

## ***Comparison Lift and Drag of Airfoil NACA 1408 Standard and Modification Using Computational Fluid Dynamic***

### **Perbandingan Lift dan Drag pada Airfoil NACA 1408 Standar dan Modifikasi Menggunakan Computational Fluid Dynamic**

Usin<sup>1</sup>, Yolli Fernanda<sup>1\*</sup>, Arwizet Karudin<sup>1</sup>, Andre Kurniawan<sup>1</sup>

#### **Abstract**

*An airfoil is a geometry shape of an aircraft wing designed to produce high lift force and low drag forces. Study on the air flow and pressure around of the airfoil was important step to analysis lift force and drag force. Factor affecting the lift force and drag force airfoil are the geometry and dimensions of the airfoil. This study to discuss about the modification airfoil NACA 1408 was performed by adding round tip in leading edge to obtain simulate air flow by varying the angle of attack. The result showed that coefficient of lift (Cl) and coefficient of drag (Cd) was calculated from the simulations, data the highest Cl and Cd were 0.00277 and 0.00025 for the standard airfoil and for modification airfoil were 0.00343 and 0.00064. Based on the test result, the modified airfoil can produce better lift force than the standard shapes for test speed of 20 m/s.*

#### **Keywords**

*Airfoil, NACA 1408, UAV, CFD*

#### **Abstrak**

*Airfoil merupakan bentuk geometri sayap pesawat terbang yang dirancang untuk menghasilkan lift force tinggi dan drag force rendah. Studi tentang aliran udara dan tekanan di sekitar airfoil adalah langkah penting untuk menganalisis lift force dan drag force. Faktor yang mempengaruhi lift force dan drag force airfoil adalah geometri dan dimensi airfoil tersebut. Penelitian ini membahas tentang modifikasi dilakukan pada airfoil NACA 1408 dengan menambahkan ujung bulat pada leading edge dan mendapatkan simulasi aliran udara dengan memvariasikan angle of attack. Hasil penelitian menunjukkan bahwa coefficient of lift dan coefficient of drag dihitung dari simulasi, data coefficient of lift dan coefficient of drag tertinggi adalah 0.00277 dan 0.00025 untuk airfoil standar dan untuk airfoil modifikasi adalah 0.00343 dan 0.00064. Berdasarkan hasil pengujian, airfoil modifikasi dapat menghasilkan lift force lebih baik daripada bentuk standar untuk kecepatan uji 20 m/s.*

#### **Kata Kunci**

*Airfoil, NACA 1408, UAV, CFD*

<sup>1</sup> Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Padang  
Jalan Prof. Dr. Hamka, Air Tawar Barat, Padang, Sumatera Barat, 25131, Indonesia

\* [yolliper@ft.unp.ac.id](mailto:yolliper@ft.unp.ac.id)

Submitted : July 08, 2022. Accepted : August 03, 2022. Published : August 06, 2022.

## PENDAHULUAN

Sayap merupakan bagian terpenting pada pesawat terbang yang digunakan untuk menghasilkan *lift force* sehingga pesawat terbang mampu melayang di udara[1]. Sayap pesawat terbentuk dari kumpulan *airfoil* yang dapat mempertahankan aliran udara agar tetap laminar dan menghasilkan performa yang baik[2]. *Airfoil* adalah bentuk geometri penampang suatu benda yang didesain sedemikian rupa sehingga ketika dialiri udara akan menghasilkan *lift force* tinggi dan *drag force* rendah biasa dipakai pada sayap pesawat, baling-baling turbin, dan lain-lain. Perbandingan *lift force* dan *drag force* yang dihasilkan merupakan parameter utama untuk menentukan performa *airfoil*[2]. *Lift force* dan *drag force* dapat ditentukan menggunakan koefisien non dimensional yaitu *Coefficient of lift* (Cl) dan *Coefficient of drag* (Cd). *Airfoil* memiliki banyak jenis, beberapa yang terkemuka adalah *Selig, Gottingen, FX Wortmann*, dan *NACA airfoil*[3][4]. *NACA airfoil* adalah tipe geometri *airfoil* yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) dengan memperhitungkan pengaruh kelengkungan *surface airfoil* dan penyebaran ketebalan (*thickness*) serta pemakaian nilai bilangan Reynold tertentu dalam pengujiannya[5]. *NACA airfoil* memiliki Cl dan Cd rendah dibandingkan jenis *airfoil* yang lain sehingga cocok untuk pesawat yang membutuhkan kecepatan tinggi dan beban yang ringan[6]. Oleh karena itu NACA banyak digunakan pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)[5].

*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) banyak yang menggunakan tipe sayap tetap (*fixed wings*)[7]. Pada sayap *fixed wings* penentuan *Angle of Attack* (AoA) sayap yang tepat sangat berpengaruh untuk mendapatkan kebutuhan terbang dan kemampuan bermanuver yang diinginkan. Kecepatan pesawat didapat dari AoA yang kecil, sebaliknya AoA kecil akan mengurangi *lift* [8].

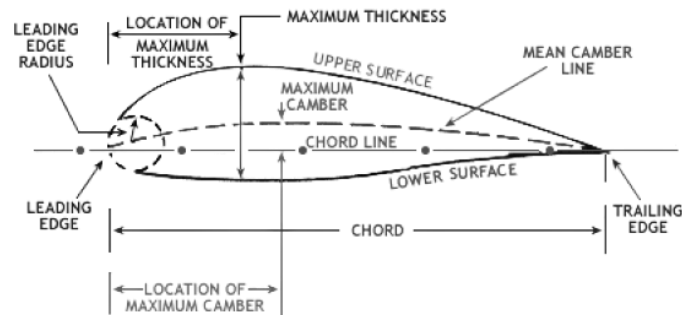
Pada kegiatan yang telah lakukan tim UKRO KM UNP terdahulu pada Kontes Robot Terbang Indonesia 2021, tim UKRO KM UNP menggunakan *airfoil* NACA 1408 pada sayap UAV dengan AoA 0°. Namun UAV yang digunakan menghasilkan *lift force* yang kecil sehingga UAV memiliki bobot ringan. Hal ini menyebabkan UAV sulit mendapatkan kestabilan ketika bermanuver. Selain itu kecepatan terbang UAV juga masih belum sesuai dengan yang diharapkan. Untuk meningkatkan beban angkut dan kestabilan terbang UAV perlu meningkatkan kemampuan sayap dalam menghasilkan *lift* yang lebih besar.

