

**SIMULASI NUMERIK *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR*  
SUSUNAN *STRAIGHT* PADA *SWEPT BACK WING*  
*AIRFOIL NACA 23018***

**TUGAS AKHIR**



Oleh:

**WAHYU PUTRA KURNIAWAN**  
**NIT. 30419023**

**PROGRAM STUDI DIPLOMA 3 TEKNIK PESAWAT UDARA  
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA**

**2022**

**SIMULASI NUMERIK *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR*  
SUSUNAN *STRAIGHT* PADA *SWEPT BACK WING*  
*AIRFOIL NACA 23018***

**TUGAS AKHIR**

Diajukan sebagai Salah Satu Syarat untuk Mendapatkan Gelar Ahli Madya  
(A.Md) pada Program Studi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara



Oleh:

**WAHYU PUTRA KURNIAWAN**  
**NIT. 30419023**

**PROGRAM STUDI DIPLOMA 3 TEKNIK PESAWAT UDARA  
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA**

**2022**

**LEMBAR PERSETUJUAN**  
STUDI NUMERIK *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR*  
SUSUNAN *STRAIGHT* PADA *SWEPT BACK WING*  
*AIRFOIL NACA 23018*

Oleh :  
Wahyu Putra Kurniawan  
NIT. 30419023

Disetujui untuk diujikan pada:  
Surabaya, 1 Agustus 2022

Pembimbing I : DR. SETYO HARIYADI, SP., S.T., M.T. .....  
NIP. 19790824 200912 1 001

Pembimbing II: NYARIS P, ST., MT. .....  
NIP. 19820525 200502 1 001

**LEMBAR PENGESAHAN**

**SIMULASI NUMERIK *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR*  
SUSUNAN *STRAIGHT* PADA *SWEPT BACK WING*  
AIRFOIL *NACA 23018***

Oleh :  
Wahyu Putra Kurniawan  
NIT. 30419023

Telah dipertahankan dan dinyatakan lulus pada Ujian Tugas Akhir  
Program Pendidikan Diploma 3 Teknik Pesawat Udara  
Politeknik Penerbangan Surabaya  
Pada tanggal :

Panitia Penguji :

1. Ketua : SUYATMO, S.T., S.Pd., M.T., M.Pd .....  
NIP. 19630510 198902 1 001
2. Sekertaris : FIQQIH FAIZAH, S.T., M.T. .....  
NIP. 19850709 200912 2 005
3. Anggota : DR. SETYO HARIYADI, SP., S.T., M.T. .....  
NIP. 19790824 200912 1 001

Ketua Program Studi  
TEKNIK PESAWAT UDARA

GUNAWAN SAKTI, S.T., M.T  
NIP. 19881001 200912 1 003

## PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Wahyu Putra Kurniawan  
NIT : 30419023  
Program Studi : D3 Teknik Pesawat Udara  
Judul Tugas Akhir : Simulasi Numerik *Triangular Vortex Generator*  
Susunan *Straight* Pada *Swept Back Wing Airfoil*  
Naca 23018

dengan ini menyatakan bahwa :

1. Tugas Akhir ini merupakan karya asli dan belum pernah diajukan untuk mendapatkan gelar akademik, baik di Politeknik Penerbangan Surabaya maupun di Perguruan Tinggi lain, serta dipublikasikan, kecuali secara tertulis dengan jelas dicantumkan sebagai acuan dalam naskah dengan disebutkan nama pengarang dan dicantumkan dalam daftar Pustaka.
2. Demi pengembangan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan Hak Bebas Royalti Non Eksklusif (Non-Exclusive Royalty-Free Right) kepada Politeknik Penerbangan Surabaya beserta perangkat yang ada. Dengan hak ini, Politeknik Penerbangan Surabaya berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (database), merawat, dan mempublikasikan tugas akhir saya dengan tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis/pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya, Apabila di kemudian hari terdapat penyimpangan dan ketidakbenaran, maka saya bersedia menerima sanksi akademik berupa pencabutan gelar yang telah diperoleh, serta sanksi lainnya sesuai dengan norma yang berlaku di Politeknik Penerbangan Surabaya.

