



ANALISIS AERODINAMIKA PADA AIRFOIL NACA 2412 TERHADAP GAYA ANGKAT DAN GAYA HAMBAT

Novi Indah Riani^{1a}, R. Yudi Hartono¹, Supardi², Didik Sugiono¹, Mehdiansyah¹

¹Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Qomaruddin Gresik

²Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas 17 Agustus 1945 Surabaya

Korespondensi:

^aProgram Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Qomaruddin Gresik
alamat email: noviindahriani

ABSTRAK

Airfoil merupakan bentuk dari sayap pesawat yang bertujuan agar mendapatkan gaya angkat yang besar dan gaya hambat yang kecil. Pada penelitian ini menggunakan airfoil tipe NACA 2412 dengan wind tunnel tipe subsonic. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui gaya angkat dan gaya hambat setiap variasi dari airfoil yakni airfoil dengan panjang chord 12 cm, 14 cm dan 16 cm berdasarkan nilai koefisien tekanan dari setiap variasi airfoil. Penelitian ini menghasilkan nilai gaya angkat terbesar yang terdapat pada airfoil dengan panjang chord 16 cm dan sudut serang $\alpha 20^\circ$, sedangkan untuk gaya hambat terkecil terdapat pada airfoil 12 cm dengan sudut serang $\alpha 16^\circ$. Nilai koefisien tekanan kontur pada bagian bawah airfoil lebih besar dibandingkan dengan koefisien tekanan pada bagian atas airfoil disemua variasi dan sudut serang yang dipakai. Penurunan koefisien terbesar terjadi pada variasi chord 16 cm dengan sudut serang $\alpha 20^\circ$.

Kata kunci: airfoil, gaya angkat, gaya hambat, chord.

ABSTRACT

Airfoil is the shape of an airplane wing which aims to get a large lift and a small drag. In this study using a NACA 2412 type airfoil with a subsonic type wind tunnel. This study aims to determine the lift and drag forces for each variation of the airfoil, namely airfoils with chord lengths of 12 cm, 14 cm and 16 cm based on the value of the pressure coefficient of each airfoil variation. This study resulted in the largest lift values found in airfoils with a chord length of 16 cm and an angle of attack of $\alpha 20^\circ$, while the smallest drag was found in an airfoil of 12 cm with an angle of attack of $\alpha 16^\circ$. The value of the contour pressure coefficient at the bottom of the airfoil is greater than the pressure coefficient at the top of the airfoil in all variations and angles of attack used. The greatest decrease in the coefficient occurs at the chord variation of 16 cm with an angle of attack of $\alpha 20^\circ$.

Keywords: airfoil, lift force, drag force, chord.

1. PENDAHULUAN

Airfoil merupakan sebuah bentuk aerodinamika yang bertujuan untuk menghasilkan gaya angkat sebesar mungkin dan juga gaya hambat sekecil mungkin. Salah satu pengaplikasian dari airfoil adalah pada sayap pesawat terbang. Selain digunakan pada sayap pesawat terbang airfoil juga sangat banyak digunakan dalam dunia industri antara

lain adalah penggunaan airfoil pada mesin-mesin fluida seperti kompresor dan turbin. Airfoil sangat penting bagi sebuah sayap pesawat karena bentuk dari airfoil mempengaruhi performa aerodinamis dari sebuah pesawat terbang. Airfoil juga merupakan sebuah bentuk potongan melintang dari sayap yang dihasilkan saat memotong secara tegak lurus pada sayap pesawat. Maka dari itu airfoil juga adalah sebuah bentuk atau model dua dimensi dari sebuah sayap [1] Penelitian mengenai airfoil dapat diketahui dengan mengaplikasikannya pada wind tunnel.

