

Pengaruh *Center Of Gravity* terhadap *Horizontal Stabilizer* saat *Landing* pada Pesawat Airbus A320

Simon Sindhu Hendrajaja*, Mufti Arifin, Dewandra Ramadhan Alif Raditya

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara

Marsekal Suryadarma

Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

*Corresponding Author: simon@unsurya.ac.id

Abstrak - *Weight and Balance* adalah suatu hal yang wajib dilaksanakan oleh petugas di lapangan sebelum pesawat dioperasikan atau diterbangkan. Perhitungan yang tidak tepat akan menimbulkan masalah besar, seperti pesawat akan kehilangan performanya dan kemungkinan tidak dapat diterbangkan. Perhitungan kesetimbangan gaya dan momen ditentukan oleh *letak center of gravity (CG)*, sehingga letak titik *CG* mempengaruhi kesetimbangan gaya dan momen saat tinggal landas dan mendarat. Berdasarkan hasil penelitian, diperoleh kesimpulan bahwa pengaruh letak *CG* pada *lift* di pesawat dipengaruhi oleh perhitungan nilai *Dt* dan *Dw*, dan membutuhkan nilai berdasarkan pusat titik *CG*. Apabila titik *CG* semakin ke depan/ke belakang, maka akan mempengaruhi nilai *lift tail* pada pesawat. Selain itu, diperoleh pula kesimpulan bahwa hasil nilai *CG* berdasarkan variasi yang ditentukan mempengaruhi hasil perhitungan pada *landing performance*. Apabila titik *CG* semakin ke depan/belakang maka akan mempengaruhi nilai *Vstall*, *ground roll*, dan *total landing distance*. Dari hasil yang didapatkan, pada variasi 2 dengan nilai *CG* paling rendah 18,853, menghasilkan jarak landing paling besar 1796,864 m, dan sebaliknya pada nilai *CG* yang paling tinggi 19,404, menghasilkan jarak *landing* yang rendah 1703,464. Maka dari variasi yang ada, variasi yang memiliki titik *CG* yang paling kedepan adalah variasi 2 sehingga *vstall* nya semakin besar dan jarak *landing*-nya semakin panjang, dan di variasi yang memiliki titik paling kebelakang adalah variasi 1 sehingga *vstall* nya semakin kecil dan jarak *landing*-nya semakin pendek.

Kata Kunci : *Center of Gravity, Horizontal Stabilizer, Landing, Airbus A320*

I. Pendahuluan

Salah satu tahapan penerbangan dari pesawat udara adalah fase mendarat. Fase ini menentukan kelancaran keseluruhan misi penerbangan. Gaya angkat dipengaruhi oleh kecepatan, luas sayap, karakteristik aerodinamika, dan kondisi udara.

Selain besarnya gaya dorong dan gaya angkat sesuai pada berat pesawat tertentu, gaya dan momen yang terjadi saat pesawat mendarat juga harus setimbang. Perhitungan kesetimbangan gaya dan momen ditentukan oleh letak titik pusat gravitasi (*Center of Gravity, CG*), sehingga letak titik *Center of Gravity* mempengaruhi kesetimbangan gaya dan momen saat lepas landas dan mendarat. Berdasarkan perhitungan *Center of Gravity*. Penerbang harus menentukan *setting* dari beberapa *flight control* sebelum *landing* dilaksanakan. Penentuan ini dilakukan sesuai dengan manual operasional pesawat. *Stall speed* adalah kecepatan terendah pada pesawat saat terbang untuk *maintain flight level*. Normalnya, ketika pesawat bergerak lambat akan menghasilkan *lift* yang sedikit, jika pesawat menggerakkan sayap ke atas atau meningkatkan *angle of attack*, akan meminimalisir untuk *lift lost* jika terlalu jauh meningkatkan sudut *angle of attack*, udara akan menjauh dari bagian atas sayap dan pesawat akan *stall*. Tugas akhir ini akan meneliti secara analitik pengaruh *center of gravity* terhadap *horizontal stabilizer* saat *landing* dengan parameter jarak pada nilai variasi yang berpengaruh. Alasan memilih pesawat Airbus 320 untuk menjadikan analisa tugas akhir ini karena secara *performance* cukup bagus. Baik dari sisi kapasitas 180 *seat*, efisiensi *fuel* dan banyak digunakan di dalam negeri maupun di luar negeri.

