

**STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-0714 DENGAN
PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR JENIS *TRIANGULAR*
*STRAIGHT***

PROYEK AKHIR



Oleh :

PANDE GEDE KHRISNA PRATHAMA NUGRAHA
NIT. 30421020

**PROGRAM STUDI DIPLOMA 3 TEKNIK PESAWAT UDARA
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA
2024**

**STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-0714 DENGAN
PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* JENIS *TRIANGULAR*
*STRAIGHT***

PROYEK AKHIR

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



Oleh:

PANDE GEDE KHRISNA PRATHAMA NUGRAHA
NIT. 30421020

**PROGRAM STUDI DIPLOMA 3 TEKNIK PESAWAT UDARA
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA
2024**

LEMBAR PERSETUJUAN

STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-0714 DENGAN
PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* JENIS *TRIANGULAR STRAIGHT*

Oleh :

PANDE GEDE KHRISNA PRATHAMA NUGRAHA

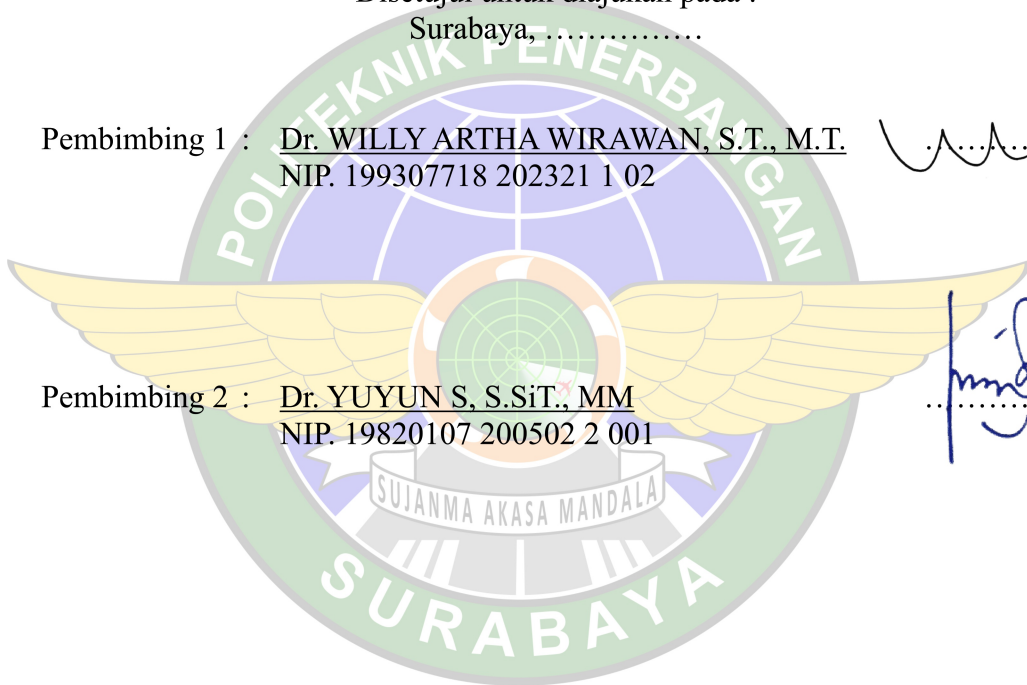
NIT. 30421020

Disetujui untuk diajukan pada :

Surabaya,

Pembimbing 1 : Dr. WILLY ARTHA WIRAWAN, S.T., M.T.
NIP. 199307718 202321 1 02

Pembimbing 2 : Dr. YUYUN S, S.SiT., MM
NIP. 19820107 200502 2 001



LEMBAR PENGESAHAN

STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-0714 DENGAN
PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* JENIS *TRIANGULAR STRAIGHT*

Oleh :

PANDE GEDE KHRISNA PRATHAMA NUGRAHA

NIT 30421020

Telah dipertahankan dan dinyatakan lulus pada Ujian Proyek Tugas Akhir
Program Pendidikan Diploma III Teknik Pesawat Udara

Politeknik Penerbangan Surabaya

Pada tanggal :

Panitia Penguji :

1. Ketua : BAMBANG BAGUS H., S.SIT, MM, MT
NIP. 19810915 200502 1 001
2. Sekretaris : Dr. SUYATMO, ST, S.Pd, MT
NIP. 19630510 198902 1 001
3. Anggota : Dr. WILLY ARTHA WIRAWAN, S.T., M.T.
NIP. 199307718 202321 1 02

