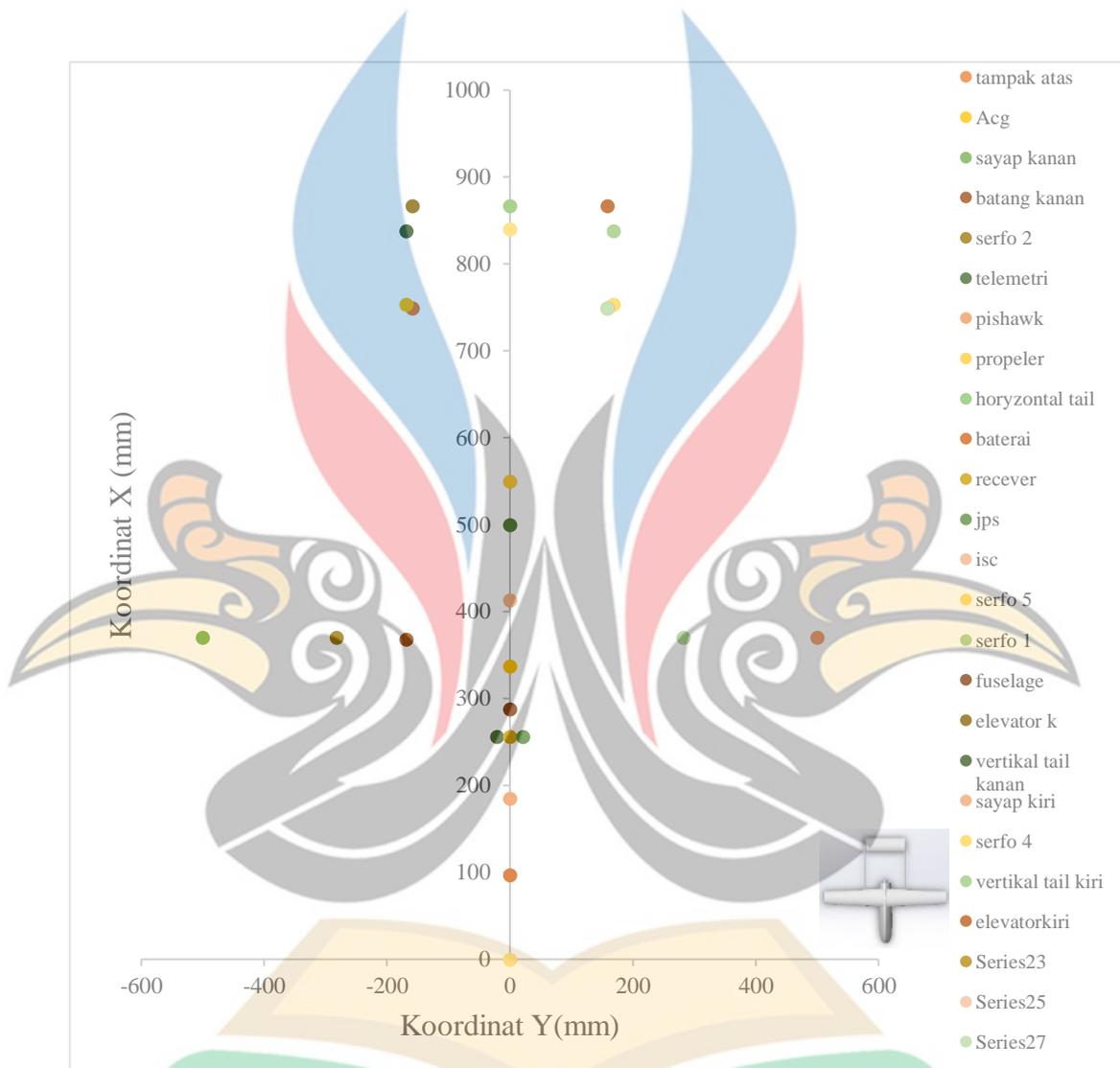




pengukuran dan perhitungan pesawat yang sebelumnya ditentukan dengan bantuan *software solidworks* untuk dijadikan patokan desain yang telah ditentukan. Gambar 4.1 dibuat setelah desain *software solidworks* dan langsung disimulasikan dari hasil data pengukuran yang didapatkan pada pesawat *tail twin boom*.

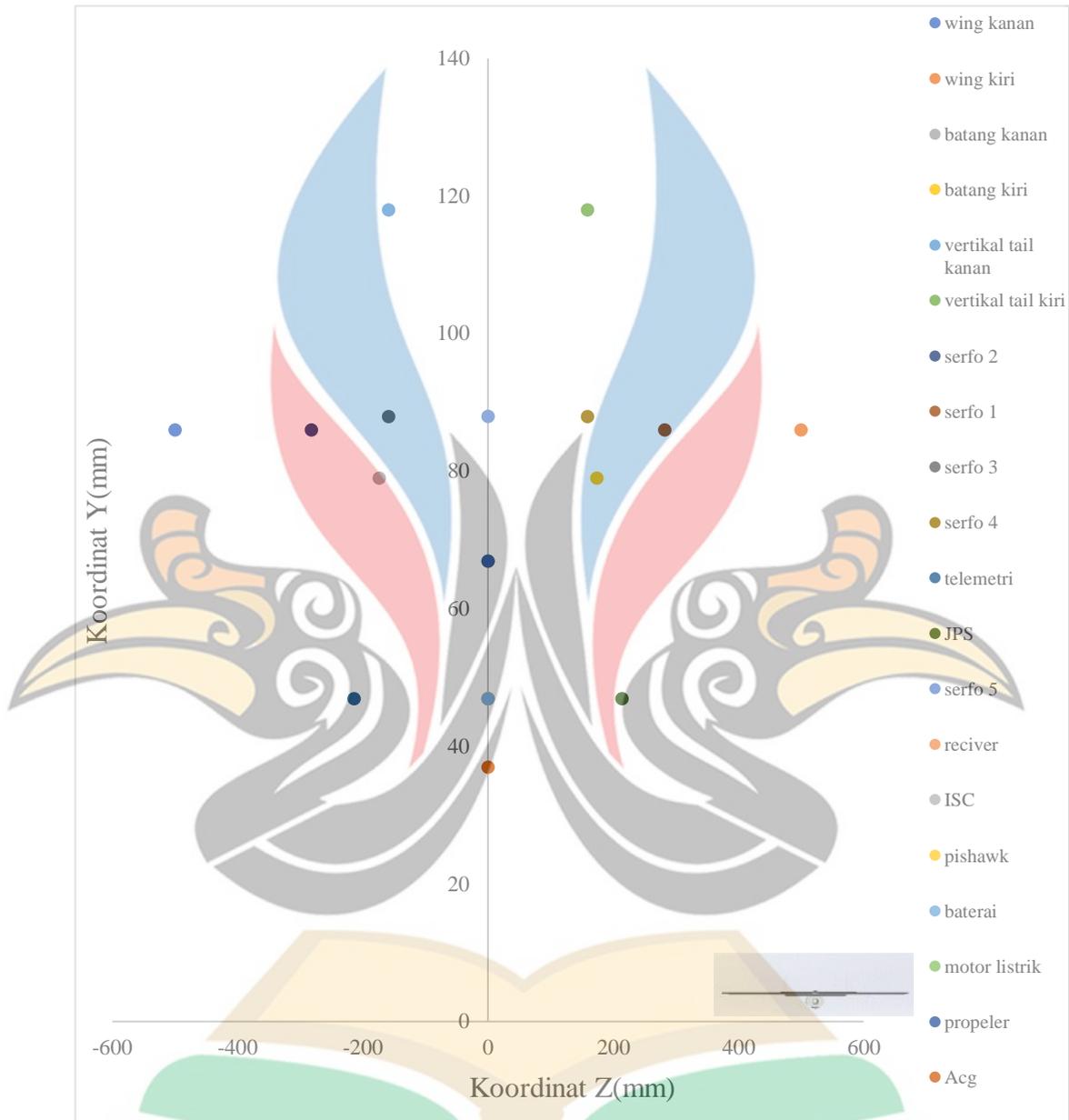


Gambar 4.2 Koordinat COG part *tail twin boom* pada penampang x-y (tanpa k atas)

