Angkasa Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi
ISSN : 2085-9503 (Print)
ISSN : 2581-1355 (On Line)
Accredited Fourth Grade by Kemenristekdikti, Decree No: 148/M/KPT/2020
DOI : 10.28989/angkasa.v15i1.1373

Perancangan dan Analisis Karakteristik Aerodinamik Pada Pesawat Fix Wing VTOL UAV

Agung Prakoso[1,*], Arif Pambekti[2], C. Sukaca Budiono[3], Indro Lukito[4], Riski Kurniawan[5], Simplicio Doutel Sarmento Vong[6]
[1,2,3,4,5]Program Studi Aeronautika, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
[6]Program Studi Teknik Mesin, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta

Article Info

Article history:

Received November 17, 2022
Accepted April 3, 2023
Published May 30, 2023

Keywords:

Unmanned aerial vehicle
Vertical takeoff and landing
Fix wing
Design
Aerodynamic

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicle (uav) merupakan wahana udara tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh. Pemanfaatan wahana udara tanpa awak ini salah satunya sebagai media pemantauan yang memiliki keunggulan pada nilai efektifitas kerjanya. Untuk melakukan pengamatan daerah perkotaan diperlukan rancangan pesawat uav yang dapat lepas landas dan mendarat secara vertikal (vtol) dan memiliki kecepatan tinggi dalam melakukan perpindahan dari satu tempat ke tempat yang lainnya. Tahap pertama dalam perancangan pesawat vtol uav ini adalah menentukan geometri pesawat sesuai kriteria yang telah ditentukan, kemudian dilakukan pemodelan dan analisis aerodinamik dengan menggunakan *software solidwork*. Hasil rancangan pesawat memiliki panjang *fuselage* 1,1849 meter, *wing span* 3 meter, dan berat 5,9 kg. Hasil analisis aerodinamik diperoleh CLmax sebesar 0,363125 pada sudut serang 4^o, nilai CDmax sebesar 0,199722 pada sudut serang 4^o, dan nilai efisiensi max sebesar 1,81815 pada sudut serang 4^0.

Check for updates

Corresponding Author:

Agung Prakoso,
Program Studi Aeronautika,
Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto,
Lanud Adisucipto, Jl. Raya Janti, Kabupaten Sleman, Daerah Istimewa Yogyakarta.
Email: *prakosoagung84@gmail.com

1. PENGANTAR

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau juga dikenal sebagai drone merupakan pesawat terbang tanpa pilot (nirawak) atau pengertian dasarnya adalah istilah yang digunakan untuk menyebut sebuah kendaraan udara yang berbentuk aerodinamis dengan dukungan tenaga tertentu dan mampu terbang sendiri tanpa awak dengan pengendalian jarak jauh. Pesawat terbang tersebut dikendalikan dari jarak jauh dengan sistem kontrol dari darat [1]. Sumber energi untuk mengoperasikan pesawat uav tersebut dapat menggunakan tenaga mekanik dari sebuah mesin piston yang menggunakan bahan bakar sebagai energi penggerak atau tenaga elektrik dari sebuah motor listrik yang bersumber dari baterai sebagai energi penggerak. Uav memiliki banyak manfaat diberbagai bidang antara lain survey dan pemetaan [2][3], photography dan pembuatan film [4], pertanian [5], military [6], pengawasan infrastruktur, memetakan kebakaran hutan [7], pengiriman paket barang, drone juga sudah digunakan untuk tujuan penelitian dan pengembangan. Sehingga aplikasi uav akan terus dapat berkembang dalam beberapa dekade [8].

Pemantauan suatu wilayah dapat dilakukan dengan cara teresterial yaitu cara pemantauan yang dilakukan dengan alat pemantaunya masih berada dipermukaan bumi (daratan) maupun ektrateresterial yaitu dengan menggunakan bantuan peralatan yang berada diluar permukaan bumi. Pemantauan ini bisa dilakukan dengan menggunakan teknologi satelit atau bisa juga dilakukan melalui udara. Pemantauan yang dilakukan melalui udara salah satunya bisa dilakukan dengan menggunakan pesawat uav. Pada dasarnya pesawat uav bisa digunakan untuk suatu misi yang biasa disebut *The Dull, The Dirty*, dan *The Dangerous.*

The dull ialah suatu rutinitas yang dilakukan secara terus menerus yang dapat menimbulkan kejenuhan, contohnya ialah melakukan pengawasan. *The dirty* ialah suatu kemampuan pengamatan pada tempat dan kondisi dimana tidak dimungkinkannya pengamatan secara langsung oleh manusia seperti daerah yang terkena bencana alam, daerah yang memiliki akses terbatas, daerah yang terkontaminasi oleh suatu

wabah ataupun zat yang berbahaya. *The dangerous* ialah suatu misi yang dapat menimbulkan kerugian nyawa jika dilakukan pengamatan secara langsung contohnya ialah pengamatan pada daerah konflik.

