

ANALISIS AERODINAMIKA PADA PESAWAT TANPA AWAK SERINDIT V-2 MENGGUNAKAN METODE KOMPUTASIONAL DINAMIKA FLUIDA

Agung Soegihin¹⁾, Asral²⁾, Kaspul Anuar²⁾

¹⁾Mahasiswa Program Studi Teknik Mesin, ²⁾Dosen Teknik Mesin

Program Studi Teknik Mesin S1, Fakultas Teknik Universitas Riau

Kampus Bina Widya Jl. HR. Soebrantas Km 12,5 Simpang Baru, Panam, Pekanbaru 28293

Email: agung.soegihin@student.unri.ac.id

ABSTRACT

Serindit V-2 is an unmanned aircraft by the Serindit Aero UAV research team. It has the ability to fly rapidly in order to compete in KRTI in the Racing Plane division. Although it has been successfully produced and able to fly, comprehensive research on aerodynamic of Serindit V-2 aircraft flying behavior has never been done before. Aerodynamic research need to be conducted to improve the aircraft performance such as flying capability, air resistance efficiency and etc. This study aims to determine the value of flow characteristic such as coefficient of drag, lift, moment and pressure distribution based on fluid flow that occurs in the aircraft with variations of Angle of Attack and air velocity. The method used is CFD (Computational Fluid Dynamic) which is a computer-based numerical method and performed with an iterative procedure to predict aerodynamic characteristics and fluid flow phenomena on the aircraft surface. Simulations were carried out using Ansys Fluent software on the Serindit V-2 aircraft model sourced from the Serindit Aero Team. The result of the lift coefficient value is $C_{L0} = 0.3666$ and C_{LMax} value = 1.42626 at $\alpha 13^\circ$. The C_{D0} obtained was 0.0589258. While the C_{Mo} value obtained is -8.34×10^{-5} .

Keyword: Flow Characteristics, CFD, Ansys Fluent

1. Pendahuluan

Pesawat Tanpa Awak (*Unmanned Aerial Vehicle*, UAV) adalah wahana terbang nir-awak yang dapat dikendalikan secara manual maupun *autonomous* yang dalam satu dasawarsa terakhir ini berkembang pesat di ranah riset *unmanned system* (sistem nira-awak) di dunia. Untuk mengembangkan inovasi dan teknologi ini, Dirjen Belmawa Kemenristekdikti melahirkan KRTI (Kontes Robot Terbang Indonesia). Sebagai bentuk partisipasi dan merintis penelitian, Jurusan Teknik Mesin Universitas Riau telah membentuk tim riset UAV Serindit Aero. Pada divisi *Racing Plane* KRTI, diharuskan sebuah wahana dapat lepas landas pada area terbatas, terbang cepat mencapai lokasi yang diinginkan secara aman dan akurat pada lintasan yang telah ditentukan, dan dapat kembali mendarat dengan selamat. Pengaplikasiannya yaitu pada misi – misi khusus seperti pertolongan dan penyelamatan yang memerlukan kemampuan terbang cepat.

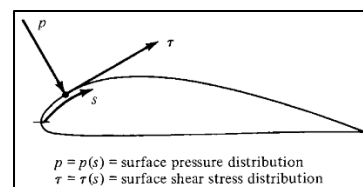


Gambar 1. Pesawat Terbang Tanpa Awak Serindit V-2

Ringkas ataupun rumit bentuk suatu benda, gaya dan momen yang bekerja hanya berprinsip pada dua hal, yaitu:

- Distribusi Tekanan pada permukaan benda
- Distribusi Tegangan geser (*shear stress*) pada permukaan benda

Baik tekanan, p dan tegangan geser, τ memiliki dimensi gaya per luas permukaan. Seperti yang terlihat pada Gambar 2, p bekerja secara normal (tegak lurus) terhadap permukaan benda, sedangkan τ bekerja secara tangensial. Tegangan geser terjadi akibat efek tarik menarik terhadap permukaan benda yang disebabkan oleh gaya gesek antara permukaan dan udara. [1]



Gambar 2. Tekanan dan Tegangan geser pada permukaan [1]

Dengan mengasumsikan aliran udara yang terjadi merupakan *incompressible flow* atau tidak terjadi perubahan densitas (secara signifikan). Persamaan *Bernoulli* untuk *incompressible flow* dapat diterapkan untuk menghitung tekanan dan gaya yang bekerja pada benda. [2]

