

SIMULASI NUMERIK KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PADA AIRFOIL NACA 4415 DENGAN MEMPERTIMBANGKAN *GROUND EFFECT*

Rr Saskia Rianasari Hayuningtyas¹, Farhan Fathori Nugroho², Bahrul Jalaali^{3,*}

^{1,2,3}Department of Mechanical Engineering, Faculty of Aerospace Technology,
Adisutjipto Institute of Aerospace Technology
bahrul@itda.ac.id

Abstract

Ground effect phenomenon is found when the lift-device such as wing, is placed near the ground. This phenomenon influences the aerodynamics characteristic whereby its appearance is important to be investigated. This work aims to study the influence of ground effect towards aerodynamics characteristic on the NACA4415 airfoil by varying the airfoil's angle of attack (AoA) as well as the height of ground proximity. Numerical approach conducted on Fluent was carried out while steady assumption, moving wall boundary, and Spalart-Allmaras turbulence model were utilized. The outcomes were aerodynamics characteristic represented by lift and drag coefficients. The results showed that maximum C_L was 1.736 on AoA 15° while maximum C_D was 0.0108 on AoA 18° respectively. It also found that ground proximity also was affecting the values of C_L and C_D . On the height of 0.05 chord, maximum characteristic of lift was obtained while maximum drag was on the 0.8 chord at AoA 18°. It caused by airflow underneath the airfoil was faster due to the ground effect revealing the nozzle-effect, therefore the pressure was higher as according to the Bernoulli's formulation. On the other hand, drag was related to the vortex generation in which AoA more influential than that of height. This work is hopefully beneficial as initial reference on the Wing-in-Ground (WIG) craft design, in particular on the airfoil selection.

Kata Kunci : *Ground effect, NACA4415, Angle of Attack, Aerodynamics, Computational Fluid Dynamics*

1. Pengantar

Indonesia memiliki lebih dari 17.000 pulau dimana faktor transportasi dan logistik yang efisien masih menjadi permasalahan yang dikaji. Salah satu metode transportasi yang dipertimbangkan memiliki keunggulan dalam kondisi tersebut adalah *Wing-in-Ground (WIG) Craft*. *WIG Craft* merupakan salah satu jenis kapal bersayap yang mana pada bagian lambung samping kanan dan kirinya diberikan sayap dengan memanfaatkan ground effect yang bertujuan untuk dapat bergerak lepas dari permukaan air, selanjutnya terbang dan mendarat kembali di air dengan baik. *Ground effect* merupakan fenomena ketika perangkat penghasil gaya angkat (*lift*), seperti sayap, bergerak dengan sangat dekat terhadap permukaan [1]. Secara teori, saat *WIG Craft* terbang sangat dekat dengan permukaan, akan terjadi fenomena *wingtip vortices* serta *downwash* di bagian belakang sayap terhadap permukaan. Semakin rendah pesawat tersebut terbang, maka semakin sedikit *wingtip vortices* tersebut terbentuk sehingga menyebabkan *induced drag* menurun [2]. Oleh sebab itu gaya dorong (*thrust*) yang dibutuhkan pesawat tersebut menjadi lebih kecil dibandingkan dengan kondisi *out of ground effect* [2]. Besarnya

gaya-gaya yang bekerja pada pesawat tersebut dipengaruhi oleh bentuk airfoil, besarnya *angle of attack* (AoA), dan variasi ketinggian terhadap permukaan (*ground*). Salah satu cara untuk mengetahui besarnya karakteristik tersebut dapat menggunakan pendekatan numerik. Pada kajian ini akan dilakukan kajian mengenai pengaruh *ground effect* terhadap karakteristik aerodinamika pada *airfoil* NACA4415 dengan pendekatan numerik. Adapun karakteristik aerodinamika akan direpresentasikan dengan koefisien gaya angkat (C_L) dan hambat (C_D).

Dalam pembahasan analisis pengaruh *ground effect* terhadap aerodinamika pada *airfoil* NACA 4415, dilakukan tinjauan pustaka. Laksono dalam kajiannya melakukan perancangan model pesawat *Wing In Ground Effect* dimana hasil dari penelitian tersebut membuktikan bahwa koefisien gaya angkat (C_L) pesawat pada keadaan *ground effect* nilainya lebih besar dibandingkan dalam kondisi *out-of-ground effect*. Sedangkan untuk nilai koefisien gaya hambatnya (C_D) berlaku sebaliknya, dimana nilai C_D pada kondisi *ground effect* akan lebih kecil dibandingkan dalam keadaan *out-of-ground effect* [3]. Akbar melakukan penelitian dan eksperimen ini adalah untuk mengetahui pengaruh suatu sudut serang terhadap kinerja gaya angkat pada *airfoil* NACA 0012. Hasil dari penelitian tersebut menunjukkan bahwa kecepatan aliran udara dan sudut serang memiliki pengaruh terhadap gaya angkat dan gaya hambat pada airfoil. Semakin besar sudut serang (*angle of attack*) maka semakin besar juga gaya angkat serta gaya hambat pada airfoil tersebut. Namun, jika nilai sudut serang terlalu besar, airfoil akan kehilangan daya angkat (*stall*) [4]. Hasil yang serupa didapatkan oleh penelitian Kewas yang mengkaji *airfoil* NACA0015. Hasil dari penelitian tersebut didapatkan bahwa gaya angkat terjadi peningkatan seiring bertambahnya kecepatan udara. Selain itu, gaya angkat juga akan mengalami peningkatan seiring terjadinya kenaikan sudut serang pada *airfoil* [5]. Senada dengan penelitian sebelumnya, Effendi mendapatkan bahwa semakin besar sudut serang maka besarnya koefisien hambat (C_D) dan koefisien angkat (C_L) akan mengalami peningkatan juga. Penelitian tersebut dilakukan pada *airfoil* NACA4412 dengan tinjauan eksperimen dan numerik [6]. Adapun penelitian Win menunjukkan bahwa rasio *lift/drag* akan menurun seiring dengan meningkatnya *ground clearance*. Sedangkan untuk sudut serang yang semakin tinggi, maka koefisien *lift* dan koefisien *drag* juga meningkat, sehingga menghasilkan penurunan rasio [7].