Konfigurasi pesawat uav dapat dibedakan menjadi dua jenis yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. *Fixed wing* uav merupakan pesawat yang mampu terbang dengan daya angkat yang dihasilkan dari sayap ketika bergerak diudara [9]. Jenis *fixed wing* uav ini sendiri memiliki beberapa bentuk dan ukuran tergantung pada kegunaannya masing-masing. Sedangkan *rotary wing* uav merupakan jenis pesawat tanpa awak yang memanfaatkan putaran baling-baling untuk terbang. Gaya angkat yang dihasilkan tersebut berasal dari putaran motor yang terpasang *propeller*. Terdapat dua tipe *rotary wing* uav yaitu *single-rotor* seperti helikopter dan *multi-rotor* yang menggunakan 3 sampai 8 baling-baling dan mampu melakukan gerakan *pitch*, *yaw*, dan *roll* [10]. *Multi-rotor* memiliki ketentuan tersendiri terhadap variasi kecepatan perputaran setiap baling-balingnya untuk dapat melakukan pergerakan tertentu.

Pada penelitian ini akan dilakukan pengembangan pesawat uav dengan menggabungkan dua jenis konfigurasi tersebut menjadi *fixed-rotary wing*. Pesawat *fixed-rotary wing* ini mampu melakukan *take-off* dan *landing* secara vertikal (VTOL) serta memiliki kemampuan bermanuver yang fleksibel sehingga tidak memerlukan landasan maupun *launcer* [11]. Pada penelitian ini selain dilakukan *preliminary design* untuk mendapatkan rancangan pesawat vtol uav yang meliputi konfigurasi dan geometri, juga dilakukan analisa terhadap karakteristik aerodinamik pesawat vtol uav sesuai dengan misi terbangnya yaitu pengamatan suatu wilayah perkotaan. Aerodinamika merupakan cabang dari dinamika fluida yang berkaitan dengan desain kendaraan yang bergerak di udara. Diawal tahun 90-an model numerik sederhana atau yang dikenal sebagai metode panel merupakan alat komputasi untuk menentukan karakteristik aerodinamik pesawat terbang ketika dalam kondisi *cruise* [12][13][14]. Simulasi *Computational Fluid Dynamic* (CFD) digunakan untuk menganalisa karakteristik aerodinamik pesawat vtol uav pada kecepatan jelajah 19,4 m/s dan ketingian jelajah 120 mdpl dengan variasi sudut serang atau *angle of atack* (AOA) pada sudut -8^0, -4^0, 0^0, 4^0, 5^0.

2. METODE PENELITIAN

2.1 Penentuan Design Requirement and Objective (DR&O)

Pesawat uav ini dirancang dengan batasan dan tujuan yang ingin dicapai atau Design Requirement and Objective (DR&O) sebagai berikut:

1. Misinya adalah pemantauan wilayah perkotaan
2. Kecepatan terbang jelajah 19,4 m/s
3. *Wing span* 3 meter
4. Berat maksimum pesawat adalah 6 kg
5. Ketinggian jelajah 150 mdpl
6. Pesawat uav adalah *vertical take off and landing* (vtol uav) jenis *skywalker*

2.2 Penentuan Konfigurasi Pesawat

1. Konfigurasi *wing*
   Bentuk *wing* yang dipilih adalah *trapezoid* dan dipasang secara *sweptback* untuk memberikan kecepatan tinggi saat berpindah dari lokasi satu ke lokasi yang lainnya.
2. Konfigurasi *fuselage*
   Bentuk *fuselage* yang dipilih adalah bentuk pipih karena memiliki karakteristik aerodinamika yang baik.
3. Letak *engine*
   Posisi *engine* yang dipilih adalah *pusher*, dan untuk mendukung gerakan *vertical takeoff* dan *landing* maka rancangan pesawat ini ditambahkan empat buah *propeller* yang dipasang tegak lurus dengan posisi *propeller* utama.

2.3 Perkiraan Berat Pesawat

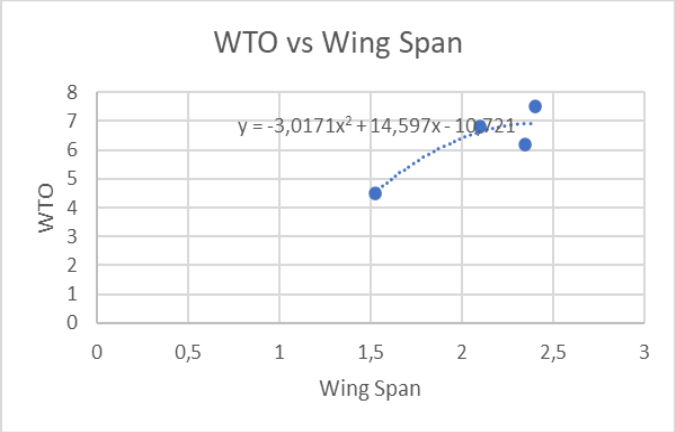
Untuk mendapatkan perkiraan berat pesawat maka dilakukan regresi antara *Weight Takeoff* (WTO) dengan *wing span* dari kajian pesawat pembanding dari tabel 1 berikut:

Tabel 1. Kajian pesawat pembanding

Pesawat Pembanding	**WTO (Kg)**	***Length* (m)**	***Span* (m)**	***Vcruise* (m/s)**	***Vstall* (m/s)**
PP-3V vtol uav	7,5	-	2,4	19.4	-
Firefly6 Pro PPK vtol uav	4,5	0,828	1,524	18	-
Foxech Saber 220 vtol Delta Wing	6,8	1	2,1	19	16
Deltaquad	6,2	0,9	2,35	18	12

 ISSN : 2085-9503 (Print), 2581-1355 (On Line)