II. METODE PENELITIAN

Dalam penelitian ini diperlukan beberapa data, diantaranya data dari *standard passenger weight*, *operational empty weight*, *maximum takeoff weight*, serta spesifikasi pesawat Airbus A320, yang berfungsi untuk mengetahui pengaruh perubahan CG.

Airbus *Weight and Balance Manual* telah menentukan standar berat penumpang pesawat yang ditampilkan dalam **Tabel 2.1**.

Tabel 2. 8 Standard Passenger Weight ^[10]

Standard Average Passenger Weight	Weight Per Passenger
Summer Weights	
Average adult passenger weight	190 lb
Average adult male passenger weight	200 lb
Average adult female passenger weight	179 lb
Child weight (2 years to less than 13 years of age)	82 lb
WinterWeights	
Average adult passenger weight	195 lb
Average adult male passenger weight	205 lb
Average adult female passenger weight	184 lb
Child weight (2 years to less than 13 years of age)	87 lb

Tabel 2.2 adalah *Operational Empty Weight* (OEW) dari pesawat A320.

Tabel 2. 9 Operational Empty Weight ^[10]

ITEM	WEIGHT (kg)	H-ARM (m)	MOMENT (kg.m)
MEW	38311	18.806	720458
<u>Operator's items</u>			
Unusable fuel	65	18.297	1189
Oil fo ringens and APU	63	16.939	1067
Water for galleys and toilets	200	15.546	3109
Fluids for toilets	10	32.050	321
Aircraft documents and tool kits	22	7.126	157
Passengers seats and life jackets	2527	19.632	49610
530	24.230	12842	
834	23.519	19615	
Galley structure and fixed equipment	285	20.680	5894
650	20.190	13124	
Catering and removable equipment			
Emergency equipment			
Crew			
OEW	43497	19.022	827385

III. HASIL & PEMBAHASAN

Akan dijelaskan perhitungan *payload* dan *landing perfomance* pada pesawat Airbus A320-200. Dimulai dari variasi berat 1,2, dan 3, dan dilanjutkan dengan perhitungan untuk *landing perfomance* menggunakan niai berat dari ketiga variasi tersebut.

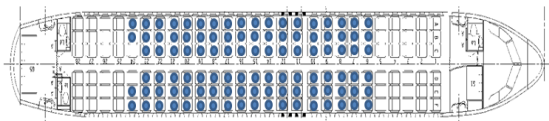
3.1 Perhitungan Payload

Payload atau muatan berbayar, yang terdiri dari berat dari seluruh penumpang dan kargo. Di bawah ini adalah perhitungan untuk *payload* Airbus 320 dengan jumlah penumpang 106 orang dan berat *total cargo* 1.000 kg. Diasumsikan seluruh penumpang adalah kategori dewasa dengan berat rata-rata dari setiap penumpangnya yaitu 75 kg.

$$\begin{aligned} \text{Payload} &= \text{pax} + \text{cargo} = (106 \times 75) + 1.000 \\ &= 7.950 \text{ kg} + 1.000 \text{ kg} = 8.950 \text{ kg} \end{aligned}$$

3.1.1 Kondisi Awal

Pada kondisi awal, posisi penumpang yang berjumlah 106 orang ditunjukkan pada gambar berikut



Gambar 3. 35 Posisi penumpang awal Dan mendapatkan data awal massa dan momen keseluruhan sebagai berikut:

Tabel 3. 7 Data Massa Awal Keseluruhan Pesawat^[10]

Total	67025,538	1279098,258
Balance Arm		19,084
% MAC		30,493

$$\begin{aligned} CG &= \frac{\sum \text{Momen}}{\sum \text{Massa}} \\ &= \frac{1279098,258 \text{ kg. m}}{67025,538 \text{ kg}} \\ &= 19,084 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{CG pada \% MAC} &= \frac{CG - \text{LEMAC}}{\text{MAC}} \times 100\% \\ &= \frac{19,084 - 17,805}{0,041935} \\ &= 30,493 \% \text{ MAC} \end{aligned}$$

Jadi nilai CG pada keseluruhan pesawat pada kondisi awal adalah 19,084 m dari *datum* atau 30,493 % MAC.