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 \quad (2.1)$$

$$\Delta P = \frac{1}{2}\rho(V_1^2 - V_2^2) \quad (2.2)$$

Apabila ρ_∞ adalah densitas aliran dan V_∞ adalah kecepatan aliran, maka Tekanan Dinamik, q dapat di definisikan sebagai:

$$q_\infty \equiv \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.3)$$

Tekanan dinamik memiliki satuan yang sama dengan tekanan pada umumnya (lb/ft^2 atau N/m^2). Sebagai tambahan, S adalah luas dan l adalah panjang, maka koefisien gaya dan momen dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.4)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.5)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty Sl} \quad (2.6)$$

Boundary layer merupakan lapisan tipis yang terbentuk pada fluida yang mengalir di permukaan di suatu permukaan benda dan dipengaruhi viskositas, gaya inersia dan gaya gesek permukaan benda. *Boundary layer* dibagi menjadi dua daerah yaitu daerah *viscous* dan daerah *inviscid*. Fluida yang berada daerah *viscous* masih dipengaruhi oleh viskositas fluida dan gaya gesek permukaan benda. Sedangkan pada daerah *inviscid* pengaruh gesekan pada fluida sudah berkurang dan dapat di abaikan, sehingga kecepatan fluida seragam. [1]

Analisis aerodinamika wahana sangat penting dan telah dilakukan oleh beberapa peneliti. Salah satunya penelitian (Hossain, 2014) menganalisa distribusi tegangan di permukaan airfoil sayap pesawat dapat dilihat melalui simulasi bahwa pada bagian atas sayap tekanan akan lebih rendah dibandingkan dengan bagian bawah sayap. Dan luasan daerah dengan tekanan rendah di atas airfoil akan semakin besar seiring dengan bertambahnya besar sudut serang. [3]

(Pinindriya, 2013) juga melakukan simulasi aerodinamika pesawat tanpa awak LSU 05 untuk menemukan nilai C_L , C_D dan C_M . Menurutnya pesawat mulai kehilangan gaya lift ketika telah mencapai sudut serang sayap tertentu. Ditandai oleh nilai Cl yang semakin turun setelah mencapai titik nilai Cl maksimum. Kondisi di mana pesawat kehilangan gaya *Lift* disebut *stall*. [4]

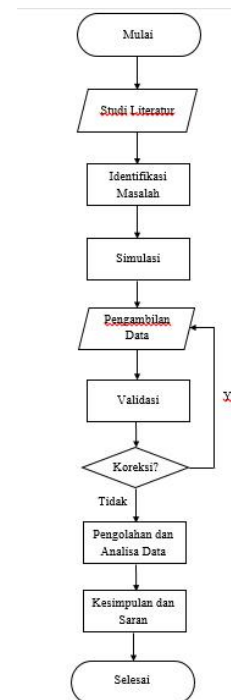
Computational Fluid Dynamic (CFD) adalah suatu sistem analisa berbasis komputer untuk mensimulasikan perilaku suatu sistem yang melibatkan aliran fluida, perpindahan panas dan proses fisik lainnya. Cara kerjanya dengan memecahkan persamaan-persamaan aliran fluida (dalam bentuk tertentu) meliputi suatu daerah yang diinginkan, dengan kondisi pada batas-batas daerah tersebut adalah spesifik dan diketahui. [5]

CFD disusun sedemikian rupa berdasarkan algoritma numerik untuk menyelesaikan suatu permasalahan. Banyak *software* CFD yang

dilengkapi dengan *interface* yang mumpuni untuk dapat memasukkan beragam parameter masalah untuk dipecahkan. Secara umum ada tiga proses utama dalam menggunakan analisa CFD, antara lain: *pre-processor*, *processing/solver*, *post-processor*.

2. Metodologi

Adapun Diagram Alir penelitian dapat dilihat pada gambar di bawah ini.



Gambar3. Diagram Alir Penelitian

Sedangkan pada proses uji simulasi, secara umum ada tiga tahapan proses yang dilakukan. Simulasi akan dilakukan berulang kali sesuai dengan variabel penelitian. Variabel penelitian antara lain:

1. Variasi *Angle of attack*
2. Variasi Kecepatan Angin

Data hasil simulasi yang diperoleh adalah gaya dan koefisien *drag*, *lift* dan *moment*; data besaran tekanan pada permukaan pesawat. Hasil simulasi juga akan disajikan melalui grafik dan visualisasi kontur.