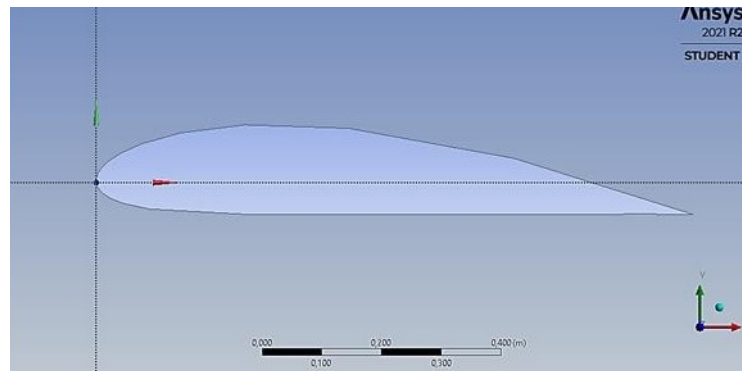
Berdasarkan kajian tersebut, didapati bahwa *ground effect* mempunyai pengaruh terhadap karakteristik aerodinamika pada *airfoil*. Adapun metode numerik juga menjadi salah satu solusi yang bisa diterapkan dalam mengkaji fenomena tersebut. Namun, penelitian komprehensif karakteristik aerodinamika pada NACA4415 dengan melibatkan *ground effect* belum banyak dikaji. Penelitian ini akan mengkaji karakteristik aerodinamika pada airfoil NACA4415 dimana pengaruh *ground* akan dilibatkan. Pendekatan metode turbulen Spalart-Allmaras (S-A) dengan kecepatan udara 28m/s akan diterapkan dimana kondisi simulasi pada perlakuan *steady*.

2. Metode Penelitian

a. Model Fisis

Penelitian ini akan mengkaji *airfoil* NACA4415 dengan panjang *chord line* (c) 1m. Fluida pada simulasi akan diasumsikan kondisi *incompressible* dengan kecepatan udara sebesar 28m/s. Kecepatan ini disesuaikan dengan kecepatan operasional WIG *craft* secara umum [8]. Adapun gambar representasi geometri *airfoil* dengan sudut serang 3° ditunjukkan pada Gambar 1. Variasi ketinggian *ground* yang akan dikaji adalah 0,05c; 0,1c; 0,2c; 0,4c; 0,8c; unbound

(∞). Sedangkan sudut serang akan divariasikan pada rentang 0° - 18° dengan selisih 3° . Kondisi *unbound* didefinisikan dengan kondisi dimana pengaruh *ground* sudah tidak mempengaruhi karakteristik aerodinamika pada *airfoil*. Pada bagian depan *airfoil* akan diatur sebagai domain *inlet*, bagian bawah adalah *moving wall*, bagian atas dan belakang *airfoil* adalah *outlet*. Pemilihan *moving wall* mengacu pada referensi [9] dimana kondisi batas ini merepresentasikan hasil yang lebih aktual. *Moving wall* akan bergerak searah dan dengan kecepatan yang sama dengan *inlet* udara.