Surabaya, 1 Agustus 2022  
Yang membuat pernyataan

Wahyu Putra Kurniawan  
NIT : 30419023

## ABSTRAK

### SIMULASI NUMERIK *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR* SUSUNAN *STRAIGHT* PADA *SWEPT BACK WING* *AIRFOIL NACA 23018*

Oleh :

Wahyu Putra Kurniawan

NIT : 30419023

Komponen terpenting pada pesawat terbang dalam menghasilkan gaya angkat (*lift*) adalah sayap. Gaya angkat tersebut terjadi karena dihasilkan oleh struktur aerodinamika yang dimiliki *airfoil* pada sayap pesawat terbang. *Airfoil* merupakan suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Dengan bagian *airfoil* yang sedikit melengkung terjadi titik separasi pada aliran udara yang melewati *airfoil*. Sehingga diberikan pengembangan sedemikian rupa agar *wing* tidak menghambat performa aerodinamik dalam menghasilkan gaya angkat (*lift*).

Dalam penelitian ini melakukan pengujian aerodinamika, dengan cara simulasi numerik dengan perangkat lunak ANSYS. Penelitian ini menggunakan benda uji NACA 23018 yang diberi variasi *vortex generator* dan *swept back wing*. Jenis *vortex generator* yang digunakan *triangular vortex generator* dengan panjang 25 mm, tinggi 10 mm dengan pemasangan *straight*. Jarak *vortex generator* terhadap *leading edge* 10% dan 15%, *swept angle* 15°, dan *angle of attack* yang bervariasi. Kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu 20 m/s.

Hasil simulasi pada *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dapat mempengaruhi baik performa maupun karakteristik aerodinamika. *Vortex generator* pada *airfoil* dapat menunda terjadinya separasi pada *airfoil*, dan juga dapat menunda terjadinya *stall* dimana *plain airfoil* mengalami *stall* pada AOA 15° dengan penambahan *vortex generator* belum mengalami *stall* pada sudut serang ini. Dengan *vortex generator* dapat mempengaruhi nilai  $C_L/C_D$ , Secara keseluruhan, variasi *vortex generator* paling optimal adalah *vortex generator* dengan  $x/c = 15\%$  dimana Nilai  $C_L/C_D$  paling besar pada sudut serang 12° yaitu 13,13.

Kata kunci : *Vortex Generator* ,*Airfoil* NACA 23018 , *Swept Back Wing*, AOA

## ABSTRAK

### **NUMERICAL SIMULATION OF TRIANGULAR VORTEX GENERATOR STRAIGHT ARRANGEMENT ON SWEEPED BACK WING AIRFOIL NACA 23018**

By :

Wahyu Putrai Kurniawan

NIT : 30419023

*The most important component of an airplane in generating lift is the wing. The lift occurs because it is generated by the aerodynamic structure of the airfoil on the airplane wing. Airfoil is a geometric shape which when placed in a fluid flow will produce a lift (lift) greater than the drag force (drag). With the slightly curved side of the airfoil there is a point of separation in the airflow passing through the airfoil. So that the development is given in such a way that the wing does not hinder aerodynamic performance in generating lift.*

*In this study, aerodynamics was tested, by means of numerical simulation with ANSYS software. This study used the NACA 23018 test object which was given a variation of vortex generator and swept back wing. The type of vortex generator used is a triangular vortex generator with a length of 25 mm, a height of 10 mm with a straight installation. The distance of the vortex generator to the leading edge is 10% and 15%, the swept angle is 15°, and angle of attack varies. The freestream speed used is 20 m/s*

*Simulation results on airfoils with vortex generator can affect both performance and aerodynamic characteristics. The vortex generator on the airfoil can delay the occurrence of separation in the airfoil, and can also delay the occurrence of stall where the airfoil usually stalls on the AOA 15° with the vortex generator that has not stall at this angle of attack. With a vortex generator it can affect the value of  $C_L/C_D$ . Overall, the most optimal variation of the vortex generator is the vortex generator with  $x/c = 15\%$  where the  $C_L/C_D$  value is greatest at an angle of attack of 12° which is 13.13.*

*Keyword : Vortex Generator , Airfoil NACA 23018, Swept Back Wing, AOA*

## KATA PENGANTAR

Dengan menyebut nama Allah SWT yang Maha Pengasih lagi Maha Penyayang, kami panjatkan puja dan puji syukur atas kehadiran-Nya, yang telah melimpahkan rahmat, hidayah, dan inayah-nya, sehingga dapat menyelesaikan Tugas Akhir dengan cukup baik yang berjudul "ANALISIS PENGARUH *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR* SUSUNAN *STRAIGHT* PADA *SWEPT BACK WING AIRFOIL* NACA 23018 DENGAN PERANGKAT LUNAK ANSYS" dengan baik dan lancar sesuai dengan waktu yang telah ditetapkan dan sebagai syarat untuk menyelesaikan program Diploma 3 Teknik Pesawat Udara Angkatan V di Politeknik Penerbangan Surabaya.