Tahap pertama simulasi adalah *Pre-processing*, di mana dilakukannya *modelling geometry* terhadap desain pesawat *Serindit V-2* untuk dibuatkan *domain* tambahan sebagai representasi pengujian terowongan angin. Pada tahap *pre-processing* ini juga dilakukannya proses *meshing*. Simulasi ini menggunakan tiga tahap *sizing mesh*, yaitu pengaturan besar ukuran *mesh*. *Sizing* yang dilakukan antara lain:

1. *Sizing* jenis *Body of Influence* dengan *element size* sebesar 20 mm.
2. *Sizing* yang lebih kecil pada badan pesawat. Ukurannya di bawah 20 mm yang divariasikan dengan beberapa ukuran untuk dilakukan *Grid Independency Test*. Melalui

ini dapat diketahui besar ukuran *mesh* yang tepat untuk dipakai. Adapun variasi ukurannya antara lain: 6, 7, 8, 9, 10 mm.

3. Pemberian *inflation* dengan opsi *First layer thickness* pada permukaan pesawat. Konfigurasinya adalah 10 lapisan *mesh* dengan *growth* 1,2. Ukuran besar lapisan utama didapatkan menggunakan *Y+ Calculator* dengan memasukan dimensi pesawat dan tingkatan *boundary layer* yang ingin diamati, yaitu $Y^+ 30$. Maka didapatkan ukuran lapisan utama 0.42644 mm.

Tahap ini juga, sisi permukaan model geometri diberi label (*named selection*) sebagai konfigurasi awal *boundary condition*.

Tahap kedua adalah *Processing/Solution*. Pada tahap ini semua nilai, variabel, kondisi, *solution method*, model turbulen, dan konfigurasi yang dibutuhkan untuk menciptakan situasi pengujian yang merepresentasikan keadaan sebenarnya, dimasukan kedalam *solver (fluent)*. Kemudian iterasi atau perhitungan secara matematis dikonfigurasi sebelum dimulai oleh komputer untuk menghasilkan nilai – nilai simulasi yang dibutuhkan untuk analisa data selanjutnya. Adapun rincian *setup solver fluent* adalah sebagai berikut:

Tabel 1. Setup Solver

Setup	Keterangan
General Setup	3 Dimensi, Pressure Based, Steady
Turbulent Model	K- Epsilon (2 eqn) – Realizable, Std Wall Function
Material	Fluid (Air/udara) (Densitas = 1.2754 kg/m^3)
Boundary Condition	Inlet – Velocity Inlet Pesawat – Wall Outlet – Pressure Outlet Symmetry - Symmetry Top, Side, Bottom - Wall
Kecepatan Aliran	12, 16, 20, 26 m/s
Angle of Attack	$-5^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 9^\circ, 11^\circ, 13^\circ, 15^\circ, 17^\circ$
Solution Method	SIMPLEC, Least squares cell based gradient, Second Order Pressure, Second Order Upwind Momentum
Solution Initialization	Hybrid Initialization

Tahap ketiga simulasi adalah *Post Processing*. Setelah iterasi selesai dilakukan pada *solver*, nilai – nilai hasil simulasi diambil. Data – data seperti besaran gaya dan koefisien, tekanan, kecepatan, kurva grafik, dan visualisasi kontur aliran udara dikumpulkan.

2.1 Pemodelan Geometri

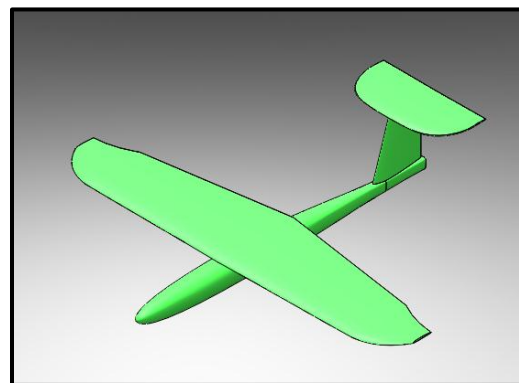
Berikut ini merupakan spesifikasi pesawat

Serindit V-2 yang diperoleh dari Tim robot terbang Teknik Mesin Universitas Riau.

Tabel 2. Spesifikasi *Serindit V-2*

Spesifikasi	Karakteristik
Aifoil sayap	MH 30
Airfoil Ekor	NACA 0010
Jenis Sayap	Fixed Wing
Panjang Fuselage	1060 mm
Massa Fuselage	$\leq 350 \text{ gram}$
Bentang sayap	1300 mm
Massa sayap	$\leq 350 \text{ gram}$
Massa ekor	$\leq 300 \text{ gram}$
Motor penggerak	Motor brushless
Material bodi	Komposit fiberglass
Material Sayap	Komposit foam core
Massa maksimum wahana	2.5 kg

Dalam penelitian ini geometri pesawat disederhanakan untuk memudahkan proses pemodelan dan *meshing* dengan menyatukan permukaan bidang kemudi *aileron*, *elevator* serta *rudder* dengan masing-masing bagian sayap atau ekor. Diasumsikan sayap, bagian ekor horizontal dan vertikal dalam kondisi tanpa defleksi *flap* dan *aileron* (defleksi = 0°).

