

## SIMULASI NUMERIK *RECTANGULAR VORTEX GENERATOR* PADA SWEPTBACK WING AIRFOIL NACA 0012 MENGGUNAKAN SUSUNAN COUNTER ROTATING

Verdhiana Sembodo Putra<sup>1</sup>, Setyo Hariyadi Suranto Putro<sup>2</sup>, Nyaris Pambudiyatno<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Politeknik Penerbangan Surabaya, Jl. Jemur Andayani 1/73, Surabaya 60236

Email: [verdhiputra25@gmail.com](mailto:verdhiputra25@gmail.com)

### Abstrak

Pesawat bisa terbang karena bentuk dari sayap pesawat yang sedikit melengkung disebut *Airfoil*. *Airfoil* hingga saat ini masih terus digunakan oleh pesawat jaman sekarang, namun terus didesain untuk mendapatkan hasil yang maksimal.

Metode penelitian yang digunakan adalah metode analisis simulasi pada benda uji NACA 0012 dengan *software* ANSYS-CFD yang diberi variasi bentuk *rectangular vortex generator* dengan Panjang 15 mm, lebar 10 mm, dan jarak antar *vortex generator* 10 cm. Sudut serang yang ditinjau yaitu 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 15°, 16°, 18° dan 20°.

Hasil dari simulasi ini adalah dengan adanya *rectangular vortex generator* pada *Airfoil* NACA 0012 dapat memberi pengaruh baik performa maupun karakteristik aerodinamika. *Vortex Generator* pada *airfoil* dapat menunda terjadinya separasi dan dapat menunda terjadinya *stall* pada *airfoil* NACA 0012, dimana pada *plain airfoil* NACA 0012 mengalami *stall* pada AoA 14° dengan penambahan *Vortex Generator* belum mengalami *stall* pada titik ini. Dengan ini *airfoil* NACA 0012 yang diberi *Vortex Generator* dapat mempengaruhi hasil  $C_L/C_D$ , Secara keseluruhan variasi yang paling optimal adalah *airfoil* NACA 0012 yang diberi *Vortex Generator* dengan  $x/c = 15\%$  dimana nilai  $C_L/C_D$  paling besar pada sudut serang 18°.

**Kata Kunci:** Aerodinamik, *Vortex Generator*, *Airfoil*, NACA 0012

### Abstract

*Airplanes can fly because of the slightly curved shape of the plane's wings called the Airfoil. Airfoils are still being used by today's aircraft, but are continuously designed to get maximum results.*

*The research method used is a simulation analysis method on the NACA 0012 test object with ANSYS-CFD software which is given a variety of rectangular vortex generator shapes with a length of 15 mm, a width of 10 mm, and a distance between vortex generators of 10 cm. The angles of attack reviewed are 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 15°, 16°, 18° and 20°.*

*The result of this simulation is that the presence of a rectangular vortex generator on Airfoil NACA 0012 can have an effect on both performance and aerodynamic characteristics. Vortex Generator on the airfoil can delay the occurrence of separation and can delay the occurrence of stall on the NACA 0012 airfoil, where the plain airfoil NACA 0012 stalls at AoA 14° with the addition of the Vortex Generator has not stalled at this point. With this, the NACA 0012 airfoil that is given a Vortex Generator can affect the results of  $C_L/C_D$ . Overall, the most optimal variation is the NACA 0012 airfoil that is given a Vortex Generator with  $x/c = 15\%$  where the value of  $C_L/C_D$  is greatest at an angle of attack of 18°.*

