
SIMULASI NUMERIK PENGARUH SUDUT SERANG TERHADAP MOMENT COEFFICIENT UNTUK MEMILIH CENTER OF GRAVITY PADA PESAWAT TANPA AWAK TAIL TWIN BOOM

Taufik Nurhidayat¹, Doddy Suanggana², Gad Gunawan³

Program Studi Teknik Mesin, Institut Teknologi Kalimantan

*E-mail : doddy.suanggana@lecturer.itk.ac.id

gad_gunawan@lecturer.itk.ac.id

03161068@student.itk.ac.id

Abstrak

Unmanned Area Vehicle (UAV) bukanlah penemuan baru, terutama ketika teknologi transportasi udara telah dijual secara massal kepada publik. UAV dirancang terdapat stabilitas yang baik dalam bermanuver dan terdapat keseimbangan untuk peningkatan daya jelajah pesawat yaitu terhadap segi faktor proses desain dan penentuan koordinat *center of gravity* (COG). Tujuan terhadap penelitian dilakukan untuk analisis pengaruh sudut serang terhadap *moment coefficient* pada pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Analisis posisi COG pada pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Penelitian ini bertujuan untuk pengujian terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom* dalam penentuan titik COG. Diketahui bahwa nilai *moment coefficient* diperoleh dari simulasi setiap sudut serangan -10° hingga 20° tersebut. Pengaruh di setiap sudut serang terhadap nilai *moment coefficient* yang diperoleh terdapat perbedaan yang dapat dilihat bahwa setiap sudut serang terdapat nilai yang berbeda, di nilai *moment coefficient* yang berbeda di setiap sudut serang yang ditunjukkan bahwa setiap *angle of attack* terdapat pengaruh terhadap nilai *moment coefficient*. Titik COG yang digunakan sebagai patokan pada titik COG 337 mm yang nilai C_M paling rendah, sehingga pada titik tersebut adalah sebagai titik yang stabilitas statis terbaik dan dapat tetap diposisi seimbang terhadap pesawat *tail twin boom*.

Kata Kunci: *Center of gravity, moment coefficient, tail twin boom*.

Abstract

Unmanned Area Vehicle (UAV) is not a new invention, especially when air transportation technology has been sold en masse to the public. UAV are designed to have good stability in maneuvering and have a balance to improve aircraft cruising capability in terms of design process factors and determine the location of center of gravity (COG). The purpose of the research carried out was to analyze the effect of the angle of attack on the moment coefficient on twin tailed unmanned aircraft. Analyzes COG positions on tail twin boom. This study aims to test the tail twin boom unmanned aircraft in determining the COG point. It is known that the moment coefficient value is obtained from simulations in each corner of the attack from -10° to 20° . The effect of each angle of the AoA value on the moment coefficient obtained has a difference that indicates that each angle of attack has a different value, and each 27 COG point on the tail twin boom that has been determined has a different moment coefficient value at each angle of attack indicating that each angle of attack has an influence on the value moment coefficient. COG point which is used as a benchmark at COG point 337 mm which has the lowest moment coefficient value, so at that point it is the point that has the best static stability that can balance against the tail twin boom aircraft.

Keywords: Center of gravity, moment coefficient, tail twin boom.

1. Pendahuluan

Unmanned Area Vehicle (UAV) bukanlah penemuan baru terutama ketika teknologi transportasi udara telah dijual secara massal kepada publik. Perkembangan teknologi pesawat tanpa awak atau UAV yang lebih maju memiliki berbagai bentuk di mana pesawat ini diikuti oleh misi yang akan dijalankan pada pesawat yang dibuat.

Kemajuan teknologi dibidang kedirgantaraan UAV terdapat jenis yang beragam, namun dari jenis paling populer dari UAV adalah pesawat *tail twin boom*. UAV termasuk dalam model *fixed wing* atau disebut

sayap tetap yang dapat terbang jauh, kemudian keunggulan UAV stabil yang sangat baik karena *model* sayap *fixed wing* yang aerodinamik yang dihasilkan *lift* besar dan *drag* yang minim.

Pengaruh kestabilan pesawat terletak pada *center of gravity* dan pemilihan *airfoil* yang digunakan terhadap pesawat. Penentuan COG dan pemilihan *airfoil* terhadap pesawat selain berpengaruh terhadap tingkat kestabilan pesawat, akan berpengaruh terhadap perancangan peletakan koordinat sistem dan elektrik pesawat. Faktor besar kecil nya desain dari UAV terletak dari faktor komponen sistem dan elektrik agar COG yang ditentukan terpenuhi terhadap pesetabilan dari UAV yang dibuat.

