KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PESAWAT AMFIBI DENGAN METODE *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS* (CFD)

Aerodynamic Characteristics of Amphibian Aircraft Using Computational Fluid Dynamics (CFD) Method

Meri Andani Saputra, Nurul Iman Supardi*, Agus Suandi
Program Studi Teknik Mesin Universitas Bengkulu Jl. W.R. Supratman, Kandang Limun, Kota Bengkulu

*) Email : nuruliman@unib.ac.id

ABSTRACT

Aerodynamics is the study of the flow field and the forces caused by relative motion between the aircraft (aircraft body or other parts) and the surrounding air. The study of aerodynamics involves calculating the speed, temperature and pressure that occur due to the relative motion of an object in the air. The pressure and frictional forces acting at every point on the surface of an object cause lift, drag, and side forces. One way to calculate the aerodynamic characteristics of the aircraft is by using the CFD method. Computational fluid dynamics or CFD is the analysis of systems involving fluid flow, heat transfer and related phenomena such as chemical reactions by means of computer-based simulations. The goal to be achieved is to determine the correlation of the lift coefficient and drag coefficient of the seaplane, it is necessary to carry out a CFD simulation. The research methodology was carried out using Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations at speeds of 20 m/s, 40 m/s and 60 m/s and Angle of Attack 0°, 5°, 10°, 15°, 20°, 25° *dan* 30°. *The simulation results show that the lowest* C_L *value is at AoA 0^° and the highest* C_L *is at AoA* 30°. *for each speed, but at a speed of 20 m/s the highest* C_L *value is at AoA* 25° *because at AoA* 30° *the* C_L *value decreases causing a stall .* C_D *value increases with each variation of speed and angle of attack.*

Keywords: *Aerodynamics, Fluid Flow, CFD, Amphibious Aircraft*

1. PENDAHULUAN

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar dengan jumlah pulau yang dimiliki yaitu 17.504 pulau. Indonesia sebagai negara kepulauan memiliki potensi wisata yang besar dan hasil laut yang melimpah. Tantangan dalam pengembangan sektor pariwisata maritim dan pengembangan potensi perikanan memerlukan modal transportasi yang dapat bergerak cepat di dua kondisi. Pesawat N219 Versi Amfibi merupakan salah satu pesawat yang akan diproduksi PT. Dirgantara Indonesia dan paling strategis untuk memenuhi kebutuhan sektor pariwisata. Pesawat ini dirancang untuk dapat beroperasi di dua kondisi sekaligus yaitu darat dan perairan dengan dilengkapi wahana apung atau pontoon [1].

Dalam lingkungan persaingan global yang semakin ketat saat ini, dibutuhkan kecepatan dan ketepatan dalam pengujian koefisien tahanan tesebut. Seperti kita ketahui bahwa pengujian keofisien tahanan angin suatu kendaraan dapat dilakukan di dalam terowongan angin baik dalam ukuran kendaraan yang sebenarnya maupun dalam ukuran skala. Akan tetapi cara-cara pengujian koefisien tahanan dalam terowongan angin, baik ukuran sebenarnya maupun ukuran skala tersebut, membutuhkan waktu dan biaya yang tidak sedikit. Hal inilah yang menjadi salah satu pemicu kenapa desainer maupun industri mulai memanfaatkan komputasi dan simulasi *numerik Computational Fluid Dynamics* (CFD) sebagai solusi terhadap permasalahan tersebut dengan pertimbangan kecepatan dalam memperoleh data koefisien tahanan dan rendahnya biaya yang harus dikeluarkan [2].

Pada metode dinamika *fluida* komputasional, kondisi pesawat terbang di dalam udara dengan parameter-parameter terkendali disimulasikan secara numerik. Desain pesawat dibangun dalam format data komputasi berbasis persamaan Bezier CAD (*Computer Aided Design*) yang kemudian diimpor ke dalam perangkat lunak ANSYS untuk kemudian dibuatkan domain komputasi menyerupai lingkungan udara. Hasil interaksi antara udara dan benda akan menghasilkan gaya reaksi dalam bentuk gaya-gaya dan momen aerodinamika dalam 3 sumbu koordinat dan 6 derajat kebebasan [3].

