

# Desain FW UAV Model Pylon dan Fighter Untuk Kecepatan Manuver Lintasan Angka 8

Nofria Hanafi<sup>1</sup>, Niam Tamami<sup>2</sup>, Agung Setya Herwanda<sup>3</sup>, Abidul qohar<sup>4</sup>, Mohamad Johan Arifin<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4,5</sup> Politeknik Elektronika Negeri Surabaya

Jl. Raya ITS Kampus PENS Sukolilo Surabaya 60111

E-mail: [hanafi@pens.ac.id](mailto:hanafi@pens.ac.id), [niam@pens.ac.id](mailto:niam@pens.ac.id), [agungsetya500@gmail.com](mailto:agungsetya500@gmail.com), [abidul000@gmail.com](mailto:abidul000@gmail.com), [m.johanarifin@gmail.com](mailto:m.johanarifin@gmail.com)

etc

**Abstrak**— Salah satu kemampuan dasar wahana terbang type fixedwing adalah dapat lepas landas pada area yang terbatas, terbang cepat mencapai lokasi yang diinginkan secara aman, akurat pada lintasan yang diinginkan dan dapat kembali ke base untuk mendarat dengan selamat. Misi khusus seperti pertolongan dan pertahanan membutuhkan wahana terbang yang cepat dan mampu mendarat dengan akurat, tetapi performa tersebut juga membutuhkan konsumsi energi yang besar. Untuk mendapatkan performa yang cepat, namun dengan energi yang efisien, wahana terbang didesain dengan model pylon pusher menggunakan airfoil ag03-il dan penambahan stabilizer cruciform untuk meningkatkan kecepatan pesawat dan menjaga pesawat agar stabil. Untuk tahap awal penelitian ini dibagi menjadi tiga proses yaitu menentukan konfigurasi pesawat, membuat gambar tiga dimensi, dan menganalisis desain tiga dimensi menggunakan software ansys. Hasil ketiga proses tersebut didapatkan desain baru dengan konfigurasi penempatan sayap (high wing) dengan ekor menggunakan stabilizer cruciform. Data teknis hasil perancangan adalah sebagai berikut: berat take-off 23 N, luas sayap  $0,378 \text{ m}^2$  dan panjang pesawat 0,72 m pada saat kecepatan jelajah koefisien gaya angkat (Cl) 0,35 dan koefisien gaya angkat maksimum (CLmax) pesawat sebesar 1,12 ketika sudut serang  $4^\circ$ . selain itu diperlukan campur tangan pilot melalui remote control untuk menghasilkan kecepatan yang maksimal. Desain baru pesawat model fighter untuk divisi Racing Plane mampu menambah kecepatan hingga 30% dari yang telah dibuat model pylon.

**Kata kunci** : Fighter, Pylon, Racing Plane, Stabilizer cruciform

**Abstract**— One of the basic capabilities of type fixedwing rides is that it can take off on a limited area, fly rapidly reaching the desired location safely, accurately on the desired track and can return to the base to land safely. Special missions such as relief and defence require fast flying rides and are able to land accurately, but the performance also requires big energy consumption. For quickly performance, but with efficient energy, the flying rides were designed with pylon pusher models using airfoil ag03-il and the addition of stabilizer cruciform to increase aircraft speed and keep the aircraft stable. For the initial stage of this study was divided into three processes namely determining the plane configuration, creating a three-dimensional image, and analyzing the three-dimensional design using the Ansys software. The third result of the process obtained a new design with the configuration of the wing placement (low wing) with the shape of swept back wing and tail using stabilizer cruciform. The technical data of the design results are as follows: 23 N takeoff weight, wing area  $0,378 \text{ m}^2$  and 0.72 m length at the time of cruising speed coefficient lift (Cl) 0.35 and maximum lift force coefficient (CLmax) of the aircraft is 1.12 when the attack angle is  $4^\circ$ . In addition it is necessary to intervene pilots through the remote control to generate maximum speed. With the

*new design expected planes for the Racing Plane Division are able to add up to 30% speed of which has been made.*

**Keyword**: Racing Plane, Pylon, Pusher, Stabilizer cruciform

## I. PENDAHULUAN

Kompetis robot terbang pertama di Indonesia secara resmi di laksanakan pada tahun 2013 yang di lahirkan melalui direktorat penelitian dan pengabdian kepada masyarakat (Ditlitabmas) Direktorat Jenderal Pendidikan Tinggi. UAV (Unmanned Aerial Vehicle) merupakan wahana udara tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh oleh atau tanpa seorang pilot (Autonomous). Kendali wahana UAV dapat dilakukan secara manual atau autonomous dimana telah berkembang pesat dalam satu dasawarsa terakhir ini. Bukan hanya mereka yang berada di ranah departemen pertahanan atau badan-badan riset, termasuk di perguruan tinggi, yang meneliti, mengkaji dan mengembangkan, tapi dunia industri dan bidang sipil pun telah mulai banyak memanfaatkan teknologi *unmanned system* ini dalam mendukung kegiatan mereka di antaranya adalah kebutuhan hiburan atau *entertainment* dengan wahana udara sebagai objeknya [8]. Dunia hankam diketahui, sementara ini masih menjadi pengguna terbesar, seperti misalnya jika ditilik dari informasi roadmap penggunaan sistem nir-awak di departemen pertahanan Amerika yg setidaknya-tidaknya di tahun 2020 mereka sudah merencanakan tidak kurang 20% pasukan mereka adalah sistem nir-awak (robot). Aplikasi lain misalnya untuk pemantauan (monitoring) dan pemetaan (mapping). Pemantauan dan pemetaan secara real-time kawasan-kawasan kritis seperti daerah terdampak bencana, daerah konflik penguasaan lahan (tambang, maritim, dsb.), perbatasan antar negara, perkebunan, dll., adalah obyek-obyek garap yang sangat potensial atas pemanfaatan sistem-sistem nir-awak ini.