Selama proses pembuatan tugas akhir ini penulis banyak menerima masukan, bantuan, bimbingan dan pengarahan dari berbagai pihak. Maka pada kesempatan ini penulis mengucapkan terimakasih kepada :

1. Bapak M.Andra Adyatawarman, S.T.,M.T selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya.
2. Bapak Gunawan Sakti , ST, MT selaku Ketua Program Studi Diploma III Teknik Penerbangan Surabaya.
3. Bapak Setyo Hariyadi S.P,S.T.,M.T. selaku Dosen Pembimbing Tugas Akhir.
4. Bapak Nyaris P, S.T.,M.T. selaku Dosen Pembimbing Penulisan Tugas Akhir.
5. Seluruh dosen dan instruktur pengajar Politeknik Penerbangan Surabaya yang telah membimbing kami selama ini.
6. Kepada Ibu Siti Watini dan Bapak Mansyur selaku orang tua saya yang telah memberikan doa serta bantuan secara materi,dukungan moral dan doa untuk kelancaran Tugas Akhir ini.
7. Seluruh rekan-rekan angkatan D III Teknik Pesawat Udara angkatan V yang selalu memberikan dukungan dan motivasi selama menempuh pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya.



8. Seluruh sahabat, senior, junior, mentor, motivator, dan penyemangat dalam menempuh pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya.
9. Semua pihak yang tidak dapat penulis tuliskan satu persatu yang telah membantu saya dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Dalam penyusunan Tugas Akhir ini bahwa masih terdapat kekurangan baik dari segi susunan kalimat maupun tata bahasanya. Oleh karena itu dengan penulis menerima segala kritik dan saran dari semua pihak dengan lapang dada agar dapat membantu untuk menjadikan penulisan Tugas Akhir selanjutnya dengan lebih baik.

Akhir kata semoga penulisan ini dapat bermanfaat untuk kedepannya dan dapat dikembangkan, berguna bagi semua pihak dan tidak lupa pula saya ucapkan syukur kepada Allah SWT dimana akhirnya penulis dapat menyelesaikan Program Diploma III Teknik Pesawat Udara.

Surabaya, 2 Agustus 2022

Wahyu Putra Kurniawan  
NIT : 30419023

## DAFTAR ISI

LEMBAR PERSETUJUAN.....	i
LEMBAR PENGESAHAN .....	ii
PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA.....	iii
ABSTRAK.....	v
KATA PENGANTAR .....	vi
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR .....	x
DAFTAR TABEL.....	x
DAFTAR SINGKATAN DAN LAMBANG.....	xiii
BAB I.....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	4
1.3 Batasan Masalah .....	4
1.4 Tujuan Penelitian .....	4
1.5 Manfaat Penelitian .....	4
1.6 Sistematika Penulisan .....	5
BAB 2 LANDASAN TEORI.....	7
2.1 Dasar Aerodinamika .....	7
2.1.1 Gaya Aerodinamik .....	7
2.1.2 <i>Angle of Attack</i> (Sudut Serang).....	10
2.1.3 Fluida .....	10
2.1.4 <i>Boundary Layer</i> .....	11
2.1.5 <i>Stall</i> .....	13
2.2 <i>Reynold Number</i> .....	13
2.3 Teori <i>Airfoil</i> .....	14
2.3.1 Pembagian <i>Airfoil</i> .....	15
2.3.2 <i>Swept Angle</i> .....	16
2.3.3 <i>Airfoil</i> NACA.....	17
2.4 <i>Airfoil</i> NACA 23018.....	21
2.5 <i>Vortex Generator</i> .....	22

2.6	<i>Wing</i>	23
2.7	Solid Work	25
2.8	<i>Computational Fluid Dynamic</i>	25
2.9	Jurnal yang Relevan	27
BAB III METODE PENELITIAN		31
3.1	Desain Penelitian	31
3.2	Objek Penelitian	32
3.2.1	NACA 23018	34
3.2.2	Konfigurasi <i>Wing</i>	34
3.2.3	Konfigurasi <i>Vortex Generator</i>	35
3.3	Variabel Penelitian	36
3.3.1	Variabel Terikat	36
3.3.2	Variabel Bebas	36
3.4	Teknik Pengumpulan Data dan InstrumennPeneltian	36
3.4.1	Teknik Pengumpulan Data	36
3.4.2	Instrumen Penelitian	40
3.5	Teknik Analisis Data	41
3.6	Tempat dan Waktu Penelitian	43
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN		44
4.1	Performa Aerodinamika	44
4.1.1	<i>Coefficient of Drag (C<sub>D</sub>)</i>	44
4.1.2	<i>Coefficient of Lift (C<sub>L</sub>)</i>	46
4.1.3	<i>Lift to Drag Ratio (C<sub>L</sub>/C<sub>D</sub>)</i>	47
4.2	Karakteristik Aerodinamika	49
4.2.1	Kontur Pressure	49
4.2.1	Kontur <i>Velocity</i>	52
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN		56
5.1	Kesimpulan	56
5.1	Saran	57
LAMPIRAN		60