Gaya dan momen aerodinamika dinormalisasi dengan tekanan dinamik dan luas referensi pesawat sehingga dapat menghasilkan nilai koefisien aerodinamika. Koefisien aerodinamika meliputi *coefficient of lift* dan *coefficient of drag*. Penelitian ini akan mengkaji pengaruh Bilangan Reynolds terhadap karakteristik

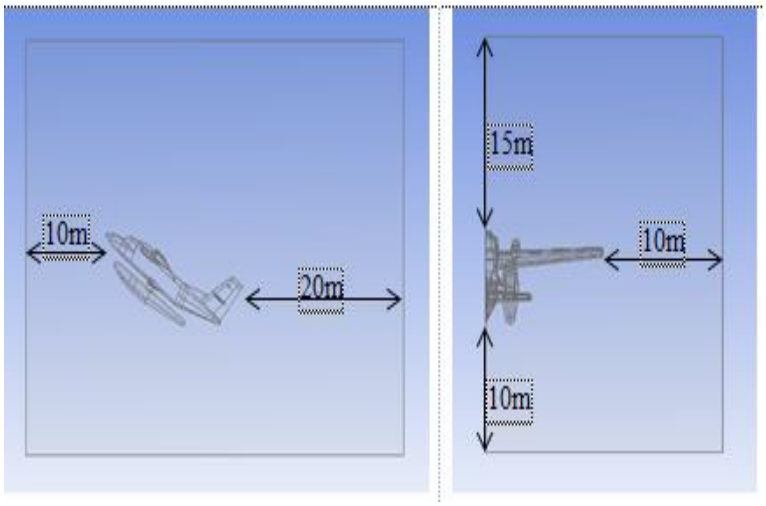
aerodinamika pesawat amfibi dengan menggunakan metoda volume hingga pada perangkat lunak ANSYS [4]. Penelitian ini bertujuan untuk mempelajari aliran di sekitar pesawat amfibi dan menganalisa koefisien aerodinamika yang akan digunakan sebagai pedoman untuk menganalisa masalah-masalah rekayasa *engineering*.

2. METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan di PT. Pusat Teknologi Penerbangan (LAPAN) Indonesia, khusunya di Bidang Aerokonfigurasi, Divisi Aerodinamika. Penelitian ini menggunakan metode simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) untuk pemodelan 3D. Simulasi menggunakan *software ansys fluent* 16.0. Paramenter penelitian yaitu variasi kecepatan angin 20 m/s, 40 m/s, dan 60 m/s serta variasi sudut serang 0°, 5°, 10°, 15°, 20°, 25° dan 30°. Proses simulasi pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

2.1 Ukuran Domain

Pada metoda volume hingga, medan fisik aliran yang akan dihitung harus dimodelkan dalam bentuk ruang. Ruang ini disebut domain komputasi. Ukuran seluruh domain komputasi dalam arah vertikal, lateral dan arah aliran datang akan bergantung pada geometri benda yang harus diwakilkan dan kondisi aliran yang didefinisikan oleh kondisi batas. Domain komputasi dapat berbentuk kotak, bola, atau parabola. Pemilihan bentuk ini didasarkan pada geometri yang diwakilkan dan jumlah sel yang akan terbentuk pada proses pembentukan *mesh*. Semakin banyak sel yang terbentuk, akan semakin lama proses komputasi berlangsung.



Gambar 1. Ukuran domain

2.2 Proses *Mesh*

Proses meshing adalah salah satu proses yan penting dalam CFD ,kalitas *mesh* sangat menentukan hasil keluaran dari simulasi. Langkah selanjutnya adalah proses pembentukan grid pada domain komputasi. Pada metoda volume hingga, di dalam sel – sel ini resolusi spasial dari solusi numerik akan didefinisikan. Proses pembentukan grid dilakukan bertahap pada masing-masing blok dari yang paling dekat dengan dinding dan paling rumit, yaitu bagian sayap. Bagian sayap adalah bagian utama yang memproduksi gaya angkat. Sehingga pada bagian sayap terdapat grid hasil meshing yang lebih halus.

