

Analisis Gaya Angkat Akibat Perubahan Kecepatan Aliran Udara Dan Sudut Serang Pada Airfoil Naca 0015 Dalam Wind Tunnel Sub Sonic

Jemmy Charles Kewas¹

Email: jemmycharles@unima.ac.id

¹Program Studi Pendidikan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Manado

Mohammad Ali²

²Lembaga Pengkajian Teknologi (LAMJIANTEK) KODIKLAT TNI Angkatan Darat
Malang

ABSTRAK

Pada perancangan pesawat terbang, gaya aerodinamika (*lift force* dan *drag force*) merupakan parameter yang penting. *Stall* merupakan masalah utama dalam pemodelan aerodinamika yang menyangkut masalah penerbangan (pesawat). Dalam dinamika fluida *stall* adalah penurunan gaya angkat yang disebabkan oleh bertambahnya sudut serang (*angle of attack*), atau meningkatnya sudut serang yang melebihi sudut serang kritis yang memungkinkan terjadinya perlambatan aliran pada bagian bawah sayap pesawat. Perlambatan aliran ini menimbulkan adanya tekanan yang berlawanan di daerah *downstream airfoil* yang akan menyebabkan separasi secara besar-besaran. Penelitian ini dilakukan pada spesimen uji yang menyerupai bentuk sayap pesawat yaitu NACA 0015 yang ada di Laboratorium Aerodinamika Fakultas Teknik Universitas Merdeka Malang. Pengujian di titik beratkan kepada pengaruh variasi kecepatan aliran udara dan sudut serang terhadap perubahan gaya angkat dan gaya hambat dari spesimen uji tersebut, sehingga dari hasil uji coba pada terowongan angin *sub sonic*, akan diperoleh hubungan kecepatan aliran dan sudut serang terhadap perubahan gaya angkat dan gaya hambat pada spesimen uji tersebut. Metode penelitian menggunakan metode eksperimental skala laboratorium dengan variabel-variabel yang diuji diantaranya adalah variabel bebas yang meliputi kecepatan aliran udara dan sudut serang sedangkan variabel terikatnya adalah gaya angkat dan gaya hambat. Dari data hasil pengujian dan analisa perhitungan selanjutnya dilakukan analisa regresi untuk mengetahui hubungan kedua variabel tersebut. Dari hasil penelitian didapati bahwa: pertama, gaya angkat terjadi peningkatan seiring bertambahnya kecepatan udara. Gaya angkat (*lift force*) terbesar didapatkan pada kecepatan udara 16 m/s, pada sudut serang 15-16°. Kedua, gaya angkat mengalami peningkatan seiring terjadinya kenaikan sudut serang (*angle of attack*) oleh *airfoil*, tetapi pada sudut serang 15-20° terjadi penurunan gaya angkat dan koefisien gaya angkat (C_L) atau hal ini disebut dengan *Stall*. Kondisi *stall* terjadi pada sudut serang 15-16° untuk hampir semua variasi kecepatan udara, oleh karenanya sudut ini merupakan sudut serang kritis pada airfoil NACA 0015.

Kata kunci: *Wind Tunnel, Gaya Angkat, Sudut Serang, Airfoil NACA 0015*

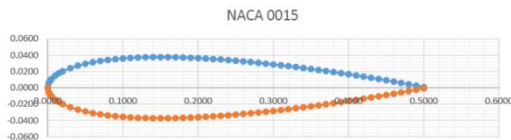
ABSTRACT

In aircraft design, aerodynamic forces that is lift and drag force are important parameters. Stall is a major problem in aerodynamic modeling that involves the problem of flight (aircraft). In fluid dynamics, stall is a decrease in lift force caused by an increase in angle of attack, that exceeds the critical angle of attack which allows slowing of flow at the underside of an aircraft wings. This slowing down of flow causes the opposite pressure in the downstream airfoil area which will cause massive separation. This research was conducted on a test specimen of an aircraft wing NACA 0015, on Aerodynamics Laboratory, Faculty of Engineering, Merdeka University, Malang. The test were focused on the influence of variations in air flow velocity and angle of attack on lift and drag forces behavior on sub-sonic wind tunnels. The result of flow velocity and angle of attack behavior will be obtained inhibition on the test specimen. This research uses laboratory-scale experimental method with the independent variables were air flow velocity and angle of attack, and the dependent variable were lift and drag force. The results and data were analysed by regression to performed of the relationship between two variables. The results showed that: first, the lift force increases with increasing air velocity. The highest lift force is obtained at an air velocity of 16 m/s at 15-16⁰ angle of attack. Second, the lift force increases as the angle of attack increases by the airfoil, but at 15-20⁰ the angle of attack there is lift force and the coefficient of lift (C_L) decrease or this is called a Stall. Stall conditions occur at 15-16⁰ angle of attack for almost all variations of air velocity, therefore this angle is a critical angle of attack on the NACA 0015 airfoil.

