

ANALISA AERODINAMIKA PESAWAT NIRAWAK KONFIGURASI EKOR VERTIKAL *INVERTED V* DAN U DENGAN SIMULASI CFD

AERODYNAMIC ANALYSIS OF UNMANNED AIRCRAFT *INVERTED V* AND U - SHAPED VERTICAL TAIL CONFIGURATION USING CFD SIMULATION

Arifin Rasyadi Soemaryanto, Dana Herdiana
Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN
arifin.rasyadi@lapan.go.id

Abstrak

Karakteristik aerodinamika adalah salah satu aspek yang dipertimbangkan dalam proses pemilihan konfigurasi dari perancangan pesawat nirawak. Karakteristik ini merupakan salah satu parameter yang dapat menentukan prestasi terbang dari pesawat dan juga untuk pemilihan mesin pesawat. Karakteristik ini dapat direpresentasikan dalam bentuk kurva *drag polar* dan kurva efisiensi aerodinamika. Kurva tersebut dapat dihasilkan dari analisa gaya/momen aerodinamika dengan beberapa metode tertentu, salah satunya dengan metode simulasi *Computational Fluid Dynamics* menggunakan perangkat lunak ANSYS CFD. Metode ini menggunakan model aliran udara dengan berdasarkan persamaan Navier-Stokes dan simulasi dengan grid 3 dimensi. Pesawat LSU-02 *Series* merupakan pesawat nirawak yang digunakan sebagai objek simulasi. Pesawat ini memiliki dua konfigurasi ekor vertikal yang berbeda, yaitu berbentuk huruf V dan huruf U terbalik. Tujuan dari studi ini adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika berupa kurva *drag polar*, kurva efisiensi aerodinamika dan kontur aliran dari simulasi CFD, untuk kedua konfigurasi tersebut lalu membandingkannya satu sama lain. Dari perbandingan antara kurva *drag polar* dan efisiensi aerodinamika, kedua konfigurasi ekor menunjukkan tren yang seragam. Ada perbedaan pada kontur aliran turbulen yang dihasilkan oleh ekor vertikal dengan bentuk huruf U terbalik.

Kata kunci: karakteristik aerodinamika, *drag polar*, efisiensi aerodinamika, CFD.

Abstract

Aerodynamics characteristics is one aspect considered in the process of choosing the configuration of the aircraft design. This characteristic is one of the parameters that can determine the flight performance of the aircraft and also for the selection of aircraft engines. This characteristic can be represented in the form of a drag polar curve and an aerodynamic efficiency curve. The curve can be generated from the analysis of aerodynamic force / moment with certain methods, one of them is Computational Fluid Dynamics simulation method using ANSYS CFD software. This method using Navier-Stokes theorem. The LSU-02 Series is a fixed wing drone aircraft used as a simulation object. This aircraft has two different vertical tail configurations, which are Inverted V and U shaped. The purpose of this study is to find out the aerodynamic characteristics of drag polar curve, aerodynamic efficiency curve and flow contours from CFD simulations, for both configurations and then compare them with each other. From the comparison between drag polar and aerodynamic efficiency curves, both tail configurations result in a uniform trend. There is a difference in turbulent flow contours generated by a vertical tail with an Inverted U-shape.

Keywords: aerodynamics characteristic, drag polar, aerodynamics efficiency, CFD.

1. PENDAHULUAN

Kebutuhan akan penggunaan pesawat nirawak kelas ringan meningkatkan minat beberapa pihak untuk merancang-bangun pesawat tersebut. Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) sebagai institusi negara turut serta melaksanakan kegiatan rancang bangun pesawat nirawak. Dalam perancangan pesawat nirawak terdapat salah satu proses awal yaitu pemilihan konfigurasi pesawat. Konfigurasi pesawat pada perancangan pesawat nirawak LSU-02 adalah terdiri dari letak posisi sayap