2.3 Boundary Coundition

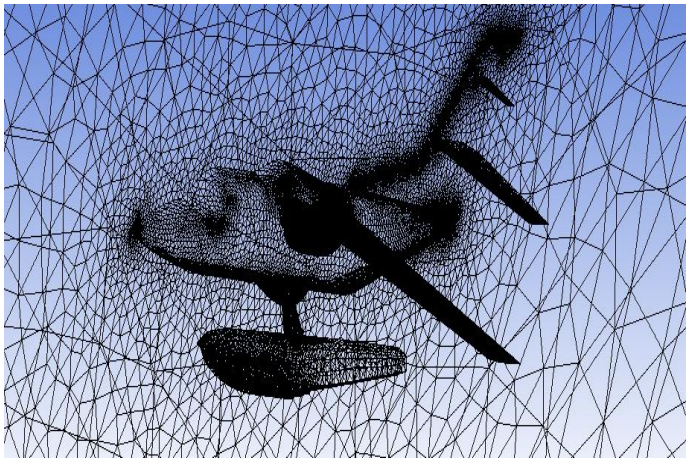
a. Farfield

Farfield digunakan untuk memodelkan aliran yang jaraknya jauh dari benda, sehingga tidak dipengaruhi oleh keberadaan benda. Kondisi aliran pada daerah ini dalam FLUENT didefinisikan dengan parameter-parameter.

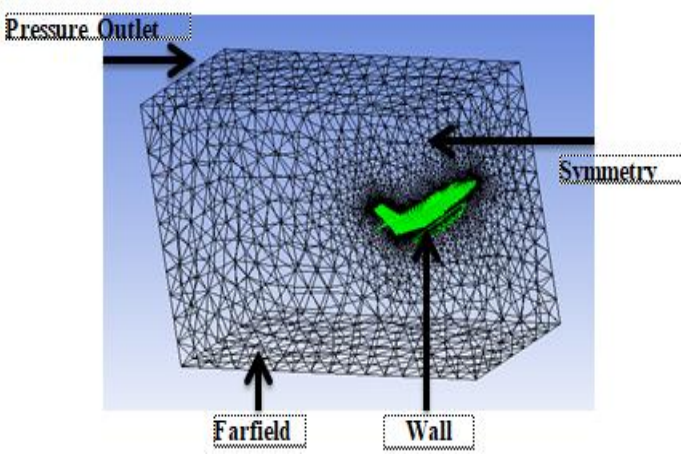
b. Pressure Outlet

Bidang yang ditunjuk memiliki tekanan statik tertentu. Selain itu kondisi *backflow* juga bisa diatur untuk meminimalisir kesulitan konvergensi dalam komputasi.

Pada komputasi kali ini, tekanan statik yang digunakan adalah tekanan atmosfir 101325 Pa. Karena aliran di daerah ini dianggap sudah kembali tenang, tidak dipengaruhi oleh keberadaan pesawat. Sedangkan rasio viskositas turbulensi digunakan 1.



Gambar 2. Geometri grid



Gambar 3. Bidang batas komputasi

c. Wall

Kondisi batas wall digunakan untuk menghubungkan adalah bagian solid dan fluida, yaitu permukaan pesawat. Kondisi tak slip digunakan pada aliran viskos dan perhitungan tegangan geser dalam aliran turbulen mengikuti perhitungan yang digunakan oleh model turbulen yang dipakai dalam komputasi [5].

d. Symmetry

Kondisi aliran pada kondisi batas *symmetry* serupa dengan *zero-shear slip wall* dalam aliran viskos [6]. Kecepatan arah normal bernilai nol pada bidang simetri dan gradien arah normal juga bernilai nol untuk semua variable yang ada.