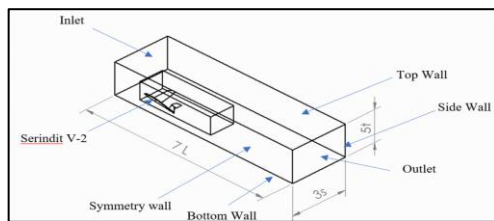


Gambar 3. Geometri Pesawat *Serindit V-2*

Simulasi dilakukan pada setengah body wahana *Serindit V-2* untuk mengurangi *computational cost*. Hasil simulasi tidak akan tereduksi, karena menggunakan fitur *symmetry* yang dikenali oleh sistem *Ansys Fluent*. Jadi seolah – olah simulasi dilakukan terhadap satu badan pesawat, namun dengan *computational cost* yang lebih rendah.

Gambar 3. memperlihatkan desain dimensi *domain geometry* yang digunakan pada penelitian ini. Merepresentasikan terowongan angin virtual dimana adanya aliran udara yang masuk melalui salah satu sisi *domain* yang berupa *inlet* dan bergerak keluar menuju sisi satunya yang berupa *outlet*. *Domain* memiliki sisi *symmetry* yang diperuntukan sebagai *boundary condition* sebagai bidang yang memberikan fungsi *mirror* terhadap setengah bagian

model. Artinya fenomena atau *treatment* simulasi ekuivalen dengan setengah bagian model. Efek *zero slip* atau gaya geser permukaan pada dinding, kecepatan, serta fenomena fisika lainnya sama dengan nol



Gambar 4. Domain Geometry

L = Panjang pesawat yang diukur dari *leading edge fuselage* hingga ujung ekor belakang (907 mm)

S = $\frac{1}{2}$ Wingspan (650 mm)

T = Tinggi pesawat dari permukaan atas *horizontal elevator* hingga permukaan bagian bawah *fuselage* (239 mm)

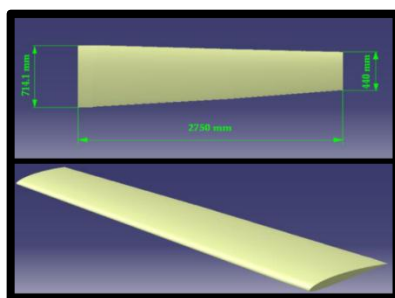
2.2 Parameter Validasi Data

Penelitian ini merupakan penelitian di mana model geometri atau benda yang diuji bersifat eksklusif, yaitu benda yang belum pernah diuji sebelumnya. Karena informasi mengenai desain objek yakni pesawat tanpa awak *Serindit V-2* hanya dimiliki dan diketahui oleh Tim robot terbang Universitas Riau, sehingga tidak mungkin dilakukan oleh kalangan luar.

Namun jenis dan metode penelitian yang akan diterapkan telah dilakukan oleh banyak peneliti. Oleh karena itu, untuk menguji kelayakan hasil penelitian ini, terdapat dua parameter validasi yang dilakukan, antara lain:

1. Validasi melalui perhitungan teoritis
2. Validasi melalui *re-simulate* penelitian terkait

(Romadhon, 2017) melakukan pengujian terhadap sayap pesawat *LSU 05 LAPAN* menggunakan CFD dengan *software Ansys Fluent* dan melakukan validasi secara eksperimental dengan *Wind Tunnel Test* di Pustekbang Bidang Teknologi Aerodinamika LAPAN. [6] Dengan ini penulis juga melakukan simulasi terhadap model sayap pesawat *LSU 05 LAPAN*



Gambar 5. Geometri Sayap Pesawat LSU 05 LAPAN [6]

Sehingga apabila didapatkan nilai hasil uji simulasi yang sama, maka metode simulasi yang digunakan akan diterapkan dalam uji simulasi pesawat *Serindit V-2*. Langkah – langkah pengerjaan akan terbukti benar atau valid apabila hasil yang di dapatkan serupa dengan yang dilakukan oleh Ramadhan. Adapun spesifikasi geometri pesawat *LSU 05* adalah sebagai berikut:

Tabel 3. Spesifikasi *Serindit V-2* [6]

Parameter	Keterangan
Wing Span	5,5 m
Luas Sayap	3,246 m ²
Chord Root	0,714 m
Chord Tip	0,44 m
Airfoil	NACA 4415

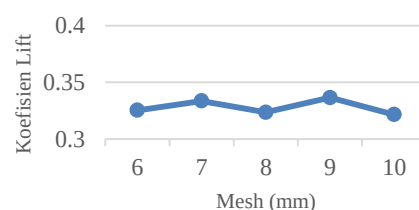
3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Grid Independence Test

Grid Independence Test merupakan proses untuk menentukan jumlah dan struktur *grid* dan *mesh* optimal agar mendapat data yang akurat.