Keyword: *Wind Tunnel, Lift Force (L_F), angle of attack, Airfoil NACA 0015*

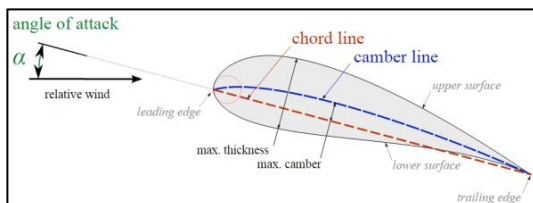
PENDAHULUAN

Airfoil NACA 0015 merupakan salah satu jenis Airfoil yang tergolong dalam NACA Seri 4 Digit. Airfoil ini tidak memiliki kelengkungan, dimana untuk airfoil yang tidak memiliki kelengkungan, dengan *camber line* dan *chord* berhimpit disebut *airfoil* simetrik. Hal ini terlihat pada angka pada dua digit pertama yaitu angka “00”. Sedangkan dua digit kedua yaitu angka 15 menunjukkan bahwa airfoil ini memiliki ketebalan maksimum 15% dari panjang *chord*.



Gambar 1. Airfoil NACA 0015
(Sumber: Sunny dan Kumar, 2016)

Gaya angkat yang sering di notasikan dengan L_F (*lift force*) merupakan gaya aerodinamika yang terjadi akibat udara melintasi *airfoil* seperti ditunjukkan pada gambar 2 di bawah ini.



Gambar 2. Gaya Angkat pada Airfoil
(Sumber: Abdulla, 2018)

Pada saat terbang, aliran udara yang melewati bagian atas *airfoil* akan memiliki kecepatan yang lebih besar daripada kecepatan aliran udara yang melewati bagian bawah dari *airfoil* tersebut. Hal ini mengakibatkan permukaan bawah *airfoil*

memiliki tekanan yang lebih besar daripada permukaan di atasnya. Perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat atau *lift force* pada sayap pesawat. Gaya angkat inilah yang membuat pesawat dapat terbang dan melayang di udara.

Persamaan gaya angkat sebuah objek yang bergerak melalui sebuah fluida adalah sebagai berikut :

$$L_F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_L$$

(Sumber: Anderson, 2011)

atau

$$C_L = \frac{2 \cdot L_F}{\rho \cdot v^2 \cdot A}$$

Dimana:

L_F : Gaya Angkat (N)

ρ : Massa Jenis Fluida (kg/m^3)

v : Kecepatan Aliran Fluida (m/dt)

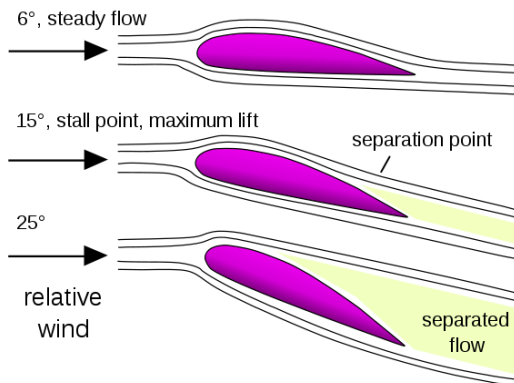
A : Luas Penampang Spesimen Uji (m^2)

C_L : Koefisien Gaya Angkat

Koefisien gaya angkat juga dapat digunakan sebagai karakteristik dari bentuk tertentu (*cross-section*) dari *airfoil*. Dalam aplikasi ini disebut koefisien *lift* (C_L) dimana bagian ini menunjukkan hubungan *airfoil* tertentu, yakni hubungan antara koefisien *lift* dan sudut serangan.