Diperoleh regresi WTO vs wing span sebagai berikut:



Gambar 1. Grafik WTO vs Wing Span

Dari grafik didapatkan persamaan:

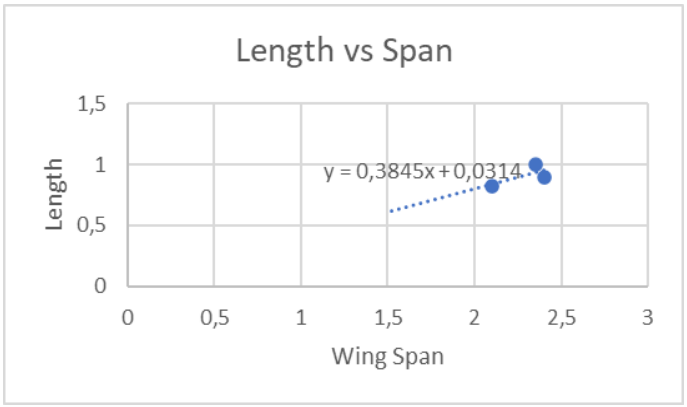
$y = -3{,}0171\ x^2 + 14{,}597\ x - 10{,}721$

Berat pesawat (y) didapatkan dengan memasukkan *wing span* (x) sebesar 3 meter, sehingga diperoleh *weight take off* atau WTO sebesar 5,9 kg.

2.4 Penentuan *Geometry Sizing*

1. *Fuselage*

Penentuan panjang *fuselage* menggunakan regresi linear yang didapatkan dari tabel 1 kajian pesawat pembanding.



Gambar 2. Grafik Length vs Wing Span

Maka diperoleh persamaan linear antara *length* dan *wing span* sebagai berikut:

$y = 0{,}3845x + 0{,}0314$

x = 3 meter adalah nilai *wing span* yang telah dipilih dalam perancangan

maka panjang *fuselage* (y) dapat dihitung dengan persamaan tersebut dan didapatkan panjang *fuselage* 1,1849 meter.

2. *Wing*

Nilai *aspect ratio* ialah ukuran antara panjang bentangan sayap (b) dan luas permukaan sayap (S). Semakin besar nilai AR maka berat sayap akan semakin bertambah maka nilai AR yang dipilih ialah sebesar 10.

$AR = b^2/S$ (1)

$S = 1{,}11\ m2$

Airfoil yang dipilih ialah NACA 4412.

Wing loading adalah besarnya kemampuan sayap dalam menghasilkan gaya angkat (*lift*) persatuan luas (m^2). Untuk menentukan *geometry wing* maka diperlukan perhitungan *wing loading* berdasarkan persamaan berikut [15]:

$$\frac{Wto}{S} = 0{,}5\ \rho\ V_{stall}{}^2\ Cl_{max} \quad (3)$$

$Wto/s = 7{,}2286\ kg/m^2$

Sebagai penyumbang gaya angkat utama maka sudut pemasangan *wing* terhadap *fuselage* (*angle of incident*) harus disimulasikan terlebih dahulu, adapun hasil simulasi dapat dilihat pada tabel berikut:

Tabel 2. *Angel Of Incident Aerofoil* NACA 4412

Sudut *Incident* (derajat)	**Gaya angkat** (Newton)
0	12,3039
1	25,4206
2	27,6204
3	41,3659

Dari tabel 2. Didapatkan pada sudut 3º memiliki gaya angkat tertinggi maka *angle of incident* yang dipilih ialah 3º.

Chord root merupakan bagian *wing* yang melekat pada badan pesawat, nilai perbandingan besar *chord root* dan *chord tip* ialah *taper ratio*, dimana nilai *taper ratio* adalah 0,3 sehingga *nilai chord root* ialah sebagai berikut:

$$C_{root} = \frac{2.s}{b(1+\lambda)} \quad (4)$$

C*root* = 0,569 meter

Untuk mendapatkan nilai *chord tip* dapat dihitung dengan persamaan berikut:

C*tip* = Croot . λ (5)