Penelitian dilakukan ialah “simulasi numerik pengaruh sudut serang terhadap *moment coefficient* untuk memilih COG pada pesawat tanpa awak *tail twin boom*” dengan output pengujian dapat ditentukan koordinat COG dari sistem pengujian analitis dan numerik, dan dihasilkan *prototipe* pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

Tujuan yang akan digunakan pada penelitian ini adalah untuk menganalisa pengaruh sudut serang terhadap *moment coefficient* pada pesawat tanpa awak *tail twin boom*, untuk menganalisa posisi *center of gravity* pada pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Penelitian ini mempunyai batasan masalah yaitu sebagai berikut :

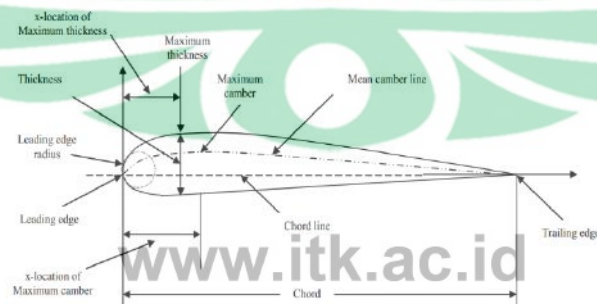
- Pengujian dilakukan hanya dengan menggunakan aplikasi XFLR5.
- Simulasi dilakukan dengan mengikuti data simulasi sebelumnya.
- Metode yang digunakan analitis dan numerik.
- Pengambilan data sesuai dengan spesifikasi pesawat.
- Perhitungan analitis menggunakan rujukan dari jurnal penelitian sebelumnya.

Pesawat *tail twin boom* terdapat komponen belum diketahui letak titik keseimbangannya. Letak keseimbangan komponen di pesawat tersebut akan dipengaruhi pesawat terhadap kestabilan kurang baik yang membuat pesawat dalam menjalankan misi tidak dalam kondisi optimal. Penelitian dilakukan dengan berfokus pada titik kestabilan terbaik terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Diperlukan adanya analisa penentuan titik keseimbangan terbaik dengan metode analitik dan metode numerik terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

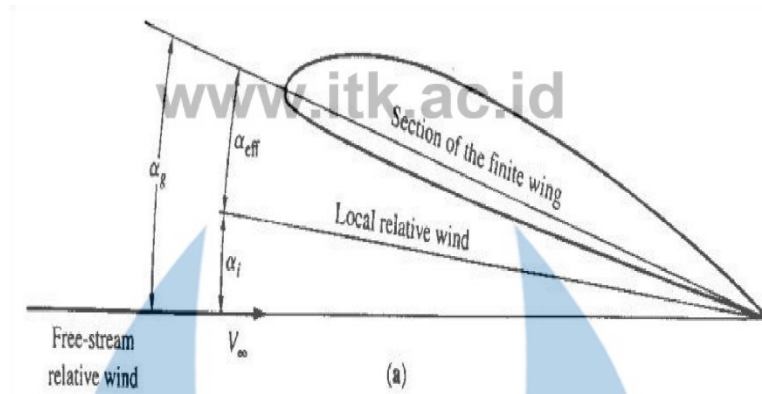
2. Tinjauan Pustaka

Unmanned Aerial Vehicle pesawat tanpa awak (*drone*) yang bentuk dan fungsi berbeda dan dapat dikendalikan dari jarak jauh dengan sistem kendali *remote control*. UAV adalah mesin terbang yang digunakan kendali jarak jauh oleh pilot mampu bertahan terhadap kestabilannya sendiri menggunakan hukum aerodinamik untuk mengangkat badan pesawat. Pengembangan teknologi sebelumnya UAV digunakan untuk misi pemantauan dan misi pemetaan, kemudian saat ini penggunaan UAV kebanyakan dibuat atau diproduksi untuk militer (Saroingsong, 2018).

Airfoil adalah bentuk garis yang terbentuk bidang yang sejajar dengan bidang X, Y pada bidang tersebut. *Airfoil* yaitu komponen utama yang digunakan sebagai penghasil *lift* di sayap. *Airfoil* yang sering terlihat umumnya bentuk agak tebal dan bentuk agak melengkung di bagian depan (Saroingsong, 2018).

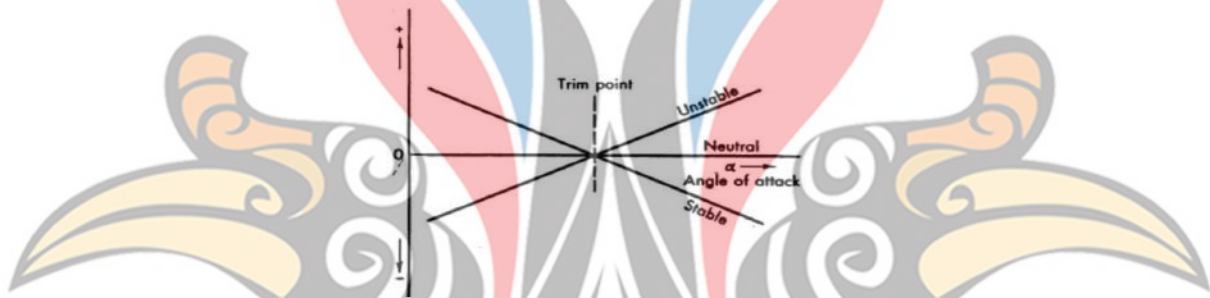


Gambar 1: Geometri *airfoil* (Teddy Nurcahyadi 2008)

