

# PENGUKURAN GAYA MODEL AIRFOIL SD7043 DIDALAM TEROWONGAN ESWT (EDUCATION SMALL WIND TUNNEL)

Algeri Yopiandi<sup>[1]</sup>, Hanni Defianti Harahap<sup>[2]</sup>, Kaspul Anuar<sup>[3]</sup>

Konstruksi, Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Riau  
BBTA3 (Balai Besar Teknologi, Aerodinamika, Aeroakustika dan Aeroelastika)  
<sup>[1]</sup>algeriyopiandi@gmail.com, <sup>[2]</sup>hanni.defianti@bppt.go.id, <sup>[3]</sup>kaspul\_anuar\_2@yahoo.com

## ABSTRACT

*Airfoil or aerofoils that create a reaction force along the cross-section of the wings. This reaction force will make the aircraft able to fly at a certain flying speed. In engineering, there are different types of airfoils with different style characteristics as the airfoil geometry changes, which determines the usefulness of the wings of the aircraft. Therefore, it is necessary to conduct arodynamic testing to obtain the characteristics of an airfoil that is using a wind tunnel by making a cross-section of airfoils as a model to be engineered like the working state of the real airfoil. In this test, the airfoil used was Airfoil Low Reynolds SD7043 with a chord ratio of 3 to span length. The testing stage was done by airfoil simulation on XFLR5 software with a range of 50,000 - 300,000 Reynolds and then experimental testing was carried out using an open circuit wind tunnel, ESWT (Education Small Wind tunnel) located in BBTA3 with an airflow speed of 4.87 m/s, 12.22 m/s, and 14.33 m/s. Test results at airflow speeds of 4.87 m/s were obtained graphs of experiment results that tended to stall faster than simulations due to the smoothness of the airfoil surface and the level of flow turbulence in the high test section at low air speeds. At 12.22 m/s, there is a difference in chart trends in the post stall section where the ride begins to vibrate at an angle of attack of 12°. Then at a flow speed of 14.33 m/s the resulting data was obtained invalid because the accused model touched the wall of the test section. But from the overall data shows a curve trend similar to theoretical so it can be stated that the contour of the model airfoil SD7043.*

**Keywords:** Airfoil, Low Reynolds, SD7043, ESWT.

## 1. Pendahuluan

Balai besar teknologi aerodinamika, aeroelastika dan aeroakustika (BBTA3) merupakan salah satu unit dari Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) yang bergerak dalam pengembangan teknologi Aerodinamika, Aeroelastika dan Aeroakustika. BBTA3 terletak di kawasan PUSPIPTEK – Tangerang Selatan dengan fasilitas *Wind Tunnel* yang dimiliki 3 jenis yaitu ILST (Indonesian Low Speed Tunnel), LIWET (*Industrial Wind Engineering Tunnel*) dan ESWT (*Education Small Wind tunnel*) yang mana ILST merupakan *wind tunnel* terbesar dan terancang di ASEAN saat ini.

Terowongan angin adalah alat uji yang digunakan untuk mengetahui perilaku angin di sekitar benda dan reaksi benda saat dilewati angin[1].

Pengamatan yang mendalam mengenai struktur molekul dari material mengungkapkan bahwa zat-zat yang biasanya dianggap sebagai benda padat (baja dan beton) memiliki jarak antar molekul yang rapat dengan gaya-gaya kohesi antar molekul yang besar yang memungkinkan sebuah benda padat mempertahankan bentuknya dan tidak mudah untuk dideformasi. Beberapa sifat fluida yang sangat berkaitan dengan perilaku fluida adalah jelas bahwa fluida yang berbeda secara umum memiliki sifat yang berbeda. Misalnya, gas-gas bersifat ringan dan dapat dimampatkan, sementara zat cair dan relatif tidak dapat dimampatkan. Sifat-sifat fluida yang memegang peranan penting dalam

analisis perilaku fluida antara lain adalah kerapatan, berat jenis dan viskositas [2].

*Reynolds* menunjukkan bahwa untuk kecepatan aliran yang kecil fluida akan mengalir secara lurus seperti benang yang sejajar. Apabila kecepatan fluida ditambah maka aliran akan bergelombang yang akhirnya pecah dan menyebar. Kecepatan pada saat aliran mulai pecah disebut aliran kritik[3].