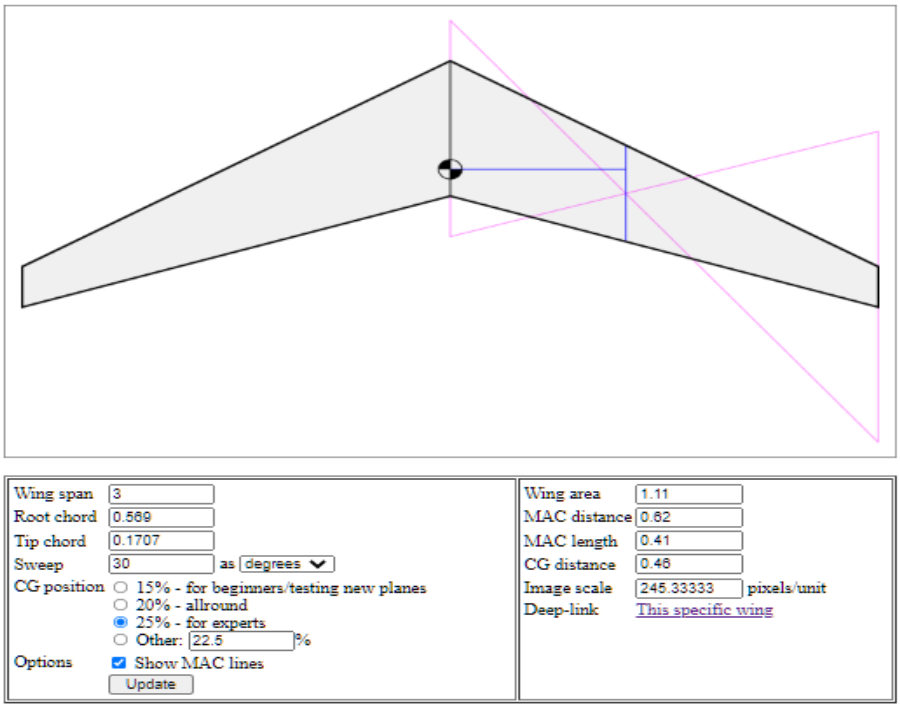
C*tip* = 0,1707 meter

Mean aerodinamic chord ialah nilai rata-rata dari bentang sayap, dimana nilai ini dapat dicari dengan persamaan sebagai berikut:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} C_{root} \cdot \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad (6)$$

C = 0,4055 meter

Letak *center of gravity* berdasarkan hasil pada perhitungan *CG Calculator* didapatkan titik *center of gravity* pada pesawat rancangan ini berada pada 0,46 meter dari titik datum.



Gambar 3. Letak *center of gravity*

ISSN : 2085-9503 (Print), 2581-1355 (On Line)

2.5 Pemilihan Komponen *Avionic*

1. *Engine Pusher*
   Berdasarkan tabel 3, nilai dari *output* pada *engine* pesawat adalah (*power loading* x berat pesawat) 176 Watt/Kg x 5,9 Kg = 1038,4 Watt, *engine* tidak dipaksa untuk melakukan kerja secara maksimal, maka ditambah 30% agar pesawat tidak melakukan *full throttle*, 1038,4 + (30% x 1038,4) = 1349,92 Watt. Dari perhitungan tersebut maka dapat diambil *engine* yang memiliki output lebih dari 1349,92 Watt. Maka dipilih engine O.S.MG9550.50 Size 1550W *Brushless Outrunner Motor* OMA-5025-375 dengan spesifikasi berat 405 gram dan *rated current* 50-60 A, *rated voltage* 25,9-29,6 V.

Tabel 3. Komponen *Avionic*

Power Loading	Kategori
110 Watt/kg	Pesawat yang sangat ringan, *slowflyer*
110-176 Watt/kg	*Dliders, Park Flyers, Trainners*
176-264 Watt/kg	*Sport Flying* dan *Aerbatic*
264-397 Watt/kg	*Aerobatic* tingkat atas *3D EDF*
397-441 Watt/kg	*Jet* berkecepatan tinggi

2. *Electronic Speed Control* (ESC) untuk *engine pusher*
   Pemilihan ESC diambil berdasarkan rumus *max current* (*watt/max volt*) dan ditambahkan *heat lost* 10% dari *max current*. Untuk *engine* O.S.MG9550.50 Size 1550W *Brushless Outrunner Motor* OMA-5025-375 *rated voltage* nya 25,9-29,6 V, sehingga didapatkan 1550/29,6 + (1550/29,6 × 10%) = 57,59 A. Namun untuk mengantisipasi kebutuhan engine ketika start up ESC yang dipilih adalah ESC 90A untuk menjaga fungsi komponen lain agar tetap dapat berfungsi. Spesifikasi berat ESC 91 gram.
3. *Propeller pusher*
   Pemilihan *propeller* berdasarkan ketentuan dan spesifikasi *engine*. Adapaun spesifikasi *propeller 2 blade*, berat 79 gram, panjang 410 mm.
4. *Engine* vtol
   Berat pesawat 5,9 Kg maka 1 *engine* perlu 1,475 Kg. Jadi 1,475 Kg x 176 Watt/Kg = 259,6 Watt. Agar tidak *full throtle* maka 259,6 + (259,6 x 30%) = 337,48 Watt. Maka dipilih *engine* O.S.MG9515.15 *Size 388W Brushless Outrunner Motor* OMA-3815-1000 dengan spesifikasi berat 130 gram dan *rated current* 35 A.
5. *Electronic Speed Control* (ESC) untuk *engine* vtol
   Dipilih ESC Xrotor 40A BLHeli32 ESC Micro 4 in 1 40 A VTO dengan berat 100 gram.
6. *Propeller vtol*
   Pemilihan *propeller* berdasarkan ketentuan dan spesifikasi *engine*. Adapun spesifikasi *propeller vtol 2 blade*, ukuran : 11x7E, berat 35 gram.
7. *Battery*
   Dari spesifikasi *engine* yang dipilih membutuhkan *rated current* sebesar 60 A, maka untuk *Baterry* yang dipilih ialah 22.2V 6S Lipo *Baterry* 10000 mAh 25C XT60 T EC5 XT150, dimana dengan *baterai* 10000 mAh ini (10 ampere per jam) dengan jumlah 6 *cell* dapat memenuhi kebutuhan *engine* yang membutuhkan 60 A. Spesifikasi berat baterai 1190 gram
8. *Receiver*
   Data spesifikasi *receiver* memiliki berat 13 gram, ukuran 48 mm x 23 mm x 15mm.
9. *Servo*
   Data spesifikasi *servo* memiliki berat 17,5 gram, ukuran 40.5 mm x 38 mm x 20 mm, *operating voltage* DC 4,8-6,0 V, *operating speed* 0,15sec/60
10. *Ardupilot*
    Ardupilot ialah kontrol sistem yang memiliki fungsi sebagai pengemudi otomatis. Adapun spesifikasinya berat 129 gram, ukuran 50 mm x 30 mm x 10 mm.