Gambar 4.2 adalah gambar letak koordinat COG komponen pesawat tanpa awak *tail twin boom* tampilan atas. Gambar 4.2 bahwa jarak dan koordinat sistem dan elektrik yang digunakan terhadap pesawat yang di lihat dari atas terhadap posisi keseimbangan yang tepat untuk pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Letak

koordinat komponen bagian dari sumbu X-Y dimana gambar berisi koordinat elektrik dan sistem pesawat dari tampilan atas.

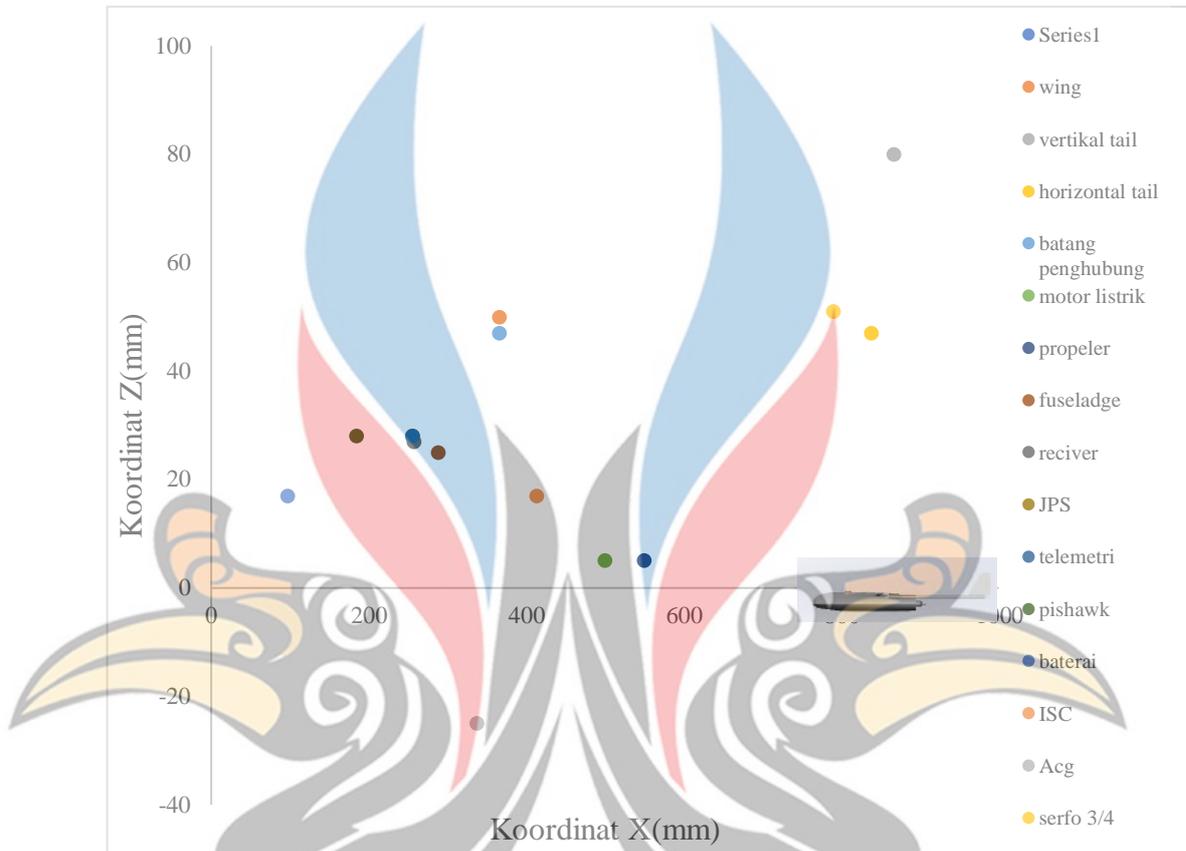
www.itk.ac.id



Gambar 4.3 Koordinat COG *part tail twin boom* pada penampang y-z (tanpa k belakang)

Penentuan koordinat sistem dan elektrik terhadap Gambar 4.3 adalah gambar tampilan belakang pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Penentuan koordinat tanpa k belakang pesawat *tail twin boom* bertujuan untuk penentuan koordinat sistem dan elektrik pada sumbu Y sesuai dengan yang ditetapkan untuk

komponen pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Hasil penentuan koordinat sistem dan elektrik pada sumbu Y untuk penentuan titik keseimbangan pesawat *tail twin boom*.



Gambar 4.4 Koordinat COG *part tail twin boom* pada penampang x-z (tanpa k samping)

Gambar 4.4 adalah tanpa k samping koordinat komponen pesawat *tail twin boom*. Penentuan koordinat sisi samping terhadap peletakan komponen pesawat *tail twin boom* letak komponen terletak di sumbu Z pada pesawat. Peletakan komponen pada sumbu Z dibagian pesawat tujuannya untuk kestabilan dari setiap komponen sistem dan elektrik dari pesawat *tail twin boom* dipeletakan koordinat di sumbu Z atau tanpa k samping pesawat *tail twin boom*.

Hasil penentuan titik koordinat setiap komponen pesawat tanpa awak *tail twin boom* tersebut didapatkan titik koordinat yang telah ditentukan dan diperoleh hasil titik koordinat dari komponen pesawat *tail twin boom*.