di atas atau *high wing* dengan ekor vertikal yang terpasang ada dua batang atau *twin-boom*. Konfigurasi tersebut cukup populer dalam pemilihan konfigurasi desain oleh para desainer dikarenakan kesederhanaan desain dan memiliki karakteristik kestabilan terbang yang cukup tinggi.[1] Dalam proses pemilihan konfigurasi salah satu aspek yang dipertimbangkan adalah karakteristik aerodinamika. Karakteristik ini berupa kurva koefisien gaya hambat versus gaya angkat yang terdiri dari dua kurva yaitu kurva *drag polar* dan kurva efisiensi aerodinamika.[2] Karakteristik aerodinamika merupakan salah satu parameter yang dapat menentukan prestasi terbang pesawat dan juga untuk pemilihan *engine* atau mesin pesawat.[3] Pada perancangan pesawat nirawak LSU-02 terdiri dari dua konfigurasi ekor vertikal yang berbeda, yaitu ekor vertikal yang berbentuk huruf V terbalik dan huruf U terbalik atau *Inverted V* dan *U tail*. [4] Pada studi ini akan dilaksanakan simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika dari masing-masing konfigurasi.[5] Kedua konfigurasi ekor sendiri memiliki ukuran yang serupa hanya beda bentuk. Kedua konfigurasi ditunjukkan pada Gambar 1a dan 1b. Tujuan dari studi ini adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika berupa kurva drag polar, kurva efisiensi aerodinamika dan kontur aliran dari simulasi CFD dengan grid 3 dimensi, untuk kedua konfigurasi tersebut lalu membandingkannya satu sama lain.

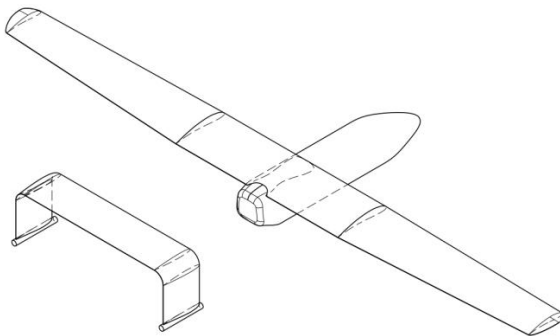
Gaya dan momen aerodinamika pada suatu pesawat udara timbul karena adanya reaksi yang dibangkitkan oleh medan udara yang terkuak karena gerak pesawat udara. Reaksi ini berupa perbedaan tekanan yang terjadi pada setiap permukaan pesawat udara. Secara integral perbedaan-perbedaan tekanan ini akan membangkitkan gaya aerodinamika yang bertitik tangkap yang pada umumnya tidak pada titik berat pesawat udara, sehingga akan timbul pula momen aerodinamika.

Perumusan gaya/momen aerodinamika tidak sesederhana seperti perumusan gaya/momen inersia maupun gaya gravitasi. Melalui pemodelan matematika aliran udara inkompresibel dan *non-viscous* gaya aerodinamika dapat dirumuskan sebagai berikut[6]:

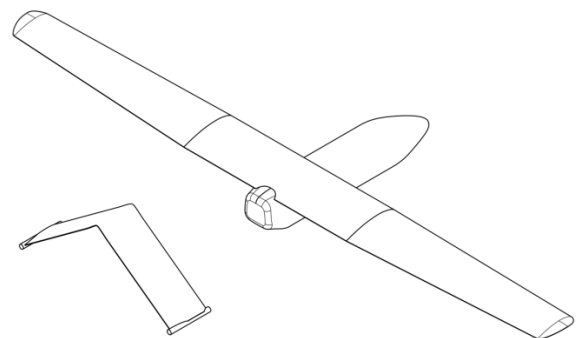
$$\bar{A} = \rho V \Gamma \quad (1)$$

dimana:

- ρ kerapatan aliran udara
- V kecepatan pesawat udara relatif terhadap aliran udara. Kecepatan ini disebut *airspeed* atau kecepatan terbang.
- Γ kuat sirkulasi di sekitar pesawat udara. Distribusi kuat sirkulasi Γ pada permukaan pesawat udara ditentukan oleh bentuk geometri eksternal pesawat udara yang terkena aliran udara.