Tabel 4. *Grid Independence Test* pada *Serindit V-2*

Mesh (mm)	Jumlah elemen	CL ₀ Serindit	Waktu (menit)
6	4.980.391	0,32532736	217
7	3.883.542	0,33356352	151
8	3.121.118	0,32358721	106
9	2.562.664	0,33653274	82
10	2.181.768	0,32158825	68



Gambar 6. Kurva *Grid Independence Test*

Dari tabel di atas dapat dilihat ukuran *mesh* 6, 8, dan 10 mm memiliki nilai CL₀ yang hampir sama. Persen *error meshing* 6 mm ke 8 mm adalah 0,47% dan persentase *error* 8 mm ke 10 mm adalah 0,47%. Sedangkan pada ukuran *meshing* 7 mm dan 9 mm, persen *error* yang di dapat lebih besar dibanding dengan ukuran *mesh* yang lain. Persen *error* dari nilai CL₀ *meshing* 8 mm ke 9 mm adalah 2,9% dan pada *meshing* 7 mm ke 8 mm adalah 2,35%. Oleh karena itu pilihan ukuran *mesh* yang akan digunakan untuk simulasi berada di antara ukuran *mesh* 6, 8, dan 10 mm. Bila dibandingkan persen *error* 6 ke 8

mm dan 8 ke 10 mm, *mesh* 6 dan 8 memiliki persen *error* yang lebih kecil. Dan jika dilihat dari durasi waktu komputasi, *mesh* 8 memiliki waktu yang lebih ringkas dibandingkan *mesh* 6 mm, oleh karena itu jenis *mesh* yang akan digunakan berukuran 8 mm.

3.2 Validasi Data

Berikut ini merupakan data perbandingan parametrik hasil simulasi terhadap hasil penelitian Romadhon (2017). Tabel 5. menunjukkan nilai persen *error* terhadap nilai C_L pada sudut serang 0° dan nilai C_L tertinggi pada serangkaian variasi besar sudut serang yang telah diuji.

Tabel 5. Perbandingan Hasil Simulasi terhadap penelitian Romadhon

Validasi	Simulasi	Romadhon (WTT)	Persen Error
C_{L0}	0.54175	0.555	2,44 %
C_{LMax}	1,38532	1,332616	3,804 %

Dari data yang diperoleh, persen *error* yang yang didapatkan cukup kecil, yaitu 2,44% untuk nilai C_{L0} yang diperoleh dan C_{LMax} sebesar 3,804% yang artinya masih terpatut di bawah angka 4%. Dengan ini proses langkah kerja simulasi dapat merepresentasikan nilai uji eksperimental.

Selanjutnya validasi terhadap hasil simulasi pesawat *Serindit V-2* dengan sudut serang 0° juga dilakukan terhadap persamaan teoritis. Berdasarkan kontur aliran kecepatan udara dari hasil simulasi, diketahui kecepatan udara di atas sayap adalah sebesar $V_1 = 34$ m/s dan pada bagian bawah sayap sebesar $V_2 = 28$ m/s. Melalui komputasi juga diketahui luas sayap sebesar 0.26775665 m² dan densitas udara adalah 1.29 kg/m³. Maka apabila kita masukan nilai – nilai di atas ke persamaan *Bernoulli* adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 &= P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 \\
 P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 &= P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 \\
 \frac{1}{2} \rho V_1^2 - \frac{1}{2} \rho V_2^2 &= P_2 - P_1 \\
 \Delta P &= \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_2^2) \\
 \Delta P &= \frac{1}{2} (1,29 \frac{kg}{m^3}) ((34 \frac{m}{s})^2 - (28 \frac{m}{s})^2) \\
 \Delta P &= 239,94 \frac{N}{m^2}
 \end{aligned}$$

Perbedaan tekanan yang terjadi pada bagian atas dan bawah sayap dapat diartikan menjadi gaya angkat yang bekerja pada permukaan sayap pesawat, oleh karena itu besar gaya yang diperoleh dapat diketahui sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 F &= \Delta P \times A \\
 F &= 239,94 \frac{N}{m^2} \times 0,26775665 m^2 = 64,245530601 N
 \end{aligned}$$