Tabel 4.1 Data berat dan pusat gravitasi dari sistem pesawat tanpa awak *Tail Twin Boom*

[www.itk.ac.id](http://www.itk.ac.id)

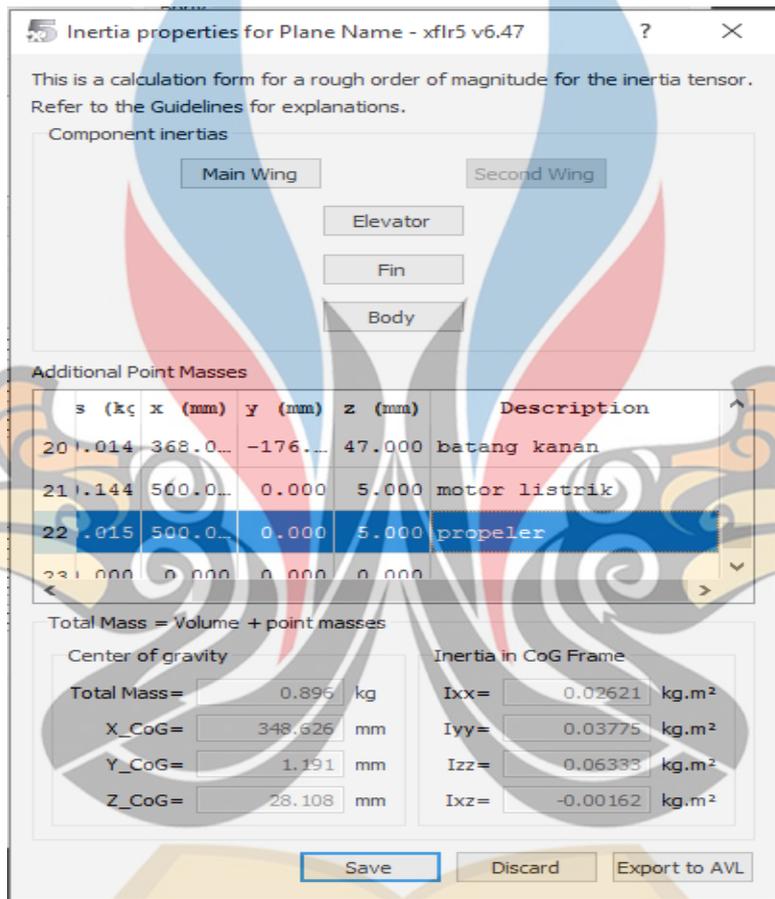
No	Nama	Letak komponen (mm)			Massa (kg)	Berat (N)
		X	Y	Z		g: 9,81 m/s
1	baterai	97	0	17	0.1877	1.841337
2	RC reciver	256	0	28	0.0165	0.161865
3	ISC	413	0	27	0.0433	0.424773
4	servo 1	370	282	50	0.0169	0.165789
5	servo 2	370	-282	50	0.0169	0.165789
6	servo 3	753	-159	51	0.0169	0.165789
7	servo 4	753	159	51	0.0169	0.165789
8	servo 5	840	0	47	0.0169	0.165789
9	modul pishawk	256	21	27	0.0401	0.393381
10	tiang antena	256	-21	27	0.0221	0.216801
11	bazer dan swich	288	0	28	0.0147	0.144207
12	kabel penghubung	155	0	17	0.0251	0.246231
13	JPS	256	21	28	0.0366	0.359046
14	telemetri	256	-21	28	0.0358	0.351198

Tabel 4.2 Data berat dan pusat pesawat tanpa awak *Tail Twin Boom*

No	Nama	Massa (kg)	Berat (N) g: 9,81 m/s	Letak komponen (mm)		
				X	Y	Z
1	fuselage	0.0791	0.775971	288	0	25
2	wing kanan	0.08355	0.8196255	370	-500	50
3	wing kiri	0.08355	0.8196255	370	500	50
4	tail twin	0.042	0.41202	838	0	80
5	batang penghubung kiri	0.0183	0.179523	368	174	47
6	batang penghubung kanan	0.0142	0.139302	368	-176	47
7	motor listrik	0.1441	1.413621	500	0	5
8	sistem	0.5064	5	58	1.4	8
9	propeler	0.0155	0.152055	550	0	5

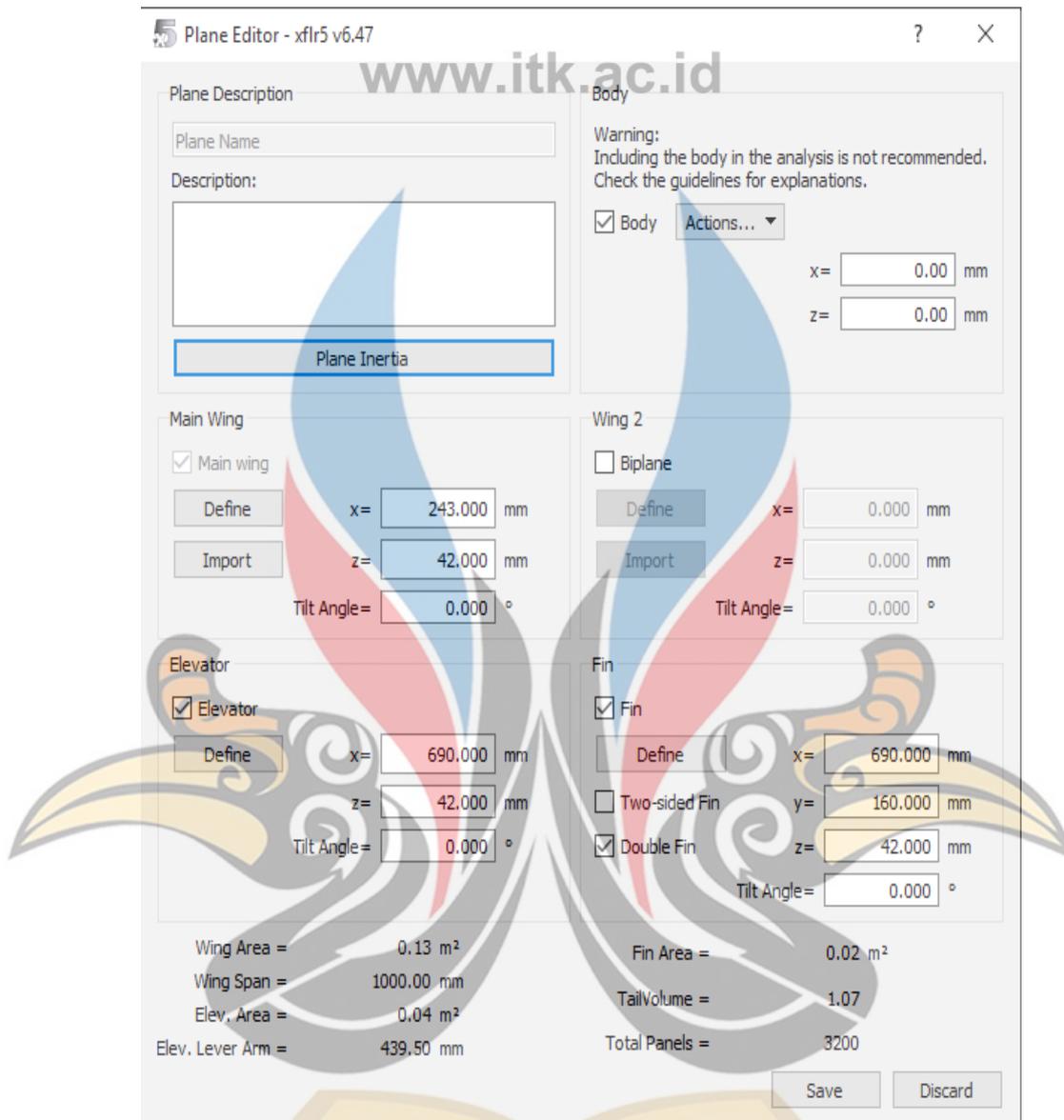
Tabel 4.1 dan Tabel 4.2 adalah hasil penentuan koordinat sistem dan elektrik pesawat *tail twin boom* pada sumbu X, Y, dan Z. Diperoleh hasil bahwa Tabel 4.1 dan Tabel 4.2 adalah untuk penentuan titik keseimbangan yang

dibutuhkan untuk pesawat *tail twin boom*, sehingga komponen sistem dan elektrik pesawat tanpa awak *tail twin boom* tidak berubah letak koordinat yang ditentukan. Hasil penentuan koordinat sistem dan elektrik yang telah diperoleh pada Tabel 4.1 dan Tabel 4.2 data hasil perhitungan digunakan dari simulasi seperti yang dapat dilihat pada Gambar 4.5 di bawah ini.



