

# ANALISIS PENGARUH VORTEX GENERATOR TERHADAP ALIRAN UDARA

<sup>1</sup>Wahyuni Fajar Arum, <sup>2</sup>Enggal Fahmi Dzikirillah

<sup>1, 2</sup>UIN Sunan Ampel Surabaya

## Abstrak

Vortex Generator merupakan sebuah benda yang ada diatas wing pesawat yang bertujuan untuk mengurangi turbulensi pada area wing pesawat. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada airfoil NACA 2410 tanpa vortex generator, untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada airfoil NACA 2410 dengan vortex generator dan untuk mengetahui pengaruh penambahan vortex generator pada airfoil NACA 2410 dengan cara penelitian Computational Fluid Dynamic (CFD).

Metode penelitian yang dilakukan pada penelitian ini yaitu menggunakan metode penelitian Research And Development (RND). RND merupakan penelitian pengembangan bertujuan untuk menghasilkan dan mengembangkan prototipe, desain, materi pembelajaran, media, strategi, alat evaluasi pendidikan dalam pembelajaran.

Hasil penelitian yang dilakukan pada penelitian kali ini adalah nilai maksimum Coefficient Lift pada airfoil NACA 2410 tanpa vortex generator terjadi pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai sebesar 0.68109684, sedangkan nilai maksimum Coefficient Lift pada airfoil NACA 2410 dengan vortex generator terjadi pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai sebesar 0.86616209. Penambahan Vortex Generator pada airfoil NACA 2410 mengalami peningkatan nilai CL sebesar 0.18506525 atau 56%

**Kata Kunci :** Vortex Gneerator, Airfoil, NACA 2410

## Abstract

Vortex Generator is an object that is above the wing of an aircraft which aims to reduce turbulence in the wing area of the aircraft. The purpose of this study was to determine the aerodynamic characteristics of the NACA 2410 airfoil without vortex generators, to find out the aerodynamic characteristics of the NACA 2410 airfoil with vortex generators and to determine the effect of the addition of vortex generator on the NACA 2410 airfoil by means of Computational Fluid Dynamic (CFD) research.

The research method used in this study is to use the Research and Development (RND). RND is a research development that aims to produce and develop prototypes, designs, learning materials, media, strategies, educational evaluation tools in learning.

The results of research conducted in this study are the maximum value of the coefficient lift on the NACA 2410 airfoil without a vortex generator that occurs at an angle of attack of  $18^\circ$  with a value of 0.68109684, while the maximum Lift coefficient value on the NACA 2410 airfoil with a vortex generator occurs at an angle of attack of  $18^\circ$  with a value of 0.86616209. The addition of Vortex Generator to the NACA 2410 airfoil has increased CL values by 0.18506525 or 56%

**Keywords :** Vortex Gneerator, Airfoil, NACA 2410

## Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan alat transportasi yang pada saat ini populer digunakan oleh kebanyakan masyarakat untuk menempuh suatu tujuan yang jaraknya jauh dengan cepat dan waktu yang relatif singkat, dalam hal ini faktor utama yang sangat wajib diperhatikan yaitu keselamatan dari sarana transportasi tersebut, untuk mendukung terciptanya keselamatan dalam alat transportasi ini diperlukan awak pesawat yang selalu dalam kondisi baik dan siap untuk mendukung kelancaran selama penerbangan berlangsung. Selain awak pesawat, diperlukan juga kelayakan *performance*

<sup>1</sup>Email Address : [wahyunifajara@gmail.com](mailto:wahyunifajara@gmail.com)

Received 27 Februari 2023, Available Online 30 Juli 2023

 <https://doi.org/10.56521/teknika.v9i1.793>

pesawat yang sangat prima untuk mendukung keberhasilan suatu penerbangan terutama pada beberapa komponen pesawat

Pesawat memiliki banyak komponen, ada bagian yang paling rentan mengalami *stall* terutama fase lepas landas kritis yaitu bagian *wing*. *Wing* merupakan bagian yang menghasilkan gaya angkat pesawat di udara. Selain sebagai penghasil gaya angkat, pada kebanyakan pesawat saat ini juga sebagai tempat bahan bakar dan tempat bergantungnya engine. Ada beberapa komponen pendukung yang berfungsi untuk membantu mengurangi terjadinya *stall* dan aliran udara turbulensi seperti penambahan *winglet* pada *wing*, *stall fence* ataupun *vortex generator*. Setiap komponen memiliki fungsi yang amat penting sesuai kebutuhan pesawat. Analisa ini difokuskan pada pengaruh *vortex generator* pada saat sedang melakukan penerbangan, karena ketika sedang melakukan penerbangan, mungkin saja secara tiba-tiba *wing* mengalami *stall* akibat turbulensi yang terjadi.