3. HASIL DAN ANALISIS

3.1 Berat Total Sistem Pesawat

Dari pemilihan komponen *avionic*, maka didapatkan berat total sistem pesawat yang dapat dilihat pada tabel 4.

Tabel 4. Berat sistem pesawat

Komponen	Jumlah	Berat (gr)	Berat Total (gr)
Engine puser	1	405	405
ESC pusher	1	91	91
Propeller pusher	1	79	79
Engine VTOL	4	130	520
ESC VTOL	1	100	100
Propeller VTOL	4	35	140
Battery	1	1190	1190
Reciver	1	13	13
Servo	2	17,5	35
Ardupilot	1	129	129
Berat Total Sistem (gr)			2702

a. Berat sistem pesawat (W*system*)
Untuk berat total sistem pesawat adalah 2702 gram = 2,702 Kg.

b. Berat Muatan (W*payload*)
Untuk berat payload yang dibawa oleh pesawat rancangan adalah sebuah kamera yang mempunyai berat 0,016 kg

c. Berat Kosong (W*empty*)
Pada berat kosong pesawat ialah dihitung dengan persamaan:

Wtotal = W*empty* + W*system*+ W*payloa*d
5,9 = W*empty* + 2,702 + 0,016
W*empty* = 5,9 – 2,718
= 3,182 kg
= 31,204 N

3.2 Hasil Perhitungan Geometri

Hasil perhitungan geometri didapatkan data rancangan pesawat vtol uav seperti yang ditunjukkan pada tabel 5.

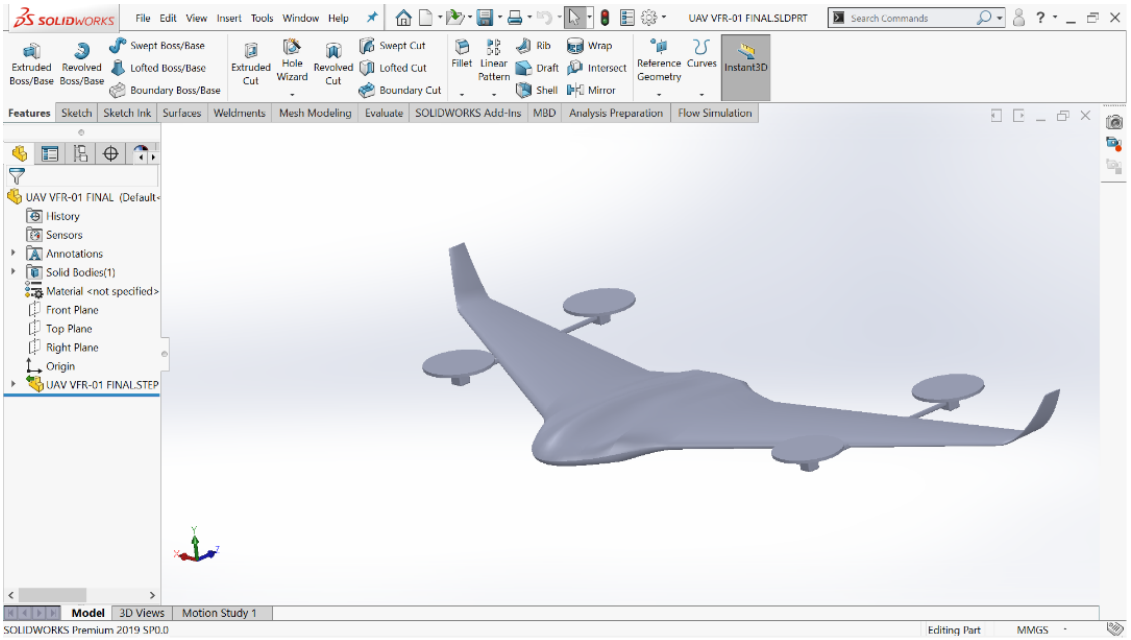
Tabel 5. Data rancangan vtol uav

Parameter	Keterangan
Berat Pesawat	
Berat *take Off* (*WTO*)	5,9 kg
Berat Sistem	2,702 kg
Berat *payload*	0,016 kg
Berat kosong	3,182 kg
Fuselage	
Panjang *fuselage*	1,1849 m
Wing	
Aspect ratio	10
Luas sayap	1,11 m^2
Wing spam	3 m
Chord root	0,569 m
Chord tip	0,1707 m
Mean Aerodynamic Chord	0,4055 m
VTOL	
Diameter *Stringer*	0,02 m
Panjang *Stringer*	0,755 m