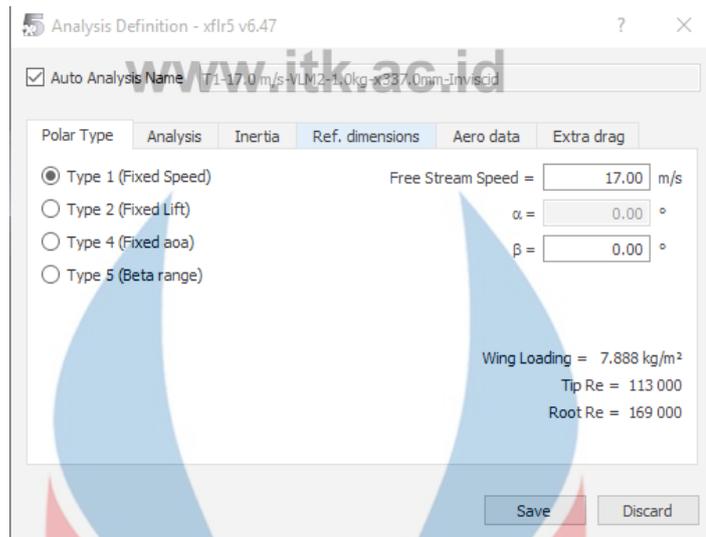
Gambar 4.5 Pengimputan data hasil pengukuran terhadap pesawat *tail twin boom* di XFLR5

Gambar 4.5 adalah tentang proses pengimputan data koordinat komponen sistem dan elektrik pesawat tanpa awak *tail twin boom* di *software* XFLR5. Gambar 4.5 selain sebagai proses pengimputan data koordinat komponen sistem dan elektrik hasil perhitungan tersebut terhadap Gambar 4.5 proses awal dilakukannya simulasi. Proses ini selain input data koordinat setiap komponen, lalu dilakukan pengimputan berat komponen sistem dan elektrik yang tujuannya terhadap titik kestabilan dari pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

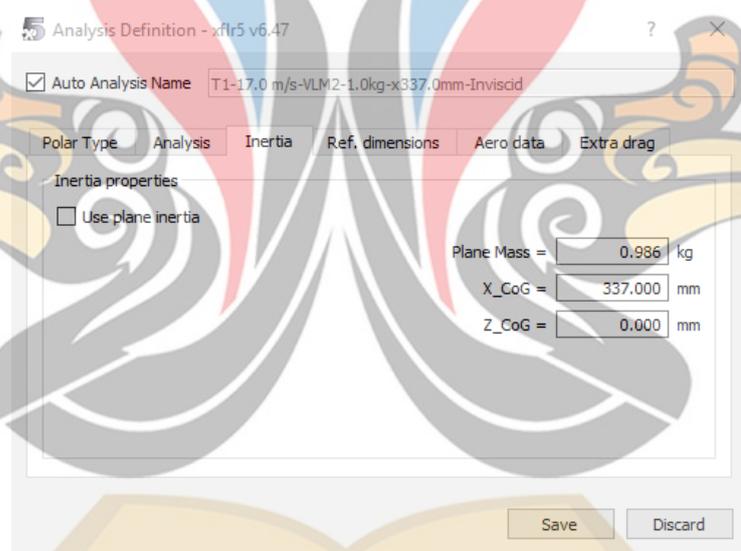


Gambar 4.6 Pengimputan data dari pesawat setelah *design* di XFLR5 pesawat tanpa awak *tail twin boom*

Gambar 4.6 pengimputan data hasil pengukuran pesawat *tail twin boom* terhadap bagian *body*, sayap, *elevator*, *fin*, sesuai spesifikasi hasil rancangan. Gambar 4.6 proses kedua simulasi berfungsi sebagai tahap pengecekan data hasil pengukuran di pesawat *tail twin boom* untuk penentuan kesesuaian diperhitungan dan pengukuran. Data penentuan diameter di komponen sayap, *body*, dan komponen lain nya diperoleh dari desain bantuan *software solidworks* sebagai alat bantu penentuan desain awal pesawat *tail twin boom*.

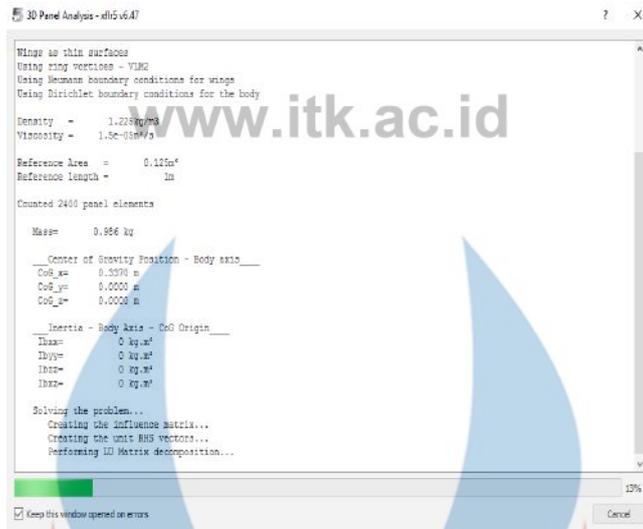


Gambar 4.7 Pengimputan data kecepatan angin



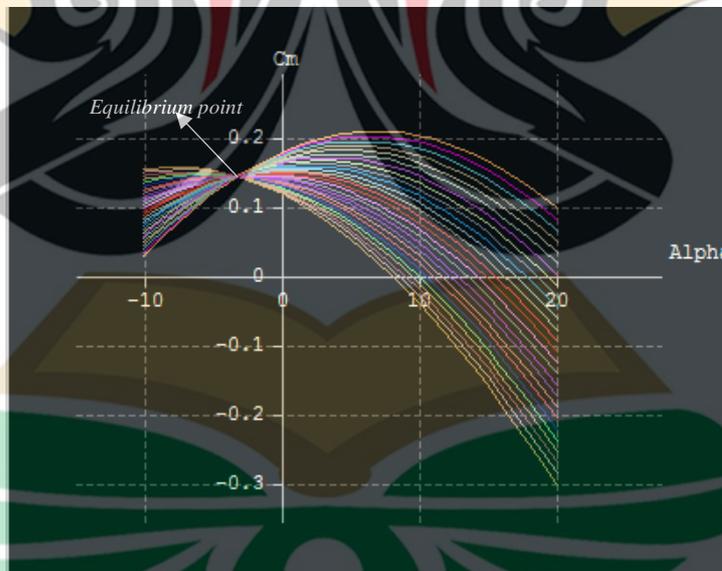
Gambar 4.8 Pengimputan jarak titik keseimbangan normal

Gambar 4.7 dan Gambar 4.8 bahwa proses ke 4 dan proses ke 5 simulasi. Proses simulasi diproses 4 dan 5 adalah tentang proses pengimputan data kecepatan angin dan titik COG dalam kondisi normal tanpa beban komponen sistem dan elektrik terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom* yang digunakan dalam proses simulasi. Data pada Gambar 4.7 dan Gambar 4.8 tersebut diperoleh dari hasil pengambilan kecepatan angin sesuai pengujian langsung dan penentuan titik COG normal hasil desain *solidworks* yang digunakan dalam simulasi di *software* XFLR5.