**Keywords:** Aerodynamics, *Vortex Generator*, *Airfoil*, NACA 0012.

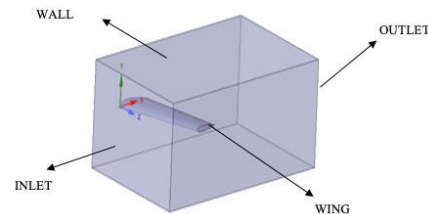
## PENDAHULUAN

*Vortex generator* (VG) merupakan komponen berbentuk *fin* (sirip) yang biasanya terdapat di permukaan *wing* maupun *stabilizer* untuk mempengaruhi *boundary layer* (lapisan batas). Dengan penambahan *vortex generator* ini dapat menunda pemisahan dari aliran sehingga *performance* dari *wing* meningkat. Penelitian terhadap *vortex generator* adalah bentuk perkembangan dalam dunia aerodinamika. Terdapat banyak cara untuk menganalisa kinerja aerodinamika dan salah satunya ialah menggunakan *wind tunnel*. *Wind tunnel* (terowongan angin) merupakan sebuah alat yang dipakai saat melakukan penelitian aerodinamika untuk mengetahui efek yang terjadi ketika udara melewati sebuah benda padat. Namun, seiring dengan berkembangnya zaman dan teknologi pun dewasa ini semakin berkembang dengan pesat, kegiatan analisa dapat dilakukan dirumah hanya dengan memanfaatkan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). *Computational Fluid Dynamics* (CFD) merupakan salah satu metode yang bisa dipakai dipakai untuk melakukan penelitian tentang aerodinamika. CFD sendiri berisi sekumpulan metodologi menggunakan komputer yang dapat dipakai untuk melakukan simulasi aliran fluida, perpindahan panas, reaksi kimia, dan lain lain. Prinsip kerja CFD sendiri ialah benda yang akan kita uji akan dibagi menjadi perbagian yang disebut sel dan kemudian akan diproses yang disebut *meshing*. CFD sendiri dapat diakses dengan melakukan instalasi *software* pada komputer. Beberapa *software* tersebut ialah ANSYS, Exceed, CATIA, dan lain-lain. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penambahan *rectangular vortex generator* pada upper wing surface NACA 0012.

## METODE

### A. Boundary Condition

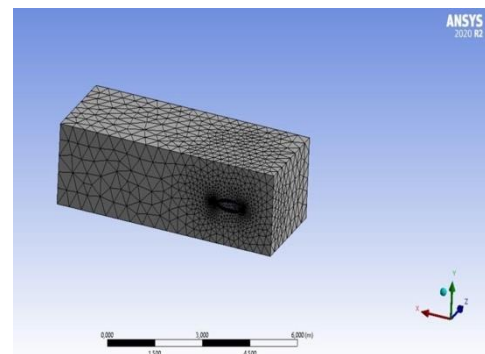
*Boundary condition* merupakan bentuk dimana kontrol perhitungan didefinisikan sebagai definisi awal dan yang menjadi batasan pada aliran yang melewati benda uji dengan menentukan *walls*, *inlet*, dan *outlet*. *Boundary condition* ini harus disesuaikan dengan keadaan dari bentuk benda uji.



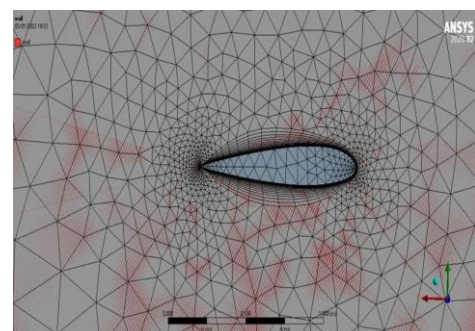
Gambar 1. Domain and Boundary Condition

### B. Meshing

Proses *meshing* adalah proses untuk membagi volume dari geometri benda uji menjadi bagian yang lebih kecil dan halus yang bertujuan untuk mendapatkan hasil komputasi analisa yang lebih akurat. Semakin kecil *mesh* yang dibuat maka hasil komputasi akan lebih teliti, namun dengan semakin kecil *mesh* maka daya komputasi akan semakin meningkat.



Gambar 2. Meshing Secara Global

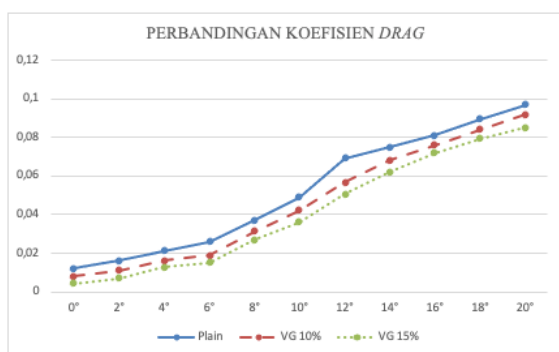


Gambar 3. Meshing Sekitar Wing  
**HASIL DAN PEMBAHASAN**

Pembuatan model geometri memakai software Solidworks 2019 dan untuk menganalisis gaya aerodinamika lift dan drag pada NACA 0012 menggunakan software ANSYS Workbench 16.2, simulasi pada ANSYS menggunakan kecepatan angin 20 m/s dan air density default sebesar 1.225 kg/m<sup>3</sup>. Hasil dari simulasi pada penelitian ini ialah berupa visualisasi aliran yang terjadi saat melewati airfoil dan juga nilai coefficient drag dan coefficient lift.