## Tinjauan Pustaka

Romadhon, A. & Herdiana, D. (2017) membahas mengenai “Analisis CFD karakteristik Aerodinamika pada sayap pesawat LSU-05 dengan penambahan *vortex generator*”. Penelitian ini menganalisis pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap karakteristik terhadap Aerodinamika dari sayap pesawat tanpa awak LSU-05 yang disimulasikan menggunakan *software Ansys Fluent*. Hasil yang diperoleh adalah peningkatan nilai koefisien *lift* maksimum sayap dari 1,26450 menjadi 1,34840 atau naik sebesar 0,0839 (6,63%), peningkatan nilai koefisien *drag* pada sudut serang  $-9^\circ$  sampai dengan  $11^\circ$ , penurunan nilai koefisien *drag* pada sudut serang  $12^\circ$  sampai dengan  $15^\circ$  dan peningkatan sudut *stall* sayap dari  $11^\circ$  menjadi  $14^\circ$  atau naik sebesar  $3^\circ$  (27,7%).

Azmi, U. & Sasongko, H. (2015) dalam penelitiannya mengenai “Studi eksperimen dan numerik pengaruh penambahan *vortex generator* pada *Airfoil NACA LS-0417*”. Analisis dilakukan dengan memvariasikan jarak penempatan dan ketinggian *vortex generator*, untuk mengetahui *performansi Airfoil* yang optimal. Penelitian ini dilakukan dengan eksperimen dan numerik pada  $Re = 1,41 \times 10^5$  dengan *Angle of Attack*  $16^\circ$ . Benda uji yang digunakan *Airfoil NACA LS-0417* dengan dan tanpa *vortex generator*. Variasi jarak penempatan dan ketinggian *vortex generator* yaitu  $x/c = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$  ( $h = 1\text{mm}; 3\text{mm}; 5\text{mm}$ ). Hasil yang didapatkan adalah variasi *vortex generator* paling optimal adalah *vortex generator* dengan  $x/c = 0.3$  dan  $h = 1\text{mm}$  dimana nilai  $CL/CD$  mengalami kenaikan sebesar 14.337%.

Haryadi, S. & Widodo, A.S. (2019) melakukan penelitian mengenai “Karakteristik *Wake area* akibat efek penggunaan *vortex generator* di belakang *wing airfoil NACA 43018*” Penelitian ini bertujuan untuk membandingkan karakteristik aliran *fluid plain wing* dan dengan penambahan *vortex generator*. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *flat plate vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$  arah *chord line* dari *leading edge*.

Kurniawan, D. (2018) dalam penelitiannya mengenai “Analisis Aerodinamika pada sayap *V-tail UAV MALE (Unmanned Vehicle Aerial Medium Altitude Long Endurance)* akibat laju aliran udara dengan menggunakan *software Computational Fluid Dynamic (CFD)*”. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pola aliran yang terjadi pada *airfoil NACA 0012* pada sayap *horizontal* dan *V-tail UAV MALE* akibat laju aliran udara yang diberikan menggunakan *software solidwork*. Hasil yang didapat bahwa semakin tinggi kecepatan pesawat maka pola aliran yang diterima sayap *horizontal* dan sayap *V-tail UAV MALE* semakin besar terutama pada bagian *Leading Edge*.

Putra, T. P. & Haryadi, S. (2018) melakukan penelitian mengenai “Studi eksperimen visualisasi aliran pada *airfoil NACA 0012* dengan *vortex generator*” analisis yang dilakukan dengan simulasi eksperimen menggunakan terowongan angin (*wind tunnel*) *subsonic* dengan kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu kecepatan 10 m/s. benda uji berupa *airfoil NACA 0012* dengan panjang *chord*

50cm, sudut serang  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$  dan  $15^\circ$  dan variasi *vortex generator*. Penelitian ini didapatkan peningkatan performa aerodinamika pesawat dari sudut serang  $4^\circ$  sampai  $15^\circ$  terbukti dengan kenaikan CL/CD dan penundaan *stall*.

Hariyadi, S. & Setiyo, A. (2019) melakukan penelitian mengenai “Studi numerik penggunaan *vortex generator* pada *wing airfoil* NACA 43018” tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan karakteristik aliran fluida dengan dan tanpa penambahan *vortex generator*”. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *flat plate vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$  arah *chordline* dari *leading edge*. Variasi yang digunakan adalah bilangan Reynolds (Re) dan sudut serang pada *airfoil*. Kecepatan *freestream* yang digunakan  $12\text{m/s}$  atau  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan kecepatan  $17\text{m/s}$  atau  $Re = 9 \times 10^5$ , koefisien tekanan ( $C_p$ ), profil kecepatan, gaya *lift*, gaya *drag*, dan rasio CL/CD.

