

Penggunaan Komputasi pada Analisis Dinamika Fluida di *Airfoil* NACA M-15

Muhammad Fauzan Haryadi^{1,*}, Farhan Fathori Nugroho²

^{1,2}Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto

Article Info

Article history:

Received July 1, 2022

Accepted July 1, 2022

Published July 12, 2022

Keywords:

Komputasi

Dinamika

Fluida

Airfoil

ABSTRAK

Dalam kajian sebuah fenomena fluida, dapat dilakukan dengan beberapa pendekatan yakni: teoritis, eksperimen dan komputasi. Pendekatan teoritis merupakan metode paling sederhana namun hanya dibatasi oleh kasus-kasus sederhana. Untuk mendapatkan hasil yang akurat dan terkini, dilakukanlah metode eksperimen. Sayangnya, metode eksperimen memiliki tantangan dalam biaya dan perancangan alat-alat eksperimen yang terbilang mahal dan rumit. Oleh karena itu, metode observasi berbasis komputasi dilakukan dalam menghasilkan gambaran fenomena aliran fluida. Pada penelitian ini akan dikaji mengenai karakteristik dinamika fluida yang direpresentasikan dengan karakteristik koefisien angkat dan hambat pada NACA M-15 menggunakan komputasi dinamika fluida (CFD). Dari hasil yang didapatkan, dapat ditunjukkan bahwa secara komputasi karakteristik aerodinamika didapatkan nilai masing-masing koefisien angkat (C_l) dan hambat (C_d) tertinggi 1,2 dan 0,13, pada saat sudut serang 18° . Sehingga, didapati bahwasanya penggunaan komputasi dapat dilakukan untuk memberikan kontribusi di bidang aerodinamika khususnya kedirgantaraan.



Penulis Korespondensi:

Muhammad Fauzan Haryadi,

Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,

Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto

Kompleks Kampus Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Karang Janbe, Banguntapan, Kec.

Banguntapan, Kabupaten Bantul, Daerah Istimewa Yogyakarta 55198.

Email: * fauzanharyadi23@gmail.com

1. PENDAHULUAN

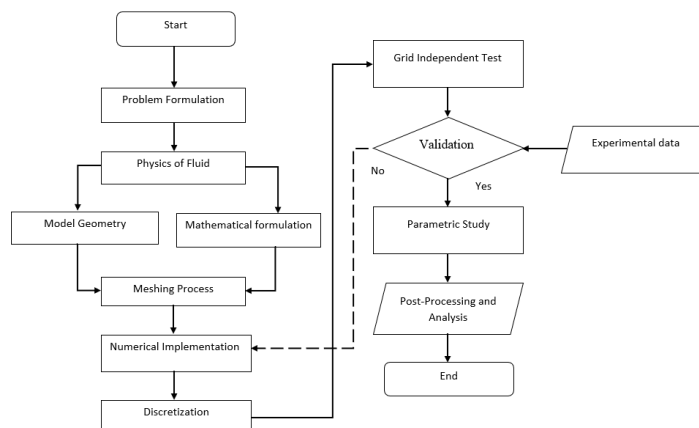
Mekanika fluida merupakan keilmuan yang mempelajari mengenai jenis-jenis fluida dan pergerakannya. Secara umum, fenomena fluida melibatkan zat cair, zat gas atau campuran antara keduanya. Bidang mekanika fluida yang fokus mempelajari mengenai fenomena udara dan gas adalah aerodinamika yang erat di dalam dunia penerbangan [1]. Dalam kajian sebuah fenomena fluida, dapat dilakukan dengan beberapa pendekatan yakni: teoritis, eksperimen dan komputasi. Pendekatan teoritis merupakan metode paling sederhana namun hanya dibatasi oleh kasus-kasus sederhana. Untuk mendapatkan hasil yang akurat dan terkini, dilakukanlah metode eksperimen. Sayangnya, metode eksperimen memiliki tantangan dalam biaya dan perancangan alat-alat eksperimen yang terbilang mahal dan rumit. Oleh karena itu, metode observasi berbasis komputasi dilakukan dalam menghasilkan gambaran fenomena aliran fluida [2]. Metode tersebut adalah komputasi dinamika fluida. Metode ini dapat dikatakan praktis mengingat hanya diperlukan sebuah komputer dalam melakukannya. Oleh karena itu, pemahaman mengenai komputasi dinamika fluida sangat dibutuhkan dalam penyelesaian kasus-kasus keteknikan yang berhubungan dengan fluida. Pada penelitian ini, akan dikaji mengenai aliran fluida pada NACA M-15 dengan representasi karakteristik aerodinamika koefisien angkat (C_l) dan hambat (C_d).