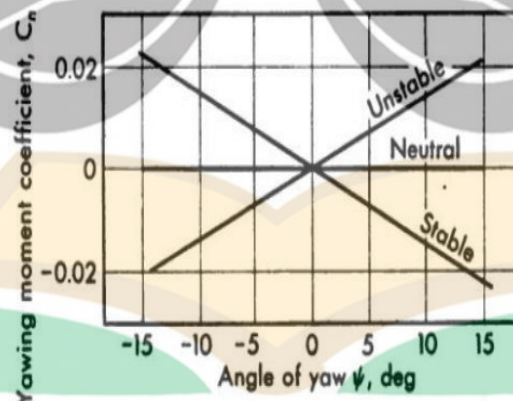


Gambar 2: Sudut Serang pada *airfoil* (Nila Husnayati, 2013).

Kestabilan adalah objek yang gangguan eksternal yang dimiliki menyebabkan objek bergerak, kemudian objek kembali ke posisi semula setelah terdapat gangguan akibat kesetabilan didalam pesawat. Kestabilan terjadi pada pesawat yang perubahan dialami gaya dan momen pesawat jika terjadi gangguan dan titik balik pengembalian. Kestabilan diketahui ada 3 jenis kondisi yaitu statis stabil, netral stabil, dan netral tidak stabil (Docmasch, 1967).



Gambar 3: Grafik Kondisi *static longitudinal stability* (Docmasch, 1967).



Gambar 3 Grafik *lateral dan directional Static Stability* (Docmasch, 1967).

Center of gravity (COG) adalah koordinat dan pergeseran pusat gravitasi sebuah pesawat yang dipengaruhi oleh stabilitas pesawat. Perkembangan teknologi di dunia industri dan dunia penerbangan saat ini mencakup banyak hal dalam proses produksi dan desain sebelum pesawat terbang untuk dapat ditentukan apakah pesawat tersebut layak terbang atau tidak yang dapat dilihat dari hasil simulasi dengan bantuan *software* terutama dalam penentuan COG terhadap pesawat. Menentukan COG ada beberapa metode dapat digunakan yakni dengan metode analitis dan numerik. Kedua metode ini diketahui terdapat keunggulan masing-masing sistem yang digunakan dari metode analitis dan metode numerik (Ardiansyah R,2016).

Software XFLR5 adalah aplikasi yang digunakan untuk suatu variabel yang ditentukan sebuah data simulasi terhadap software XFLR5. Simulasi dapat dilakukan analisa untuk *airfoil* yang berbentuk sayap dan pesawat yang beroperasi berisi dari angka *reynold* yang rendah (Ardiansyah R,2016).

3. Metode Penelitian

Penelitian ini bertujuan untuk pengujian pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Pengujian awal terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom* ialah konsep dasar pesawat untuk pembuatan pesawat yang akan disimulasikan dengan bantuan software *Solidworks* untuk penelitian ini.



Gambar 4: Desain pesawat tanpa awak *tail twin boom*

Parameter	Nilai
Bentang Sayap (<i>Wing Span</i>)	1 m
<i>Airfoil</i> sayap	MH45
<i>Maximum Take Off Weight</i>	1,2 kg
<i>AR = Aspect Ratio</i>	8
<i>Surface area</i>	0,125 m ²
Panjang <i>fuselage</i>	0,5 m
<i>Root Chord</i>	0,3 m
<i>Tip Chord</i>	0,10 m
<i>Root-Tip Sweep</i>	2 °

Gambar 3.1 adalah hasil dari desain pesawat *tail twin boom* dengan bantuan software *solidworks* sebelum proses simulasi dilakukan. Hasil desain dapat diperoleh sesuai dengan spesifikasi sistem dan elektrik dari pesawat *tail twin boom* yang data hasil desain digunakan sebagai spesifikasi pesawat *tail twin boom* dalam simulasi.

