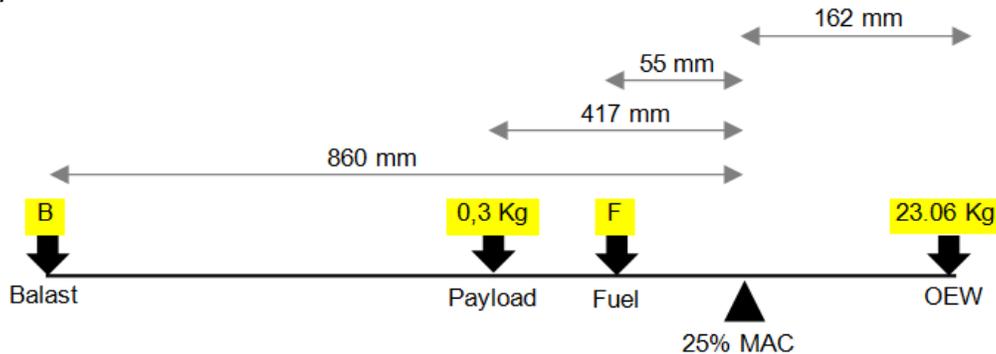


Gambar 4-8. Grafik Perubahan pusat gravitasi terhadap konsumsi bahan bakar pada kondisi tanpa beban

Dari Gambar 4-8 dapat diketahui bahwa dengan berkurangnya bahan bakar (*fuel*) maka pusat gravitasi bergeser kebelakang. Hal ini disebabkan karena posisi tangki dari pesawat LSU-03NG berada didepan pusat gravitasi pesawat (25% MAC) dengan jarak 55mm. Seiring dengan berkurangnya bahan bakar maka besaran momen kearah depan pusat gravitasi berkurang maka titik kesetimbangannya bergeser kearah belakang. Pada kondisi bahan bakar habis pusat gravitasi bergeser menjadi ketitik 27,31% MAC.

Dengan beban (*payload*)

Beban (*payload*) yang digunakan adalah kamera Canon S100 dengan berat 300gr. Kamera ini memiliki pusat gravitasi terhadap *datum* pada posisi x = 598mm. Dengan hukum kesetimbangan maka didapat[9]:



Gambar 4-9. Kesetimbangan dengan beban (*payload*)

$$\sum M_{25\% MAC} = 0 \tag{16}$$

$$(B \cdot 860) + (P \cdot 417) + (F \cdot 55) = (OEW \cdot 162) \tag{17}$$

$$910B + (0.3 \cdot 417) + 55F = (23.06 \cdot 162) \tag{18}$$

$$B = \frac{3610.62 - 55F}{910} \tag{19}$$

Dari persamaan (19) dapat diketahui pemakaian pemberat terhadap jumlah bahan bakar, yaitu:

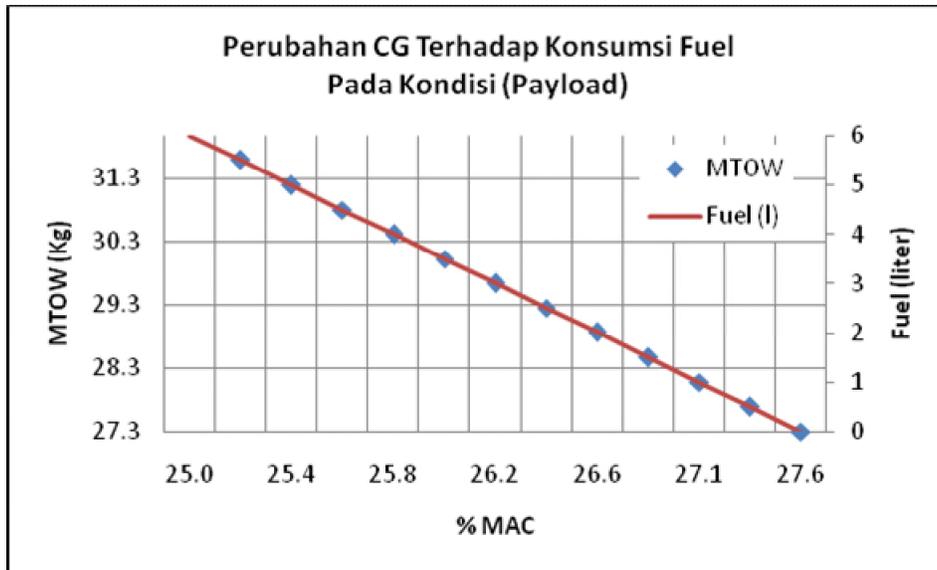
**Tabel 4-6. Kebutuhan pemberat terhadap jumlah bahan bakar yang dipakai**