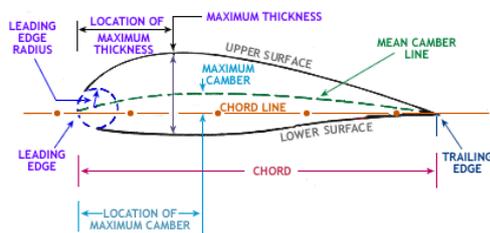
Ada tiga faktor yang mempengaruhi keadaan aliran yaitu kekentalan fluida  $\mu$  (*mu*), rapat massa fluida  $\rho$  (*rho*) dan luas penampang dari benda. *Reynolds* menunjukkan bahwa aliran dapat diklasifikasikan berdasarkan suatu angka tertentu. Angka tersebut diturunkan dengan membagi kecepatan aliran dengan nilai  $\mu / \rho l$ , yang disebut dengan bilangan *Reynolds*[3]. Bilangan *Reynolds* didapatkan dari persamaan 1 berikut.

$$Re = \frac{v\rho l}{\mu} = \frac{\rho l}{\mu} = \frac{vl}{\nu} \quad (1)$$

Dengan  $\nu$  (*nu*) adalah kekentalan kinematik. Dengan bertambahnya bilangan *Reynolds* baik karena bertambahnya kecepatan atau berkurangnya kekentalan suatu fluida, akan menyebabkan kondisi aliran laminar menjadi tidak stabil. Sampai suatu bilangan *Reynolds* di atas nilai tertentu aliran berubah dari laminar menjadi turbulen. Apabila bilangan *Reynolds* berada diantara kedua nilai tersebut ( $2.000 < Re < 4.000$ ) aliran adalah transisi. Bilangan *Reynolds* pada kedua nilai di atas

( $Re=2.000$  dan  $Re=4.000$ ) disebut dengan batas kritik bawah dan atas

*Airfoil* atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang dirancang sedemikian rupa untuk mendapatkan gaya reaksi terhadap aliran fluida yang dilaluinya. Gaya – gaya aerodinamika yang bekerja pada sebuah *airfoil* diperoleh dari sebuah hasil penjumlahan atau integrasi dari tekanan statik dan tegangan geser sepanjang permukaan bawah dan permukaan atas *airfoil*, sehingga diperoleh bilangan bilangan yang tidak berdimensi atau koefisien – koefisien seperti koefisien gaya angkat (*coefficient lift*), koefisien gaya hambat (*coefficient drag*) dan koefisien gaya momen (*coefficient moment*) [4]. Gambar 1 menampilkan bagian – bagian *airfoil*.



Gambar 1. Bagian – bagian *airfoil*[4]

Dengan pengertian variabel geometris *airfoil* sebagai berikut:

- Leading edge* (LE) adalah ujung depan dari *airfoil*.
- Trailing edge* (TE) adalah ujung belakang *airfoil*.
- Chord* (c) adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Camber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil*.
- Maksimum *camber* ( $z_c$ ) adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *camber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.

Maksimum *thickness* ( $t_{max}$ ) adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

*Airfoil* Sayap biasanya dirancang untuk hambatan minimum pada koefisien *lift* pesawat. Besar gaya angkat sayap dapat ditentukan secara analitik dari besar koefisien yang didapat dengan persamaan berikut[4]:

$$L = 0,5 \cdot \rho \cdot C_l \cdot s \cdot v^2 \quad (2)$$

$$D = 0,5 \cdot \rho \cdot s \cdot C_d \cdot v^2 \quad (3)$$

Keterangan:

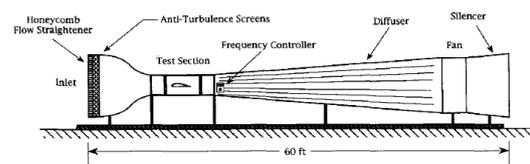
$L = Lift$  (N)

$v = Kecepatan$  (m/s)

$s = Luas$  penampang sayap ( $m^2$ )

Dalam rekayasa teknik, ada berbagai jenis *airfoil* dengan karakteristik gaya – gaya yang berbeda beda seiring perubahan geometri *airfoil*, yang mana gaya – gaya reaksi ini menentukan kegunaan sayap pesawat. seperti untuk pesawat kecepatan tinggi, kecepatan rendah, kapasitas angkut beban besar dan lain-lain. Untuk itu perlunya dilakukan pengujian aerodinamis untuk mendapatkan karakteristik dari suatu *airfoil* yaitu menggunakan *wind tunnel* dengan membuat penampang *airfoil* sebagai model untuk direkayasa seperti keadaan kerja *airfoil* sesungguhnya.

