

## ANALISIS SIMULASI PERFORMA AERODINAMIS MINI UNMANNED AERIAL VEHICLE DENGAN SOFTWARE *COMPUTATIONAL FLUIDS DYNAMIC*

Fikri Khairul Anwar<sup>1</sup>, Mohammad Yamin<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Fakultas Teknologi Industri, Universitas Gunadarma, Indonesia, 16452

### ABSTRAK

Pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*) saat ini menjadi bahan penelitian yang sedang ramai dibicarakan dan semakin banyak digunakan untuk berbagai macam fungsi. Dalam penelitian ini, pesawat tanpa awak akan didesain dengan optimasi berdasar nilai *Maximum Take Off Weight* (berat saat melakukan *Takeoff*) berdasarkan dari konfigurasi *fuselage* dasar, konfigurasi sayap, konfigurasi ekor, dan posisi baling - baling. Hasil perancangan pesawat tanpa awak ini kemudian dianalisis secara aerodinamik dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* dengan variasi *angle of attack*. Pada hasil analisis aerodinamis menghasilkan  $C_L = 3099,09$  dan  $C_D = 1310,86$  pada *angle of attack*  $15^\circ$ .

**Kata kunci :** *computational fluids dynamic*; konfigurasi desain; pesawat tanpa awak; sudut serang

### ABSTRACT

*Unmanned Aerial Vehicle* is currently being discussed and increasingly used for various functions. In this journal, unmanned aircraft will be designed with optimization based on the value of *Maximum Take-Off Weight* based on the basic *fuselage* configuration, wing configuration, tail configuration, and propeller position. The results of this drone design are then analyzed aerodynamically using the *Computational Fluid Dynamic* method with a variation of the *angle of attack*. The results of the aerodynamic analysis resulted in  $C_L = 3099.09$  and  $C_D = 1310.86$  at an *angle of attack* of  $15^\circ$ .

**keywords :** *agle of attack*; *computational fluids dynamic*; *configuration design*; *unmanned aerial Vehicle*

## 1. PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) saat ini semakin banyak digunakan untuk berbagai macam kepentingan. Banyaknya penggunaan pesawat tanpa awak ini mendorong banyak negara untuk mengembangkan pesawat ini untuk mengatur ruang udara di masing – masing negara. Kementerian perhubungan saat ini telah berusaha untuk mengatur segala kegiatan tentang pengoperasian pesawat tanpa awak ini.

Perkembangan teknologi membuat pesawat ini juga mulai banyak diterapkan pada berbagai kebutuhan penduduk sipil. Berbagai fungsi dari pesawat tanpa awak ini yaitu antara lain digunakan untuk pemetaan bidang tanah, pengeksplorasi bahan tambang, pemetaan daerah pertanian, pemetaan daerah industri, dan pengawasan batas –

batas negara. Namun penggunaan terbesar pesawat tanpa awak atau UAV yaitu pada bidang militer.[1]

Berdasarkan jenisnya, pesawat tanpa awak memiliki dua jenis, yaitu *multicopter* dan *fixed wing*. *Fixed wing* memiliki bentuk seperti pesawat terbang biasa yang memiliki sistem sayap. Tipe *fixed wing* memerlukan desain aerodinamika pada sayap dan badannya sehingga memerlukan perancangan yang cukup sulit. *Multicopter* yaitu jenis pesawat tanpa awak seperti *drone* biasanya yang memanfaatkan putaran baling – baling untuk terbang. *Multicopter* dibagi menjadi dua yaitu *single-rotor* dan *multi-rotor*. Tipe *single-rotor* berbentuk seperti helikopter menggunakan baling – baling tunggal, sedangkan *multi-rotor* menggunakan 3 sampai 8 baling – baling. [5]

Mohammad Ariyanto,dkk telah mendesain pesawat tanpa awak dengan biaya yang sangat murah

\* Penulis korespondensi

Email: mohay@staff.gunadarma.ac.id

Diterima 19 Januari 2021; Penerimaan hasil revisi 03 Juni 2021; Disetujui 07 Juni 2021

