

Pengaruh variasi kecepatan udara pada airfoil NACA 2412 terhadap distribusi tekanan pada *open circuit low subsonic wind tunnel*

Aji Abdillah Kharisma¹, Abdul Rahman Agung Ramadhan², Bayu Amanda³

^{1,2,3}Fakultas Teknologi Industri, Program Studi Teknik Mesin, Universitas Gunadarma
Jl. Margonda Raya 100, Depok, 16424
Email korespondensi: ajiabdillah@staff.gunadarma.ac.id

Abstrak

Airfoil adalah bentuk geometri yang mampu menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil ketika melalui suatu aliran fluida. Analisa pada airfoil sangatlah diperlukan untuk menentukan gaya angkat (lift), gaya hambat (drag), perubahan thermal, dan distribusi tekanan udara yang terjadi khususnya pada sebuah pesawat. Dalam penelitian ini suatu model Airfoil seri NACA 2412 dilakukan pengujian menggunakan dua metode. Pengujian pertama yaitu penelitian secara langsung (direct) menggunakan pemodelan hasil 3D printing yang diuji menggunakan sebuah wind tunnel. Pengujian kedua dilakukan secara komputerisasi menggunakan simulasi software. Tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan hasil percobaan (eksperimental) dengan simulasi dari pengaruh variasi kecepatan udara terhadap distribusi tekanan yang terjadi pada airfoil NACA 2412. Pada hasil analisa eksperimen wind tunnel, didapatkan hasil perbedaan distribusi tekanan udara maksimal yang terjadi yaitu pada variasi kecepatan 5 m/s = 101344.62 Pa, 10 m/s = 101418.195 Pa, 15 m/s = 101560.44 Pa, dan 20 m/s = 101737.02 Pa. Dari penelitian tersebut dapat disimpulkan bahwa semakin tinggi kecepatan udara, maka akan menghasilkan distribusi tekanan udara yang semakin meningkat juga.

Kata kunci: airfoil NACA 2412, distribusi tekanan, wind tunnel, kecepatan aliran udara

Abstract

An airfoil is a geometric shape that can provide a big lift force and a small resistance force when going through a fluid flow. Airfoil analysis is particularly significant for determining the lift force, drag force, temperature changes, and air pressure distribution that occurs especially in an airplane. In this research, a NACA 2412 series airfoil model was examined using two methods. The initial experiment involved direct study using 3D printing modeling findings, which were evaluated in a wind tunnel. The second test was computerized using Solidworks software. The objective of this study is to compare the results of experiments (experimental) with models of the influence of variations in air speed on the pressure distribution that occurs on the NACA 2412 airfoil. The results of the analysis of wind tunnel tests are changes in the maximum air pressure distribution that occurs, specifically at a speed variation of 5 m/s = 101344.62 Pa, 10 m/s = 101418.195 Pa, 15 m/s = 101560.44 Pa, and 20 m/s = 101737.02 Pa. According to the findings of this study, the higher the wind or air speed, the greater the pressure distribution.

Keywords: airfoil NACA 2412, pressure distribution, wind tunnel, airflow velocity

1. Pendahuluan

Aliran fluida merupakan salah satu fenomena yang dapat ditemui dalam kehidupan sehari-hari. Aliran air di sungai, aliran gas pada turbin hingga aliran darah pada pembuluh darah merupakan beberapa contoh dari fenomena aliran fluida. Dalam dunia penerbangan kegunaan sayap pesawat sangat penting untuk menghasilkan daya angkat secara optimal. Hasil daya angkat tergantung dari besarnya gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*) dimana nilai efisiensi gaya hambat harus lebih kecil dari nilai efisiensi gaya angkat agar pesawat terbang tetap bertahan di udara. Gaya angkat *airfoil* di akibatkan oleh perbedaan tekanan pada permukaan atas dan permukaan bawah airfoil tersebut.

Penelitian mengenai gaya-gaya aerodinamika yang meliputi gaya *drag* dan *lift* terus dilakukan untuk meningkatkan performa suatu konstruksi yang berinteraksi dengan fluida yaitu dengan mengatur perilaku suatu fluida. Pengaruh distribusi tekanan terhadap gaya angkat *airfoil* NACA 23012 pada berbagai variasi sudut serang. Didapatkan nilai gaya angkat minimum terjadi pada sudut serang 5° dan aya angkat maximum terjadi pada sudut serang 15° [1] Mengetahui dan membandingkan hasil analisa, serta memvisualisasikan distribusi tekanan di sepanjang lintasan *wind tunnel*. Analisa *wind tunnel* ini menggunakan material *acrylic*, kecepatan *freestream* sebesar 4.7 m/s dengan variasi peletakan 4 *screen mesh* yaitu variasi HC, HC + 1 SM, HC + 2 SM, dan HC + 3 SM. Berdasarkan hasil perhitungan secara

teoritis, visualisasi dan *software* pada distribusi tekanan yang paling stabil terjadi pada variasi peletakan HC + 1 SM [2]. Karakteristik aerodinamika dari *airfoil* NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412 serta pengaruh kecepatan angin dan sudut serang terhadap performansi dari *airfoil*. Semakin besar sudut serang aliran udara, maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient* [3]. Studi bidang aerodinamika dari potongan melintang sayap pesawat terbang tipe *airfoil* NACA 0013 dengan mencari sudut serang yang tepat untuk *take off*. Hasil Simulasi didapat sudut serang terbaik untuk tipe NACA 0013 adalah 21° dengan nilai gaya *lift* sebesar 61,650 N [4]. Pengujian ini terfokus pada pengaruh variasi kecepatan aliran udara dan sudut serang terhadap perubahan gaya angkat dan gaya hambat pada NACA 0015. Dari hasil penelitian didapati nilai gaya angkat terjadi peningkatan seiring bertambahnya kecepatan udara [5].

Untuk memvisualisasi aliran udara melewati *airfoil* dan pengaruh sudut serang terhadap aliran udara. Hasil visualisasi memperlihatkan semakin besar sudut serang *airfoil* maka *vortex* yang terjadi semakin besar dan *wake* yang terjadi lebih panjang ke belakang menjauhi *airfoil* dan di ikuti dengan peningkatan *drag* yang semakin besar semakin besar kecepatan aliran udara yang melewati *airfoil* [6]. Menganalisis pengaruh variasi sudut serang *airfoil* terhadap koefisien angkat (CL), koefisien hambat (CD), kekuatan angkat (FL) dan hambatan pesawat (FD) untuk mendapatkan rancangan sayap pesawat. Hasil dari simulasi, *control surface* masih efektif sampai sudut 25° [7].

