

Analisa Aerodinamika Airfoil NACA 4421 Menggunakan Software Solidworks dan JavaFoil

K.B.A Wicaksono^a, E.H Herraprastanti^{b*}

^{ab}Sekolah Tinggi Teknologi Ronggolawe Cepu, Jl. Kampus Ronggolawe Blok B No. 1 Mentul Cepu Kab. Blora

*E-mail: ev.hertna@gmail.com

Tentang naskah:

-diterima, 19 Mar 2021

-direview, 30 Apr 2021

-diterbitkan, 30 Apr 2021

Kata kunci:

Lift, Drag, Tekanan, Kecepatan

Intisari

Sifat aerodinamis suatu benda uji merupakan hal yang sangat penting dalam bidang aerodinamika yang bertujuan untuk mendapatkan benda aerodinamis. Analisis aerodinamis dilakukan pada benda uji *Airfoil NACA 4421*. Analisis dilakukan untuk mendapatkan Koefisien *Lift (Cl)*, *Drag (Cd)*, Tekanan (*Pressure*) dan Kecepatan (*Velocity*). Nilainya bervariasi tergantung dari *Angle of Attack Airfoil*. Dalam studi ini, analisis aerodinamika dilakukan dengan menggunakan software *Solidworks* dan *JavaFoil*. Koefisien *Lift* dan *Drag* diperoleh dengan menggunakan Software *JavaFoil*. Distribusi nilai Tekanan dan Kecepatan diperoleh dengan menggunakan software *Solidworks*. Nilai *Cl* meningkat dengan meningkatnya *Angle of Attack* dan menurun setelah sudut *Stall* terbentuk. Hasil analisis *Cl* maksimum pada variasi *Angle of Attack* 19° pada 2,139. Pada sudut ini terbentuk sudut *Stall*. Hasil *Cd* maksimum berada pada *Angle of Attack* 26° pada 0,30989 dan nilai *Cd* terus meningkat seiring dengan variasi *Angle of Attack*. Nilai distribusi Tekanan tertinggi diperoleh pada *Angle of Attack* 13° sebesar 458975 Pa dan nilai terendah diperoleh pada *Angle of Attack* 26° sebesar 438975Pa. Distribusi kecepatan dengan nilai tertinggi diperoleh pada *Angle of Attack* 26° sebesar 777.685 m/s dan Distribusi Kecepatan dengan nilai terendah pada *Angle of Attack* 0° sebesar 687.22 m/s.

Abstract

Aerodynamic characteristics of a test object is a very important thing in the field of Aerodynamic application aimed at getting Aerodynamic objects. Aerodynamic analysis was carried out on the Airfoil NACA 4421 test object. The analysis was carried out to obtain the Coefficient of Lift (Cl), Drag (Cd), Pressure and Velocity. The value varies depending on the Angle of Attack. In this study, Aerodynamic analysis was carried out using Solidworks and Javafoil software. Coefisein Lift and Drag are obtained using Javafoil Software. Distribution of Pressure and Velocity values obtained using Solidworks software. The Cl value increases with increasing Angle of Attack and decreases after the stall angle is formed. The maximum Cl analysis results at a variation of 19° angle of attack at 2,139. At this angle a stall angle is formed. The maximum Cd results are in angle of attack 26° at 0.30989 and the Cd value continues to increase along with the variation in the angle of attack. Value of distribution the highest pressure is obtained at angle of attack 13° for 458975 Pa and the lowest value obtained at angle of attack 26° for 438975Pa. Velocity distribution with the highest value was obtained at angle of attack 26° at 777,685 m/s and Velocity Distribution with the lowest value at angle of attack 0° for 687.22 m/s.