Maka nilai koefisien *lift* teoritis dapat dihitung

dengan memasukkan nilai gaya di atas ke persamaan berikut:

$$\begin{aligned}
 C_L &= \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} = \frac{64,245530601}{\frac{1}{2} \times 1,29 \frac{kg}{m^3} \times (30 \frac{m}{s})^2 \times 0,26775665 m^2} \\
 &= 0.5505295858
 \end{aligned}$$

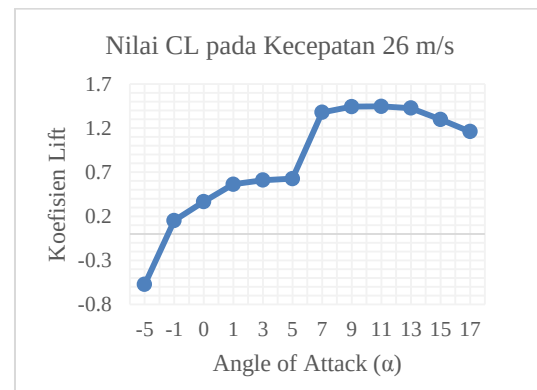
Nilai koefisien *lift* teoritis yang didapatkan adalah 0.5505295858, sedangkan pada sudut serang 0° ini, nilai uji simulasi yang didapat adalah 0.32358721. Persen *error* dapat dihitung sebagai berikut:

$$\%error = \left| \frac{Teoritis - Nilai Simulasi}{Nilai Simulasi} \right| \times 100\%$$

$$\%error = \left| \frac{0,5505295858 - 0,32358721}{0,32358721} \right| \times 100\% = 0,41\%$$

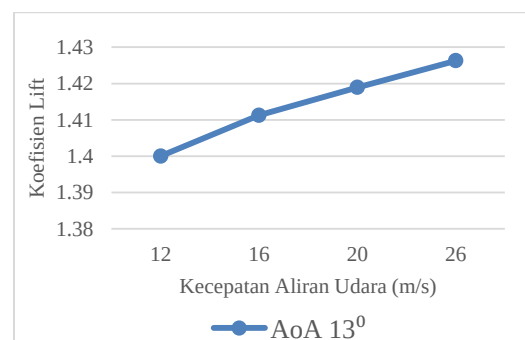
Besar persen *error* antara nilai teoritis dan nilai hasil simulasi adalah sebesar 0.41%. Maka dapat disimpulkan bahwa perangkat lunak Ansys Fluent layak digunakan dan valid untuk selanjutnya melakukan penelitian.

3.3 Analisis Hasil Simulasi Aliran Fluida pada Pesawat *Serindit V-2*



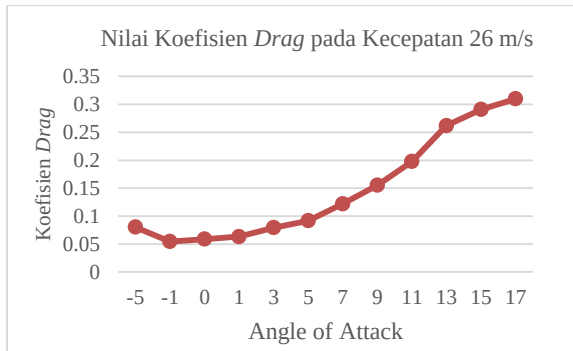
Gambar 7. Kurva nilai C_L pada kecepatan 26 m/s

Pada kecepatan 26 m/s pesawat mengalami keadaan *stall* ketika pesawat diorientasikan dengan *Angle of Attack* 13° . Nilai C_L yang dihasilkan adalah sebesar 1.42626. Ini ditandai oleh garis kurva yang menurun setelah melewati *Angle of Attack* 13° .



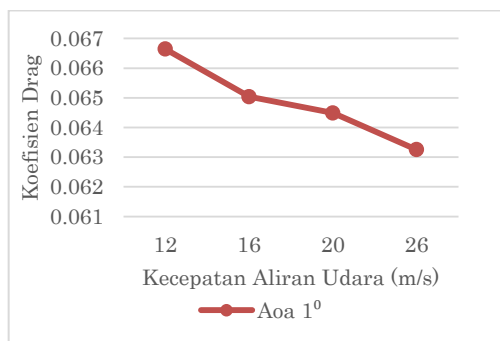
Gambar 8. Pengaruh nilai C_L terhadap kecepatan

Nilai koefisien *lift* juga dipengaruhi oleh besar kecepatan aliran udara. Semakin tinggi kecepatan aliran udara, maka nilai koefisien *lift* juga akan semakin tinggi. Seperti yang terlihat pada Gambar 8. nilai C_L pada *Angle of Attack* 13° . Pada kecepatan 12 m/s nilai C_L adalah 1.4 dan pada kecepatan 26 m/s adalah 1.4262.