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penggunaan *vortex generator* terhadap distribusi tekanan *airfoil* NACA 23012. Hasil penelitian menunjukkan bahwa *airfoil* dengan menggunakan *Vortex Generator* mempunyai koefisien tekanan (C_p) yang lebih rendah dibandingkan tanpa menggunakan *Vortex Generator* [8].

Pengujian menggunakan *Low Subsonic Wind Tunnel* dengan penambahan *blended winglet* pada model sayap *tapered wing airfoil* NACA 2412 menghasilkan peningkatan nilai koefisien *lift* dengan nilai absolut dari karakteristik aerodinamika serta aliran udara yang terjadi [9].

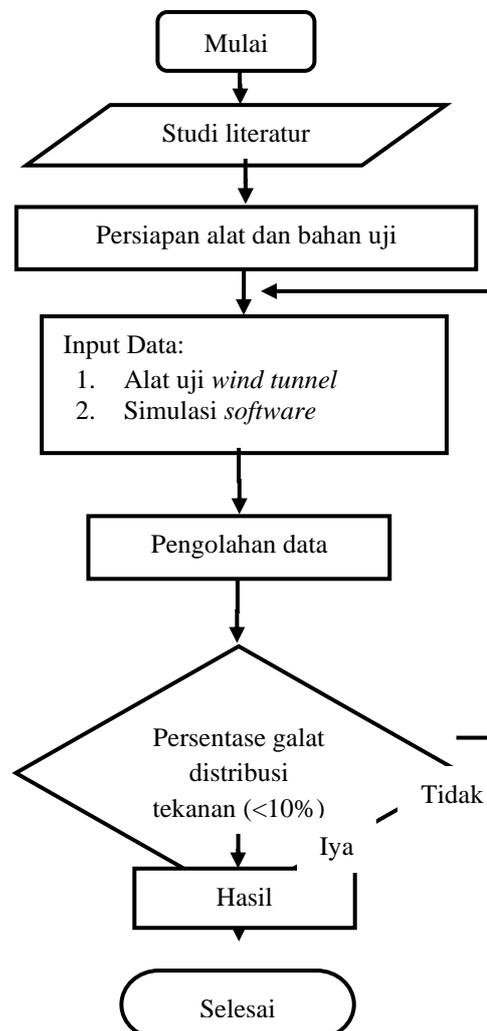
Suatu geometri *airfoil* dengan seri NACA0008 dan NACA0010 diuji menggunakan *software ANSYS Fluent* berbahan *Aluminium Alloy 1067* pada kecepatan 200 m/s. Hasil simulasi dan perhitungan diperoleh koefisien angkat dan koefisien dorong tertinggi pada simulasi *airfoil* NACA0008 adalah

pada sudut serang 300° yaitu 3,96 N dan 2,24 N. sementara pada simulasi *airfoil* NACA0010 koefisien angkat tertinggi pada sudut serang 300° yaitu 3,69 N dan 2,06 N [10].

Dalam penelitian ini berfokus pada analisis distribusi tekanan udara dua dimensi pada penampang sayap (*airfoil*) meliputi percobaan pada *wind tunnel* dan menggunakan *software solidwork* terhadap variasi kecepatan udara dengan jenis *airfoil* yang digunakan adalah NACA 2412. Penelitian ini ditekankan pada analisa distribusi tekanan aliran udara *airfoil* NACA 2412 dengan memvariasikan kecepatan udara pada 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s didalam terowongan angin (*wind tunnel*).

2. Metode

Konsep kajian penelitian yang akan dilakukan yaitu melalui pengujian pertama dengan pengambilan data secara langsung (*direct*) dengan membuat pemodelan *airfoil* NACA 2412 dari hasil *3D printing* kemudian diuji menggunakan sebuah *wind tunnel*. Pengujian kedua dilakukan secara komputerisasi menggunakan simulasi *software*. Adapun diagram alir penelitian diperlihatkan pada Gambar 2.1.



Gambar 1. Tahapan penelitian

Deskripsi Alat Uji

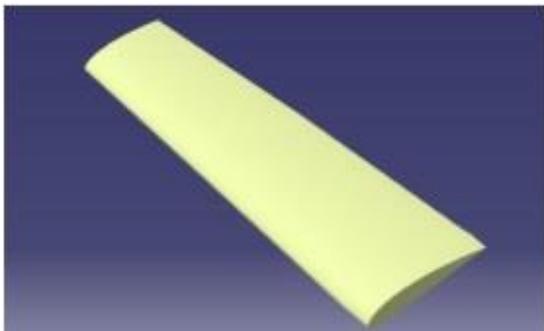
Data-data yang diperlukan untuk mengetahui distribusi tekanan udara terdiri dari thermal imager dan NACA 2412 dengan spesifikasi alat uji yang diperlihatkan pada Tabel 1 dan Tabel 2.

Tabel 1. Spesifikasi *thermal imager*

Model	Akurasi	Range temperatur
HT-02_6Hz <i>Thermal Imager</i>	± 2 °C atau 2% dari hasil pembacaan	20 °C s/d 300 °C

Tabel 2. Spesifikasi NACA 2412

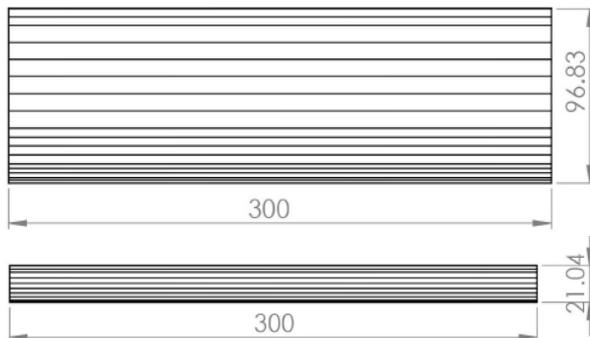
Chamber maksimum	Ketebalan maksimum (mm)	Ketebalan maksimum (%)
2% - 40% chord	21.04 mm	12% - 30% chord



Gambar 2. Model geometri NACA 2412

Dimensi Airfoil NACA 2412

Adapun dimensi dari model airfoil NACA 2412 yang digunakan pada penelitian di perlihatkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Dimensi NACA 2412

Deskripsi Peralatan Pendukung

Spesifikasi Terowongan angin (wind tunnel)

Tipe terowongan angin (*wind tunnel*) yang digunakan adalah jenis tipe terbuka. Adapun spesifikasi dari terowongan angin diperlihatkan pada Tabel 3 dan desain dari *wind tunnel* diperlihatkan pada Gambar 4.