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Macam – macam gaya pada pesawat (Aditya,2018).....	7
Gambar 2.2 <i>Angle of Attack</i> . (CFI Brief,2016) .....	10
Gambar 2.3 <i>Boundary Layer</i> (zanon.2011).....	12
Gambar 2.4 batas laminar,daerah transisi,dan batas .....	12
Gambar 2.5 Grafik $C_L$ terhadap AOA titik <i>stall</i> (Tejo,2016).....	13
Gambar 2.6 Terminologi <i>airfoil</i> (Panggih Raharjo, 2010). .....	15
Gambar 2.7 Jenis <i>Airfoil</i> (PritamJodha, 2014).....	16
Gambar 2.8 Berbagai sayap dengan <i>swept angle</i> (Sadraey, l2013) .....	16
Gambar 2.9 Pengaruh <i>swept angle</i> terhadap aliran datang (Sadraey, 2013) .....	17
Gambar 2.10 <i>Airfoil</i> NACA 2412 (Airfoil Tools) .....	18
Gambar 2.11 NACA 5 digit 23012 (Airfoil Tools).....	19
Gambar 2.12 NACA Seri 6 digit. (Airfoil Tools) .....	19
Gambar 2.13 NACA seri 7 digit (NACA 747A415).....	20
Gambar 2.14 NACA seri 8 digit .....	20
Gambar 2.15 <i>Airfoil</i> NACA 23018 (AirfoilTools) .....	21
Gambar 2.16 <i>Airfoil</i> NACA 23018 .....	21
Gambar 2.17 Bentuk-bentuk dari <i>vortex generator</i> .....	22
Gambar 2.18 Distribusi eddyviscosity di permukaan sayap dengan <i>vortex generator</i> .....	23
Gambar 2.19 <i>Structure wing</i> (nurudh,2009) .....	23
Gambar 2.20 Titik <i>Wingspan</i> (Utami,2015) .....	24
Gambar 2.21 Titik chord .....	25
Gambar 2. 22 Distribusi kofisien tekanan pada $Re = 17,65 \times 1105$ (Setyo Hariadi,2019) .....	28
Gambar 3.1 Diagram alur penelitian.....	31
Gambar 3.2 Skema penelitian .....	32
Gambar 3.3 <i>Airfoil</i> NACA 23018 (Airfoil Tools) .....	34
Gambar 3.4 Konfigurasi Benda Uji <i>Airfoil</i> NACA 23018.....	35
Gambar 3.5 Konfigurasi geometri <i>triangular</i> VG dan jarak VG terhadap <i>leading edge</i> .....	35
Gambar 3.6 Penempatan <i>vortex generator</i> x/c 10% .....	35
Gambar 3.7 <i>Plain swept back wing airfoil</i> NACA 23018 .....	37

Gambar 3.8 <i>Airfoil</i> NACA 23018 dengan <i>triangular vortex generator</i> .....	38
Gambar 3.9 domain simulasi dan <i>bondary condition</i> .....	38
Gambar 3.10 <i>meshing</i> secara global.....	39
Gambar 3.11 <i>meshing</i> sekitar wing.....	39
Gambar 3.12 <i>meshing</i> permukaan <i>wing</i> .....	40
Gambar 3.13 Grafik <i>grid independence test</i> .....	42
Gambar 4.1 Grafik <i>Coefficient Drag</i> terhadap <i>Angle of Attack</i> .....	45
Gambar 4.2 Grafik <i>coefficient lift</i> terhadap <i>Angle of Attack</i> .....	46
Gambar 4.3 Grafik nilai $C_L/C_D$ terhadap <i>Angle of Attack</i> .....	48
Gambar 4.4 Skema Pengambilan Data Kontur <i>Pressure</i> .....	49
Gambar 4.5 kontur <i>pressure</i> pada <i>airfoil</i> NACA 23018 tanpa atau dengan penambahan <i>vortex generator</i> .....	51
Gambar 4.6 Skema Pengambilan Data Kontur <i>Velocity</i> .....	52
Gambar 4.7 <i>Velocity</i> Pada <i>airfoil</i> NACA 23018 dengan atau tanpa <i>vortex generator</i> pada $\alpha = 0^0$ .....	53
Gambar 4.8 <i>Velocity</i> Pada <i>airfoil</i> NACA 23018 dengan atau <i>tanpa vortex generator</i> pada $\alpha = 12^0$ .....	54
Gambar 4.9 <i>Velocity</i> Pada <i>airfoil</i> NACA 23018 dengan atau tanpa <i>vortex generator</i> pada $\alpha = 20^0$ .....	55