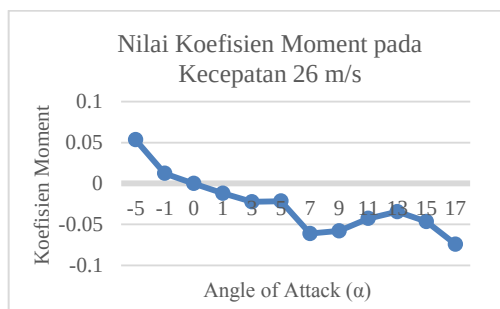
Gambar 9. Kurva nilai C_D pada kecepatan 26 m/s

Nilai koefisien *drag* yang didapatkan mengalami tren terus meningkat yaitu sejak pada sudut 0° dengan $C_D = 0.0589$ hingga sudut 17° dengan $C_D = 0.3099$. Hal ini terjadi karena luasan daerah stagnasi yang terus meluas seiring bertambahnya besar sudut serang.



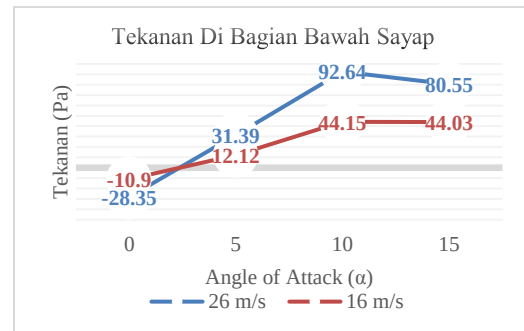
Gambar 10. Pengaruh nilai C_D terhadap kecepatan

Pengaruh kecepatan aliran udara terhadap nilai koefisien *drag* dapat dilihat pada Gambar 10. Semakin tinggi kecepatan aliran udara, nilai koefisien *drag* akan semakin kecil. Pada kecepatan 12 m/s nilai C_D adalah 0.066 dan pada kecepatan 26 m/s adalah 0.063.



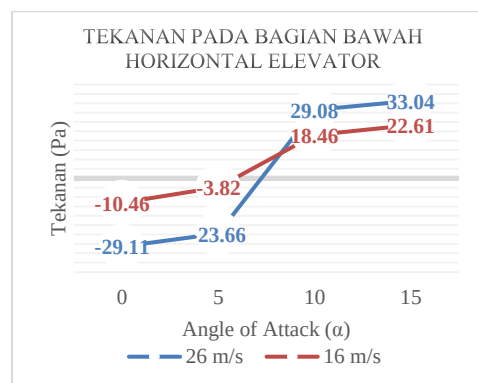
Gambar 11. Kurva nilai C_M pada kecepatan 26 m/s

Nilai koefisien *moment* yang didapatkan cenderung semakin menurun dalam hal ini negatif (-), yang artinya pesawat memiliki kestabilan dalam kondisi terbang. Karena untuk kestabilan pesawat, nilai C_M merupakan *counter* (kebalikan) dari penambahan derajat α . Sehingga apabila α bertambah maka momen yang terjadi adalah kebalikannya dan menunjukkan kestabilan pada waktu terbang. Seperti terlihat pada Gambar 11. nilai koefisien moment pada *Angle of Attack* -5° adalah sebesar 0.053 dan pada *Angle of Attack* 17° adalah sebesar -0.0743