Tabel 3. Spesifikasi terowongan angin (*wind tunnel*)

Jenis	<i>Subsonic, open circuit wind tunnel</i>
Daya listrik	220/380 volt/ 3 phase, 3 KW
Dimensi	2040 × 1630 × 800mm
Test section	450 × 350 × 350 mm
Kecepatan	25 m/s



Gambar 4. Desain *wind tunnel*

Kabut (Fogging)

Untuk dapat melihat visualisasi dari aliran yang mengalir di dalam *wind tunnel*, maka dibutuhkan mesin *fog*, mesin *fog* yang digunakan bertipe F-900 dengan daya 900W. Kabut dibuat dengan *ultrasonic piezoelectric nebulizer*. Kabut disalurkan kedalam *wind tunnel*. Ilustrasi pengujian menggunakan media kabut diperlihatkan pada Gambar 5.



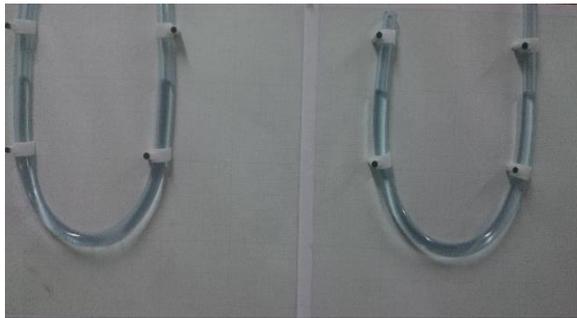
Gambar 5. Pengujian menggunakan media kabut

Manometer

Adapun spesifikasi manometer diperlihatkan pada Tabel 4.

Tabel 4. Spesifikasi manometer

Fluida pengisi	H ₂ O
Density	1000 kg/m ³
Range pengukuran	0 – 300 mm



Gambar 6. Manometer

Anemometer

Kecepatan aliran udara yang digunakan pada section uji dilakukan pengambilan data dengan mengukur kecepatan aliran udara yang terjadi menggunakan alat *anemometer*.



Gambar 7. Anemometer

Parameter Data Pengujian

Parameter data pengamatan yang digunakan pada section uji *wind tunnel* terdiri dari data suhu ruangan, tekanan udara dengan variasi kecepatan udara seperti yang diperlihatkan pada Tabel 5 dan Tabel 6.

Tabel 5. Parameter data pengujian

Temperatur	30.06 °C
Densitas udara	1.2 kg/m ³
Nilai ρ Air	1000 kg/m ³
Nilai ρ udara	1.225 kg/m ³
Nilai P atm	101325 Pa
Tekanan udara bebas	9.1524 N/m ²
Sudut serang <i>airfoil</i>	10°

Kelembaban	55 %
Luas permukaan <i>airfoil</i> (A)	0.060307 m ²

Tabel 6. Data tekanan udara dengan variasi kecepatan udara

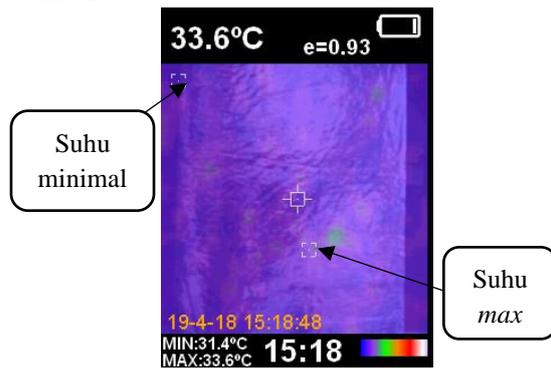
Manometer	Nilai H pada variasi kecepatan aliran (mm)			
	5 m/s	10m/s	15m/s	20m/s
1	0	0	0.5	1
2	1	7	21	33
3	1	8	21	36
4	1	9.5	24	41
5	2	8	24	42
6	1	8	21	40
7	1	5	18	24
8	1	4	11	21
9	0	3	9	18
10	0	2	9	17
11	0	2	9	16

Pengolahan dan perhitungan data tekanan difokuskan dimana *airfoil* ditempatkan yaitu pada test section, terletak pada manometer ke-3 sampai manometer ke-6.

3. Hasil dan Pembahasan

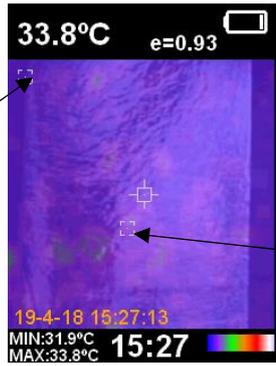
Hasil Analisa Pengukuran Temperatur

Pada kecepatan aliran sebesar 5 m/s, didapat bahwa permukaan atas tengah *airfoil* memiliki temperatur maksimum sebesar 33.6 °C dan temperatur minimum 31.4 °C seperti yang tampilkan pada Gambar 8.



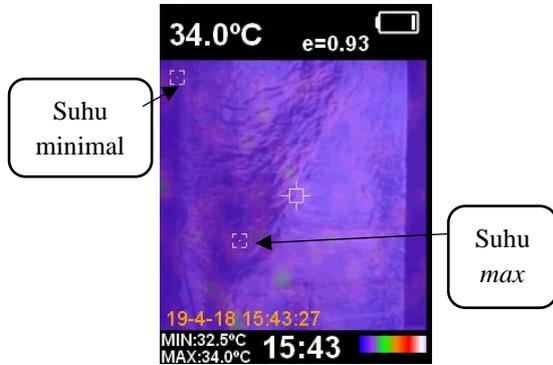
Gambar 9. Suhu permukaan *airfoil* pada kecepatan aliran 5 m/s

Pada kecepatan aliran sebesar 10 m/s, didapat bahwa permukaan atas tengah *airfoil* memiliki temperatur maksimum sebesar 33.8 °C dan temperatur minimum 31.9 °C seperti yang tampilkan pada Gambar 10.