Keyword:

Lift, Drag, Pressure, Velocity

1. Pendahuluan

Blade merupakan bagian yang sangat menentukan prestasi suatu turbin angin. Perancangan blade yang dilakukan selama ini de memilih airfoil secara acak, dengan mempertimbangkan variabel diameter rotor, panjang chord, sudut puntir, ketebalan serta dimensi penguat (Haryanto, Utomo and Labib, 2009). Airfoil yang dirancang diharapkan mampu menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang maksimal dan pada saat yang bersamaan menghasilkan gaya hambat (*drag*) seminimal mungkin, atau dengan kata

lain, profil *Airfoil* yang diinginkan adalah yang memiliki rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (C_L/C_D) maksimum paling besar (Herraprastanti, Gunawan and Santoso, 2019). Namun jika airfoil yang dirancang belum sesuai seperti kondisi yang diinginkan maka dipilih airfoil lain.

Proses pemilihan ulang airfoil tentunya akan memakan waktu. Ada beberapa kendala dalam mendapatkan geometri airfoil dengan karakteristik aerodinamik yang sesuai. Kendala pertama adalah database profil airfoil beserta karakteristik aerodinamiknya belum tersedia secara lengkap. Kendala kedua, adalah

pembuatan grid yang harus selalu berubah manakala profil airfoil juga diubah. Oleh karena itu perlu dikembangkan metode alternative perancangan airfoil yang cepat dan akurat.

Ada beberapa software perancangan airfoil, diantaranya adalah *JavaFoil* (Hepperle, 2014). *JavaFoil* merupakan salah satu program komputasi untuk menganalisis airfoil dalam aliran subsonik. *Javafoil* merupakan perangkat lunak gratis yang dapat digunakan di browser web dan diunduh ke komputer. Tujuan utama *JavaFoil* adalah menentukan lift, drag dan momen karakteristik airfoil. Langkah pertama program akan menghitung distribusi kecepatan pada permukaan airfoil. Untuk tujuan ini menggunakan modul analisis aliran potensial yang didasarkan pada metode panel orde tinggi (distribusi vortisitas linier bervariasi). Sedangkan kecepatan dan tekanan lokal berdasarkan persamaan Bernoulli. Untuk menemukan koefisien lift dan momen pitch, distribusi tekanan dapat diintegrasikan di sepanjang permukaan. Selanjutnya *JavaFoil* akan menghitung perilaku lapisan aliran dekat dengan permukaan airfoil (lapisan batas). Modul analisis lapisan batas (disebut metode integral) melangkah di sepanjang permukaan atas dan bawah airfoil, mulai dari titik stagnasi. Ini memecahkan satu set persamaan diferensial untuk menemukan berbagai parameter lapisan batas. Data lapisan batas kemudian digunakan untuk menghitung drag airfoil dari propertinya di tepi trailing. Langkah analisis kedua yaitu mengulang langkah pertama untuk setiap sudut serangan dan satu angka Reynolds tetap. Namun program ini juga memiliki beberapa keterbatasan, misalnya tidak mungkin untuk menganalisis airfoil dalam aliran supersonik.

Menurut (Saputra *et al.*, 2016) dalam penelitian berjudul Modifikasi Airfoil Sayap Pesawat *Conceptual Transport* RM-001, menggunakan *Javafoil* dalam memodifikasi airfoil sayap pesawat conceptual transport RM-001. Modifikasi pada *airfoil* MOD 1 ini mendapatkan hasil karakteristik aerodinamika yang lebih baik dibandingkan dengan *airfoil* yang dipakai pesawat RM-001. Dengan menggunakan *airfoil* MOD 1 pesawat RM-001 dapat *takeoff* dengan jarak 1098 meter. Sedangkan jarak *takeoff* menggunakan *airfoil* 63-2015 yaitu 1300 meter. Oleh karena itu modifikasi *airfoil* ini direkomendasikan untuk digunakan pada

pesawat RM-001 karena memiliki karakteristik aerodinamika yang lebih baik.