3.1.2 Perhitungan Center of Gravity pada Tail

Berikut perhitungan CG pada *tail* berdasarkan data yang tersedia, terlebih dahulu harus mengetahui total massa dan momen pada *tail* pada tabel berikut:

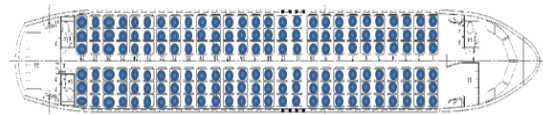
Tabel 3. 8 Data Massa Pada Tail^[10]

No	Component	Mass (kg)	H-Arm (m)	Moment (kg.m)
1	BOX, EQUIPPED	417,5	36,534	15252,945
2	ELEVATOR	96,6	38,030	3673,698
3	REMOVABLE LEADING EDGE	84,2	36,340	3059,828
4	TIP	6,3	38,476	242,399
5	FUSELAGE FAIRING	7,3	37,256	271,969
JUMLAH		611,9		22500,839
BALANCE ARM			36,772	

$$\begin{aligned} CG &= \frac{\sum \text{Momen}_{tail}}{\sum \text{Massa}_{tail}} \\ &= \frac{22500,839 \text{ kg. m}}{611,900 \text{ kg}} \\ &= 36,772 \text{ m} \end{aligned}$$

3.1.3 Variasi Berat Pertama

Pada variasi berat pertama, dengan kapasitas 162 penumpang (full) dan penambahan *cargo* ditunjukkan pada Gambar 3.2 ,maka mendapatkan hasil momen dan berat yang berbeda



Gambar 3. 36 Posisi penumpang pada variasi berat pertama Dan berikut hasil massa dan momen untuk variasi berat pertama

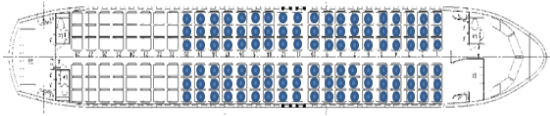
Tabel 3. 9 Data momen dan berat keseluruhan pesawat pada variasi berat pertama

42	Aft cargo	50	2500	24,485	61212,5
Jumlah			58025,570		1125630,217
Balance Arm				19,399	
% MAC				38,01	

3.1.4 Variasi Berat Kedua

Pada variasi berat kedua, dengan kapasitas 114 penumpang dan perubahan *cargo*, Untuk mengetahui letak CG pesawat pada variasi berat kedua, terlebih

dahulu harus mengetahui total berat dan total momen yang terjadi pada pesawat tersebut.



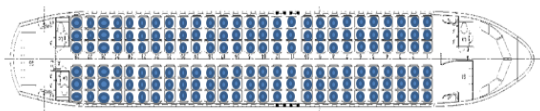
Gambar 3. 37 Posisi penumpang pada variasi berat kedua

Tabel 3. 10 Data momen dan berat keseluruhan pesawat pada variasi berat kedua

37	aft cargo	73	1000	24,485	24485
	Jumlah		52925,57	25100	997824
	Balance Arm			18,853	
	% MAC			25,00	

3.1.5 Variasi Berat Ketiga

Pada variasi berat ketiga, dengan kapasitas 162 penumpang (full) dengan kapasitas *cargo* sama dengan jumlah pada Tabel yang ada di variasi berat pertama



Gambar 3. 38 Posisi penumpang pada variasi berat ketiga

Tabel 3. 11 Data momen dan berat keseluruhan pesawat pada variasi berat ketiga

	Jumlah	56525,538	1096824
	Balance Arm	19,404	
	% MAC	38,132	

3.2 Lift, Total Landing Distance, Distance Wing & Tail

Berikut hasil perhitungan berdasarkan variasi nilai yang ada, yang menjelaskan tentang pengaruh dari berat setiap variasi yang menghasilkan nilai d_t & d_w yang menjadi titik kesetimbangan dan berpengaruh pada *balancing* pesawat. Setelah mendapatkan nilai d_t & d_w , akan dilanjutkan dengan perhitungan C_{Lw} , L_t dan L_w .