Beberapa pengujian tentang AoA pada *airfoil* NACA memperlihatkan *lift* akan meningkat pada AoA tertentu. Pengujian NACA 0015 [8] memperlihatkan bahwa peningkatan AoA dalam rentang 0° - 14° akan menambah Cl dan Cd secara linier. Hal serupa juga berlaku pada NACA 2415[1]. Selain itu, Triet [9] melaporkan bahwa juga terjadi peningkatan Cl dan Cd secara linier pada *airfoil* NACA 2412. Faktor lain yang mempengaruhi nilai kedua koefisien ini yaitu geometri dan dimensi *airfoil*[8]. Selain *airfoil* dengan bentuk standar, modifikasi *airfoil* geometri seperti penambahan bentuk tertentu pada *leading edge* juga banyak diteliti. Pengujian *airfoil* yang dimodifikasi dengan menambahkan suatu bentuk geometri tertentu pada *leading edge* dapat meningkatkan performa *airfoil* dan juga dapat menunda terjadinya *stall*[10].

Berdasarkan penjelasan di atas, peneliti bermaksud mengetahui karakteristik *airfoil* NACA 1408 standar dan modifikasi menggunakan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Penelitian ini bertujuan untuk mempelajari pengaruh modifikasi geometri *leading edge* dan variasi *Angle of Attack* (AoA) terhadap performa pada *airfoil* NACA 1408.

### **Airfoil**

*Airfoil* secara umum memiliki bagian-bagian tertentu. Bagian-bagian ini memiliki pengaruh terhadap geometri dan karakteristik dari *airfoil* tersebut diantaranya *trailing edge*, *leading edge*, *chord*, *thickness* sebagaimana ditunjukkan Gambar 1.



Gambar 1. Bagian-bagian Airfoil

### Lift force

*Lift force* ialah gaya angkat yang dihasilkan karena adanya perbedaan tekanan pada penampang atas dan bawah sayap pesawat[2][8]. *Lift force airfoil* merupakan gaya aerodinamika yang dihasilkan akibat aliran udara terbelah melewati penampang sayap yang berbentuk *airfoil*[11]. Persamaan *lift force* dapat dilihat pada Persamaan 1. [12].

$$F_l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_l \quad (1)$$

Dimana :

- $F_l$  : *Lift force* (N)
- $\rho$  : Massa jenis fluida ( $\text{kg/m}^3$ )
- $A$  : Luas penampang benda ( $\text{m}^2$ )
- $v$  : Kecepatan aliran fluida (m/s)
- $C_l$  : *Coefficient of lift*

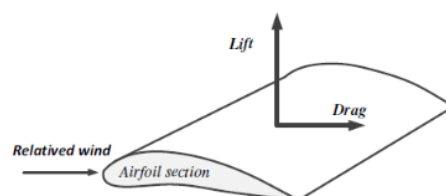
### Drag force

*Drag force* ialah gaya hambat yang dihasilkan ketika pesawat menabrak aliran fluida (gas atau cairan) yang menyebabkan pesawat tertarik mundur seperti pada Gambar 2. *Drag force* dirumuskan pada Persamaan 2. [12].

$$F_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_d \quad (2)$$

Dimana :

- $F_d$  : *Drag force* (N)
- $\rho$  : Massa jenis fluida ( $\text{kg/m}^3$ )
- $A$  : Luas penampang benda ( $\text{m}^2$ )
- $v$  : Kecepatan aliran fluida (m/s)
- $C_d$  : *Coefficient of drag*



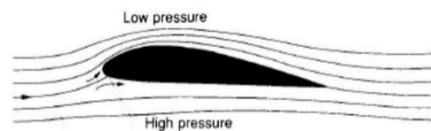
Gambar 2. Lift dan Drag

### Angle of Attack

*Angle of Attack* (AoA) merupakan sudut yang terbentuk antara garis *chord* dan arah aliran udara yang biasa dinotasikan dengan ( $\alpha$ )[13]. Sudut kritis ialah sudut ketika *lift force* pada angka tertinggi sebelum mengalami *stall*[14]. *Stall* adalah peristiwa ketika *airfoil* kehilangan *lift force* akibat *Angle of Attack* (AoA) melewati sudut kritis sehingga udara yang melewati *airfoil* tidak laminar dan *drag force* meningkat[11].

### Kecepatan Aliran udara

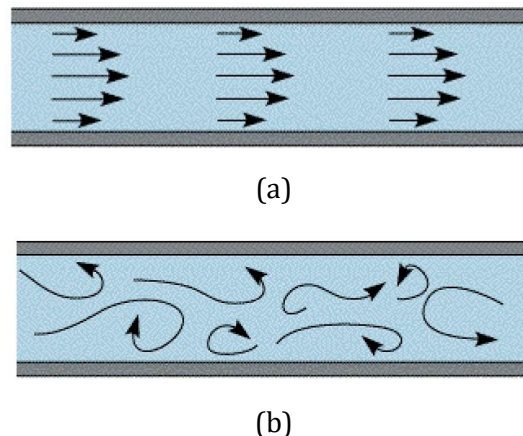
Kecepatan aliran udara berhubungan dengan tekanan udara. Tekanan udara selalu berbanding terbalik dengan kecepatan udara. Tekanan udara tinggi kecepatan udara rendah atau sebaliknya. Prinsip dasar inilah yang digunakan pada sayap pesawat terbang. *Lift force* terbentuk karena kecepatan aliran udara pada penampang atas sayap pesawat lebih besar daripada penampang bawah sayap[12]. Gambar 3 mengilustrasikan hal ini.



Gambar 3. Perbedaan Tekanan pada Sayap Pesawat

### Karakteristik Aliran

Geometri *airfoil* dirancang sedemikian rupa untuk menghasilkan aliran laminar. Jenis aliran yang mengalir melewati geometri *airfoil* perlu diketahui, termasuk ke dalam aliran laminar atau turbulen (Gambar 4.).



Gambar 4. Jenis Aliran Fluida (a) Laminar dan (b) Turbulen

Secara teori untuk memprediksi jenis aliran digunakan perhitungan menggunakan persamaan bilangan Reynold[15].