Menurut (Shaha and Pachapuri, 2015) dalam penelitian berjudul NACA 2415-Finding Lift Coefficient using CFD, Theoretical and *Javafoil* menyatakan bahwa terdapat kesalahan dalam menghitung lift menggunakan teori, CFD dan *Javafoil* dan membandingkannya dengan hasil eksperimen. Sedangkan menurut (Meana-Fernández *et al.*, 2018) yang memodifikasi airfoil UO-17-LDA menjadi FX-63-137 berhasil menggunakan *JavaFoil* sehingga memperoleh nilai optimal untuk ketebalan sebesar 21%, dan 2 % camber.

Setelah prosedur mendapatkan nilai koefisien lift dan drag menggunakan *JavaFoil* selesai, dilanjutkan pemodelan untuk mendapatkan nilai distribusi tekanan dan kecepatan. Prosedur tersebut menggunakan software *Solidworks FlowSimulation*. Menurut (Walace, 2019) menyatakan bahwa Investigasi perangkat lunak *Solidworks Flow Simulation* merupakan alternatif yang bisa dipertimbangkan untuk memprediksi kinerja airfoil yang akurat pada bilangan Reynolds rendah.

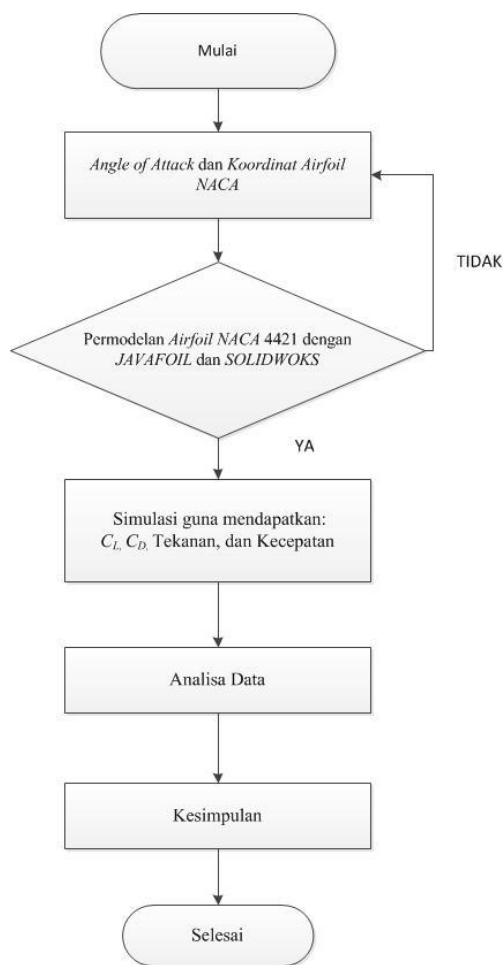
Penelitian ini bertujuan melakukan validasi menggunakan software *JavaFoil* dan *Solidworks* pada Airfoil Naca 4421. Airfoil yang digunakan sebagai acuan adalah berdasarkan referensi dari UIUC airfoil database. Karakteristik yang dianalisa adalah *Koefisien Lift*, *Drag*, *Distribusi Tekanan*, *Distribusi Kecepatan* pada variasi *Angle of Attack*. Validasi ini nantinya bermanfaat untuk membantu para desainer dalam memilih airfoil mana yang sesuai dengan karakteristik yang digunakan

2. Metodologi

Dalam penentuan profil *Airfoil* optimum dilakukan melalui tiga tahapan yaitu penentuan *foil* menggunakan *Airfoil NACA 4421*. Selanjutnya iterasi dengan *JavaFoil solver* dan simulasi aliran menggunakan *Solidworks FlowSimulation 2017*. Adapun tahapan tersebut dijelaskan sebagai berikut: Pertama penentuan *Angle of Attack* 0°, 6.5°, 13°, 19.5°, 26° setiap koordinat *Airfoil* yang diperoleh dianalisis menggunakan *JavaFoil* untuk mendapatkan C_L dan C_D maksimum.