Hariyadi, S. & Pradana, R. (2020) melakukan penelitian “Studi eksperimen pengaruh penggunaan *vortex generator* pada *airfoil* NACA 0012 dengan *smoke generator*”. Metode yang digunakan adalah simulasi menggunakan *wind tunnel*. Yang menghasilkan aliran udara yang membentuk menjadi *airfoil* dapat terlihat dengan menggunakan *smoke generator*. Dengan benda uji NACA 0012 dengan *angle of attack*, dan dari hasil penelitian ini didapatkan performa aerodinamika dan fenomena aliran udara disekitar *airfoil*. Pada penelitian ini ada perbedaan *airfoil* dengan menggunakan *vortex generator* dan tidak menggunakan *vortex generator*. *Airfoil* yang menggunakan *vortex generator* sudut separasinya lebih kecil dari pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator*.

Hariyadi, S. Dkk (2018) melakukan penelitian tentang “Investigasi Perbandingan Posisi *Rectangular Flat Plate Vortex Generator* dengan Posisi *Straight* pada *Wing Airfoil* NACA 43018”. Topik yang dikaji dalam penelitian ini adalah aliran melintasi *airfoil* NACA 43018 dengan penambahan *vortex generator*. *Airfoil* NACA 43018 digunakan pada sayap pesawat terbang ATR 72. Tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan karakteristik aliran fluida dengan dan tanpa penambahan *vortex generator*. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *rectangular flat plate vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$  arah *chord line* dari *leading edge*. Variasi yang digunakan adalah bilangan Reynolds (Re) dan sudut serang ( $\alpha$ ) pada *airfoil*. Kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu kecepatan  $12\text{ m/s}$  atau  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan kecepatan  $17\text{ m/s}$  atau  $Re = 9 \times 10^5$ , dan pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Parameter yang dievaluasi meliputi koefisien tekanan ( $C_p$ ), profil kecepatan, *lift*, *drag*, dan rasio CL/CD. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa terjadi peningkatan performansi dari *airfoil* NACA 43018 dengan penambahan *vortex generator* dibandingkan dengan tanpa *vortex generator*. Adanya *vortex generator*, dapat menunda terjadinya separasi. Dengan penambahan *vortex generator* terjadi peningkatan *lift* sekitar  $5\%$  dan menaikkan *drag* sekitar  $1,5\%$ . Rasio CL/CD meningkat sekitar  $5\%$ .

Karim, A. & Afif, A. (2018) melakukan penelitian tentang “Analisa Numerik Profil Aliran Udara Pada *Vortex Generator*”. Metode penelitian numerik dilakukan dengan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan menggunakan aplikasi *Solidworks*. Jenis *airfoil* yang digunakan pada penelitian ini adalah tipe NACA-0015 dan *vortex generator* jenis *rectangular winglet* dengan kecepatan udara  $80\text{ m/s}$  dan dengan beberapa variasi sudut serang. Dari hasil simulasi terlihat bahwa karakteristik aliran udara pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* lebih stabil bila dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *vortex generator* dan terlihat bahwa perbedaan koefisien *drag* *airfoil* dengan *vortex generator*  $18\%$  lebih rendah bila dibandingkan dengan nilai koefisien *drag* *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* pada sudut serang  $10^\circ$ .

Andryanto, Aristo (2016) melakukan penelitian tentang “Studi Numerik Optimasi Posisi *Vortex Generator* Guna Mereduksi Aliran Sekunder Dekat Endwall Pada *Airfoil* British 9C7/32.5C50”. Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik. Model benda uji berupa *airfoil* British

9C7/32.5C50 yang terpasang pada endwall yang berbentuk pelat datar. Penambahan vortex generator di dekat endwall dengan jarak YVG = 4%C dan sudut ( $\beta$ )=14°. Variasi jarak vortex generator terhadap leading edge yaitu XVG = 40%C, 45%C dan 50%C. sedangkan angle of attack diatur tetap ( $\alpha = 12^\circ$ ). Bilangan Reynolds yang digunakan adalah  $Re = 1.14 \times 10^5$  Pemodelan numerik dilakukan menggunakan software Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26 dengan model 3ddp steady turbulent viscous standard k-epsilon (SKE). Hasil penelitian diketahui bahwa penambahan vortex generator pada upper surface dari airfoil dapat meningkatkan intensitas turbulensi aliran. Sehingga separasi 3 dimensi yang terjadi di upper surface airfoil dekat endwall dapat ditunda dan effective area semakin bertambah luas. Hal ini dapat mereduksi kerugian energi yang membuat koefisien lift (CL) meingkat, koefisien drag (CD) menurun dan total pressure losses coefficient ( $\zeta$ ) menurun. Pereduksian energi paling optimal didapatkan dengan menempatkan vortex generator pada posisi 45%C dari leading edge, dengan peningkatan CL sebesar 3,67%, penurunan CD sebesar 2,7% dan penurunan  $\zeta$  sebesar 9,3%.

### Landasan Teori

*Wing* merupakan bagian yang ada dipesawat yang melekat pada bodi pesawat. *Wing* berfungsi sebagai penahan pesawat ketika di udara, oleh karena itu *wing* harus kuat. *Wing* juga sebagai penghasil gaya angkat ketika bergerak terhadap aliran udara karena bentuknya yang *airfoil*. Peran *wing* yang sangat penting yaitu menjaga agar *lift* tidak sampai hilang (*stall*) dan menjaga agar aliran udara yang melewatinya tetap stabil sehingga alirannya tetap laminar dan mengurangi terjadinya *vortex*.