Pada sudut serangan kritis tertentu, aliran di sekitar permukaan *airfoil* terurai menjadi fenomena yang disebut *stall*. Perlambatan kecepatan udara ketika melewati sayap menimbulkan adanya tekanan yang

berlawanan di daerah *downstream airfoil* yang akan menyebabkan separasi secara besar-besaran yang kemudian akan menyebabkan terjadinya *stall*. Dalam dinamika fluida, *stall* adalah penurunan gaya angkat yang disebabkan oleh bertambahnya sudut serang (*angle of attack*), yang mempengaruhi arah aliran fluida, sehingga menyebabkan tekanan di atas dan di bawah sayap mengalami perbedaan yang besar, dan mempengaruhi gaya angkatnya. Hal ini terjadi ketika sudut serang airfoil melampaui sudut kritis. Sudut serang kritis biasanya sekitar 15 derajat, tetapi hal ini dapat bervariasi secara signifikan tergantung pada cairan atau fluida, bentuk airfoil, dan bilangan Reynolds, seperti ditunjukkan pada gambar 3 berikut ini.

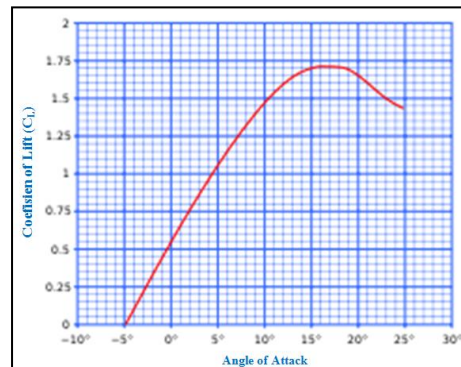


Gambar 3. Sudut Serang Kritis Pada Airfoil
(Sumber: Aninymous, 2016)

Sudut serang kritis adalah sudut serangan yang terhadap koefisien angkat dibandingkan sudut serangan kurva di mana koefisien angkat maksimum terjadi. Pemisahan aliran mulai terjadi pada sudut kecil menyerang sementara aliran melekat atas sayap masih dominan. Sudut serang bertambah, daerah dipisahkan pada bagian atas sayap peningkatan dalam ukuran dan menghambat kemampuan sayap untuk menciptakan daya angkat. Pada sudut kritis

serangan, aliran dipisahkan begitu dominan bahwa kenaikan lebih lanjut dalam sudut serang yang menghasilkan gaya angkat sedikit dan tarik jauh lebih.

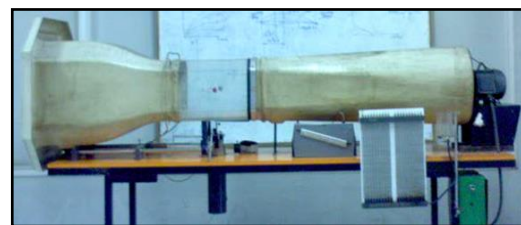
Hubungan gaya angkat dan koefisien gaya angkat (C_L) terhadap sudut serang pada airfoil dapat dilihat pada gambar 4 berikut:



Gambar 4. Grafik Hubungan Koefisien Gaya angkat (C_L) terhadap Sudut Serang
(Sumber: Aninymous, 2016)

METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan secara eksperimental. Penelitian dilaksanakan di Laboratorium dengan menggunakan *airfoil* NACA 0015, yang di uji dalam terowongan angin (*wind thunnel*).



Gambar 5. *Wind Tunnel Sub Sonic*

Data didapat melalui observasi / eksperimen dari instrumen pengukuran pada *wind thunnel*. Manometer menunjukkan angka aliran udara yang ditentukan pada saat

pengujian, yaitu 6 m/s, 8 m/s, 10 m/s, 12 m/s, 14 m/s dan sampai 16 m/det.



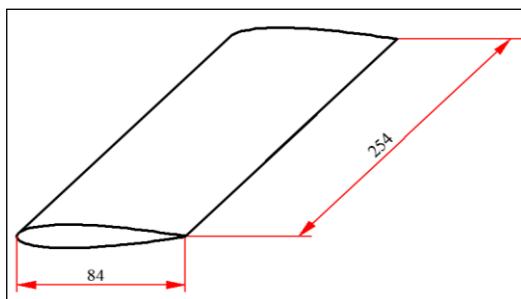
Gambar 6. Alat Ukur Kecepatan Aliran Udara *Wind Tunnel*

Nilai gaya angkat didapat dari nilai yang ditunjukkan bandul pada mistar, yang sebelumnya telah dilakukan *zeroing*.