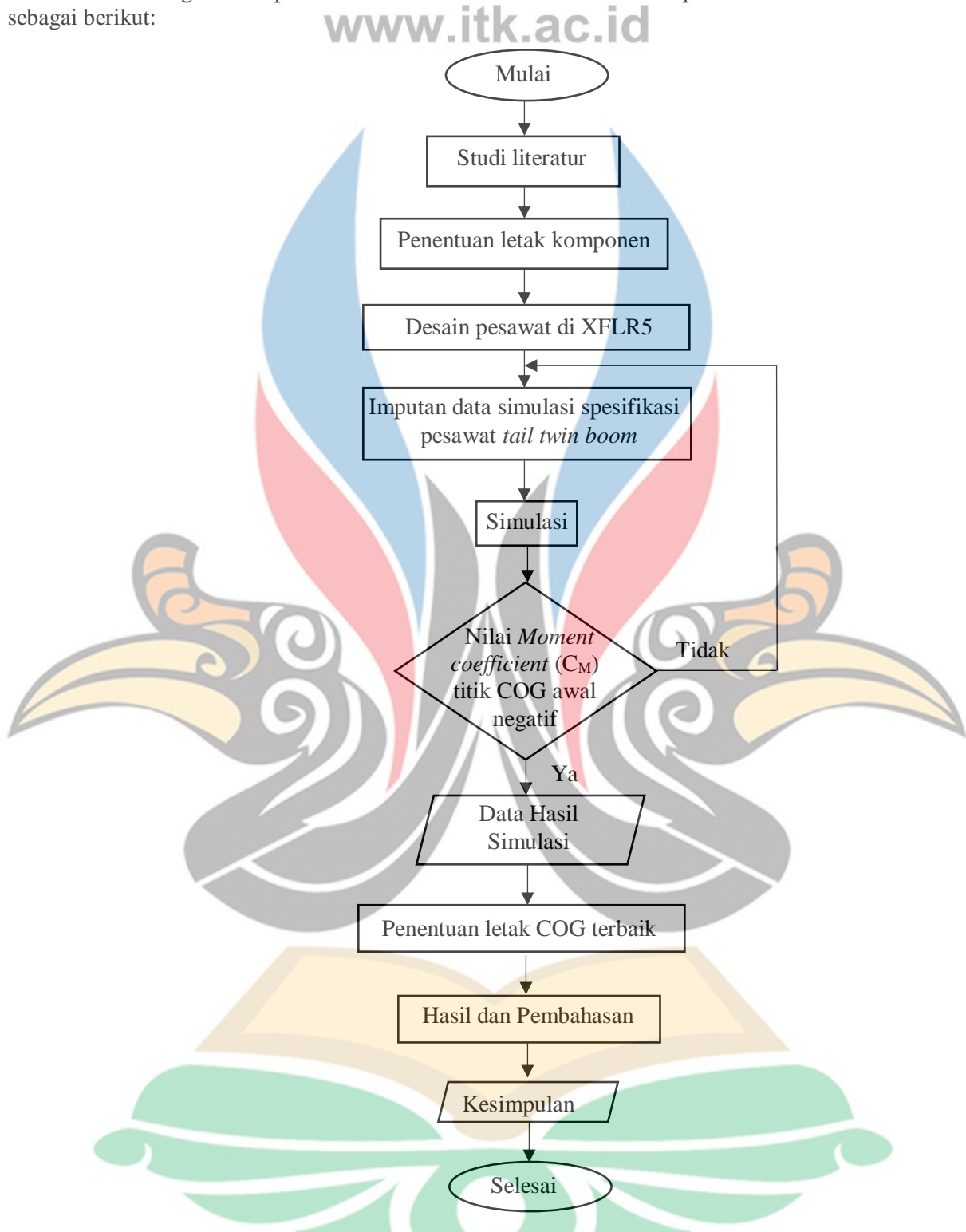
3.1. Metode Pengujian

Pada penelitian ini dilakukan beberapa pengujian diantaranya adalah sebagai berikut:

1. **Studi literatur:** Studi literatur diperlukan untuk analisa sistem pembelajaran dari *design* pesawat tanpa awak *tail twin boom*.
2. **Pengujian *center of gravity* dengan metode analitis:** Pengujian *center of gravity* dengan metode analitis adalah salah satu metode yang digunakan untuk penentuan titik COG dengan metode manual atau dilakukan perhitungan dengan rumus sebelum proses perancangan pesawat, agar diketahui stabilitas komponen sistem dan elektrik seperti *pishawk*, baterai, *jps*, *recever*, *serfo*, *ISC*, motor listrik dan kabel penghubung di pesawat *tail twin boom* dipengujian analitis.
3. **Pengujian *center of gravity* dengan metode numerik:** Pengujian *center of gravity* dengan metode numerik adalah pengujian berbasis *software*. Metode ini sering digunakan dalam pengujian sebelum perancangan untuk penentuan penempatan sistem dan elektrik pesawat terbang untuk ditentukan keseimbangannya.

3.2. Diagram Alir Penelitian

Berikut adalah diagram alir penelitian menentukan kestabilan statik tanpa awak *twin tail boom* adalah sebagai berikut:



Gambar 5: Diagram alir penelitian

3.4 Variabel Penelitian

Variabel kontrol adalah variabel yang dapat dikendalikan atau dapat dibuat konstan sehingga pengaruh variabel *independent* terhadap variabel *dependent* tidak dipengaruhi oleh faktor luar yang tidak sedang