Tabel 1. Koordinat Z (sumbu horizontal) dan Y (sumbu vertical) *Velocity Inlet*

No	α	α Real	Cos- α Real	Sin α Real
1	0	30	0,866025403	0,5
2	5	25	0,906307787	0,422618261
3	10	20	0,93969262	0,342020143
4	15	15	0,965925826	0,258819045
5	20	10	0,984807753	0,173648177
6	25	5	0,996194698	0,087155742
7	30	0	1	0

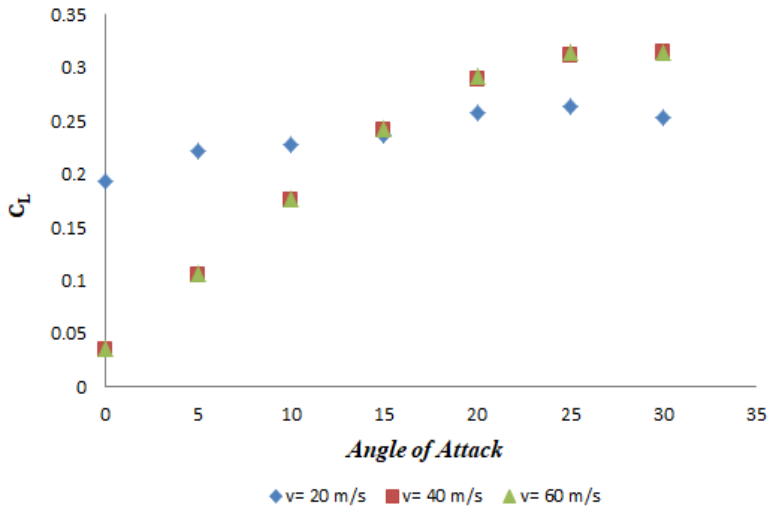
Tabel 2. Parameter *input* kondisi batas

No	Input	Pilihan
1	Temperature	288,16 k
2	Tekanan Atmosfer (Pa)	1 atm (101325 pa)
3	Model*Viscous*	Spalart-allmaras
4	Desitas udara	1,225 kg/m^3
5	*Residual*	10^{-4}
6	*Scheme*	*Simple*
7	*Momentum*	*Second order upwind*
8	*Turbulent viscosity ratio*	5
9	*Pressure, momentum* dan *modified turbulent viscosisy*	0,3

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Coefisien Lift

Untuk nilai koefisien *lift* pada gambar 4 dapat dilihat bahwa pada kecepatan 60 m/s dan 40 m/s memiliki bentuk grafik yang sama, dan pada kecepatan 20 m/s mendapatkan nilai koefisien *lift* naik turun. Pada kecepatan 60 m/s nilai koefisien *lift* yang terendah pada sudut serang 0 derajat adalah 0.035459650 dan yang tertinggi pada sudut serang 30 derajat adalah 0.314. pada kecepatan 40 m/s nilai koefisien *lift* terendah pada sudut 0 derajat adalah 0.034 dan nilai koefisien *lift* tertinggi pada sudut serang 30 derajat adalah 0.314. Dan pada kecepatan 20 m/s nilai koefisien *lift* terendah pada sudut serang 0 serajat adalah 0.194 dan yang tertinggi pada sudut serang 25 derajat adalah 0.263. Terlihat bahwa pada kecepatan 60 m/s dan 40 m/s dengan variasi sudut serang didapatkan hasil grafik nilai dari coefisien *lift* selalu naik, tetapi pada sudut serang 20, 25 dan 30 derajat nilai dari koefisien *lift* terjadi kenaikan hanya sedikit. Pada kecepatan 20 m/s nilai koefisien l*ift* terlihat naik turun, pada sudut serang 30 derajat nilai koefisien *lift* turun dari 0.263 menjadi 0.252. dari ketiga kecepatan tersebut, nilai koefisien lift terendah pada kecepatan 40 m/s adalah 0.034 dan yang tertinggi pada kecepatan 60 m/s adalah 0.314.