Fuad melakukan penelitian CFD pada *airfoil* yang bertujuan mengetahui *ground effect* terhadap karakteristik aliran melintasi airfoil NACA 4412. Dari penelitian tersebut dapat disimpulkan pengaruh *ground effect* mengakibatkan peningkatan nilai C_p baik pada *lower* maupun *upper surface airfoil* [3]. Sedangkan memperbesar sudut α , berpengaruh terhadap terjadinya peningkatan nilai C_p pada *lower surface airfoil* dan penurunan nilai C_p pada *upper surface airfoil*. Adapun pada kajiannya, Effendy fokus pada investigasi karakteristik aerodinamika airfoil NACA 4412 dengan melakukan eksperimen pada *subsonic wind tunnel* dan simulasi numerik [4]. Simulasi dikerjakan dengan memodelkan airfoil 2D, mesh terstruktur dan model turbulensi Spalart Allmaras (SA) dengan memvariasikan sudut serang antara -5° hingga 20° dengan kecepatan aliran 10 m/s. Hasil penelitian adalah perubahan sudut serang berpengaruh terhadap pergeseran titik stagnasi maupun titik ekspansi di daerah leading edge pada permukaan bodi *airfoil*. Perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah dari permukaan *airfoil* semakin besar seiring dengan bertambahnya sudut serang. Perubahan sudut serang ke arah positif mengakibatkan bertambahnya akselerasi bagian atas dari daerah hidung (*nose airfoil*), sedangkan pada bagian bawah dari daerah hidung *airfoil* terjadi perlambatan. Hisyam melakukan penelitian tentang pengaruh penambahan *Trailing Edge Flap* Pada NACA Simetris 0021 terhadap performa *Airfoil* [5]. Dari penelitian tersebut dapat disimpulkan bahwa penambahan flap mampu mencegah terjadinya separasi udara pada permukaan *airfoil*, pada *airfoil* tanpa *flap* separasi udara mulai muncul pada $\alpha 8^\circ$ hingga mencapai sudut *stall* yaitu pada $\alpha 15^\circ$, dengan penambahan airfoil dengan defleksi flap 10° separasi udara terjadi hanya ketika *stall* yaitu pada $\alpha 15^\circ$. Khordiansyah melakukan penelitian pengaruh penambahan *slat* pada *airfoil* NACA 0015. Dari penelitian tersebut dapat disimpulkan bahwa penambahan *slat* mampu mencegah terjadinya separasi udara pada permukaan *airfoil*, pada *airfoil* tanpa *slat* separasi udara mulai muncul pada AoA 8° hingga mencapai sudut *stall* yaitu pada $\alpha 15^\circ$ [6].

Berdasarkan kajian pustaka yang telah dilakukan, ditunjukkan bahwa CFD merupakan piranti yang mumpuni dalam melakukan simulasi fisis aliran fluida dalam konteks aerodinamika. Adapun penelitian terapan komputasi pada NACA M-15 masih sedikit yang melakukan sehingga penelitian ini bertujuan selain untuk memberikan kontribusi prosedur komputasi juga akan berkontribusi dalam menambah *database* karakter aerodinamika NACA M-15. Pada penelitian ini akan dikaji dengan pendekatan metode turbulen Spalart-Allmaras (S-A) dengan kecepatan udara 28m/s. Kondisi simulasi dilakukan dalam asumsi *steady*, *incompressible*, dan sifat-sifat fluida diasumsikan konstan sepanjang waktu. Diharapkan penelitian ini dapat memberikan kontribusi dalam bidang kedirgantaraan dan referensi di perancangan pesawat terbang.