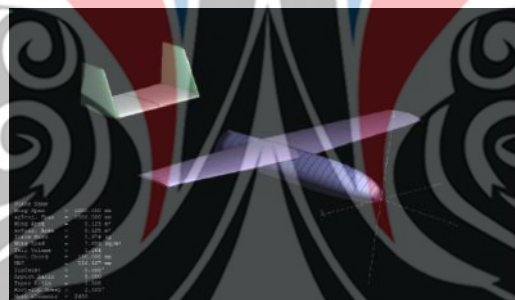
diteliti. luas area sayap, jenis airfoil, berat total pesawat, ketinggian terbang. Variabel *Independent* adalah variabel yang menjadi penyebab atau timbulnya perubahan variabel dependen atau disebut juga variabel yang dipengaruhi. Variabel *independent* pada penelitian ini dapat dilihat pada variabel (sudut serang), variabel nilai sudut -10° samai 20° . Variabel *dependent* atau variabel terikat adalah variabel yang diantaranya akan berubah terhadap faktor penentu. Variabel *dependent* dalam penelitian ini adalah *moment coefficient* ($Cm\alpha$).

4. Analisis Data dan Pembahasan

Perkembangan teknologi yang semakin berkembang sekarang berfungsi untuk mempermudah pekerjaan manusia. Salah satu perkembangan teknologi di bidang penerbangan adalah UAV. UAV adalah salah satu perkembangan teknologi saat ini yang berfungsi untuk mempermudah pekerjaan manusia yang berfungsi untuk penggintian, pemetaan, dan dapat misi pemantauan jarak jauh yang digunakan oleh sistem pertahanan.

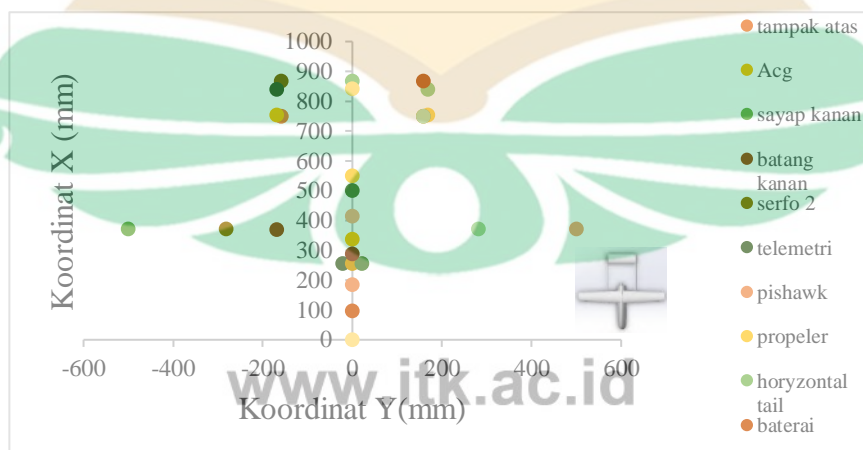
Penelitian ini bertujuan untuk pengembangan pengetahuan tentang *center of gravity* pesawat tanpa awak *tail twin boom*. Penentuan (COG) terbaik yang prosesnya diperlukan dalam desain untuk titik kestabilan sebuah pesawat dengan memanfaatkan perkembangan teknologi dengan simulasi pesawat yang dikembangkan dalam penelitian.

Proses penelitian ini menggunakan satu metode yaitu metode numerik dengan bantuan *software* XFLR5 untuk nilai *moment coefficient* hasil simulasi yang diperoleh. Berikut ini adalah Gambar 4.1 hasil desain yang telah dibuat dalam penelitian ini di *software* XFLR5.