Gambar 4.10 Simulasi XFLR5

Gambar 4.10 proses simulasi yang sedang beroperasi terhadap simulasi pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Hasil Gambar 4.10 yang diperoleh, kemudian dapat diketahui titik keseimbangan yang terbaik di pesawat tanpa awak *tail twin boom* yang telah disimulasikan.



Gambar 4.10 Hasil simulasi XFLR5

Setelah proses simulasi dilakukan diperoleh hasil seperti pada Gambar 4.10 nilai *moment coefficient* yang didapat terhadap sudut serang di ke 27 titik COG. Hasil diperoleh dari simulasi di 27 titik COG terdapat ada satu titik yang stabilitas

yang baik dan dapat digunakan sebagai patokan dalam penentuan titik COG terhadap pesawat *tail twin boom*.

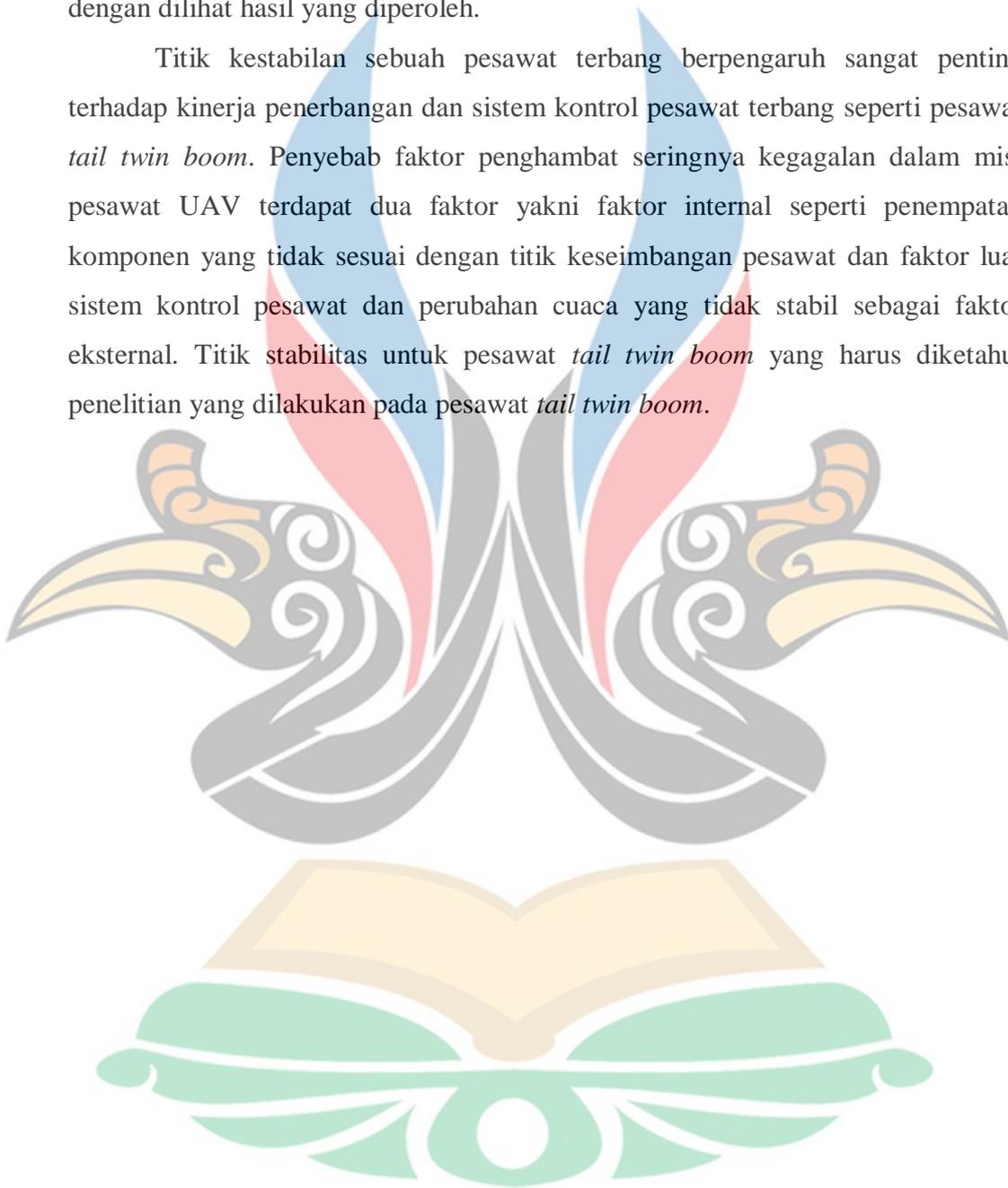
Terhadap garis bersinggungan yang terletak pada Gambar 4.10 adalah titik *equilibrium poin*. Pada titik tersebut adalah titik perantara disisi tidak stabil ke posisi stabil di pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