### Bilangan Reynold

Seiring dengan pesatnya perkembangan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), penggunaan bilangan Reynold yang rendah juga sering dilakukan terkhusus pada pengujian wahana udara mini, turbin angin *blades* dan UAV. Pada bilangan Reynold rendah berlaku *lift force* maksimal dan sudut *stall* lebih rendah dari kondisi aliran bilangan Reynold tinggi. Bilangan Reynold dapat ditentukan menggunakan Persamaan 3.[12].

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot x}{\mu} \quad (3)$$

Dimana:

Re : Bilangan Reynold

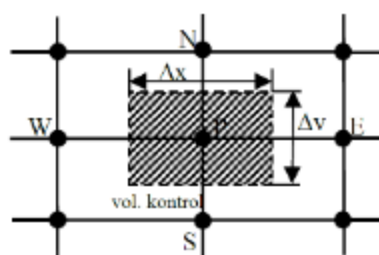
- $\rho$  : Massa jenis udara ( $\text{kg/m}^3$ )  
 $v$  : Kecepatan aliran udara ( $\text{m/s}$ )  
 $\mu$  : Viskositas udara ( $\text{Ns/m}^2$ )  
 $x$  : Panjang karakteristik geometri yang dilalui aliran (m)

### Computational Fluid Dynamics

*Computational Fluid Dynamics* (CFD) merupakan perhitungan yang menggunakan penerapan komputer untuk menghasilkan prediksi kuantitatif dan kualitatif atau analisis perilaku aliran fluida. Analisis aliran fluida dengan CFD didasarkan pada hukum konservasi seperti konservasi massa, momentum dan energi yang ketika diterapkan secara benar akan menghasilkan hasil yang akurat untuk simulasi fisika aliran dan studi parametrik yang praktis[16]. Metode CFD banyak digunakan selain lebih mudah juga lebih murah dalam proses pengujiannya[17].

Simulasi CFD menerapkan dua pendekatan dominan yaitu metode *finite difference* dan metode *finite element*. Kedua metode ini merupakan metode untuk menyelesaikan permasalahan analitik pada persamaan diferensial parsial. Perbedaan kedua metode ini terletak pada proses pendiskritan, metode *finite difference* membagi domain variabel berhingga dalam bentuk persegi, sedangkan metode *finite element* membagi domain tidak harus berbentuk persegi[18]. Dalam perumusan elemen atau volume terbatas, persamaan-persamaan aliran diselesaikan dalam elemen *grid* kecil yang membentuk seluruh domain aliran spasial dengan kondisi yang cocok antara elemen yang kemudian mengarah pada persamaan aljabar sistematis yang dapat diselesaikan secara numerik[19].

Persamaan diferensial ditransformasikan ke dalam persamaan linier dengan membagi domain perhitungan membentuk daerah-daerah kecil (*volume control*) dan titik tengah nodal akan mewakili sifat daerah tersebut (Gambar 5.)[20]. Proses Metode simulasi CFD menggunakan hukum gerak hukum *Newton* kedua yang dikombinasikan dengan hukum *Stoke*, menghasilkan tiga persamaan momentum untuk kecepatan ke arah  $x_j$  ( $j=1, 2, 3$ ). Selain itu metode CFD menggunakan persamaan RANS dalam memperhitungkan nilai bilangan Reynold untuk menentukan aliran fluida laminar atau turbulen. Dalam memperhitungkan persamaan RANS dan Reynold, dibutuhkan parameter input seperti laju aliran, suhu, massa jenis, viskositas, dan panjang aliran yang melalui objek.



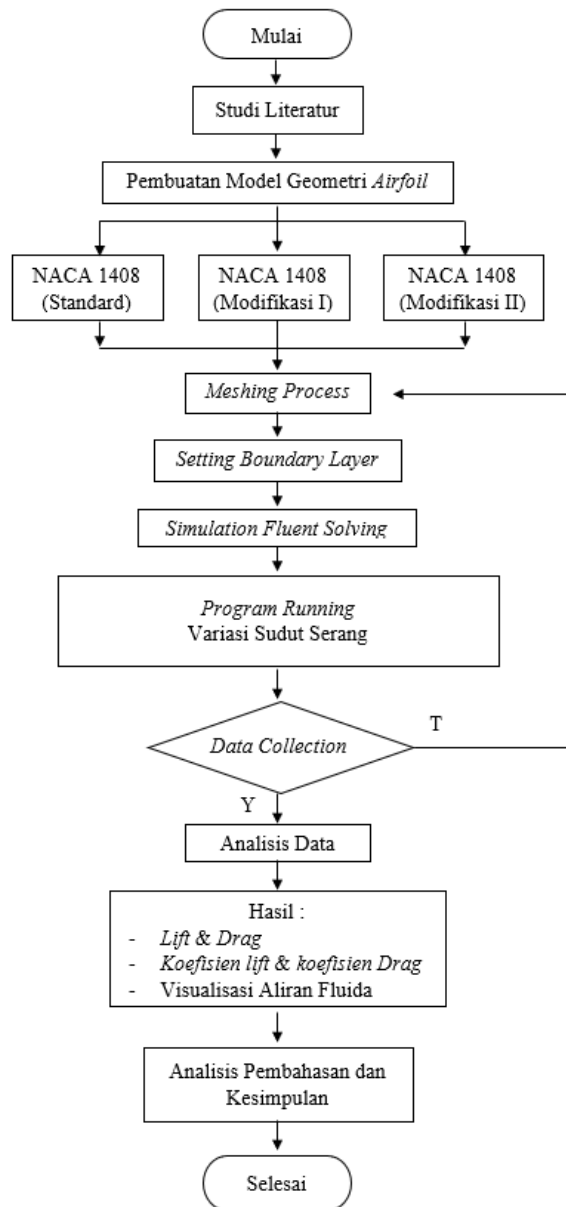
Gambar 5. Daerah Pembagi Domain (2D)

### METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan jenis metode simulasi numerik dua dimensi. *Software* yang digunakan adalah *Ansys Fluent R1*.

#### Diagram Alir Penelitian

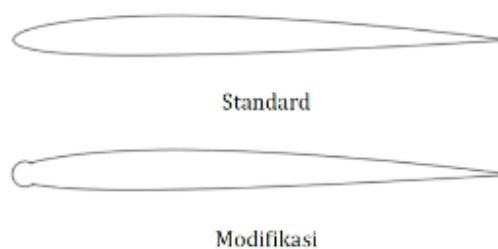
Tahapan pelaksanaan penelitian yang telah dilakukan secara garis besar dapat dilihat pada Gambar 6.