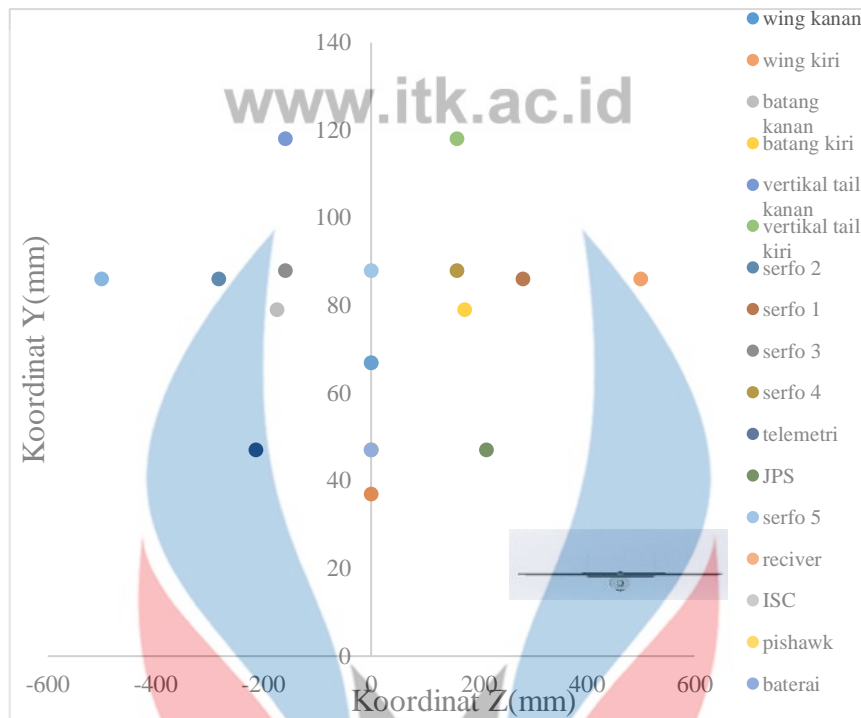


Gambar 6: Design pesawat tail twin boom di XFLR5

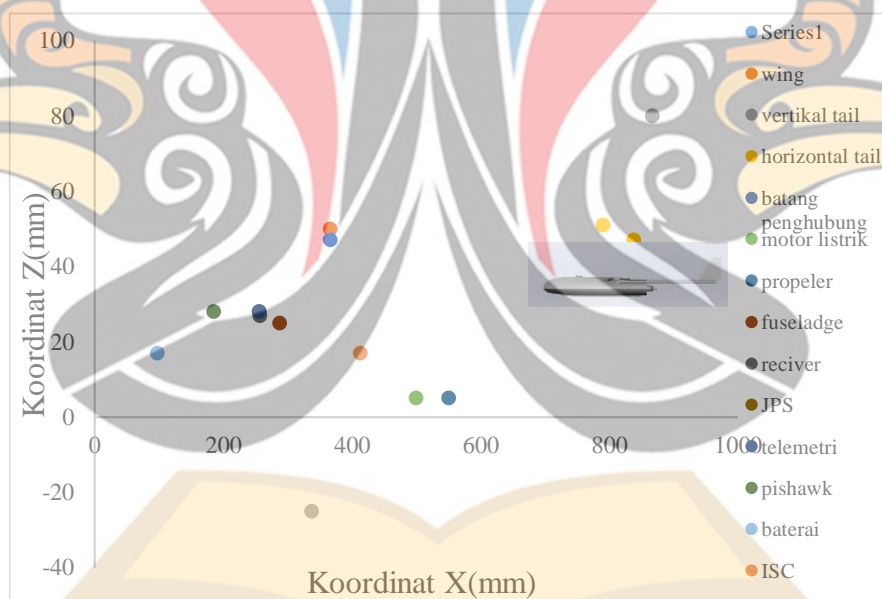
Gambar 4.1 adalah desain pesawat *tail twin boom* yang dirancang dalam *software* XFLR5. Gambar 4.1 hasil desain yang dirancang sesuai dengan pengukuran dan perhitungan pesawat yang sebelumnya ditentukan dengan bantuan *software* *solidworks* untuk dijadikan patokan desain yang telah ditentukan. Gambar 4.1 dibuat setelah desain *software* *solidworks* dan langsung disimulasikan dari hasil data pengukuran yang didapatkan pada pesawat *tail twin boom*.



Gambar 7: Koordinat COG part tail twin boom pada penampang x-y (tampak atas)



Gambar 8: Koordinat COG *part tail twin boom* pada penampang y-z (tampak belakang)



Gambar 9: Koordinat COG *part tail twin boom* pada penampang x-z (tampak samping)

Gambar 7, Gambar 8, dan Gambar 9 adalah tampak atas, belakang, 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*.

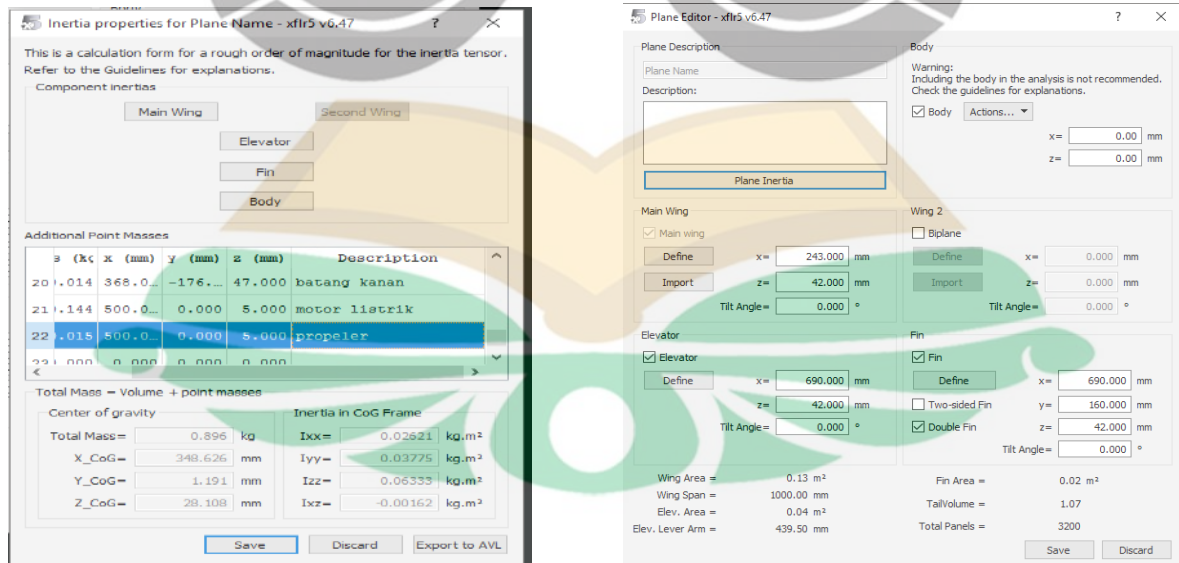
Tabel 1: Data berat dan pusat gravitasi dari sistem pesawat tanpa awak *Tail Twin Boom*