2. METODE PENELITIAN

Langkah-langkah penelitian ditunjukkan pada Gambar 1. Pada tahapan penelitian akan dimulai dari formulasi masalah dimana masalah yang akan dikaji adalah mengetahui aliran fluida pada *airfoil* NACA M-15. Selanjutnya, pemodelan matematis dan pembuatan geometri dilakukan. Persamaan atur menjadi dasar pemodelan matematika sedangkan pembuatan geometri dilakukan dengan piranti lunak *computer-aided-design* (CAD). Geometri NACA M-15 mengacu pada literatur *open-source* yang telah memiliki acuan standar. Proses selanjutnya melibatkan *meshing* dan implementasi numerik. Validasi dilakukan untuk menunjukkan bahwa proses yang dilakukan telah valid. Langkah ini dilakukan dengan membandingkan hasil simulasi dan eksperimen. Studi parametris dilakukan untuk mengetahui pengaruh parameter tertentu terhadap luaran yang dihasilkan. Pada penelitian ini studi parametris dilakukan dengan melakukan variasi sudut serang *airfoil*. Penelitian ditutup dengan analisis hasil, pembahasan, dan kesimpulan.



Gambar 1. Langkah-langkah penelitian

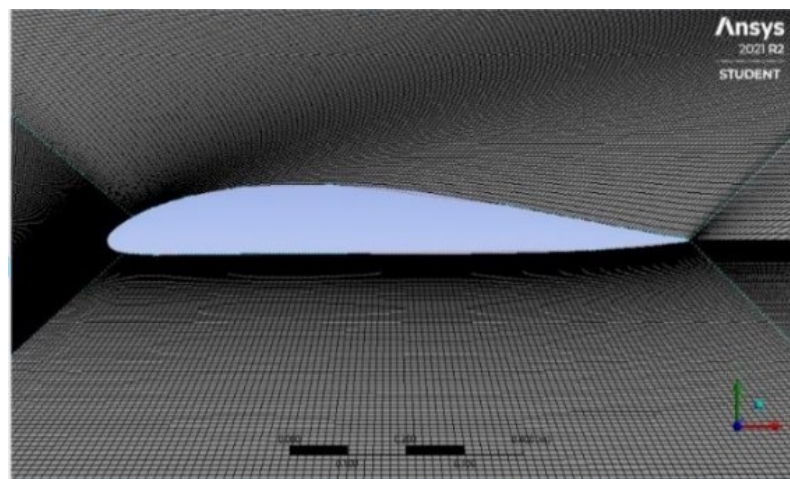
Model matematika yang digunakan pada dasar simulasi komputasi adalah persamaan atur massa (persamaan (1)), momentum (persamaan (2)), dan persamaan model turbulen Spalart-Allmaras (S-A). Nomenklatur ditunjukkan pada Tabel 1. Adapun pemodelan *airfoil* NACA M-15 akan dilakukan secara 2 dimensi ditunjukkan pada Gambar 2. Panjang *chord airfoil* adalah 1m. Proses selanjutnya adalah *meshing*, dimana domain akan dibagi menjadi *mesh* kecil untuk dapat dilakukan proses perhitungan diskritisasi. Pada penelitian ini *grid independence test* akan dilakukan untuk mengetahui jumlah *mesh* yang optimal dengan rentang variasi *mesh* 100.000-500.000. Nilai optimal *mesh* selanjutnya dilakukan dalam proses simulasi. Adapun domain dan kondisi batas pada penelitian ini ditunjukkan pada Gambar 3. Pada domain kiri akan didefinisikan sebagai *velocity inlet*. Sedangkan untuk domain kanan dan atas adalah *pressure outlet*, dimana bagian bawah dan *airfoil* akan didefinisikan sebagai *wall*. Kecepatan udara yang digunakan adalah 28 m/s. Sedangkan pada studi parametris, nilai sudut serang (α) akan divariasikan dari 0-18°.