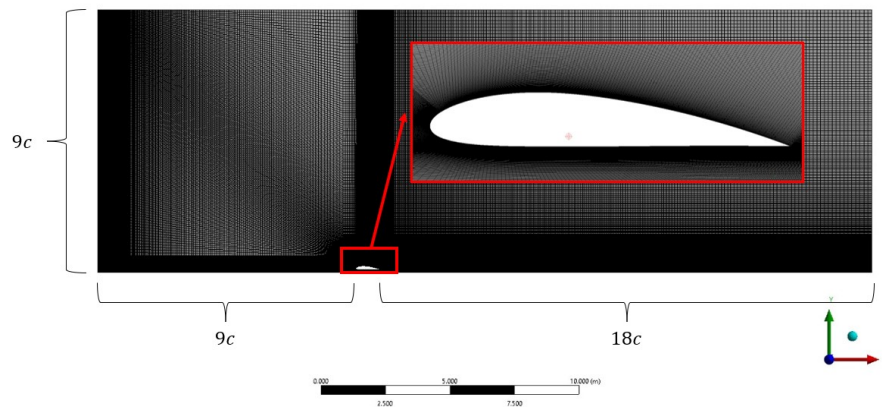


Gambar 1. Representasi geometri NACA4415 pada AoA 3°

b. Pengaturan Numerik dan Matematis

Pada studi numerik ini, domain komputasi berupa *rectangular* sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2. Pada domain tersebut *inlet* akan didefinisikan sebagai *velocity inlet*, *bottom boundary* sebagai *moving wall*, *upper* dan *right boundaries* adalah *pressure outlet*. Sedangkan untuk *airfoil* sendiri akan diatur sebagai *static wall*. Untuk mendapatkan aliran turbulen yang berkembang penuh, jarak domain dan *airfoil* akan diatur sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2 mengacu pada referensi [10]. *Meshing* pada penelitian ini akan dilakukan dengan *unstructured rectangular mesh* dimana pada bagian dekat dengan *airfoil* akan dirapatkan agar mendapatkan visualisasi lapis batas yang jelas [10]. Nilai optimal dari *mesh* akan dievaluasi dengan *grid independence test* yang akan dijelaskan pada sub bab selanjutnya. Representatif *mesh* untuk ketinggian pada *airfoil* dengan AoA 0° ditunjukkan pada Gambar 2.

Mempertimbangkan kondisi udara *incompressible*, maka simulasi akan dilakukan dengan penyelesaian *pressure-based*. *Airfoil* akan dikelilingi oleh domain dimana udara akan ditangkap dalam domain tersebut dengan pengamatan Euler berbasis kontinum. Pada penelitian ini akan diasumsikan kondisi *steady*, tidak ada perpindahan panas, dan udara dalam domain sub-sonic. Pada *wall* akan diatur *no-slip condition* baik untuk *airfoil* maupun *moving wall*. Pada *inlet* akan diatur intensitas turbulen sebesar 5% dengan *medium intensity and Eddy viscosity ratio* yang merepresentasikan intensitas aliran turbulen yang terjadi pada *inlet* [11]. Adapun pada *outlet* diatur *pressure outlet* dengan *zero pressure and uniform velocity*. Solusi kalkulasi menggunakan metode *pressure-velocity coupling* dimana *coupled method on the second-order spatial discretization* diaplikasikan pada spasial Persamaan 2. Hal ini digunakan untuk meningkatkan akurasi perhitungan [11]. Bilangan Reynolds akan diatur sebesar 1,6 juta sehingga model turbulen Spalart-Allmaras akan digunakan karena memiliki keunggulan dalam memodelkan aliran turbulen pada kasus aerodinamika [12].



Gambar 2. Hasil representasi *meshing* dan domain komputasi untuk variasi dengan AoA 0°

Persamaan matematis yang digunakan pada penelitian ini akan diwakili dengan 5 persamaan transport di mana terdapat 7 variabel yang belum diketahui. Pada tahapan kalkulasi akan dihitung parameter kecepatan, fungsi *wall*, gaya aerodinamika dan rezim aliran. Persamaan kontinuitas dan Navier-Stokes ditunjukkan pada Persamaan (1) dan (2). Adapun persamaan model turbulen S-A ditunjukkan pada Persamaan (3) di mana *production* and *desctruction* dari *turbulent viscosity near-wall region* didefinisikan pada Persamaan (5) dan (6). Nomenklatur persamaan dapat dilihat pada Tabel 2 sedangkan konstanta pada persamaan turbulents ditunjukkan pada Tabel 2.

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \vec{V} = 0 \tag{1}$$

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} \right) = \nabla P + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V} \tag{2}$$

$$\frac{D\tilde{v}}{Dt} = G_v - Y_v + \frac{1}{\sigma_v} [\nabla \cdot \{ (v + \tilde{v}) \nabla \tilde{v} \} + C_{b2} (\nabla \tilde{v})^2] + S_{\tilde{v}} \tag{3}$$

$$G_v = C_{b1} \rho \left(S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^3} \left(1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \right) \right) \tilde{v}; \chi = \frac{\tilde{v}}{v} \tag{4}$$

$$Y_v = \left(\frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_v} \right) \rho g_t \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g_t^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \tag{5}$$

$$S = \sqrt{2} \left(\frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) \left(\frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) \tag{6}$$

$$g_t = (\zeta + C_{w2} (\zeta^6 - \zeta)) \tag{7}$$

$$\zeta = \tilde{v} / \left[\left(S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^3} \left(1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \right) \right) \kappa^2 d^2 \right] \tag{8}$$

Tabel 1. Nomenklatur

Simbol	Nomenklatur	Satuan
ρ	<i>Density of fluid</i>	kg/m ³
P	<i>Pressure</i>	Pa
g	<i>Gravitational acceleration</i>	m/s ²
μ	<i>Dynamic viscosity</i>	kg/m-s
V	<i>Velocity vector</i>	m/s
v	<i>Kinematic viscosity</i>	m ² /s