#### A. Coefficient Drag

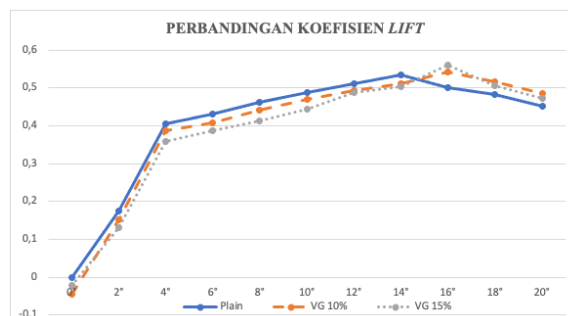
Berikut ini merupakan grafik coefficient drag terhadap angle of attack 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°, 18°, 20°. Dari grafik ini dapat dilihat performansi aerodinamik dari NACA 0012 dengan penambahan vortex generator dan tanpa penambahan vortex generator. Nilai coefficient drag yang dihasilkan oleh NACA 0012 tanpa penambahan vortex generator lebih besar dibandingkan dengan NACA 0012 dengan penambahan vortex generator. Pada NACA 0012 tanpa penambahan vortex generator, nilai coefficient drag terus meningkat hingga maksimum pada 20°. Pada NACA 0012 dengan penambahan vortex generator, nilai coefficient drag terus meningkat hingga maksimum di 20° sebesar 0,51917 pada posisi pemasangan 10% arah chordline dan 0,491891 pada posisi pemasangan 15% arah chordline.



Gambar 4. Grafik Coefficient Drag Terhadap Angle of Attack

#### B. Coefficient Lift

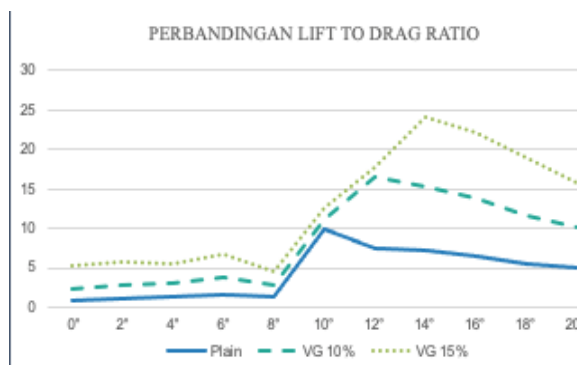
Berikut ini merupakan grafik coefficient lift terhadap angle of attack 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, 20°, 23°, 25°. Dari grafik ini dapat dilihat performansi aerodinamik dari NACA 0012 dengan penambahan vortex generator dan tanpa penambahan vortex generator. Nilai coefficient lift yang dihasilkan oleh NACA 0012 tanpa penambahan vortex generator lebih rendah dibandingkan dengan NACA 0012 dengan penambahan vortex generator. Pada NACA 0012 tanpa penambahan vortex generator, nilai coefficient lift terus meningkat hingga maksimum pada 12° sebesar 3,195271 dan kembali menurun pada sudut 15°. Pada NACA 0012 dengan penambahan vortex generator, nilai coefficient lift terus meningkat hingga maksimum di 17° sebesar 3,49720 pada posisi pemasangan 10% arah chordline dan 3,621980 pada posisi pemasangan 15% arah chordline.



Gambar 5. Grafik Coefficient Lift Terhadap Angle of Attack

#### C. Lift to Drag Ratio (C<sub>L</sub>/C<sub>D</sub>)

Dari nilai coefficient lift dan coefficient drag, maka dapat ditentukannya nilai lift to drag ratio (C<sub>L</sub> / C<sub>D</sub>). Berikut ini merupakan grafik lift to drag ratio terhadap angle of attack 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, 20°, 23°, 25°. Dari grafik ini dapat dilihat performansi aerodinamik dari NACA 0012 dengan penambahan vortex generator dan tanpa penambahan vortex generator.