Tersedia online September 2021

AME (Aplikasi Mekanika dan Energi): Jurnal Ilmiah Teknik Mesin © 2021

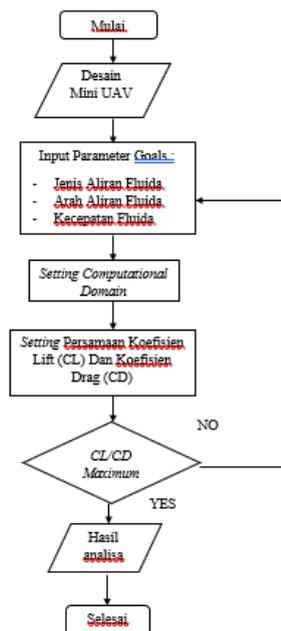
dengan penambahan sistem control parameter. Berdasarkan uji terbang, UAV yang dikembangkan berhasil terbang secara otonom mengikuti perintah lintasan. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa material berbiaya rendah dapat digunakan sebagai bagian bodi dari UAV sayap tetap.[1]

Dalam penulisan kali ini, pembahasan akan berfokus mengenai perancangan mini UAV dengan menganalisis performa aerodinamis menggunakan variasi sudut serang pada sayap. Pada penulisan diharapkan pesawat mendapatkan tingkat aerodinamis yang sangat baik dengan variasi sudut serang yang tepat.

## 2. METODE PENELITIAN

Pada perancangan mini UAV ini menggunakan metode *computer aided engineering* dengan menggunakan *software solidworks*. Pada perancangan ini menggunakan konfigurasi pada nilai *maximum TakeOff Weight* (MTOW) dengan konsep desain mini UAV standar.

Untuk menganalisa aerodinamis pada mini UAV ini digunakan metode CFD (*computational Fluid Dynamic*). Variasi yang digunakan pada Analisa aerodinamis pada mini UAV ini yaitu menggunakan variasi pada *Angle of Attack* 3°, 5°, 7°, 9°, 11°, 13°, dan 15°.



Gambar 1 Diagram Alir Proses Simulasi

## 3. KONFIGURASI DESAIN

Pada perancangan ini menggunakan metode VDI 2222 dengan konfigurasi desain berdasarkan hasil nilai MTOW (*Maximum Takeoff Weight*) dengan membandingkan nilai paling tinggi pada setiap konfigurasi pada setiap bagian inti pada UAV tersebut. Pada hasil perancangan ini terdapat komponen – komponen utama pada mini UAV antara lain seperti dibawah ini.

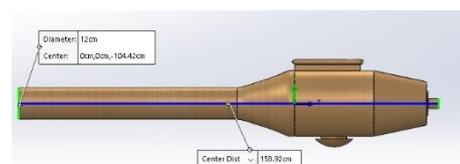
### a. Perancangan *Fuselage*

Pada perancangan *fuselage* ini ada tiga konfigurasi desain yang digunakan namun konfigurasi *fuselage* konvensional yang dipilih karena pada konfigurasi konvensional ini sayap dan ekor pada UAV mudah dipisahkan dibandingkan dengan konfigurasi yang lain.. Berikut dibawah ini merupakan Tabel 1 perbandingan pada konfigurasi *fuselage*.

Tabel 1 Konfigurasi Desain *Fuselage*[1]

Parameter desain	berat	Fuselage konvensional	Fuselage Canard	Fuselage Flying wing
				
Kemudahan terhadap proses manufaktur	0,3	4	3	5
Stabilitas	0,3	5	4	2
Massa	0,2	4	4	5
Total £ (weigh x value)	1	4,5	3,9	3,9

Setelah selesai mendesain *fuselage* tersebut didapatkan bentuk *fuselage* yang diinginkan dalam hal *fuselage* tersebut memiliki Panjang sekitar 1,8 meter.