Tahap berikutnya adalah proses *FlowSimulation* untuk mendapatkan permodelan *Distribusi Tekanan* dan

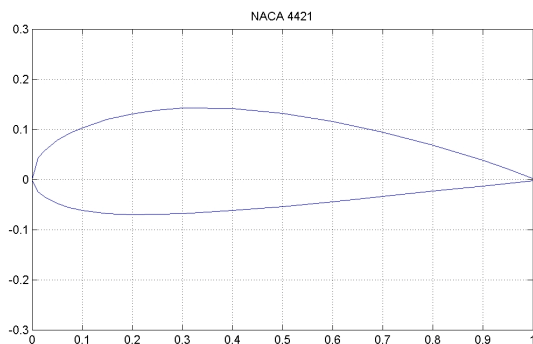
Kecepatan. Tahapan penelitian seperti terlihat pada gambar 1.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

3. Hasil dan Pembahasan

Selanjutnya, data koordinat tersebut dimasukan kedalam *Software Solidworks* yang nantinya akan menghasilkan sebuah kurva penampang *Airfoil*, seperti pada Gambar 2.



Gambar 2. Bentuk *Airfoil* NACA 4421 dengan panjang 1m. (Sumber: *UIUC Applied Aerodynamic Group Department of Aerospace Engineering*)

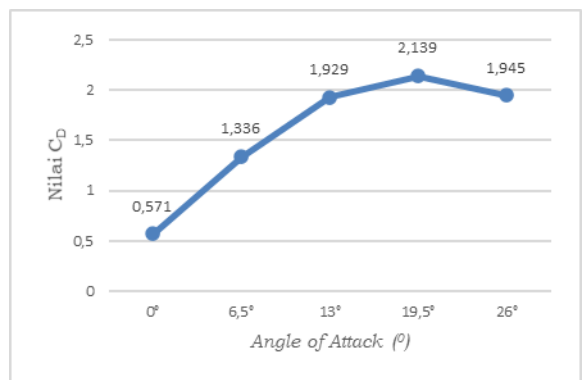
3.1 Nilai C_L , C_D dan C_L/C_D

Nilai C_L , C_D , dan C_L/C_D dapat dilihat pada Tabel 1 sebagai berikut:

Tabel 1. Nilai C_L , C_D , dan C_L/C_D

α	C_L	C_D	C_L/C_D
0°	0,571	0,02255	25,32151
$6,5^\circ$	1,336	0,02911	45,89488
13°	1,929	0,05888	32,76155
$19,5^\circ$	2,139	0,13654	15,66574
26°	1,945	0,30989	6,276421

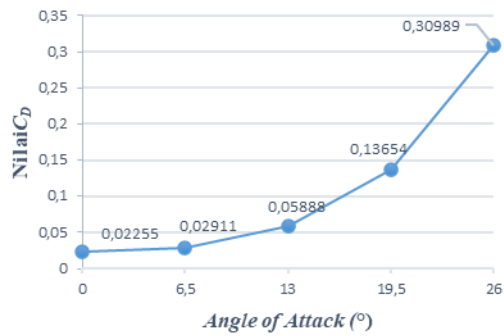
Berdasarkan tabel 1 diatas selanjutnya dibuat grafik seperti ditunjukkan dalam gambar 2.