Pertemuan aliran udara dari atas dan bawah sayap sepanjang *trailing edge* mengalir pada satu sudut sama saat bertemu dan bergabung membentuk vortisitas (pusaran). Meningkatnya *Angle Of Attack* (AOA) berarti juga meningkatkan *lift*, secara tidak langsung juga akan membangkitkan *induced drag*. Pada saat AOA meningkat, pada posisi *leading edge* terbentuk aliran *upwash* sedangkan dibagian *trailing edge* terbentuk aliran *downwash* yang membentuk pusaran (*vortex*).

*Vortex* disebabkan oleh “*downwash*” di *trailing edge* dari sayap yang bertemu dengan udara yang mengalir di bawah sayap. Karena itu, ada banyak komponen pendukung yang dapat digunakan untuk mempertahankan kondisi tersebut. Seperti penambahan *stall fence* (pagar sayap)

*Vortex generator* (VG) adalah sebuah benda yang ada diatas *wing* pesawat yang bertujuan untuk mengurangi turbulensi pada area *wing* pesawat. *Vortex generator* dapat ditemukan pada banyak perangkat, tetapi istilah ini paling sering digunakan dalam desain pesawat.

*Vortex Generator* adalah sebuah *Fin* (sirip) kecil yang dipasang secara vertikal pada permukaan sayap yang mampu menghasilkan *vortice* untuk memodifikasi aliran udara dan menunda terjadinya separasi. *Vortex Generator* merupakan salah satu komponen dari *wing accessories* yang berfungsi untuk memperaiki aliran udara pada *wing*.

*Airfoil* adalah bentuk dari suatu sayap pesawat yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) atau efek aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara. *Airfoil* merupakan bentuk dari potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus sayap terhadap pesawat, dengan kata lain *airfoil* merupakan bentuk sayap secara dua dimensi

Bentuk *airfoil* yang mendapatkan hak paten pertama dikembangkan oleh *Horatio F Philips* pada tahun 1884. Philips adalah orang Inggris pertama yang melakukan eksperimen *airfoil* di dalam terowongan angin secara serius. Dalam tahun 1902, Wright bersaudara melakukan percobaan *airfoil* mereka sendiri di dalam terowongan angin, dengan mengembangkan bentuk yang efisien yang menyumbang keberhasilan pertama mereka pada 17 Desember 1903.

*Airfoil NACA* adalah bentuk *airfoil* sayap pesawat terbang yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Bentuk *airfoil* NACA dijelaskan menggunakan

digit, seperti *airfoil* NACA 2410 ini memiliki *chamber maks.* 2% yang terletak pada 29.9% *chord*, ketebalan maks. 10% pada *chord* 29,9% dan CL/CD maks. Pada  $\alpha : 6.5^\circ$ .

## Metode Penelitian

### Desain Penelitian

Penelitian ini menggunakan pendekatan penelitian kualitatif. Metode penelitian kuantitatif merupakan salah satu jenis penelitian yang spesifikasinya adalah sistematis, terencana dan terstruktur dengan jelas sejak awal hingga pembuatan desain penelitiannya. Berdasarkan latar belakang dan rumusan masalah yang telah disebutkan, peneliti menggunakan metode penelitian gabungan yaitu merupakan pendekatan penelitian yang menggabungkan atau menghubungkan antara metode kualitatif dan metode kuantitatif. Penelitian ini dilaksanakan di Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta menggunakan *software Ansys 2016*.

### Teknik Pengumpulan Data

Teknik pengumpulan data yang digunakan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

#### Metode Observasi

Metode Observasi merupakan teknik pengumpulan data, dimana peneliti melakukan pengamatan secara langsung ke objek penelitian untuk melihat dari dekat kegiatan yang dilakukan (Riduwan, 2014). Data-data yang diperlukan dalam penelitian ini diperoleh dengan cara pengamatan langsung dan hasil simulasi *airfoil* NACA 2410 dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) pada *software Ansys 2016*

#### Studi Kepustakaan

Studi Pustaka adalah mempelajari berbagai buku referensi serta hasil penelitian sebelumnya yang sejenis yang berguna untuk mendapatkan landasan teori mengenai masalah yang akan diteliti. (Sarwono, 2006). Metode Tugas Akhir ini diperoleh dari buku atau jurnal yang digunakan menjadi acuan dalam penyusunan Tugas Akhir ini.