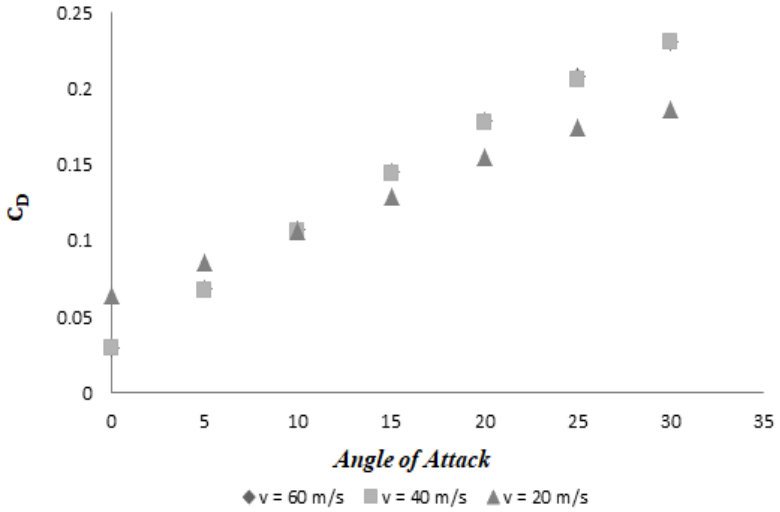


Gambar 4. Perbandingan *Coefisien Lift* dengan variasi kecepatan dan *Angle of Attack*

3.2 Coefisien Drag

Untuk nilai koefisien *drag* pada gambar 5 terlihat bahwa pada kecepatan 60 m/s nilai koefisien *drag* terendah pada sudut serang 0^o adalah 0.0297 dan nilai coefisien *drag* tertinggi pada sudut serang 30^o adalah 0.231. Pada kecepatan 40 m/s nilai koefisien *drag* terendah pada sudut serang 0^o adalah 0.029 dan nilai coefisien *drag* tertinggi pada sudut serang 30^o adalah 0.231. Dan pada kecepatan 20 m/s nilai koefisien *drag* terendah pada sudut serang 0^o adalah 0.064 dan nilai koefisien *drag* tertinggi pada sudut serang 30^o adalah

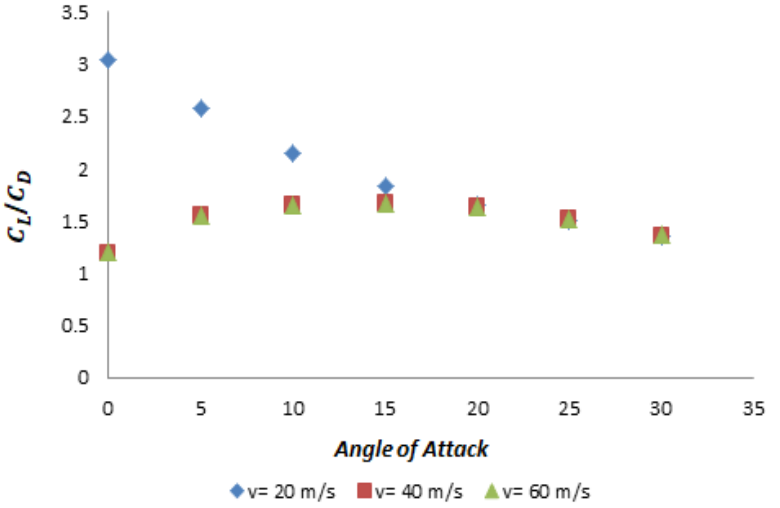
0.186. dari tiga kecepatan dan sudut serang berbeda nilai koefisien *drag* terendah pada kecepatan 40 m/s adalah 0.029 dan nilai koefisien *drag* tertinggi pada kecepatan 40 m/s adalah 0.231.