## DAFTAR TABEL

Tabel 3.2 koordinat X danl Y dari <i>airfoil</i> NACA 23018 .....	33
Tabel 3.3 Konfigurasi <i>back swept wing airfoil</i> NACA 23018.....	34
Tabel 3.4 konfigurasi <i>vortex generator</i> .....	36
Tabel 3.5 Spesifikasi laptop ASUS X456URK.....	41
Tabel 3.6 Hasil <i>grid independence</i> .....	42
Tabel 3.7 Waktu penelitian .....	43

## DAFTAR SINGKATAN DAN LAMBANG

<u>Singkatan</u>	<u>Nama</u>	Pemakaian pertama kali pada halaman
NACA	<i>National Advisory Committe for Aeronautics</i>	2
$C_L$	<i>Coefficient of Lift</i>	3
$C_D$	<i>Coefficient of Drag</i>	3
AOA	<i>Angel of Attack</i>	4
CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>	25
 <u>Lambang</u>		
<u>Re</u>	Bilangan Reynold	3
$\Lambda$	<i>Swept Angle</i>	4
A	<i>Angel of Attack</i>	4
$\rho$	Densitas Udara	8
V	Kecepatan Aliran Udara	8
S	Luas Area	8
L	Gaya Angkat ( <i>Lift</i> )	8
Kg	Kilogram	8
M	Meter	8
S	<i>Second</i>	8
D	Gaya Hambat ( <i>Drag</i> )	9
P	Tekanan	11
T	Waktu	23
$C_r$	<i>Root Chord</i>	24
$C_t$	<i>Tip Chord</i>	24
$\lambda$	<i>Taper Ratio</i>	24
$E_t$	Energi Total	24
A	Luas Penampang	33
AR	<i>Aspect Rasio</i>	33

## DAFTAR PUSTAKA

- Azmi, U. (2017). Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Penambahan Vortex Generator pada Airfoil NASA LS-0417.
- Ghurri, A. (2014). Dasar-Dasar Mekanika Fluida.
- Hariyadi, S. (2018). Studi Numerik Penggunaan Vortex Generator pada Wing Airfoil NACA 43018.
- Herdiana, D., & Hartono, F. (2020). Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator untuk Sayap Pesawat LSU-05 Menggunakan Metode Numerik.
- Hidayat, M. F. (1945). Analisa Aerodinamika Airfoil NACA 0021 dengan ANSYS Fluent.
- Hoffmann, M. J., Ramsay, R. R., & Gregorek, G. (1996). Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the NACA 4415 Airfoil.
- Mulyadi, M. (2014). Analisis Aerodinamika pada Sayap Pesawat Terbang dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic (CFD).
- Nobellardo, A. (2021). Analisis Aerodinamika Airfoil pada Pesawat Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Twin Boom dengan Tipe NACA 2414 dan NACA 4415 Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic.
- Pradana, R. (2019). Studi Eksperimen Pengaruh Penggunaan Vortex Generator Pada AIRFOIL NACA 0012 dengan Smoke Generator.
- Pratama, D. (2021). Studi Eksperimen Pengaruh Penggunaan Rectangular Vortex Generator Susunan Counter-Rotating pada Airfoil NACA 0012 dengan Smoke Generator.
- Raharjo, P. Terminologi Airfoil.  
<https://panggih15.wordpress.com/2010/01/28/terminologi-airfoil/>  
(28 Januari 2010)
- Ridha, R. (2017). Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi di Sekitar Airfoil NACA 0012 dengan Backward Swept Angle  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $30^\circ$ .
- Saputra, I. G. (2021). Analisa Pengaruh Penambahan Triangular dan Trapeziodal Vortex Generator terhadap Visualisasi Aliran Udara pada Tail Boom BO 105.



Susanto, A. (2015). Studi Eksperimen Pengaruh Sudut Serang Terhadap Performa Turbin Angin Sumbu Horizontal NACA 4415.

Tjipto W, (2017). Gaya-gaya pada pesawat terbang.

<https://tahupenerbangan.blogspot.com/2017/03/gaya-lift-weight-thrust-drag.html>

Wijaya, R. (2015). Studi Eksperimen Tentang Pengendalian Aliran Sekunder Pada Airfoil NASA LS-0417 Dengan Vortex Generator Di Dekat Endwall.