#### Teknik Analisis Data

Teknik Analisis Data adalah kegiatan analisis-*analisis* dalam penelitian yang dilakukan dengan menelaah seluruh data yang tersedia dari instrumen penelitian, yang terdiri dari catatan, rekaman, dokumen, tes, dan lain sebagainya, Sehingga didapatkan hasil yang bisa menjawab permasalahan dan hasilnya disajikan dalam bentuk tabel dan grafik (Moleong, 2007)

Penelitian ini merupakan penelitian jenis *Research And Development* (RND). Metode penelitian RND yaitu penelitian pengembangan bertujuan untuk menghasilkan dan mengembangkan prototipe, desain, materi pembelajaran, media, strategi, alat evaluasi pendidikan dalam pembelajaran (Kurniawan, 2017)

## Hasil dan Pembahasan

### *Karakteristik Aerodinamika pada Airfoil NACA 2410 tanpa Vortex Generator*

Dari simulasi CFD yang dilakukan menggunakan *software Ansys 2016* pada penelitian ini menghasilkan beberapa data angka dan yang akan dianalisis sesuai dengan tujuan penelitian. Secara lengkap hasil data angka dan simulasi CFD dengan varian sudut serang pada NACA 2410 (tanpa *vortex generator*) ditampilkan dalam tabel 4.1 dengan keterangan sebagai berikut:

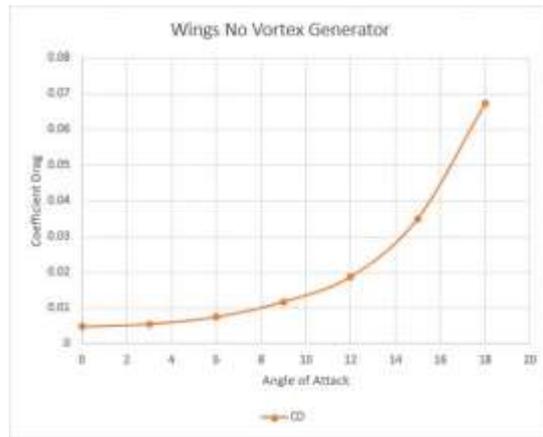
- |    |  |    |                 |
|----|--|----|-----------------|
| 1. | Koefisien <i>drag</i> dari <i>airfoil</i> NACA 2410 (CD) | 3. | <i>Drag</i> (D) |
| 2. | Koefisien <i>lift</i> dari <i>airfoil</i> NACA 2410 (CL) | 4. | <i>Lift</i> (L) |

5. *Angle of attack* atau sudut serang airfoil (AOA) 6. Kecepatan

**Tabel 1. Hasil simulasi CFD *airfoil* NACA 2410 (tanpa *vortex generator*)**

<i>Angle Of Attack</i>	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	<i>Coefficient Drag</i>	<i>Coefficient Lift</i>
0	32.7483	670.60	0.004719637	0.09664414
3	37.8458	1990.07	0.005454268	0.28680160
6	51.8262	3247.95	0.007468932	0.46808282
9	81.2028	4306.47	0.011702663	0.62063222
12	129.831	3219.72	0.018710941	0.46401516
15	243.031	3763.34	0.035024983	0.542235705
18	466.272	4726.02	0.067197166	0.68109684

Hasil perhitungan menggunakan aplikasi *Ansys 2016* didapatkan hasil dari CD dan CL pada *airfoil* NACA 2410, pada tabel 1 hasil simulasi menunjukkan bahwa semakin besar sudut serang maka nilai dari *drag*, *lift*, *coefficient drag* akan bertambah sedangkan pada *coefficient lift* nilai bertamah tetapi pada sudut serang 18° turun menjadi 0.83029995



**Gambar 1. Grafik hasil simulasi Coefficient Drag terhadap sudut serang airfoil NACA 2410**

Berdasarkan gambar 1. hasil simulasi *Coefficient Drag* terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410 CFD di *Ansys 2016* terlihat nilai CD pada *airfoil* tanpa *vortex generator* pada sudut serang 0° yaitu 0.004719637 dan nilai drag 32.7483N merupakan nilai CD terendah, pada sudut serang 9° dan 12° nilai CD 0.011702663 dan 0.018710941 pada sudut ini mengalami kenaikan nilai CD dan CD tertinggi terjadi pada sudut serang 18° dengan nilai CD 0.067197166 dan nilai *drag* 466.272N.



**Gambar 2. Grafik hasil simulasi Coefficient Lift terhadap sudut serang airfoil NACA 2410**

Berdasarkan grafik 2. hasil simulasi *Coefficient Lift* terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410 CFD di Ansys 2016 terlihat nilai CL pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada sudut serang  $0^\circ$  yaitu 0.09664414 nilai *lift* 670.60N merupakan nilai CL terendah, dan nilai CL tertinggi terjadi pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai CL 0.68109684 dan nilai *lift* 4726.02N.