$\tilde{\nu}$	<i>Turbulent kinematic viscosity</i>	m^2/s
S	<i>Scalar measure of deformation tensor</i>	m
d	<i>Distance from the wall</i>	m
S_v	<i>Source term</i>	m^2/s
Y_v	<i>Destruction of turbulent viscosity</i>	m^2/s
G_T	<i>Production of turbulent viscosity</i>	m^2/s
S	<i>Magnitude of the vorticity</i>	m^2/s

Tabel 2. Konstanta Turbulen Model dari S-A [11,12]

Konstanta	Nilai
C_{b1}	0.1355
C_{b2}	0.622
$\tilde{\sigma}_v$	0.667
C_{u1}	7.1
C_{w2}	0.3
C_{w3}	2.0
κ	0.4187

c. Validasi dan Grid Independence Test

Validasi merupakan proses yang dilakukan untuk memastikan pengaturan yang digunakan dapat menghasilkan hasil yang valid dan dapat diterima. Penelitian ini mengkaji 2 variasi total elemen dimana akan diamati jumlah elemen yang paling optimum. Validasi dilakukan dengan membandingkan antara hasil nilai C_L dan C_D pada ketinggian (α) 0,1 dan sudut serang (AoA) 6° dengan eksperimen milik Shwe Yee Win dan Mongkol Thianwiboon (2021) dimana pada jurnal tersebut besarnya nilai $C_L = 1,263$ dan nilai $C_D = 0,012$ [7]. Hasil dari perbandingan antara data simulasi dengan data eksperimen tersebut ditunjukkan pada Tabel 3. Apabila nilai data terdapat selisih $\leq 20\%$, maka jumlah elemen tersebut dikatakan valid dan dapat diaplikasikan untuk variasi lainnya. Pada Tabel 3 menunjukkan besar selisih *error* antara data simulasi dengan data eksperimen yang mana variasi elemen 311.485 nilainya lebih kecil dibandingkan dengan variasi elemen 155.949. Besarnya nilai *error* pada variasi elemen 311.485 yaitu sebesar 8,23% untuk nilai C_L dan 16,67% untuk nilai C_D . Berdasarkan hasil validasi, besar selisih *error* pada variasi elemen 311.485 nilainya $\leq 20\%$, maka variasi elemen tersebut telah memenuhi kesesuaiannya dan keabsahannya, sehingga bisa diaplikasikan untuk variasi sudut serang dan variasi ketinggian lainnya.

Tabel 3. Hasil validasi

Variasi Total Elemen	Simulasi		Eksperimen [13]		Error (%)	
	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D
155949	1,121	0,016	1,263	0,012	11,24	33,33
311485	1,159	0,014			8,23	16,67

Grid independence test merupakan langkah yang dilakukan untuk mendapatkan hasil pemaksimalan jumlah serta struktur grid terbaik dan paling optimum agar hasil pemodelan dapat mendekati sebenarnya. Untuk mendapatkan hasil pemaksimalan jumlah serta struktur grid terbaik dapat dilakukan dengan melihat jumlah kenaikan (%) pada tiap variasi jumlah elemen. Hasil *grid independence test* pada penelitian ini ditunjukkan pada Tabel 4. Berdasarkan dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa total elemen 311.485 tersebut menunjukkan hasil yang optimum. Hal tersebut dikarenakan variasi elemen 311.485 mengalami kenaikan pada nilai sebesar 3,32% dan nilai sebesar 11,87%. Kenaikan ini dianggap tidak signifikan sehingga peningkatan nilai *grid* hanya akan menambah durasi komputasi sehingga perhitungan menjadi tidak efektif. Oleh sebab itu, dipilihlah *grid* dengan jumlah elemen 311.485 agar didapatkan hasil pemodelan yang mendekati sebenarnya, sehingga hasil simulasi yang diperoleh dapat diterima.

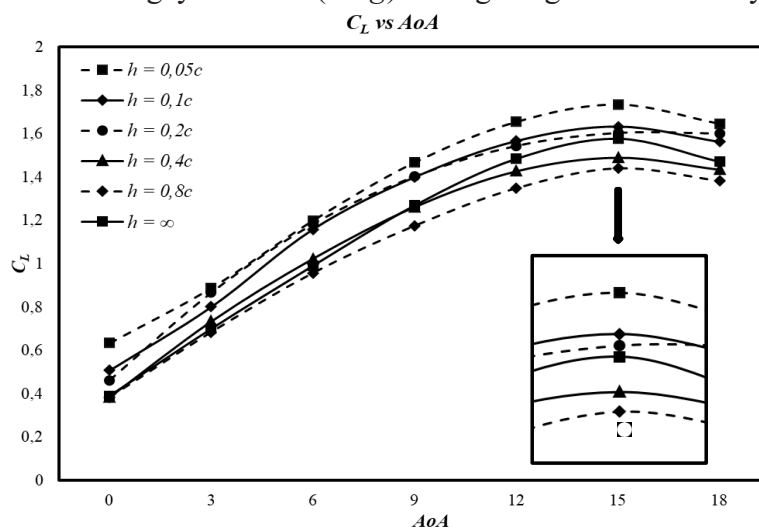
Tabel 4. Hasil *grid independence test*

Variasi Total Elemen	C_L	Kenaikan (%)	C_D	Kenaikan (%)
155949	1,121	-	0,016	-
311485	1,159	3,28	0,014	14,29