Gambar 3. Grafik variasi *Angle of Attack* terhadap nilai C_L

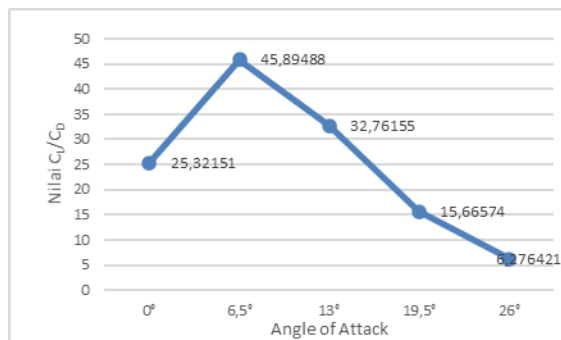
Variasi pada *Angle of Attack* dengan kelipatan $6,5^\circ$ menunjukan peningkatan C_L yang terus meningkat. Dimulai pada *Angle of Attack* 0° nilai C_L berada pada nilai 0,571. Kemudian nilai C_L meningkat pada variasi *Angle of Attack* $6,5^\circ$ dengan nilai sebesar 1,336. Peningkatan nilai C_L kembali meningkat menjadi 1,929 pada *Angle of Attack* 13° . Dan, nilai C_L sampai pada *Angle of Attack* $19,5^\circ$ adalah nilai tertinggi C_L sebesar 2,139. Pada *Angle of Attack* $19,5^\circ$ terbentuklah sudut yang dinamakan sudut Stall. Nilai C_L pada sudut ini menjadi nilai tertinggi pada variasi *Angle of Attack*. Setelah melewati *Angle of Attack* $19,5^\circ$, nilai C_L menurun. Nilai C_L pada variasi *Angle of Attack* 26° menjadi 1,945.

Peningkatan *Angle of Attack* berpengaruh terhadap nilai C_D yang ditunjukan pada Gambar 4. Nilai C_D pada variasi *Angle of Attack* mengalami peningkatan setelah melewati sudut 0° yang memiliki nilai sebesar 0,02255. Pada *Angle of Attack* $19,5^\circ$ nilai C_D berubah nilainya menjadi 0,13654.



Gambar 4. Grafik variasi *Angle of Attack* terhadap nilai C_d

Kemudian mengalami peningkatan nilai yang signifikan pada *Angle of Attack* 26° menjadi 0,30989.

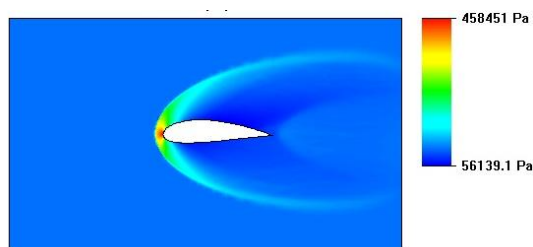


Gambar 5. Grafik variasi *Angle of Attack* terhadap nilai C_l/C_d

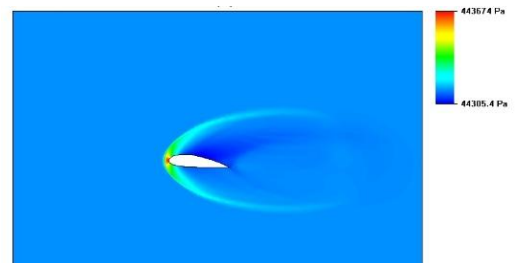
Nilai C_l/C_d tertinggi terdapat pada *Angle of Attack* $6,5^\circ$ sebesar 45,89488. Kemudian pada *Angle of Attack* 13° sebesar 32,76155. Pada *Angle of Attack* 0° nilai C_l/C_d sebesar 25,32151. Nilai C_l/C_d turun lagi pada *Angle of Attack* $19,5^\circ$ sebesar 15,66574. Dan nilai C_l/C_d terkecil terdapat pada *Angle of Attack* 26° sebesar 6,276421.

3.2 Distribusi Tekanan

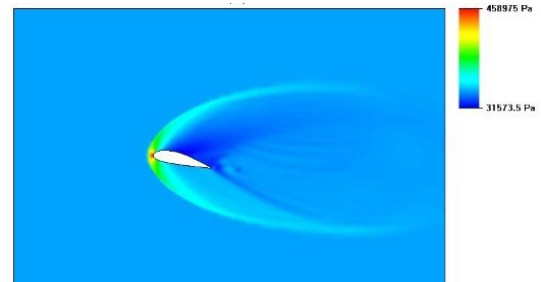
Distribusi Tekanan pada *Airfoil NACA 4421* dilakukan menggunakan *software Solidworks*. Dari simulasi ini juga didapatkan simulasi Distribusi Tekanan, ini ditunjukkan pada gambar dibawah ini:



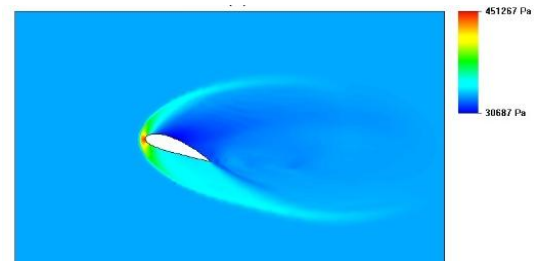
Gambar 6. Distribusi Tekanan pada *Angle of Attack* 0°



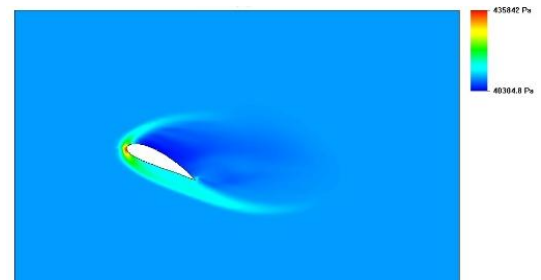
Gambar 7. Distribusi Tekanan pada *Angle of Attack* $6,5^\circ$



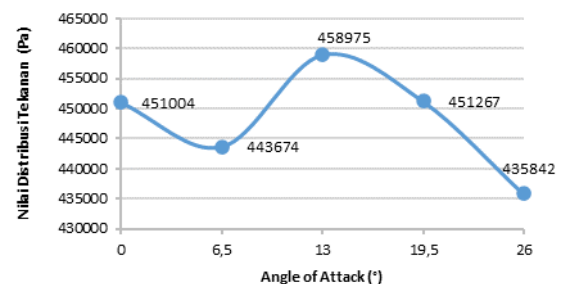
Gambar 8. Distribusi Tekanan pada *Angle of Attack* 13°



Gambar 9. Distribusi Tekanan pada *Angle of Attack* $19,5^\circ$



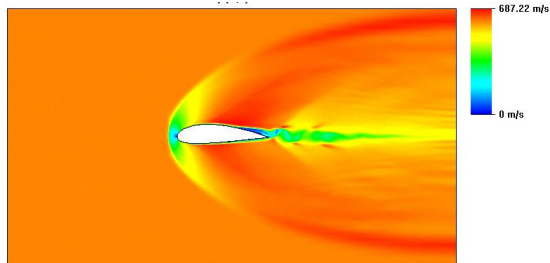
Gambar 10. Distribusi Tekanan pada *Angle of Attack* 26°



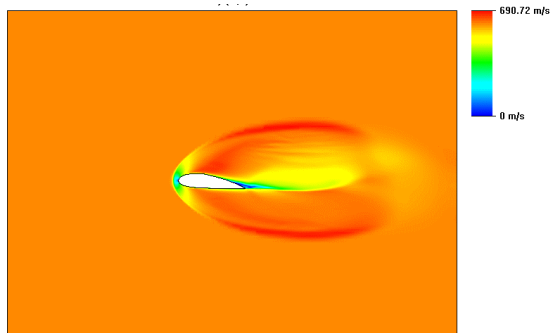
Gambar 11. Grafik variasi *Angle of Attack* terhadap Distribusi Tekanan

3.3 Distribusi Kecepatan

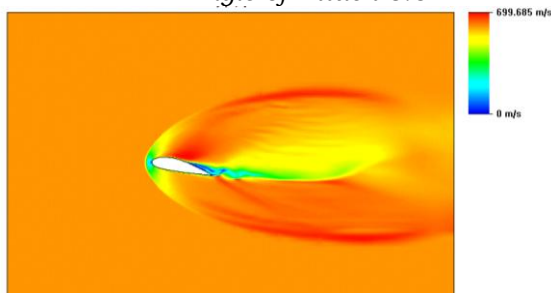
Distribusi Kecepatan pada *Airfoil* NACA 4421 dilakukan menggunakan *software Solidworks*. Dari simulasi ini juga didapatkan simulasi Distribusi Kecepatan. Hal ini ditunjukkan pada gambar dibawah ini:



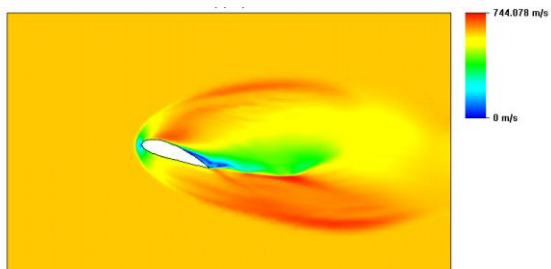
Gambar 12. Distribusi Kecepatan pada *Angle of Attack* 0°



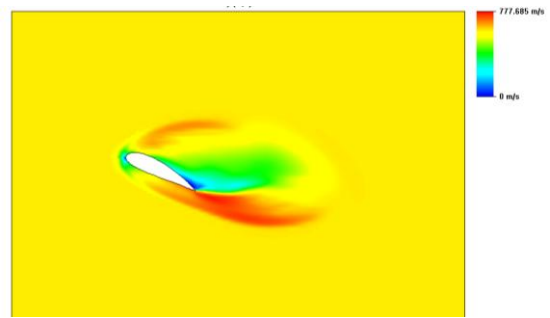
Gambar 13. Distribusi Kecepatan pada *Angle of Attack* 6.5°



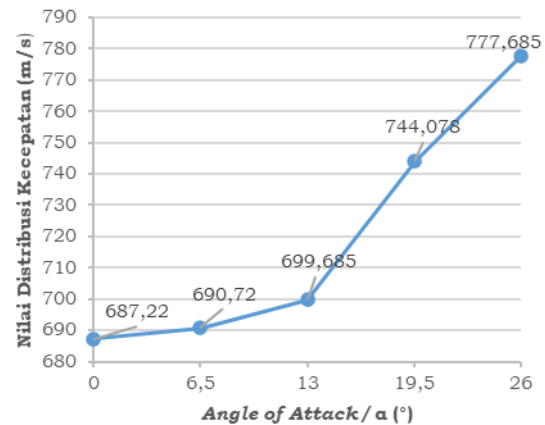
Gambar 14. Distribusi Kecepatan pada *Angle of Attack* 13°



Gambar 15. Distribusi Kecepatan pada *Angle of Attack* 19,5°



Gambar 16. Distribusi Kecepatan pada *Angle of Attack* 26°



Gambar 17. Grafik variasi *Angle of Attack* terhadap Distribusi Kecepatan

Pada *Angle of Attack* 0° menunjukkan nilai Distribusi Kecepatan 687,22 m/s. Pada *Angle of Attack* 6,5° nilai Distribusi Kecepatan sebesar 690,72 m/s. Pada *Angle of Attack* 13° nilai Distribusi Kecepatan berubah, mengalami peningkatan dari sudut sebelumnya menjadi 699,685 m/s. Setelah sudut 0°, 6,5°, dan 13°, Distribusi Kecepatan meningkat drastis pada sudut 19,5° senilai 744,078 m/s. Dan bertambah lagi nilainya menjadi 777,685 m/s pada sudut 26°.

Nilai C_L semakin besar seiring meningkatnya *Angle of Attack*. Hal ini dikarenakan aliran udara cenderung mengalami *Sparasi* (pemisahan) pada permukaan *Airfoil* sehingga terbentuk *wake* dibelakang *Airfoil*. Terjadinya *sparasi* aliran ini menyebabkan berkurangnya C_L dan meningkatnya C_D (Anderson, 2007).

Sudut *Stall* adalah sudut yang terbentuk pada saat C_L maksimum, pada Gambar 4.2 *Stall* terjadi pada sudut 19,5° dengan C_L maksimal sebesar 2,139. Ketika mencapai sudut *Stall* maka penambahan *Angle of Attack* tidak akan menambah besarnya C_L akan tetapi menambah

besaran C_D (Yudiansyah Harahap & Herman Sasongko, 2003).