Wind tunnel merupakan alat yang digunakan untuk penelitian aerodinamika yang mempelajari efek dari udara yang bergerak melewati benda padat [2]. Pengukuran gaya aerodinamis dilakukan dengan dua cara yang berbeda, yaitu berdasarkan perbedaan tekanan menggunakan pressure tab dan yang kedua menggunakan keseimbangan aerodinamis berupa gaya-gaya yang diujikan langsung melalui prototype [3,4]. Beberapa penelitian mengenai airfoil pada wind tunnel dengan menggunakan berbagai software untuk mengetahui nilai distribusi tekanan, velocity profile hingga gaya angkat dan gaya hambat pun telah dilakukan [5-12]. Salah satu penelitian yang dilakukan oleh Kulshreshtha, dkk tahun 2020 yaitu menganalisis sayap airfoil pada berbagai sudut serang dengan menggunakan CFD. Tujuan utama dari penelitian Kulshreshtha, dkk adalah memperoleh nilai koefisien gaya angkat dan gaya hambat pada sudut serang yang berbeda dengan menggunakan kecepatan aliran yang konstan untuk berbagai jenis airfoil (NACA 2412, NACA 2414 dan NACA 2415). Hasil penelitian menunjukkan bahwa airfoil NACA 2412 adalah jenis airfoil terbaik saat sudut serang meningkat. Nilai koefisien gaya angkat terbesar pada sudut serang 19° dengan nilai 6,06 dan nilai koefisien gaya hambat terkecil pada sudut serang 0° sebesar 0,017 [8]. Selain itu, Santamaria, dkk tahun 2022, meneliti tentang performa aerodinamik dari airfoil VAWT dengan membandingkan penggunaan antara alat ukur regangan dan modelling CFD pada wind tunnel. Analisis dilakukan pada plat datar baik 2D maupun 3D dengan airfoil tipe DU06-W-200 dan bilangan Reynolds sebesar 2×10^5 . Adapun hasil simulasi menggunakan *software* CFD menunjukkan terjadi fenomena yang tidak stabil dari model turbulensi yang digunakan pada berbagai sudut serang dari airfoil tipe DU06-W-200. Sehingga dapat diketahui visualisasi baik nilai Strouhal *number* maupun kecepatan aliran di tiap kontur airfoil terlihat dengan jelas [10]. Pratama, dkk tahun 2024 meneliti tentang penggunaan Arduino IoT dan *force balance* untuk membaca gaya angkat sekaligus mengatur sudut serang dari airfoil. Arduino IoT digunakan untuk membaca data gaya dari sensor *load cell* dan memberikan perintah pada motor stepper putar untuk mengubah sudut serang airfoil. Hasil penelitian menunjukkan pengukuran gaya angkat dan gaya tarik memiliki kesalahan rata-rata 2% [12]. Namun berbagai penelitian tersebut masih sedikit yang membahas tentang penggunaan Arduino Uno untuk diaplikasikan pada airfoil di wind tunnel. Penggunaan Arduino diharapkan dapat menggantikan pengambilan data yang konvensional menggunakan data akuisisi dan juga manometer. Oleh sebab itu, penelitian ini akan berfokus untuk penggunaan Arduino Uno sebagai salah satu perangkat mikrokontroler yang digunakan untuk membaca nilai tekanan dan juga kecepatan aliran yang melewati airfoil NACA 2412 pada *test section* wind tunnel, sehingga nilai-nilai yang didapatkan dari Arduino UNO akan diolah untuk mendapatkan nilai gaya angkat dan nilai gaya hambat dari airfoil NACA 2412.

2. METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan metode eksperimen dengan beberapa langkah penelitian yang meliputi studi literatur, persiapan bahan, pengujian alat uji wind tunnel dan kalibrasi alat ukur, pengambilan data, pengolahan dan analisis data, hingga penarikan kesimpulan. Berikut merupakan tahapan dari penelitian ini:

2.1 Studi Literatur

Mencari bahan referensi dan data terkait masalah yang akan digunakan. Data dan referensi digunakan untuk menyelesaikan masalah dan literatur yang digunakan adalah tentang studi sensor Arduino Uno yang diterapkan pada wind tunnel untuk mendapatkan nilai kecepatan aliran serta distribusi tekanan sepanjang kontur airfoil. Literatur dapat bersumber dari buku, artikel jurnal, dan penelitian sebelumnya.

2.2 Persiapan Alat dan Bahan

Pada tahapan ini dilakukan proses mempersiapkan bahan yang diperlukan dalam penelitian. Adapun bahan-bahannya antara lain:

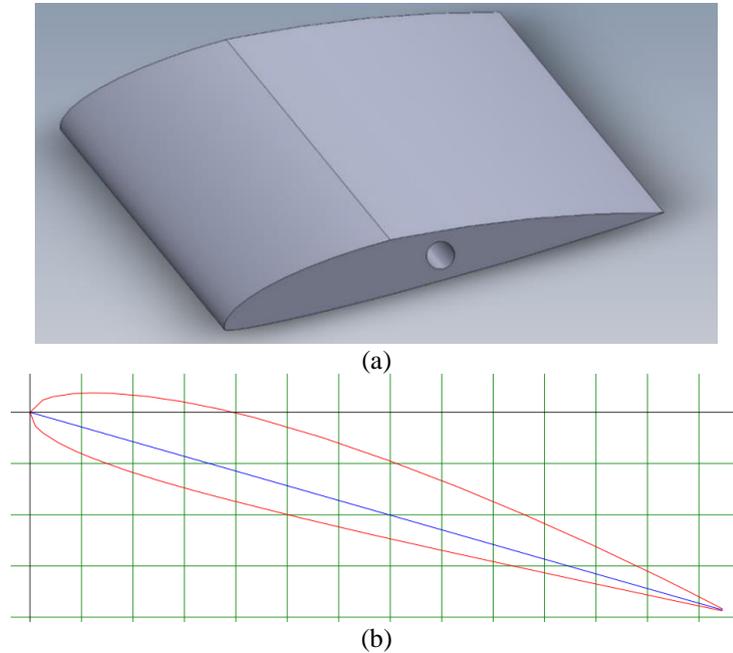
a. Airfoil NACA 2412

Pembuatan airfoil dilakukan dengan menggunakan bahan PLA yang selanjutnya dicetak menggunakan 3D printer sesuai spesifikasi ukuran yang diinginkan. Setelah tercetak, airfoil digosok menggunakan amplas lalu disemprot cleaner agar permukaan airfoil menjadi halus.

Berdasarkan nilai yang didapat dari jurnal [13], berikut persamaan yang digunakan untuk airfoil:

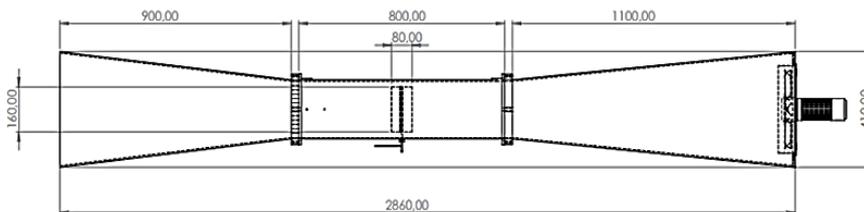
$$AR = \frac{b}{c} \quad (1)$$

Lebar span pada *airfoil* NACA 2412 yang digunakan untuk penelitian ini disesuaikan berdasarkan lebar dari test section wind tunnel yang dipakai yakni sebesar 20 cm. Berdasarkan data pada UIUC *Airfoil* Coordinate Database didapatkan standar nilai untuk *airfoil* NACA 2412 sebagai berikut:
 Ketebalan maksimumnya 12% dari *chord* = 1,44 cm
Chamber maksimumnya = 0,24 cm
 Dimensi *airfoil* NACA 2412 ditunjukkan pada gambar 1.



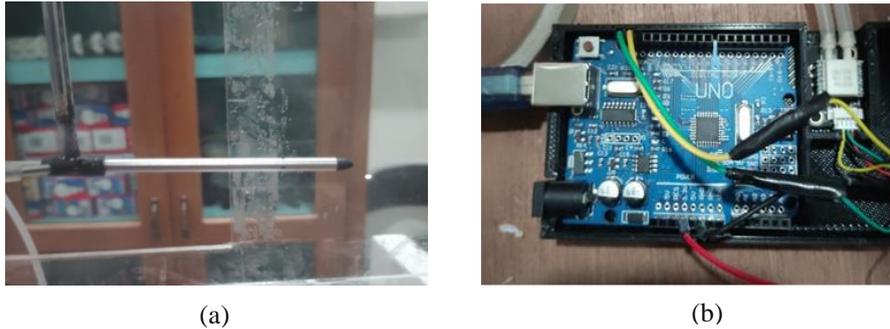
Gambar 1. Geometri NACA 2412: (a). Gambar 3D, (b). Gambar 2D dari samping

- b. Terowongan angin dicek baik dari segi contraction, test section hingga difusser apakah ada kebocoran atau tidak. Memastikan blower juga berputar dengan baik.



Gambar 2. Spesifikasi Wind tunnel

- c. Pitot Tube
 Pitot tube berfungsi pengukur kecepatan angin pada test section dari airfoil. Sedangkan Arduino sebagai pembaca sensor kecepatan pitot tube dan terhubung ke laptop.