Kompetisi wahana dengan tema racing plane secara spesifik model kompetisi drag race dan menempuh lintasan sepanjang 700m dengan penggerak wajib berbasis motor elektrik dan bilah *propeller/fan* dari bahan non-logam. Wahana racing plane harus memiliki kemampuan melakukan *take-off* menggunakan *launcher* dengan tambahan gaya luncur saat *take-off*. Take off memerlukan gaya drag yang besar dimana penambahan vortex generator pada sayap pesawat meningkatkan koefisien *lift* (Cl) dan koefisien drag [3]. Geometri airfoil memiliki pengaruh yang signifikan terhadap karakteristik aerodinamik dengan parameter CL dan sangat berhubungan dengan *lift*[2]. Teknik pendaratan tidak dibatasi sehingga pesawat harus memiliki kestabilan yang baik terkait dengan kondisi akan tetapi arah pendaratan harus searah lintasan berangkat dan harus dapat mendarat pada area yang ditentukan. Semakin besar sudut serang yang diberikan maka koefisien *lift* akan bertambah sampai batas sudut *stall* pada airfoil [5]. Pada kompetisi ini

diperlukan pesawat yang mampu untuk menambah kecepatan pesawat pada saat terbang dengan batasan-batasan yang telah ditentukan. Variabel tersebut antara lain berat, maksimum kapasitas baterai, panjang dan lebar pesawat namun bebas dari segi model atau bentuk pesawat. Pada penelitian bentuk airfoil NACA 4415 dinyatakan perubahan aerodinamis aliran pada permukaan dengan mengubah sudut serang [1].

Oleh karena itu pemilihan lengkung sayap (airfoil design) dan stabilizer, yang tepat dan model pesawat yang dipilih sangat menentukan keberhasilan laju pergerakan *racing plane* dalam mencapai kecepatan maksimum serta kestabilan pesawat terhadap lingkungan dengan batasan yang telah ditentukan dalam kompetisi. Semakin tinggi kecepatan pesawat maka pola aliran yang diterima sayap horizontal dan sayap V-Tail UAV MALE semakin besar terumata pada bagian leading edge [4] Dengan demikian akan dihasilkan rancangan pesawat racing yang tepat untuk memaksimalkan penggerak yang digunakan dan mampu beradaptasi dengan kondisi alam seperti arah angin dan kecepatan anginakan sama panjang

## II. METODE PENELITIAN

Penelitian ini difokuskan untuk menyelesaikan topik kompetisi robot terbang. Dengan lintasan sepanjang 400 meter dan manuver berbentuk angka 8 diperlukan perancangan mekanik, perangkat elektronik programming. Dengan bentuk kompetisi dan aturan seperti yang telah dideskripsikan maka dapat dirancang mekanik pesawat sebagai berikut :

### A. PERANCANGAN MEKANIK

Perancangan mekanik diperlukan simulasi baik airfoil dan desain pesawat agar diperoleh hasil yang optimum. Pada perancangan mekanik dibagi menjadi 2 bagian yaitu perancangan frame dan sistem kontrol gerak

### B. PERANCANGAN FRAME

#### a) Airfoil

Airfoil yang digunakan adalah n10-il airfoil. Airfoil n10-il ini sangat sesuai digunakan untuk wahana terbang berkecepatan tinggi. Airfoil ini memiliki ketebalan minimum dengan ketebalan maksimum 2.5% pada 50% chord dimana semakin kecil ketebalan airfoil maka semakin kecil dampak dari drag yang dihasilkan airfoil tersebut. Dan semakin kecil nilai  $t/c$  (thickness to chord ratio) maka nilai maksimum *lift coefficient* akan berkurang dimana hal ini sangat diperlukan bagi wahana terbang berkecepatan tinggi agar stall tidak terjadi pada sudut serang yang semakin tinggi. Hal ini juga dapat membantu kestabilan ketinggian wahana ketika melakukan *highspeed cruising* agar tidak terjadi kenaikan ketinggian yang tidak diinginkan ketika sudut serang pada airfoil adalah sama dengan '0' dengan referensi *leading edge* dan *trailing edge* pada sumbu horizontal.

#### b) Bahan

Body wahana atau frame menggunakan bahan dasar Depron (polyfoam) dengan pertimbangan dapat menghasilkan body yang ringan, kuat, presisi dan mudah dibentuk. Untuk penguat bagian dalam atau kerangka wahana, menggunakan kayu balsa yang diberi

zat pelapis tipis yang ringan agar lebih kuat dan penggunaan kayu balsa yang berlebihan dapat dihindari

### C. SISTEM KONTROL PERGERAKAN

#### a) Elevator

Pada sistem pengontrolan wahana secara mekanik kami menggunakan elevator yang memungkinkan wahana untuk mengubah sikapnya dengan gerakan pitching. Elevator terletak dibagian paling belakang wahana.