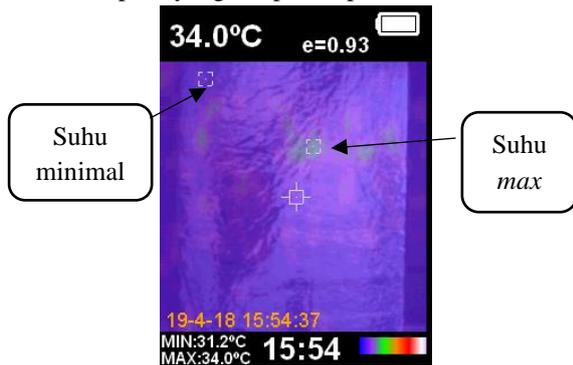
Gambar 10. Suhu permukaan *airfoil* pada kecepatan aliran 10 m/s

Pada kecepatan aliran sebesar 15 m/s, didapat bahwa permukaan atas *airfoil* memiliki temperatur maksimum sebesar 34 °C, dan temperatur minimum 32.5 °C seperti yang tampilkan pada Gambar 11.



Gambar 11. Suhu permukaan *airfoil* pada kecepatan aliran 15 m/s

Kecepatan aliran sebesar 20 m/s, didapat bahwa permukaan atas tengah *airfoil* memiliki temperatur maksimum sebesar 34 °C, dan temperatur minimum 31.2 °C seperti yang tampilkan pada Gambar 12.

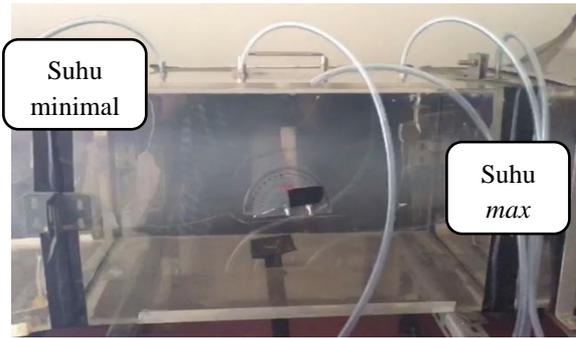


Gambar 12. Suhu permukaan *airfoil* pada kecepatan aliran 20 m/s

Hasil Visualisasi Aliran

Visualisasi aliran udara dilakukan menggunakan sistem *fogging* untuk melihat arah aliran udara yang terjadi di dalam *wind tunnel*. Pada kecepatan 5 m/s, tidak tampak adanya aliran turbulensi, pada kecepatan ini, aliran *fog* terlihat menyebar ke permukaan dinding

wind tunnel dengan kecepatan yang rendah seperti yang diperlihatkan pada Gambar 13.



Gambar 13. Hasil visualisasi aliran udara kecepatan 5 m/s

Pada kecepatan aliran 10 m/s menghasilkan tekanan yang meningkat di dalam *wind tunnel*, dilihat dari laju *fog* di dalam *test section*, udara yang mengalir lebih cepat, sehingga volume *fog* teramati lebih kecil seperti yang diperlihatkan pada Gambar 14.



Gambar 14. Hasil visualisasi aliran udara kecepatan 10 m/s

Pada kecepatan aliran 15 m/s, tekanan di dalam *wind tunnel* meningkat, dilihat dari laju *fog* di dalam *test section*, udara yang mengalir lebih cepat. Sehingga volume *fog* yang teramati lebih kecil diperlihatkan pada Gambar 15.



Gambar 15. Hasil visualisasi aliran udara kecepatan 15 m/s

Pada kecepatan aliran 20 m/s, tekanan di dalam *wind tunnel* meningkat, dilihat dari laju *fog* di dalam *test section*, udara yang mengalir lebih cepat. volume

fog yang teramati lebih kecil, sehingga laju aliran *fog* sulit untuk dilihat diperlihatkan pada Gambar 16.



Gambar 16. Hasil visualisasi aliran udara kecepatan 20 m/s

Hasil Perhitungan Tekanan Pada Uji Section

Berdasarkan Tabel 6, dapat dicari nilai tekanan pada *test section* berdasarkan hasil dari *manometer* kemudian dihitung menggunakan persamaan (1).

Hasil tekanan uji section pada kecepatan 5 m/s

a. Manometer 3

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h \quad (1)$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.001\text{m})$$

$$P = 101334.81 \text{ Pa}$$

b. Manometer 4

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.001\text{m})$$

$$P = 101334.81 \text{ Pa}$$

c. Manometer 5

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.002\text{m})$$

$$P = 101344.62 \text{ Pa}$$

d. Manometer 6

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.001\text{m})$$

$$P = 101334.81 \text{ Pa}$$

Dari hasil perhitungan tersebut, didapat bahwa tekanan minimum pada variasi kecepatan 5 m/s sebesar $P_{min} = 101334,81 \text{ Pa}$ dan tekanan maksimum sebesar $P_{max} = 101344.62 \text{ Pa}$.

Hasil tekanan uji section pada kecepatan 10 m/s

a. Manometer 3

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.008\text{m})$$

$$P = 101403.4 \text{ Pa}$$

b. Manometer 4

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.0095\text{m})$$

$$P = 101418.195 \text{ Pa}$$

c. Manometer 5

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.008\text{m})$$

$$P = 101403.4 \text{ Pa}$$

d. Manometer 6

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.008\text{m})$$

$$P = 101403.4 \text{ Pa}$$

Pada saat *wind tunnel* beroperasi dengan kecepatan yang dihasilkan kipas sebesar 10 m/s dapat dihitung tekanan minimum pada *test section* sebesar $P_{min} = 101403.4 \text{ Pa}$ dan tekanan maksimum sebesar $P_{max} = 101418.195 \text{ Pa}$.