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

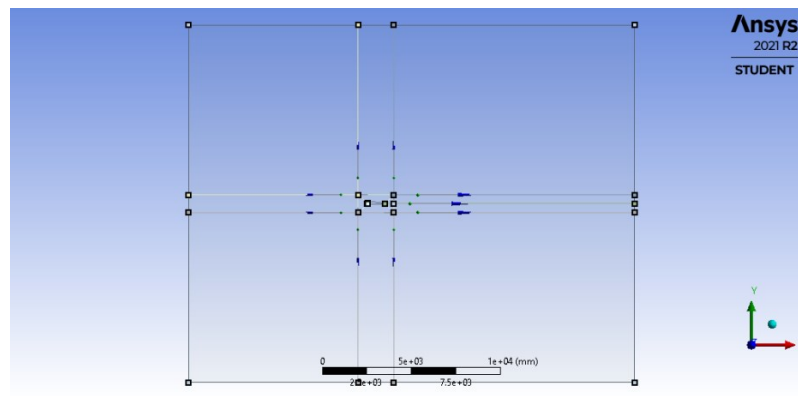
$$\rho \left(\frac{\partial V}{\partial t} + V \cdot \nabla V \right) = \nabla P + \rho g + \mu \nabla^2 V \tag{2}$$

Tabel 1. Nomenklatur

Simbol	Nomenklatur	Satuan
ρ	Massa jenis fluida	kg/m ³
P	Tekanan	Pa
g	Percepatan gravitasi	m/s ²
μ	Viskositas	kg/m-s
V	Kecepatan	m/s



Gambar 2. Pemodelan *airfoil* M-15 dan hasil *meshing*.



Gambar 3. Domain simulasi

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Validasi dan *Grid Independence Test*

Proses validasi dilakukan untuk memperoleh hasil yang tepat atau bahkan mendekati hasil dari eksperimen terhadap model dan parameter yang akan dilakukan pada proses simulasi, tahap validasi dalam penelitian ini dilakukan dengan cara membandingkan hasil simulasi terhadap data penelitian yang dilakukan oleh A Firooz dan M Gadani (2006) dalam jurnal laporannya yang melakukan pengujian Aliran turbulensi untuk NACA 4412 dalam aliran tak terbatas. Validasi ini dilakukan dengan cara membuat sebuah *grid independence* serta memvariasikan ukuran element sizing pada proses meshing dari ukuran standarnya kemudian dilakukan simulasi untuk mendapatkan hasilnya, setelah didapatkan hasil dari tiap variasi element sizing maka langkah selanjutnya adalah menentukan nilai error C_l dan C_d dari tiap variasi. Berdasarkan Tabel 4.1 dan Tabel 4.2 pada variasi element sizing 311121 adalah ukuran element sizing yang akan digunakan untuk melakukan proses simulasi pada penelitian. Ukuran element sizing ini merupakan yang paling optimal untuk digunakan dalam simulasi ini, karena melihat dari hasil error yang di dapat itu lebih kecil daripada 2 element sizing lainnya. Selain itu, pada saat jumlah element sizing dinaikkan, nilai C_l dan C_d tidak mengalami perubahan signifikan. Hasil error yang didapat pada element sizing 311121 dibandingkan dengan eksperimen yaitu error C_l sebesar 24,92% dan error C_d sebesar 3,00%. Hasil tersebut sudah sesuai dengan kriteria <30% sehingga dapat dikatakan valid.

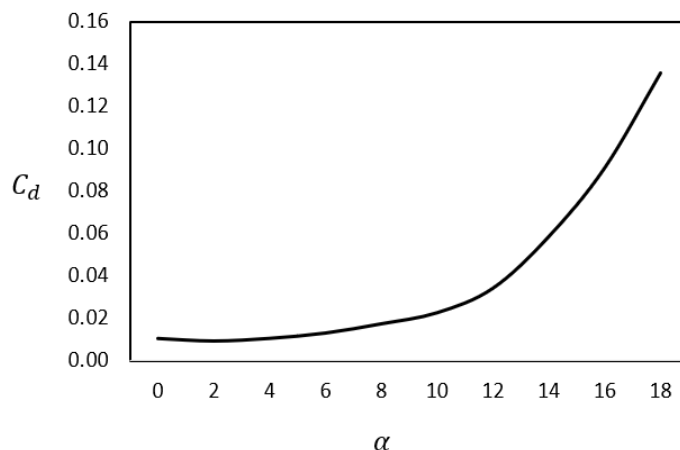
Tabel. Validasi dengan acuan Referensi [].