Penelitian dilakukan di terowongan angin subsonik rendah turbulensi UIUC. Karena *airfoil* beroperasi di angka *Reynolds* yang rendah, maka perilaku aliran di dekat permukaannya adalah laminar [5]. Aliran ini sangat mudah terganggu sehingga disarankan untuk diuji di dalam terowongan angin dengan tingkat turbulensi rendah, sehingga titik separasi alirannya tidak maju lebih cepat atau memunculkan fenomena *bubble separation* [6]. Untuk memastikan kualitas aliran yang baik di bagian uji, diberi ruang pengendapan terowongan angin berisi tebal 4 *honeycomb* yaitu tempat layar anti – turbulensi. Intensitas turbulensi telah diukur, dianggap kurang dari 0,1%, yang cukup untuk pengukuran *airfoil* angka *Reynolds* rendah. Sistem eksperimental digambarkan pada Gambar 2. Kesenjangan antara model dan *Plexiglass* secara nominal sebesar 0,05 terhadap panjang sisi dinding [7].

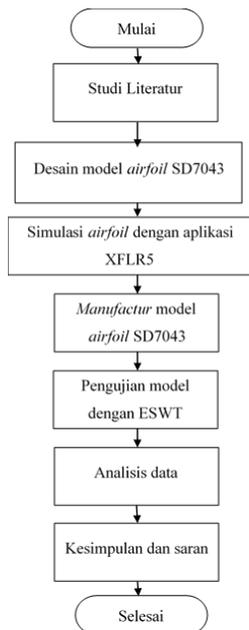


Gambar 2. UIUC Low-speed subsonic wind tunnel[1]

## 2. Metodologi

### 2.1 Diagram Alir Penelitian

Pengujian dilakukan dengan menggunakan *airfoil* SD7043. Proses pengujian dilakukan didalam *wind tunnel* dengan memvariasikan sudut serang[8]. Secara umum tahapan dalam pengujian *airfoil* SD7043 ialah dimulai dengan melakukan studi literatur, desain, simulasi, dan pengujian. Berikut diagram alir proses pengujian *airfoil* SD7043 ditampilkan pada Gambar 3 berikut.



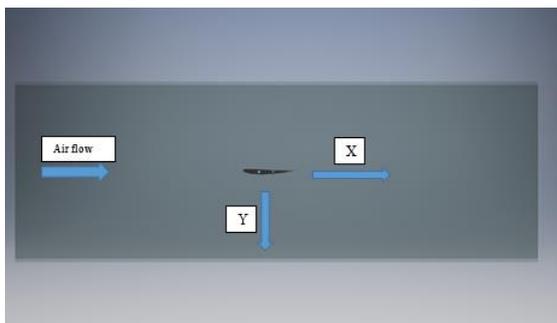
Gambar 3. Diagram alir penelitian

## 2.2 Waktu dan Tempat

Pengujian berlangsung pada tanggal 3 Februari 2020 – 17 Maret 2020. Pelaksanaan pengujian dilaksanakan di BBTA3 (Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika, dan Aeroakustika) kawasan PUSPITEK, Gd. 240, Kecamatan Setu, Tangerang Selatan, Provinsi Banten (15314).

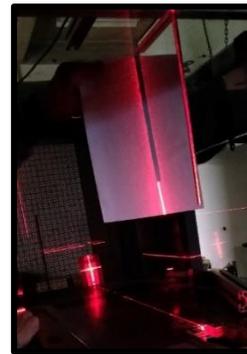
## 2.3 Setup Model didalam Wind Tunnel

Model diletakan secara vertikal di dalam seksi uji dengan sudut  $0^\circ$  terhadap sumbu longitudinal seksi uji seperti yang ditampilkan pada Gambar 4.