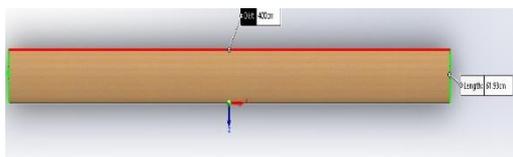


Gambar 2 Desain *Fuselage*

b. Perancangan sayap

Pada perancangan sayap ini menggunakan jenis sayap *monoplane* yaitu UAV dengan satu set sayap dan menggunakan jenis airfoil seri 4 yaitu jenis NACA4415. Airfoil NACA4415 ini sudah memiliki gaya angkat Ketika berada pada posisi *angle of attack* 0° dengan maksimum gaya angkat pada *angle of attack* 15° jadi sangat cocok Ketika digunakan pada perancangan mini UAV ini. NACA4415 juga memiliki maksimum *chamber* 4%, posisi *chamber* maksimum 40%, dan ketebalan 15%. [3]

Proses perancangan sayap ini menggunakan bantuan *airfoiltools* untuk menentukan titik kordinat airfoil NACA4415 yang tepat. Hasil pada perancangan sayap UAV ini seperti gambar dibawah ini.



Gambar 3 Desain Sayap UAV

Aspek rasio yang dihasilkan pada perancangan sayap ini yaitu sebesar 13,33. Ada tiga konfigurasi posisi yang digunakan pada penempatan sayap. Kemudian dipilih posisi sayap *mid wing*. Tabel 2 merupakan konfigurasi untuk posisi sayap UAV.

Tabel 2 Konfigurasi Posisi Sayap Pesawat

Parameter desain	berat	High Wing	Mid Wing	Low Wing
Kemudahan proses manufaktur	0,3	3	5	4
Stabilitas	0,3	4	5	3
Ground Clearance	0,2	4	5	3
Total £ (weigh x value)	1	3,7	5	3,3

c. Perancangan *Empennage*

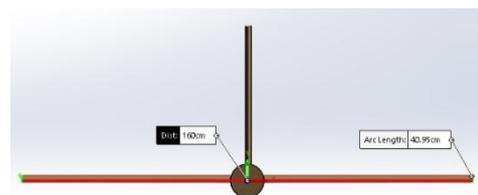
Pada proses perancangan ekor (*empennage*) terdiri dari horizontal stabilizer dan vertikal stabilizer. Pada perancangan *empennage* ini digunakan *airfoil* NACA4412 karena *airfoil* tersebut memiliki ketebalan yang lebih tipis dari NACA 4415.

Tabel 3 menunjukkan perbandingan antara ketiga ekor tersebut. Konfigurasi ekor konvensional adalah konfigurasi yang paling umum digunakan di UAV. Konfigurasi ini mudah dibuat karena memiliki struktur yang sederhana, ringan, dan bertenaga. Pada pengaturan ini, konfigurasi ekor yang dipilih adalah konfigurasi konvensional.

Tabel 3 Konfigurasi Bentuk Ekor UAV

Parameter desain	berat	konvensional	T-Tail	V-Tail
Kemudahan proses manufaktur	0,4	5	4	4
Bobot struktur	0,4	5	3	5
Performa aerodinamis	0,2	4	5	3
Total £ (weigh x value)	1	4,8	3,8	4,2

Pada perancangan ini menghasilkan *empennage* dengan jenis *conventional tail* dengan struktur horizontal stabilizer yang memiliki panjang sekitar 160 cm dan vertical stabilizer dengan tinggi 65 cm.



Gambar 4 Ekor pada UAV

d. Perancangan *Propeller*

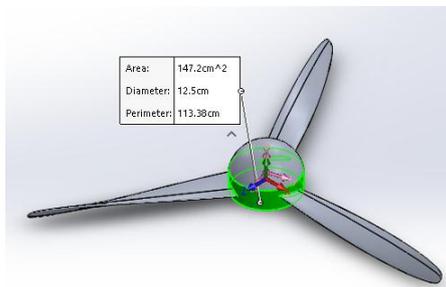
Pada proses perancangan *propeller* digunakan sebagai mesin penggerak pada UAV ini. *Propeller* ini terdiri dari 3 baling dengan diameter 80 cm. [1] *Propeller* ini diharapkan dapat menggerakkan UAV ini hingga mencapai tinggi maksimum yang sesuai.

Empat lokasi baling - baling dipertimbangkan dalam pemilihan lokasi baling-baling. Konfigurasi pendorong memiliki motor yang terletak di depan badan pesawat. Mirip dengan konfigurasi traktor, posisi sumbu *propeller* sejajar dengan sumbu simetri badan pesawat (secara longitudinal) sehingga jarak dari tepi baling-baling ke tanah (*ground clearance*) menjadi cukup tinggi. Ini meminimalisir resiko baling-baling rusak saat mendarat.