Ketua Program Studi
Teknik Pesawat Udara

NYARIS PAMBUDIYATNO, S.SiT, M.MTr
NIP. 19820525 200502 1 001

ABSTRAK

STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-0714 DENGAN PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* JENIS *TRIANGULAR STRAIGHT*

Oleh :

PANDE GEDE KHRISNA PRATHAMA NUGRAHA

NIT. 30421020

Dalam dunia penerbangan, pengembangan teknologi pesawat terus berkembang pesat untuk meningkatkan efisiensi, keamanan, dan kinerja pesawat. Salah satu aspek penting dalam desain pesawat adalah aerodinamika, yang mempelajari perilaku udara saat melewati permukaan pesawat. Untuk memahami dan memprediksi karakteristik aerodinamika pesawat, penggunaan model matematis dan numerik sangat penting. Penambahan *vortex generator* pada profil aerodinamis merupakan salah satu strategi inovatif untuk meningkatkan kontrol, stabilitas, dan mengurangi *drag* pada pesawat.

Pada penelitian ini metode yang digunakan adalah simulasi numerik untuk memodelkan aliran udara di sekitar profil NACA SC(2)-0714 dengan dan tanpa penambahan *vortex generator* menggunakan CFD (*Computational Fluid Dynamic*). Jenis *vortex generator* yang digunakan adalah *Triangular Vortex Generator* dengan panjang 8 mm, tinggi 4 mm, ketebalan 1 mm menggunakan konfigurasi *Straight*, ditempatkan pada posisi pasang 20%, jarak antar *vortex generator* 40 mm. Variasi yang digunakan adalah sudut serang pada airfoil yaitu 0°, 6°, 9°, 13°, 16°, dan 19°. Analisis data kuantitatif yang melibatkan koefisien *lift* dan *drag* dilakukan untuk membandingkan hasil aerodinamika dari kedua konfigurasi tersebut pada airfoil. Selain menampilkan karakteristik secara kuantitatif, visualisasi aliran ditampilkan secara kualitatif berupa *velocity contour* dan *pressure contour*.

Hasil penelitian pada sudut serang 13°, airfoil tanpa *vortex generator* telah terjadi separasi aliran udara. Sementara itu, pada airfoil dengan penambahan *vortex generator*, separasi aliran terjadi pada sudut serang 16°. Hal ini menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* dapat menunda separasi aliran udara di permukaan sayap. Berdasarkan hasil simulasi bahwa penggunaan *vortex generator* jenis *triangular* dengan konfigurasi *straight* pada NACA SC(2)-0714 menyebabkan penurunan koefisien drag sebesar 12%.

Kata kunci: aerodinamika, NACA SC(2)-0714, CFD, *Triangular Vortex Generator*

ABSTRACT

NUMERICAL STUDY ON THE NACA SC(2)-0714 AIRFOIL WITH THE ADDITION OF A STRAIGHT TRIANGULAR TYPE VORTEX GENERATOR

By :

PANDE GEDE KHRISNA PRATHAMA NUGRAHA

NIT. 30421020

In the world of aviation, the development of aircraft technology continues to grow rapidly to improve aircraft efficiency, safety and performance. One important aspect in aircraft design is aerodynamics, which studies the behavior of air as it passes over the surface of an aircraft. To understand and predict the aerodynamic characteristics of an aircraft, the use of mathematical and numerical models is essential. The addition of vortex generators to the aerodynamic profile is one of the innovative strategies to improve control, stability and reduce drag on the aircraft.

In this research, the method used is numerical simulation to model the airflow around the NACA SC(2)-0714 profile with and without the addition of vortex generators using CFD (Computational Fluid Dynamic). The type of vortex generator used is a Triangular Vortex Generator with a length of 8 mm, height of 4 mm, thickness of 1 mm using Straight configuration, placed in a 20% tide position, distance between vortex generators 40 mm. The variation used is the angle of attack on the airfoil which is 0°, 6°, 9°, 13°, 16°, and 19°. Quantitative data analysis involving lift and drag coefficients was performed to compare the aerodynamic results of the two configurations on the airfoil.