Gambar 7. Mistar Ukur Gaya Angkat dalam *Wind Tunnel*

Sedangkan spesimen uji NACA 0015, memiliki panjang *chord* 84 mm, panjang *span* 254 mm, tebal maksimum 12 mm.



Gambar 8. Spesimen Uji Naca 0015

Temperatur Ruang (T): 27 °C (300 K)

Tekanan Barometer (p) : 0,953 Bar

Densitas Udara (ρ) : 1,177 kg/m³

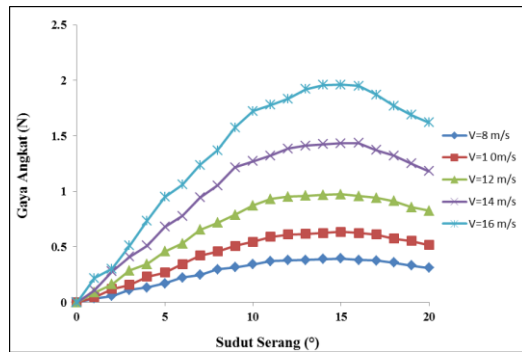
Data-data yang di dapat dari hasil eksperimen dilakukan analisa statistik Regresi dan Korelasi, dengan variabel *independet*-nya adalah variasi kecepatan aliran udara dan sudut serang, dan variabel *dependent*-nya adalah gaya angkat F_L (*lift force*). Kemudian analisa regresi dibuat kurva atau fungsi berdasarkan sebaran titik data. Metode yang akan digunakan untuk membuat kurva tersebut adalah metode kuadrat terkecil atau *Least Square Method*.

Analisa perhitungan yang dilakukan antara lain :

- Perhitungan perubahan luas penampang spesimen Uji NACA 0015 akibat adanya perubahan sudut serang.
- Perhitungan gaya angkat (L_F) dan koefisiennya pada spesimen uji NACA 0015, sesuai perubahan kecepatan aliran udara.
- Analisa hubungan perubahan kecepatan aliran udara dan sudut serang terhadap gaya angkat melalui analisis Regresi

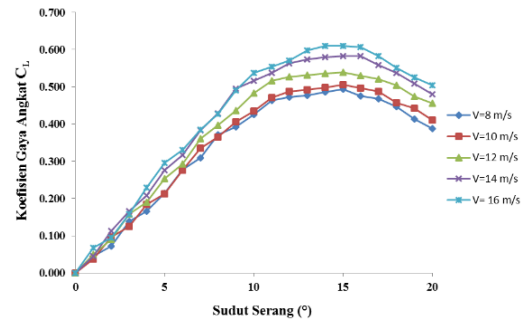
HASIL DAN PEMBAHASAN

Hubungan Gaya Angkat (L_F) dengan Sudut Serang



Gambar 9. Grafik Hubungan Gaya Angkat terhadap Sudut Serang Tiap Perubahan Kecepatan

Dari hasil pengujian seperti yang ditunjukkan pada gambar 9 diatas menunjukkan bahwa kecepatan aliran udara 8 m/s seperti yang ditunjukkan gambar 6, pada sudut serang 0° diperoleh besarnya gaya angkat sebesar 0 N, pada sudut serang 1° dan kecepatan 8 m/s sampai gaya angkat yang dihasilkan sebesar 0,036 N dan Pada kecepatan aliran udara 16 m/s diperoleh gaya angkat sebesar 0,217 N. Begitu juga pada kecepatan dengan sudut serang yang lain dan meningkat terus seiring perubahan sudut serang hingga mencapai sudut serang kritis yaitu 15° terjadi gaya angkat maksimal sebesar 0,396 N, dan setelah itu gaya angkat kembali menurun mencapai 0,312 N pada sudut serang 20°. Begitu juga halnya pada kecepatan yang lain, terjadinya gaya angkat maksimal pada sudut serang 15 – 16°. Gaya angkat maksimal dalam pengujian terjadi pada saat kecepatan aliran terbesar, yaitu pada kecepatan 16 m/s yaitu sebesar 1,961 N.