Gambar 3. (a) Pitot tube; (b) Arduino Uno

- d. Manometer Digital
Digunakan untuk mengukur tekanan kontur airfoil



Gambar 4. Manometer digital

2.3 Pengujian dan Kalibrasi Alat Ukur

Sebelum dilakukan proses pengambilan data, terlebih dahulu dilakukan pre test. Berikut ini adalah tahapan dari pre test.

- 1) Dilakukan pemasangan instalasi dengan keadaan free stream atau tanpa benda uji.
- 2) Pitot tube diletakkan pada bagian tengah test section kemudian ke Arduino Uno.
- 3) Melakukan pengaturan inventer pada 45 Hz.
- 4) Melakukan pengambilan data dari kecepatan yang diperoleh dari pitot tube.

2.4 Pengambilan Data

Berikut ini adalah teknik dari pengambilan data yang akan dilakukan pada penelitian ini.

- 1) Melakukan pra tes dan memastikan semua berfungsi dengan baik.
- 2) Mempersiapkan alat yang dibutuhkan untuk pengujian antara lain, airfoil NACA 2412 dengan tiga variasi chord yang berbeda 12 cm, 14 cm dan 16 cm, pengaris, busur derajat, jarum pengatur sudut, pitot tube dan arduino.
- 3) Memasang benda uji airfoil pada test section di wind tunnel dengan sudut serang $\alpha 16$, $\alpha 18$, $\alpha 20$ dan memastikan sejajarnya airfoil
- 4) Airfoil ditaruh pada bagian tengah test section yang ada di wind tunnel dan force balance dikunci dibagian samping test section.
- 5) Test section dapat ditutup dan memastikan test section tertutup dengan sempurna.
- 6) Menyalakan wind tunnel dan mengatur kecepatan angin yang ada pada wind tunnel pada 45 Hz.
- 7) Melakukan pengambilan data berupa tekanan yang diperoleh dari pressure tab yang dihubungkan ke manometer digital dan kecepatan yang dibaca oleh arduino.

2.5 Persamaan yang digunakan

Adapun perhitungan Bilangan Reynolds yang digunakan untuk mengetahui jenis aliran yang digunakan pada penelitian adalah sebagai berikut:

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (2)$$

Dimana

- Re : Bilangan Reynolds
 ρ : Massa jenis fluida [kg/m³]
 V : Kecepatan aliran fluida [m/s]
 D : Diameter chord [m]
 μ : Viskositas Absolut [N.s/m²]

Dalam mencari gaya angkat dan juga gaya hambat diperlukan data-data yang terdapat pada rumus gaya angkat dan juga gaya hambat sebagai berikut.

Rumus gaya angkat:

$$F_L = C_L A \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3)$$

Keterangan

- F_L adalah gaya angkat (N)
 C_L adalah koefisien angkat
 A adalah luas penampang (m)
 ρ adalah densitas udara (kg/m³)
 V^2 adalah kecepatan angin (m/s)

Rumus gaya hambat

$$F_D = C_D A \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4)$$

Keterangan

- F_D adalah gaya hambat (N)
 C_D adalah koefisien hambat
 A adalah luas penampang (m)
 ρ adalah densitas udara (kg/m³)
 V^2 adalah kecepatan angin (m/s)

2.6 Analisis Data

Setelah data didapat pada proses pengambilan data, maka langkah selanjutnya adalah melakukan analisis terhadap data tersebut. Adapun data yang akan dianalisis meliputi kontur tekanan sepanjang airfoil hingga gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

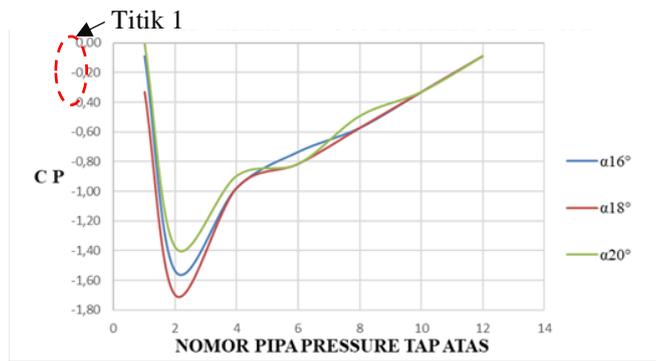
Fokus dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan data berupa tekanan statis, tekanan dinamis, dan kecepatan di belakang airfoil. Berikut ini merupakan data hasil perhitungan Bilangan Reynolds yang diperoleh berdasarkan kecepatan yang terbaca pada proses kalibrasi alat ukur.