The results of the research were that at an angle of attack of 13°, the airfoil without a vortex generator had seen air flow separation. Meanwhile, on the airfoil with the addition of a vortex generator, flow separation occurs at an angle of attack of 16°. This shows that the addition of a vortex generator can delay the separation of air flow on the wing surface. Based on the simulation results, the use of a triangular type vortex generator with a straight configuration on NACA SC(2)-0714 causes a decrease in the drag coefficient of 12%.

Keywords: aerodynamics, NACA SC(2)-0714, CFD, Triangular Vortex Generator

PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Pande Gede Khrisna Prathama Nugraha
NIT : 30421020
Program Studi : D3 Teknik Pesawat Udara
Judul Tugas Akhir : STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-
0714 DENGAN PENAMBAHAN *VORTEX*
GENERATOR JENIS *TRIANGULAR STRAIGHT*

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 (jika diperlukan). Dengan hak ini, Politeknik Penerbangan Surabaya berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*database*), merawat, dan mempublikasikan Proyek Akhir/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 Perguruan Tinggi dan Akademi Penerbangan.

Surabaya,
Yang membuat pernyataan



Pande Gede Khrisna Prathama Nugraha
NIT. 30421020

KATA PENGANTAR

Puji syukur kami panjatkan kepada Tuhan Yang Maha Esa, karena berkat limpahan rahmat dan hidayahNya, Proyek Akhir yang berjudul “STUDI NUMERIK PADA AIRFOIL NACA SC(2)-0714 DENGAN PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* JENIS *TRIANGULAR STRAIGHT*”. ini dapat diselesaikan dengan baik.

Penyusunan Proyek Akhir ini dimaksudkan sebagai salah satu syarat menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya dan memperoleh gelar Ahli Madya (A.Md.).

Ucapan terima kasih kami sampaikan kepada segenap pihak yang telah membantu selama proses penyusunan Proyek Akhir ini, terutama kepada :

1. Bapak Ahmad Bahrawi, S.E., M.T. selaku Direktur Poltekbang Surabaya.
2. Bapak Nyaris Pambudiyatno, S.SiT, M.MTr, selaku Ketua Program Studi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara
3. Alm. Bapak Bayu Dwi Cahyo, ST, MT, dan Dr. WILLY ARTHA WIRAWAN, S.T., M.T. selaku Dosen Pembimbing Materi
4. Ibu Dr. Yuyun S, S.SiT., MM selaku Dosen Pembimbing Penulisan
5. Kedua Orang Tua, atas doa, semangat, dan dukungan yang diberikan.
6. Seluruh dosen dan civitas akademika Prodi D3 Teknik Pesawat Udara Poltekbang Surabaya, atas pengajaran dan
7. Teman-teman sekelas, atas kebersamaan dan kerjasamanya.
8. Teman-teman seangkatan dan adik-adik kelas, atas dukungan yang diberikan.

Tak ada gading yang tak retak. Tentunya karya tulis ini masih jauh dari sempurna. Atas segala kesalahan dan kata-kata yang kurang berkenan, kami memohon maaf. Saran dan kritik membangun kami harapkan demi karya yang lebih baik di masa mendatang.