Hasil tekanan uji section pada kecepatan 15 m/s

a. Manometer 3

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.021\text{m})$$

$$P = 101531.01 \text{ Pa}$$

b. Manometer 4

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.024\text{m})$$

$$P = 101560.44 \text{ Pa}$$

c. Manometer 5

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.024\text{m})$$

$$P = 101560.44 \text{ Pa}$$

d. Manometer 6

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.021\text{m})$$

$$P = 101531.01 \text{ Pa}$$

Sehingga, pada saat *wind tunnel* beroperasi dengan kecepatan yang dihasilkan kipas sebesar 15 m/s dapat dihitung tekanan minimum pada *test section* sebesar $P_{min} = 101531.01 \text{ Pa}$ dan tekanan maksimum sebesar $P_{max} = 101560.44 \text{ Pa}$

Hasil tekanan uji section pada kecepatan 20 m/s

a. Manometer 3

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.036\text{m})$$

$$P = 101678.16 \text{ Pa}$$

b. Manometer 4

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.041\text{m})$$

$$P = 101727.21\text{ Pa}$$

c. Manometer 5

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.042\text{m})$$

$$P = 101737.02\text{ Pa}$$

d. Manometer 6

$$P = P_{atm} + \rho \times g \times h$$

$$P = 101325 + (1000\text{kg/m}^3) \times (9.81\text{m/s}^2) \times (0.04\text{m})$$

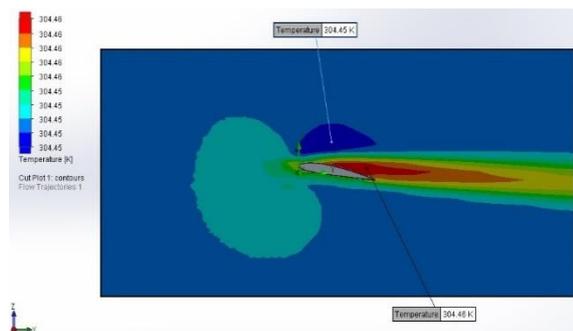
$$P = 101717.4\text{ Pa}$$

Sehingga, pada saat *wind tunnel* beroperasi dengan kecepatan yang dihasilkan oleh kipas sebesar 20 m/s dapat dihitung tekanan minimum pada *test section* sebesar $P_{min} = 101678.16\text{ Pa}$ dan tekanan maksimum sebesar $P_{max} = 101737.02\text{ Pa}$.

Hasil Analisis Temperature, Gaya Lift & Drag, dan Tekanan pada Simulasi Software

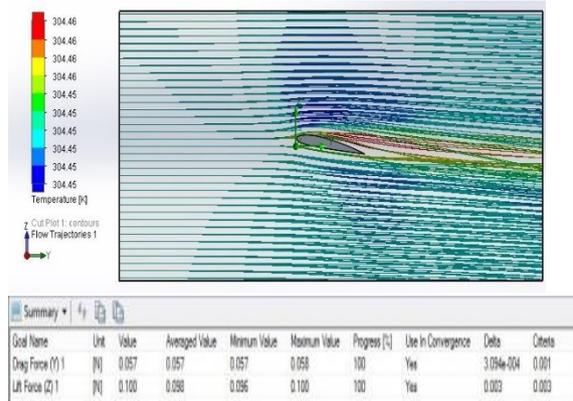
Variasi Kecepatan 5 m/s

Hasil analisis simulasi dengan kecepatan udara 5 m/s, didapat temperatur minimal pada *airfoil* sebesar $T_{min} = 304.45\text{ }^\circ\text{K} = 31.3\text{ }^\circ\text{C}$, dan temperatur maksimal sebesar $T_{max} = 304.46\text{ }^\circ\text{K} = 31.31\text{ }^\circ\text{C}$



Gambar 17. Hasil simulasi temperatur pada kecepatan 5 m/s

Berdasarkan hasil simulasi pada kecepatan 5 m/s, didapat gaya angkat (*lift*) sebesar = 0.1 N, dan gaya hambat (*drag*) sebesar = 0.057 N seperti yang diperlihatkan pada Gambar 18.



Gambar 18. Hasil nilai gaya lift dan drag pada kecepatan 5 m/s

• Koefisien lift

$$C_L = \frac{F_{lift}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_L = \frac{0.1}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 5^2 * 0.060307}$$

$$C_L = 0.1082$$

• Koefisien drag

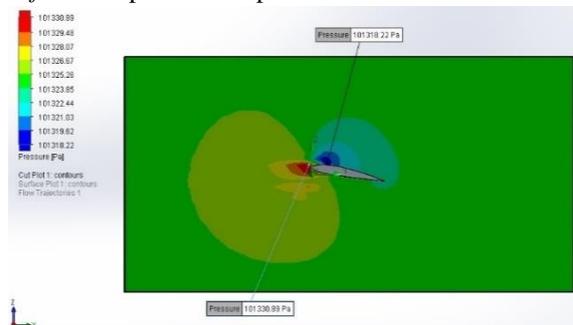
$$C_D = \frac{F_{drag}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{0.057}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 5^2 * 0.060307}$$

$$C_D = 0.0617$$

Sehingga dari data tersebut didapat nilai koefisien lift sebesar $C_L = 0.1082$, dan nilai koefisien drag sebesar $C_D = 0.0617$.

Hasil analisis simulasi dengan kecepatan udara 5 m/s, didapat tekanan minimal pada *airfoil* sebesar $P_{min} = 101318.22\text{ Pa}$, dan tekanan maksimal sebesar $P_{max} = 101330.89\text{ Pa}$. Hasil simulasi tekanan pada *software* diperlihatkan pada Gambar 19.

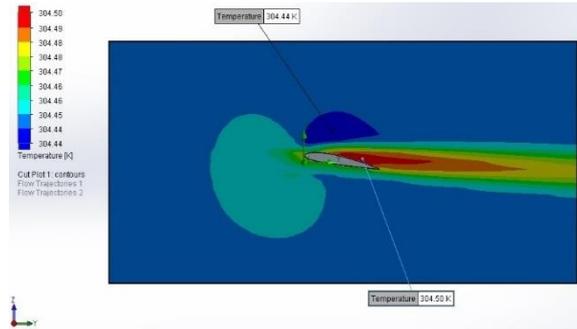


Gambar 19. Hasil simulasi tekanan pada kecepatan 5 m/s

Variasi Kecepatan 10 m/s

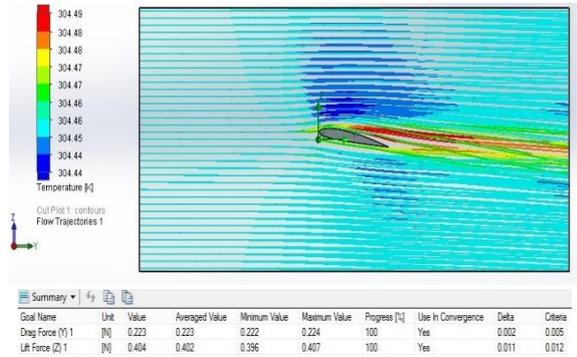
Hasil analisis simulasi dengan kecepatan udara 10 m/s, didapat temperatur minimal pada *airfoil* sebesar $T_{min} = 304.44\text{ }^\circ\text{K} = 31.29\text{ }^\circ\text{C}$, dan temperatur

maksimal sebesar $T_{max} = 304.35 \text{ }^\circ\text{K} = 31.35 \text{ }^\circ\text{C}$ yang diperlihatkan pada Gambar 20.