Gambar 1a. Konfigurasi pesawat dengan ekor vertikal berbentuk huruf U terbalik



Gambar 1b. Konfigurasi Pesawat dengan ekor vertikal berbentuk Huruf V terbalik

Secara umum, gaya/momen aerodinamika bergantung pada kecepatan *airspeed*, V ; ketinggian terbang, h ; dan sudut relatif aliran udara dengan arah terbang yang dinamakan sudut serang atau *angle of attack*, α dan sudut *sideslip*, β ; . Adanya bentuk kurvatur pada permukaan sayap pesawat menentukan distribusi tekanan udara yang terbangkitkan karena kecepatan. Gaya gaya tersebut dirumuskan pada koefisien non-dimensional yang biasa dinamakan koefisien gaya angkat (lift), C_L dan koefisien gaya hambat (drag), C_D . Besarnya gaya aerodinamika juga ditentukan oleh luasan permukaan area sayap yang terkena aliran atau biasa disebut *wetted area*, S_{ref}

Pada studi ini, tata acuan koordinat (TAK) yang diacu adalah TAK angin, dengan simulasi hanya variasi sudut serang, α saja sehingga dapat dirumuskan persamaan gaya aerodinamika sebagai berikut[7]:

$$F_x = D \cdot \cos(\alpha) - L \cdot \sin(\alpha) \quad (2)$$

$$F_y = D \cdot \sin(\alpha) + L \cdot \cos(\alpha) \quad (3)$$

Gaya gaya tersebut dijadikan koefisien dengan perumusan sebagai berikut,

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S_{ref}} \quad (4)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S_{ref}} \quad (5)$$

2. METODOLOGI

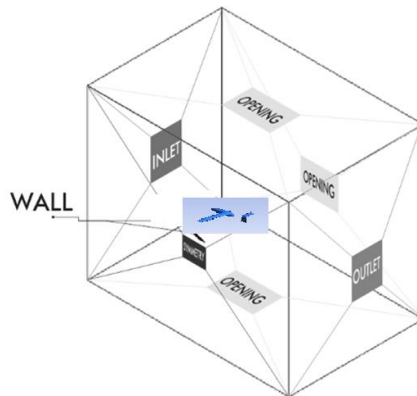
Analisa aerodinamika dengan simulasi CFD pada studi ini menggunakan bantuan perangkat lunak ANSYS CFD. Fitur ANSYS-Meshing digunakan sebagai perangkat untuk proses *meshing* atau *grid generator*. [8] Sedangkan untuk proses *solving* menggunakan *solver* dari ANSYS-CFX. *Solver* ANSYS-CFX menggunakan pemodelan aliran dengan persamaan Navier-Stokes. [9] Pada studi ini juga menggunakan persamaan model turbulensi udara k-epsilon. [10] Kondisi batas pada simulasi terdiri dari permukaan *inlet* dan permukaan *farfield* berupa tipe *inlet* dan *opening* dengan parameter masukan komponen kecepatan pada arah kartesian; permukaan *outlet* yang berupa tipe *outlet* dengan parameter masukan tekanan udara statik rata-rata; permukaan pesawat terdiri dari sayap, *fuselage* dan ekor yang berupa tipe *wall*. Adapun bentuk dari kondisi batas ditampilkan pada Gambar 2. Proses simulasi terdiri dari beberapa langkah yaitu penggambaran geometri 3-dimensi pesawat menggunakan perangkat CAD; proses *meshing* volume udara menggunakan perangkat *grid generator*; pendefinisian kondisi batas dari kasus simulasi; perhitungan secara iteratif menggunakan *solver* CFX; pemrosesan hasil data; analisis aerodinamika. Proses ditampilkan dalam diagram alur pada Gambar 3.

Pada studi ini, simulasi CFD untuk mengetahui karakteristik aerodinamika *drag polar* dari kedua konfigurasi dilakukan pada kondisi operasi terbang dari pesawat LSU-02 SERIES, seperti yang disajikan pada Tabel 1.