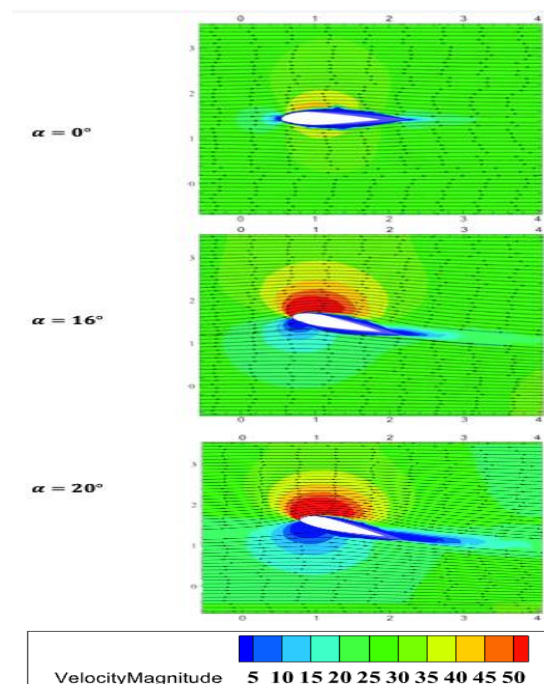
Gambar 6. Grafik Lift to Drag Terhadap Angle of Attack

Dari Gambar diatas dapat dilihat bahwa dengan meningkatnya *angle of attack*, maka nilai dari *lift to drag ratio* juga meningkat. Nilai *lift to drag ratio* yang dihasilkan oleh NACA 0012 tanpa penambahan *vortex generator* maksimal pada *angle of attack* 12° sebesar 8,167 dan kembali menurun pada 15°. Pada NACA 0012 dengan penambahan *vortex generator*, *lift to drag ratio* meningkat maksimum pada 17° sebesar 10,536 pada posisi pemasangan 10% arah *chordline* dan 11,252 pada posisi pemasangan 15%.

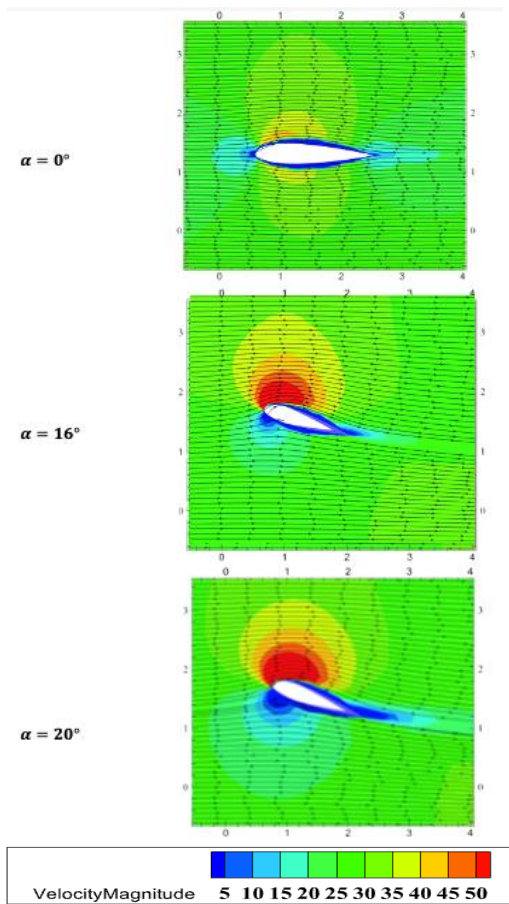
#### D. Velocity Magnitude Contour

Bagian ini akan menampilkan bagaimana visualisasi dari hasil simulasi yang dilakukan pada NACA 0012 tanpa *vortex generator* dan NACA 0012 dengan penambahan *vortex generator* dengan tujuan untuk melengkapi penjelasan dari simulasi yang dilakukan. Pada gambar 7 merupakan gambar *velocity contour* dari NACA 0012 pada *angle of attack* 0°, dari gambar 7 belum terlihat adanya perbedaan yang signifikan dikarenakan ketiga *airfoil* masih dalam berada kondisi normal sehingga separasi aliran belum terlihat. Pada gambar 8 merupakan gambar *velocity contour* dari NACA 0012 pada *angle of attack* 17°, dari gambar 8 dapat dilihat adanya perbedaan warna yang dihasilkan antara *wing* tanpa penambahan *vortex generator* dan *wing* dengan penambahan *vortex generator*. Pada *wing* tanpa penambahan *vortex generator* terdapat bagian berwarna biru tua pada *upper surface* yang lebih dominan dibandingkan dengan *wing* dengan penambahan *vortex*