Surabaya,

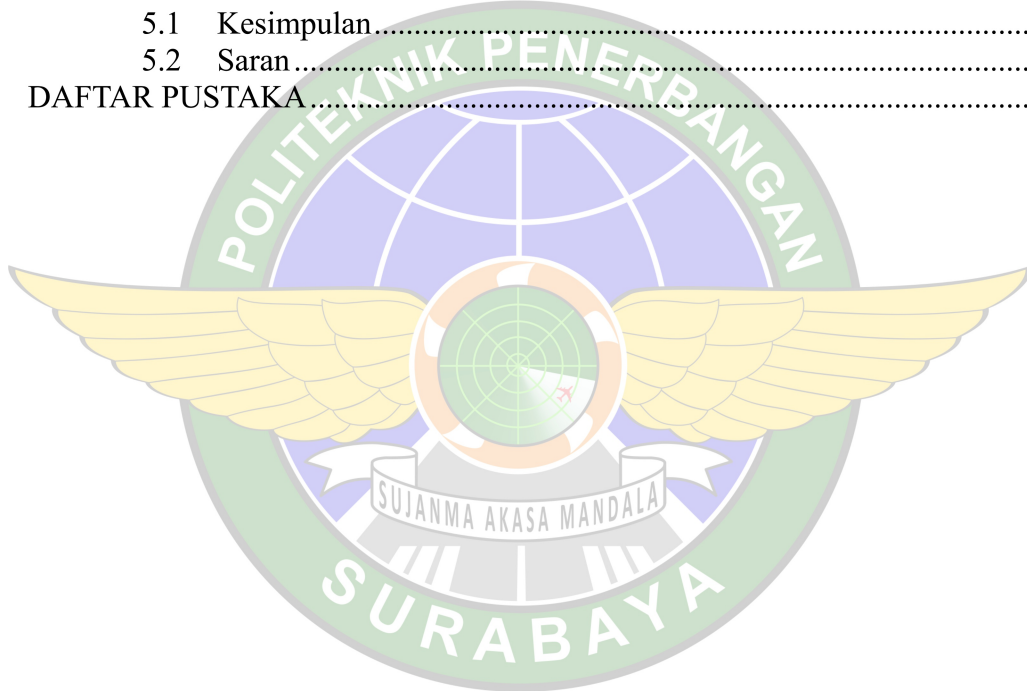


Pande Gede Khrisna P.N.

DAFTAR ISI

	Halaman
HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PERSETUJUAN.....	ii
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	iv
<i>ABSTRACT</i>	v
PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA	vi
KATA PENGANTAR.....	vii
DAFTAR ISI	viii
DAFTAR GAMBAR	x
DAFTAR TABEL	xii
DAFTAR LAMPIRAN	xiii
DAFTAR SINGKATAN DAN LAMBANG.....	xiv
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Tujuan Penelitian	4
1.5 Hipotesis	4
1.6 Manfaat Penelitian.....	4
1.7 Sistematika Penulisan	5
BAB 2 LANDASAN TEORI.....	6
2.1 Aerodinamika	6
2.2 Airfoil	6
2.2.1 <i>Supercritical Airfoil</i> NACA SC(2)-0714	11
2.2.2 <i>Angle of Attack</i>	12
2.3 Koefisien <i>Lift</i> dan koefisien <i>Drag</i>	13
2.3.1 Koefisien <i>Lift</i>	13
2.3.2 Koefisien <i>Drag</i>	14
2.4 <i>Reynold Number</i>	15
2.5 Aliran Udara	15
2.5.1 Sifat aliran udara.....	16
2.5.2 Aliran Laminer dan Turbulent	17
2.6 Distribusi Tekanan.....	18
2.7 Lapisan Batas (<i>Boundary Layer</i>).....	19
2.8 <i>Vortex Generator</i>	20
2.9 <i>Computational Fluid Dynamics (CFD)</i>	22
2.10 Studi Numerik	23
2.11 Jurnal yang Relevan	23
BAB 3 METODE PENELITIAN.....	32
3.1 Desain Penelitian	32
3.2 Variabel Penelitian.....	33
3.3 Objek Penelitian	34

3.4	Teknik Pengumpulan Data dan Instrumen Penelitian.....	35
3.4.1	Teknik Pengumpulan Data.....	35
3.4.2	Instrumen Penelitian	41
3.5	Teknik Analisis Data.....	42
3.6	Tempat dan Waktu Penelitian	44
3.6.1	Tempat penelitian.....	44
3.6.2	Waktu Penelitian	44
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN.....		46
4.1	<i>Coefficient Lift</i>	46
4.2	<i>Coefficient Drag</i>	48
4.3	<i>Lift to Drag Ratio (Cl/Cd)</i>	50
4.4	Visualisasi Aliran Fluida.....	51
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN		57
5.1	Kesimpulan.....	57
5.2	Saran.....	58
DAFTAR PUSTAKA.....		59



DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 1.1 Geometri VG <i>Triangular</i>	2
Gambar 2.1 <i>Basic nomenclature of an airfoil</i>	6
Gambar 2.2 NACA 4 Digit	7
Gambar 2.3 NACA 5 Digit	8
Gambar 2.4 NACA 5 digit	9
Gambar 2.5 NACA 7 digit	10
Gambar 2.6 <i>Supercritical airfoil</i>	11
Gambar 2.7 <i>Conventional airfoil</i>	12
Gambar 2.8 <i>Schematic of the flow field over supercritical Airfoil</i>	12
Gambar 2.9 <i>Angle of attack</i>	13
Gambar 2.10 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i>	19
Gambar 2.11 <i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i>	20
Gambar 2.12 <i>Vortex Generator</i>	21
Gambar 2.13 Geometri <i>vortex generator</i>	24
Gambar 2.14 Letak pemasangan <i>vortex generator</i> pada sayap LSU-05.....	24
Gambar 2.15 Grafik hasil simulasi koefisien rasio <i>lift-drag</i> terhadap sudut serang perbandingan sayap normal dan sayap dengan <i>vortex generator</i>	24
Gambar 2.16 Perbandingan <i>turbulent pathline</i> pada sudut serang 12°	25
Gambar 2.17 Perbandingan <i>turbulent pathline</i> pada sudut serang 14°	25
Gambar 2.18 Perbandingan <i>velocity pathline</i> pada sudut serang 12°	25
Gambar 2.19 Perbandingan <i>velocity pathline</i> pada sudut serang 14°	25
Gambar 2.20 Bentuk-bentuk dari <i>vortex generator</i>	27
Gambar 2.21 <i>Pressure and velocity Contours</i> 0714 <i>aerofoil</i> at 0.7 Mach number	28
Gambar 2.22 <i>Pressure and velocity Contours</i> of 0414 <i>aerofoil</i> at 0.7 Mach number and 0° Angle of Attack (AOA)	29
Gambar 2.23 <i>Angle of attack v/s Lift and Drag coefficient</i>	31
Gambar 3.1 Diagram alur penelitian.....	32
Gambar 3.2 Skema Penelitian Simulasi	33
Gambar 3.3 Konfigurasi Geometri airfoil NACA SC(2)-0714 dengan <i>vortex generator</i> jenis <i>triangular straight</i>	34
Gambar 3.4 Geometri <i>vortex generator</i> jenis <i>triangular straight</i>	35
Gambar 3.5 Data Airfoil NACA SC(2)-0714 pada Microsoft Excel	36
Gambar 3.6 Plain Airfoil NACA SC(2)-0714	37
Gambar 3.7 Airfoil NACA SC(2)-0714 dengan <i>vortex generator</i> jenis <i>triangular straight</i>	37
Gambar 3.8 Dimensi permodelan dan <i>Boundary condition</i>	38
Gambar 3.9 Penampang Bagian <i>Inlet</i>	38
Gambar 3.10 Penampang Bagian <i>Outlet</i>	38
Gambar 3.11 Penampang Bagian <i>Wall (Side)</i>	39
Gambar 3.12 Penampang Bagian Airfoil	39
Gambar 3.13 Hasil <i>Meshing</i> Keseluruhan	40
Gambar 3.14 Hasil <i>Meshing</i> Sekitar Airfoil.....	40
Gambar 3.15 <i>Number of Iterations</i>	42

Gambar 3.16 Grafik <i>Coefficient Drag</i>	44
Gambar 4.1 Grafik nilai <i>Cl</i> terhadap <i>Angle of Attack</i>	47
Gambar 4.2 Kurva <i>CL</i> terhadap sudut serang pada bentuk <i>vortex generator triangular</i>	47
Gambar 4.3 Grafik nilai <i>Cd</i> terhadap <i>Angle of Attack</i>	49
Gambar 4.4 Kurva <i>CD</i> terhadap sudut serang pada bentuk <i>vortex generator triangular</i>	49
Gambar 4.5 Grafik nilai <i>Cd</i> terhadap <i>Angle of Attack</i>	50
Gambar 4.6 <i>Velocity Contour Angle of Attack</i> 0 ° dan 6 °	51
Gambar 4.7 <i>Velocity Contour Angle of Attack</i> 9 ° dan 13 °	52
Gambar 4.8 <i>Velocity Contour Angle of Attack</i> 16 ° dan 19 °	53
Gambar 4.9 <i>Pressure Contour Angle of Attack</i> 0 ° dan 6 °	54
Gambar 4.10 <i>Pressure Contour Angle of Attack</i> 9 ° dan 13 °	55
Gambar 4.11 <i>Pressure Contour Angle of Attack</i> 16 ° dan 19 °	56