Gambar 12. Kurva Tekanan di Bawah Sayap

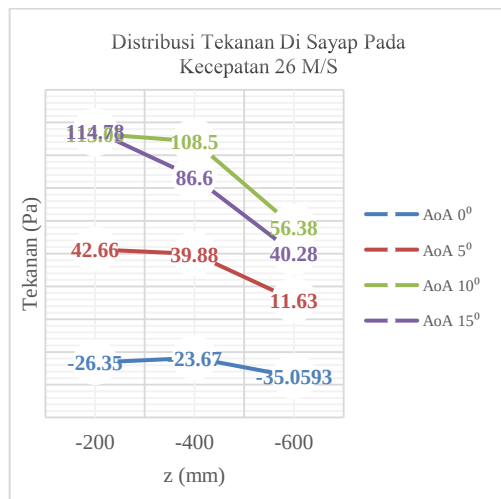
Besar tekanan pada bagian bawah sayap semakin meningkat dengan bertambahnya besar *Angle of Attack*. Namun seperti terlihat pada kurva, besar tekanan menurun pada sudut serang 15° . Ini menunjukkan adanya kondisi *stall* yang dialami pesawat dikarenakan berkurangnya tekanan yang mendorong pesawat untuk terbang. Dapat juga kita lihat pada Gambar 12 perbedaan tekanan rata – rata juga terjadi pada kecepatan yang berbeda. Dimana pada *Angle of Attack* 10° dengan kecepatan 16 m/s terjadi tekanan sebesar 44.15 Pa, sedangkan dengan kecepatan 26 m/s terjadi tekanan sebesar 92.64 Pa. Sedangkan pada bagian bawah *Horizontal Elevator* mengalami tren semakin meningkat dengan bertambahnya besar *Angle of Attack*.



Gambar 13. Kurva Tekanan di Bawah H. Elevator

Pada kurva di bawah, dapat kita lihat besar tekanan yang terjadi pada permukaan sayap mengalami penurunan dari posisi garis profil -200 mm sumbu z hingga -600 mm sumbu z. Ini menunjukkan besar

tekanan daerah sayap yang lebih lebih dekat ke *fuselage* lebih besar dibandingkan daerah sayap yang lebih dekat ke *wingtip*. Ini dikarenakan luasan sayap yang lebih besar pada daerah dekat *fuselage* di banding daerah sekitar *wingtip*, ini menjadikan kontak langsung terhadap aliran udara yang yang lebih besar, sehingga tekanan yang terjadi lebih besar. Ini dapat menjadi catatan terhadap rancang bangun pesawat untuk memiliki struktur sayap yang kuat terutama daerah sambungan sayap dan *fuselage*.



Gambar 14. Kurva Distribusi Tekanan Di Sayap Pada Kecepatan 26 m/s

4. Simpulan

Berdasarkan hasil uji simulasi dan pengolahan data yang telah dilakukan, maka dalam penelitian ini dapat disimpulkan:

1. Pada kecepatan 26 m/s pesawat Serindit V-2 memiliki nilai koefisien *lift* maksimal sebesar 1.445086 pada sudut serang 11°. Dan sudut *stall* terjadi pada sudut 13° dengan Koefisien *Lift* 1.445086. Tren grafik kurva Koefisien Drag adalah *incline* yaitu terus meningkat seiring bertambahnya besar sudut serang. Nilai $C_{D0} = 0.058912173$ dan tertinggi pada sudut serang 17° yaitu $C_D = 0.3099158$. Sedangkan nilai C_M cenderung semakin menurun dalam hal ini negatif, yang artinya pesawat memiliki kestabilan dalam kondisi terbang. Pada Sudut Serang 0° nilai C_M yang di dapat adalah -0.033237812. Dan juga pada sudut serang 14° terjadi kenaikan pada kurva di mana nilai C_M sebesar -0.12745846
2. Besar tekanan pada bagian bawah sayap dan *horizontal elevator* semakin meningkat dengan bertambahnya besar *Angle of Attack* dan kecepatan aliran udara. Distribusi tekanan paling tinggi terjadi di daerah paling dekat dengan titik 0 sumbu z atau paling dekat dengan *fuselage*.

Daftar Pustaka

- [1] Anderson, JD. 2010. *Fundamentals of Aerodynamics: Fifth Edition*. New York: McGraw-Hill.
- [2] E.L Houghton dan P.W Carpenter. 2003. *Aerodynamics for Engineering Students: Fifth Edition*. Burlington MA: Butterworth-Heinemann.
- [3] Hossain, MD Safayet., Raiyan, MF., Akanda, NU., Jony, NH. 2014. A Comparative Flow Analysis of NACA 6409 and NACA 4412 Airfoil. *International Journal of Research in Engineering and Technology* 3(10): 342-350.
- [4] Pinindriya, S Tirtha. 2013. *Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang: Karakteristik Aerodinamika Sayap Pesawat Tanpa Awak LSU 05 dengan Simulasi CFD*. Jakarta: Indonesia Book Project.
- [5] Versteeg, HK, Malalasekera, W. 2007. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. Second Edition. Essex: Pearson Education Limited.
- [6] Romadhon, a. And herdiana, d., 2017. Analisis Cfd Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Lsu-05 Dengan Penambahan Vortex Generator (Analysis Of Cfd Aerodynamic Characteristics At The Wing Of Aircraft Lsu-05 With The Addition Of Vortex Generator). *Jurnal teknologi dirgantara*, 15(1), pp.45-58.