Tabel 1. Nilai bilangan Reynolds tiap variasi

| Chord | Kecepatan | Bilangan Reynolds |
|-------|-----------|-------------------|
| 12 cm | 14,38 m/s | 111.601 |
| 14 cm | 14,59 m/s | 132.103 |
| 16 cm | 14,45 m/s | 149.526 |

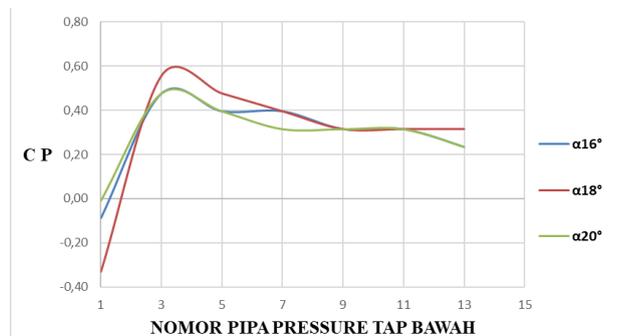
Distribusi Koefisien Tekanan pada Airfoil dengan Panjang Chord 12 cm

Pada gambar 5 diketahui nilai koefisien tekanan pada kontur atas airfoil, dimana nilai koefisien tekanan terbesar terjadi pada sudut serang $\alpha 20^\circ$ dengan nilai 0,051 pada titik 1, kemudian menurun dikarenakan adanya akselerasi kecepatan aliran maksimum sepanjang airfoil hingga di pressure tap 2. Selanjutnya, nilai tekanan aliran naik kembali sampai pressure tap 12 dikarenakan aliran mampu mengikuti kontur airfoil.



Gambar 5. Tekanan kontur atas airfoil 12 cm

Selanjutnya pada gambar 6 diketahui nilai koefisien tekanan pada kontur bawah airfoil, dimana nilai koefisien tekanan terbesar terjadi pada sudut serang $\alpha 18^\circ$ dengan nilai 0,650 pada titik 3, dan nilai koefisien tekanan terkecil terjadi pada sudut serang $\alpha 18^\circ$ dengan nilai -0,291 pada titik kontur 1 diketahui juga nilai koefisien tekanan semakin menurun setelah kenaikan tajam dari kontur pertama disemua sudut serang.

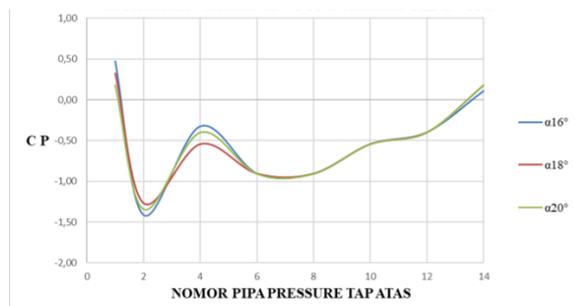


Gambar 6. Tekanan kontur bawah *airfoil* 12 cm

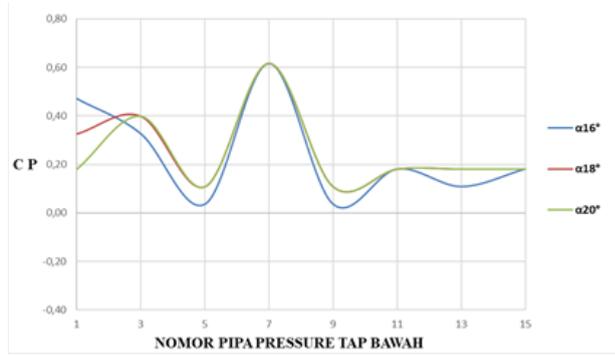
Distribusi Koefisien Tekanan pada *Airfoil* dengan Panjang *Chord* 14 cm

Pengujian pada *airfoil* dengan panjang *chord* 14 cm yang memiliki sudut serang $\alpha 16^\circ$, $\alpha 18^\circ$ dan $\alpha 20^\circ$ dilakukan untuk memperoleh nilai dari koefisien tekanan.

Nilai koefisien tekanan pada *airfoil chord* 14 cm dapat dilihat pada gambar 7 dimana dalam grafik tersebut menjelaskan nilai koefisien tekanan yang terdapat pada kontur atas *airfoil* 14 cm, nilai koefisien tekanan tertinggi terdapat pada sudut serang $\alpha 16^\circ$ pada nomer pressure tap 1 dengan nilai 0,471 sedangkan nilai koefisien tekanan terkecil terdapat pada sudut serang $\alpha 16^\circ$ pada nomer pressure tap 2 dengan nilai -1,413.