#### b) Aileron

Alat gerak pesawat ini terletak dibagian wing pesawat. Aileron memungkinkan wahana untuk mengubah sikapnya dengan gerakan guling.

TABEL I  
SPESIFIKASI DAN BAHAN

Nama	Spesifikasi
Airfoil sayap	<i>naca4412</i>
Panjang sayap	1200 mm
Panjang badan	800 mm
Wing location	low-wing
Kontrol mekanik	Elevon,
Propeller type	Pusher/thrust force
Propeller required	6" x 5"
Bahan	Depron,balsa wood
Kecepatan jelajah	150km/h
Ketinggian jelajah	50-100m
TOW(take-off weight)	2.2 kg

### D. PERANCANGAN HARDWARE

Hardware merupakan komponen elektronik yang harus ada untuk pengujian sistem secara keseluruhan. Tidak hanya pengujian didalam simulasi dan menggunakan *wind tunnel* akan tetapi pengujian secara riil juga akan dilakukan dengan menggunakan spesifikasi komponen elektronik sebagai berikut

TABEL II  
SPESIFIKASI HARDWARE

Nama	Spesifikasi		
	Dimensi	Massa	Lain-Lain
Motor Brushless 2600 W 2650KV	Diameter: 39 mm panjang: 73.8 mm	440 g	Max current: 130A Max Power: 2600 W
Waterproof 150A ESC with 5.5V/5A BEC	(140 x 135 x 40) mm	177 g	Continuous 150A, Burst 900A
Flight Controller Advanced Autopilot	(81.5 x 50 x 15.5) mm	130 g	Includes 3-axis gyro, accelerometer and barometer
Premium Metal Gear Micro Servo	(29 x 13x 30) mm	21.9.0 g	Stall Torque (4.8V) : (3.6kg/cm) Stall Torque (6.0V) : (4.3kg/cm)
3D radio	(47x26x10) mm	60 g	433 MHz

### E. PERANCANGAN SAYAP

National Advisory Committee for Aeronautics airfoil memberikan acuan dalam mendesain bentuk bodi secara

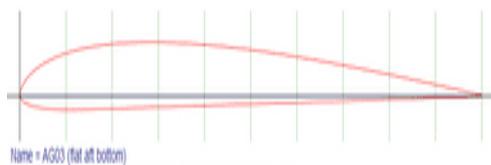
aerodinamik yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan perhitungan secara matematis. Hasil perhitungan membantu untuk memprediksi besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh bodi airfoil.

a) Perancangan dengan Naca 4412  
Polars for NACA 4412 (naca4412-il)

Plot	Airfoil	Reynolds #	Ncrit	Max Cl/Cd	Description
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	50,000	9	33.4 at $\alpha=9.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=9
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	50,000	5	36.1 at $\alpha=8.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=5
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	100,000	9	56.1 at $\alpha=8.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=9
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	100,000	5	57.4 at $\alpha=6.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=5
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	200,000	9	78.1 at $\alpha=7^\circ$	Mach=0 Ncrit=9
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	200,000	5	76.6 at $\alpha=6^\circ$	Mach=0 Ncrit=5
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	500,000	9	107.5 at $\alpha=6^\circ$	Mach=0 Ncrit=9
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	500,000	5	101.1 at $\alpha=5^\circ$	Mach=0 Ncrit=5
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	1,000,000	9	129.4 at $\alpha=5.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=9
<input checked="" type="checkbox"/>	naca4412-il	1,000,000	5	119.2 at $\alpha=4.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=5

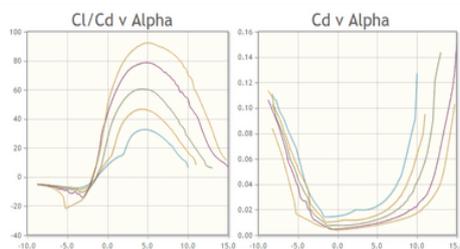
Gambar 1. Desain airfoil Naca 4412.

b) Airfoil ag03-il

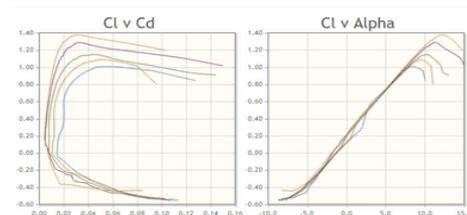


Gambar 2. Desain airfoil ag03-il.

Airfoil ag03-il merupakan salah satu jenis airfoil yang sering di gunakan pada wahana UAV dengan kecepatan tinggi karena Airfoil ag03-il mempunyai koefisien gaya angkat (Cl) 0,35 dan koefisien gaya angkat maksimum (CLmax) pesawat sebesar 1,12 ketika sudut serang hal ini sangat cocok buat maneuver. Pada perancangan ini menggunakan variable dependen yaitu perbandingan airfoil ag03-il dengan naca 4412il serta menggunakan *variable independent* aliran udara dan kontur tekanan. Berikut spesifikasi fluida dan input parameter yang digunakan.



Gambar 3. Grafik airfoil naca 4412.