### **Karakteristik Aerodinamika pada Airfoil NACA 2410 dengan vortex generator**

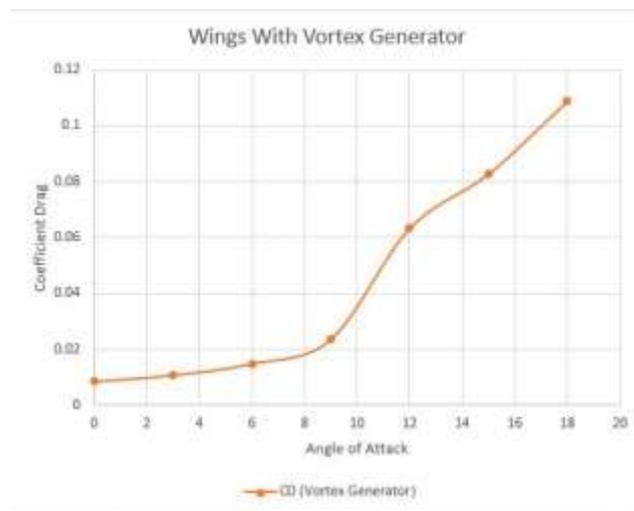
Dari simulasi CFD yang dilakukan menggunakan *software Ansys 2016* pada penelitian ini menghasilkan beberapa data angka dan yang akan dianalisis sesuai dengan tujuan penelitian. Secara lengkap hasil data angka dan simulasi CFD dengan varian sudut serang pada NACA 2410 dengan *vortex generator* ditampilkan dalam tabel 2. dengan keterangan sebagai berikut

- |   |  |
|---|--|
| 1. Koefisien <i>drag</i> dari <i>airfoil</i> NACA 2410 (CD) | 4. <i>Lift</i> (L)   |
| 2. Koefisien <i>lift</i> dari <i>airfoil</i> NACA 2410 (CL) | 5. <i>Angle of attack</i> atau sudut serang <i>airfoil</i> (AOA) |
| 3. <i>Drag</i> (D)  | 6. Kecepatan   |

**Tabel 2. Hasil simulasi CFD *airfoil* NACA 2410 dengan *vortex generator***

<i>Angle Of Attack</i>	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	<i>Coefficient Drag</i>	<i>Coefficient Lift</i>
0	58.307	833.745	0.00840305	0.12015633
3	74.3235	2151.85	0.01071127	0.31011911
6	102.643	3404.01	0.01479259	0.49057512
9	162.937	4547.89	0.02348196	0.65542514
12	439.464	5574.87	0.06333388	0.80342925
15	574.732	6010.16	0.08282829	0.86616209
18	754.920	5761.31	0.10879618	0.83029995

Hasil perhitungan menggunakan aplikasi *Ansys 2016* didapatkan hasil dari CD dan CL pada *airfoil* NACA 2410, pada tabel 2. hasil simulasi menunjukkan bahwa semakin besar sudut serang maka nilai dari *drag*, *lift*, *coefficient drag* akan bertambah sedangkan pada *coefficient lift* nilai bertamah tetapi pada sudut serang  $12^\circ$  turun menjadi 0.46401516 dan meningkat kembali pada sudut serang  $15^\circ$  dan  $18^\circ$  yaitu menjadi 0.54235705 dan 0.68109684.



**Gambar 3. Grafik hasil simulasi Coefficient Drag terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410**

Berdasarkan grafik 3. hasil simulasi *Coefficient Drag* terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410 CFD di Ansys 2016 terlihat nilai CD pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada sudut serang  $0^\circ$  yaitu 0.00840305 dan nilai *drag* 58.307N merupakan nilai CD terendah, sedangkan pada sudut serang lebih dari  $9^\circ$  nilai *coefficient* meningkat signifikan, hal ini karena kondisi *airfoil* mendekati

titik *stall* dan CD tertinggi terjadi pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai CD 0.10879618 dan nilai *drag* 754.920N.



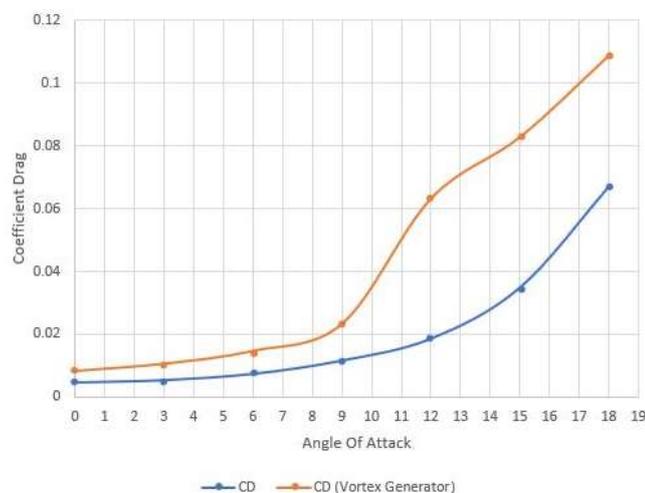
**Gambar 4. Grafik hasil simulasi Coefficient Lift terhadap sudut serang airfoil NACA 2410**

Berdasarkan gambar 4. hasil simulasi *Coefficient Lift* terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410 CFD di Ansys 2016 terlihat nilai CL pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada sudut serang  $0^\circ$  yaitu 0.12015633 nilai *lift* 833.745N merupakan nilai CL terendah, dan nilai CL tertinggi terjadi pada sudut serang  $15^\circ$  dengan nilai CL 0.86616209 dan nilai *lift* 6010.16N. Nilai maksimum ini merupakan sudut *stall* pada *airfoil* NACA 2410, pada sudut serang  $18^\circ$  mengalami penurunan nilai CL atau disebut juga dengan keadaan *stall* (kehilangan gaya angkat) dengan nilai CL sebesar 0.83029995 dan nilai *lift* sebesar 5761.31N.