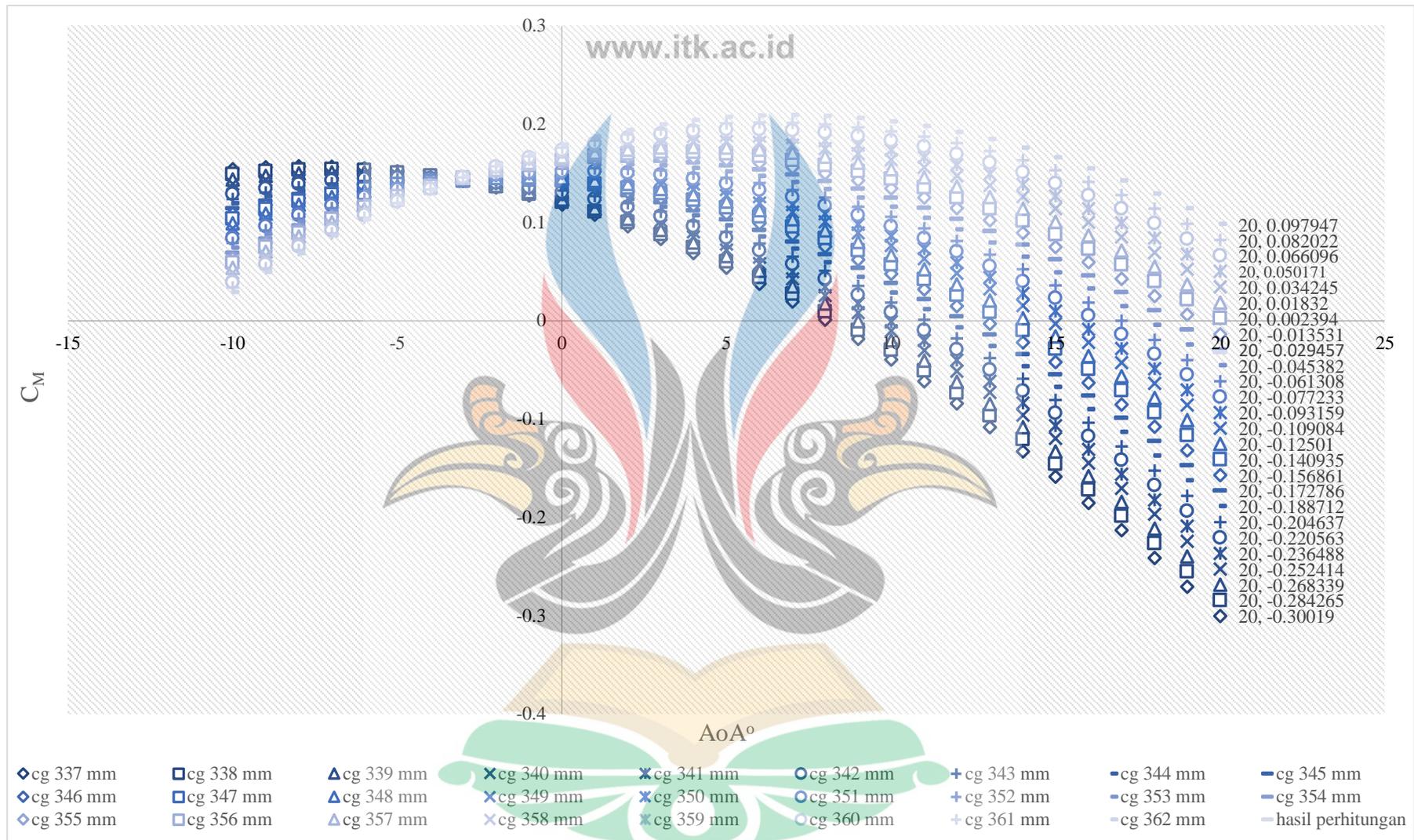
Tabel 4.3 Hasil data simulasi untuk penentuan titik COG terbaik

alpha	C <sub>m37</sub>	C <sub>m38</sub>	C <sub>m39</sub>	C <sub>m40</sub>	C <sub>m41</sub>	C <sub>m42</sub>	C <sub>m43</sub>	C <sub>m44</sub>	C <sub>m45</sub>
-10	0.154057	0.149051	0.144045	0.139039	0.134034	0.129028	0.124022	0.119016	0.11401
-9	0.156216	0.151933	0.147649	0.143365	0.139082	0.134798	0.130514	0.126231	0.121947
-8	0.157097	0.153542	0.149987	0.146433	0.142878	0.139323	0.135768	0.132213	0.128659
-7	0.156698	0.153878	0.151058	0.148238	0.145417	0.142597	0.139777	0.136957	0.134137
-6	0.15502	0.152939	0.150859	0.148778	0.146697	0.144617	0.142536	0.140455	0.138375
-5	0.152065	0.150728	0.14939	0.148053	0.146716	0.145379	0.144042	0.142705	0.141368
-4	0.147836	0.147245	0.146655	0.146064	0.145474	0.144883	0.144293	0.143702	0.143112
-3	0.142338	0.142497	0.142655	0.142813	0.142972	0.14313	0.143289	0.143447	0.143605
-2	0.135579	0.136488	0.137396	0.138305	0.139213	0.140122	0.14103	0.141939	0.142847
-1	0.127567	0.129226	0.130885	0.132543	0.134202	0.135861	0.13752	0.139179	0.140838
0	0.11831	0.120719	0.123128	0.125537	0.127946	0.130355	0.132763	0.135172	0.137581
1	0.107822	0.110979	0.114136	0.117293	0.120451	0.123608	0.126765	0.129923	0.13308
2	0.096113	0.100016	0.10392	0.107823	0.111726	0.11563	0.119533	0.123436	0.12734
3	0.083199	0.087845	0.092491	0.097138	0.101784	0.10643	0.111076	0.115722	0.120368
4	0.069096	0.07448	0.079865	0.08525	0.090634	0.096019	0.101404	0.106788	0.112173
5	0.05382	0.059938	0.066056	0.072174	0.078292	0.08441	0.090529	0.096647	0.102765
6	0.03739	0.044235	0.051081	0.057927	0.064772	0.071618	0.078464	0.085309	0.092155
7	0.019826	0.027392	0.034958	0.042525	0.050091	0.057657	0.065224	0.07279	0.080356
8	0.00115	0.009429	0.017708	0.025987	0.034266	0.042545	0.050825	0.059104	0.067383
9	-0.01862	-0.00963	-0.00065	0.008334	0.017317	0.026301	0.035284	0.044268	0.053251
10	-0.03945	-0.02977	-0.02009	-0.01041	-0.00074	0.008943	0.018621	0.028299	0.037978
11	-0.06132	-0.05096	-0.0406	-0.03023	-0.01987	-0.00951	0.000856	0.011219	0.021581
12	-0.08421	-0.07317	-0.06213	-0.0511	-0.04006	-0.02903	-0.01799	-0.00695	0.004082
13	-0.10808	-0.09638	-0.08468	-0.07299	-0.06129	-0.04959	-0.03789	-0.0262	-0.0145
14	-0.13291	-0.12056	-0.10821	-0.09587	-0.08352	-0.07118	-0.05883	-0.04648	-0.03414
15	-0.15866	-0.14568	-0.1327	-0.11972	-0.10674	-0.09376	-0.08077	-0.06779	-0.05481
16	-0.18531	-0.17171	-0.15811	-0.1445	-0.1309	-0.1173	-0.1037	-0.0901	-0.0765
17	-0.21282	-0.19861	-0.18441	-0.1702	-0.15599	-0.14179	-0.12758	-0.11337	-0.09917
18	-0.24116	-0.22636	-0.21157	-0.19677	-0.18198	-0.16718	-0.15238	-0.13759	-0.12279
19	-0.2703	-0.25493	-0.23956	-0.22419	-0.20882	-0.19345	-0.17808	-0.16271	-0.14734
20	-0.30019	-0.28427	-0.26834	-0.25241	-0.23649	-0.22056	-0.20464	-0.18871	-0.17279

Diketahui bahwa pada Tabel 4.3 adalah hasil simulasi penentuan nilai *moment coefficient* terhadap *angle of attack* yang disimulasikan terhadap pesawat *tail twin boom*. Nilai *moment coefficient* yang diperoleh dari hasil simulasi yang telah diketahui berfungsi terhadap titik kestabilan terbaik pesawat *tail twin boom* dengan dilihat hasil yang diperoleh.