N	Nama	Letak komponen (mm)			Massa (kg)	Berat (N) g: 9,81 m/s
		X	Y	Z		
1	baterai	97	0	17	0.1877	1.841337
2	RC reciver	25	0	28	0.0165	0.161865
3	ISC	41	0	27	0.0433	0.424773
4	servo 1	37	282	50	0.0169	0.165789
5	servo 2	37	-282	50	0.0169	0.165789
6	servo 3	75	-159	51	0.0169	0.165789
7	servo 4	75	159	51	0.0169	0.165789
8	servo 5	82	0	47	0.0169	0.165789
9	modul pishawk	25	21	27	0.0401	0.393381
10	tiang antena	25	-21	27	0.0221	0.216801
11	bazer dan swich	28	0	28	0.0147	0.144207
12	kabel penghubung	15	0	17	0.0251	0.246231
13	JPS	25	21	28	0.0366	0.359046
14	telemetry	25	-21	28	0.0358	0.351198

Tabel 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

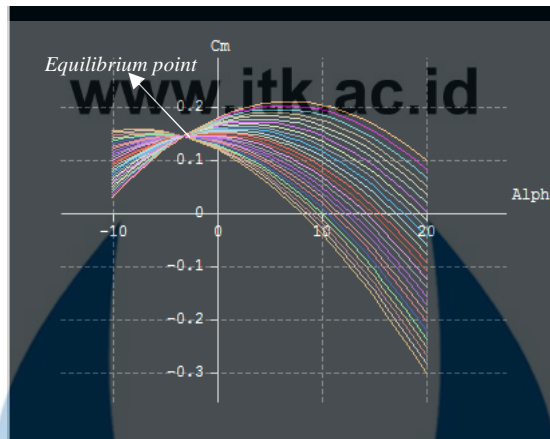
Diperoleh hasil bahwa Tabel 1: dan Tabel 2: adalah untuk penentuan titik keseimbangan yang dibutuhkan untuk pesawat *tail twin boom*, sehingga komponen sistem dan elektrik pesawat tanpa awak *tail twin boom* tidak berubah letak koordinat yang ditentukan.



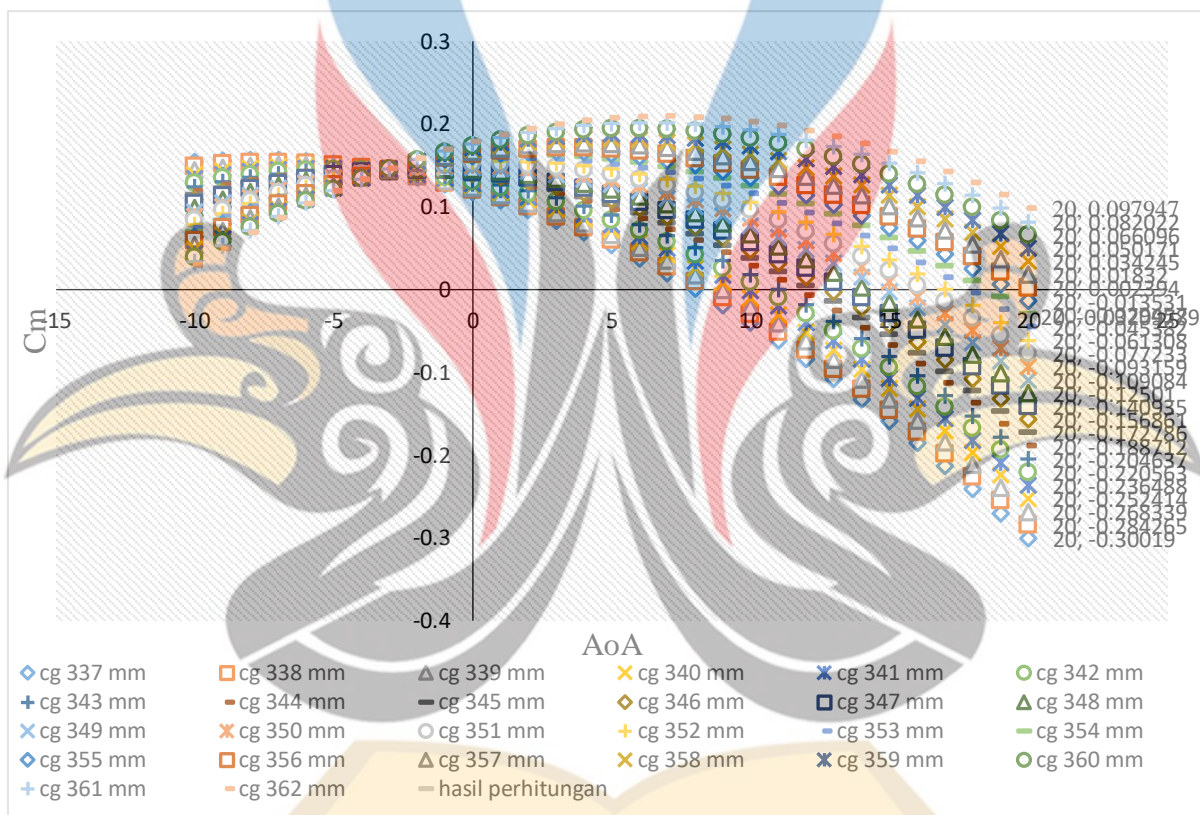
a.