Variasi 1 CG: 58025,270 kg/127924,413 lbs 19,399, 38,010%MAC,CG: 19,399.

$$\begin{aligned}
 W &= \text{Massa Pesawat} \times \text{Gravitasi} \\
 &= 58025,270 \text{ kg} \times 9,8 \frac{\text{m}^2}{\text{s}} \\
 &= 568647,646 \text{ kg.m/s}^2
 \end{aligned}$$

$$d_t = CG_{tail} - CG_1 = 36,772 - 19,399 = 17,373 \text{ m}$$

$$\begin{aligned}
 d_w &= CG_1 - d_t = 19,399 - 17,373 \\
 &= 2,026 \text{ m}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 L_t &= \frac{W \times D_w}{D_t - D_w} \\
 &= \frac{568647,646 \text{ kg.m/s}^2 \times 2,026 \text{ m}}{17,373 \text{ m} - 2,026 \text{ m}} \\
 &= 75068,751 \text{ kg.m/s}^2
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 L_w &= W + L_t = 568647,646 \text{ kg.m/s}^2 \\
 &\quad + 75068,751 \text{ kg.m/s}^2 \\
 &= 643716,397 \text{ kg.m/s}^2
 \end{aligned}$$

Diketahui nilai $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$, dengan kecepatan $V = 75 \text{ m/s}$, dan perhitungan menjadi sebagai perhitungan sebagai berikut:

Persamaan C_{Lw} ditentukan berdasarkan persamaan di (2-27)

$$\begin{aligned}
 C_{Lw} &= \frac{L_w}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S} \\
 &= \frac{643716,397 \text{ kg.m/s}^2}{\frac{1}{2} \times 1,225 \text{ kg.m}^3 \times (75 \text{ m/s})^2 \times 122,6 \text{ m}^2} \\
 &= 1.523
 \end{aligned}$$

LANDING PERFORMANCE

Perhitungan total *landing distance* dengan menggunakan data variasi 1 diatas sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
 V_{Stall} &= \sqrt{\frac{2 \times W}{S \times \rho \times C_{Lw}}} \\
 &= \sqrt{\frac{2 \times 568647,646 \text{ kg.m/s}^2}{122,6 \text{ m}^2 \times 1,225 \text{ kg.m}^3 \times 15,240}} \\
 &= 78,044 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 V_{Stall} &= 78,044 \text{ m/s} \times 3,281 \\
 &= 256,062 \text{ ft/sec}
 \end{aligned}$$

Untuk pesawat komersil, kecepatan rata-rata saat *flare* yaitu:

$$\begin{aligned}
 V_f &= 1,23 \cdot V_{stall} = 1,23 \times 256,062 \text{ ft/sec} \\
 &= 314,956 \text{ ft/sec}
 \end{aligned}$$

Kecepatan *Touchdown*:

$$\begin{aligned}
 V_{TD} &= 1,15 \cdot V_{stall} = 1,15 \times 256,062 \text{ ft/sec} \\
 &= 294,471 \text{ ft/sec}
 \end{aligned}$$

Ketinggian *Flare*:

$$R = \frac{V_f^2}{0,2 \cdot g} = \frac{314,956^2 \text{ ft/sec}}{0,2 \times 32,2}$$

$$= 15403,304 \text{ ft}$$

$$h_f = R \cdot (1 - \cos \theta_{app})$$

$$= 15403,304 \text{ ft}$$

$$\times (1 - \cos 3^\circ)$$

$$= 21,109 \text{ ft}$$

Jarak Approach:

$$S_a = \frac{50 - h_f}{\tan \theta_{app}} = \frac{50 - 21,109}{\tan 3^\circ}$$

$$= 551,273 \text{ ft}$$

Jarak Flare:

$$S_f = R \sin \theta_{app} = 15403,304 \times \sin 3^\circ$$

$$= 806,146 \text{ ft}$$

Pada perhitungan untuk menemukan nilai J_A & J_T ditetapkan untuk nilai $C_L = 0,1$ untuk *ground roll*, dan untuk nilai $\Delta C_{D,0} = 0,0013$ yang telah di kalkulasikan untuk *full flap deflection* pada saat *landing*. Diasumsikan tidak adanya *thrust reverse deployment* pada *dry-runway concrete* dengan *brakes on-value* $\mu_r = 0,4$.