Total Elemen	Simulasi		Eksperimen []		Error	
	C_l	C_d	C_l	C_d	C_l	C_d
156.489	0,72	0,012			26,84%	17,89%
311.121	0,74	0,011	0,98	0,011	24,92%	3,00%
480.390	0,72	0,011			27,07%	6,35%

Tabel. *Grid Independence Test*.

Total Elemen	Nilai		Kenaikan nilai (%)	
	C_l	C_d	C_l	C_d
156.489	0,72	0,012	-	-
311.121	0,74	0,011	2,54%	14,46%
480.390	0,72	0,011	2,91%	2,30%

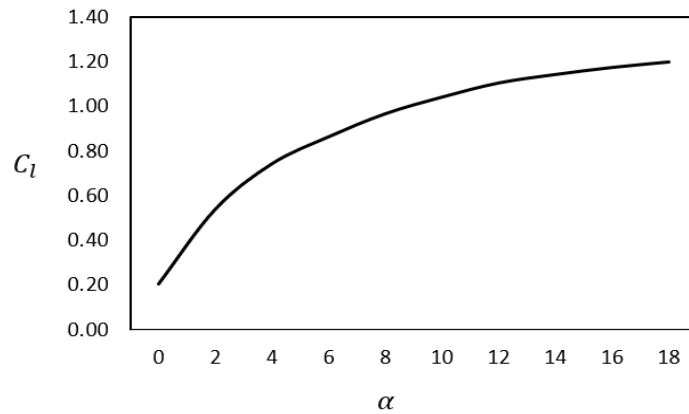
3.2. Hasil simulasi



Gambar 4. Hasil simulasi C_d pada variasi α

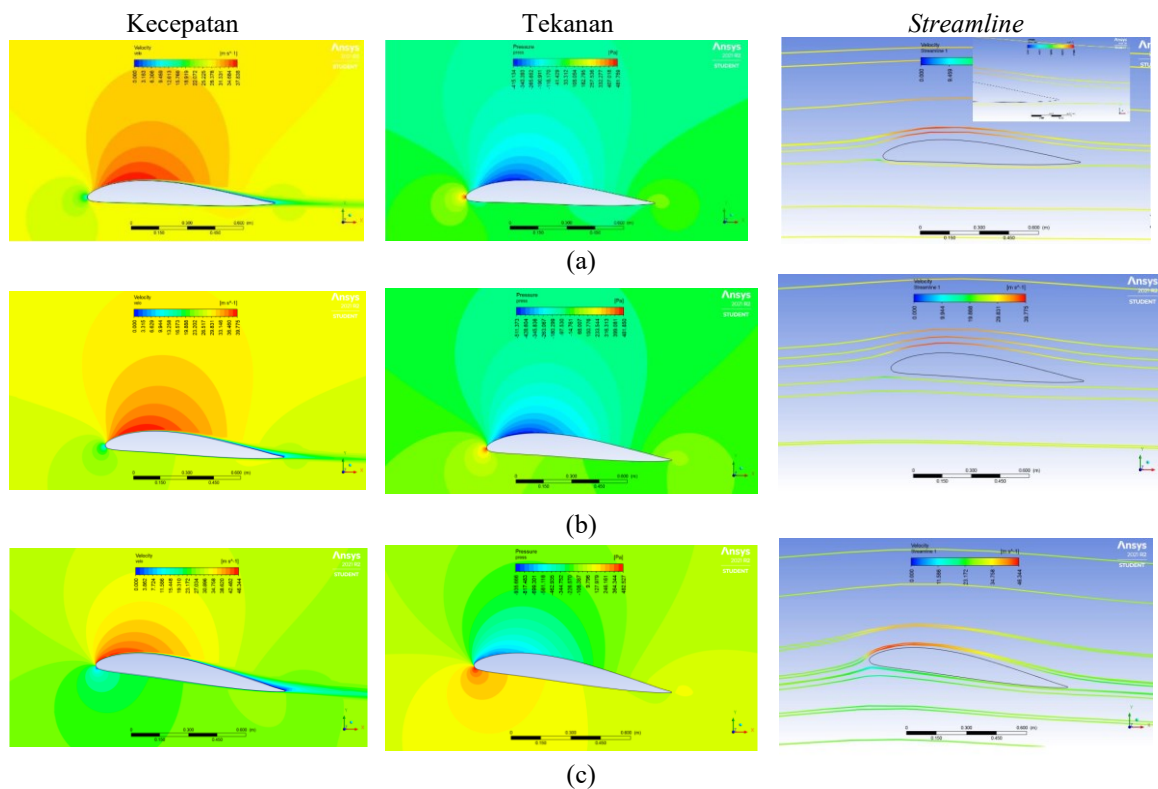
Berdasarkan hasil simulasi dapat diamati pada Gambar 4 dan 5 bahwasanya nilai C_l dan C_d mengalami kenaikan seiring dengan penambahan nilai α . Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka akan mempengaruhi aliran pada permukaan *airfoil* sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 6. Nilai C_d pada sudut serang rendah 0-4o dapat dikatakan konstan atau hanya naik secara tidak signifikan. Hal ini dapat diamati pada Gambar 6(a) dan 6(b) pada kontur *streamline* bahwa aliran pada permukaan *airfoil* cenderung laminar dimana pegolakan aliran tidak teramati. Sedangkan pada nilai $\alpha = 8-12^\circ$, nilai C_d mulai menunjukkan kenaikan linier. Dengan kenaikan sudut serang tersebut membuat aliran udara di bagian atas *airfoil* mengalami separasi