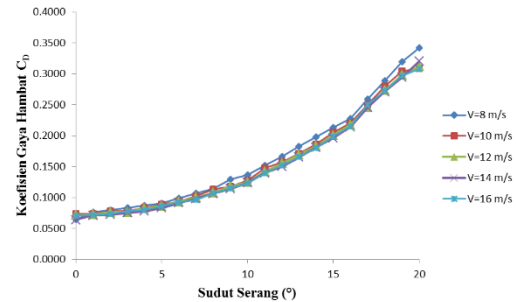
Gambar 10. Hubungan Koefisien Gaya Angkat (C_L) Terhadap Sudut Serang Tiap Perubahan Kecepatan

Terjadinya penambahan gaya angkat pada sudut serang antara 0° sampai dengan 15° dikarenakan terjadinya kenaikan tekanan yang lebih besar (tekanan positif) pada permukaan atas *airfoil*. Pada sudut tersebut aliran udara yang melewati bagian atas *airfoil* akan memiliki kecepatan yang lebih besar dari pada kecepatan aliran udara yang melewati bagian bawah dari *airfoil* tersebut. Perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat atau *lift force* pada *airfoil*.

Kenaikan sudut serang mengakibatkan terjadinya peningkatan luas penampang bagian bawah *airfoil* yang dikenai udara, sehingga gaya tiap luas penampang atau tekanan terus meningkat pada bagian bawah *airfoil* yang menyebabkan terjadinya gaya angkat (L_F). Semakin besar sudut serang dan semakin tinggi kecepatan aliran udara yang melewati Airfoil maka semakin besar pula gaya angkat.

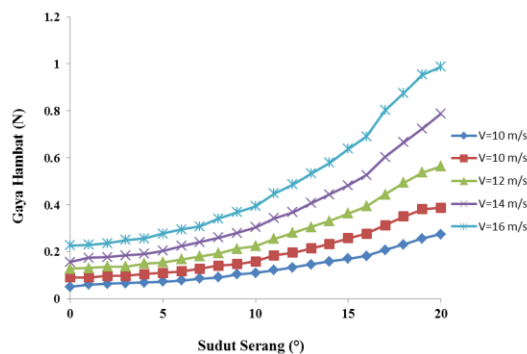
Setelah mencapai sudut serang kritis (sudut 15-16°), gaya angkat kembali menurun meskipun aliran udara yang melintasi permukaan bawah *airfoil* lebih kecil dibanding permukaan atas dan tekanan di bagian bawah permukaan *airfoil* lebih besar

di banding permukaan atas, akan tetapi di permukaan atas terjadi pemisahan yang dominan, yakni pada daerah bagian atas sayap terjadi pemisahan aliran (*separation flow*) sehingga menghambat kemampuan sayap untuk menciptakan gaya angkat, selain itu di bagian permukaan atas terjadi turbulensi udara hingga ke bagian *trailing edge* (bagian permukaan paling belakang dari *airfoil*), yang menghambat *airfoil* untuk meningkatkan gaya angkat (gambar 10).



Gambar 12. Hubungan Koefisien Gaya Hambat (C_D) Terhadap Sudut Serang Tiap Perubahan Kecepatan

Hubungan Gaya Hambat (D_F)



Gambar 11. Hubungan Koefisien Gaya Angkat (L_F) Terhadap Sudut Serang Tiap Perubahan Kecepatan

Pola perubahan gaya angkat (L_F) juga di ikuti oleh perubahan besarnya koefisien gaya angkat (C_L). Hal ini terlihat pada gambar 12 berikut.

Untuk gaya hambat (D_F) dan koefisien gaya hambat (C_D) terjadi peningkatan seiring dengan pertambahan sudut serang dan kecepatan aliran udara. Semakin besar sudut serang dan kecepatan aliran udara, maka gaya hambat (D_F) dan koefisien gaya hambat (C_D) semakin meningkat. Hal ini terlihat pada gambar 11 dan 12 diatas, dimana pada kecepatan 8 m/s, pada sudut serang 0° besarnya gaya hambat adalah 0,052 N dan pada sudut serang 20° gaya hambat yang dihasilkan sebesar 0,312 N.