3. Hasil dan Pembahasan

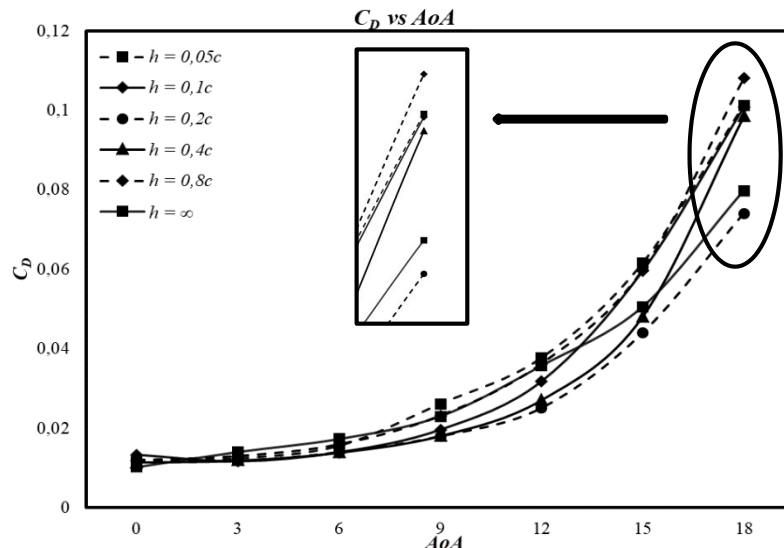
a. Karakteristik Lift

Hasil simulasi karakteristik koefisien *lift* ditunjukkan pada grafik di Gambar 3 dimana variasi AoA dan ketinggian akan dilibatkan. Didapatkan bahwa bahwa dengan adanya penurunan jarak antara *airfoil* dengan *ground* () akan berdampak pada meningkatnya nilai *lift coefficient* (). Dapat juga diamati bahwa pada airfoil NACA 4415 mengalami peningkatan nilai hingga mencapai sudut serang (AoA) 15° ($= 1,736$ pada ketinggian $0,05c$), yang mana pada sudut serang tersebutlah airfoil NACA 4415 telah mencapai AoA maksimum untuk mampu beroperasi secara baik sebelum *stall*. Semakin besar AoA pada *airfoil* maka berdampak pada semakin besarnya nilai yang dihasilkan. Fenomena *stall* yang terjadi terdapat pada sudut serang 18° . *Stall* merupakan suatu keadaan dimana airfoil tidak dapat lagi menambah gaya angkat (*lift*) dan hanya akan menambah gaya hambat (*drag*) seiring dengan bertambahnya sudut serang [2].

Gambar 3. Grafik C_L vs AoA dengan Variasi h

b. Karakteristik Drag

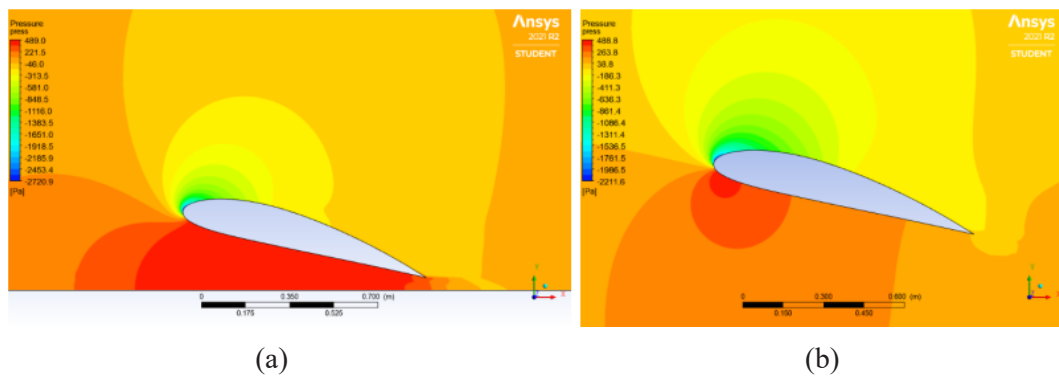
Dari grafik Gambar 4 didapatkan, untuk $h = 0,05c$; $0,1c$; $0,2c$; $0,4c$; $0,8c$; dan unbound dengan besar sudut serang (AoA) yang sama, diketahui bahwa dengan adanya penambahan jarak antara airfoil dengan *ground* (h) akan berdampak pada meningkatnya nilai drag coefficient (C_D). Sebagai contoh, untuk sudut serang 18° , pada $h = 0,2c$ diperoleh nilai $C_D = 0,044$; pada $h = 0,4c$ diperoleh nilai $C_D = 0,048$, dan pada $h = 0,8c$ diperoleh nilai $C_D = 0,060$. Hal tersebut merepresentasikan pengaruh sudut serang (AoA) terhadap airfoil. Dari hasil grafik tersebut dapat dilihat bahwa nilai C_D terkecil diperoleh pada sudut serang (AoA) 0° dan nilai C_D terbesar diperoleh pada sudut serang (AoA) 18° . Semakin bertambahnya sudut serang yang terbentuk pada airfoil, maka akan berdampak pada meningkatnya nilai drag coefficient (C_D). Airfoil NACA 4415 mengalami peningkatan nilai drag coefficient (C_D) tertinggi pada sudut serang (AoA) 18° di ketinggian $0,8c$ ($= 0,108$). Pada sudut serang (AoA) 18° tersebutlah airfoil NACA 4415 telah mencapai suatu kondisi *stall angle*, dimana *airfoil* akan mengalami kehilangan gaya angkat (*lift*) dan bertambahnya gaya hambat (*drag*), sehingga terjadi penurunan gaya angkat (*lift*) secara perlahan