Gambar 6. Diagram Alir Penelitian

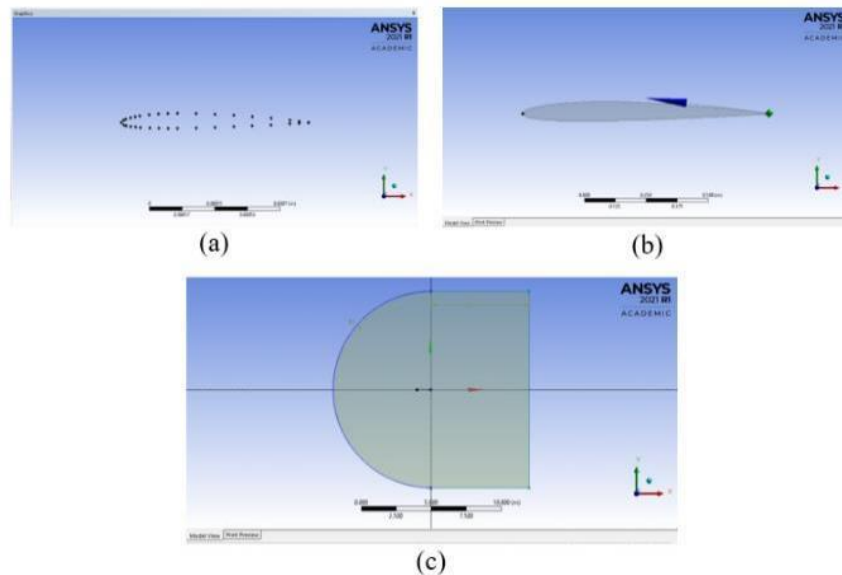
### Geometri Airfoil dan Parameter Uji

Simulasi dilakukan pada *airfoil* NACA 1408 dengan memodifikasi geometri *leading edge* yaitu bentuk standar, dan modifikasi seperti pada Gambar 7. dengan memvariasikan *Angle of Attack* (AoA) ( $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ$ ) pada kecepatan uji 20 m/s.

Gambar 7. Geometri *Airfoil* NACA 1408 yang diuji

### Permodelan Airfoil

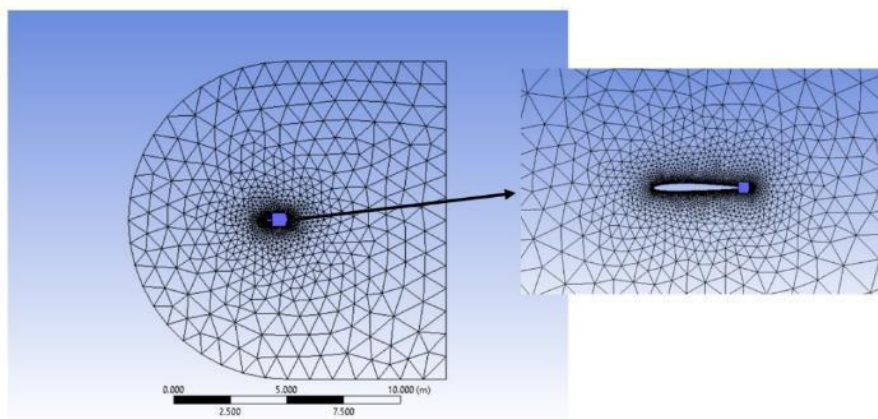
Pembuatan model geometri *airfoil* dilakukan dengan melakukan *plotting* koordinat *airfoil* dari *airfoiltools.com*. Proses ini dilakukan pada *design modeler* kemudian diekspor ke software *Ansys Fluent R1* seperti pada Gambar 8.



Gambar 8. Pembuatan Geometri Airfoil NACA 1408 (a) *Plotting* (b) *Sketch Airfoil* (c) *Sketch Boundary Conditions*

### Meshing Process

*Meshing process* merupakan proses menentukan pembagian struktur geometri *airfoil* menjadi bentuk yang lebih kecil pada software *Ansys fluent meshing*. Tujuan dari *meshing process* adalah untuk memudahkan proses perhitungan sehingga hasil simulasi dapat mendekati sebenarnya. Gambar hasil *meshing process* dapat dilihat pada Gambar 9.



Gambar 9. Hasil *Meshing Process*

### Boundary Conditions

Proses *setting boundary conditions* dilakukan untuk memodelkan lingkungan agar pengujian mendekati keadaan lingkungan sebenarnya. Proses *setting boundary conditions* meliputi penentuan kondisi batas, penentuan parameter pendukung, penentuan jenis fluida dan kecepatan aliran fluida yang digunakan seperti pada Tabel 1.



Tabel 1. Nilai Input Parameter Proses Simulasi

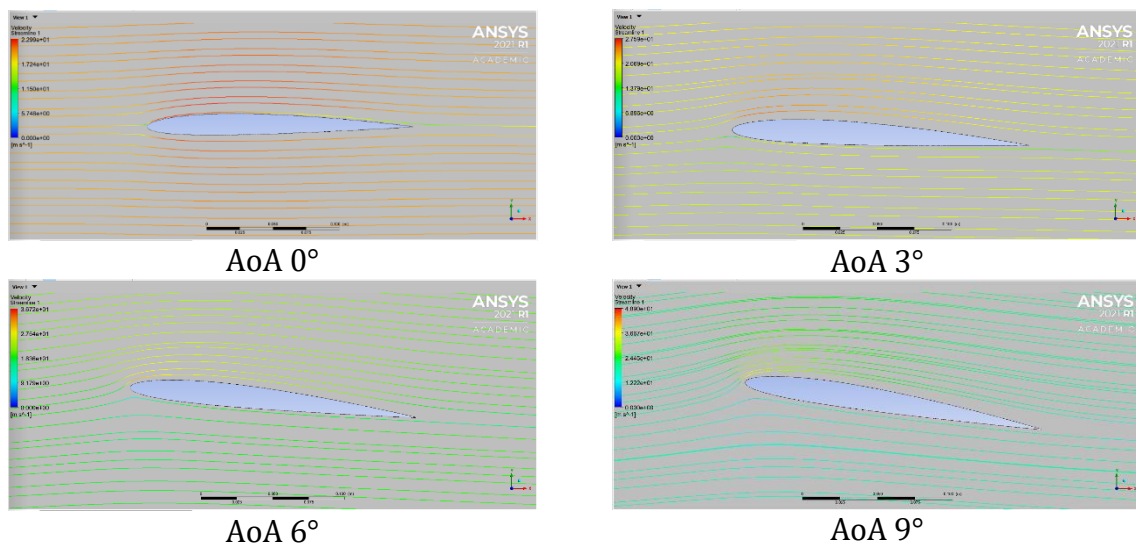
No	Parameter data input	Nilai
1	Kecepatan aliran fluida (v)	20 m/s
2	Tekanan (P)	1 atm atau 101325 Pa
3	Model turbulen	K- $\omega$ SST
4	Massa jenis fluida	1.225 kg/m <sup>3</sup>
5	Fluida	Udara