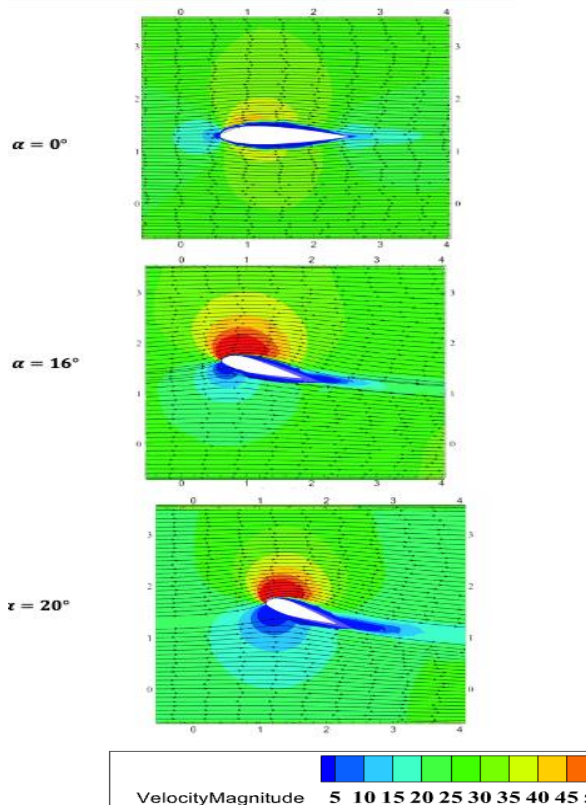
*generator* yang menunjukkan adanya *boundary layer* sehingga menimbulkan separasi yang lebih besar. Sehingga dapat disimpulkan bahwa dengan adanya *vortex generator* dapat menunda adanya separasi aliran sehingga performansi dari *wing* meningkat dan gaya angkat dapat tetap terjaga yang dapat terlihat pada gambar (b) dan (c) pada gambar 8. Pada gambar 9 merupakan gambar *velocity contour* dari NACA 0012 pada *angle of attack* 25°, dari gambar 9 dapat dilihat pada ketiga *wing* memiliki separasi aliran yang besar yang menyebabkan ketiga *wing* tersebut kehilangan gaya angkatnya. Sehingga dapat disimpulkan bawa semakin bertambahnya sudut serang maka akan semakin besar pula separasi aliran yang dapat terjadi.



Gambar 7. Velocity Contour Tanpa Vortex Generator



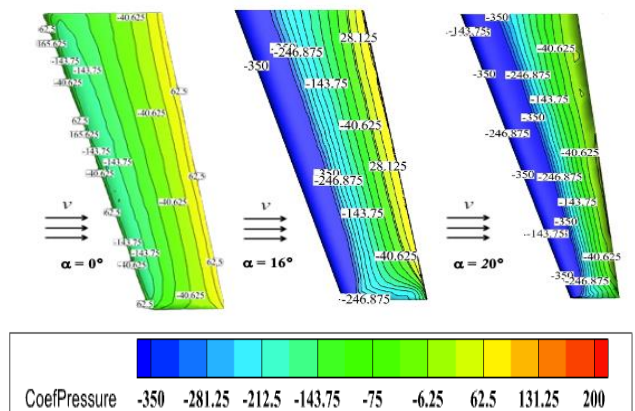
Gambar 8. Velocity Contour dengan vortex generator 10%