Gambar 4 Grafik C_D vs AoA dengan Variasi h

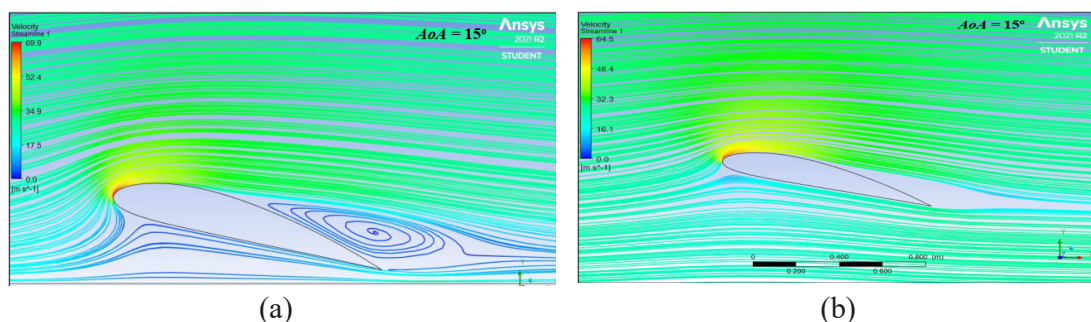
c. Studi Visualisasi

Gambar 5 menunjukkan kontur tekanan udara pada airfoil NACA 4415 untuk AoA = 15° , dengan $h = 0,05c$ untuk gambar 5 (a), dan $h = 0,8c$ untuk gambar 5 (b). Dari hasil simulasi tersebut dapat diamati bahwa di bagian atas permukaan *airfoil* menunjukkan warna hijau yang artinya tekanan udara di bagian tersebut memiliki tekanan yang cukup rendah apabila dibandingkan dengan tekanan udara di bagian bawah *airfoil*, dimana pada bagian bawah airfoil ditunjukkan dengan warna merah, yang berarti pada bagian tersebut memiliki nilai tekanan udara yang tinggi. Hal inilah yang dapat menyebabkan airfoil memiliki kemampuan daya angkat alami yang berupa dalam bentuk *lift coefficient* (C_L) yang tentunya karakteristik setiap airfoil berbeda-beda antara satu dengan lainnya. Kontur tekanan tersebut merepresentasikan pengaruh ketinggian pada airfoil terhadap *ground*. Semakin dekat jarak airfoil dengan *ground* (nilai h diperkecil) maka berdampak pada semakin besarnya daerah bertekanan tinggi pada celah antara lower surface airfoil dengan *ground* yang ditunjukkan dengan warna merah.



Gambar 5. Kontur tekanan pada $AoA = 15^\circ$ dengan variasi ketinggian (a) = $0,05c$ dan (b) = $0,8c$

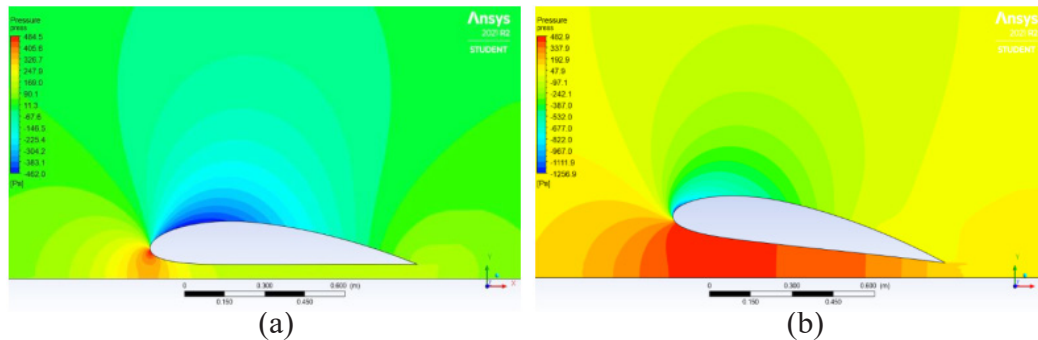
Gambar 6 menunjukkan kontur kecepatan aliran udara pada airfoil NACA 4415 untuk $AoA = 15^\circ$, dengan $h = 0,05c$ untuk gambar 6 (a), dan $h = 0,8c$ untuk gambar 6 (b). Berdasarkan gambar 6, dapat dilihat bahwa aliran udara yang berada di atas permukaan *airfoil* (*upper surface*) berbeda dengan aliran udara yang berada di bagian bawah permukaan *airfoil* (*lower surface*). Aliran udara yang berada di bagian bawah *airfoil* tersebut mengalir dengan tekanan udara yang akan selalu naik dari bagian *leading edge* hingga menuju ke bagian *trailing edge*, sehingga adanya perbedaan tekanan pada *upper* dan *lower surface* *airfoil*. Semakin dekat jarak *airfoil* dengan *ground* (nilai h diperkecil) maka berdampak pada semakin besarnya daerah dengan kecepatan aliran udara yang rendah pada celah antara *lower surface* *airfoil* dengan *ground* yang ditunjukkan dengan warna biru. Sesuai dengan prinsip Bernoulli, semakin rendah kecepatan aliran udara di sekitar *airfoil*, maka semakin tinggi tekanan aliran udara yang dihasilkan.