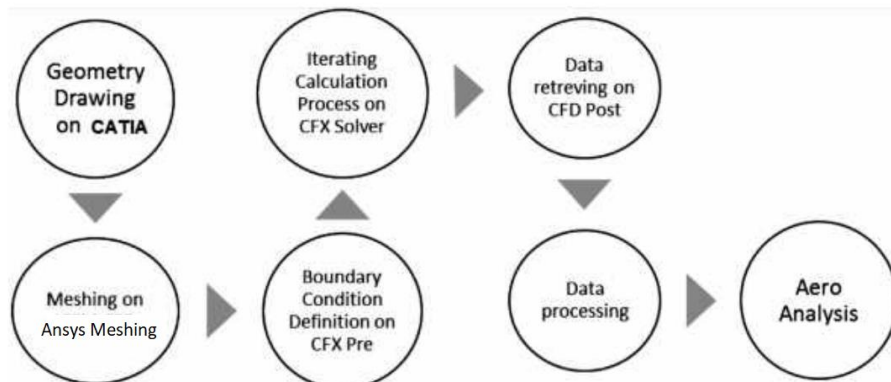
Guna memverifikasi hasil dari simulasi dilakukan uji konvergensi dari grid. Uji konvergensi dilakukan dengan cara melaksanakan simulasi dengan beberapa jumlah dari grid yang digenerasikan pada proses *meshing*. Hasil dari uji konvergensi ditampilkan pada Gambar 4. Kurva tersebut menunjukkan beberapa jumlah grid yang dipakai dalam simulasi menunjukan nilai hasil yang seragam sehingga dapat dikategorikan hasil simulasi menunjukan nilai yang konvergen.

Tabel 1. Kondisi Terbang Pesawat Sebagai Parameter Masukan Simulasi

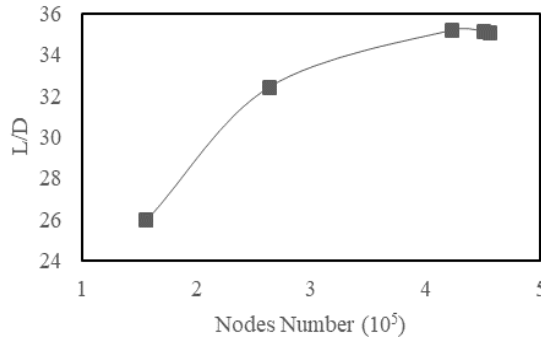
No	Parameter Masukan	Nilai	Unit
1	Kecepatan Terbang (<i>airspeed</i>)	28	m/s
		100	Km/jam
2	Massa Jenis Udara (altitude: 500 m)	1.108	Kg/m ³
3	Variasi Sudut Serang	0, 2, 6, 10, 12, 14, 16	derajat
4	Luasan Area Sayap	0.707	m ²
5	Rasio Aspek Sayap	12	
6	Panjang M.A.C (<i>mean aero chord</i>)	0.245	m