Titik kestabilan sebuah pesawat terbang berpengaruh sangat penting terhadap kinerja penerbangan dan sistem kontrol pesawat terbang seperti pesawat *tail twin boom*. Penyebab faktor penghambat seringkali kegagalan dalam misi pesawat UAV terdapat dua faktor yakni faktor internal seperti penempatan komponen yang tidak sesuai dengan titik keseimbangan pesawat dan faktor luar sistem kontrol pesawat dan perubahan cuaca yang tidak stabil sebagai faktor eksternal. Titik stabilitas untuk pesawat *tail twin boom* yang harus diketahui penelitian yang dilakukan pada pesawat *tail twin boom*.





Gambar 4.11 Grafik *moment coefficient* ( $C_M$ )

Grafik pada Gambar 4.8 adalah grafik hasil simulasi yang diperoleh dalam bentuk nilai *moment coefficient* kemudian dikonversi ke dalam bentuk grafik. Gambar 4.8 ialah perubahan terhadap penempatan titik COG yang sesuai dengan penentuan terhadap pesawat. Nilai *moment coefficient* didalam grafik Gambar 4.8 tersebut dapat diperoleh titik COG terbaik terhadap hasil simulasi dengan nilai *moment coefficient* terhadap sudut serang disetiap penentuan titik COG di pesawat *tail twin boom*.

Penentuan titik *center of gravity* di 27 titik tersebut yakni untuk pesawat *tail twin boom* agar dapat dilakukan penentuan satu titik COG terbaik. Terhadap referensi digunakan di 27 titik COG diperoleh satu titik COG terbaik sebagai tolok ukur dengan analisis nilai *moment coefficient* terhadap *angle of attack*. Hasil analisis nilai *moment coefficient* terhadap AoA dari 27 titik COG yang telah ditentukan, lalu titik terbaik hasil yang didapatkan akan digunakan sebagai patokan titik COG terbaik yang telah diperoleh grafik pengaruh *moment coefficient* terhadap AoA. Titik COG pada Gambar 4.8 ditentukan di 27 titik, diperoleh titik COG 337 mm adalah sebagai patokan untuk titik COG terbaik terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

Pesawat *tail twin boom* terdapat beberapa jenis yang terdiri bentuk simetris dengan garis tengah yang hasil perubahan moderat pada  $\alpha$  atau sudut serangan, kemudian pesawat ini terdapat sedikit efek atau tidak berpengaruh pada gerakan *roll* dan *yaw* pesawat seperti pada pesawat *tail twin boom*. Hal ini diperoleh hasil analisis di pesawat hanya terdapat gerak *pitch* terhadap pesawat *tail twin boom*.

Gerak *pitching* momen terhadap pesawat disekitar COG dipengaruhi sebagian besar oleh *wing*, *tail*, *fuselage*, dan motor listrik. Kontribusi di sayap sendiri yakni *lift* pada sayap *aerodinamik* dan momen sayap disekitar *aerodinamik center*. *Aerodinamik center* menunjukkan suatu titik *pitching* momen nya dititik tersebut terhadap  $\alpha$  atau sudut serang konstan. *Pitching* moment tersebut akan sama dengan nol jika *wing* nya *uncambered* dan *untwisted* atau tidak diberikan *twis* tambahan.

Diketahui stabilitas statis di pesawat jika gaya yang timbul akibat gangguan selama fase menjalankan misi, misalnya momen *pitching* berubah karena naiknya sudut serang yang dapat didorong ke arah benar di pesawat sehingga mampu

kembali ke kondisi semula di pesawat. Syaratnya adalah pesawat *tail twin boom* dikatakan harus terdapat stabilitas statis di pesawat tersebut.

Pengaruh nilai dikatakan stabil di pesawat apabila nilai derivatif *moment coefficient* terhadap *lift coefficient* bernilai negatif. Berarti akan terjadi kenaikan  $C_L$  yang diakibatkan oleh gangguan pada pesawat yang dikembalikan pada kondisi awal akibat *pitching moment* terhadap pesawat. Jika nilai *moment coefficient* bernilai negatif maka nilai *lift coefficient* terhadap sebuah pesawat naik seperti yang dilakukan pada pesawat *tail twin boom*.

Akibat nilai *drag coefficient* terdapat *moment coefficient* kecil, karena nilai *moment coefficient* terhadap *drag* pada *wing* dan *tail* juga menghasilkan *pitching moment*. Didapatkan *drag* terhadap pesawat tidak terlalu besar dikondisi stabil statis, maka nilai *drag coefficient* dapat diabaikan karena *drag* relatif kecil yang terjadi pada pesawat maka *drag* pada pesawat dibagian *pitching moment* sangat kecil.

Mencari momen *wing*

$$q \times \text{area}_{\text{wing}} \times MAC_{\text{wing}} \times C_M = - LA_{\text{elev}} \times q \times \text{area} \times Cl_{\text{elev}}$$

$$1.225 \times 0.13 \times 126.67 \text{ mm} \times 0.047215 = - 42.58 \text{ mm} \times 1.225 \times 0.04 \times 0.310333$$

$$= \frac{0.64748497}{0.95243030}$$

$$= - 0.68$$

Mencari  $TV$

$$TV = \frac{LA_{\text{Elev}} \times \text{Area}_{\text{Elev}}}{MAC_{\text{Wing}} \times \text{Area}_{\text{Wing}}}$$

Mencari *moment coefficient wing*

$$C_{M_{\text{Wing}}} = \frac{LA_{\text{Elev}} \times \text{Area}_{\text{Elev}}}{MAC_{\text{Wing}} \times \text{Area}_{\text{Wing}}} Cl_{\text{Elev}} = -TV \times Cl_{\text{elev}}$$

$$C_{M_{\text{Wing}}} = \frac{42.58 \times 0.04}{126.67 \times 0.13} 0.31033 = -0.10343047653 \times 0.31033$$

$$= -0.097$$

Momen pada sayap secara manual

$$\begin{aligned} M &= q \times S \times MAC \times CM \\ &= 1.225 \times 0.9 \times 126 \times -0.03209789007 \\ &= -4.46 \text{ kg/m}^2 \end{aligned}$$

Perhitungan di atas ialah nilai *moment coefficient* dengan persamaan sebagai contoh penentuan nilai *moment coefficient* di pesawat *tail twin boom*. Persamaan ini diketahui bahwa nilai *moment coefficient* yang diperoleh dari hasil simulasi telah sesuai dengan pernyataan nilai *moment coefficient* semakin negatif nilai yang berarti stabil atau stabilitas statis untuk pesawat *tail twin boom*.

Hasil simulasi diperoleh data hasil simulasi yang didapat dari *software* XFLR5. Hasil data dapat dilihat bahwa di 27 titik COG yang telah ditentukan terdapat titik stabilitas statis terbaik dari 27 titik, kemudian terdapat juga beberapa titik yang stabilitas statis kurang baik terhadap pesawat *tail twin boom*. Stabilitas statis di 27 titik yang telah ditentukan diperoleh titik COG yang terdapat stabilitas statis dititik tersebut yaitu titik COG 337 mm ke titik COG 356 mm. Setelah titik COG 356 mm terhadap titik COG 357 mm hingga titik COG 362 mm dikatakan tidak stabil karena nilai momen yang diperoleh lebih condong ke arah positif yang dapat timbul terhadap pesawat di titik COG 357 mm hingga titik COG 362 mm tidak stabil. Titik tersebut nilai stabilitas statis pada pesawat tanpa awak di titik tersebut nilai nya kecil dan dapat terjadi perubahan terhadap pesawat tidak stabil dan tidak mampu tetap diposisi semula terhadap pesawat *tail twin boom*.