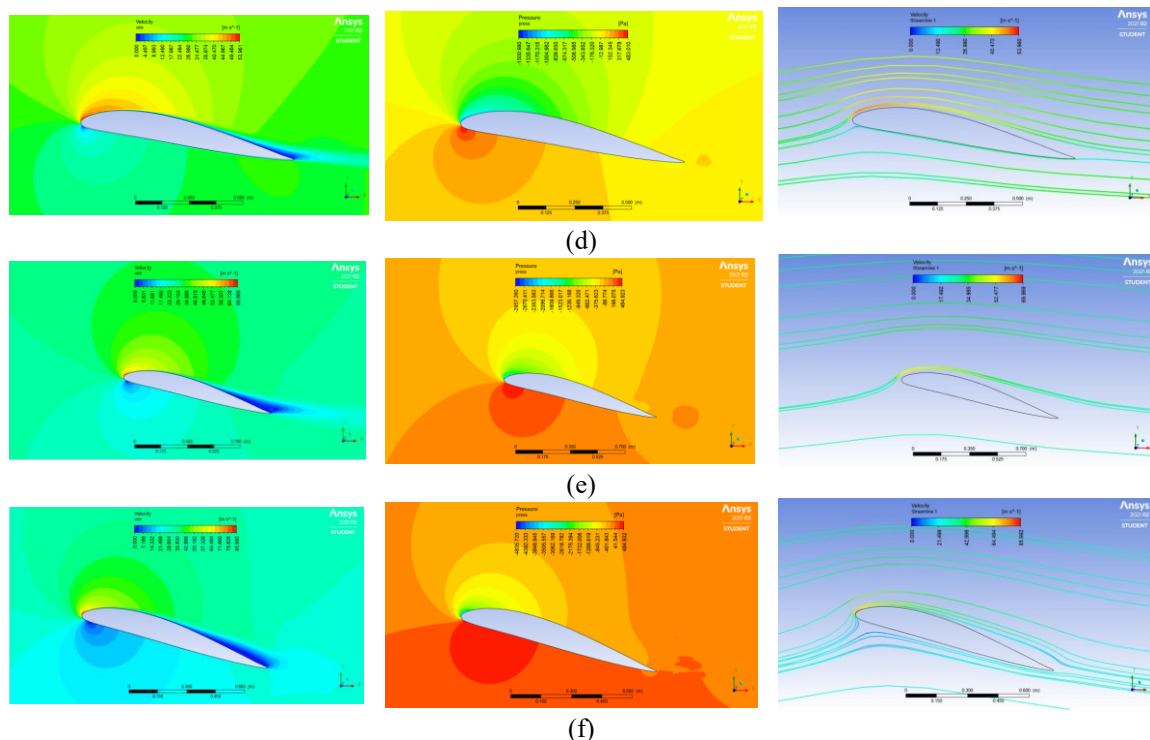
sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 5(d) untuk kontur kecepatan dan *streamline*. Teramati bahwa di bagian *trailing edge* terdapat pusaran aliran udara yang mulai terbentuk dan mengakibatkan naiknya gaya hambat. Adapun pada sudut serang $> 12^\circ$, kenaikan C_d naik secara eksponensial menandakan munculnya pusaran aliran yang semakin besar pada *trailing edge*. Penyebab dari peristiwa tersebut adalah pada saat α tinggi aliran udara dari depan akan terhambat oleh bagian bawah *airfoil* serta bagian atas *airfoil* separasi udara akan terjadi lebih masif dibandingkan sudut serang rendah. Hal ini mengkonfirmasi bahwasanya dari pengamatan komputasi didapati kesesuaian hasil secara fisis. Nilai C_d tertinggi sebesar pada sudut serang 18° dan terendah 0,01 pada sudut serang $0-4^\circ$.