(a)



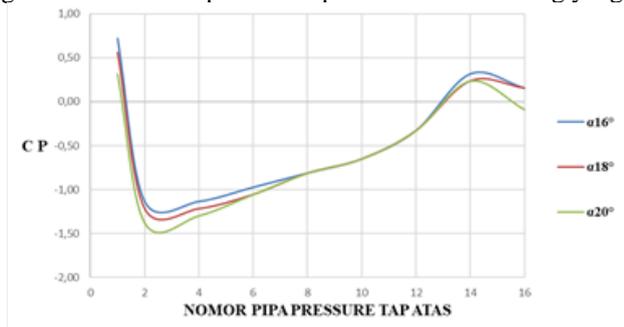
(b)

Gambar 7. Tekanan kontur pada airfoil 14 cm (a) Tekanan kontur atas; (b) Tekanan kontur bawah

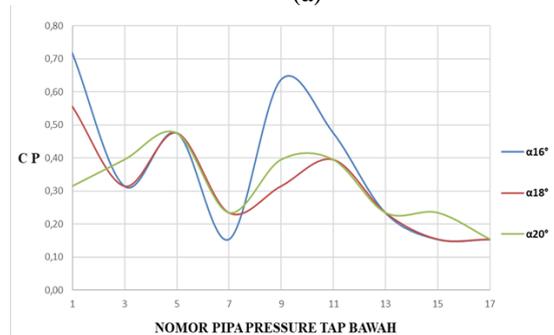
Sedangkan untuk nilai koefisien tekanan bagian bawah airfoil tertinggi terdapat pada sudut serang $\alpha 16^\circ$, $\alpha 18^\circ$, dan $\alpha 20^\circ$ pada nomer pressure tap 7 dengan nilai 0,616 sedangkan nilai koefisien tekanan terkecil terdapat pada sudut serang $\alpha 16^\circ$ pada nomer pressure tap 9 dengan nilai 0,036.

Distribusi Koefisien Tekanan pada Airfoil dengan Panjang Chord 16 cm

Pada gambar 8 menunjukkan nilai koefisien tekanan dengan panjang chord 16 cm dimana nilai tertinggi koefisien tekanan pada kontur bawah terjadi pada pressure tap 1 di sudut serang $\alpha 16$. Selanjutnya terjadi penurunan hingga naik kembali di pressure tap 9 untuk sudut serang yang sama.



(a)



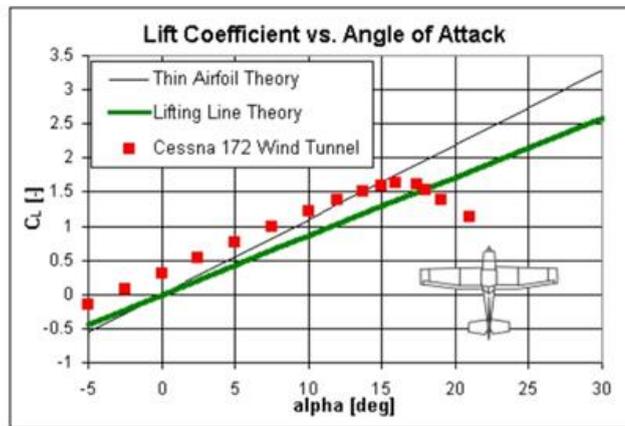
(b)

Gambar 8. Tekanan kontur pada airfoil 16 cm (a) Tekanan kontur atas; (b) Tekanan kontur bawah

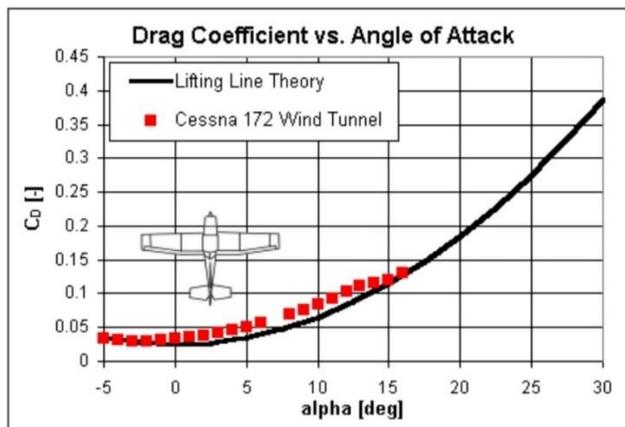
Gaya Angkat dan Gaya Hambat Tiap Variasi Airfoil