Gambar 2. Tipe dari kondisi batas pada simulasi CFD



Gambar 3. Diagram alur proses simulasi CFD

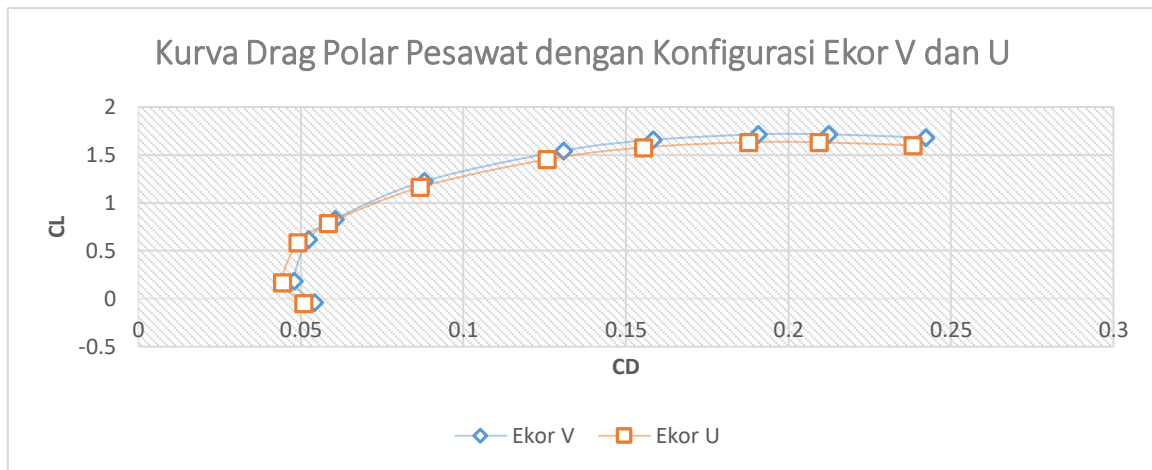


Gambar 4. Uji Konvergensi dari *Grid Meshing* dalam Simulasi

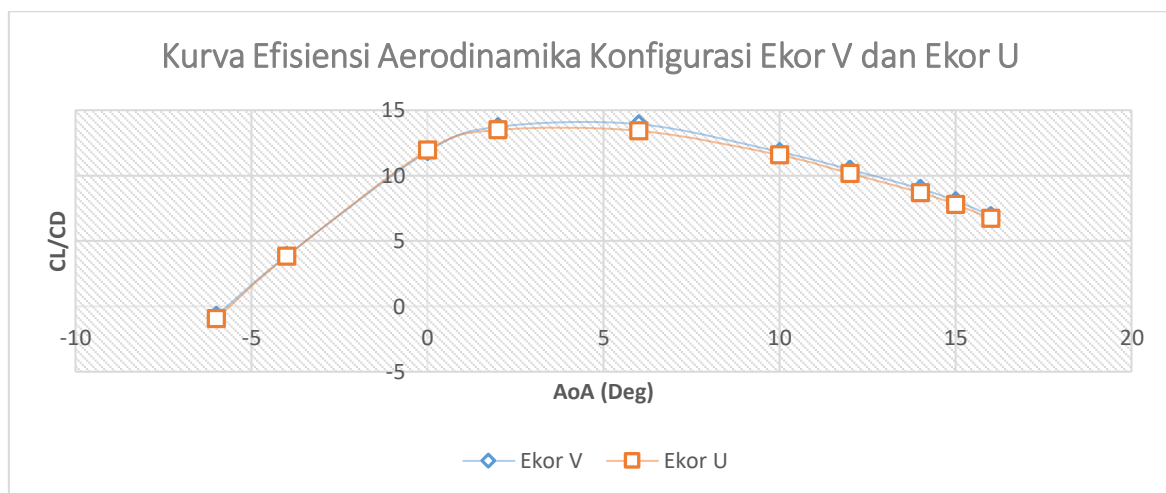
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Hasil Simulasi CFD

Hasil dari simulasi berupa nilai dari gaya-gaya pada sumbu x dan y dilambangkan dengan simbol F_x dan F_y . Kedua gaya tersebut akan diolah menjadi gaya angkat (L) dan gaya hambat (D) menggunakan perumusan (2) dan (3). Lalu diubah kedalam bentuk koefisien dengan persamaan (4) dan (5). Kurva *drag polar* merupakan kurva antara koefisien gaya angkat, C_L dan gaya hambat, C_D . Kurva *drag polar* kedua konfigurasi ditampilkan pada Gambar 5. Adapun kurva efisiensi aerodinamika adalah pembagian antara koefisien gaya angkat, C_L dan gaya hambat, C_D versus sudut serang, α , kurva ditampilkan pada Gambar 6. Selain nilai gaya/momen aerodinamika, simulasi CFD juga dapat menghasilkan visualisasi aliran udara di sekitar pesawat berupa kontur kecepatan, tekanan udara, kontur turbulensi aliran. Kontur kontur kedua konfigurasi ditunjukkan pada Gambar 7, Gambar 8, dan Gambar 9.



Gambar 5. Kurva Drag polar Kedua Konfigurasi



Gambar 6. Kurva Efisiensi Aerodinamika Kedua Konfigurasi

3.2. Pembahasan Komparasi Karakteristik Aerodinamika

Guna mengetahui karakteristik aerodinamika dari pesawat nirawak dengan konfigurasi ekor vertikal berbentuk huruf U dan V terbalik. Maka pada studi ini, hasil simulasi CFD yang berupa kurva drag polar, kurva efisiensi aerodinamika, dan kontur aliran, dari kedua konfigurasi akan dikomparasi.