Tabel 4 Posisi Penempatan *Propeller*

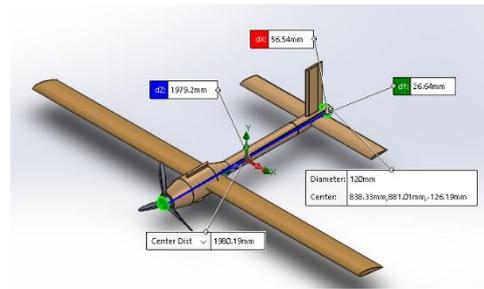
Parameter desain	berat	Pusher	Tractor	Twin Engine	Mid Engine
					
Kemudahan proses manufaktur	0,3	4	5	3	3
Massa	0,2	3	5	3	4
Ground Clearance	0,2	3	3	4	5
Total £ (weigh x value)	1	3,7	4,6	3,7	4,2

Berikut ini merupakan hasil perancangan *propeller* sebagai mesin penggerak pada UAV ini.



Gambar 5 *Propeller* pada UAV

Setelah semua komponen pada mini UAV tersebut di *assembly*, maka didapatkan hasil berupa mini UAV dengan misi pengintaian yang memiliki desain yang sederhana namun sangat bermanfaat untuk dunia penebangan khususnya pada bidang pertahanan. Pada hasil perancangan ini memiliki massa total UAV ini yaitu seberat 14,91944 kg pada evaluasi yang ditunjukkan pada *software solidworks* dengan menggunakan material dari kayu balsa pada seluruh bodi UAV dan menggunakan material Aluminium *alloy* seri 1060 pada *propeller*.



Gambar 6 Hasil Perancangan Mini UAV

#### 4. ANALISA DAN PEMBAHASAN

Setelah proses desain selesai, maka dilakukan analisis performa aerodinamis dengan variasi *angle of attack*.

##### a. Analisa Aerodinamis

Analisa aerodinamis ini menggunakan metode *computational fluids dynamic* dengan menggunakan *software solidworks*. Pada analisa aerodinamis ini ada beberapa variasi *angle of attack* yang digunakan yaitu antara lain 3°, 5°, 7°, 9°, 11°, 13°, dan 15° sesuai dengan yang dilakukan oleh peneliti sebelumnya.

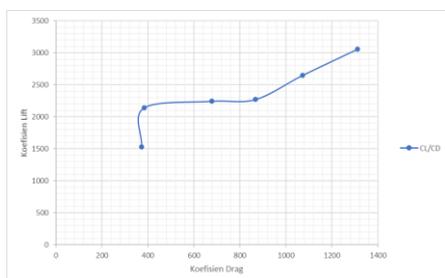
Hasil analisis ini menyatakan bahwa mini UAV dengan massa total 14,91944 kg dapat menghasilkan koefisien *lift* paling tinggi dan koefisien *drag* paling tinggi pada variasi *angle of attack* 15°. Hasil analisa aerodinamis pada seluruh bagian pesawat bisa dilihat pada tabel 5.

Tabel 5 Hasil Analisis Aerodinamis Terhadap Koefisien *Lift* dan Koefisien *Drag* dengan Variasi *Angle of Attack*

AoA	CL	CD	CL/CD
3	1532.06	367.357	4.17049
5	2136.88	373.104	5.72731
7	2240.96	382.705	5.85559
9	2268.45	677.304	3.34923
11	2643.45	868.239	3.04461
13	3054.39	1071.71	2.85001
15	3099.9	1310.86	2.36479

Pada tabel diatas dapat dilihat perbandingan koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang ada pada variasi *angle of attack*. Kemudian dapat dikatakan bahwa pada variasi *angle of attack* 15°

memiliki koefisien lift paling tinggi. Sedangkan Ketika dilihat dengan perbandingan koefisien lift/drag polar maka yang terbaik ada pada variasi *angle of attack* 5°. Perbandingan koefisien lift/drag polar dapat dilihat pada gambar grafik dibawah ini.