Untuk mencari nilai dari gaya angkat dan gaya hambat diperlukan nilai dari koefisien angkat dan nilai koefisien hambat dimana nilai tersebut diperoleh sesuai dengan grafik yang ada pada jenis airfoil, dimana jenis airfoil yang digunakan adalah airfoil tipe NACA 2412. Grafik koefisien angkat dan koefisien hambat dengan sudut serang $\alpha 16^\circ$, $\alpha 18^\circ$ dan $\alpha 20^\circ$ diambil dari gambar 9 (a) dan (b), selanjutnya dilakukan interpolasi

sehingga akan diperoleh nilai dari koefisien angkat dan hambat sesuai dengan teori yang terdapat pada (aerospaceweb.org).



(a)



(b)

Gambar 9. (a) Nilai koefisien angkat sesuai teori (b) Nilai koefisien hambat sesuai teori

Setelah mengetahui grafik koefisien angkat dan koefisien hambat langkah selanjutnya adalah melakukan interpolasi dan dicari sudut serang yang dibutuhkan dalam penelitian ini. Tabel 2 menjelaskan nilai dari koefisien angkat dan koefisien hambat pada sudut $\alpha 16^\circ$, $\alpha 18^\circ$ dan $\alpha 20^\circ$.

Tabel 2. Hasil interpolasi dari koefisien angkat dan koefisien hambat sesuai teori

| Sudut serang | C_L | C_D |
|-------------------|-------|-------|
| $\alpha 16^\circ$ | 1,33 | 0,13 |
| $\alpha 18^\circ$ | 1,50 | 0,15 |
| $\alpha 20^\circ$ | 1,70 | 0,18 |

Selanjutnya adalah mengetahui spesifikasi dari setiap *airfoil* yang di teliti, sesuai dengan tabel 3 dimana tabel tersebut menjelaskan tentang spesifikasi yang terdiri dari, densitas udara, kecepatan angin, ketebalan *airfoil*, panjang *chord*, lebar span, luas penampang hambat dan luas penampang angkat.

Tabel 3. Spesifikasi dari setiap *airfoil*

| Hz | ρ udara | U_∞ | t | c | span | A_{drag} | A_{lift} |
|----|--------------|------------|--------|------|------|------------|------------|
| 45 | 1,19 | 14,38 | 0,0144 | 0,12 | 0,2 | 0,001728 | 0,024 |
| 45 | 1,19 | 14,59 | 0,0168 | 0,14 | 0,2 | 0,002352 | 0,028 |
| 45 | 1,19 | 14,45 | 0,0192 | 0,16 | 0,2 | 0,003072 | 0,032 |

Nilai Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada *Airfoil*

Selanjutnya ditunjukkan pada gambar10 dibawah ini untuk tiap variasi sudut serang pada airfoil dengan panjang chord 12 cm, 14cm, dan 16 cm.



(a)



(b)



(c)

Gambar 10. (a) Gaya angkat dan gaya hambat *airfoil* 12 cm (b) Gaya angkat dan gaya hambat *airfoil* 14 cm, dan (c) Gaya angkat dan gaya hambat *airfoil* 16 cm

Berdasarkan grafik gaya angkat dan gaya hambat tertinggi diperoleh pada *airfoil* 16 cm dengan sudut serang $\alpha 20^\circ$. Hal ini dikarenakan sudut serang yang semakin besar mengakibatkan nilai gaya angkat dan gaya hambat juga semakin besar. Penelitian yang dilakukan oleh Wicaksono, dkk tahun 2022 menggunakan *airfoil* NACA 2412 pada variasi sudut serang $-5^\circ - 15^\circ$ menunjukkan nilai gaya angkat pada berbagai variasi kecepatan terus meningkat [11]. Nilai ini juga linier dengan hasil penelitian saat ini dimana gaya angkat terbesar diperoleh pada sudut serang 20° .