Gambar 5 menunjukkan kurva *drag polar* dari kedua konfigurasi. Pada parameter drag polar, nilai kedua konfigurasi menunjukkan keseragaman. Sehingga dapat diketahui perbedaan bentuk kedua konfigurasi ekor vertikal yang berbentuk huruf U dan huruf V terbalik tidak mempengaruhi parameter drag polar.

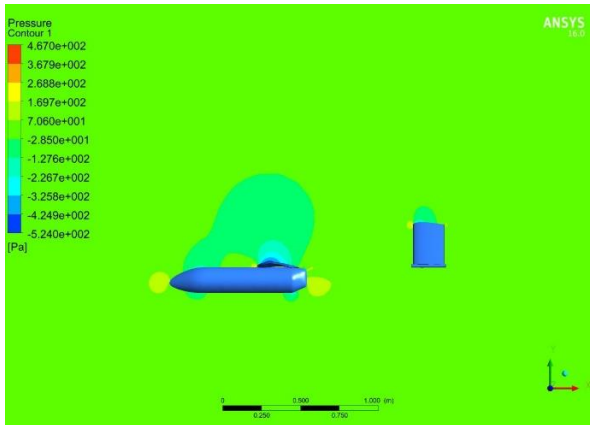
Gambar 6 menunjukkan kurva efisiensi aerodinamika dari kedua konfigurasi. Pada parameter efisiensi aerodinamika, sama halnya dengan drag polar, kedua konfigurasi menunjukkan keseragaman. Sehingga dapat diketahui perbedaan bentuk kedua konfigurasi ekor vertikal yang berbentuk huruf U dan huruf V terbalik tidak mempengaruhi parameter efisiensi.

Gambar 7a dan 7b menunjukkan kontur dari tekanan aliran udara di sekitar badan, sayap dan ekor pesawat. Pada kontur ini tidak terlihat ada perbedaan tekanan aliran udara yang signifikan dari kedua konfigurasi ekor. Kontur tekanan aliran udara pada badan dan sayap identik sama dikarenakan bentuk konfigurasi badan dan ekor yang serupa.

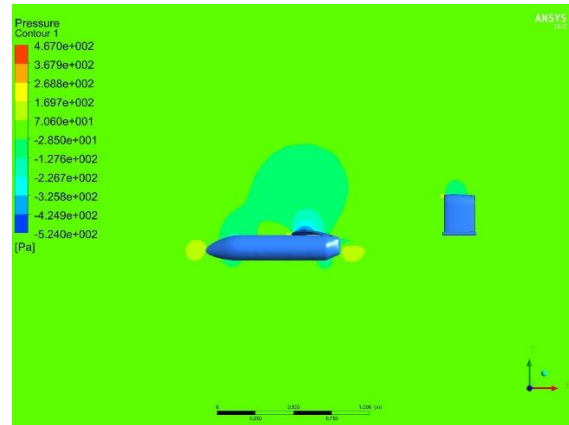
Gambar 8a dan 8b menunjukkan kontur dari kecepatan aliran udara di sekitar badan, sayap dan ekor pesawat. Pada kontur ini tidak terlihat ada perbedaan kecepatan aliran udara yang signifikan dari kedua konfigurasi ekor. Kecepatan aliran udara lebih dominan di sekitar sayap dan badan pesawat.

Gambar 9a dan 9b menunjukkan kontur dari turbulensi aliran udara di sekitar badan, sayap dan ekor pesawat. Baru pada kontur ini terlihat ada perbedaan turbulensi aliran udara dari kedua konfigurasi ekor.

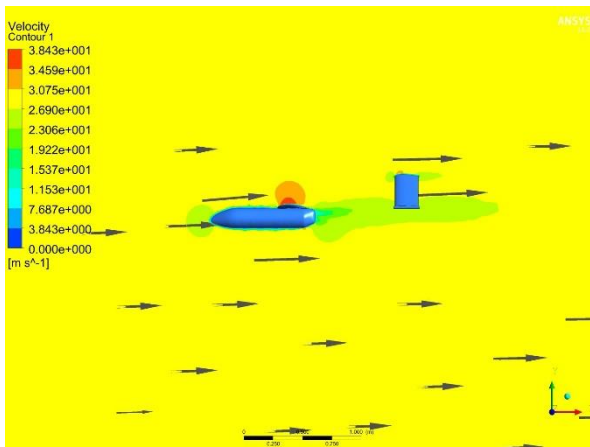
Hal ini terjadi karena pada konfigurasi ekor *Inverted U* memiliki luasan area yang terpapar aliran dari arah depan lebih besar sehingga turbulensi yang terjadi setelah aliran mengenai ekor juga menjadi lebih besar pengaruhnya dibandingkan konfigurasi ekor *Inverted V*.