Gambar 6. Kontur kecepatan udara dan *streamline* pada $AoA 15^\circ$ dengan variasi ketinggian (a) = $0,05c$ dan (b) = $0,8c$

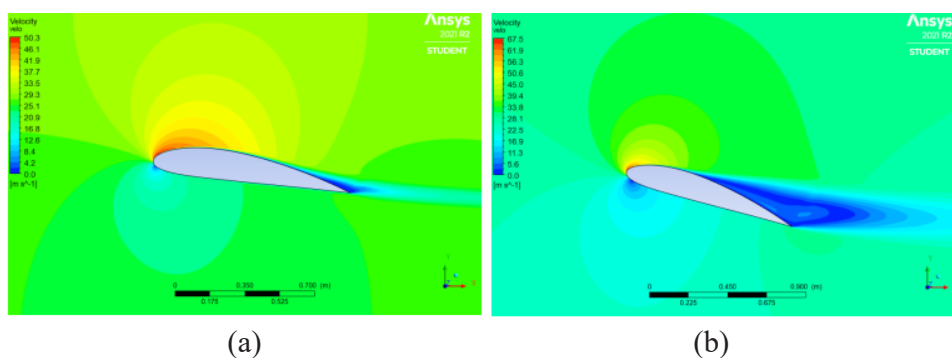
Gambar 7 menunjukkan kontur tekanan udara pada airfoil NACA 4415 untuk $h = 0,05c$, dengan $AoA = 3^\circ$ untuk gambar 7 (a), dan $AoA = 9^\circ$ untuk gambar 7 (b). Kontur tekanan tersebut merepresentasikan pengaruh sudut serang (AoA) pada *airfoil*. Ketika sudut serang bertambah, maka *stagnation point* akan bergeser menjauhi *leading edge* ke arah *lower surface* *airfoil*. Berdasarkan gambar 7 (a) terlihat bahwa *stagnation point* ditunjukkan pada bagian bawah permukaan *airfoil* di daerah dekat *leading edge*. Kemudian untuk gambar 7 (b) menunjukkan distribusi tekanan udara yang dihasilkan hampir di seluruh bagian bawah permukaan *airfoil*, namun tekanan udara yang tertinggi (*stagnation point*) pada *airfoil* tersebut terlihat hampir mencapai setengah panjang *airfoil* (*chord*). Sedangkan distribusi tekanan udara yang ditunjukkan pada gambar 5 (a) terbentuk di seluruh bagian bawah permukaan *airfoil*, mulai dari area *leading edge* hingga *trailing edge*. Oleh sebab itulah pada kondisi sudut serang

15o ini memiliki nilai *lift coefficient* yang paling tinggi. Semakin bertambahnya sudut serang pada *airfoil* akan berdampak pada meningkatnya nilai *lift coefficient*. Sebagai contoh, untuk ketinggian (h) $0,05c$, pada $AoA = 3^\circ$ diperoleh nilai $= 0,888$; pada $AoA = 9^\circ$ diperoleh nilai $= 1,469$; dan pada $AoA = 15^\circ$ diperoleh nilai $= 1,736$.

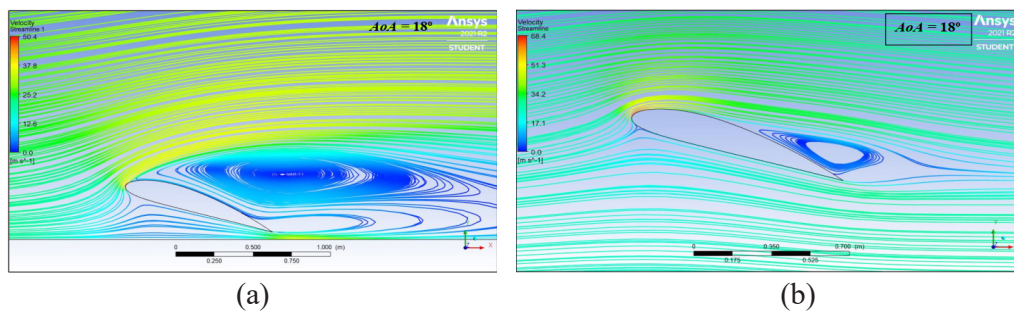


Gambar 7. Kontur tekanan pada $h = 0,05c$ dengan variasi sudut serang (a) 3° dan (b) 9°