#### ***Pengaruh Penambahan Vortex Generator pada Airfoil NACA 2410***

##### ***Coefficient Drag***

Penambahan *vortex generator* pada *airfoil* NACA 2410 mempengaruhi nilai *coefficient drag*, berikut ini hasil grafik simulasi CD terhadap sudut serang:

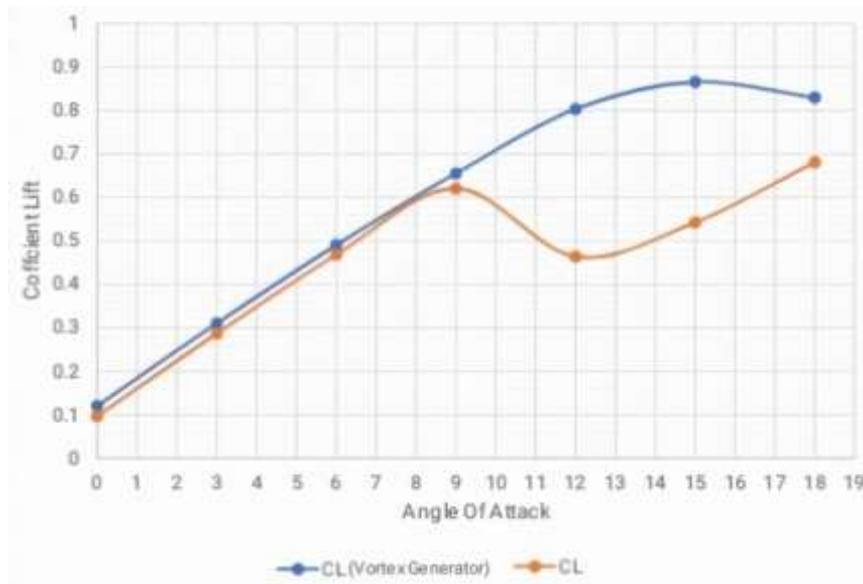


**Gambar 5. Grafik Perbandingan Coefficient Drag terhadap sudut serang airfoil NACA 2410 dengan dan tanpa vortex generator**

Pada gambar 5. perbandingan CD terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410 dengan *Vortex Generator* dan sudut serang *airfoil* NACA 2410 tanpa *Vortex Generator* pada sudut serang  $9^\circ - 12^\circ$  nilai CD *airfoil* NACA 2410 tanpa *Vortex Generator* lebih rendah dibandingkan nilai CD sayap dengan *Vortex Generator*, hal ini dikarenakan bentuk geometri *Vortex Generator* mengakibatkan penambahan *drag*

### ***Coefficient Lift***

Penambahan *vortex generator* pada *airfoil* NACA 2410 mempengaruhi nilai *coefficient lift*, berikut ini hasil grafik simulasi CL terhadap sudut serang:



**Gambar 6. Grafik Perbandingan Coefficient Lift terhadap sudut serang airfoil NACA 2410 dengan dan tanpa vortex generator**

Pada gambar 6. perbandingan CL terhadap sudut serang *airfoil* NACA 2410 dengan *Vortex Generator* dan sudut serang *airfoil* NACA 2410 tanpa *Vortex Generator* terlihat nilai CL maksimum pada sayap tanpa *Vortex Generator* adalah 0.68109684 dan nilai lift 4726.02N, Sedangkan nilai CL maksimum sayap dengan *Vortex Generator* sebesar 0.86616209 dan nilai lift 6010.16N. Hal tersebut menunjukkan bahwa *vortex generator* jika ditambahkan pada *airfoil* NACA 2410 maka akan mengalami peningkatan koefisien gaya angkat sebesar 0.18506525 atau 56%. Stall pada sayap tanpa *vortex generator* adalah  $9^\circ$  sedangkan sudut *stall* sayap dengan *vortex generator* adalah  $15^\circ$  mengalami peningkatan sebesar  $6^\circ$