Gambar 4. Grafik airfoil ag03-il

TABEL III  
SPESIFIKASI FLUIDA

No	Jenis Fluida	Udara Atmosfer
----	--------------	----------------

1	Temperature Fluida	30°c
2	Tekanan Fluida	40,0 pa
3	Densitas	1.17 kg/
4	Viskositas	1.86 E-05

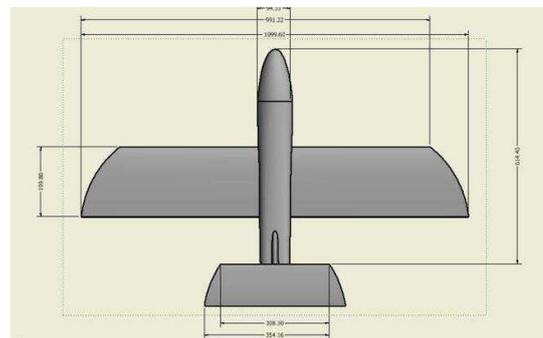
TABEL IV  
INPUT PARAMETER

No	Input	Pilihan
1	Ketinggian jelajah	50 m
2	Tekanan	40,0 pa
3	Percepatan Gravitasi	9,8 m/
4	Suhu	30 °c
5	Kecepatan Fluida	30 m/s
6	Jenis Aliran	Laminar dan turbulent

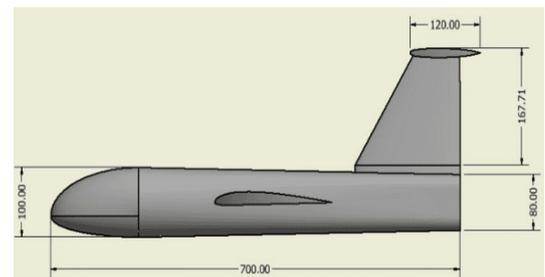
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. DESAIN UAV

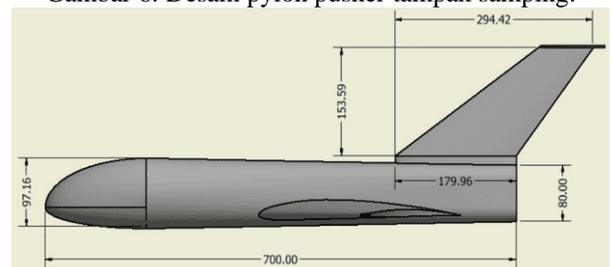
Desain pesawat model pylon dan fighter yang digunakan sebagai perbandingan menguji kecepatan pesawat UAV pada lintasan angka 8.



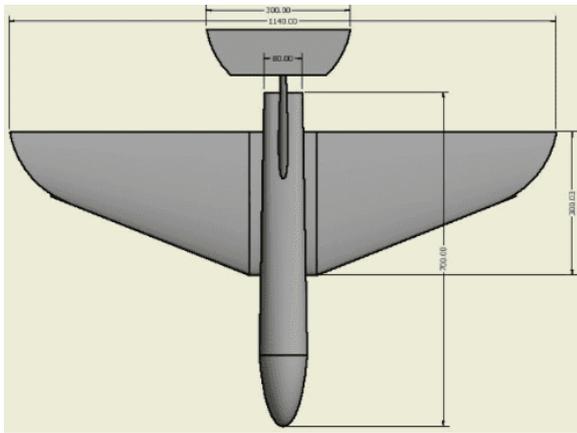
Gambar 5. Desain pylon pusher tampak atas.



Gambar 6. Desain pylon pusher tampak samping.

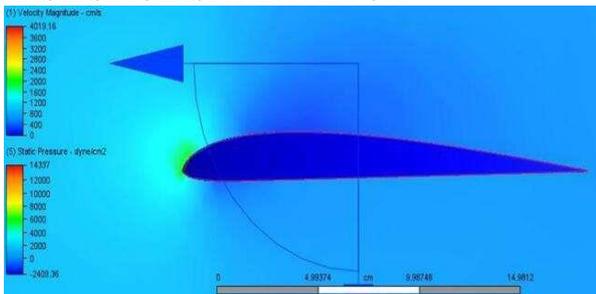


Gambar 7. Desain fighter pusher tampak atas.

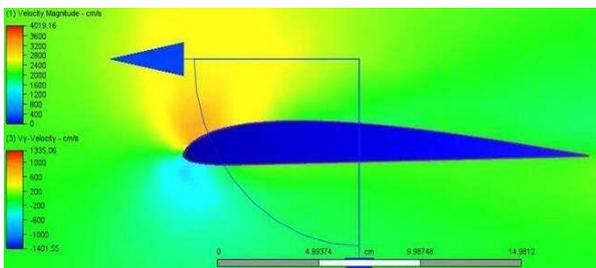


Gambar 8. Desain fighter pusher tampak samping.

## B. HASIL SIMULASI PADA AIRFOIL

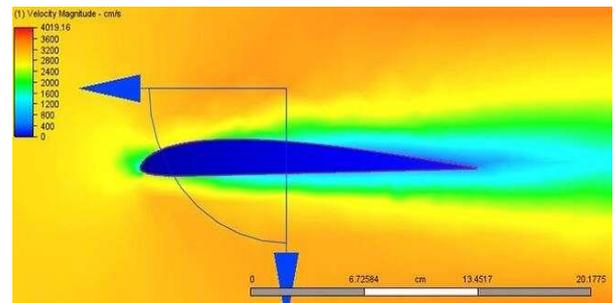


Gambar 9. (Static pressure on air foil ag03-il).