No	Bahan bakar [liter]	Massa bahan bakar + Tangki(0,57) [Kg]	Pemberat [Kg]	MTOW [Kg] = OEW (23,06) + Bahan bakar + Pemberat
1	0	0.57	3.93	27.56
2	0.5	0.96	3.91	27.93
3	1	1.35	3.89	28.30
4	1.5	1.74	3.86	28.66
5	2	2.13	3.84	29.03
6	2.5	2.52	3.82	29.40
7	3	2.91	3.79	29.76
8	3.5	3.3	3.77	30.13
9	4	3.69	3.74	30.50
10	4.5	4.08	3.72	30.86
11	5	4.47	3.70	31.23
12	5.5	4.86	3.67	31.59
13	6	5.25	3.65	31.96

Dengan kapasitas maksimal tangki sebesar 6 liter maka pemberat yang digunakan sebesar 3,65Kg, sehingga didapat MTOW 31,96Kg. Berikut merupakan pengaruh berkurangnya bahan bakar terhadap pusat gravitasi dari pesawat:

**Tabel 4-7. Perubahan pusat gravitasi terhadap berkurangnya jumlah bahan bakar pada saat terbang (payload)**

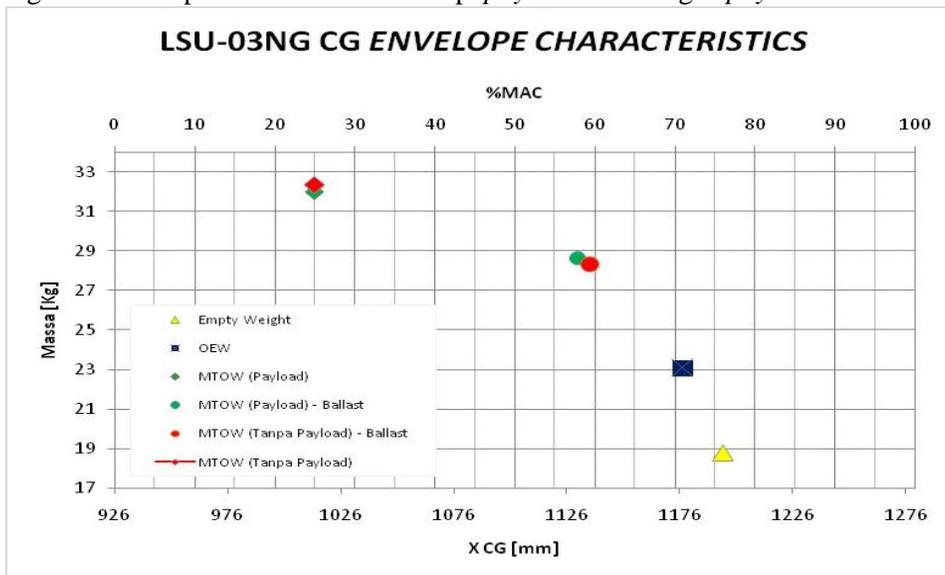
No.	Bahan bakar [liter]	Massa bahan bakar + Tangki(0,57) [Kg]	Pemberat [Kg]	MTOW [Kg]	MTOW – Bahan bakar [Kg]	(x)pusat gravitasi [mm]	%MAC
1	6	5.25	3.65	31.96	26.71	1014.70	25.00
2	5.5	4.86	3.65	31.57	26.71	1015.37	25.19
3	5	4.47	3.65	31.18	26.71	1016.07	25.39
4	4.5	4.08	3.65	30.79	26.71	1016.78	25.59
5	4	3.69	3.65	30.40	26.71	1017.51	25.79
6	3.5	3.3	3.65	30.01	26.71	1018.25	26.00
7	3	2.91	3.65	29.62	26.71	1019.02	26.22
8	2.5	2.52	3.65	29.23	26.71	1019.81	26.44
9	2	2.13	3.65	28.84	26.71	1020.62	26.67
10	1.5	1.74	3.65	28.45	26.71	1021.45	26.91
11	1	1.35	3.65	28.06	26.71	1022.30	27.15
12	0.5	0.96	3.65	27.67	26.71	1023.18	27.40
13	0	0.57	3.65	27.28	26.71	1024.08	27.65



Gambar 4-10. Grafik Perubahan pusat gravitasi terhadap konsumsi bahan bakar pada kondisi dengan *payload*