Sumber tabel[21]

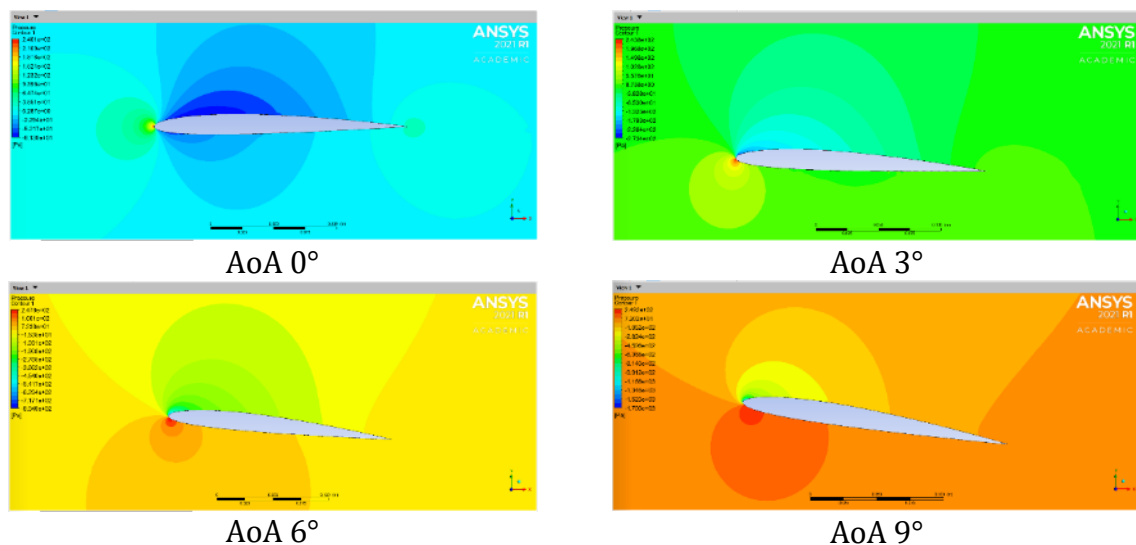
### HASIL DAN PEMBAHASAN

#### Airfoil NACA 1408 Standar

Gambar 10. menunjukkan distribusi kecepatan hasil simulasi yang dilakukan pada *airfoil* NACA 1408 standar. Gambar 11. menampilkan distribusi tekanan hasil perhitungan pada *airfoil* NACA 1408 standar. Dari Gambar 10, perhitungan menggunakan AoA 0° sampai 9° aliran udara yang melewati *airfoil* terlihat *streamline* dan belum ada terlihat area separasi.



Gambar 10. Distribusi Kecepatan pada *Airfoil* NACA 1408 Standar

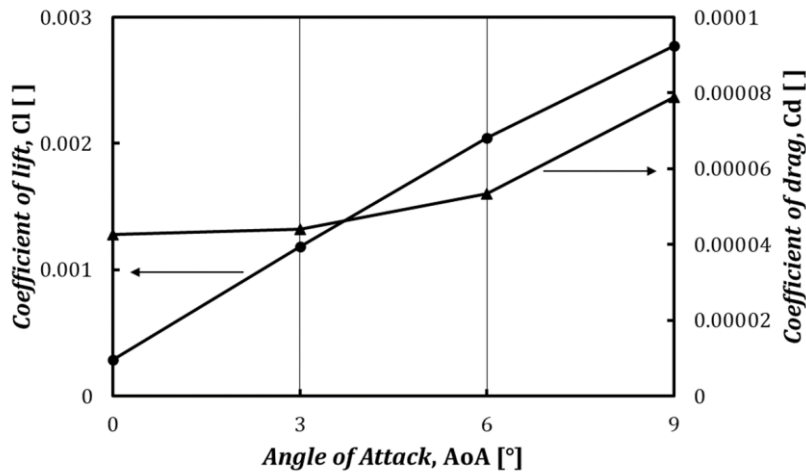


Gambar 11. Distribusi Tekanan pada *Airfoil* NACA 1408 Standar



Pada Gambar 11, AoA 0° titik pusat tekanan terjadi tepat pada ujung *leading edge*. Ketika AoA 0° *airfoil* sudah menghasilkan *lift force* disebabkan *airfoil* NACA 1408 merupakan *airfoil* tipe asimetris. Pada AoA 3°, 6°, 9° dan° titik pusat tekanan berada di bawah *leading edge* *airfoil* dan semakin besar AoA, titik pusat tekanan semakin bergeser ke tengah bagian *airfoil*.