3.3 Pemodelan 3 Dimensi dan Hasil Simulasi Aerodinamik

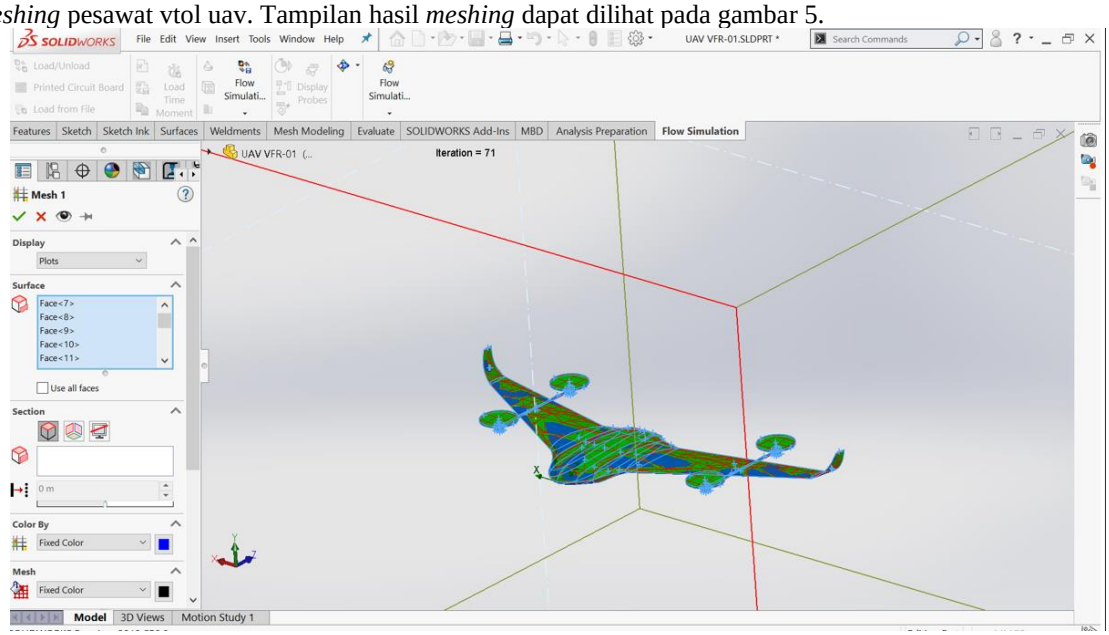
 ISSN : 2085-9503 (Print), 2581-1355 (On Line)

Pemodelan 3 dimensi rancangan pesawat vtol uav menggunakan *software solidwork* 2019. Berdasarkan perhitungan geometri hasil rancangan pesawat vtol uav dapat dilihat pada gambar 4 Sebagai berikut:



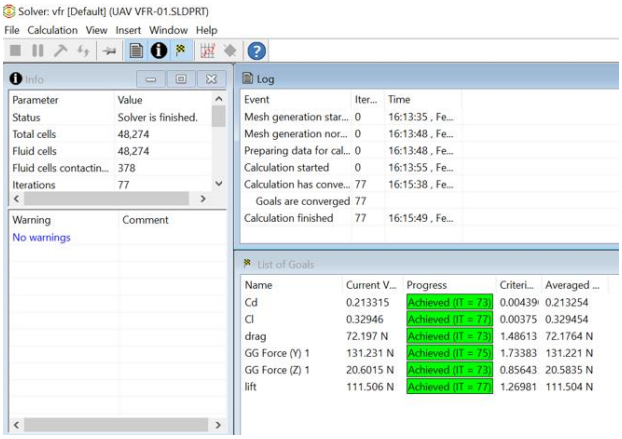
Gambar 4. Model rancangan vtol uav

Setelah didapatkan model pesawat vtol uav maka langkah selanjutnya adalah melakukan proses *meshing* pesawat vtol uav. Tampilan hasil *meshing* dapat dilihat pada gambar 5.