Gambar 8 menunjukkan kontur kecepatan pada airfoil NACA 4415 untuk $h = 0,8c$, dengan $AoA = 9^\circ$ untuk gambar 8 (a), dan $AoA = 18^\circ$ untuk gambar 8 (b). Berdasarkan gambar tersebut dapat dilihat bahwa permukaan *airfoil* bagian atas *leading edge* memiliki kecepatan udara yang sangat tinggi sehingga udara tidak akan mampu lagi untuk mengalir mengikuti bentuk dari airfoil NACA 4415. Kecepatan udara yang sangat tinggi pada bagian atas *leading edge* tersebut akan menyebabkan adanya separasi aliran udara yang ditunjukkan pada gambar 9, yang mana dapat mengakibatkan terjadinya turbulensi udara, sehingga besarnya nilai *drag coefficient* pada airfoil juga akan meningkat. Selain itu dengan adanya pengaruh *ground effect* dan penambahan sudut serang (AoA) akan mengakibatkan percepatan separasi aliran udara dan pembesaran area *wake* yang berada pada upper surface bagian trailing edge yang ditunjukkan dengan warna biru. Semakin besar area *wake* yang tercipta, maka semakin besar nilai koefisien *drag* yang dihasilkan. Berdasarkan hasil simulasi pada gambar 9, terlihat bahwa adanya separasi aliran udara pada bagian atas *airfoil* yang terjadi hampir lebih dari setengah panjang *airfoil* (*chord*). Separasi udara yang ada pada bagian atas *airfoil* ini menunjukkan terjadinya fenomena turbulensi. Hal tersebut diakibatkan karena adanya kecepatan udara yang sangat tinggi pada bagian atas *leading edge airfoil*, sehingga udara di sekitar airfoil tidak dapat mengalir mengikuti bentuk dari permukaan airfoil, maka akibatnya akan menimbulkan gaya hambat (*drag*) yang cukup besar sehingga airfoil akan mengalami stall. Semakin besar turbulensi yang terjadi pada airfoil, maka semakin besar juga nilai *drag coefficient* yang dihasilkan.



Gambar 8. Kontur kecepatan pada $h = 0,8c$ dengan variasi sudut serang (a) 9° dan (b) 18°



Gambar 9. Kontur kecepatan udara dan *streamline* pada AoA 18° dengan variasi ketinggian (a) = 0,05c dan (b) = 0,8c

4. Kesimpulan

Besar AoA pada *airfoil* mempengaruhi nilai *lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D). Semakin besar AoA, maka semakin besar nilai C_L dan C_D . Pada penelitian ini, tertinggi dihasilkan pada AoA 15° yakni 1,736, sedangkan pada sudut serang 18° dihasilkan tertinggi dengan nilai 0,108. Ketinggian mempengaruhi karakteristik aerodinamika dan pada *airfoil*. Nilai tertinggi terdapat pada ketinggian 0,05c dengan AoA 15° yakni 1,736. Hal tersebut dikarenakan kecepatan aliran udara yang mengalir di permukaan atas *airfoil* lebih tinggi dibandingkan dengan kecepatan aliran udara di permukaan bawah *airfoil* sehingga menghasilkan *lift* yang lebih besar pada permukaan bawah *airfoil*. Sedangkan nilai tertinggi terdapat pada ketinggian 0,8c dengan 0,108 di AoA 18°.

Daftar Pustaka

- [1] Edi, P. (2020). The Application of WIG (Wing-In-Ground-Effect) As a More Cost Effective Transportation in the Indonesian Archipelago. Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta. Vol 6 (2020).
- [2] Hayuningtyas, RR. S. R (2022). Analisis pengaruh ground effect terhadap karakteristik aerodinamika pada airfoil NACA4415. SKripsi. ITDA
- [3] Laksono, B. A. (2012). Rancang Bangun Wing In Ground Effect Aircraft: Simulasi Numerik Menggunakan CFD Numeca.
- [4] Akbar, A. (2020). Effect of Angle of Attack on Airfoil NACA 0012 Performance. 35-39.
- [5] Kewas, J. C. (2020). Analisis Gaya Angkat Akibat Perubahan Kecepatan Aliran Udara dan Sudut Serang pada Airfoil NACA 0015 dalam Wind Tunnel Sub Sonic. Jurnal Frontiers Volume 3 Nomor 1, 71-79.
- [6] Effendy, M. (2019, Juli). Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412. Rotasi, 147-154.
- [7] Win, S. Y., & Thianwiboon, M. (2021). Parametric Optimization of NACA 4412 Airfoil in Ground Effect Using Full Fatorial Design of Experiment. Engineering Journal.
- [8] Ship Technology. (2021). AirFish 8 WIG Craft. www.ship-technology.com
- [9] T. J. Barber, E. Leonardi dan R. D. Archer. (1999). A Technical Note on the appropriate CFD boundary conditions for the prediction of ground effect aerodynamics. THE AERONAUTICAL JOURNAL Technical Note. Cambridge
- [10] Tu, J., Yeoh, G., Liu, C. (2018). Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach. Elsevier
- [11] ANSYS Fluent documentation, theory guide, 2016