Gaya hambat terbesar terjadi pada kecepatan 16 m/s dengan sudut serang 20° , yaitu sebesar 0,988 N. Besar kecilnya gaya hambat, selain dipengaruhi oleh kecepatan aliran udara dan sudut serang, bentuk spesimen dan kehalusan permukaan spesimen sangat berpengaruh terhadap gaya angkat. Semakin besar luas penampang spesimen yang berhadapan langsung dengan arah aliran udara, maka semakin besar gaya hambat yang dihasilkan. Begitu juga dengan tingkat kehalusan permukaan spesimen. Semakin kasar permukaan spesimen, maka gaya hambat yang dihasilkan akan semakin besar.

KESIMPULAN

Kesimpulan dari penelitian ini adalah:

1. Gaya angkat terjadi peningkatan seiring bertambahnya kecepatan udara. Gaya angkat terbesar didapatkan pada kecepatan udara 16 m/s, pada sudut serang 15-16⁰.
2. Gaya angkat (*lift force*) mengalami peningkatan seiring terjadinya kenaikan sudut serang (*angle of attack*) oleh *airfoil*, tetapi pada sudut serang 15-20⁰ terjadi penurunan gaya angkat (L_F) dan koefisien gaya angkat (C_L) atau hal ini disebut dengan *Stall*. Kondisi *stall* terjadi pada sudut serang $\alpha = 15-16^\circ$ untuk hampir semua variasi kecepatan udara, oleh karenanya sudut ini merupakan sudut serang kritis pada *airfoil* NACA 0015.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, John D. Jr. (2011). *Fundamentals of Aerodynamics*. 5th Ed. McGraw-Hill, New York.
- Aninomous, (2006). *Stall (Fluid Dinamyc)*. Diambil dari [https://en.wikipedia.org/wiki/Stall_\(fluid_dynamics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Stall_(fluid_dynamics)). Diakses pada 12 Juli 2020.
- Armfield, (2009). *Subsonic Wind Tunnel C2* : Manual Book, Hampshire : Armfield.
- Bayoumy, Ahmed H., Ayman A. Nada, and Said M. Megahed. (2013). *A continuum based three-dimensional modeling of wind turbine blades*. Journal of Computational and Nonlinear Dynamics Vol. 8, Issue 3.
- Binder, Raymond.C., (1975). *Fluids Mechanics*, Prentice Hall, New Delhi.
- Giles, Ranald V. (1984). *Mekanika Fluida dan Hidraulik*, Erlangga, Jakarta.
- McCroskey, W. J. (1981). *The phenomenon of dynamic stall*. National Aeronautics and Space Administration Moffett Field Ca Ames Research Center.
- Munson, Bruce R., Donald F. Young, and Theodore H. Okiishi. (2005). *Mekanika Fluida Jilid 2*. Jakarta: Erlangga.
- Najdat N. A. and Mustafa F H. (2018). *Effect of Gap between Airfoil and Embedded Rotating Cylinder on the Airfoil Aerodynamic Performance*. Res Dev Material Sci. Vol. 3, Issue 4.
- Ramadika, Wisnu, dan Rosyida Permatasari. (2018). Pengaruh Panjang Chord Terhadap Nilai Koefisien Gaya Angkat (C_L) Dan Koefisien Gaya Hambat (C_d) Pada Variasi Sudut Serang Hydrofoil Naca 0018 Menggunakan Computational Fluid Dynamics." PROSIDING SEMINAR NASIONAL CENDEKIAWAN.
- SP, S. H., & Waskito, D. (2018). Studi Eksperimental tentang Karakteristik Airfoil Naca 0015 Berskat Bagian atas dengan Variasi Jarak Skat. Jurnal Penelitian, 3(2), 37-48.
- Sunny, K. A., and Kumar, N. M. (2016). *Vertical axis wind turbine: Aerodynamic modelling and its testing in wind tunnel*. Procedia Computer Science, 93, 1017-1023.
- Wibowo, H.(2017). Pengaruh Sudut Serang Aerofoil Terhadap Distribusi Tekanan dan Gaya Angkat. Jurnal Dinamika Vokasional Teknik Mesin, 2(2), 148-152.