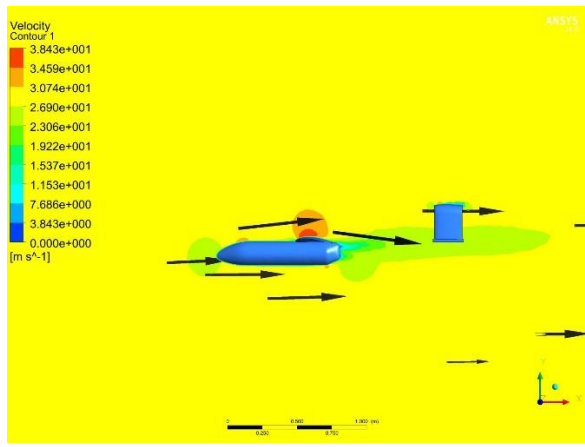
Gambar 7a. Kontur Tekanan Aliran Udara pada Konfigurasi Ekor *Inverted V*



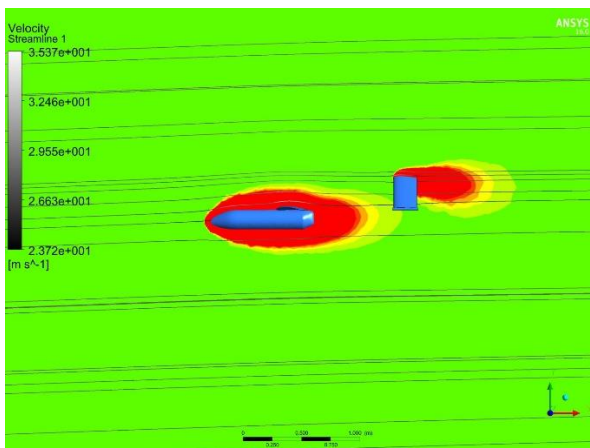
Gambar 7b. Kontur Tekanan Aliran Udara pada Konfigurasi Ekor *Inverted U*



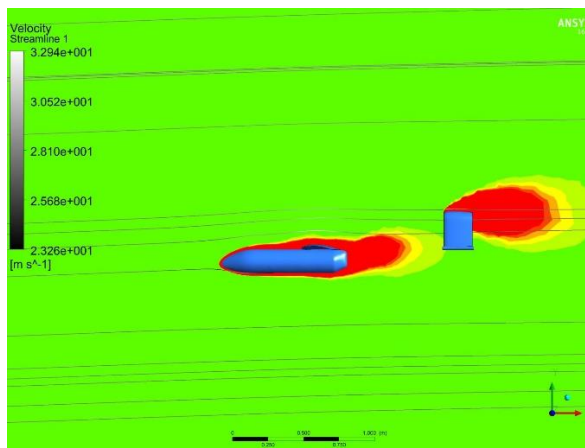
Gambar 8a. Kontur Kecepatan Aliran Udara pada Konfigurasi Ekor *Inverted V*



Gambar 8b. Kontur Kecepatan Aliran Udara pada Konfigurasi Ekor *Inverted U*



Gambar 9a. Kontur Turbulensi Aliran Udara pada Konfigurasi Ekor *Inverted V*



Gambar 9b. Kontur Turbulensi Aliran Udara pada Konfigurasi Ekor *Inverted U*

4. KESIMPULAN

Dari studi ini, ada dua hal yang dapat dianalisa dari hasil simulasi untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pesawat nirawak dengan konfigurasi ekor vertikal *Inverted V* dan *Inverted U*. Pertama, tren kurva *drag polar* dan efisiensi aerodinamika menunjukkan tren nilai seragam antara kedua konfigurasi ekor. Kedua hasil tidak menunjukkan perbedaan yang signifikan, hal ini dapat terjadi karena karakteristik aerodinamika yang dihasilkan oleh kedua ekor tidak berbeda jauh terutama pada gaya angkat yang dihasilkan. Untuk gaya hambat terdapat perbedaan karena luasan ekor komponen vertikal konfigurasi *Inverted U* terpapar aliran lebih besar dibandingkan konfigurasi *Inverted V*.