Gambar 7 Grafik Koefisien Lift/Drag Polar

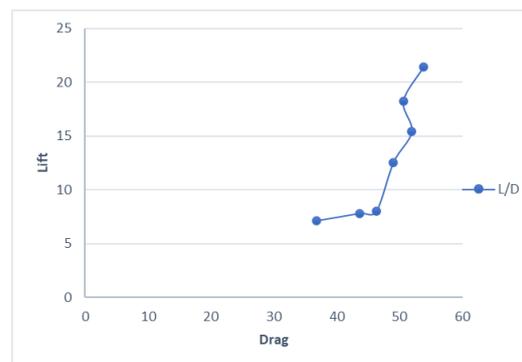
Pada grafik yang terlihat pada gambar 7 ini menunjukkan koefisien lift/drag polar yang terjadi memiliki yang cukup baik dengan hasil koefisien lift/drag polar yang terbaik pada variasi *angle of attack* 5°.

Tabel 6 merupakan analisis aerodinamis terhadap gaya lift dan gaya drag yang dihasilkan oleh mini UAV. Pada mini UAV dengan massa total 14,91944 kg ini dapat menghasilkan gaya lift paling besar yaitu sekitar 53,8046 N pada variasi *angle of attack* 15° dengan gaya drag sebesar 18,2264 N.

Tabel 6 Hasil Analisa Aerodinamis Terhadap Gaya Lift dan Gaya Drag

AoA	Drag	Lift	L/D
3	7.14007	36.7841	7.53558
5	7.8103	43.6098	4.70969
7	8.01513	46.2949	5.44094
9	12.5659	49.0436	3.68416
11	15.408	51.9454	3.183
13	18.2264	50.6107	2.85001
15	21.4017	53.8046	2.36479

Adapun perbandingan gaya lift/drag polar yang terbaik dihasilkan pada variasi *angle of attack* 5°. Dapat dilihat pada gambar 8 didapatkan hasil terbaik yang dihasilkan oleh mini UAV ini yaitu pada perbandingan gaya lift/drag polar pada variasi *angle of attack* 5°.



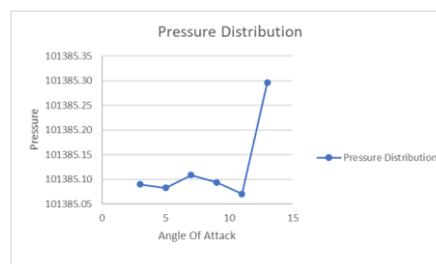
Gambar 8 Gaya lift/Drag Polar pada Setiap Variasi Angle of Attack

Pada gambar 8 menjelaskan bahwa gaya lift/drag polar yang terdapat pada setiap variasi *angle of attack*. Perbandingan gaya lift/drag polar terbaik terjadi pada variasi *angle of attack* 5°.

Pada analisis aerodinamis ini terdapat distribusi tekanan dan distribusi kecepatan yang dapat ditampilkan disekitar UAV. Distribusi tekanan disini dapat dilihat dengan menggunakan *cut plot pressure* pada analisis aliran pada *software solidworks*. Berikut dibawah ini distribusi tekanan yang terjadi disekitar UAV.

Tabel 7 Distribusi Tekanan Disekitar UAV Dengan Beberapa Variasi Angle of Attack

AoA	Pressure Distribution
3	101385.09
5	101385.08
7	101385.11
9	101385.09
11	101385.07
13	101385.30