$$J_A = \frac{\rho}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} \left[C_{D,0} + \Delta C_{D,0} + \left(k_1 + \frac{G}{\pi e AR} \right) C_L^2 \right. \\ \left. - \mu_r C_L \right]$$

$$= \frac{0,002378}{2 \left(\frac{127924,413}{1317,5}\right)} [0,029 + 0,0013$$

$$+ \left(0,02 + \frac{0,462}{3,14 \times 0,9 \times 1,82} \right) 0,1^2$$

$$- 0,4 \times 0,1$$

$$= 3,794 \times 10^{-8}$$

$$J_T = \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r = \frac{0}{127924,413} + 0,4 = 0,4$$

Jarak Ground Roll:

$$S_g = NV_{TD} + \frac{1}{2gJ_A} \ln \left(1 + \frac{J_A}{J_T} V_{TD}^2 \right)$$

$$= 3 \times 294,471 \text{ ft/sec}$$

$$+ \frac{1}{2 \times 32,2 \times 3,794 \times 10^{-8}} \ln \left(1 + \frac{3,794 \times 10^{-8}}{0,4} 294,471^2 \text{ ft/sec} \right)$$

$$= 4235,839 \text{ ft}$$

Total Landing Distance :

$$S_a + S_f + S_g = 551,273 \text{ ft} + 806,146 \text{ ft}$$

$$+ 4235,839 \text{ ft}$$

$$= 5593,258 \text{ ft}$$

$$= 1704,825 \text{ meters}$$

3.3 Analisis Data

Berdasarkan hasil perhitungan diatas, maka diperoleh data hasil perhitungan *Vstall* dan *Landing Distance* pada gambar berikut :

Tabel 3. 12 Hasil Data Berdasarkan Variasi

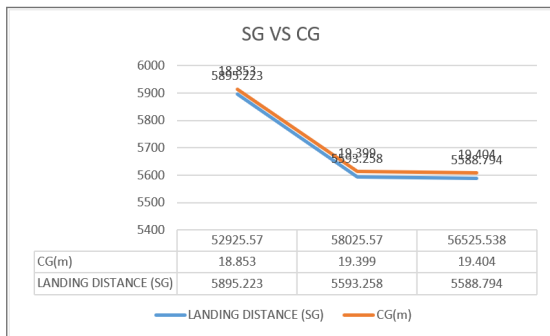
VARIASI	CG (m)	BERAT		%MAC	VSTALL	
		kgs	lbs		ft/s	m/s
2	18,853	52925,570	116680,908	24,999	265,206	80,831
1	19,399	58025,570	127924,413	38,010	256,062	78,044
3	19,404	56525,538	124617,479	38,132	255,944	78,008

Variasi dengan nilai berat lebih besar memiliki nilai kecepatan *Vstall* dan nilai CG yang lebih besar.

Tabel 3. 13 Total *Landing Distance* Berbanding Hasil Data

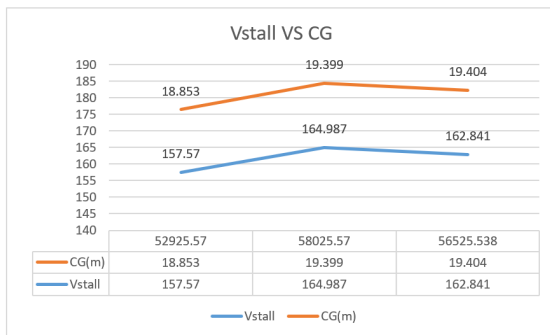
Variasi	CG (m)	Berat		Vstall		LANDING DISTANCE (SG)	
		kgs	lbs	ft/s	m/s	ft	m
2	18,853	52925,570	116680,908	265,206	80,831	5895,223	1796,864
1	19,399	58025,570	127924,413	256,062	78,044	5593,258	1704,825
3	19,404	56525,538	124617,479	255,944	78,008	5588,794	1703,464

Pada ketiga variasi menghasilkan nilai yang berbeda pada tiap variasinya. Pada Nilai CG pada variasi berat kedua adalah 18.853 m menggunakan panjang *runway* 1796,864 m dengan kecepatan stall 80,831 m/s. Nilai CG variasi berat pertama adalah 19.399 m dan menggunakan Panjang *runway* 1704,825 m dengan kecepatan stall 78,044 m/s. Selanjutnya, nilai CG pada variasi berat ketiga adalah 19,404 menggunakan Panjang *runway* 1703,464 m dengan kecepatan stall 78,008 m/s.