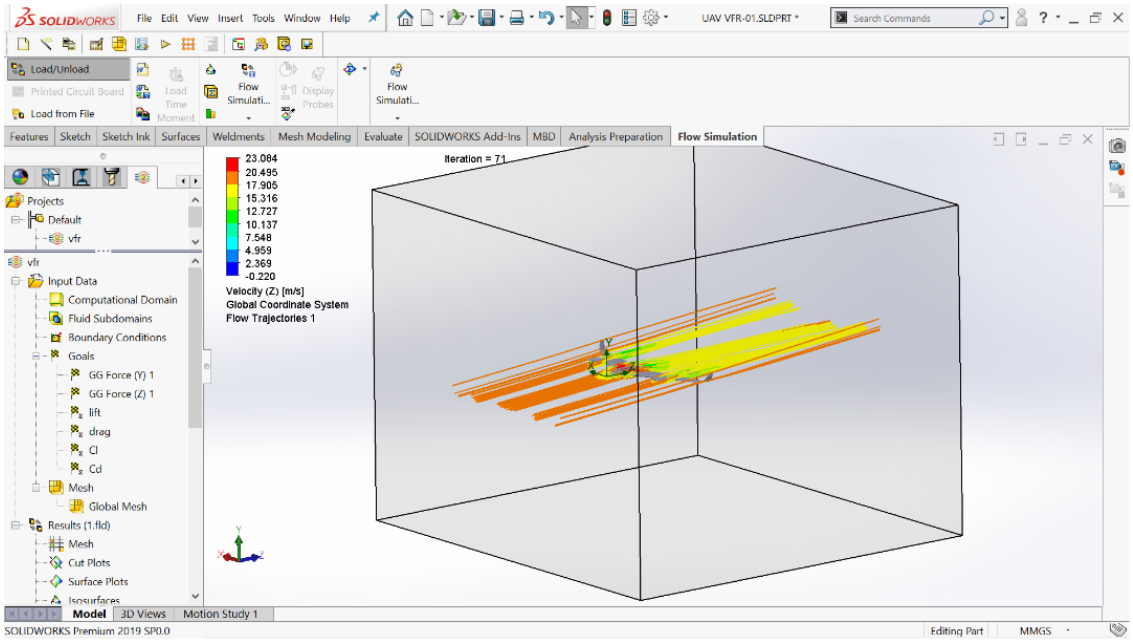


Gambar 5. Proses meshing

Setelah dilakukan proses *meshing* pesawat vtol uav maka langkah selanjutnya adalah melakukan simulasi aerodinamik pada model tersebut dengan menggunakan *software solidwork* 2019 sampai didapatkan nilai konvergen. Tampilan hasil nilai konvergensi dapat dilihat paga gambar 6 dan hasil simulasi aerodinamik dapat dilihat pada gambar 7.



Gambar 6. Hasil konvergensi



Gambar 7. Tampilan hasil simulasi aerodinamik

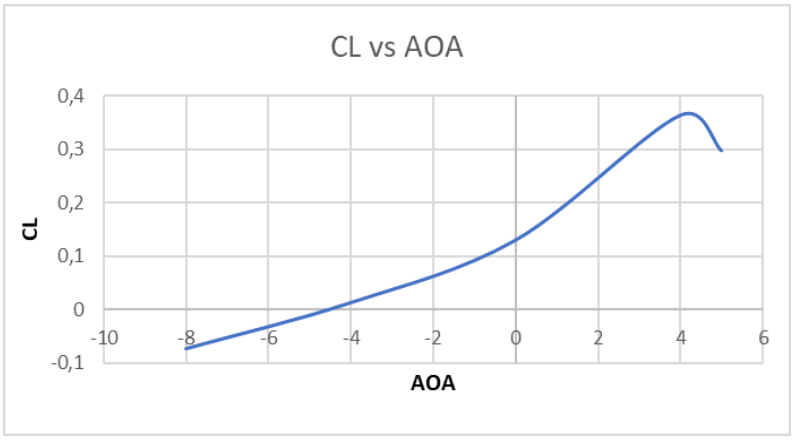
Parameter aerodinamika yang dihasilkan pada *output CFD Solidwork 2019* berupa nilai *lift*, nilai *drag*, nilai koefisian *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D) dan efisiensi (C_L/C_D). Hasil analisis ditampilkan dalam tabel dan grafik sebagai berikut:

Tabel 6. Data Hasil Simulasi

AOA	Lift	Drag	C_L	C_D	C_L/C_D
-8	-25,0634	12,20019	-0,07405	0,036047	-2,05426
-4	4,105823	23,49799	0,012131	0,069428	0,17472
0	43,71224	38,26082	0,129153	0,113046	1,14248
4	122,9004	67,59634	0,363125	0,199722	1,81815
5	100,5236	67,38858	0,29701	0,199108	1,49170

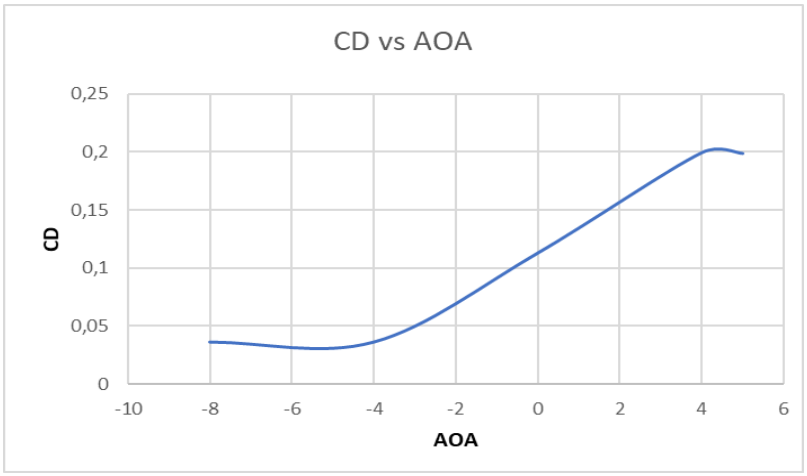
Berikut adalah grafik C_L vs AOA. Berdasarkan gambar 8 dapat diketahui bahwa nilai CL terbesar pada sudut serang 4^o yaitu sebesar 0,363125. Pada perancangan pesawat uav ini tidak diperlukan gaya angkat yang besar karena pesawat uav sudah dilengkapi dengan sistem *vetical takeoff*, sehingga untuk mendapatkan ketinggian tertentu cukup dilakukan pada saat pesawat melakukan *takeoff*.