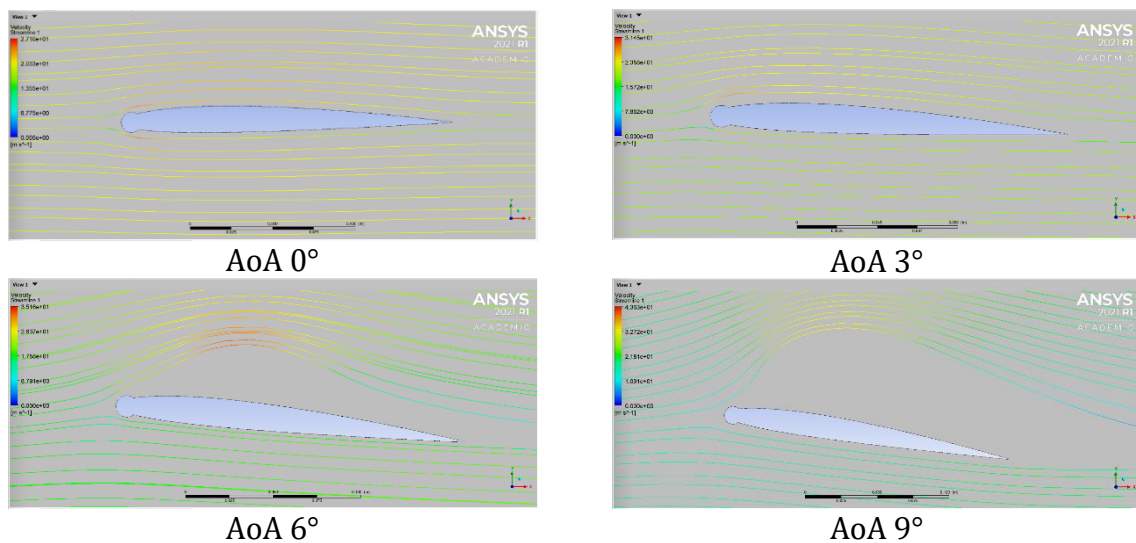
Grafik Hubungan antara AoA dengan Cl dan Cd untuk *airfoil* NACA 1408 standar dapat dilihat pada Gambar 12. Pada Gambar 12 terlihat Cl meningkat secara linier dari angka 0.00028 menjadi 0.00277 seiring dengan kenaikan AoA dari sudut 0° sampai 9°. Berbeda dengan Cl, Cd terlihat stabil pada interval yang sama.



Gambar 12. Hubungan antara Angle of Attack dengan Coefficient of lift dan Coefficient of drag untuk Airfoil NACA 1408 Standar

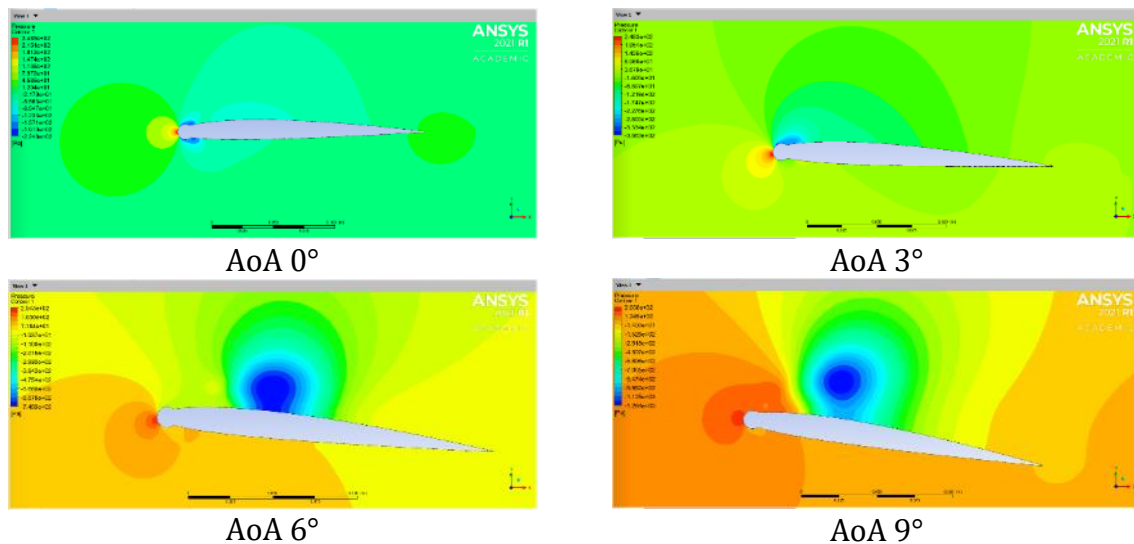
**Airfoil NACA 1408 Modifikasi**

Hasil simulasi yang dilakukan pada *airfoil* NACA 1408 modifikasi (Gambar 13) memperlihatkan bahwa pada AoA 0° sampai 3° aliran udara yang melewati *airfoil* terlihat *streamline* dan belum ada terlihat area separasi. Ketika AoA 6° sudah terbentuk area separasi pada penampang atas *airfoil*. Area separasi ini lebih cepat terbentuk dibandingkan pada *airfoil* NACA 1408 standar. Semakin tinggi AoA maka terlihat semakin luas area separasi yang terbentuk.



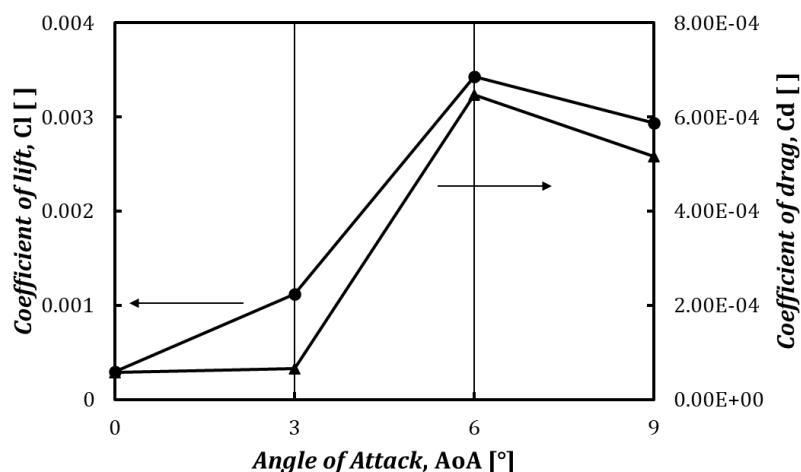
Gambar 13. Distribusi Kecepatan pada Airfoil NACA 1408 Modifikasi

Distribusi tekanan hasil perhitungan pada *airfoil* NACA 1408 modifikasi (Gambar 14) memperlihatkan pada AoA  $0^\circ$  titik pusat tekanan terjadi tepat pada ujung *leading edge*. Tekanan pada *leading edge* ketika AoA  $0^\circ$  terlihat terpusat dan berada di depan *leading edge*. Namun meskipun demikian, ketika AoA  $0^\circ$  *airfoil* sudah menghasilkan *lift force* sama seperti *airfoil* NACA 1408 standar. Pada AoA  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  titik pusat tekanan berada di bawah *leading edge airfoil* dan semakin besar AoA, titik pusat tekanan semakin bergeser ke tengah bagian *airfoil*.