Gambar 4. Tampak atas posisi *airfoil* didalam seksi uji *wind tunnel*

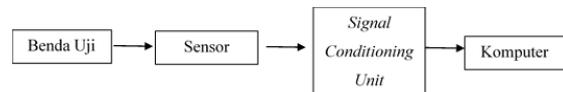
Dalam memposisikan model digunakan laser yang diarahkan ke referensi sumbu seksi uji yang ada pada *wind tunnel*. Garis referensi ini menunjukkan arah sumbu Y dan arah sumbu X seperti yang ditampilkan Gambar 5 di tengah-tengah seksi uji.



Gambar 5. Posisi model pada sumbu Y

## 2.4 Setup Instrumen

Alur instrumen seperti pada Gambar 6 berikut.



Gambar 6. Diagram alir instrumen pengujian

Adapun alat-alat instrumen yang digunakan dalam pengujian gaya reaksi ialah sebagai berikut.

### 1) Sensor *load cell*

*Load cell* adalah sensor instrumen yang mengkonversi energi potensial seperti tegangan tarik, tekanan, dan torsi menjadi sinyal listrik yang dialirkan ke dalam komputer untuk dapat dibaca dalam bentuk angka [9]. Gambar 7 menampilkan sensor *load cell*.

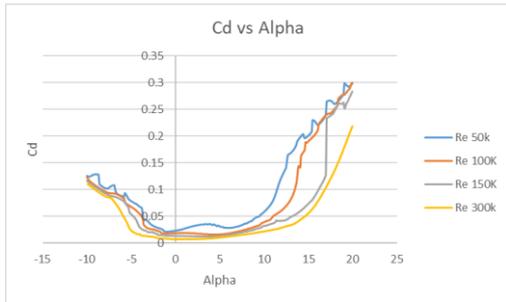


Gambar 7. Sensor *load cell*

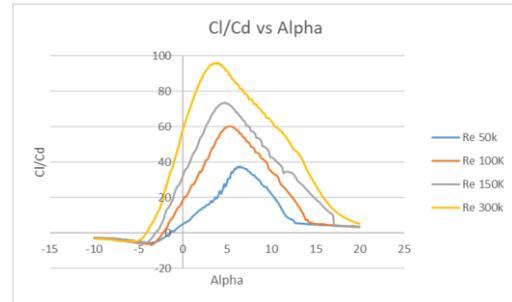
### 2) *Signal Conditioning Unit* (SCU)

SCU adalah alat yang berfungsi untuk mengubah signal analog yang diterima dari sensor menjadi signal digital yang kemudian diteruskan menuju komputer. Gambar 8 menampilkan SCU pada pengujian gaya reaksi.





Gambar 12. Grafik Simulasi XFLR5 Cd Vs Alpha



Gambar 13. Grafik Simulasi XFLR5 Cl/Cd Vs Alpha

Dengan menggunakan persamaan 2 dan 3, dapat ditentukan nilai  $L$  (*lift*) maksimum dan  $D$  (*drag*) hasil simulasi seperti pada tabel berikut.

Tabel 1. Data perhitungan Simulasi

Re	V(m/s)	Alpha Stall	Cl Stall	Cl/Cd max	L (N)	D (N)
50000	4.7896192	9.7	1.293587	37.71268	1.361137428	0.056336
100000	9.5792384	11.3	1.393931	60.24505	5.866885356	0.222402
150000	14.368858	13.5	1.435734	73.61512	13.59636543	0.498306
300000	28.737715	14	1.544594	95.82278	58.50906772	1.614252

Viskositas ( $\mu$ ) = 0.0000185 N.m/s<sup>2</sup>  
 Chord (C) = 0.1583 m  
 Luas penampang *span* (S) = 0.0751 m<sup>2</sup>  
 Densitas ( $\rho$ ) = 1.22 Kg/m<sup>3</sup>  
 Temperatur (T) = 25 °C

$$Cd = \frac{D}{0.5 \times \rho \times S \times v^2}$$

Dari hasil simulasi menggunakan XFLR5, dapat digunakan sebagai prediksi dalam pengujian eksperimental yaitu ditentukan sudut serang pengujian ialah -5° hingga 15°.

### 3.3 Data Pengujian Gaya Aerodinamik

Hasil pengujian didapatkan data  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil SD7043 pada beberapa kecepatan aliran udara, yakni pada kecepatan udara 4.87 m/s, 12.22 m/s dan 14.33 m/s.