Gambar 20. Hasil simulasi temperatur pada kecepatan 10 m/s

Berdasarkan hasil simulasi pada kecepatan 10 m/s, didapat gaya angkat sebesar $lift = 0.404 \text{ N}$, dan gaya hambat sebesar $drag = 0.223 \text{ N}$ seperti yang diperlihatkan pada Gambar 21.



Gambar 21. Hasil nilai gaya lift dan drag pada kecepatan 10 m/s

- Koefisien lift

$$CL = \frac{F_{lift}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$CL = \frac{0.404}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 10^2 * 0.060307}$$

$$CL = 0.1093$$

- Koefisien drag

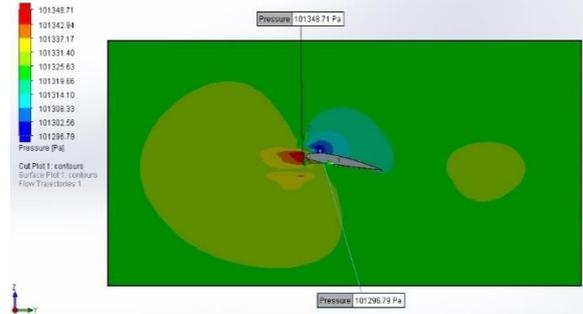
$$CD = \frac{F_{drag}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$CD = \frac{0.223}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 10^2 * 0.060307}$$

$$CD = 0.0603$$

Sehingga dari data tersebut didapat nilai koefisien lift sebesar $CL = 0.1093$, dan nilai koefisien drag sebesar $CD = 0.0603$.

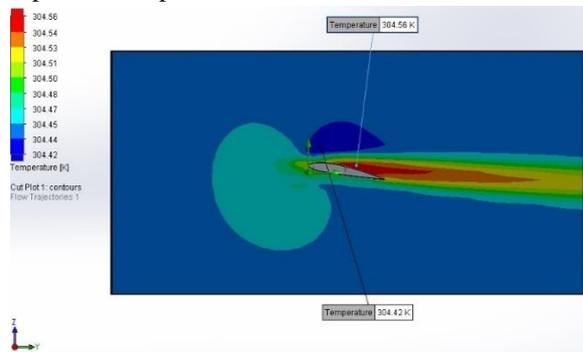
Hasil analisis simulasi pada dengan kecepatan udara 10 m/s, didapat tekanan minimal pada airfoil sebesar $P_{min} = 101296.79 \text{ Pa}$, dan tekanan maksimal sebesar $P_{max} = 101348.71 \text{ Pa}$ diperlihatkan pada Gambar 22.



Gambar 22. Hasil simulasi tekanan pada kecepatan 10 m/s

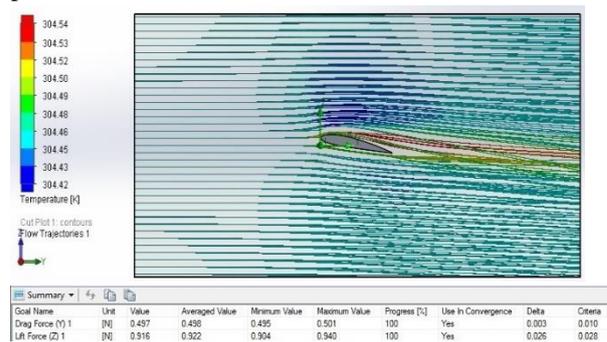
Variasi Kecepatan 15 m/s

Hasil analisis simulasi dengan kecepatan udara 15 m/s, didapat temperatur minimal pada airfoil sebesar $T_{min} = 304.42 \text{ }^\circ\text{K} = 31.27 \text{ }^\circ\text{C}$, dan temperatur maksimal sebesar $T_{max} = 304.56 \text{ }^\circ\text{K} = 31.41 \text{ }^\circ\text{C}$ yang diperlihatkan pada Gambar 23.



Gambar 23. Hasil simulasi temperatur pada kecepatan 15 m/s

Berdasarkan hasil simulasi pada kecepatan 15m/s, didapat gaya angkat sebesar $lift = 0.916 \text{ N}$, dan gaya hambat sebesar $drag = 0.497 \text{ N}$ diperlihatkan pada Gambar 24.



Gambar 24. Hasil nilai gaya lift dan drag pada kecepatan 15 m/s

- Koefisien lift

$$CL = \frac{F_{lift}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$CL = \frac{0.916}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 15^2 * 0.060307}$$

$$CL = 0.1101$$

- Koefisien *drag*

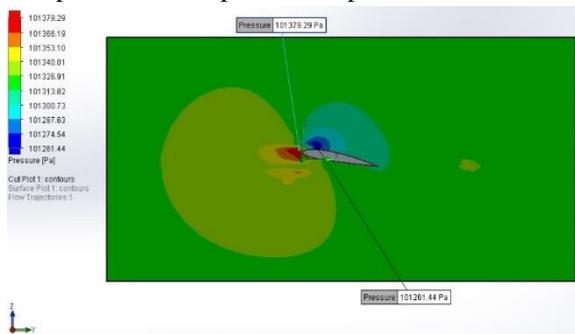
$$CD = \frac{F_{drag}}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

$$CD = \frac{0.497}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 15^2 * 0.060307}$$

$$CD = 0.0597$$

Sehingga dari data tersebut didapat nilai koefisien *lift* sebesar $CL = 0.1101$, dan nilai koefisien *drag* sebesar $CD = 0.0597$

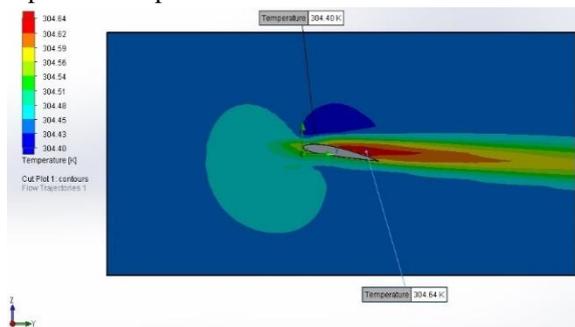
Hasil analisis simulasi dengan kecepatan udara 15 m/s, didapat tekanan minimal pada *airfoil* sebesar $P_{min} = 101261.44$ Pa, dan tekanan maksimal sebesar $P_{max} = 101379.29$ Pa. Hasil simulasi tekanan pada kecepatan 15 m/s diperlihatkan pada Gambar 25.