Gambar 14. Distribusi Tekanan pada *Airfoil* NACA 1408 Modifikasi

Grafik Hubungan antara AoA dengan  $C_l$  dan  $C_d$  untuk *airfoil* NACA 1408 modifikasi (Gambar 15) menunjukkan  $C_l$  meningkat secara linier dari angka 0.00029 menjadi 0.00343 seiring dengan kenaikan AoA dari sudut  $0^\circ$  sampai  $6^\circ$ . Berbeda dengan  $C_l$ ,  $C_d$  terlihat stabil pada interval yang sama pada AoA  $0^\circ$  dan  $3^\circ$ , kemudian meningkat sebanyak dua interval ketika AoA  $6^\circ$ . Setelah melewati AoA  $6^\circ$ , *airfoil* mengalami *stall*.

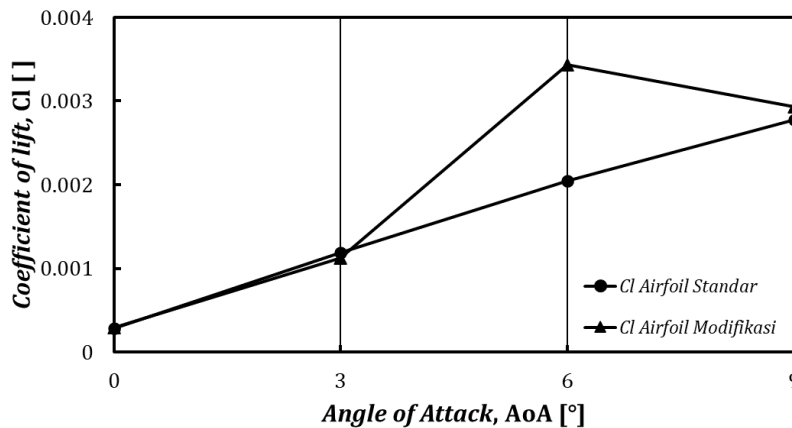


Gambar 15. Hubungan antara *Angle of Attack* dengan *Coefficient of lift* dan *Coefficient of drag* untuk *Airfoil* NACA 1408 Modifikasi

### Perbandingan Lift – Drag antara *Airfoil* NACA 1408 Standar dan Modifikasi

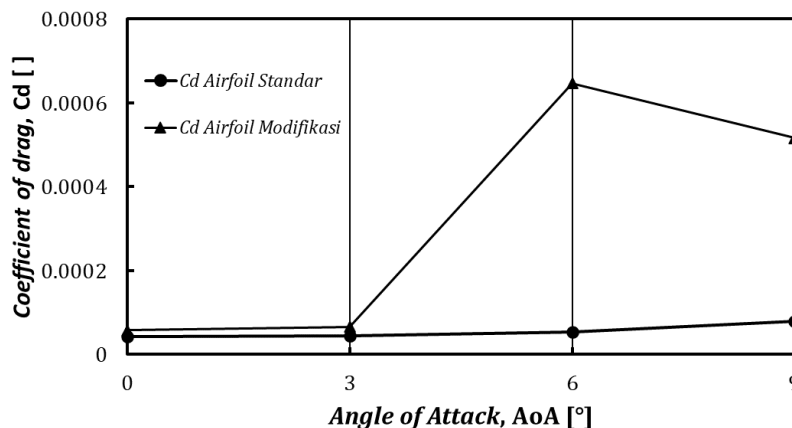
Gambar 16. memperlihatkan perbandingan nilai  $C_l$  antara *airfoil* NACA 1408 standar dan modifikasi. *Airfoil* NACA 1408 modifikasi memiliki nilai  $C_l$  tertinggi dibandingkan *airfoil* NACA

1408 standar. Nilai  $C_l$  tertinggi diperoleh pada  $AoA$   $6^\circ$ . Sedangkan *airfoil* NACA 1408 standar memiliki Sudut kritis lebih tinggi dibanding *airfoil* NACA 1408 modifikasi.



Gambar 16. Perbandingan *Coefficient of lift* Airfoil NACA 1408 Standar dan Modifikasi

Gambar 17. Menampilkan perbandingan nilai  $C_d$  antara *airfoil* NACA 1408 standar dan modifikasi. *Airfoil* NACA 1408 Standar memiliki  $C_d$  yang lebih rendah dibandingkan *airfoil* NACA 1408 modifikasi, setiap pertambahan  $AoA$   $C_d$  terlihat hampir tidak berpindah pada interval yang sama. Sedangkan pada *airfoil* NACA 1408 modifikasi  $C_d$  mencapai puncak pada  $AoA$   $6^\circ$ .



Gambar 17. Perbandingan *Coefficient of drag* Airfoil NACA 1408 Standar dan Modifikasi.

## SIMPULAN DAN SARAN

### Simpulan

Berdasarkan hasil penelitian diperoleh geometri *leading edge* dan perubahan *angle of attack* mempengaruhi *Coefficient of lift* dan *coefficient of drag* *airfoil* NACA 1408. Pada *airfoil* NACA 1408 standar nilai tertinggi diperoleh pada *angle of attack*  $9^\circ$  yaitu *coefficient of lift* 0.00277 dan *coefficient of drag* 0.00025. Sedangkan pada *airfoil* NACA 1408 modifikasi nilai tertinggi diperoleh pada *angle of attack*  $6^\circ$  yaitu *coefficient of lift* 0.00343 dan *coefficient of drag* 0.00064. Berdasarkan hasil perhitungan, *airfoil* modifikasi dapat menghasilkan lift force lebih baik daripada bentuk standar untuk kecepatan uji 20 m/s.

### Saran

Penelitian ini hanya dilakukan menggunakan metode perhitungan numerik menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Oleh karena itu, untuk penelitian berikutnya dapat

melakukan pengujian menggunakan metode eksperimen sehingga diperoleh data perbandingan antara hasil pengujian menggunakan simulasi dan eksperimen.