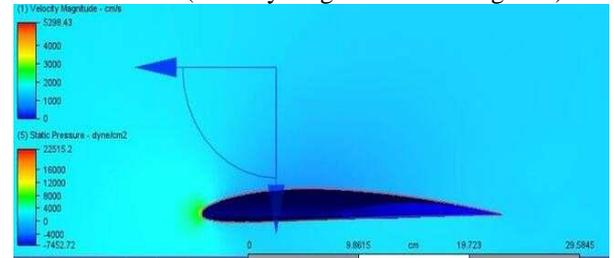


Gambar 10. (Vx velocity magnitude airfoil ag03-il).

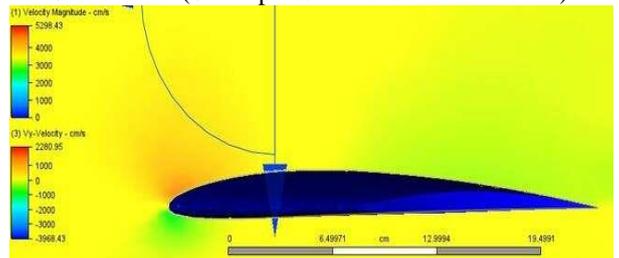
Dimana aliran itu akan melewati airfoil dipermukaan bawah (lower surface) tekanannya lebih besar dari permukaan atas (upper surface) dan kebalikkannya kecepatan dipermukaan atas lebih tinggi dari pada permukaan bawah airfoil karena udara bagian atas harus melewati jarak yang lebih Panjang (permukaan atas airfoil adalah cembung) dibandingkan udara bagian bawah. Pada hukum newton tiga Menyatakan bahwa semakin tinggi kecepatan fluida maka tekanannya akan mengecil, resultan gaya yang bergerak dari fluida itu sama dengan kecepatan yang dihasilkan oleh airfoil. Kecepatan airfoil yang masuk kedalam aliran fluida disebut juga dengan (aksi-reaksi).



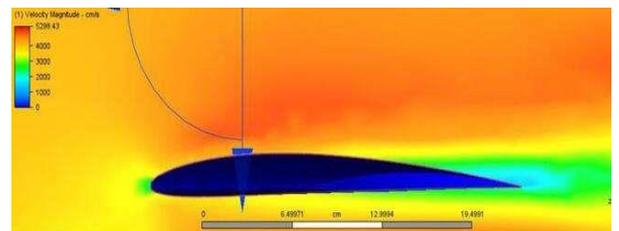
Gambar 11. (velocity magnitude airfoil ag03-il).



Gambar 12. (Static pressure airfoil naca 4412-il).



Gambar 13. (Vy velocity fighter airfoil naca 4412-il).



Gambar 14. (velocity magnitude airfoil naca 4412-il).

Pada beloknya kontur udara yang mengalir dipermukaan atas (*upper surface*) airfoil terlihat dari kontur tekanan yang terjadi pada airfoil itu disebabkan aliran fluidanya mengikuti bentuk dari permukaan atas airfoil, pembelokan kontur udara tersebut dimungkinkan karena adanya daerah tekanan rendah pada permukaan atas, perbedaan tekanan tersebut menciptakan perbedaan gaya yang menimbulkan gaya angkat (*lift*). Dikecepatan tertentu warnanya semakin pudar dan kecepatannya juga semakin melemah (Hukum kekekalan energi).

Dari hasil simulasi pada gambar 9 sampai dengan gambar 14 ditunjukkan bahwa airfoil ag03-il mempunyai *pressure* lebih besar dari pada naca 4412 sehingga dapat mempengaruhi kecepatan suatu pesawat UAV dan *pressure* berbanding lurus dengan *mass flow rate* yang sesudah melewati airfoil. Sehingga airfoil ag03-il lebih cocok digunakan untuk pesawat pylon pusher yang dapat meningkatkan akselerasi

Dalam mekanika fluida, bilangan Reynold adalah rasio antara gaya inersia ( $vsp$ ) terhadap viskositas ( $\alpha/L$ ) yang

mengkuantifikasi hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu. Bilangan ini digunakan untuk mengidentifikasi jenis aliran yang berbeda, misalnya laminar dan turbulen. Reynold O. (1884). Dilihat dari kecepatan aliran dapat diasumsikan laminar bila  $Re < 2000$ , sedangkan aliran turbulen mempunyai bilangan  $Re > 4000$ .

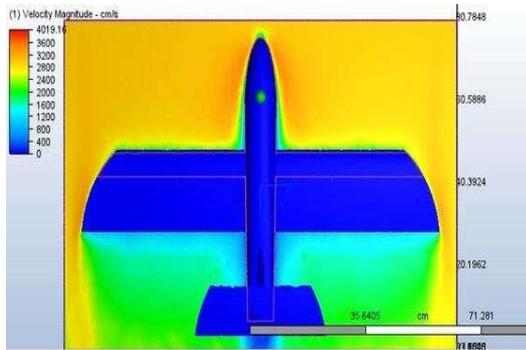
**C. HASIL SIMULASI PADA PYLON PUSHER DAN FIGHTER**

Untuk melakukan simulasi maka perlu dilakukan perhitungan bilangan Reynold didapatkan dari persamaan:

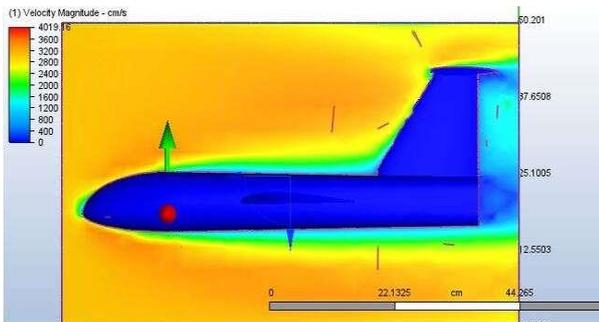
- $\rho$  = Densitas Udara
- $V$  = Kecepatan pesawat
- $L$  = Panjang Airfoil = 0,03 m
- $\nu$  = Viskositas =  $1,86 \times 10^{-5}$  (m<sup>2</sup>/s)

Dapat dilihat perhitungan dari sayap horizontal dengan persamaan Reynold Number, variasi kecepatan 30 m/s = 108 km/jam.  $Re = 4.591,83$

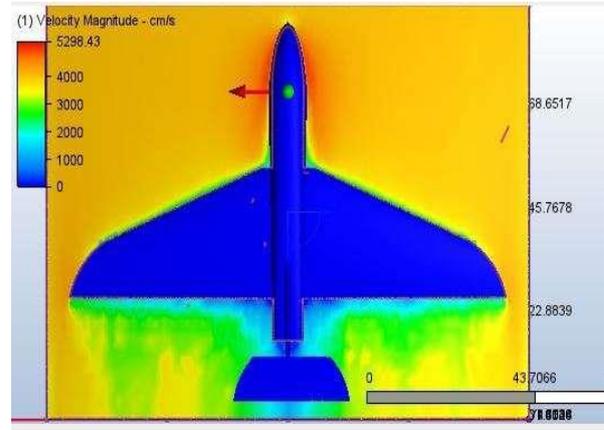
$Re > 4.000$  menunjukkan bahwa sudah terjadi aliran turbulen pada sayap pesawat. Berikut hasil simulasi aliran fluida UAV model pylon pusher dan model fighter.



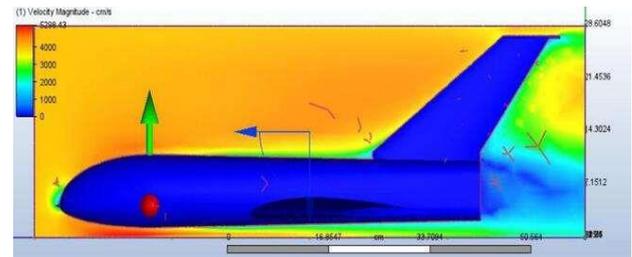
Gambar 15. Simulasi CFD pylon pusher.



Gambar 16. Simulasi CFD pylon pusher.

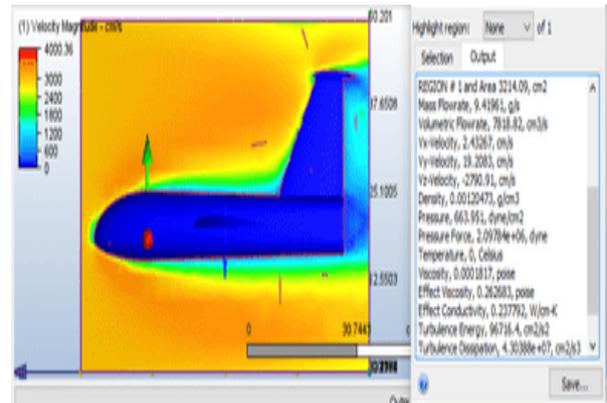


Gambar 17. Simulasi CFD fighter.

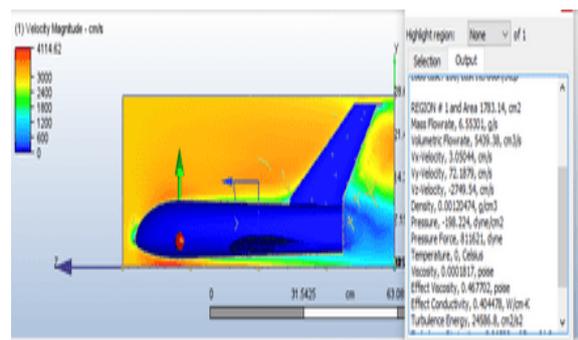


Gambar 18. Simulasi CFD fighter.

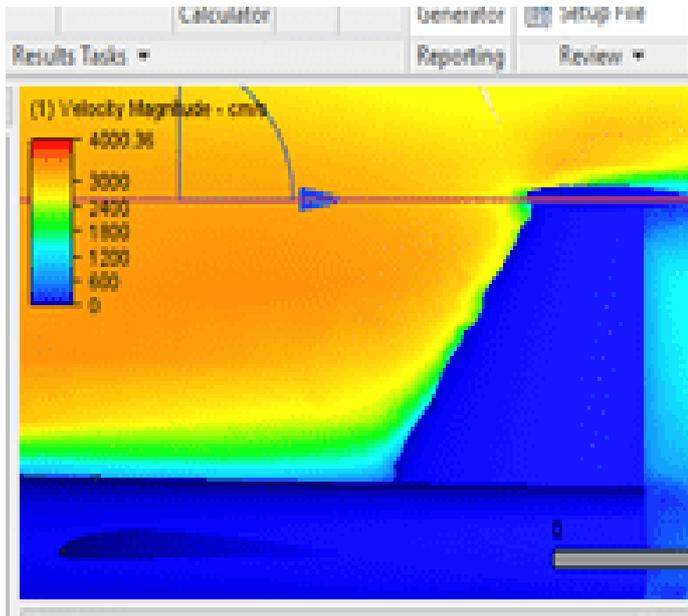
Dengan melihat hasil simulasi CFD pada UAV pylon pusher dan fighter yang di simulasikan pada kecepatan 30 m/s maka didapatkan hasil arah aliran dari sumbu z sebagai berikut :



Gambar 19. Hasil simulasi sumbu z UAV pylon pusher.