Gambar 25. Hasil simulasi tekanan pada kecepatan 15 m/s

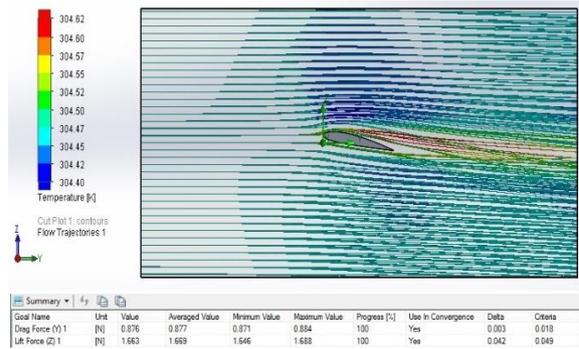
Variasi Kecepatan 20 m/s

Hasil analisis simulasi dengan kecepatan udara 20 m/s, didapat temperatur minimal pada *airfoil* sebesar $T_{min} = 304.40$ °K = 31.25 °C, dan temperatur maksimal sebesar $T_{max} = 304.64$ °K = 31.49 °C. Hasil simulasi temperatur pada *airfoil* kecepatan 20 m/s diperlihatkan pada Gambar 26.



Gambar 26. Hasil simulasi temperatur pada kecepatan 20 m/s

Berdasarkan hasil simulasi pada kecepatan 20 m/s, didapat gaya angkat sebesar $lift = 1.663$ N, dan gaya hambat sebesar $drag = 0.876$ N diperlihatkan pada Gambar 27.



Gambar 27. Hasil nilai gaya *lift* dan *drag* pada kecepatan 20 m/s

- Koefisien *lift*

$$CL = \frac{F_{lift}}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

$$CL = \frac{1.663 N}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 20^2 * 0.060307}$$

$$CL = 0.1124 N$$

- Koefisien *drag*

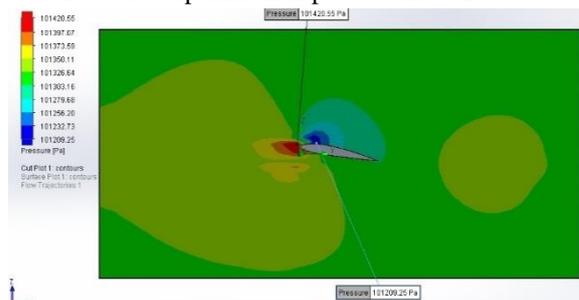
$$CD = \frac{F_{drag}}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

$$CD = \frac{0.876}{\frac{1}{2} * 1.2256 * 20^2 * 0.060307}$$

$$CD = 0.0592$$

Sehingga dari data tersebut didapat nilai koefisien *lift* sebesar $CL = 0.1124$, dan nilai koefisien *drag* sebesar $CD = 0.0592$

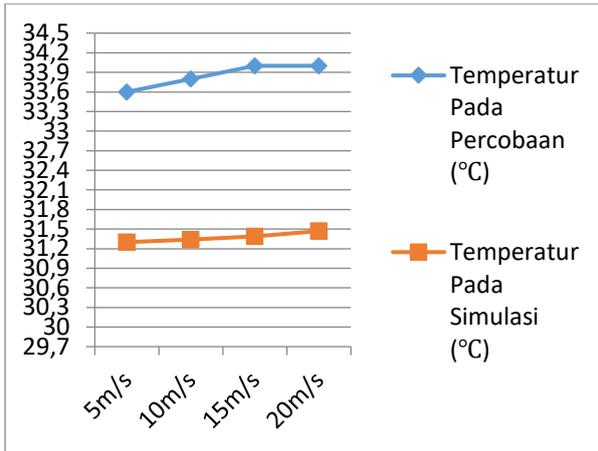
Hasil simulasi dengan kecepatan udara 20 m/s, didapat tekanan minimal pada *airfoil* sebesar $P_{min} = 101209.25$ Pa, dan tekanan maksimal sebesar $P_{max} = 101420.55$ Pa diperlihatkan pada Gambar 28.



Gambar 28. Hasil simulasi tekanan pada kecepatan 20 m/s

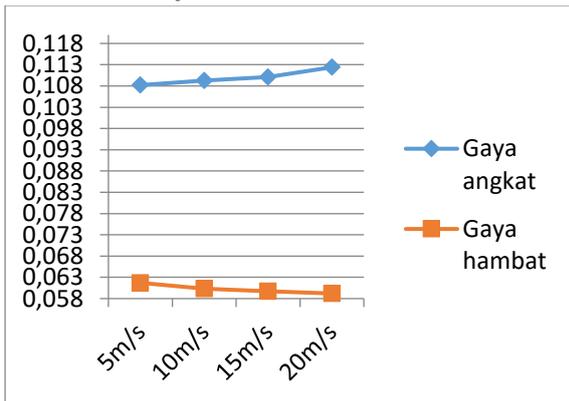
Hasil Grafik Distribusi Temperatur, Gaya Lift & Drag, dan Tekanan

Pada Gambar 29 terlihat bahwa kenaikan variasi kecepatan udara meningkatkan temperatur pada permukaan *airfoil* NACA 2412 baik pada hasil analisis simulasi *software* dan percobaan langsung.



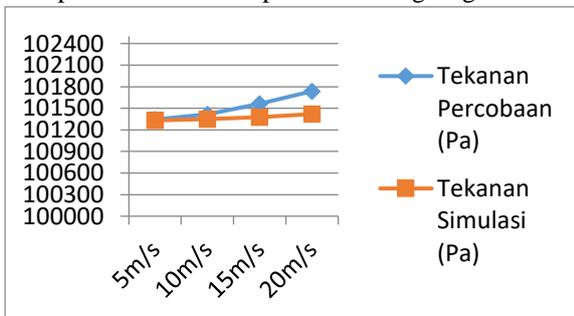
Gambar 29. Hasil grafik temperatur pada variasi kecepatan NACA 2412

Pada Gambar 30 terlihat bahwa kenaikan kecepatan udara dapat meningkatkan nilai koefisien lift dari airfoil NACA 2412, dan berbanding terbalik dengan berkurangnya nilai koefisien drag. Koefisien drag memiliki nilai yang lebih kecil dibandingkan nilai koefisien lift.