#### DAFTAR RUJUKAN

- [1] D. Kashid, A. Parkhe, S. Wangikar, and S. V Jadhav, "Analysis of Drag and Lift Forces with Different Angle of Attacks on Airfoil used Analysis of Drag and Lift Forces with Different Angle of Attacks on Airfoil used in Aircraft Wings," *NOVYI MIR Res. J.*, vol. 5, no. 6, 2020.
- [2] K. Hidayat, A. Rizaldi, A. Septiyana, M. L. Ramadiansyah, and R. A. Ramadhan, "ANALISIS PEMILIHAN AIRFOIL PESAWAT TERBANG TANPA AWAK LSU-05 NG DENGAN MENGGUNAKAN ANALYTICAL HIERARCHY PROCESS ( AIRFOIL SELECTION ANALYSIS OF LSU-05 NG UNMANNED AERIAL VEHICLE USING ANALYTICAL HIERARCHY PROCESS )," *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 17, no. 2, pp. 141–156, 2019.
- [3] S. Anand, A. Pandey, A. Sharma, and C. R. Kini, "Effect of trailing edge roundness on FX 63-137 and Selig S1223 Airfoil," *ARPJ J. Eng. Appl. Sci.*, vol. 12, no. 19, pp. 5494–5499, 2017.
- [4] D. Herdiana and A. S. Rasyadi, "Pemilihan Profil Sayap Pesawat LSU-02 NGLD dengan menggunakan Metode Panel," *Iptek Penerbangan dan Antariksa Prog. Litbangyasa Roket, Satelit dan Penerbangan*, no. Penguin C, pp. 98–105, 2018.
- [5] M. F. Hidayat, "Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 0021 Dengan Ansys Fluent," *Univ. 17 Agustus 1945 Jakarta*, vol. 10, no. 2, pp. 83–92, 2016.
- [6] J. Singh, J. Singh, A. Singh, A. Rana, and A. Dahiya, "Study of NACA 4412 and Selig 1223 airfoils through computational fluid dynamics," *Int. J. Mech. Eng.*, vol. 2, no. 6, pp. 17–21, 2015, doi: 10.14445/23488360/ijme-v2i6p104.
- [7] S. J. Zaloga, *Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917-2007*. Osprey, 2008.
- [8] İ. Şahin and A. Acir, "Numerical and Experimental Investigations of Lift and Drag Performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil," *Int. J. Mater. Mech. Manuf.*, vol. 3, no. 1, pp. 22–25, 2015, doi: 10.7763/ijmmm.2015.v3.159.
- [9] N. M. Triet, N. N. Viet, and P. M. Thang, "Aerodynamic Analysis of Aircraft Wing," *VNU J. Sci. Math. – Phys.*, vol. 31, no. 2, pp. 68–75, 2015.
- [10] S. M. A. Aftab and K. A. Ahmad, "NACA 4415 wing modification using tubercles - A numerical analysis," *Appl. Mech. Mater.*, vol. 629, pp. 30–35, 2014, doi: 10.4028/www.scientific.net/AMM.629.30.
- [11] J. C. Kewas, M. Ali, P. T. D. Rompas, and U. N. Manado, "Analisis Gaya Angkat Akibat Perubahan Kecepatan Aliran Udara Dan Sudut Serang Pada Airfoil Naca 0015 Dalam Wind Tunnel Sub Sonic," *J. Sains dan Teknol. Univ. Negeri Manad.*, vol. 3, no. April, 2020.
- [12] C. Dole, E. J. Lewis, E. J. Badick, R. and B. Johnson, A, *Flight Theory And Aerodynamics : A Practical Guide for Operational Safety*, Third Edi. Canada: University of America, 2017.
- [13] D. Al Faris, M. R., Priangkoso, T., & Darmanto, "VISUALISASI PENGARUH SUDUT SERANG DAN KECEPATAN ALIRAN UDARA TERHADAP STALL AIRFOIL NACA 2415 DAN NACA 4424," *Maj. Ilm. MOMENTUM*, 2020.
- [14] W. Ramadika and R. Permatasari, "Pengaruh Panjang Chord Terhadap Nilai Koefisien Gaya Angkat (Cl) Dan Koefisien Gaya Hambat (Cd) Pada Variasi Sudut Serang Hydrofoil Naca 0018 ...," *Pros. Semin. ...*, no. September, 2018, [Online]. Available: <https://trijurnal.lemlit.trisakti.ac.id/semnas/article/view/3545>.
- [15] N. A. Putra, "ANALISIS AERODINAMIKA AIRFOIL PADA PESAWAT UNMANNED AERIAL VEHICLE ( UAV ) TAIL TWIN BOOM DENGAN TIPE NACA 2412 DAN NACA 4415 MENGGUNAKAN SOFTWARE BERBASIS COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC ," p. 2412, 2021.

- 
- [16] C. J. Ejeh, G. P. Akhabue, E. A. Boah, and K. K. Tandoh, "Evaluating the influence of unsteady air density to the aerodynamic performance of a fixed wing aircraft at different angle of attack using computational fluid dynamics," *Results Eng.*, vol. 4, no. September, p. 100037, 2019, doi: 10.1016/j.rineng.2019.100037.
- [17] M. D. Ardany, P. Pandiangan, and M. Hasan, "Lift Force of Airfoil (NACA 0012, NACA 4612, NACA 6612) With Variation of Angle of Attack and Camber: Computational Fluid Dynamics Study," *Comput. Exp. Res. Mater. Renew. Energy*, vol. 4, no. 2, p. 80, 2021, doi: 10.19184/cerimre.v4i2.28372.
- [18] T. Sri, N. Asih, and S. B. Waluya, "Perbandingan Finite Difference Method dan Finite Element Method dalam Mencari Solusi Persamaan Diferensial Parsial," *Pros. Semin. Nas. Mat.*, vol. 1, pp. 885–888, 2018.
- [19] A. Jameson and M. Fatica, "Using computational fluid dynamics for aerodynamics-a critical assessment," *Stanford Univ.*, no. January, pp. 1–24, 2015.
- [20] A. Karudin, "Analisis Numerik Pengaruh Sudut Sudu Pengarah Difuser Jet Swirling dan Grille Terhadap Distribusi Sifat-Sifat Termodinamika Udara dalam Ruang Terkondisi," *INVOTEK J. Inov. Vokasional dan Teknol.*, vol. 20, no. 2, pp. 117–128, 2020, doi: 10.24036/invotek.v20i2.789.
- [21] P. Paturu, G. Mallela, S. J. Juliyana, A. D. Sadhana, and M. Komaleswarao, "Numerical analysis of flow over naca0012 at fixed mach number, using computational fluid dynamics," *Int. J. Mech. Prod. Eng. Res. Dev.*, vol. 7, no. 6, pp. 213–222, 2017, doi: 10.24247/ijmperdddec201723.

Halaman ini sengaja dikosongkan