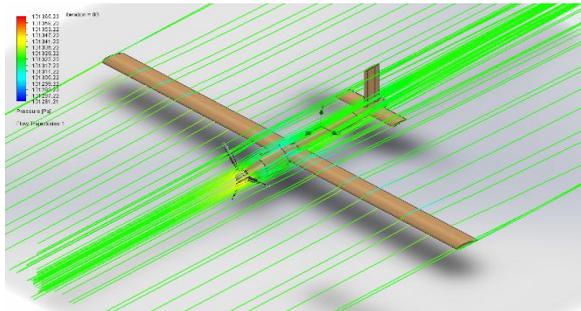


Gambar 9 Grafik Distribusi Tekanan

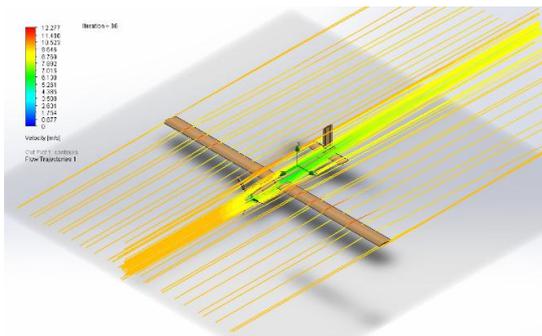
Berikut dapat dilihat pada gambar 9 merupakan plotting distribusi tekanan dan distribusi kecepatan variasi *angle of attack* 5°, yaitu sebagai berikut.

Tabel 8 Kecepatan Minimum Pada Setiap Variasi *Angle Of Attack*

AOA	Kecepatan	Lift	Drag	L/D
0	26	204.263	49.412	4.133874363
1	24	208.021	62.858	3.309379872
3	23	210.71	68.179	3.090541076
5	23	219.578	68.72	3.195256112
7	22	221.461	74.666	2.966022018
9	22	223.995	81.507	2.748168869
11	21	235.723	81.603	2.888656054
13	21	239.855	85.179	2.815893589
15	20	250.291	94.04	2.661537644



(A)



(B)

Gambar 10 *Plotting Flow Trajectory* (A) Distribusi Tekanan (B) Distribusi Kecepatan Pada Variasi AoA 5°

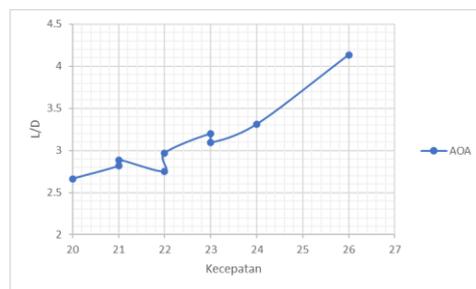
Pada gambar 10 dapat dijelaskan bahwa distribusi kecepatan dan distribusi tekanan yang terjadi pada mini UAV tersebut. Untuk distribusi kecepatan yang terjadi disekitar mini UAV terjadi hambatan kecepatan yang disebabkan oleh Sebagian kecil bodi UAV. Untuk distribusi tekanan yang terjadi disekitar mini UAV tersebut tidak terlalu berbeda disetiap bagian pada mini UAV tersebut.

b. Analisis Performa Aerodinamis

Pada setiap *angle of attack* sayap mini UAV ini pasti memiliki kecepatan minimum yang berbeda – beda sayap melakukan *take off*. Pada setiap variasi *angle of attack* ini, kecepatan minimum yang digunakan agar dapat mengangkat mini UAV berbeda – beda. Berikut dibawah ini merupakan tabel kecepatan minimum pada setiap variasi *angle of attack* agar dapat mengangkat mini UAV.

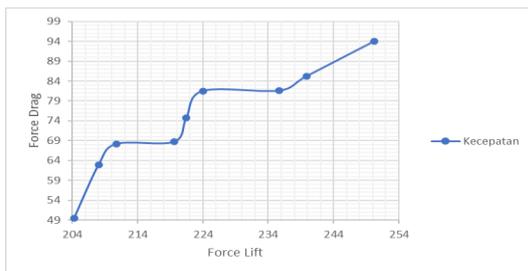
Pada Tabel 8 dapat dijelaskan bahwa setiap variasi *angle of attack* ini memiliki kecepatan minimum yang berbeda – beda untuk dapat mengangkat mini UAV ini. Semakin besar sudut yang digunakan pada sayap ini, maka semakin kecil pula kecepatan yang dibutuhkan untuk dapat mengangkat mini UAV ini.

Pada tabel 8 ini dikatakan bahwa pada sayap tanpa menggunakan *angle of attack* atau pada *angle of attack* 0°, menghasilkan kecepatan minimum sebesar 26 m/s untuk dapat mengangkat mini UAV. Sedangkan pada variasi *angle of attack* 15° menghasilkan kecepatan minimum sebesar 20 m/s untuk mengangkat mini UAV. Range yang di hasilkan pada variasi *angle of attack* 0° hingga 15° ini yaitu sekitar 6 m/s, itu merupakan perbandingan yang sangat signifikan untuk setiap variasi *angle of attack* ini. Berikut pada gambar 11 merupakan hasil gambar grafik yang dapat diambil pada analisa performa aerodinamis ini.