DAFTAR TABEL

	Halaman
Tabel 2.1 Perbandingan beberapa parameter penelitian sayap normal dan sayap dengan <i>vortex generator</i>	26
Tabel 2.2 Perbandingan hasil simulasi dengan beda posisi pasang pada bentuk <i>vortex generator triangular</i>	27
Tabel 2.3 Perbandingan hasil simulasi dengan beda posisi pasang pada bentuk <i>vortex generator rectangular</i>	27
Tabel 2.4 Perbandingan hasil simulasi dengan beda posisi pasang pada bentuk <i>vortex generator gothic</i>	27
Tabel 2.5 <i>Aerodynamic parametric values for both the aero foils at Mach number 0.7 and 0°AoA</i>	29
Tabel 2.6 <i>Comparison of coefficient of lift on two different velocities</i>	30
Tabel 3.1 Parameter dimensi airfoil dan <i>vortex generator</i>	35
Tabel 3.2 Spesifikasi Perangkat Penunjang Penelitian.	41
Tabel 3.3 Hasil Grid Independence Test.	43
Tabel 3.4 Table Time Frame.	45
Tabel 4.1 Hasil Simulasi Nilai Cl.	46
Tabel 4.2 Hasil Simulasi Nilai Cd.	48
Tabel 4.3 Hasil Simulasi Nilai Cl.	50

DAFTAR LAMPIRAN



DAFTAR SINGKATAN DAN LAMBANG

<u>Singkatan</u>	<u>Nama</u>	<u>Halaman</u>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>	1
CFD	Computational Fluid Dynamic	2
SST	<i>Supersonic Transport</i>	11
VG	<i>Vortex Generator</i>	20

<u>Lambang</u>	<u>Nama</u>	<u>Halaman</u>
L	gaya angkat (<i>lift</i>)	14
C_L	koefisien <i>lift</i>	14
ρ	massa jenis fluida	14
V	kecepatan fluida	14
S	luas frontal	14
D	gaya hambat (<i>drag</i>)	14
C_d	koefisien <i>drag</i>	14
Re	<i>Reynold number</i>	15
l	panjang benda	15
μ	koefisien viskositas aliran udara	15
m	Massa	15
v	volume	16
π	viskositas dinamik	17
τ	tegangan geser	17
du/dy	laju regangan geser	17

DAFTAR PUSTAKA

- Awalu Romadhon, Dana Herdiana. (2017). *Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika pada Sayap Pesawat LSU-05 Dengan Penambahan Vortex Generator (Analysis of CFD Aerodynamics Characteristic at the Wing of Aircraft LSU-05 with the Addition of Vortex Generator)*. Fakultas Teknik Universitas Nurtanio Bandung, Bandung, Jawa Barat, Indonesia.
- Dana Herdiana, Firman Hartono. (2020). *Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator Untuk Sayap Pesawat LSU-05 Menggunakan Metode Numerik (Analysis of Vortex Generator Selection for LSU-05 Aircraft Using Numerical Methods)*. Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia.
- M. Sri Rama Murthy & K.Rambabu. (2022). *Aerodynamic analysis of NACA SC (2) -0714 and NACA SC (2)-0414 super critical aero foils –a comparative study*. International Journal of Engineering Science Invention (IJESI), ISSN (Online): 2319-6734, ISSN (Print): 2319-6726.
- Ravikumar, Dr. S B Prakash. (2014). *Aerodynamics Analysis of Supercritical NACA SC (2)-0714 Airfoil Using CFD*. International Journal of Advanced Technology in Engineering and Science, ISSN (online): 2348 – 7550.
- Sana Kauser. (2015). *Aerodynamics Analysis Of Naca Sc (2) -0714 Supercritical Airfoil Using Computational Fluid Dynamics*. International Journal of Scientific Research and Engineering Studies (IJSRES), ISSN: 2349-8862.
- Setyo Hariyadi S.P, Achmad Setiyo Prabowo. (2019). *Studi Numerik Penggunaan*
- Talha Imran, Muhammad Arbaz-ul-Haq. (2022). *Optimize of Supercritical Airfoil (SC(2)-0714) Using Variable Camber Technique*. (Faculty of Mechanical Engineering GIK Institute of Engineering Sciences&Technology).
- Ulul Azmi dan Herman Sasongko. (2015). *Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Penambahan Vortex Generator pada Airfoil NASA LS-0417*. JURNAL TEKNIK ITS, Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS), ISSN: 2337-3539 (2301-9271 Print).

Wahyuni Fajar Arum, Enggal Fahmi Dzikirillah. (2023). *Analisis Pengaruh Vortex Generator Terhadap Aliran Udara*. Teknika STTKD : Jurnal Teknik, Elektronik, Engine, ISSN 2460-1608 (Media Cetak) 2622-3244 (Media Online).