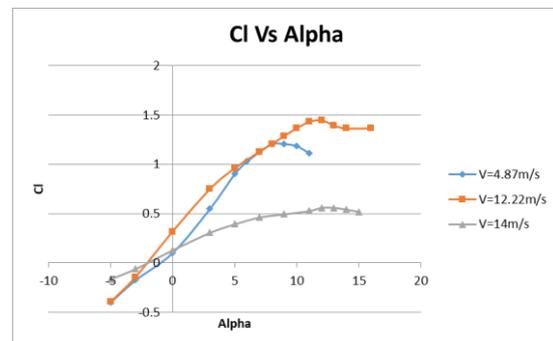
Pada pengujian kali ini, *load cell* berputar bersamaan dengan model sehingga gaya yang terbaca oleh *load cell* adalah gaya dalam sumbu benda. Untuk mendapatkan gaya dalam sumbu angin, maka gaya harus ditransformasi dengan matriks sesuai perhitungan berikut [11]:

$$\begin{bmatrix} D \\ L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix}$$

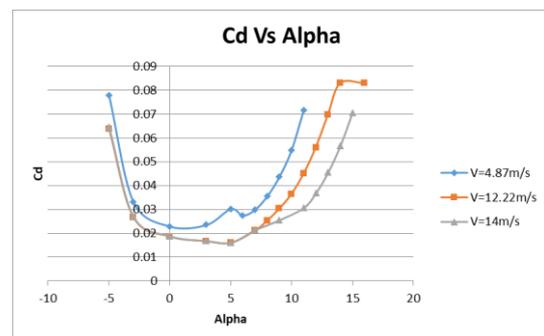
Data yang didapat diubah ke bentuk koefisien gaya dengan menggunakan persamaan berikut:

$$Cl = \frac{L}{0.5 \times \rho \times S \times v^2}$$

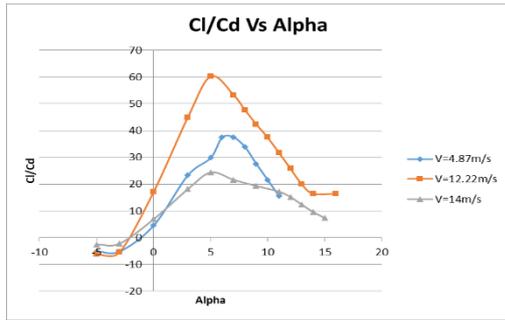
Data hasil pengujian diplot dalam bentuk grafik yang ditampilkan pada Gambar 14, 15, 16.



Gambar 14. Grafik Cl vs Alpha Eksperimen



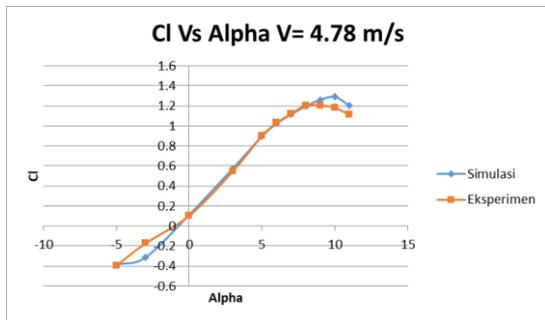
Gambar 15. Grafik Cd vs Alpha Eksperimen



Gambar 16. Grafik Cl/Cd vs  $\alpha$  Eksperimen

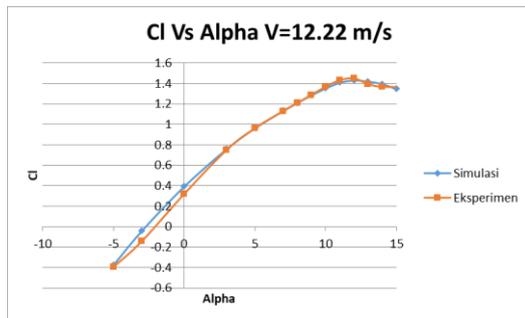
### 3.4 Analisa

Pengujian *airfoil* SD7043 dengan simulasi dan aktual (eksperimen) berguna untuk mengetahui karakteristik *airfoil* itu sendiri seperti nilai Cl dan Cd. Berikut grafik perbandingan hasil pengujian secara simulasi dan aktual.