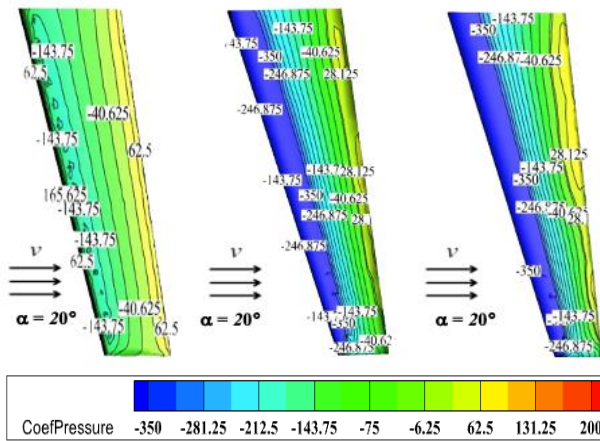
Gambar 9. Velocity Contour dengan vortex generator 15%

### E. CoeffPressure

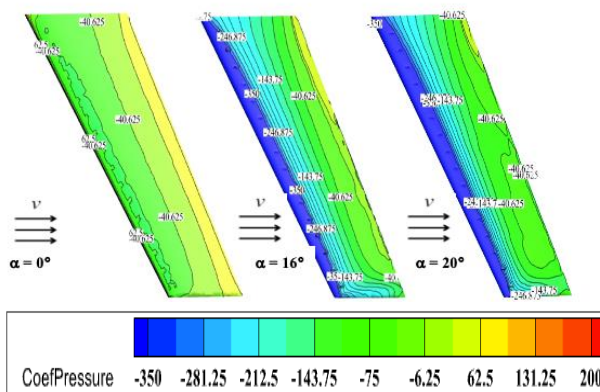
Kontur tekanan ini menjelaskan tentang bagaimana sebaran tekanan ketika udara melewati permukaan *wing*, dengan angle yang berbeda maka sebaran tekanan juga akan berbeda. Terdapat tekanan yang lebih tinggi pada area *leading edge airfoil* yang diakibatkan oleh berkurangnya kecepatan saat melewati *leading edge airfoil*. Pada gambar 14 merupakan gambar *pressure contour* dari NACA 0012 pada *angle of attack* 17°, dari gambar 14 terdapat area berwarna biru tua pada area *leading edge* yang menandakan tekanan paling rendah terjadi pada area tersebut, hal ini disebabkan oleh adanya aliran udara yang cepat yang melewati area *leading edge*. Dan pada *plain airfoil* (gambar 14 (a)) terdapat area berwarna kuning pada permukaan atas belakang *wing* yang menandakan adanya peningkatan tekanan pada area tersebut yang disebabkan oleh pada area tersebut telah terjadi separasi aliran udara yang membuat kecepatan aliran udara pada area tersebut menurun sehingga tekanannya meningkat. Pada gambar 15 merupakan gambar *pressure contour* dari NACA 0012 pada *angle of attack* 25°, dari gambar 15 terlihat adanya sebaran tekanan yang tidak merata yang menandakan adanya separasi aliran udara saat melewati permukaan *wing* dan ketiga *wing* tersebut dalam keadaan *stall*.



Gambar 10. Coefficient Pressure Tanpa Vortex Generator



Gambar 11. *CoeffPressure* dengan vortex generator 10%



Gambar 12. *Coeff Pressure* dengan vortex generator 15%

## PENUTUP

### Kesimpulan

Dari hasil penelitian dan pembahasan yang dilakukan, maka dapat dihasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Dari hasil simulasi dapat diketahui bahwa *airfoil* NACA 0012 dengan *vortex generator* 10% dengan variasi sudut serang  $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ$  dan  $20^\circ$  mendapatkan titik optimal nilai  $C_L$  pada sudut  $16^\circ$ , dan pada *airfoil* NACA 0012 dengan *vortex generator* 15% dengan variasi sudut serang yang sama menghasilkan titik optimal nilai  $C_L$  pada sudut  $18^\circ$ , dengan hasil tersebut menunjukkan bahwa *airfoil* NACA 0012 yang diberi *vortex generator* dapat

mendapatkan nilai  $C_L$  yang lebih optimal  $2^\circ-4^\circ$  dibandingkan dengan *airfoil* yang tidak diberi *vortex generator*.