Hasil simulasi yang diperoleh di 19 titik COG yang telah ditentukan terdapat stabilitas statis, lalu terdapat satu titik yang dapat digunakan sebagai patokan untuk penentuan titik COG terbaik yakni di titik COG 337 mm. Nilai di titik COG 337 mm tersebut terdapat nilai *moment coefficient* yang terendah dari 19 titik tersebut, karena pada titik 337 mm nilai *moment coefficient* terendah yang terdapat stabilitas statis terbaik dibandingkan 19 titik dari titik COG 337 mm ke titik COG 356 mm di pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

Penelitian ini dilakukan menganalisis pengaruh *angle of attack* terhadap nilai *moment coefficient* pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Hasil dapat dilihat

pada Tabel 4.3 hasil simulasi penentuan nilai *moment coefficient* terhadap AoA dari  $-10^\circ$  hingga  $20^\circ$ . Nilai *moment coefficient* diperoleh disetiap sudut serangan  $-10^\circ$  hingga  $20^\circ$  tersebut terdapat nilai *moment coefficient* yang diperoleh perbedaan yang setiap sudut serangan terdapat nilai yang berbeda akibat pengaruh disudut serang. Setiap 27 titik COG yang telah ditentukan terdapat perbedaan dinilai *moment coefficient* terhadap sudut serangan yang didapatkan.

Penentuan titik COG adalah sebagai parameter paling penting di pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Proses penentuan titik COG ada beberapa metode yaitu metode analitis, numerik, dan metode penimbangan manual yang digunakan saat pengujian lapangan untuk penentuan titik COG jika terjadi penambahan komponen.

Penentuan koordinat titik COG di pesawat tanpa awak *tail twin boom* dengan metode numerik untuk hasil terbaik titik COG yang dapat digunakan terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom* dengan bantuan *software* XFLR5. Setelah hasil simulasi diperoleh dilakukan proses analisis terhadap hasil yang didapat untuk penentuan titik COG terbaik. Hasil analisis dilakukan terhadap hasil simulasi di Tabel 4.3 dari 27 titik COG yang telah ditentukan terdapat satu titik COG yang dapat digunakan sebagai patokan yaitu pada titik 337 mm, kemudian karena hasil simulasi didapatkan nilai *moment coefficient* terendah. Sehingga di titik tersebut terdapat stabilitas statis terbaik yang dapat digunakan sebagai patokan titik COG terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

Tabel 4.4 hasil simulasi regresi terhadap titik COG 337 mm

*Summary output*

<i>Regression Statistics</i>	
<i>Multiple R</i>	0.801306692
<i>R Square</i>	0.642092415
<i>Adjusted R Square</i>	0.607609656
<i>Standard Error</i>	0.087265818
<i>Observations</i>	30

Hasil Tabel 4.4 yang didapatkan tersebut dapat dilihat *Multiple R* (R majemuk) adalah suatu ukuran untuk mengukur pengaruh antara linear variabel terikat dengan seluruh variabel bebas secara bersama-sama. Besaran R nilai yang diperoleh positif antara 0 – 1 nilai R yang lebih besar + atau - hubungan yang lebih

kuat. Hasil diperoleh dari multiple R 0.801306692 hasil yang diperoleh terdapat hubungan yang kuat.

*R Square* ( $R^2$ ) sering disebut dengan koefisien determinasi adalah mengukur kebaikan (*goodness of fit*) persamaan regresi yaitu diberikan proporsi atau persentase variasi total dalam variabel terikat yang memiliki hubungan dengan variabel bebas. Nilai  $R^2$  terletak antara 0 – 1, dan kecocokan model dikatakan lebih baik kalau  $R^2$  semakin dekat angka 1. Hasil didapat 0.642092415 mendekati angka satu yang terdapat kecocokan model terhadap  $R^2$ .

*Adjusted R Square* adalah nilainya berfungsi tidak memiliki perubahan terhadap variabel bebas yang ada dalam model. Terhadap hasil yang diperoleh 0.607609656 berarti nilai  $R^2$  sudah disesuaikan dengan banyaknya variabel (derajat bebas) dalam model.

*Standard Error* Merupakan standar *error* estimasi variabel terikat. Hasil diperoleh 0.087265818 semakin kecil angka standar *error* ini dibandingkan angka standar deviasi dari permintaan maka model regresi semakin tepat dalam prediksi permintaan.

Tabel 4.5 tabel anova

	<i>df</i>	<i>SS</i>	<i>MS</i>	<i>F</i>	<i>Significance F</i>
<i>Regression</i>	1	0.396198619	0.396198619	52.0265	7.50649E-08
<i>Residual</i>	29	0.220844364	0.007615323		
<i>Total</i>	30	0.617042983			

Tabel 4.5 ANOVA tersebut diungkapkan bahwa keragaman data aktual variabel terikat permintaan bersumber dari model regresi dan residual. Pengaruh terhadap turun naiknya permintaan memiliki hubungan dari nilai yang diperoleh (residual). Hasil *Degree of Freedom* (*df*) derajat bebas untuk residual adalah yaitu derajat bebas total derajat bebas regresi  $30-1=29$ .

*SS* (*Sum of Square*) atau jumlah kuadrat untuk regresi diperoleh dari penjumlahan kuadrat dari prediksi variabel terikat (permintaan) dikurangi dengan nilai rata-rata permintaan data sebenarnya yang total didapatkan 0.61704298. *MS* (*Mean of Square*) atau rata-rata jumlah kuadrat residual yang diperoleh 0.007615323.

Nilai F ini yang dikenal dengan F hitung dalam pengujian *hipotesa* dibandingkan dengan nilai F tabel. Jika F hitung > F tabel, maka dapat dinyatakan bahwa secara simultan (bersama-sama) harga dan pendapatan berpengaruh signifikan terhadap permintaan yang total yang diperoleh adalah 52.0265. Berhubungan dengan (*Significance F*) adalah 7.50649E-08.

Tabel 4.6 tabel koefisien regresi

	Coefficient	Standard Error	t Stat	P-value	Lower 95%	Upper 95%	Lower 95.0%	Upper 95.0%
Intercept	0	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A
-10	0.011206159	0.001553619	7.21293996	6.1E-08	0.014383667	0.008028652	0.014383667	0.008028652

Tabel 4.6 adalah tabel koefisien regresi terhadap hasil simulasi penentuan hasil simulasi nilai *moment coefficient* terhadap titik COG 337 mm di *angle of attack* dari -10° hingga 20°. Hasil koefisien regresi diperoleh nilai *standard error*, *t-stat*, *P-value*, *Lower 95%*, *Upper 95%*, *Lower 95.0%*, *Upper 95.0%*, terhadap nilai koefisien regresi grafik *moment coefficient*.