

**ANALISIS AERODINAMIKA
EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE
PADA AIRFOIL NACA 20612**

PROYEK AKHIR



Oleh :

ALI ZAENAL YUSUF AULIYA IRAWAN
NIT. 30421002

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

**ANALISIS AERODINAMIKA
EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE
PADA AIRFOIL NACA 20612**

PROYEK AKHIR

Diajukan sebagai Syarat Menempuh Mata Kuliah Tugas Akhir pada
Program Studi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara



Oleh :

ALI ZAENAL YUSUF AULIYA IRAWAN
NIT. 30421002

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

HALAMAN PERSETUJUAN

ANALISIS AERODINAMIKA EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE PADA AIRFOIL NACA 20612

Oleh :

Ali Zaenal Yusuf Auliya Irawan

NIT. 30421002

Disetujui untuk diujikan pada tanggal :
Surabaya, 9 Agustus 2024

Pembimbing I : Dr. Ir. SETYO HARIYADI SP, ST, MT.
NIP. 197908242009120001

Pembimbing II : Ir. BAMBANG JUNIPITOYO, ST, MT.
NIP. 197806262009121001



HALAMAN PENGESAHAN

ANALISIS AERODINAMIKA EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE PADA AIRFOIL NACA 20612

Oleh :

Ali Zaenal Yusuf Auliya Irawan

NIT. 30421002

Telah dipertahankan dan dinyatakan lulus pada Ujian Tugas Akhir

Program Studi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara

Politeknik Penerbangan Surabaya

Pada tanggal : 9 Agustus 2024

Panitia Penguji :

1. Ketua : ADE IRFANSYAH, S.T., M.T.
NIP. 19801125 200212 1 002
2. Sekretaris : Dr. WILLY ARTHA WIRAWAN, S.T., M.T.
NIP. 199307718 202321 1 02
3. Anggota : Dr. Ir. SETYO HARIYADI SP, ST, MT
NIP. 197908242009120001

Ketua Program Studi
D3 Teknik Pesawat Udara

NYARIS PAMBUDIYATNO, S.SiT., M.MTr.

NIP. 19820525 200502 1001

ABSTRAK

ANALISIS AERODINAMIKA EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE PADA AIRFOIL NACA 20612

Oleh :

Ali Zaenal Yusuf Aulia Irawan

NIT. 30421002

Di industri penerbangan, Winglet telah berkembang cukup pesat untuk mengurangi timbulnya wingtip vortex. Berbagai macam winglet telah dikembangkan untuk mencapai tujuan ini. Winglet untuk meredam pusaran aliran (vortex) di ujung sayap karena aliran udara bertekanan tinggi dari bawah sayap bertemu dengan aliran udara bertekanan rendah dari bagian atas sayap. Hal ini menyebabkan turbulensi. Selain itu, karena putaran udara ini, pesawat membutuhkan lebih banyak bahan bakar untuk stabil di udara. Dengan winglet, bahan bakar dapat menghemat sehingga 7%.

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan software simulasi. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 230 m/s dengan sudut serang 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 15° , 16° , 17° , 19° , dan 20° . Model yang diujikan menggunakan NACA 20612 pada pesawat Embraer dengan *winglet* dan tanpa *winglet*. *Winglet* yang akan dipakai adalah *forward wingtip fence*.

Hasil dari penelitian ini diharapkan dapat memberikan wawasan tentang pengoptimalan dari airfoil NACA 20612 dengan adanya penambahan *forward wingtip fence* dapat meningkatkan performa aerodinamika dari *wing* yaitu dengan peningkatan C_L/C_D pada *forward wingtip fence*.

Kata kunci : *airfoil*, NACA 20612, *forward wingtip fence*, *winglet*, *numerik CFD*

ABSTRACT

ANALISIS AERODINAMIKA EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE PADA AIRFOIL NACA 20612

In the aviation industry, winglets have developed quite rapidly to reduce the incidence of wingtip vortex. A wide variety of winglets have been developed to achieve this goal. Winglets reduce the vortex at the wingtip as the high-pressure airflow from the bottom of the wing meets the low-pressure airflow from the top of the wing. This causes turbulence. Also, due to these air loops, the aircraft requires more fuel to stabilize in the air. With winglets, fuel can be saved up to 7%.

This study was conducted by numerical simulation using simulation software. The freestream flow velocity to be used is 230 m/s with angles of attack of 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, and 20°. The model tested uses NACA 20612 on Embraer aircraft with winglets and without winglets. The winglet that will be used is the forward wingtip fence.

The results of this study are expected to provide insight into the optimization of the NACA 20612 airfoil with the addition of a forward wingtip fence can improve the aerodynamic performance of the wing by increasing the CL / CD on the forward wingtip fence.

Keywords : airfoil, NACA 20612, forward wingtip fence, winglet, CFD numerical

PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Ali Zaenal Yusuf Auliya Irawan
NIT : 30421002
Program Studi : D3 Teknik Pesawat Udara
Judul Tugas Akhir : Analisis Aerodinamika Efek Penambahan Forward Wingtip Fence pada Airfoil NACA 20612

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 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 ketidak benaran, 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, 9 Agustus 2024

Yang membuat pernyataan



Ali Zaenal Yusuf Auliya Irawan
NIT. 30421002

KATA PENGANTAR

Puji Syukur kami panjatkan kepada Allah SWT , karena berkat limpahan rahmat dan hidayahNya, Sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir guna melakukan penelitian yang berjudul “ANALISIS AERODINAMIKA EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE PADA AIRFOIL NACA 20612” ini dapat diselesaikan dengan baik.

Penyusunan Tugas 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 Tugas Akhir ini, terutama kepada :

1. Bapak Ahmad Bahrawi, S.E., M.T., selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya
2. Bapak Nyaris Pambudiyatno, S.SiT., M.MTr. selaku Kaprodi Teknik Pesawat Udara Politeknik Penerbangan Surabaya.
3. Bapak Dr. Ir. Setyo Hariyadi SP, ST, MT, IPM., selaku pembimbing I
4. Bapak Ir. Bambang Junipitoyo, ST, MT., selaku pembimbing II
5. Kedua Orang Tua, atas doa, semangat, dan dukungan yang diberikan.
6. Seluruh dosen dan civitas akademika Prodi D3 Teknik Pesawat Udara Politeknik Penerbangan Surabaya, atas pengajaran dan
7. Teman-teman sekelas, atas kebersamaan dan kerjasamanya
8. Teman-teman seangkatan dan adik-adik kelas, atas dukungan yang diberikan.

Atas segala kesalahan dan kata-kata yang kurang berkenan, kami mohon maaf. Saran dan kritik membangun kami harapkan demi karya yang lebih baik di masa mendatang.

Surabaya, 9 Agustus 2024

Penyusun



Ali Zaenal Yusuf Auliya Irawan
NIT. 30421002

DAFTAR ISI

ANALISIS AERODINAMIKA.....	i
EFEK PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE.....	i
PADA AIRFOIL NACA 20612	i
HALAMAN PERSETUJUAN	ii
HALAMAN PENGESAHAN.....	iii
ABSTRAK	iv
ABSTRACT.....	v
PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA.....	vi
KATA PENGANTAR.....	vii
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR.....	x
DAFTAR TABEL	xiii
DAFTAR SINGKATAN.....	xiv
DAFTAR NOTASI	xiv
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Tujuan Penelitian	3
1.5 Hipotesis	3
1.6 Manfaat Penelitian	3
1.7 Sistematika Penulisan	4
BAB II LANDASAN TEORI.....	5
2.1 Teori Dasar Aerodinamika	5
2.2 Gaya Pesawat	6
2.3 Airfoil.....	7
2.4 <i>Airfoil</i> Embraer Supercritical	8
2.5 <i>Airflow</i>	9
2.6 <i>Winglet</i>	9
2.7 Wingtip Vortex	10
2.8 Embraer ERJ 145	12
2.9 Lift Coefficient dan Drag Coefficient	14

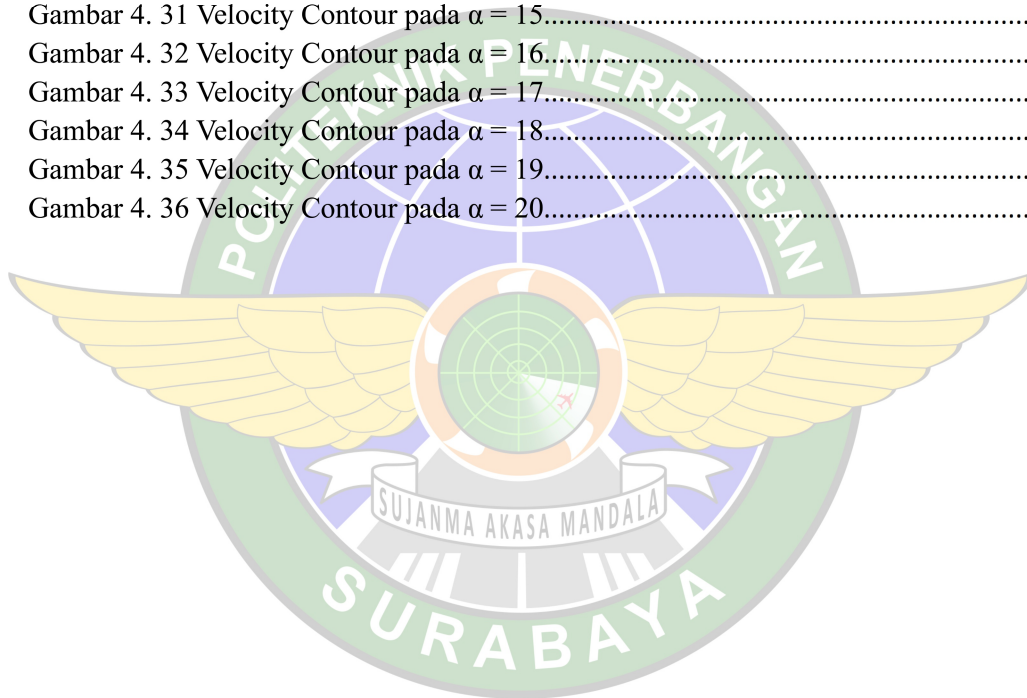
2.9.1	Coefficient Drag	14
2.9.2	Coefficient Lift.....	15
2.10	Distribusi Tekanan	15
2.11	Teori Boundary Layer	16
2.12	Computational Fluid Dynamics (CFD).....	16
2.13	Mental Map.....	18
2.14	Penelitian yang relevan	19
BAB III	METODE PENELITIAN	27
3.1	Rancangan Penelitian.....	27
3.2	Variabel Penelitian	28
3.2.1	Variabel terikat	28
3.2.2	Variabel bebas	28
3.3	Objek Penelitian.....	28
3.4	Teknik Pengumpulan Data dan Instrumen Penelitian	31
3.4.1	Teknik Pengumpulan Data	31
3.4.2	Instrumen Penelitian	39
3.5	Teknik Analisis Data	40
3.6	Tempat dan Waktu Penelitian.....	44
3.6.1	Tempat Penelitian.....	44
3.6.2	Waktu Penelitian	44
BAB IV	HASIL DAN PEMBAHASAN.....	46
4.1	Performa Aerodinamika	46
4.1.1	Coefficient Lift (C_L).....	46
4.1.2	Coefficient Drag (C_D).....	48
4.1.3	Coefficient Pressure Contour	50
4.1.4	Velocity Contour.....	62
BAB V	SARAN DAN KESIMPULAN	84
5.1	Kesimpulan	84
5.2	Saran	84
DAFTAR PUSTAKA		86

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Bagian - bagian airfoil (FAA 2000).....	5
Gambar 2. 2 Gaya yang ada pada pesawat terbang (www.grc.nasa.gov)	6
Gambar 2. 3 Airfoil	7
Gambar 2. 4 Embraer Supercritical Airfoil (https://m-selig.ae.illinois.edu).....	8
Gambar 2. 5 Airflow (https://www.mpoweruk.com/flight_theory.htm)	9
Gambar 2. 6 Aliran pada winglet (https://stem.prasetiyamulya.ac.id/).....	10
Gambar 2. 7 Wingtip vortex (Hariyadi, 2016)	11
Gambar 2. 8 Pesawat ERJ145	13
Gambar 2. 9 Pesawat EMB 120 Brasilia.....	13
Gambar 2. 10 Distribusi tekanan pada airfoil (Dicky, 2018)	15
Gambar 2. 11 Boundary Layer laminar dan turbulen (Talay, 1975)	16
Gambar 2. 12 Kontur kecepatan dan streamline area upper surface airfoil pada plain airfoil (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b), cant angle 85° (c), dan cant angle 80° (d) dengan sudut serang 12° (Anang Saputra Panjaitan, 2017).....	20
Gambar 2. 13 Kontur kecepatan dan streamline area upper surface airfoil pada plain airfoil (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b), cant angle 85° (c), dan cant angle 80 (d) dengan sudut serang 0° (Anang Saputra Panjaitan, 2017).....	21
Gambar 2. 14 Kontur kecepatan dan streamline disekitar airfoil pada $\alpha = 00$ (Anang Saputra Panjaitan, 2017)	22
Gambar 2. 15 Kontur kecepatan dan streamline disekitar airfoil pada $\alpha = 120$ (Anang Saputra Panjaitan, 2017)	23
Gambar 2. 16 Distribusi tekanan pada $Re = 5 \times 10$ plain wing dengan sayap cant angle 90 degree chord line winglet x/c 0.4. a. Plain 0 Degree b. Plain 10 Degree c. 0 Degree AoA Cant Angle 90 Degree xc 0.4 c. d. 10 Degree AoA Cant Angle 90 Degree xc 0.4, e. 0 Degree A (Setyo Hariyadi S.P)	25
Gambar 2. 17 Distribusi vorticity magnitude pada $Re = 5 \times 10$ plain wing dengan sayap cant angle 90 degree chord line winglet x/c 0.4. a. Plain 0 Degree b. Plain 10 Degree c. 0 Degree AoA Cant Angle 90 Degree xc 0.4 c. d. 10 Degree AoA Cant Angle 90 Degree xc 0.4, e.....	26
Gambar 3. 1 Rancangan penelitian	
Gambar 3. 2 Geometry wing dan winglet	29
Gambar 3. 3 Simulasi dimensi wind tunnel (a), dimensi model dan kondisi latar (Mulvany, dkk, 2004) (b)	30
Gambar 3. 4 Data airfoil NACA 20612	32
Gambar 3. 5 Data Airfoil NACA 20612 pada Microsoft Excel	33
Gambar 3. 6 Data Airfoil NACA 20612 pada Autocad.....	33
Gambar 3. 7 Presspull Airfoil NACA 20612	34
Gambar 3. 8 Pembentukan winglet.	34
Gambar 3. 9 Penampang bagian inlet	35
Gambar 3. 10 Penampang bagian outlet	35
Gambar 3. 11 Penampang bagian Wall	36
Gambar 3. 12 Penampang bagian wing	36
Gambar 3. 13 Hasil Meshing Secara Global	37

Gambar 3. 14 Hasil Meshing Sekitar Wing	38
Gambar 3. 15 Hasil Meshing Sekitar Wingtip	38
Gambar 3. 16 Section Plane pada airfoil.....	38
Gambar 3. 17 Number of Iterations	41
Gambar 3. 18 Perbandingan Nodes Coefficient Drag.....	41
Gambar 4. 1 Grafik nilai CL terhadap airfoil dengan angle of attack 0°, 1°, 2°, 3°, 4°, 5°, 6°, 7°, 8°, 9°, 10°, 11°, 12°, 13°, 14°, 15°, 16°, 17°, 18°, 19°, dan 20°	47
Gambar 4. 2 Grafik nilai C_D terhadap airfoil dengan angle of attack 0°, 1°, 2°, 3°, 4°, 5°, 6°, 7°, 8°, 9°, 10°, 11°, 12°, 13°, 14°, 15°, 16°, 17°, 18°, 19°, 20°	48
Gambar 4. 3 Skema pengambilan data velocity contour.....	50
Gambar 4. 4 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 0° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 0° (b), dengan winglet sudut serang 1° (c), tanpa winglet sudut serang 1° (d)	51
Gambar 4. 5 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 2° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 2° (b), dengan winglet sudut serang 3° (c), tanpa winglet sudut serang 3° (d)	52
Gambar 4. 6 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 4° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 4° (b), dengan winglet sudut serang 5° (c), tanpa winglet sudut serang 5° (d)	53
Gambar 4. 7 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 6° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 6° (b), dengan winglet sudut serang 7° (c), tanpa winglet sudut serang 7° (d)	54
Gambar 4. 8 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 8° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 8° (b), dengan winglet sudut serang 9° (c), tanpa winglet sudut serang 9° (d)	55
Gambar 4. 9 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 10° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 10° (b), dengan winglet sudut serang 11° (c), tanpa winglet sudut serang 11° (d).....	56
Gambar 4. 10 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 12o (a), tanpa winglet dengan sudut serang 12o (b), dengan winglet sudut serang 13o (c), tanpa winglet sudut serang 13o (d).....	57
Gambar 4. 11 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 14° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 14° (b), dengan winglet sudut serang 15° (c), tanpa winglet sudut serang 15° (d).....	58
Gambar 4. 12 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 16° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 16° (b), dengan winglet sudut serang 17° (c), tanpa winglet sudut serang 17° (d).....	59
Gambar 4. 13 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 18° (a), tanpa winglet dengan sudut serang 18° (b), dengan winglet sudut serang 19° (c), tanpa winglet sudut serang 19° (d).....	60
Gambar 4. 14 Pressure Contour pada upper surface airfoil dengan winglet 20°	61
Gambar 4. 15 Skema Pengambilan Data Velocity Contour	62
Gambar 4. 16 Velocity Contour pada $\alpha = 0$	63
Gambar 4. 17 Velocity Contour pada $\alpha = 1$	64
Gambar 4. 18 Velocity Contour pada $\alpha = 2$	65

Gambar 4. 19 Velocity Contour pada $\alpha = 3$	66
Gambar 4. 20 Velocity Contour pada $\alpha = 4$	67
Gambar 4. 21 Velocity Contour pada $\alpha = 5$	68
Gambar 4. 22 Velocity Contour pada $\alpha = 6$	69
Gambar 4. 23 Velocity Contour pada $\alpha = 7$	70
Gambar 4. 24 Velocity Contour pada $\alpha = 8$	71
Gambar 4. 25 Velocity Contour pada $\alpha = 9$	72
Gambar 4. 26 Velocity Contour pada $\alpha = 10$	73
Gambar 4. 27 Velocity Contour pada $\alpha = 11$	74
Gambar 4. 28 Velocity Contour pada $\alpha = 12$	75
Gambar 4. 29 Velocity Contour pada $\alpha = 13$	76
Gambar 4. 30 Velocity Contour pada $\alpha = 14$	77
Gambar 4. 31 Velocity Contour pada $\alpha = 15$	78
Gambar 4. 32 Velocity Contour pada $\alpha = 16$	79
Gambar 4. 33 Velocity Contour pada $\alpha = 17$	80
Gambar 4. 34 Velocity Contour pada $\alpha = 18$	81
Gambar 4. 35 Velocity Contour pada $\alpha = 19$	82
Gambar 4. 36 Velocity Contour pada $\alpha = 20$	83



DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1 Specification of Embraer 145.....	12
Tabel 3. 1 Spesifikasi Sayap	28
Tabel 3. 2 Spesifikasi wingtip	29
Tabel 3. 3 Spesifikasi perangkat penunjang penelitian	39
Tabel 3. 4 Minimum requirement software Ansys	39
Tabel 3. 5 Minimum requirement software Autocad	40
Tabel 3. 6 Grid Independence Test.....	43
Tabel 4. 1 Hasil Simulasi Nilai C_L	47
Tabel 4. 2 Hasil Simulasi Nilai C_D	49



DAFTAR SINGKATAN

Singkatan	Arti
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
C_L	<i>Coefficient Lift</i>
C_D	<i>Coefficient Drag</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
C	<i>Chord</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
α	<i>Angle of Attack</i>

DAFTAR NOTASI

Lambang	Satuan	Keterangan (Besaran)
ρ	Kg/m ³	Kerapatan
γ	N/m ³	Berat
μ	N.s/m ²	Viskositas dinamik
ν	m ² /s	Viskositas Kinematik
Du/dy	1/s	Laju regangan geser
g	m ² /s	Gravitasi
F	N	Gaya
σ	N/m ²	Tegangan (stress)
ϵ	m	Regangan (strain)
S	m ²	Luas
C	m	Panjang
v	m/s	Kecepatan
T	K	Suhu
P	Pa	Tekanan
μ	Kg/(ms)	Viskositas udara
C	mach	Kecepatan suara

DAFTAR PUSTAKA

- Anang Saputra Panjaitan (2017). *Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi di Sekitar Airfoil Eppler 562 dengan Penambahan Forward Wingtip Fence Variasi Cant Angle 90°, 85°, 80°*. (Tugas Akhir, Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, (2017).
- Setyo Hariyadi S.P. (2016). *Studi Numerik Efek Perbandingan Penambahan Wingtip Fence dan Blended Winglet Terhadap Performa Aerodinamika Airfoil NACA 23018*. Jurnal ROTOR.
- Setyo Hariyadi S.P, Melando Sagala (2020). *Studi Eksperimen Tuft Flow Visualization Pada Forward Wingtip Fence Cant Angle 75° Terhadap Kinerja Aerodinamika Wing Airfoil E562*. Jurnal Teknologi Penerbangan.
- Muhamad Yusup Kamal Arkan, Sugianto (2022). *Simulasi Pengaruh Winglet Terhadap Performa Pesawat Terbang Pada Ketinggian 35.000 Kaki*. Prosiding The 13th Industrial Research Workshop and National Seminar.
- Bagas Aji Abdi, Bayu Dwi Cahyo, Lady Silk Moonlight (2021). *Pengaruh Sudut Tekuk (Cant) Winglet Menggunakan Airfoil NACA 2215 Pada Aerodinamika Pesawat Terbang*. Seminar Nasional Inovasi Teknologi Penerbangan (SNITP).
- Setyo Hariyadi S.P, Sutardi, Wawan Aries Widodo (2016). *Numerical Study of Aerodynamic Analysis on Wing Airfoil NACA 43018 with Addition of Forward and Rearward Wingtip Fence*. AIP Conference Proceedings, dari <https://pubs.aip.org/aip/acp/article/1778/1/030011/779923/Numerical-study-of-aerodynamic-analysis-on-wing>
- B. Rasuo, V. Parezanovic, M. Adzic (2008). *On Aircraft Performance Improvement by Using Winglets*. Aeronautical Department, Faculty of Mechanical Engineering, University of Belgrade, Serbia.
- Setyo Hariyadi, Wiwid Suryono, Bambang Junipitoyo, Supriadi (2017). *Analisis Aerodinamika Pada Wingtip Fence Cessna 172 di Laboratorium Teknik Pesawat Udara ATKP Surabaya*. Jurnal Teknologi Penerbangan.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP



ALI ZAENAL YUSUF AULIA IRAWAN, lahir di Jember pada tanggal 22 Oktober 2001, anak pertama dari dua bersaudara pasangan Heru Wilis Irawan dan Ibu Fitriya Utami Dewi. Bertempat tinggal di Jalan Gunung Lebah No. 15, Tegal Harum, Denpasar Barat, Bali.

Melanjutkan pendidikan sekolah dasar di SDN 17 Dangin Puri pada tahun 2007 dan lulus pada tahun 2013. Setelah itu masuk SMP PGRI 01 Denpasar pada tahun 2013 dan lulus pada tahun 2016. Selanjutnya masuk ke SMKN 01 Denpasar pada tahun 2016 dan lulus pada tahun 2019.

Kemudian pada tahun 2021 diterima sebagai taruna di Politeknik Penerbangan Surabaya pada Program Studi Diploma III Teknik Pesawat Udara Angkatan VII Alpha sampai dengan saat ini. Selama mengikuti pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya, telah mengikuti *On the Job Training* (OJT) pertama di PT AVIA TECHNICS DIRGANTARA (FL TECHNICS Indonesia) pada bulan April hingga Juni 2024.

Setelah menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya, penulis ingin melanjutkan karir sebagai seorang Aparatur Sipil Negara (ASN) dan mengabdikan diri untuk negara khususnya di bawah kementerian perhubungan udara serta menjadi insan yang bertanggung jawab, disiplin dan bisa berguna bagi Bangsa dan Negara. Kemudian tidak lupa penulis mengucapkan rasa syukur kepada Allah SWT yang selalu memberikan rahmat, taufik, dan hidayah-Nya serta tidak lupa kepada orang tua yang selalu mendukung di setiap kegiatan penulis mulai dari awal hingga sekarang. Tidak ada nafas sedikitpun tanpa ada ridho dan izin Allah.