2. Dari hasil simulasi juga dapat diketahui bahwa penambahan *vortex generator* akan menunda terjadinya stall. Hal tersebut dapat dilihat bahwa untuk *airfoil* NACA 0012 yang diberi *vortex generator* 10% terjadi stall pada angle of attack  $16^\circ$ , dan pada *airfoil* NACA 0012 yang diberi *vortex generator* 15% terjadi stall pada angle of attack  $16^\circ$ . stall terjadi pada *Angle of Attack* sekitar  $12^\circ$  sedangkan dengan adanya *Vortex generator* terjadi pada *Angle of Attack* yang lebih tinggi. Jadi, manfaat penambahan *Vortex Generator* adalah penundaan terjadinya stall.
3. Koefisien *Drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* 10% dan 15% terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari sudut serang  $0^\circ$  sampai pada sudut serang  $20^\circ$
4. Penambahan *vortex generator* 10% dan juga 15% dapat meningkatkan performa dari *airfoil* NACA 0012 dapat dilihat dari distribusi  $C_L / C_D$  yang semakin meningkat sebanyak  $2^\circ-4^\circ$  dari *plain airfoil* NACA dan ada nya *vortex generator* pada *airfoil* NACA 0012 dapat tertundanya separasi sampai dengan leading edge.

### Saran

Dari hasil penelitian yang saya lakukan terdapat saran untuk dilakukan sebagai berikut:

1. Diharapkan untuk melakukan penelitian selanjutnya lebih bervariasi dalam hal parameter-parameter yang akan dikaji, dan lebih bervariasi juga dalam penentuan variabel bebas dari penelitian.
2. Diharapkan dalam penelitian selanjutnya bisa menggunakan variasi lain untuk model *airfoil*

NACA yang digunakan dan data yang dianalisa.

3. Diharapkan dalam penelitian selanjutnya bisa menggunakan variasi lain untuk model *vortex generator* yang digunakan dan data yang dianalisa.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Azmi, U. (2017). Studi Eksperimen Dan Numerik Pengaruh Penambahan Vortex Generator Pada Airfoil NASA LS-0417. 1-71.
- [2] Bakar, H. A., & Handoko, B. (2014). ANALISIS OPTIMASI TEBAL RIB SAYAP PESAWAT WIG IN GROUND EFFECT 2 SEAT DENGAN FEM. *INDEPT, Vol. 4, No. 1 Februari 2014*, 41-50.
- [3] Faizah, F. (2018). *Pedoman Penelitian*. Surabaya.
- [4] Hartono, F., & Herdiana, D. (2020). Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator Untuk Sayap Pesawat LSU-05 Menggunakan Metode Numerik. 15-29.
- [5] Hariyadi, Setyo S. P. (2015). Studi Numerik Efek Penggunaan Vortex Generator Terhadap Boundary Layer Airfoil NACA 23018.
- [6] Hariyadi, Setio S. P. (2019). Studi Aerodinamika Shifted Downstream Winglet Untuk Wing Airfoil Eppler 562 Pada Unmanned Aerial Vehicle.
- [7] Junipitoyo, B., Putro, S. H., Supriadi, Suryono, W., & Widodo, W. A. (2018). Investigasi Perbandingan Posisi Rectangular Flat Plate Vortex Generator dengan Posisi Straight pada Wing Airfoil NACA 43018. 36-43.
- [8] Perdana, Y. H., & Putra, I. G. (2020). Variasi Suhu Udara, Suhu Titik Embun, Dan Tekanan Udara Terhadap Gaya Angkat Pesawat Di Bandara Supadio Pontianak Tahun 2016. 20-23.
- [9] Pratama, D. (2021). Studi Eksperimen Pengaruh Penggunaan Rectengular Vortex Generator Susunan Counter-Rotating Pada Airfoil NACA 0012 Dengan Smoke Generator.
- [10] Raharjo, P. (2010, Februari 3). *NACA Airfoil*. Diakses November 17, 2021, dari <https://panggih15.wordpress.com/2010/02/03/naca-airfoil/>
- [11] Raharjo, P. (2010, Januari 28). *Terminologi Airfoil*. Diakses Maret 10, 2022, dari <https://panggih15.wordpress.com/2010/01/28/terminologi-airfoil/>
- [12] Saputra, I. G. (2021). Analisa Pengaruh Penambahan Triangular Dan Trapezoidal Vortex Generator Terhadap Visualisasi Aliran Udara Pada Tail Boom BO 105.