Gambar 17. Grafik perbandingan Cl vs  $\alpha$  simulasi dan eksperimen pada  $V=4,78$  m/s

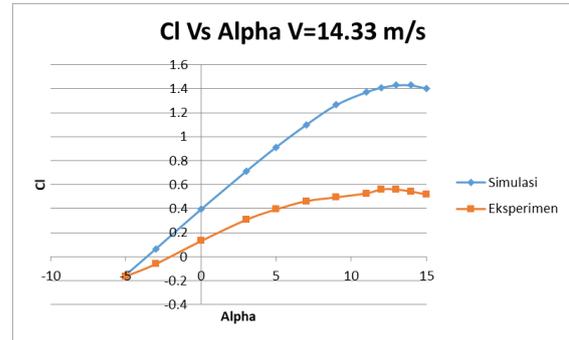
Dari grafik yang terlihat pada Gambar 17, Cl Vs  $\alpha$  pada kecepatan udara 4,87 m/s terlihat model lebih cepat *stall* dibandingkan hasil simulasi. Hal ini bisa disebabkan oleh kehalusan permukaan model ataupun tingkat turbulensi aliran dalam seksi uji yang lebih tinggi di kecepatan rendah.



Gambar 18. Grafik perbandingan Cl vs  $\alpha$  simulasi dan eksperimen pada  $V=12,22$  m/s

Dari grafik terlihat pada Gambar 18 dengan kecepatan aliran udara 12,22 m/s, daerah linier terlihat lebih rendah, sementara sisanya terlihat sama, kecuali pada area *post stall* memiliki tren yang berbeda mulai pada sudut serang 12°. Perbedaan pada daerah *post stall* disebabkan karena model mulai bergetar, sehingga perbedaan

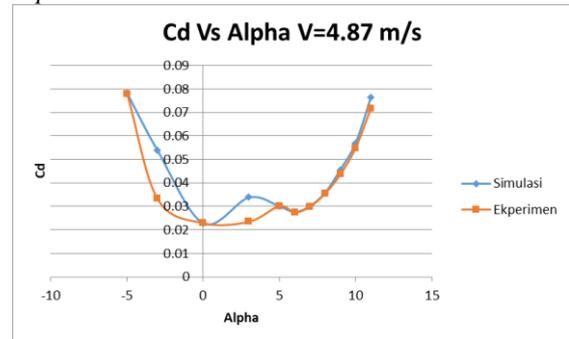
tren area *post stall* karena disebabkan faktor saat pengambilan data di sudut tersebut.



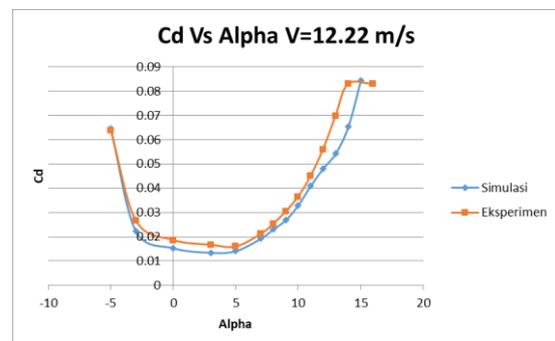
Gambar 19. Grafik perbandingan Cl vs  $\alpha$  simulasi dan eksperimen pada  $V=14,33$  m/s

Dari grafik yang terlihat pada Gambar 19 dengan kecepatan aliran udara 14,33 m/s, kurva terlihat jauh berbeda karena kedudukan *load cell* bergeser dan penyangga model tertahan oleh lubang dinding seksi uji. Oleh karena itu, pengujian pada kecepatan 14,33 m/s dapat dinyatakan tidak *valid*.

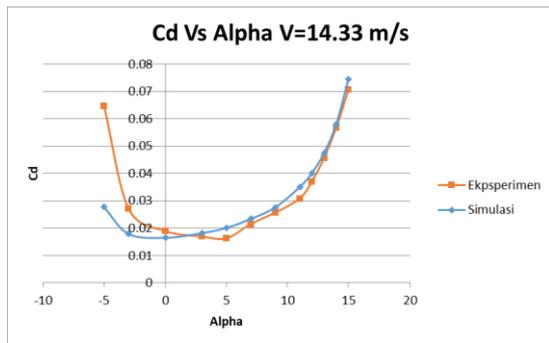
Grafik perbandingan simulasi dan aktual Cd Vs  $\alpha$ .