Bila dibandingkan Distribusi Tekanan pada *Angle of Attack* yang berbeda, maka akan terlihat bahwa *Angle of Attack* sangat menentukan Distribusi Tekanan suatu *Airfoil* (Ismail & Vijayaraghavan, 2015).

Distribusi Kecepatan fluida yang melalui *Airfoil* jika semakin besar, maka nilai Distribusi Tekanan akan menjadi semakin kecil. Ini berlaku untuk aliran fluida yang melewati permukaan *Airfoil* (Yudiansyah Harahap & Herman Sasongko, 2003).

4. Simpulan

Dari hasil simulasi, penggunaan *Airfoil* NACA 4421 menghasilkan (C_L) maksimum adalah 19° sebesar 2,139 dengan nilai (C_D) pada *Angle of Attack* yang sama sebesar 0,13654.

Dari hasil simulasi, penggunaan *Airfoil* NACA 4421 menghasilkan (C_D) maksimum adalah 26° sebesar 0,30989 dengan nilai (C_L) pada *Angle of Attack* yang sama sebesar 1,945.

Dari hasil simulasi, Distribusi Tekanan dengan nilai terendah didapat pada *Angle of Attack* 26° sebesar 438975Pa dan nilai Distribusi Tekanan tertinggi didapat pada *Angle of Attack* 13° sebesar 458975Pa.

Dari hasil simulasi, Distribusi Kecepatan dengan nilai tertinggi didapat pada *Angle of Attack* 26° sebesar 777,685 m/s dan nilai Distribusi Kecepatan dengan nilai terendah ada di *Angle of Attack* 0° sebesar 687,22 m/s.

Ucapan Terima Kasih

Pada kegiatan penelitian ini penulis menyampaikan terima kasih sebesar besarnya kepada : Sekolah Tinggi Teknologi Ronggolawe Cepu, Laboratorium Komputer, para staf, laboran, toolman, yang telah memberikan waktu, sehingga pemrograman dan olah data bisa dilaksanakan

Daftar Pustaka

Haryanto, I., Utomo, M. T. suryo and Labib, M. N. (2009) 'Pengembangan Perancangan Airfoil Sudu Turbin Angin Kecepatan Rendah Berbasis Komputasi Cerdas', *Pengembangan Perancangan Airfoil Sudu Turbin Angin Kecepatan Rendah Berbasis Komputasi Cerdas*, 11(4), pp. 32–39. doi: 10.14710/rotasi.11.4.32-39.

Hepperle, M. (2014) 'JavFoil User Guide', p. 45.

Available at: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/java/JavaFoilUsersGuide.pdf>.

Herraprantanti, E. H., Gunawan, H. and Santoso, E. B. (2019) 'Studi Komparasi Optimasi Particle Swarm Dan Algoritma Genetika Pada Perancangan Foil', *J-Ensitem*, 05(02), pp. 309–317. Available at: <https://core.ac.uk/download/pdf/228882202.pdf>.

Meana-Fernández, A. et al. (2018) 'Proposal of an Optimized Airfoil Geometry for Vertical-Axis Wind Turbine Applications', in *Proceedings*, p. 1464. doi: 10.3390/proceedings2231464.

Saputra, A. et al. (2016) 'Modifikasi Airfoil Sayap Pesawat', *INDEPT*, 6(1), pp. 48–55. Available at: <http://jurnal.unnur.ac.id/index.php/indept/article/view/174/145>.

Shaha, S. N. and Pachapuri, M. S. A. (2015) 'Naca 2415- Finding Lift Coefficient Using Cfd, Theoretical and Javafoil', *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 04(07), pp. 444–449. doi: 10.15623/ijret.2015.0407070.

Wallace, J. S. (2019) *Investigation Of Solidworks Flow Simulation As A Valid Tool For Analyzing Airfoil Performance Characteristics In Low Reynolds Number Flow*. Available at: <https://shareok.org/handle/11244/32119>.