

**STUDI EKSPERIMEN PERFORMA *AIRFOIL*
NACA 4412 DENGAN PENAMBAHAN *FORWARD WINGTIP*
FENCE 60°**

PROYEK TUGAS AKHIR



Oleh:

FIRJA ZAHARAN RASENDRIYA

NIT: 30421009

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

**STUDI EKSPERIMEN PERFORMA *AIRFOIL*
NACA 4412 DENGAN PENAMBAHAN *FORWARD WINGTIP*
*FENCE 60°***

PROYEK TUGAS AKHIR

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



Oleh:

FIRJA ZAHARAN RASENDRIYA

NIT: 30421009

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

LEMBAR PERSETUJUAN

STUDI EKSPERIMEN PERFORMA AIRFOIL NACA 4412 DENGAN PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE 60°

Oleh :

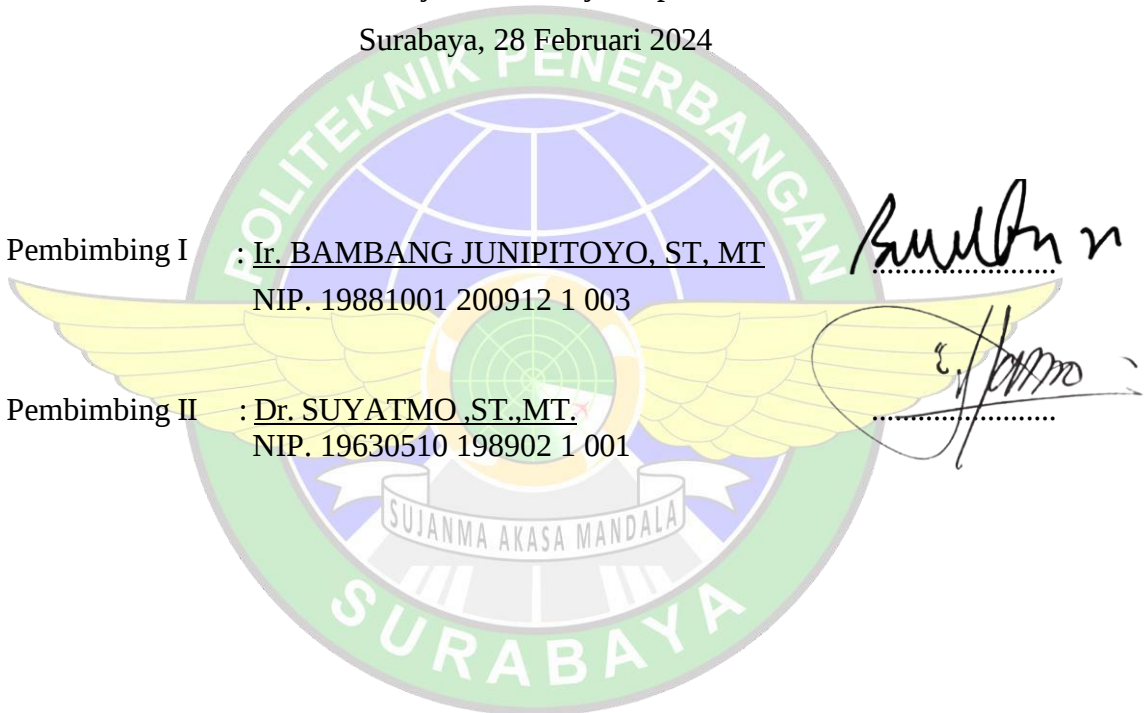
Firja Zahran Rasendriya
NIT. 30421009

Disetujui untuk diujikan pada :

Surabaya, 28 Februari 2024

Pembimbing I : Ir. BAMBANG JUNIPITOYO, ST, MT
NIP. 19881001 200912 1 003

Pembimbing II : Dr. SUYATMO, ST., MT.
NIP. 19630510 198902 1 001



LEMBAR PENGESAHAN

STUDI EKSPERIMEN PERFORMA AIRFOIL NACA 4412 DENGAN PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE 60°

Oleh :
Firja Zahran Rasendriya
NIT. 30421009

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 : AJENG WULANSARI, ST, MT
NIP. 19890606 200912 2 001
2. Sekretaris : SUSENO, ST, MM
NID. 19680717 201601 08001
3. Anggota : Ir. BAMBANG JUNIPITOYO, ST, MT
NIP. 19881001 200912 1 003

Ketua Program Studi
Diploma 3 Teknik Pesawat Udara

NYARIS PRAMBUDIYATNO S.SIT, M.MTR
NIP. 19820525 2005021 001

ABSTRAK

STUDI EKSPERIMEN PERFORMA AIRFOIL NACA 4412 DENGAN PENAMBAHAN FORWARD WINGTIP FENCE 60°

Oleh:

Firja Zahran Rasendriya
NIT: 30421009

Winglet adalah perangkat aerodinamika yang dipasang pada ujung sayap pesawat untuk meningkatkan efisiensi aerodinamika tanpa harus memperpanjang *wingspan* (bentangan sayap pesawat). *Winglet* dapat berupa sirip tambahan yang dipasang tegak lurus pada ujung sayap, atau dapat berupa perpanjangan sayap yang ditekuk ke arah vertikal. *Winglet* berfungsi untuk mengurangi pusaran aliran (*vortex*) pada ujung sayap pesawat (*tip vortex*) yang disebabkan oleh aliran udara dari bagian bawah sayap yang bertekanan tinggi ke aliran udara bagian atas sayap yang bertekanan rendah yang dan menyebabkan terjadinya *trailing vortex*.

Metode eksperimen yang akan digunakan pada studi ini merupakan simulasi eksperimen menggunakan terowongan *engine* (*wind tunnel*) yang berada di lab Aerodynamic hanggar prodi teknik pesawat udara (TPU) Politeknik Penerbangan Surabaya. Benda uji ini berupa *airfoil* NACA 4412 dengan panjang *chord* dari *airfoil* adalah 72 mm dan panjang *airfoil* 300 mm, dan modifikasi *winglet* berjenis *Forward Wingtip Fence* dengan *cant angle* 60°, Bilangan Reynolds (*Re*) yang digunakan adalah $2,3 \times 10^4$ ($U_\infty = 10 \text{ m/s}$) dengan sudut serang (*angel of attack*) 0°, 4°, 10°, 12°, 15°, dan 17°, dengan aliran fluida berupa *freestream* dengan kecepatan $v = 10 \text{ m/s}$.

Hasil penelitian dari eksperimen ini dapat menunjukkan bahwa penambahan *Forward Wingtip Fence* 60° dapat meningkatkan peforma aerodinamika. Seperti pada sudut serang 0°, 4°, 10°, dan 12° aliran udara lebih stabil saat menggunakan *wingtip fence* 60°, Peningkatan *vortex* mulai terlihat pada sudut serang 12°, 15°, dan 17°. dibandingkan dengan *airfoil* yang menggunakan *wingtip* yang mulai terjadi *vortex* pada sudut 15° dan 17° Dapat dibuktikan bahwa *airfoil* dengan penambahan *Forward Wingtip Fence* 60° terlihat lebih unggul dibandingkan dengan *plain airfoil*, eksperimen ini juga dapat memberi pemahaman yang lebih mendalam tentang aliran fluida yang terjadi antara *airfoil* NACA 4412 dan *Forward Wingtip Fence cant angle* 60°.

Kata kunci: *Wingtip fence* , NACA 4412, *wingspan*, *angle of attack*, *wind tunnel*

ABSTRACT

AIRFOIL PERFORMANCE EXPERIMENTAL STUDY NACA 4412 WITH THE ADDITION OF A 60° FORWARD WINGTIP FENCE

By:

Firja Zahran Rasendriya

NIT: 30421009

A winglet is an aerodynamic device mounted on the wingtip of an aircraft to increase aerodynamic efficiency without having to extend the wingspan. The winglet can be an additional fan mounted perpendicular to the wingtip, or it can be an extension of the wing bent in a vertical direction. Winglet function to reduce vortex at the tip vortex caused by airfoil from the underside of the wing that is high-pressure to the upper airfoil of the wing that is low-pressure and causes the trailing vortex.

The experimental method that will be used in this study is an experimental simulation using a wind tunnel located in the Aerodynamic lab of the aircraft engine study program (TPU) of the Surabaya Aviation Polytechnic. This test specimen is in the form of a NACA 4412 airfoil with a chord length of 72 mm and a airfoil length of 300 mm, and a winglet modification of the Forward Wingtip Fence type with a cant angle of 60°, The Reynolds (Re) number used is 2.3×10^4 ($U_\infty = 10$ m/s) with an angle of attack (angel of attack) 0°, 4°, 10°, 12°, 15°, and 17°, with a freestream fluid flow with a velocity $v = 10$ m/s.

The results of this experiment can show that the addition of a 60° Forward Wingtip Fence can improve aerodynamic performance. As in the attack angles of 0°, 4°, 10°, and 12°, the airflow is more stable when using a 60° wingtip fence, an increase in vortex begins to be seen at attack angles of 12°, 15°, and 17°. Compared to airfoils that use wingtips, vortex begins to occur at angles of 15° and 17° It can be proven that airfoils with the addition of Forward Wingtip Fence 60° look superior compared to plain airfoil, this experiment can also provide a deeper understanding of the fluid flow that occurs between the NACA 4412 airfoil and the Forward Wingtip Fence cant angle 60°.

Key words: Wingtip fence , NACA 4412, wingspan, angle of attack, wind tunnel

PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Firja Zahran Rasendriya
NIT : 30421009
Program Studi : D3 Teknik Pesawat Udara
Judul Tugas Akhir : Studi eksperimen performa *airfoil* naca 4412 dengan penambahan *Forward Wingtip Fence* 60°

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 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, 06 Agustus 2024
Yang membuat pernyataan

A handwritten signature in black ink is written over a yellow 1000 Rupiah postage stamp. The stamp features the Garuda Pancasila emblem and the text 'SEPLUAS RIBU RUPIAH', '1000', 'METRIS', and 'TEMPEL'. The serial number '026AJX161784015' is visible at the bottom of the stamp.

Firja Zahran Rasendriya
NIT. 30421009

KATA PENGANTAR

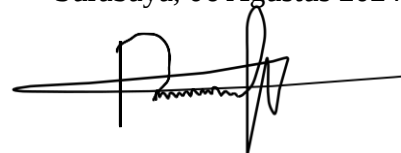
Dengan menyebut nama Allah SWT Yang Maha Pengasih lagi Maha Penyayang, kami panjatkan puja dan puji syukur atas kehadiran-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir dengan cukup baik yang berjudul “STUDI EKSPERIMEN PERFORMA *AIRFOIL* NACA 4412 DENGAN PENAMBAHAN *FORWARD WINGTIP FENCE* 60°” dengan baik dan lancar sesuai dengan waktu yang ditetapkan sebagai syarat untuk menyelesaikan program DIPLOMA-III Teknik Pesawat Udara Angkatan VII di Politeknik Penerbangan Surabaya.

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

1. Bapak Ahmad Bahrawi, S.E, M.T selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya.
2. Ir. Bapak Bambang Junipitoyo, S.T.,MT selaku Ketua Program Studi Diploma III Teknik Pesawat Udara.
3. Bapak Bambang Junipitoyo, S.T.,MT selaku Dosen pembimbing I Tugas Akhir, atas bimbingannya.
4. Bapak Dr. Suyatmo ,ST.,S.Pd.,MT. selaku Dosen Pembimbing Penulisan Tugas Akhir.
5. Seluruh dosen dan instruktur pengajar Politeknik Penerbangan Surabaya yang telah membimbing penulis selama ini.
6. Seluruh dosen dan pegawai Politeknik Penerbangan Surabaya yang telah membantu dan mendukung kegiatan Tugas Akhir.
7. Kepada Ibu dan Bapak Selaku Orang Tua saya, serta saudara yang telah memberikan doa serta bantuan untuk kelancaran Tugas Akhir ini.
8. Rekan – rekan D III Teknik Pesawat Udara angkatan VII yang selalu memberikan dukungan dan motivasi.
9. Taruni Meyra Nanditta, yang telah memberikan bantuan fisik maupun moral pada penulis selama pengerjaan Tugas Akhir ini.
10. Semua pihak yang tidak dapat penulis tuliskan satu persatu yang telah membantu saya dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Akhir kata penulis berharap semoga penulisan ini dapat bermanfaat dan dikembangkan untuk penelitian selanjutnya dan bermanfaat bagi semua pihak. Jangan lupa bersyukur kepada Allah SWT. Akhirnya penulis dapat menyelesaikan program Diploma III Teknik Penerbangan.

Surabaya, 06 Agustus 2024



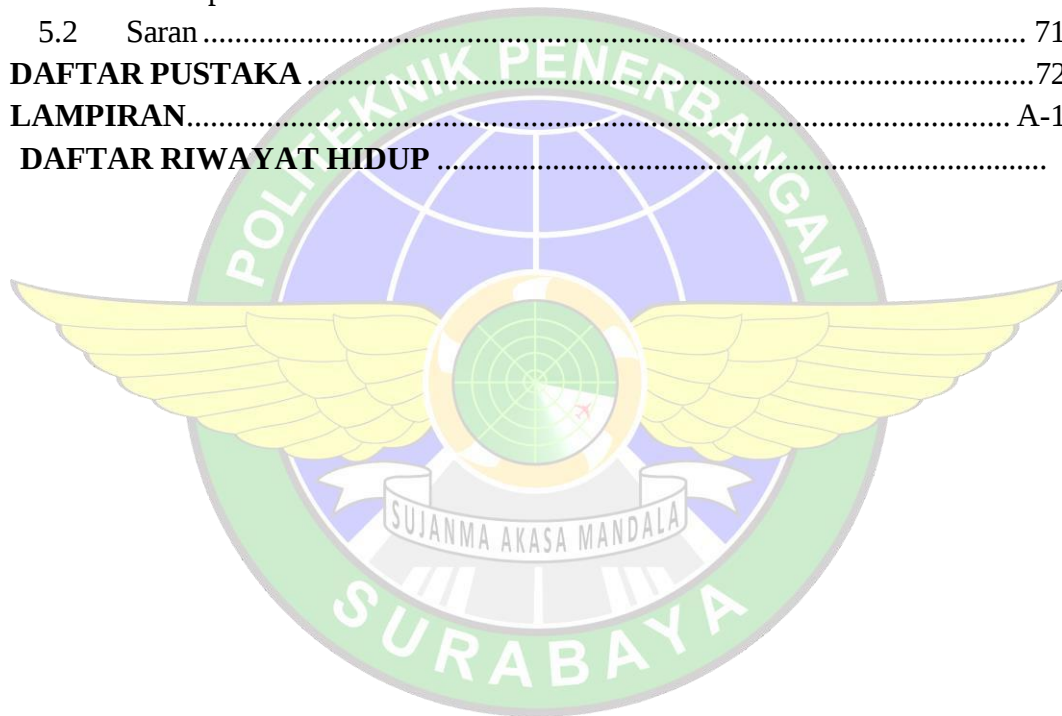
Firja Zahran Rasendriya

DAFTAR ISI

	Halaman
STUDI EKSPERIMEN PERFORMA <i>AIRFOIL</i>	i
LEMBAR PERSETUJUAN	ii
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	iv
ABSTRACT	v
PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA	vi
KATA PENGANTAR	vii
DAFTAR ISI	viii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xii
DAFTAR LAMPIRAN	xv
DAFTAR ISTILAH & LAMBANG	xvi
BAB I	
10.1 Latar Belakang	1
10.2 Rumusan Masalah.....	3
10.3 Batasan Masalah	3
10.4 Tujuan Penelitian	4
10.5 Manfaat Penelitian	4
10.6 Sistematika Penulisan	4
BAB II	
2.1 Dasar Aerodinamika	6
2.2 Gaya Pada Pesawat	6
2.3 Sifat Fluida	9
2.4 Teori <i>Airfoil</i>	10
2.5 <i>Winglet</i>	11
2.5.1 Split <i>Winglet</i>	12
2.5.2 Blended <i>Winglet</i>	12
2.5.3 <i>Wingtip Fence</i>	13
2.5.4 Raked <i>Wingtip</i>	13
2.6 <i>Wind Tunnel</i>	14
2.6.1 <i>Open Circuit Wind Tunnel</i>	14
2.7 Rangkaian <i>Wind Tunnel</i>	15
2.7.1 <i>Fan</i>	15
2.7.2 <i>Contraction</i>	16
2.7.3 <i>Settling Chamber</i>	16
2.7.4 <i>Test Section</i>	17
2.7.5 <i>Diffuser</i>	18
2.8 Sudut Serang (<i>Angle of Attack</i>).....	18

2.9	Teori <i>Boundary Layer</i>	19
2.9.1	Titik Separasi	21
2.9.2	Titik Separasi	21
2.9.3	Titik Reattachment	21
2.10	<i>Blockage Ratio</i>	21
2.11	Bilangan <i>Reynolds</i>	22
2.12	<i>Wake</i> Pada <i>Airfoil</i>	22
2.13	<i>Tuft Visualization</i>	23
2.14	<i>Oil Flow Visualization</i>	24
2.15	<i>Airfoil</i> NACA 4412.....	26
2.16	<i>Wingtip Fence</i>	27
2.17	Penelitian Terdahulu	28
2.17.1	Penelitian Mengenai <i>Forward Wingtip Fence Cant Angle 75° Airfoil</i> E562	28
2.17.2	Penelitian Mengenai Karakteristik Aerodinamika Pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	31
2.18	Mental Map.....	32
BAB III		
3.1	Rancangan Penelitian.....	34
3.2	Desain Eksperimen	35
3.3	Benda uji Coba Penelitian.....	35
3.4	Parameter yang diukur	36
3.5	Parameter <i>Wingtip</i>	36
3.5.1	Bentuk <i>airfoil</i> dan Letak <i>Wingtip Fence</i>	37
3.6	Peralatan Penelitian.....	37
3.7	Langkah Kerja	39
3.7.1	Persiapan	39
3.7.2	<i>Installing Tested Model</i>	40
3.7.3	Run <i>Wind Tunnel</i>	40
3.7.4	Pengambilan Data	40
3.8	Metode <i>Tuft Visualization</i> dan <i>Oil Flow Visualization</i>	41
3.8.1	Metode <i>Tuft Visualization</i>	41
3.8.2	<i>Visualization Shear Stress Lines</i> dengan Metode <i>Oil Flow</i> <i>Visualization</i>	43
3.8	Validasi data	44
3.9	Metode Analisis Data.....	45
3.10	Lokasi dan Waktu Penelitian	46
BAB IV		
4.1	Analisis Karakteristik Aliran Fluida.....	47
4.2	Hasil Penelitian	47

4.2.1 Analisis Airfoil NACA 4412 Tanpa Wingtip Fence 60° metode Oil Flow Visualization.....	48
4.2.2 Analisis Airfoil NACA 4412 Dengan Wingtip Fence 60° metode Oil Flow Visualization	54
4.2.3 Perbandingan Transition Point, Separation Point, Dan Reattachment Point	62
4.2.4 Analisa Airfoil NACA 4412 Tanpa Wingtip Fence 60° Metode Tuft Visualization	64
4.2.5 Analisa Airfoil NACA 4412 Dengan Wingtip Fence 60° Metode Tuft Visualization	66
BAB V	
5.1 Kesimpulan	70
5.2 Saran	71
DAFTAR PUSTAKA	72
LAMPIRAN	A-1
DAFTAR RIWAYAT HIDUP	



DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 2. 1 Gaya Pada Pesawat.....	6
Gambar 2. 2 Gaya Lift Pada Pesawat.....	7
Gambar 2. 3 Gaya Weight Pada Pesawat.....	8
Gambar 2. 4 Gaya Drag Pada Pesawat.....	8
Gambar 2. 5 Gaya Thrust Pada Pesawat	9
Gambar 2. 6 Bagian-bagian pada airfoil	10
Gambar 2. 7 After and before menggunakan winglet pada ujung sayap.....	11
Gambar 2. 8 Split winglet.....	12
Gambar 2. 9 Blended winglet.....	13
Gambar 2. 10 Wingtip fence forward & rearward	13
Gambar 2. 11 Raked wingtip.....	14
Gambar 2. 12 Open Circuit Wind Tunnel	15
Gambar 2. 13 Aliran udara melalui fan axial	16
Gambar 2. 14 Contraction section.....	16
Gambar 2. 15 Rangkaian settling chamber, test section, diffuser	17
Gambar 2. 16 Angle of Attack	18
Gambar 2. 17 Distribusi Tekanan dengan Variasi Sudut Serang	19
Gambar 2. 18 Boundary Layer Laminar flow dan Turbulent flow	20
Gambar 2. 19 Transisi Boundary layer.....	21
Gambar 2. 20 Wake pada airfoil	23
Gambar 2. 21 Tuft Visualization	24
Gambar 2. 22 Schematic Of Separation Oil Flow Visualization.....	25
Gambar 2. 23 Contoh ekperiment Oil Flow Visualization over NACA 2415.....	26
Gambar 2. 24 Profil airfoil NACA 4412	27
Gambar 2. 25 Forward Wingtip Fence Model.....	28
Gambar 2. 26 Visualization tuft flow pada $\alpha = 10^0$	30
Gambar 2. 27 Karakteristik aliran di sekitar airfoil.....	32
Gambar 2. 28 Mental map	33
Gambar 3. 1 Rancangan penelitian.....	34
Gambar 3. 2 Profil airfoil NACA 4412	35
Gambar 3. 3 Model benda airfoil	37
Gambar 3. 4 Airfoil NACA 4412 dengan Wingtip Fence Forward 60^0	37
Gambar 3. 5 Terowongan Engine (Wind Tunnel).....	38
Gambar 3. 6 Subsonic Wind Tunnel WT-60.....	39
Gambar 3. 7 Bagian test section untuk menguji airfoil	40
Gambar 3. 8 Skema peletakan airfoil pada wind tunnel.....	42
Gambar 3. 9 Tuft Visualization	43
Gambar 3. 10 Skema peletakan airfoil pada wind tunnel.....	44

Gambar 3. 11 Karakteristik aliran oil flow visualization di upper surface pada...	45
Gambar 4. 1 Skematik transisi pada airfoil	48
Gambar 4. 2 Visualisasi aliran upper surface airfoil tanpa wingtip sudut serang 0° dan 4°	49
Gambar 4. 3 Visualisasi aliran upper surface airfoil tanpa wingtip sudut serang 10° dan 12°	49
Gambar 4. 4 Visualisasi aliran upper surface airfoil tanpa wingtip sudut serang 15° dan 17°	50
Gambar 4. 5 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 (Sumber: https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-laminar-turbulent-transition-in-the-boundary-layer)	51
Gambar 4. 6 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 tanpa wingtip sudut serang 0°	51
Gambar 4. 7 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 tanpa wingtip sudut serang 4°	52
Gambar 4. 8 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 tanpa wingtip sudut serang 10°	52
Gambar 4. 9 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 tanpa wingtip sudut serang 12°	53
Gambar 4. 10 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 tanpa wingtip sudut serang 15°	53
Gambar 4. 11 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 tanpa wingtip sudut serang 17°	54
Gambar 4. 12 Visualisasi aliran upper surface airfoil dengan wingtip sudut serang 0° dan 4°	55
Gambar 4. 13 Visualisasi aliran upper surface airfoil dengan wingtip sudut serang 10° dan 12°	56
Gambar 4. 14 Visualisasi aliran upper surface airfoil dengan wingtip sudut serang 15° dan 17°	56
Gambar 4. 15 Skematik separasi pada airfoil NACA 4412 (Sumber: https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-laminar-turbulent-transition-in-the-boundary-layer)	58
Gambar 4. 16 Skematik separasi airfoil NACA 4412 dengan wingtip sudut serang 0°	58
Gambar 4. 17 Skematik separasi airfoil NACA 4412 dengan wingtip sudut serang 4°	59
Gambar 4. 18 Skematik separasi airfoil NACA 4412 dengan wingtip sudut serang 10°	59
Gambar 4. 19 Skematik separasi airfoil NACA 4412 dengan wingtip sudut serang 12°	60

Gambar 4. 20 Skematik separasi airfoil NACA 4412 dengan wingtip sudut serang 15°	60
Gambar 4. 21 Skematik separasi airfoil NACA 4412 dengan wingtip sudut serang 17°	61
Gambar 4. 22 Transition point NACA 4412	63
Gambar 4. 23 Separation point NACA 4412.....	63
Gambar 4. 24 Reattachment point NACA 4412.....	64
Gambar 4. 25 Visualisasi tuft visualization tanpa wingtip sudut serang 0° dan 4°	65
Gambar 4. 26 Visualisasi tuft visualization tanpa wingtip sudut serang 10° dan 12°	65
Gambar 4. 27 Visualisasi tuft visualization tanpa wingtip sudut serang 15° dan 17°	66
Gambar 4. 28 Visualisasi tuft visualization menggunakan wingtip sudut serang 0° dan 4°	67
Gambar 4. 29 Visualisasi tuft visualization menggunakan wingtip sudut serang 10° dan 12°	67
Gambar 4. 30 Visualisasi tuft visualization menggunakan wingtip sudut serang 15° dan 17°	68



DAFTAR TABEL

	Halaman
Tabel 3. 1 Parameter Eksperimen Wingtip Fence	36
Tabel 3. 2 Timeline perancangan pengerjaan tugas akhir	46
Tabel 4. 1 Hasil penelitian pada Aifoil tanpa wingtip fence 60°.....	48
Tabel 4. 2 Hasil penelitian pada airfoil dengan wingtip fence 60°.....	55
Tabel 4. 3 Perbandingan airfoil tanpa wingtip dan dengan wingtip.....	62



DAFTAR LAMPIRAN

	Halaman
A.1 Titanium Dioxide.....	A-1
A.2 Oleic Acid	A-1
A.3 Bubuk Foxfor	A-2
A.4 Airfoil Tanpa Wingtip.....	A-2
A.5 Airfoil Dengan Wingtip Fence 60°	A-2
A.6 Control Panel Windtunnel.....	A-3
A.7 Anemometer	A-3



DAFTAR ISTILAH & LAMBANG

<u>Singkatan</u>	<u>Nama</u>	Pemakaian pertama kali pada halaman
NACA	: <i>National Advisory Committee for Aeronautic</i>	i
WT	: <i>Wingtip</i>	iv
AoA	: <i>Angle of Attack</i>	10

Lambang

Re	: <i>Reynold's Number</i>	iv
U_{∞}	: <i>Kecepatan Fluida (m/s)</i>	iv
α	: <i>Angle of Attack</i>	15
C_L	: <i>Lift coefficient</i>	23
C_D	: <i>Drag coefficient</i>	23
c	: <i>Chord length (mm)</i>	32
S	: <i>Airfoil span (mm)</i>	32
δ	: <i>Ketebalan boundary layer (m)</i>	32
x	: <i>Airfoil thickness (m)</i>	32
h	: <i>Tinggi WT (mm)</i>	32
l	: <i>Lebar WT (mm)</i>	32
w	: <i>Winglet maximum & minimum chord (mm)</i>	32

DAFTAR PUSTAKA

- Setyo Hariyadi S.P. (2020). Studi eksperimen *tuft flow visualization* pada *forward wingtip fence cant angle 75°* terhadap kinerja aerodinamika *wing airfoil E562*. Surabaya: Politeknik Penerbangan Surabaya.
- Rachmadiyan, Arifandi. (2017). Studi numerik karakteristik aliran yang melewati *airfoil EPPLER 562* dengan variasi *whitcomb winglet* (sudut serang 0° , 8° , 12° , DAN 15°). Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Effendy, Marwan. (2019). Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika *Airfoil NACA 4412*. Surakarta: Universitas Muhammadiyah Surakarta.
- Erlangga, Gema Pandji. (2017). Studi eksperimental karakteristik Aerodinamik *Airfoil NACA 4412* Dengan variasi kecepatan aliran udara. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Juniarwanto, Pradhika Agung. (2021). Studi eksperimen analisis penggunaan *forward wingtip fence cant angle 75°* dan *rearward wingtip fence cant angle 75°* pada *wing airfoil EPPLER E562*. Surabaya: Politeknik Penerbangan Surabaya.
- Liemikko Kurnia Dainorra Maeling. (2023). Studi eksperimen karakteristik aerodinamika pengaruh pada *trapezodinal vortex generator airfoil NACA 43018* dengan *oil flow visialization*. Surabaya: Politeknik Penerbangan Surabaya.
- Zhela Trie. D (2022). Studi Eksperimen *Oil Flow Visualization* Karakteristik Aliran Fluida di *Airfoil NACA 43018* dengan penambahan *parabolic vortex generator*. Surabaya: Politeknik Penerbangan Surabaya.
- Setyo Hariyadi S.P (2017). *Analisis Aerodinamika Pada Wingtip Fence Cessna 172 di Laboratorium Teknik Pesawat Udara ATKP Surabaya*. Surabaya: Politeknik Penerbangan Surabaya.
- Hariyadi,S. (2016). Dasar-dasar aerodinamika. Akademi Teknik dan Keselamatan Penerbangan. Surabaya,Surabaya,Indonesia.

- Panjaitan, Anang Saputra (2017) Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Di Sekitar *Airfoil Eppler 562* Dengan Penambahan *Forward Wingtip Fence* Variasi *Cant Angle* 90°, 85°, 80°.
- Hariyadi, S. dan Wiwid Suryono. (2017). Analisis Aerodinamika Pada *Wingtip Fence* Cessna 172. Politeknik Penerbangan Surabaya.
- EASA Part - 66, Module 11 A Turbine Aeroplane, Aerodynamics, Structures and Systems
- Politeknik Penerbangan Surabaya. (2018). Pedoman Tugas Akhir. Politeknik Penerbangan Surabaya. Surabaya, Indonesia.



LAMPIRAN

Lampiran A. Alat dan Bahan



A.1 Titanium Dioxide



A.2 Oleic Acid



A.3 Bubuk Foxfor



A.4 Airfoil Tanpa Wingtip



A.5 Airfoil Dengan Wingtip Fence 60°



A.6 Control Panel Windtunnel



A.7 Anemometer

DAFTAR RIWAYAT HIDUP



FIRJA ZAHARAN RASENDRIYA, lahir di Tabanan pada tanggal 29 Juli 2003, anak kedua dari tiga bersaudara pasangan Bapak Leo Agung Kurniawan dan Ibu Maya Susanti. Bertempat tinggal di Perumahan Primagarden Kecamatan Sukodono Kabupaten Sidoarjo, Jawa Timur. Memulai pendidikan di TK AL-AMIN pada tahun 2007 dan lulus pada tahun 2009. Melanjutkan pendidikan sekolah dasar di SD SARASWATI TABANAN pada tahun 2009 dan lulus pada tahun 2015.

Setelah itu masuk SMPN 2 TABANAN pada tahun 2015 dan lulus pada tahun 2018. Selanjutnya masuk ke SMK PENERBANGAN SEDATI pada tahun 2018 dan lulus pada tahun 2021.

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 BATAM AERO TECHNIC divisi *schedule maintenance* Surabaya pada tanggal 10 April hingga 30 Mei 2024.

Setelah menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya, penulis ingin bekerja di kementerian perhubungan dan menjadi seorang insan perhubungan 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.