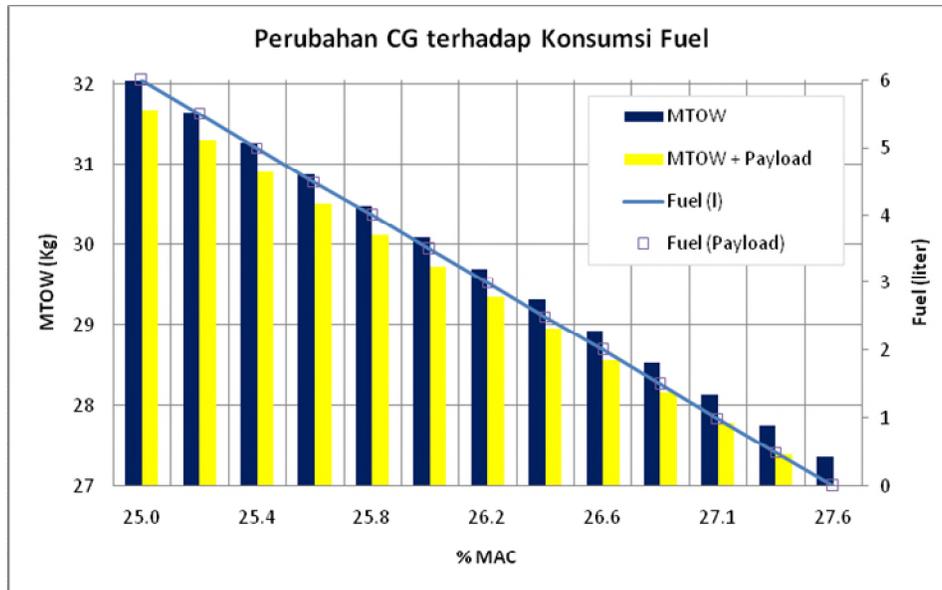
Dari Gambar 4-10 dapat diketahui bahwa dengan berkurangnya bahan bakar maka pusat gravitasi bergeser kebelakang. Pada kondisi tangki terisi penuh 6 liter pusat gravitasi berada pada 25% MAC, dengan berkurangnya fuel hingga pada saat tangki bahan bakar kosong maka pusat gravitasi berpindah mundur ke posisi 27,65% MAC.

Perbandingan skenario pembebanan antara *tanpapayload* dan dengan *payload*.



Gambar 4-11. Karakteristik pusat gravitasi LSU-03NG

Kondisi MTOW tanpa *payload* memiliki berat yang lebih besar dibandingkan dengan kondisi MTOW dengan *payload* pada kondisi jumlah bahan bakaryang sama yaitu 6 liter. Hal ini disebabkan karena pada kondisi tanpa *payload* diperlukan jumlah pemberat yang lebih besar untuk mencapai titik kesetimbangan pada 25% MAC yaitu sebesar 4,01Kg. Pada kondisi dengan *payload* kamera, pemberat yang diperlukan adalah 3,65 Kg.



**Gambar 4-15.** Perbandingan pusat gravitasi terhadap perubahan konsumsi bahan bakar antara tanpa *payload* dan dengan *payload*

Pada kondisi pesawat dengan *payload* kamera dengan kondisi terisi penuh sebanyak 6 liter maka MTOW nya adalah 31,96 Kg. Seiring dengan berkurangnya bahan bakar maka pusat gravitasi dari kondisi ini berubah dari 25% menjadi 27,65% MAC. Sedangkan pada skenario tanpapayload dengan kondisi yang sama yaitu tangki terisi penuh, MTOW nya adalah 32,32 Kg. Perubahan pada skenario tanpapayload mengalami pergeseran dari 25% menjadi 27,61% MAC. Ada selisih sebesar 0,15% antara skenario dengan *payload* dan tanpa *payload* pada titik akhir pada saat kondisi bahan bakar telah habis. Sehingga bisa dianggap tidak ada perbedaan antara dua skenario tersebut pada kondisi perubahan pusat gravitasi terhadap konsumsi bahan bakar. Pergeseran pusat gravitasi pada kedua kondisi ini masih dalam batasan *center of lift* dari pesawat, maka pesawat masih dalam keadaan stabil.

## 5. KESIMPULAN

Dari hasil perhitungan diatas 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.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo, Bapak Mujtahid atas bimbingannya dalam penulisan makalah ini.

## PERNYATAAN PENULIS

Isi dalam makalah ini sepenuhnya menjadi tanggung jawab penulis.