 ISSN : 2085-9503 (Print), 2581-1355 (On Line)



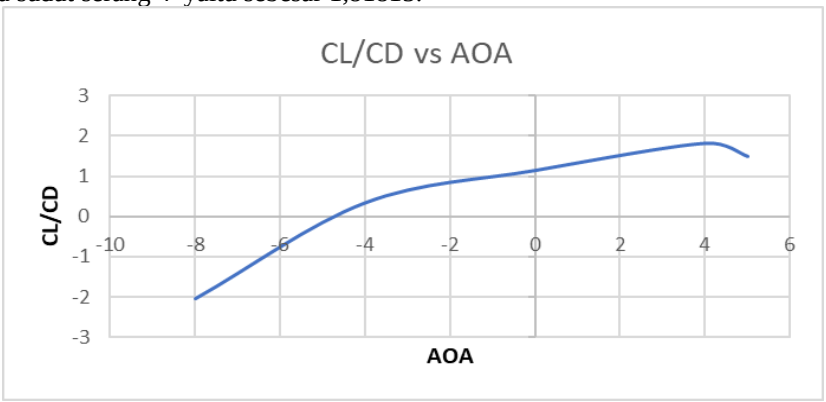
Gambar 8. Grafik C_L vs AOA

Berikut adalah grafik C_D vs AOA. Berdasarkan gambar 9 dapat diketahui bahwa nilai C_D terbesar berada pada sudut serang 4^o yaitu sebesar 0,199722.



Gambar 9. Grafik C_D vs AOA

Berikut adalah grafik C_L/C_D vs AOA. Berdasarkan gambar 10 dapat diketahui bahwa nilai efisiensi terbesar berada pada sudut serang 4^o yaitu sebesar 1,81815.



Gambar 10. Grafik C_L/C_D vs AOA

4. KESIMPULAN

Dari hasil geometri rancangan pesawat vtol uav yang telah dimodelkan dengan *software solidwork 2019* didapatkan panjang *fuselage* 1,1849 meter, *wing span* 3 meter, dan berat pesawat 5,9 Kg. Sedangkan hasil analisis aerodinamik yang dilakukan pada kecepatan 19,5 m/s dan ketinggian jelajah 120 mdpl, diperoleh C_{Lmax} sebesar 0,363125 pada sudut serang 4^o karena pada rancangan *wing* pesawat sudah terdapat *angle of incident* sebesar 3^0, nilai C_{Dmax} sebesar 0,199722 pada sudut serang 4^o, dan nilai efisiensi max

sebesar 1,81815 pada sudut serang 4^0. Hasil rancangan vtol uav kedepannya dapat dilakukan analisa pada kekuatan struktur dan pada area *wings* pesawat dapat ditambahkan *solarcell* untuk dapat menambah waktu terbang atau *endurance* sehingga daya jelajah pesawat uav dapat lebih jauh.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terimakasih atas terlaksananya penelitian ini kepada Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto (ITD Adisutjipto) yang telah memberikan dukungan berupa finansial dan fasilitas.

DAFTAR PUSTAKA

[1] Elijah, Thato & Jamisola, Rodrigo & Tjiparuro, Zeundjua & Namoshe, Molaletsa. "A review on control and maneuvering of cooperative fixed-wing drones". International Journal of Dynamics and Control. 9. 1-18. 10.1007/s40435-020-00710-2. 2021.

[2] Casella E, Collin A, Harris D, Ferse S, Bejarano S, Parravicini V, Hench JL, Rovere A. "Mapping coral reefs using consumer-grade drones and structure from motion photogram-metry techniques". Coral Reefs 36(1):269. 2017.

[3] Junarto, R., Djurdjani, Permadi, F. B., Ferdiansyah, D., Admaja,P. K., Sholikin, A. R., Rahmansani, R., "Pemanfaatan Teknologi Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Untuk Pemetaan Kadaster". Bhumi. Jurnal Agraria dan Pertanahan. Vol. 6. No. 1. 105-118. 2020.

[4] Natalizio E, Surace R, Loscrı V, Guerriero F, Melodia T. "Filming sport events with mobile camera drones: mathematical modeling and algorithms". Researchgate. 2012.

[5] Stehr NJ. "Drones: the newest technology for precision agriculture". Nat Sci Educ. 2015.

[6] Özgür Dündar, Mesut Bilici, Tarık Ünler. "Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV". Engineering Science and Technology. an International Journal 23. 1182–1193. 2020.

[7] Nyberg, S., "Expanding the Missions of Unmanned Surveillance, " Proceedings of the AUVSIs Unmanned Systems North America. AUVSI. Orlando. FL. 2006.

[8] Anon., "European Civil Unmanned Air Vehicle Roadmap, 25 Nations for an Aerospace Breakthrough". UAVnet. 2005.

[9] Cai G, Lum KY, Chen BM, Lee TH. "A brief overview on miniature fixed-wing unmanned aerial vehicles". In: IEEE ICCA 2010. IEEE, pp 285–290. 2010.

[10] Kimon P. Valavanis & George J. Vachtsevanos. "Handbook of Unmanned Aerial Vehicles". Netherlands. Springer Netherlands. 2015.

[11] Santoso, Djarot Wahju, and Saputra, Wawan Edi. "Analisis statik kekuatan struktur pesawat UAV vertical take off-landing VX-2." In Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta, vol. 6, pp. 5-18. 2020.

[12] Junaidin, Buyung. "Aerodynamic Characteristics of airfoil using panel method." Angkasa: Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi 8, no. 1 : 47-58. 2016.

[13] M. V. Cook, "Flight Dynamics Principles – A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control –". Second Edition. Elsevier Ltd. urlington. MA. 2007.

[14] D. K. Schmidt, "Modern Flight Dynamics" International Edition. McGraw-Hill. New York. NY. 2012.

[15] Raymer, D. P. "Aircraft design: a conceptual approach". American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., Reston. VA. 21. 1999.