Gambar 3. 39 Grafik CG vs SG

Berdasarkan grafik CG vs SG, hasil variasi yang memiliki beban lebih besar juga akan diikuti peningkatan kecepatan *vstall* dan nilai dari CG. Semakin besar nilai CG, maka semakin besar SG yang dibutuhkan.



Gambar 3. 40 Grafik CG vs Vstall

Berdasarkan grafik variasi CG dan Vstall yang terdapat di atas, maka semakin besar nilai CG, maka semakin besar pula nilai dari kecepatan Stall.

IV. Penutup

4.1 Kesimpulan

1. Pengaruh letak CG pada gaya angkat di pesawat dipengaruhi oleh perhitungan nilai D_t dan D_w yang dihitung dan membutuhkan nilai berdasarkan pusat titik CG, pada nilai CG terendah 18.853 m pada variasi 2 didapatkan nilai gaya angkat pada *tail* (L_t) sebesar 28521.376 $kg.m/s^2$, pada nilai CG tertinggi 19.404 m pada variasi 3 didapatkan nilai gaya angkat pada *tail* (L_t) sebesar 627511.63 $kg.m/s^2$ dan pada variasi 1 nilai CG 13.399 m didapatkan nilai gaya angkat (L_t) sebesar 75068.751 $kg.m/s^2$. Pada hasilnya yang mana semakin kedepan/kebelakang nya titik CG akan mempengaruhi nilai gaya angkat pada

tail.

2. Berdasarkan hasil perhitungan, pada CG 38,010 %MAC diperoleh kecepatan *stall* 78,044 m/s dan jarak *ground roll* yang dibutuhkan sebesar 1704,825 m. Pada CG 24,999 %MAC dan 1796,864 m diperoleh kecepatan *stall* 80,831 m/s dan jarak *ground roll* yang dibutuhkan sebesar 1796,864 m. Pada CG 38,132 %MAC diperoleh kecepatan *stall* 78,008 m/s dan jarak *ground roll* yang dibutuhkan sebesar 1703,464 m. hal ini dapat diartikan bahwa semakin ke belakang titik CG maka akan semakin kecil V_{stall} nya dan akan semakin pendek jarak *runway* yang digunakan.

4.2 SARAN

1. Untuk penelitian selanjutnya, dapat dilakukan perhitungan yang lebih rinci / detail pada bagian yang kurang pada skripsi ini.
2. Dapat menambahkan perhitungan thrust saat landing, sehingga bisa di dapatkannya nilai *Thrust Reverse* dan dapat menghasilkan nilai SG yang lebih kecil untuk jarak landing.
3. Pentingnya untuk melengkapi data pesawat dengan data yang lebih baru sehingga dapat dilakukannya penelitian yang lebih akurat sesuai perkembangan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Anderson, Jhon, *Aircraft Performance and Design*, Mc.Graw-Hill Book, New York, USA-2000.
- [2]. Russell, J.B. 2003, *Performance & Stability of Aircraft*, Butterworth-heinemann Publications, London.
- [3]. Perkins, C.D., Hage, R.E. 1949, *Airplane Performance Stability and Control*, John Wiley & Son, inc, New Jersey
- [4]. FAA., 2016, Weight and Balance Handbook, https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/meda/FAA-H-8083-1.pdf diakses pada tanggal 12 Juni 2018.
- [5]. Ibrahim Sahib et.al (1997:17)

- [6]. *International Air Transport Association (IATA) (1986:7)*
- [7]. _____, 2012, *Mass and Balance*, <https://www.slideshare.net/actieman/mass-and-balance>, diakses pada tanggal 12 Juni 2018.
- [8]. *Federal Aviation Administration (FAA), 2005, Aircraft Weight And Balance Flight Control.*
- [9]. Bonnet Catherine, 2009, *Optimum CG Position : What is the best CG position for an Aircraft. France.*
- [10]. *Airbus, 1998, Weight and Balance Manual. France.*
- [11]. *NASA, 2015, Trimmed Aircraft*, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/trim.html>, diakses tanggal 21 Februari 2021.