4. KESIMPULAN

Berdasarkan analisa yang telah dibahas, maka dapat disimpulkan bahwa penggunaan Arduino Uno untuk membaca nilai kecepatan aliran fluida dan tekanan di belakang *airfoil* NACA 2412 telah sesuai dan dapat menghemat waktu pengambilan data dibandingkan penggunaan data akuisisi serta manometer. Hal ini dibuktikan dengan nilai gaya angkat dan gaya hambat pada semua variasi panjang *chord* dan sudut serang *airfoil* persentase erornya 1,5% dibandingkan penggunaan data akuisisi maupun manometer.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih disampaikan kepada LPPM Universitas Qomaruddin yang telah membantu pendanaan penelitian ini dalam Hibah Internal Universitas Qomaruddin. Tak lupa juga terima kasih kami ucapkan kepada tim Lab. Fenomena Dasar, Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Qomaruddin yang telah meluangkan waktu, dukungan dan masukan dalam penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Mahardika, A. (2018, January 1). Unjuk kerja model kincir angin tipe giromill dengan variasi bentuk sudu NACA 0018, NACA 0021 dan NACA 0024. <https://repository.usd.ac.id/id/eprint/17751>
- [2] Santamaría, L., Vega, M. G., Garcia-Diaz, M., Díaz, K. M. A., & Oro, J. M. F. (2024). Different calibration methods for a three-component strain gauge balance to measure aerodynamic forces on airfoils. *Sensors and Actuators. A, Physical*, 115511. <https://doi.org/10.1016/j.sna.2024.115511>
- [3] Jawahar, H. K., Ali, S. a. S., Azarpeyvand, M., & Da Silva, C. R. I. (2020). Aerodynamic and aeroacoustic performance of high-lift airfoil fitted with slat cove fillers. *Journal of Sound and Vibration*, 479, 115347. <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2020.115347>
- [4] Livya, E., & Pillai, S. N. (2023). The Influence of Serrated Trailing-Edge Over NACA 0020 Airfoil at Different Turbulence Intensities. In *Lecture notes in mechanical engineering* (pp. 19–24). https://doi.org/10.1007/978-981-19-6970-6_4

- [5] Yong, T. H., & Dol, S. S. (2015). Design and Development of Low-Cost Wind Tunnel For Education Purpose. *IOP Conference Series: Materials Science And Engineering*, 1.
- [6] Mauro, S., Brusca, S., Lanzafame, R., Famoso, F., Galvagno, A., & Messina, M. (2017). Small-Scale Open-Circuit Wind Tunnel: Design Criteria, Construction and Calibration. *International Journal of Applied engineering Research*, 12, Orcid: /0000-0002-5377-7628.
- [7] Purwanto, H., Andary, S. R., & Hartono. (2019). Rancang Bangun Wind Tunnel Menggunakan Smoke Generator Pada Aerodinamika Kendaraan. *Prosiding*.
- [8] Kulshreshtha, A., Singhal, P., & Gupta, S. K. (2020). FEM/CFD Analysis Of Wings At Different Angle Of Attack. *Materialstoday Proceeding*, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.02.342>
- [9] Ghofar, A. M. (2018). Pemilihan Sudut Pasang Airfoil NACA 2412 Pada Tail UAV Male Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimal. Universitas Islam Indonesia, Jurusan Teknik Mesin. Yogyakarta: Universitas Islam Indonesia.
- [10] Santamaría, L., Vega, M. G., Pandal, A., Pérez, J. G., Velarde-Suárez, S., & Oro, J. M. F. (2022). Aerodynamic Performance of VAWT Airfoils: Comparison between Wind Tunnel Testing Using a New Three-Component Strain Gauge Balance and CFD Modelling. *Energies*, 15(24), 9351. <https://doi.org/10.3390/en15249351>
- [11] Wicaksono, M. F. A., Pohan, G., & Hidayath, I. T. (2022). Analisa Aerodinamika Airfoil Pesawat Dengan Pendekatan Computational Fluid Dynamic Dan Wind Tunnel. *Jurnal Flywheel*, 13(1), 21–35. <https://doi.org/10.36040/flywheel.v13i1.4744>
- [12] Pratama, R. A., Ikhsan, M., & Permana, I. (2024). Arduino IoT Controller for Angle of Attack Measurement with Force Balance. *International Journal Software Engineering and Computer Science (IJSECS)*, 4(1), 184–195. <https://doi.org/10.35870/ijsecs.v4i1.2190>
- [13] Hosseinzadeh, S., & Tabri, K. (2020). Numerical Investigation of Hydroelastic Response of a Three-Dimensional Deformable Hydrofoil. *Conference Paper*, 77-85.