Gambar 5. Perbandingan *Coefisien Drag* dengan variasi kecepatan dan *Angle of Attack*

3.3 Nilai C_L/C_D terhadap *Angle of Attack*

Pada gambar 5 pesawat amfibi dengan kecepatan 20 m/s seiring dengan kenaikan AoA, nilai C_L/C_D semakin menurun. Hal ini dikarenakan kenaikan nilai C_L tidak sebanding dengan kenaikan nilai $C_D$nya. Pada kecepatan 40 m/s dan 60 m/s, seiring dengan kenaikan AoA, nilai C_L/C_D semakin meningkat, hingga pada AoA 20°, 25° dan 30° menurun. Nilai C_L/C_D tertinggi pesawat amfibi pada kecepatan 20 m/s dengan *Angle of Attack* (AoA) sebesar 0°.



Gambar 6. Perbandingan C_L/C_D *terhadap Angle of attack pada pesawat amfibi*

4. KESIMPULAN

1. Semakin besar kecepatan maka gaya *lift* dan gaya *drag* yang dihasilkan akan meningkat, dilihat dari sudut serang 20° nilai *coefisien lift* dan *coefisien drag* pada kecepatan 20 m/s 0.257 dan 0.155, kecepatan 40 m/s 0.289 dan 0.178 kemudian pada kecepatan 60 m/s 0.291 dan 0.179.
2. Variasi sudut serang pada pesawat amfibi berpengaruh pada peningkatan nilai *coefisien lift*, tetapi setelah melewati sudut *stall* cenderung menurun. Peningkatan sudut serang pada pesawat amfibi juga diikuti dengan peningkatan nilai *coefisien drag.* Nilai *coefisien lift* tertinggi dari semua variasi berada pada kecepatan 60 m/s dengan sudut serang 30° yaitu 0.314. Nilai *coefisien drag* semakian meningkat pada setiap variasi kecepatan dan sudut serang. Nilai *coefisien drag* tertingi dari semua variasi berada pada kecepatan 40 m/s dengan sudut serang 30° yaitu 0.230.

3. Distribusi tekanan pada pesawat amfibi menunjukkan bahwa tekanan yang terjadi di bawah pesawat amfibi lebih besar dibandingkan tekanan yang terjadi di atas pesawat amfibi pada setiap sudut serang. Fenomena *wake* terlihat pada *velocity streamline* dan terjadi pada kecepatan 20 m/s dari sudut serang $0^{\circ} - 30^{\circ}$, kecepatan 40 m/s dari sudut serang $15^{\circ} - 30^{\circ}$ dan kecepatan 60 m/s dari sudut serang $10^{\circ} - 30^{\circ}$ pada *wing* pesawat amfibi. Semakin besar sudut serang maka semakin besar juga *wake* yang terjadi.

DAFTAR PUSTAKA

[1] Abideen, I., Gbadebo, Y. dan Abass, F. 2017. Substrate Temperature Effect On The Photophysical & Microstructural Properties Of Fluorine-Doped Tin Oxide Nanoparticles. *Journal of Semiconductors.* 38(7) : 1674 - 4926

[2] Anderson JR., J.D. 1995. *Computation Fluid Dynamic The Basic with Application*. USA : John Wiley & Sons, Inc

[3] Syamsuar, S. 2018. Karakteristik Hidrodinamika Pesawat WISE L8 Pada Saat Hydro Planning Dan Mengudara Berdasarkan Perhitungan CFD. *Jurnal perhubungan udara* . 44(1) : 57- 64

[4] Irsabudi, A. 2020. Karakteristik Aerodinamika Pontoon Pesawat N219 Versi Amfibi. *Skripsi.* Universitas Jember

[5] Faruk, U., Kamiran, K. 2012. Analisis Pengaruh Aliran Turbulen Terhadap Karakteristik Batas pada Pelat Datar Panas. Jurnal Sains & Seni ITS. Vol.1, No.1.

[6] Sajid, M., Ali, N.,Abbas,Z., Javed,T. 2010. Stretching Flows With General Slip Boundary Condition. International Journal of Modern Physics B.