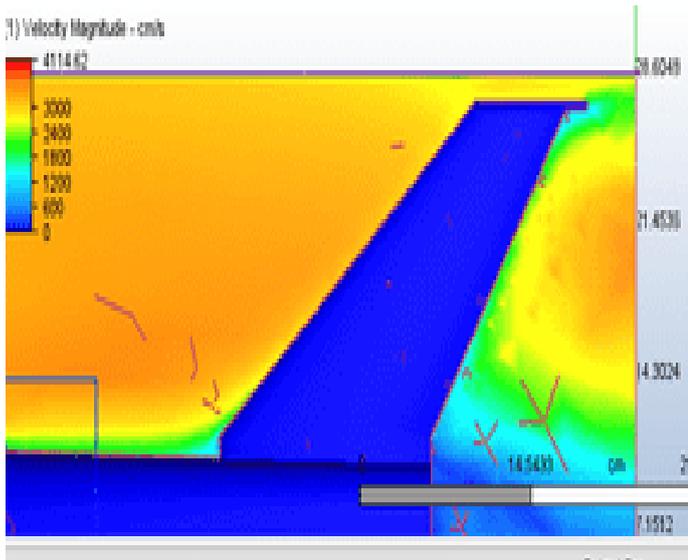
Gambar 20. Hasil simulasi sumbu z UAV model fighter



Gambar 21. Analyzer empennage pylon.

TABEL V  
PERBANDINGAN ALIRAN FLUIDA

UAV	Vx Velocity	Vy Velocity	Vz Velocity
Pylon pusher	2.43267, cm/s	19.2083, cm/s	-2790.91, cm/s
fighter	3.05044, cm/s	72.1879, cm/s	-2749.54, cm/s



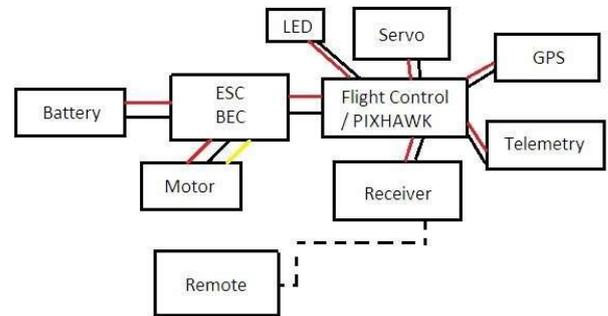
Gambar 22. Analyzer empennage fighter.

Dari hasil simulasi didapatkan hasil bahwa UAV pylon pusher mempunyai kestabilan lebih baik daripada UAV fighter dapat dilihat dari simulasi tersebut aliran udara di bagian stabilizer (ekor/empennage) di bawah batas aliran turbulen (laminar) dengan di tunjukkan warna biru. Sedangkan UAV fighter kurang stabil karena aliran di bagian stabilizer

(ekor/empennage) menuju dari aliran *transient* ke *turbulent* (yang ditunjukkan dengan warna merah).

D. DESAIN ELEKTRIK

Dengan berat pesawat UAV 2 kg dan menggunakan sumber daya yang berasal dari baterai LiPo 4000 mAH 120 C dan motor yang mampu menarik arus hingga 130 A maka berdasarkan uji thrust yang dilakukan, motor mampu mendorong beban hingga 5 kg, artinya 2,5x berat pesawat yang dibuat



Gambar 23. Skema kontrol UAV racing.



Gambar 24. Thrust yang dihasilkan mencapai 5 kg.

Jika baterai berkapasitas 1000 mAH habis dalam waktu satu jam oleh motor dengan arus maksimal 1 A. maka dapat diperoleh rumus sebagai berikut :

$$T = \frac{C * 60}{A * \%t} \tag{1}$$

dimana :

T = lama waktu terbang (menit)

C = kapasitas baterai (AH)

A = Arus motor (A)

%t = persentase *throttle* (%)

E. PENGUJIAN KECEPATAN

Pada gambar 25 pesawat diuji terbang dalam bentuk lintasan angka 8. Dari uji bentuk angka 8 dapat diketahui bahwa pada saat motor diberi masukan *throttle* sebesar

55% maka pesawat UAV jenis pylon pusher mampu mencapai kecepatan 24,88m/s.



Gambar 25. Uji terbang lintasan U.