Gambar 5. Hasil simulasi C_l pada variasi α

Adapun pada kajian C_l dihasilkan nilai yang juga meningkat seiring dengan kenaikan sudut serang sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 5. Kenaikan nilai C_l tersebut akibat adanya udara yang memberikan gaya angkat pada permukaan bawah *airfoil* dimana dengan meningkatnya sudut serang maka gaya yang diterima juga akan lebih tinggi. Ditunjukkan pada Gambar 6 untuk kontur tekanan bahwa semakin tinggi sudut serang maka nilai distribusi tekanan di bawah permukaan *airfoil* juga akan semakin tinggi. Hasil yang selaras dengan fisis menunjukkan bahwa komputasi dapat memodelkan aliran udara dan koefisien angkat secara baik. Nilai C_l tertinggi didapatkan sebesar 1,22 pada sudut serang 18° . Sedangkan nilai C_l terendah didapatkan sebesar 0,2 pada sudut serang 0° .





Gambar 6. Plot kontur kecepatan, tekanan, dan *streamline* pada (a) $\alpha=2^\circ$, (b) $\alpha = 4^\circ$, (c) $\alpha = 8^\circ$, (d) $\alpha = 10^\circ$, (e) $\alpha = 14^\circ$, (f) $\alpha = 16^\circ$,

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian didapatkan hasil bahwa simulasi dapat digunakan sebagai piranti mumpuni dalam memodelkan aliran fluida berikut karakteristik aerodinamikanya. Adapun karakteristik aerodinamika disini akan direpresentasikan dalam koefisien angkat dan hambat. Dari hasil yang didapatkan, dapat ditunjukkan bahwa secara komputasi karakteristik aerodinamika didapatkan nilai masing-masing koefisien angkat (C_l) dan hambat (C_d). Nilai C_d tertinggi sebesar pada sudut serang 18° dan terendah $0,01$ pada sudut serang $0-4^\circ$. Nilai C_l tertinggi didapatkan sebesar $1,22$ pada sudut serang 18° . Sedangkan nilai C_l terendah didapatkan sebesar $0,2$ pada sudut serang 0° . Hasil ini selaras dengan luaran hasil visualisasi kontur tekanan, kecepatan, dan *streamline*. Sehingga, dengan adanya keselarasan hasil tersebut dapat disimpulkan bahwasanya penggunaan komputasi dapat dilakukan untuk memberikan kontribusi di bidang aerodinamika khususnya kedirgantaraan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Cengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2017). Fluid mechanics: Fundamentals and applications (4th ed.). McGraw-Hill Education
- [2] Wendt, John F, and John D. Anderson. (1992). Computational Fluid Dynamics: An Introduction. Berlin: Springer-Verlag
- [3] Fuad, Mohammad Nuril (2018), Studi Numerik Ground Effect Terhadap Karakteristik Aliran Melintasi Airfoil NACA 4412 Untuk $Re = 3 \times 10^5$
- [4] Effendy, Marwan (2019), Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412.
- [5] Hisyam, Muhamad (2020), Studi *Computational Fluid Dynamic* Tentang Pengaruh Penambahan *Trailing Edge Flap* Pada NACA Simetris *0021* Terhadap Performa *Airfoil*. ITDA
- [6] Khordiansyah, Nur Ahmad (2021), Analisis aerodinamika pada Airfoil NACA 0015 terhadap pengaruh penambahan slat dengan menggunakan software berbasis *Computational Fluid Dynamic*. ITDA