### **Kesimpulan**

Karakteristik Aerodinamika tanpa *Vortex Genetator* hasil *Coefficient Drag* menunjukan bahwa semakin besar sudut serang akan mempengaruhi gaya hambat pesawat dengan CD maksimum pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai 0.067197166, sedangkan hasil *Coefficient Lift* menunjukan bahwa perubahan sudut serang juga mempengaruhi CL semakin besar sudut serang semakin besar pula nilai CL, tetapi jika semakin besar sudut serang akan mengakibatkan terjadinya *stall* ini terlihat pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai 0.83029995. Karakteristik Aerodinamika dengan *Vortex Genetator* hasil *Coefficient Drag* menunjukan bahwa semakin besar sudut serang akan mempengaruhi gaya hambat pesawat dengan CD maksimum pada sudut serang  $18^\circ$  dengan nilai 0.10879618, sedangkan hasil *Coefficient Lift* menunjukan bahwa perubahan sudut serang juga mempengaruhi CL pada sudut serang  $9^\circ - 12^\circ$  mengalami *stall*, namun pada sudut serang  $15^\circ$  kembali mendapatkan gaya angkat. Pengaruh penambahan *Vortex Generator* perbandingan pada

*Coefficient Drag* didapatkan hasil bahwa *airfoil* dengan *vortex generator* memiliki nilai CD lebih besar dibandingkan *airfoil* tanpa *vortex generator*, hal ini disebabkan bentuk geometri *vortex generator* mempengaruhi gaya hambat, sedangkan perbandingan *Coefficient Lift* didapatkan hasil bahwa *airfoil* dengan *vortex generator* lebih stabil dan titik *stall* terjadi pada sudut serang  $18^\circ$  dan CL pada *airfoil* tanpa *vortex generator* tidak stabil ini terbukti pada grafik perbandingan CL bahwa titik *stall* terjadi pada sudut serang  $12^\circ$  dan mendapat gaya angkat kembali pada sudut serang  $15^\circ$ .

#### Daftar Pustaka

- Romadhon, A., & Herdiana, D. (2017). Analisis Cfd Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Lsu-05 Dengan Penambahan Vortex Generator (Analysis of Cfd Aerodynamic Characteristics At the Wing of Aircraft Lsu-05 With the Addition of Vortex Generator). *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 15(1), 45. <https://doi.org/10.30536/j.tjd.2017.v15.a2518>
- Azmi, U., & Sasongko, H. (2017). Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Penambahan Vortex Generator pada Airfoil NASA LS-0417. *Jurnal Teknik ITS*, 6(1). <https://doi.org/10.12962/j23373539.v6i1.21779>
- S.P, S. H., & Widodo, W. A. (2019). Karakteristik Wake Area Akibat Efek Penggunaan Vortex Generator di Belakang Wing Airfoil Naca 43018. *Jurnal Penelitian*, 4(1), 55–63. <https://doi.org/10.46491/jp.v4e1.287.55-63>
- Kurniawan, D. (2018). Analisis Aerodinamika Pada Sayap V-Tail Uav Male ( Unamanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance ) Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan Software Computational Fluid Dynamic ( Cfd ).
- Putra, T. P., & Hariyadi, S. (2018). Studi Eksperimen Visualisasi Aliran Pada Airfoil Naca 0012 Dengan Vortex Generator. *Jurnal Teknologi Penerbangan*, ISSN: 2548-8090, 2(2), 8–13. [http://download.garuda.ristekdikti.go.id/article.php?article=899375&val=14147&title=Studi Eksperimen Visualisasi Aliran Pada Airfoil Naca 0012 Dengan Vortex Generator](http://download.garuda.ristekdikti.go.id/article.php?article=899375&val=14147&title=Studi%20Eksperimen%20Visualisasi%20Aliran%20Pada%20Airfoil%20Naca%200012%20Dengan%20Vortex%20Generator)
- Suranto Putro, S. H., & Prabowo, A. S. (2019). Studi Numerik Penggunaan Vortex Generator Pada Wing Airfoil Naca 43018. *Jurnal Penelitian*, 4(3), 67–77. <https://doi.org/10.46491/jp.v4e3.303.67-77>
- Hariyadi, S. (2020). Studi Eksperimen Pengaruh Penggunaan Vortex Generator Pada Airfoil Naca 0012 Dengan Smoke Generator. *Jurnal Teknologi Penerbangan*, ISSN: 2548-8090, 41–49.
- S.P, S. H., Widodo, W. A., Junipitoyo, B., Suryono, W., & Supriadi, S. (2018). Investigasi Perbandingan Posisi Rectangular Flat Plate Vortex Generator dengan Posisi Straight pada Wing Airfoil NACA 43018. *Jurnal Penelitian*, 3(3), 36–43. <https://doi.org/10.46491/jp.v3e3.43.36-43>
- KARIM, A. A. AL. (2019). Analisa Numerik Profil Aliran Udara Pada Vortex Generator. In <Http://Repositori.Umsu.Ac.Id/Xmlui/Handle/123456789/514> (Vol. 2, Issue 1).
- Andryanto, aristo. (2016). Studi Numerik Optimasi Posisi Vortex Generator Guna Mereduksi Aliran Numerical Study Of Vortex Generator Position Optimation To Reduce Secondary Flow Near Endwall On Airfoil. i–v.