Gambar 11 Grafik L/D Polar Terhadap *Angle of Attack*

Pada gambar 11 ini menjelaskan mengenai perbandingan gaya lift/drag polar pada setiap variasi sudut serang. Pada gaya lift/drag polar dengan variasi *angle of attack* 15° memiliki gaya lift/drag polar dengan hasil yang paling tinggi.



Gambar 12 Grafik Lift dan Drag Terhadap Kecepatan

Pada gambar 12 dapat dijelaskan bahwa gaya lift dan gaya drag yang dihasilkan pada setiap variasi sudut serang ini memiliki peningkatan disetiap variasi tersebut.

## 5. KESIMPULAN DAN SARAN

Setelah dilakukan pengujian mengenai proses perancangan mini UAV dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut.

- Pada desain perancangan mini UAV ini menghasilkan mini UAV dengan massa total 14,91944 kg yang memiliki *fuselage* dengan Panjang 1,8 meter, bentangan sayap sepanjang 4 meter dengan aspek rasio sebesar 13,33 , dan untuk *empennage* ini memiliki *vertical stabilizier* sebesar 65 cm dan *horizontal stabilizier* sepanjang 160 cm.
- Pada hasil analisis simulasi aerodinamis dengan menggunakan *software solidworks* mendapatkan hasil massa total 14,91944 Kg didapatkan hasil performa aerodinamis dengan koefisien lift tertinggi yaitu pada variasi *angle of attack* 15° dengan minimum dsitribusi tekanan sebesar 101245.5943 Pa. Pada Koefisien *lift/drag* polar didapatkan hasil performa aerodinamis terbaik pada *angle of attack* 5°.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis ucapkan terima kasih kepada Bayu Ramadhan, ST, MT dan Ahmad Fakhri Giyats, ST dari laboratorium *Center Automotive Research* yang telah membantu penulis menyelesaikan penelitian ini, terutama penulis ucapkan terima kasih kepada kepala Laboratorium CAR bapak dr-ing, Mohammad yamin yang telah membimbing penulis sehingga penulis dapat menyelesaikan penelitian ini.

## REFERENSI

- Aryanto Muhammad, Setiawan D Joga, Prabowo Teguh, Haryanto Ismoyo, Munadi. (2018). *Design of a Low-Cost Fixed Wing UAV*. MATEC Web of Conferences 159, 02045.
- M. Hassanalain and A. Abdelkefi. 2017. *Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform*. Meccanica, vol. 52, pp. 1265-1282.
- M. A. Fenelon and T. Furukawa. 2010. *Design of an active flapping wing mechanism and a micro aerial vehicle using a rotary actuator*. Mechanism and Machine Theory, vol. 45, pp. 137-146.
- P. M. Joshi. 2015. *wing analysis of a flapping wing Unmanned aerial vehicle using CFD*. Development, vol. 2.
- Kimon P. Valavanis & George J. Vachtsevanos. 2015. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Netherlands. Springer Netherlands.
- Anderson, John D., Jr. 2017. *Fundamentals of Aerodynamics*, 6th Edition. New York. McGraw-Hill.
- W. Shyy, H. Aono, C.-k. Kang, and H. Liu. 2013. *An introduction to flapping wing aerodynamics vol. 37*. Cambridge University Press. United Kingdom.
- R. Austin, Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment vol. 54: John Wiley & Sons, 2011.
- Kutler, P., 'Computation of Three-Dimensional, Inviscid Supersonic Flows,' in H.J. Wirz (ed.), Progress in Numerical Fluid Dynamics, Springer-Verlag, Berlin, 1975, pp. 293-374.
- R. W. Beard, D. Kingston, M. Quigley, D. Snyder, R. Christiansen, W. Johnson, et al., "Autonomous vehicle technologies for small fixed-wing UAVs," Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, vol. 2, pp. 92-108, 2005.