b.

Gambar 10: Penginputan data spesifikasi pesawat ke *software XFLR5*



Gambar 12: Hasil simulasi XFLR5



Gambar 13: Grafik *moment coefficient*

Grafik pada Gambar 13: adalah grafik hasil simulasi yang diperoleh dalam bentuk nilai *moment coefficient* kemudian dikonversi ke dalam bentuk grafik. Gambar 13: ialah perubahan terhadap penempatan titik COG yang sesuai dengan penentuan terhadap pesawat. Nilai *moment coefficient* didalam grafik Gambar 13: 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*.

www.itk.ac.id

5. Kesimpulan

Pengaruh *angle of attack* terhadap nilai *moment coefficient* yang diperoleh perbedaan yang ditunjukkan bahwa setiap *angle of attack* yang diberikan maka nilai *moment coefficient* yang diberikan semakin ke arah negatif. Pengaruh di titik COG yang telah ditentukan terdapat nilai *moment coefficient* yang berbeda yang dapat dilihat bahwa setiap *angle of attack* memiliki pengaruh terhadap nilai *moment coefficient* yang diberikan semakin ke arah negatif di setiap titik COG seperti pada Tabel 4.3 dari 27 titik COG. *Acknowledgments*.

Hasil analisis yang dilakukan pada pesawat *tail twin boom* dari 27 titik COG yang telah ditentukan terdapat satu titik COG yang dapat digunakan sebagai patokan yaitu di titik 337 mm, karena didapatkan nilai *moment coefficient* terendah pada titik tersebut dan stabilitas statis terbaik diperoleh yang dapat digunakan sebagai patokan titik COG terhadap pesawat tanpa awak *tail twin boom*.

References

- Agnieszka Kwiek. (2016), *Study On The Static And Dynamic Stability Of A Modular Airplane System*, Aircraft Design Department, Faculty of Power and Aeronautical Engineering, Warsaw University of Technology, Nowowiejska 24, 00-665, Warsaw, Poland.
- Ardiansyah R, Wirawan N. (2016) “*perhitungan letak dan pergeseran pusat gravitasi pesawat lsu-03ng untuk menentukan posisi beban dan pemberat*” Seminar Nasional IPTEK Penerbangan dan Antariksa, Pusat Teknologi.
- Docmasch, Daniel O., Sherby, Sydney S., Connolly, Thomas F. (1967), *Airplane Aerodynamics Fourth Edition*, Pitman Publishing Corporation, London.
- D. Mclean, Z.A. Zaludin & P.R. Arora. (2002), An Analysis Of The Static And Dynamic Stability Of An Hypersonic Transport Aircraft Longitudinal Motion Flying At Hypersonic Speeds And Various Heights, *Jurnal Teknologi*, 37(A) Dis. 2002: 1–22 © Universiti Teknologi Malaysia.
- Guidelines, (2009), “XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers” <http://www.XFLR5.tech/XFLR5.htm> [diakses pada tanggal 30 may 2020]
- Husnayati.N, Moelyadi Mochamad., A, (2013) Analisis Aerodinamika dan Parameter Sayap CN-235 Kondisi Terbang Jelajah, *Journal of Aircraft*, vol. 10 No. 2 Desember 2013: 127-136.
- Kusumoaji D, Soemaryanto R.A, (2017), *analisis kestabilan statik matra longitudinal, matra lateral dan matra direksional pesawat lsu-05*, Departemen Teknik Mesin – Universitas Indonesia Depok – Jawa Barat Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Rumpin-Bogor, Jawa Barat.
- Saroinsong, Hardy Samuel., Poekoel, Vecky C., Manembu, Pinrolinvic D. (2018), *Rancang Bangun Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot*, Paper, Universitas Sam Ratulangi, Manado.
- Utomo Budi. (2017) *drone untuk percepatan pemetaan bidang tanah*, Jurusan Pendidikan Geografi, Universitas PGRI Palembang.

www.itk.ac.id