Gambar 20. Grafik perbandingan Cd vs  $\alpha$  simulasi dan eksperimen pada  $V=4,78$  m/s



Gambar 21. Grafik perbandingan Cd vs  $\alpha$  simulasi dan eksperimen pada  $V=12,22$  m/s



Gambar 22. Grafik perbandingan Cd vs  $\alpha$  simulasi dan eksperimen pada  $V=14,33$  m/s

Pada kurva CD vs  $\alpha$  terlihat dari Gambar 20, 21, 22 harga koefisien drag eksperimen lebih tinggi dari hasil simulasi. Hal ini disebabkan harga koefisien drag belum dikurangi dengan beban aerodinamika yang dihasilkan oleh permukaan penyangga yang terbenam udara dan aliran 3 dimensi yang mungkin terjadi di ujung model akibat interferensi dengan dinding seksi uji.

#### 4 Simpulan

Adapun kesimpulan yang didapatkan dari hasil pengujian Airfoil SD7043 dengan menggunakan ESWT (*Education Small Wind tunnel*):

1. Pengujian aerodinamik didalam *wind tunnel* merupakan rekayasa teknik dengan mengubah parameter fluid pada keadaan operasi sebenarnya. Mekanisme sistem membuat aliran udara yang bergerak dengan model uji yang diam. Deviasi yang diijinkan baik dari geometri model, pengaturan didalam seksi uji dan kondisi aliran didalamnyasangat ketat. Jikapun ada, harus dicatat untuk kemudian dijadikan koreksi pada data.
2. Data menunjukkan tren kurva serupa dengan teoritis sehingga dapat dinyatakan bahwa kontur model airfoil SD7043. Penyimpangan nilai yang terjadi lebih karena kekasaran permukaan model dan kondisi aliran dibagian ujung – ujung model terinterferensi oleh dinding seksi uji.
3. Metode analisa data yang dipilih harus disesuaikan dengan teknik pengukuran yang dilakukan sehingga data yang dihasilkan dapat dipertanggung jawabkan secara ilmiah.

#### 5 Daftar Pustaka

- [1] J. B. Barlow, W. H. Rae, and A. Pope, *Low-Speed Wind Tunnels Testing Third Edition, Third.*, vol. 7, no. 8. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1999.
- [2] B. R. Munson, D. F. Young, and T. H. Okiishi, *Fundamentals of fluid mechanics*, 7th ed. John Wiley & Sons, Inc, 2013.
- [3] Reynolds, *Reynolds Number*. 1884.

- [4] T. Nurcahyadi and Sudarja, “Pengaruh Lokasi Ketebalan Maksimum Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat Aerodinamisnya,” *J. Ilm. Semesta Tek.*, vol. 11, no. 1, pp. 110–124, 2008.
- [5] K. Menon and R. Mittal, “Aerodynamic characteristics of canonical airfoils at low reynolds numbers,” *AIAA J.*, vol. 58, no. 2, pp. 977–980, 2019, doi: 10.2514/1.J058969.
- [6] M. Anyoji, “High-performance airfoil with low reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics,” *Fluid Mech. Res. Int. J.*, vol. 3, no. 2, pp. 76–80, 2019, doi: 10.15406/fmrij.2019.03.00055.
- [7] M. S. Selig, J. J. Guglielmo, A. P. Broeren, and P. Giguere, *Summary of Low speed Airfoil Data - Vol 1*, USA., vol. 1. Virginia Beach, Virginia, 1995.
- [8] H. Wibowo, “Pengaruh Sudut Serang Aerofoil,” vol. 2, pp. 148–152, 2017.
- [9] J. Y. Mindara, R. I. Putra, W. Alamsyah, Arifin, and A. D. Saputra, “Pengembangan Akuisisi dan Proses Data Load Cell JR3,” 2015, no. November, pp. 58–66.
- [10] V. Somashekar and A. Immanuel Selwyn Raj, “Design of low Reynolds number airfoil for micro aerial vehicle,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 376, no. 1, pp. 186–192, 2019, doi: 10.1088/1757-899X/376/1/012046.
- [11] SRI, “Six Axis F/T Sensor User’s Manual,” 2008, pp. 1–10.