Gambar 30. Hasil grafik gaya angkat & hambat pada variasi kecepatan NACA 2412

Pada Gambar 31 terlihat bahwa kenaikan kecepatan udara dapat meningkatkan nilai tekanan, baik pada simulasi atau percobaan langsung.



Gambar 31. Hasil grafik tekanan pada variasi kecepatan NACA 2412

Persentase Galat Distribusi Tekanan Hasil Perhitungan Teoritis dan Simulasi

Berdasarkan dari hasil output simulasi yang diinginkan, bahwa nilai *over design* dan galat eror yang terjadi adalah di bawah 10 %. Persentase eror hasil perhitungan teoritis dan simulasi pada setiap variasi kecepatan udara didapatkan berdasarkan persamaan (2).

$$\eta = \frac{\text{Hasil tekanan teori} - \text{Hasil tekanan simulasi}}{\text{Hasil tekanan simulasi}} \times 100\% \quad (2)$$

$$= \frac{101344.62 \text{ Pa} - 101330.89 \text{ Pa}}{101330.89 \text{ Pa}} \times 100 \%$$

$$= 0.01 \%$$

Berikut hasil perbandingan galat eror yang terjadi pada analisis simulasi dengan perhitungan teoritis yang diperlihatkan pada Tabel 7.

Tabel 7. Perbandingan galat eror analisis simulasi dan perhitungan teoritis

Metode	Variasi kecepatan (m/s)			
	5	10	15	20
Simulasi	101330	101348	101379	101420
Teoritis	101344	101418	101560	101737
Galat (%)	0.01	0.07	0.17	0.31

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil kajian percobaan langsung dan simulasi software yang telah dilakukan pada pengaruh variasi kecepatan udara terhadap temperatur, gaya lift & drag, dan distribusi tekanan pada NACA 2412 dapat disimpulkan bahwa terdapat kenaikan temperatur permukaan airfoil NACA 2412 pada pengujian wind tunnel maupun simulasi, dimana hasil perhitungan nilai koefisien lift dan koefisien drag, ketika kenaikan kecepatan aliran udara maka nilai koefisien lift bertambah, berbanding terbalik dengan nilai koefisien drag yang menurun. Pada masing-masing variasi kecepatan 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, dan 20 m/s menghasilkan nilai persentase galat distribusi tekanan masing-masing sebesar 0.01%, 0.07%, 0.17% dan 0.31%.

Ucapan Terima Kasih

Terima kasih kepada Tim Laboratorium CAR dan Laboratorium Gambar Teknik, Universitas Gunadarma yang telah memberikan fasilitas dan kepada semua pihak atas dukungan serta saran dan masukan dalam pelaksanaan kajian.

Daftar Pustaka

[1] Wahyudi, Y., Agung, M., Muhsin., 2021. "Pengaruh Distribusi Tekanan Terhadap Gaya Lift Airfoil NACA 23012 Pada Berbagai Variasi

- Angle of Attack”. *Jurnal Mechanical Engineering*.
- [2] Kharisma, A.A., Sutanto, A., 2020. “Analisa Aerodinamis Distribusi Tekanan Open Circuit Low Subsonic Wind Tunnel Terhadap Pengaruh Variasi Peletakan Screen Mesh”. *Jurnal PRESISI*, Vol. 22. 2, 59–68.
- [3] Wicaksono, M.F.A., Pohan, G.A., Hidayath, I.T. 2022. “Analisa Aerodinamika Airfoil Pesawat Dengan Pendekatan Computational Fluid Dynamic dan Wind Tunnel”. *JURNAL FLYWHEEL*, Vol. 13. 1, 21-35.
- [4] Hidayat, M.H., Nofendri, Y., 2018. “Pemilihan Sudut Serang Terbaik Sayap Pesawat Airfoil NACA 0013 Saat Take Off Menggunakan Ansys Fluent”. *Jurnal Konversi Energi dan Manufaktur*, Vol. 5. 2, 58 – 66.
- [5] Kewas, J.C., Ali. M., 2020. “Analisis Gaya Angkat Akibat Perubahan Kecepatan Aliran Udara Dan Sudut Serang Pada Airfoil Naca 0015 Dalam Wind Tunnel Sub Sonic”. *Jurnal Sains dan Teknologi*, Vol. 3. 1, 71-79.
- [6] Faris, M.R.A., Priangkoso, T., Darmanto., 2020. “Visualisasi Pengaruh Sudut Serang dan Kecepatan Aliran Udara Terhadap Stall Airfoil NACA 2415 dan NACA 4424”. *Jurnal Ilmiah Momentum*, Vol. 6. 1, 56-62.
- [7] Suroso, C., Ivanto, M., Yandri., 2023. “Analisis Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Fixed Wing Untuk Pesawat Tanpa Awak Jenis Talon Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics”. *Jurnal Teknologi Rekayasa Teknik Mesin*, Vol. 4. 2, 60-69.
- [8] Leandris, L., Anwar, K., Hatib, R., 2022. “Distribusi Tekanan Pada Airfoil NACA 23012 Dengan Penambahan Vortex Generator”. *Jurnal Ilmiah Foristek*, Vol. 12. 1, 58-64.
- [9] Anggito, B., 2019. “Analisa Pengaruh Variasi Sudut dan Luas Penampang Winglet terhadap Sayap NACA Airfoil 2412 Pada Pengujian Low Subsonic Wind Tunnel”. *Prosiding Seminar Nasional Sains Teknologi dan Inovasi Indonesia (Senastindo)*, Vol. 1.1, 27-34.
- [10] Medyawanti, P., 2023. “Simulasi Sayap Menggunakan Airfoil NACA 0008 dan 0010 dengan Variasi Sudut Serang terhadap Gaya Angkat dan Gaya Dorong”. *Jurnal Kajian Ilmiah dan Teknologi Teknik Mesin*, Vol. 8.1, 7-11.