Sedangkan implementasi pada UAV jenis fighter dengan input *throttle* sebesar 55% maka kecepatan pesawat saat mampu mencapai 26,45m/s. Pelaksanaan uji terbang dilakukan dengan mempertimbangkan *error* lingkungan sebesar 1%. Pada gambar 26 ditunjukkan hasil uji terbang dengan lintasan U, dari uji terbang yang telah dilakukan didapatkan bahwa pada saat aktuator diberikan masukan *throttle* sebesar 64% maka kecepatan pesawat model pylon pusher mampu terbang dengan kecepatan sebesar 31,06m/s, sedangkan pada saat diimplementasikan ke pesawat model fighter dengan masukan *throttle* sebesar 64% rata-rata dihasilkan kecepatan terbang sebesar 32,7m/s.



Gambar 26. Uji terbang lintasan angka 8.

Pada gambar 26 dapat diketahui bahwa pada saat aktuator diberikan input sebesar 41% dari total *throttle* maka pesawat jenis pylon pusher mampu menghasilkan kecepatan bergerak sampai dengan 27,38m/s, sedangkan pada pesawat model fighter mampu terbang dengan kecepatan 29,7m/s. Model fighter dengan tipe pusher lebih cocok digunakan untuk jenis pesawat untuk kecepatan yang tinggi namun durasi waktu yang cukup singkat dikarenakan daya baterai yang digunakan juga semakin besar.

Pada gambar 27 diatas telah diuji dan diketahui bahwa pada saat input pada aktuator diberikan input sebesar 81% maka akan mencapai kecepatan 32,45m/s pada saat diimplementasikan pada pesawat jenis pylon pusher, sedangkan pada pesawat jenis fighter dengan input 81%

kecepatan yang dicapai sampai dengan 34,28m/s. Dibandingkan dengan model pylon pusher, model fighter mampu bergerak lebih cepat baik dalam kondisi angin maupun angin dengan kecepatan rendah.



Gambar 27. Uji terbang lintasan lurus.

IV. KESIMPULAN

1. Kecepatan Pesawat UAV bergantung pada bentuk airfoil dan sudut serang sayap untuk menghasilkan CL (coefisien lift) baik serta mempunyai nilai Cd (coefisien drag) yang kecil ,serta bentuk *fuslage* dan stabilizer (empennage/ekor) yang dapat membelah aliran udara sehingga aliran tidak terjadi *turbulent* dari hasil simulasi airfoil naca airfoil ag03-il mempunyai *pressure* lebih besar dari pada naca 4412 sehingga dapat mempengaruhi kecepatan suatu pesawat UAV dan *pressure* berbanding lurus dengan *mass flow rate* yang sesudah melewati airfoil. Sehingga airfoil ag03-il lebih tepat digunakan untuk pesawat pylon pusher yang dapat meningkatkan akselerasi.
2. Pemilihan stabilizer (empennage/ekor) sangat berpengaruh terhadap kestabilan UAV serta akselerasi UAV. Hasil simulasi didapatkan bahwa stabilizer (empennage/ekor) UAV pylon pusher mempunyai nilai aliran fluida di batas laminar yaitu di bawah <4000 yang di tunjukkan dengan warna biru sehingga dapat menghasilkan akselerasi maksimal.
3. Model pesawat fighter lebih tepat digunakan untuk terbang kecepatan tinggi bermanuver belok tajam dengan keunggulan kecepatan rata-rata 2m/s atau 7 Km/Jam tiap penambahan throttle dibandingkan dengan UAV model pylon pusher. Gambar 27 menunjukkan contoh sebuah gambar dengan resolusi rendah yang kurang sesuai ketentuan, sedangkan gambar 26 menunjukkan contoh dari sebuah gambar dengan resolusi yang memadai. Periksa bahwa resolusi gambar cukup untuk mengungkapkan rincian penting pada gambar.

REFERENSI

- [1] Garg, P. Sony, N. , Aerodynamic Investigation of Flow Field Over NACA 4415 Airfoil, International Journal of Advanced Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 3, Issue 2. (references) 2016.
- [2] Kevadiya, M., and Hemish A May. "2D ANALYSIS OF NACA 4412 AIRFOIL" International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology Vo. 2, Issue 5, 2013.

- [3] Awal Romadhon, Dana Herdiana, "Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat LSU-05 Dengan Penambahan Vortex Generator, Jurnal Teknologi Dirgantara 2017, vol.15 No 1.
- [4] Dicky Kurniawan, "Analisis Aerodinamika Pada sayap V-Tail UAV MALE (Unmanned aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance) Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan Software Computational Fluid Dynamic (CFD)" 2018..
- [5] Gede, S.I. dkk. Pengaruh Fixed Leading Edge Slot terhadap karakteristik Airfoil Simetris dengan variasi sudut serang. Jurnal Ilmiah Teknik Desain mekanika 3(6) : 61-69, 2014.
- [6] K. S. Patel, S. B. Patel, U. B. Patel, and A. P. Ahuja, "CFD Analysis of an Aerofoil", International Journal of Engineering Research, vol. 3, issue. 3, pp. 154-158, March 2014.
- [7] Nofria Hanafi, dkk. Pengendalian Kecepatan Gerak Quadcopter Berbasis IMU pada Gerakan Kecepatan Tangan dengan Metode Template Matching, Jurnal Rekayasa Elektrika, Vol14, No.3, 2018.
- [8] Hidayat M.F, "Analisis Aerodinamika Airfoil Naca 0012 Dengan Ansys Fluent. Jakarta, 10. Retrieved From Analisis Aerodinamika Airfoil Naca 0012 Dengan Ansys Fluent, 2014.