Sedangkan yang kedua, pada kontur turbulensi aliran, efek turbulensi udara di sekitar konfigurasi ekor vertikal berbentuk huruf U terbalik lebih besar dibandingkan dengan bentuk huruf V terbalik. Hal ini terjadi karena profil penampang ekor vertikal lebih besar terkena aliran udara sama halnya dengan fenomena yang terjadi pada gaya hambat.

Dari dua analisa di atas, pada studi ini dapat disimpulkan jika hanya mempertimbangkan aspek karakteristik aerodinamika gaya angkat dan gaya hambat saja, maka konfigurasi ekor *Inverted U* dapat dipilih sebagai rancangan ekor dari pesawat karena menghasilkan gaya hambat dan efek turbulensi yang lebih kecil dibandingkan konfigurasi ekor V. Akan tetapi guna mendapatkan rancangan final yang komprehensif perlu dilakukan juga analisa kestabilan dari kedua konfigurasi dan hasil analisa tersebut dapat dipertimbangkan dalam pemilihan konfigurasi ekor.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada Bapak Gunawan S Prabowo dan Bapak Agus Aribowo atas fasilitas dan dukungannya terhadap penelitian ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. R. Soemaryanto and N. H. Rosid, "Verification of Schrenk Method for Wing Loading Analysis of Small Unmanned Aircraft using Navier-Stokes based CFD Simulation," *Jurnal. Teknologi Dirgantara*, vol. 15, no. December 2017, pp. 161–166, 2017.
- [2] J. Young, S. M. Walker, R. J. Bomphrey, G. K. Taylor, and A. L. R. Thomas, "Details of insect wing design and deformation enhance aerodynamic function and flight efficiency," *Science (80-.)*, vol. 325, no. 5947, pp. 1549–1552, 2009.
- [3] D. Soemaryanto, Arifin Rasyadi; Herdiana, "Verification Of Aerodynamics Characteristic In Twin Tail-Boom Pusher Unmanned Aircraft Configuration Using Numerical Method," in *Advances In Science And Technology Of Indonesian Aircraft, Rocket And Satellite: Design, Simulation, and Performance Analysis*, 2015, pp. 14–21.
- [4] L. Kurukularachchi, R. Prince, and S. R. Munasinghe, "Stability and Control Analysis in Twin-Boom Vertical Stabilizer Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," *Int. J. Sci. Res. Publ.*, vol. 4, no. 2, pp. 1–5, 2014.
- [5] L. H. XU Lei, "The Technology of Numerical Simulation Based on ANSYS ICEM CFD and CFX Software," *Mech. Eng.*, 2008.
- [6] A. Gharibi, H. R. Ovesy, and R. Khaki, "A new correlation method for the aerodynamic service loads determination of a rigid wing based on CFD analysis," *Appl. Math. Model.*, vol. 45, pp. 85–96, 2016.
- [7] P. Panagiotou, P. Kaparos, C. Salpingidou, and K. Yakinthos, "Aerodynamic design of a

- MALE UAV,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 50, pp. 127–138, 2016.
- [8] A. Wulf, “Tuned grid generation with ICEM CFD,” in *Surface Modeling, Grid Generation, and Related Issues in Computational Fluid Dynamic (CFD) Solutions*, 1995, pp. 477–488.
- [9] P. Panagiotou, I. Tsavlidis, and K. Yakinthos, “Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 53, pp. 207–219, 2016.
- [10] D. S. Zhang, D. Z. Pan, H. Y. Wang, and W. D. Shi, “Numerical prediction of cavitating flow around a hydrofoil using pans and improved shear stress transport K-omega model,” *Therm. Sci.*, vol. 19, no. 4, pp. 1211–1216, 2015.