## DAFTAR PUSTAKA

- 1) Tim LSU-03NG, 2016, *LSU-03 NG Design Requirements and Objectives* LAPAN. Bogor.
- 2) Susanto, Arip, 2015, *Mass and Balance (Keseimbangan Pesawat Terbang)* [.http://www.aripsusanto.com/p/mass-balance.html](http://www.aripsusanto.com/p/mass-balance.html)
- 3) Federal Aviation Administration, 2007, *Aircraft Weight and Balance Handbook* U. S. Department of Transportation. Oklahoma City.
- 4) Raymer, Daniel P., 1992, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Institute of Aeronautics and Astronautics. Washington, U.S.A.
- 5) Langley Flying School, 2016, *Aerodynamics and Theory of Flight*. <http://www.langleyflyingschool.com/Pages/Aerodynamics%20and%20Theory%20of%20Flight.html>
- 6) Ardiansyah, Riki, 2016, *TN Pembuatan Gambar LSU-03NG*. LAPAN. Bogor.
- 7) Tim Avionik, 2016, *Sistem Avionik pada LSU-03NG*. LAPAN. Bogor.
- 8) Tim LSU-03, 2015, *LSU-03 UAV PLATFORM*. LAPAN. Bogor.
- 9) Young, Hugh D. Roger A. Freedman, 2000, *University Physics Tenth Edition*. Addison Wesley Longman, Inc. Boston
- 10) Mulyono Sugeng, Gunawan, Budha Maryanti, 2014, *Pengaruh Penggunaan dan Perhitungan Efisiensi Bahan Bakar Premium dan Pertamina Terhadap Unjuk Kerja Motor Bakar Bensin* Jurnal Teknologi Terpadu No. 1 Vol. 2.

## DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 1



### DATA UMUM

Nama Lengkap : Riki Ardiansyah  
Tempat &Tgl. Lahir : Bandung, 29 November 1985  
Jenis Kelamin : Pria  
Instansi Pekerjaan : Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional  
NIP. / NIM. : 19851129 201402 1001  
Pangkat / Gol.Ruang : Penata Muda / IIIa  
Jabatan Dalam Pekerjaan : Perekayasa  
Agama : Islam  
Status Perkawinan : Menikah

### DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMU N 24 Bandung Tahun: 2000  
DIPLOMA : Politeknik Negeri Bandung Tahun: 2003  
STRATA 1 (S.1) : Universitas Gadjah Mada Tahun: 2007

### ALAMAT

Alamat Rumah : Komp. Bermis Serpong Asri Blok B.6 no 17  
Alamat Kantor / Instansi : Jl. Raya Rumpin, Rumpin, Bogor, Jawa Barat 16350  
HP. : 0856 2408 0055  
Telp. : -  
Email : [ardiansyah\\_riki@yahoo.com](mailto:ardiansyah_riki@yahoo.com)

### RIWAYAT SINGKAT PENULIS



**Riki Ardiansyah, S.T**, Lahir di Bandung pada tahun 1985. Menyelesaikan pendidikan S1 di Universitas Gadjah Mada dengan jurusan Teknik Mesin. Saat ini bekerja di Bidang Aerostruktur, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN. Pekerjaan utama di LAPAN berkaitan dengan desain dan drawing pesawat UAV yang sedang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN.

## DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 2



### DATA UMUM

Nama Lengkap : Nanda Wirawan  
Tempat & Tgl. Lahir : Malang, 11 Februari 1988  
Jenis Kelamin : Pria  
Instansi Pekerjaan : Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN  
NIP. / NIM. : 198802112015021003  
Pangkat / Gol. Ruang : Penata Muda / IIIa  
Jabatan Dalam Pekerjaan : Analis Pemanfaatan Teknologi Dirgantara  
Agama : Islam  
Status Perkawinan : Belum Menikah

### DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA N 1 Kertosono  
STRATA 1 (S.1) : Institut Teknologi Bandung  
STRATA 2 (S.2) : Pohang *University of Science and Technology*

### ALAMAT

Alamat Rumah : Jl. Danau Singkarak E1A/8 Malang  
Alamat Kantor / Instansi : Jl. Raya Rumpin, Rumpin, Bogor, Jawa Barat 16350  
HP. : 0813 3029 2361  
Telp. : -  
Email : nanda.wirawan@live.com

### RIWAYAT SINGKAT PENULIS



**Nanda Wirawan**, Lahir di Malang pada tahun 1988. Menyelesaikan pendidikan S2 di Pohang *University of Science and Technology* dengan jurusan Teknik Mesin. Saat ini bekerja di Bidang Aerostruktur, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN. Pekerjaan utama di LAPAN berkaitan dengan desain dan simulasi pesawat UAV yang sedang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN.