

**TUGAS AKHIR - TM234802**

**Studi Numerik Pengaruh Pemasangan Riblet  
Protubed Terhadap Perubahan Karakteristik Aliran  
pada Airfoil NACA 0026. Studi Kasus Riblet Segitiga  
Ukuran  $S=H= 0.5$  mm Arah Transversal**

**MUHAMMAD ZAKI MUZAFFAR**

**NRP 5007211088**

Dosen Pembimbing

**Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng.**

**NIP 196709151995121001**

**Program Studi S-1 Teknik Mesin**

Departemen Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2025



**TUGAS AKHIR - TM234802**

**Studi Numerik Pengaruh Pemasangan Riblet Protubed Terhadap Perubahan Karakteristik Aliran pada Airfoil NACA 0026. Studi Kasus Riblet Segitiga Ukuran  $S=H= 0.5$  mm Arah Transversal**

**MUHAMMAD ZAKI MUZAFFAR**

NRP 5007211088

Dosen Pembimbing

**Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng.**

NIP 196709151995121001

**Program Studi S-1 Teknik Mesin**

Departemen Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2025

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*



**FINAL PROJECT - TM234802**

**NUMERICAL STUDY OF THE INFLUENCE OF PROTUBED  
RIBLET INSTALLATION ON CHANGES IN THE FLOW  
CHARACTERISTICS OF THE NACA 0026 AIRFOIL. CASE  
STUDY OF TRIANGLE RIBLET SIZE  $S=H= 0.5$  MM  
TRANSVERSAL DIRECTION**

**MUHAMMAD ZAKI MUZAFFAR**

**NRP 5007211088**

Dosen Pembimbing

**Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng.**

**NIP 196709151995121001**

**Program Studi S-1 Teknik Mesin**

Departemen Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2025

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## LEMBAR PENGESAHAN

### STUDI NUMERIK PENGARUH PEMASANGAN RIBLET PROTUBED TERHADAP PERUBAHAN KARAKTERISTIK ALIRAN PADA AIRFOIL NACA 0026. STUDI KASUS RIBLET SEGITIGA UKURAN $S=H=0.5$ MM ARAH TRANSVERSAL

#### TUGAS AKHIR

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat  
memperoleh gelar Sarjana Teknik pada  
Program Studi S-1 Teknik Mesin  
Departemen Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

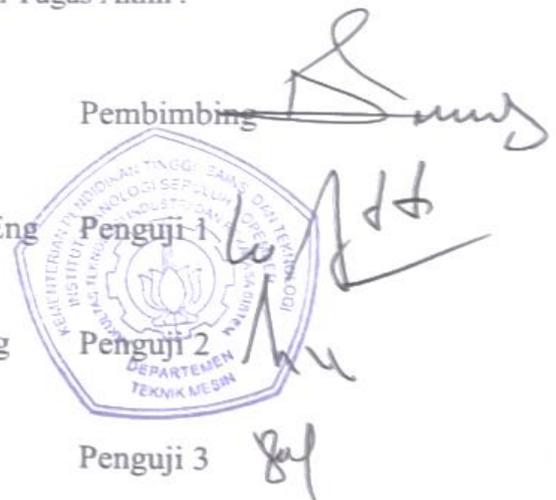
Oleh :

**Muhammad Zaki Muzaffar**

NRP. 5007211088

Disetujui oleh Tim Penguji Proposal Tugas Akhir:

1. Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng
2. Dr. Ir. Wawan Aries Widodo, ST, MT, IPM, AEng
3. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA, IPU, AEng
4. Dhia Fairuz Shabrina, ST, MT



**SURABAYA**

**Juli, 2025**

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

# APPROVAL SHEET

## NUMERICAL STUDY OF THE INFLUENCE OF PROTUBED RIBLET INSTALLATION ON CHANGES IN THE FLOW CHARACTERISTICS OF THE NACA 0026 AIRFOIL. CASE STUDY OF TRIANGLE RIBLET SIZE $S=H= 0.5$ MM TRANSVERSAL DIRECTION

### FINAL PROJECT

Submitted to fulfill one of the requirements  
for obtaining a degree Bachelor of Engineering at  
Undergraduate Study Program of Mechanical Engineering  
Department of Mechanical Engineering  
Faculty of Industrial Technology and Systems Engineering  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

By :

**Muhammad Zaki Muzaffar**

NRP. 5007211088

Approved by Final Project Examiner Team :

1. Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng
2. Dr. Ir. Wawan Aries Widodo, ST, MT, IPM, AEng
3. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA, IPU, AEng
4. Dhia Fairuz Shabrina, ST, MT

Advisor

Examiner 1

Examiner 2

Examiner 3



SURABAYA

July, 2025

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## PERNYATAAN ORISINALITAS

Yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama mahasiswa / NRP : Muhammad Zaki Muzaffar  
Program studi : Departemen Teknik Mesin  
Dosen Pembimbing / NIP : Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng

dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul “Studi Numerik Pengaruh Pemasangan Riblet Protubed Terhadap Perubahan Karakteristik Aliran pada Airfoil NACA 0026. Studi Kasus Riblet Segitiga Ukuran  $S=H=0.5$  mm Arah Transversal” adalah hasil karya sendiri, bersifat orisinal, dan ditulis dengan mengikuti kaidah penulisan ilmiah.

Bilamana di kemudian hari ditemukan ketidaksesuaian dengan pernyataan ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Surabaya, 28 Juli 2025

Mengetahui  
Dosen Pembimbing



DEPARTEMEN

Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng  
NIP.196709151995121001

Mahasiswa



Muhammad Zaki Muzaffar  
NRP.5007211088

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## ABSTRAK

### STUDI NUMERIK PENGARUH PEMASANGAN RIBLET PROTUBED TERHADAP PERUBAHAN KARAKTERISTIK ALIRAN PADA AIRFOIL NACA 0026. STUDI KASUS RIBLET SEGITIGA UKURAN $S=H=0.5$ MM ARAH TRANSVERSAL

**Nama Mahasiswa / NRP** : **Muhammad Zaki Muzaffar/ 5007211088**  
**Departemen** : **Teknik Mesin FTIRS - ITS**  
**Dosen Pembimbing** : **Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng.**

#### Abstrak

Kebutuhan akan energi terbarukan yang efisien dan ramah lingkungan terus meningkat di Indonesia. Salah satu upaya mendukung transisi energi ini adalah pengembangan turbin angin dengan desain aerodinamika optimal. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh riblet terhadap performa aerodinamis airfoil guna meningkatkan efisiensi energi. Penerapan riblet diharapkan dapat mengurangi gaya hambat (*drag*) dan meningkatkan gaya angkat (*lift*), sehingga mendukung kinerja aerodinamika airfoil pada turbin angin.

Penelitian dilakukan dengan simulasi berbasis *Computational Fluid Dynamics* (CFD) menggunakan perangkat lunak ANSYS Fluent. Geometri dan meshing dibuat menggunakan Gambit. Variasi parameter meliputi sudut serang yaitu,  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$  dan kecepatan angin sebesar 8, 12, 16 m/s. Riblet dengan profil segitiga memiliki tinggi 0,5 mm dan alas 0,5 mm, dipasang pada 25–30% panjang chord airfoil NACA 0026 yang memiliki panjang chord 200 mm. Simulasi dilakukan dalam bentuk dua dimensi (2D *steady flow*).

Hasil penelitian menunjukkan bahwa kenaikan sudut serang secara signifikan memengaruhi distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) sepanjang chord airfoil. Pemasangan riblet meningkatkan koefisien drag terutama pada sudut serang  $10^\circ$  dan  $15^\circ$ , tetapi tidak berpengaruh signifikan pada sudut negatif. Selain itu, riblet dapat mempercepat transisi aliran, tetapi dalam beberapa kasus justru memperburuk kestabilan aliran. Efisiensi aerodinamika airfoil riblet meningkat pada sudut serang negatif, seperti terlihat dari rasio  $Cl/Cd$  yang lebih tinggi dibandingkan airfoil polos pada AOA  $-5^\circ$  di berbagai kecepatan. Namun demikian, pada sudut serang tinggi, performa riblet menurun akibat ketidakmampuannya dalam mencegah separasi total, sehingga efektivitasnya terbatas pada rentang sudut serang tertentu.

**Kata kunci:** *Airfoil, Gaya Lift, Gaya Drag, Riblet*

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## ABSTRACT

### NUMERICAL STUDY OF THE INFLUENCE OF PROTUBED RIBLET INSTALLATION ON CHANGES IN THE FLOW CHARACTERISTICS OF THE NACA 0026 AIRFOIL. CASE STUDY OF TRIANGLE RIBLET SIZE $S=H= 0.5$ MM TRANSVERSAL DIRECTION

**Student Name / NRP** : Muhammad Zaki Muzaffar/ 5007211088  
**Department** : Teknik Mesin FTIRS - ITS  
**Advisor** : Nur Ikhwan, ST, MEng, IPM, AEng.

#### Abstract

The demand for efficient and environmentally friendly renewable energy is continuously increasing in Indonesia. One of the efforts to support this energy transition is the development of wind turbines with optimal aerodynamic design. This research aims to analyze the effect of riblets on the aerodynamic performance of airfoils to improve energy efficiency. The application of riblets is expected to reduce drag and increase lift, thus supporting the aerodynamic performance of airfoils in wind turbines.

The research was conducted using Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations using ANSYS Fluent software. Geometry and meshing were created using Gambit. Variation parameters include angle of attack, namely  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$  and wind speed of 8, 12, 16 m/s. The triangular profile riblet has a height of 0.5 mm and a base of 0.5 mm, installed with protubed alignment on 25-30% of the chord length of the NACA 0026 airfoil which has a chord length of 200 mm. The simulation was conducted in two-dimensional flow.

The results of the study indicate that an increase in angle of attack significantly affects the distribution of the pressure coefficient ( $C_p$ ) along the airfoil chord. The installation of riblets increases the drag coefficient, particularly at angles of attack of  $10^\circ$  and  $15^\circ$ , but has no significant effect at negative angles. In addition, riblets can accelerate the transition of flow under certain conditions, but in some cases may actually worsen flow stability. The aerodynamic efficiency of ribleted airfoils improves at negative angles of attack, as indicated by a higher  $C_l/C_d$  ratio compared to smooth airfoils at AOA  $-5^\circ$  across various flow velocities. However, at high angles of attack, the performance of riblets declines due to their inability to prevent total flow separation, limiting their effectiveness to specific angle-of-attack ranges.

**Keywords:** *Airfoil, Gaya Lift, Gaya Drag, Riblet*

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN.....	i
APPROVAL SHEET.....	iii
PERNYATAAN ORISINALITAS.....	v
ABSTRAK.....	vii
ABSTRACT .....	ix
DAFTAR ISI .....	xi
DAFTAR GAMBAR.....	xiii
DAFTAR TABEL .....	xvii
BAB 1    PENDAHULUAN .....	1
1.1    Latar Belakang.....	1
1.2    Rumusan Masalah .....	2
1.3    Batasan Masalah.....	2
1.4    Tujuan.....	3
1.5    Manfaat.....	3
BAB 2    TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1    Airfoil .....	5
2.2    Gaya Drag dan Lift.....	6
2.3    NACA Airfoils .....	8
2.4    Boundary Layer .....	8
2.5    Bubble Separasi .....	9
2.6    Permodelan Turbulensi.....	11
2.7    Hasil Penelitian Terdahulu .....	13
2.7.1    Effects of Riblet on Flow Structure around a NACA 0026 Airfoil (Harun et. Al. 2014)	13
2.7.2    Computational Fluid Dynamic Simulation on NACA 0026 Airfoil with V-Groove Riblets (Ghazali et. Al. 2016).....	15
2.7.3    Comparative Analysis of Different Profiles of Riblets on an Airfoil using Large Eddy Simulations (Tyagi et. Al, 2023) .....	18
2.7.4    The Effect of Riblets on the Aerodynamic Performance of NACA 0018 Airfoil (GÜLER et. Al, 2024) .....	19
2.8    Perbandingan Hasil Penelitian Terdahulu .....	21
BAB 3    METODOLOGI.....	23
3.1    Tahapan Simulasi .....	23
3.2    Tahap Pre-Processing .....	23

3.2.1	Pembuatan Geometri .....	23
3.2.2	Meshing dan Boundary Layer .....	24
3.2.3	Tahap Processing .....	26
3.2.4	Tahap Post Processing .....	27
3.3	Grid independency test .....	27
3.4	Diagram Alir Penelitian .....	28
3.5	Timeline Penelitian .....	30
BAB 4	HASIL DAN PEMBAHASAN .....	31
4.1	Validasi .....	31
4.2	Performa Airfoil NACA 0026 pada Variasi Kecepatan .....	32
4.2.1	Koefisien Drag dan Lift .....	32
4.2.2	Distribusi Tekanan .....	34
4.3	Performa Airfoil dengan Riblet .....	36
4.3.1	Koefisien Drag dan Lift .....	36
4.3.2	Distribusi Tekanan .....	39
4.3.3	Kontur Kecepatan .....	53
4.3.4	<i>Turbulent Kinetic Energy (TKE)</i> .....	65
BAB 5	KESIMPULAN DAN SARAN .....	69
5.1	Kesimpulan .....	69
5.2	Saran .....	69
	DAFTAR PUSTAKA .....	71
	LAMPIRAN .....	73
	BIODATA PENULIS .....	75

## DAFTAR GAMBAR

<b>Gambar 2.1</b> Penampang airfoil (Montoya, L. T. C., 2020).....	5
<b>Gambar 2.2</b> Efek Viskos pada Aliran Sekitar Airfoil (PAUL K. CHANG, 1970) .....	5
<b>Gambar 2.3</b> Kurva Koefisien Lift terhadap AOA (Montoya, 2020) .....	6
<b>Gambar 2.4</b> Kurva Koefisien Drag terhadap AOA (Montoya, 2020).....	7
<b>Gambar 2.5</b> Geometri NACA 0026 ( <i>airfoiltools.com</i> ) .....	8
<b>Gambar 2.6</b> Boudary Layer pada Plat Datar (Pritchard P. J., 2011) .....	9
<b>Gambar 2.7</b> Pembentukan <i>Separation Bubble</i> (Roberts et. Al. 2017) .....	10
<b>Gambar 2.8</b> Dimensi Airfoil NACA 0026 dan Pengaplikasian Riblet (Harun et. Al. 2014) .....	13
<b>Gambar 2.9</b> Kontur Kecepatan X Sekitar Airfoil dengan Riblet (Harun et. Al. 2014).....	14
<b>Gambar 2.10</b> Kurva Gaya Drag Fungsi <i>Angle of Attack</i> (a) Permukaan Halus, (b) Permukaan dengan Riblet (Harun et. Al. 2014) .....	14
<b>Gambar 2.11</b> Domain Mesh Airfoil (Ghazali et al, 2016).....	15
<b>Gambar 2.12</b> Kontur Tekanan pada AOA 0° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	15
<b>Gambar 2.13</b> Kontur Tekanan pada AOA 30° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	16
<b>Gambar 2.14</b> Kontur Kecepatan pada AOA 0° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	16
<b>Gambar 2.15</b> Kontur Kecepatan pada AOA 30° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	16
<b>Gambar 2.16</b> Kontur Turbulent Kinetic Energy pada AOA 0° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	17
<b>Gambar 2.17</b> Kontur Turbulent Kinetic Energy pada AOA 30° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	17
<b>Gambar 2.18</b> Perkembangan Vorteks pada AOA 30° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016).....	17
<b>Gambar 2.19</b> Profil Riblet dan Pengaplikasian pada NACA 0012 (Tyagi et al, 2023).....	18
<b>Gambar 2.20</b> Gambaran Riblet pada Airfoil NACA 0018 (GÜLER et. Al, 2024) .....	20
<b>Gambar 2.21</b> Domain Mesh Airfoil (GÜLER et. Al, 2024).....	20
<b>Gambar 2.22</b> (a)Variasi Koefisien Gaya Lift dengan Sudut Serang, (b) Variasi Rasio Gaya Lift terhadap Gaya Drag Sudut Serang.....	20
<b>Gambar 3.1</b> Dimensi NACA 0026 dan Riblet Segitiga .....	23
<b>Gambar 3.2</b> Domain Meshing Penelitian .....	25
<b>Gambar 3.3</b> Kondisi Batas ( <i>Boundary Condition</i> ) Meshing .....	25
<b>Gambar 3.4</b> Kerapatan Lokal pada Meshing.....	27
<b>Gambar 3.5</b> Grafik Koefisien Lift dan Drag pada Mesh Berbeda.....	28
<b>Gambar 3.6</b> Diagram Alir Penelitian .....	29

<b>Gambar 4.1</b> Grafik Validasi Nilai Cp pada Kecepatan 8m/s dan AOA 0° .....	31
<b>Gambar 4.2</b> Grafik Validasi Nilai Cp pada Kecepatan 8m/s dan AOA 15° .....	32
<b>Gambar 4.3</b> Grafik Koefisien Drag pada Sudut Serang Berbeda pada Variasi Kecepatan .....	33
<b>Gambar 4.4</b> Grafik Koefisien Lift pada Sudut Serang Berbeda pada Variasi Kecepatan .....	33
<b>Gambar 4.7</b> Distribusi Koefisien Tekanan di Kecepatan Berbeda pada AoA = 10° .....	35
<b>Gambar 4.8</b> Distribusi Koefisien Tekanan di Kecepatan Berbeda pada AoA = 15° .....	36
<b>Gambar 4.9</b> Grafik Perbandingan Koefisien Drag antara Airfoil Riblet dengan Polos .....	37
<b>Gambar 4.10</b> Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos .....	37
<b>Gambar 4.11</b> Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos pada Kecepatan 8 m/s.....	38
<b>Gambar 4.12</b> Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos pada Kecepatan 12 m/s.....	38
<b>Gambar 4.13</b> Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos pada Kecepatan 16 m/s.....	38
<b>Gambar 4. 14</b> Perbandingan Cp Airfoil Riblet dan Airfoil Polos pada Kecepatan 8 m/s dan Sudut Serang; (a) AoA = 0°; (b) AoA = 5°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 10°; (e) AoA = -10° (f) AoA = 15°; (g) AoA = -15° .....	42
<b>Gambar 4. 15</b> Perbandingan Cp Airfoil Riblet dan Airfoil Polos pada Kecepatan 12 m/s dan Sudut Serang; (a) AoA = 0°; (b) AoA = 5°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 10°; (e) AoA = -10° (f) AoA = 15°; (g) AoA = -15°.....	46
<b>Gambar 4. 16</b> Perbandingan Cp Airfoil Riblet dan Airfoil Polos pada Kecepatan 16 m/s dan Sudut Serang; (a) AoA = 0°; (b) AoA = 5°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 10°; (e) AoA = -10° (f) AoA = 15°; (g) AoA = -15°.....	50
<b>Gambar 4. 17</b> Perbandingan Cp Airfoil Riblet Simulasi dengan Eksperimen pada Kecepatan Aliran 8 m/s Sudut Serang; (a) AoA = -10°; (b) AoA = -5°; (c) AoA = 0°; (d) AoA = 5°; (e) AoA = 10° .....	53
<b>Gambar 4. 18</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang 0°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s.....	54
<b>Gambar 4. 19</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang 5°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s.....	55
<b>Gambar 4. 20</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang 10°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s.....	56
<b>Gambar 4. 21</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang 15°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s.....	57
<b>Gambar 4. 22</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang -5°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s .....	58
<b>Gambar 4. 23</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang -10°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s .....	59
<b>Gambar 4. 24</b> Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang -15°; (a) v = 8 m/s; (b) α = 12 m/s; (c) v = 16 m/s .....	60

<b>Gambar 4. 25</b> Distribusi Vektor Kecepatan Lokal pada Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) pada Kecepatan 8 m/s°; (a) AoA = -15°; (b) AoA = -10°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 0°; (e) AoA = 5° (f) AoA = 10°; (g) AoA = 15° .....	61
<b>Gambar 4. 26</b> Distribusi Kecepatan dengan <i>Streamline</i> Seluruh Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) pada Kecepatan 8 m/s°; (a) AoA = 15°; (b) AoA = 10°; (c) AoA = 5°; (d) AoA = 0°; (e) AoA = -5° (f) AoA = -10°; (g) AoA = -15° .....	64
<b>Gambar 4. 22</b> Kontur <i>Turbulent Kinetic Energy (TKE)</i> di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) pada Kecepatan 8 m/s°; (a) AoA = 15°; (b) AoA = 10°; (c) AoA = 5°; (d) AoA = 0°; (e) AoA = -5° (f) AoA = -10°; (g) AoA = -15° .....	66

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## DAFTAR TABEL

<b>Tabel 2.1</b> Hasil Pengurangan Gaya oleh Riblet (Ghazali et al, 2016) .....	18
<b>Tabel 2.2</b> Drag Reduction untuk Variasi Profile Riblet (Tyagi et al, 2023) .....	19
<b>Tabel 2.3</b> Variasi Model Riblet.....	19
<b>Tabel 2.3</b> Perbandingan penelitian terdahulu.....	21
<b>Tabel 3.1</b> Properti untuk Perhitungan Nilai $h^+$ dan $s^+$ .....	24
<b>Tabel 3.2</b> Properti untuk Perhitungan Nilai $y^+$ .....	25
<b>Tabel 3.3</b> Variasi Kondisi dalam Penelitian.....	26
<b>Tabel 3.4</b> Metode Penyelesaian dalam Penelitian.....	26
<b>Tabel 3.5</b> Data Grid Independency Test .....	28
<b>Tabel 3.6</b> Timeline Penelitian Tugas Akhir .....	30

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

# BAB 1 PENDAHULUAN

## 1.1 Latar Belakang

Kebutuhan akan energi yang lebih efisien dan ramah lingkungan menjadi semakin mendesak di Indonesia, terutama karena tingginya tingkat konsumsi energi. Berdasarkan data dari Kementerian Energi dan Sumber Daya Mineral (ESDM), konsumsi Listrik rata-rata setiap orang di Indonesia mencapai sekitar 1.285kWh/kapita pada tahun 2023, yang menunjukkan peningkatan dari tahun 2022. Untuk memenuhi kebutuhan energi secara berkelanjutan, Indonesia perlu mengoptimalkan sumber daya energi terbarukan seperti energi angin. Efisiensi turbin angin sangat bergantung pada desain aerodinamika airfoil yang baik, yang mampu meningkatkan daya keluaran dan mengurangi konsumsi bahan bakar fosil.

Airfoil, sebagai cross-section sayap atau baling-baling, memainkan peran penting dalam menghasilkan gaya angkat (lift) atau gaya dorong (thrust). Desain airfoil bergantung pada hubungan antara geometri, distribusi tekanan, dan sifat boundary layer, dengan tujuan meningkatkan efisiensi aerodinamika. Variasi desain ini mencakup pengurangan gaya hambat (drag), peningkatan gaya angkat, atau pemenuhan batasan tertentu seperti ketebalan dan momen pitching. Dalam konteks turbin angin, desain airfoil yang optimal tidak hanya meningkatkan efisiensi energi, tetapi juga mendukung transisi Indonesia menuju energi terbarukan. Hal ini sejalan dengan target bauran energi terbarukan 23% pada tahun 2025 yang dicanangkan oleh ESDM.

Penelitian menunjukkan bahwa penambahan teknologi riblet pada permukaan airfoil dapat mengurangi gaya hambat dalam aliran turbulen, sehingga meningkatkan efisiensi aerodinamika. Riblet membantu mengontrol skin-friction, menghasilkan penurunan drag yang signifikan, dan memungkinkan produksi energi lebih tinggi dengan input daya yang sama. Dengan bantuan Computational Fluid Dynamics (CFD), dinamika aliran fluida di sekitar airfoil dapat dianalisis untuk mengoptimalkan desain. Inovasi ini memberikan peluang besar bagi Indonesia untuk memanfaatkan potensi energi angin secara maksimal, mengurangi ketergantungan pada bahan bakar fosil, dan mendukung pengurangan emisi karbon demi keberlanjutan energi di masa depan.

Berdasarkan Eksperimen Harun, Z. (2014), penambahan riblet pada permukaan airfoil NACA 0026 mengakibatkan peningkatan tingkat turbulensi, yaitu sebesar 5,6%, tetapi peningkatan ini tidak signifikan. Meskipun demikian, peningkatan ini tidak dianggap signifikan dari segi dampaknya terhadap performa keseluruhan airfoil. Dilanjut dengan Ghazali, M. I. (2016) simulasi CFD menggunakan ANSYS Fluent untuk menganalisis kecepatan, gradien tekanan, energi kinetik turbulensi, dan perkembangan pusaran. Hasil menunjukkan bahwa persentase pengurangan hambatan dibandingkan dengan permukaan bersih untuk sudut serangan nol adalah 11,8%, dan untuk sudut serangan 300 adalah 1,64%. Dengan kondisi ini, airfoil akan memiliki kinerja gerak yang lebih baik dalam aplikasinya.

Berdasarkan penelitian Tyagi, A. (2023) yang menganalisis beragam profil riblet dengan menggunakan metode Large Eddy Simulation (LES) untuk mensimulasikan aliran fluida di sekitar airfoil dengan riblet menunjukkan bahwa airfoil dengan beragam riblet seluruhnya mendapatkan koefisien hambat (drag) yang lebih rendah daripada airfoil polos.

Efek pengurangan hambatan dari riblet semakin kecil seiring dengan meningkatnya angle of attack.

Riblet merupakan teknologi yang telah terbukti efektif dalam mengurangi gaya hambatan (drag) pada permukaan airfoil dengan mengontrol ketebalan boundary layer aliran fluida. Penelitian sebelumnya menunjukkan bahwa aplikasi riblet dapat memengaruhi efektivitas airfoil tertentu dengan cara menyesuaikan aliran turbulen di permukaan airfoil, sehingga meningkatkan efisiensi aerodinamika. Namun, optimalisasi penerapan riblet sangat bergantung pada kondisi operasional, seperti sudut serang dan karakteristik aliran fluida. Dalam konteks ini, pengembangan desain riblet yang lebih adaptif terhadap berbagai skenario penerbangan atau sistem energi menjadi semakin penting untuk dimaksimalkan.

Penelitian ini berfokus pada eksplorasi pengaruh riblet terhadap performa airfoil NACA 0026, salah satu tipe airfoil dengan karakteristik simetris. Dengan menggunakan simulasi berbasis Computational Fluid Dynamics (CFD), penelitian ini bertujuan untuk mengevaluasi bagaimana variasi geometri riblet, sudut serang, dan kecepatan angin memengaruhi koefisien drag dan distribusi tekanan pada airfoil. Studi numerik dilakukan dengan pemodelan 2D untuk mendapatkan detail aliran fluida, serta mengidentifikasi dimensi dan area optimal penerapan riblet guna menghasilkan performa aerodinamika terbaik.

## **1.2 Rumusan Masalah**

Boundary layer adalah lapisan fluida yang terbentuk pada permukaan airfoil. Bentuk lapisan ini memengaruhi performa aerodinamika airfoil, seperti nilai lift dan drag. Oleh karena itu, boundary layer dimanipulasi untuk memaksimalkan fungsinya.

Pada penelitian ini simulasi fluida dinamis komputasi (CFD) digunakan untuk menentukan apakah penambahan riblet pada permukaan airfoil dapat memengaruhi fenomena aliran yang terjadi pada airfoil. Untuk melakukan ini, riblet ditambahkan pada permukaan airfoil di jarak antara 25 dan 30 persen panjang chord, dengan mempertimbangkan variasi sudut serang dan kecepatan angin freestream.

Hipotesis awal dari penelitian ini adalah dengan ditambahkan riblet pada permukaan atas airfoil, aliran yang melewati airfoil akan membentuk vorteks yang terdapat pada lembah riblet yang menyebabkan aliran mengalami peningkatan momentum karena vorteks mengarahkan energi kinetik pada freestream ke boundary layer, sehingga aliran menjadi lebih cepat turbulen dan tertundanya separasi. Aliran melekat pada permukaan airfoil menurunkan tekanan pada permukaan atas di bagian belakang airfoil, sehingga meningkatkan nilai lift dan menurunkan nilai hambatan pada airfoil. Untuk mengetahui apakah peningkatan nilai lift dan drag sama-sama menguntungkan, perlu dilakukan kalkulasi perbandingan nilai lift dan drag, yang dikenal sebagai rasio lift ke drag yang merupakan karakteristik airfoil. Oleh karena itu diperlukan pengetahuan terkait fenomena aliran yang terjadi terhadap penambahan riblet pada airfoil serta dampaknya terhadap karakteristik aerodinamika airfoil.

## **1.3 Batasan Masalah**

Pada tugas akhir ini terdapat beberapa batasan masalah sesuai dengan lingkup dan area penelitian, yaitu:

1. Studi ini dilakukan pada airfoil NACA 0026
2. Kecepatan angin yang digunakan adalah (m/s) = 8, 12, 16
3. Variasi angle of attack angin ( $\theta$ ) =  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$
4. Lokasi riblet terletak sepanjang 25-30% panjang chord

#### **1.4 Tujuan**

Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui pengaruh pemasangan riblet pada airfoil NACA 0026 secara simulasi. Tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut.

1. Mendapatkan nilai koefisien drag, lift, dan tekanan pada airfoil NACA 0026
2. Mendapatkan profil kecepatan disekitar airfoil NACA 0026
3. Mengetahui pengaruh pengaplikasian riblet protubed segitiga ukuran  $s=h= 0.5$  mm arah transversal terhadap airfoil NACA 0026

#### **1.5 Manfaat**

Penelitian ini terdapat manfaat yang harapannya dicapai adalah sebagai berikut

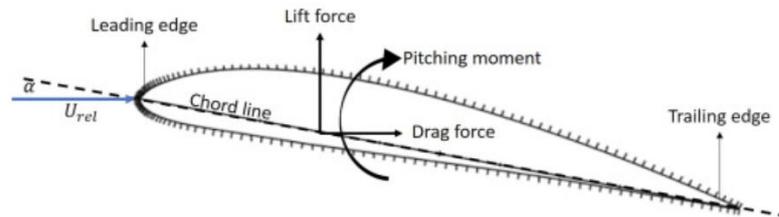
1. Menggunakan software dalam proses studi numerik sehingga lebih menghemat biaya yang dikeluarkan.
2. Dapat menjadi referensi untuk eksperimen airfoil dengan riblet yang real.

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

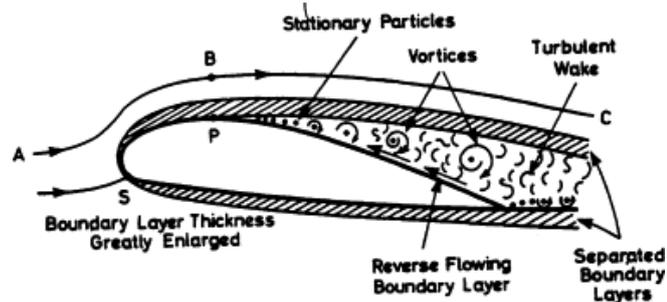
### 2.1 Airfoil

Airfoil merupakan struktur berbentuk geometri khusus yang berinteraksi dengan aliran fluida untuk menghasilkan gaya mekanik. Geometri airfoil secara signifikan mempengaruhi kinerja aerodinamis dan efisiensi keseluruhan turbin angin. Secara umum airfoil dapat dilihat pada gambar berikut.



**Gambar 2.1** Penampang airfoil (Montoya, L. T. C., 2020)

Pada gambar 2.1 tersebut garis chord adalah garis lurus yang menghubungkan ujung depan (leading edge) dan ujung belakang (trailing edge), yang dilambangkan sebagai  $c$ . Ketebalan adalah jarak antara permukaan atas dan bawah yang tegak lurus terhadap garis chord. Camber adalah garis tengah antara permukaan atas dan bawah. Sudut serang ( $\alpha$ ) didefinisikan sebagai sudut antara arah angin relatif ( $U_{rel}$ ) dan garis chord. Rentang (span) adalah panjang airfoil yang tegak lurus terhadap penampangannya. Parameter geometris yang memengaruhi kinerja aerodinamika sebuah airfoil mencakup radius ujung depan (leading edge radius), garis camber rata-rata (mean camber line), distribusi ketebalan profil, dan sudut ujung belakang (trailing edge angle). Parameter-parameter ini terus diteliti untuk mencapai kinerja aerodinamika maksimum pada turbin angin.



**Gambar 2.2** Efek Viskos pada Aliran Sekitar Airfoil (PAUL K. CHANG, 1970)

Sebuah airfoil menghasilkan karakteristik aerodinamis optimal dari gaya angkat tinggi dan gaya hambat rendah jika alirannya melekat pada permukaan. Namun, jika airfoil berada di bawah sudut serang yang cukup besar, aliran di permukaan atas akan terpisah, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.2, dan pola aliran di permukaan atas sangat berbeda dari kondisi desain ideal. Pembentukan vortisitas juga menyebabkan pembentukan area terpisah yang cukup besar. Pemisahan seperti ini pada airfoil dikenal sebagai "stalling", yang menunjukkan aspek yang tidak menguntungkan dari penerapan teknik.

Stalling berkaitan erat dengan gelembung pemisah tertutup, yang disebabkan oleh karakteristik dinamis aliran yang mengatur gerak sirkulasi pada permukaan airfoil. Gelembung yang tertutup pendek atau panjang, tergantung pada panjangnya. Gelembung pendek tertutup di antara titik pemisahan dan penempelan kembali, dan panjangnya hanya sekitar 1% dari panjang chord, sehingga tidak mempengaruhi distribusi tekanan secara signifikan. Namun, jika gelembung pendek dari lapisan laminar pecah pada airfoil, leading edge akan mengalami stall dan menyebabkan peningkatan gaya hambat dan hilangnya gaya angkat secara tiba-tiba.

## 2.2 Gaya Drag dan Lift

Aliran udara di sekitar airfoil menghasilkan gaya-gaya pada permukaan airfoil, yaitu gaya lift dan gaya drag. Kecepatan aliran udara lebih rendah di sisi pressure airfoil dan meningkat di sisi suction, sehingga menghasilkan tekanan rata-rata yang lebih rendah di sisi tersebut. Sementara itu, gesekan viscous antara udara dan permukaan airfoil memperlambat aliran udara di sekitar permukaan airfoil hingga tingkat tertentu.

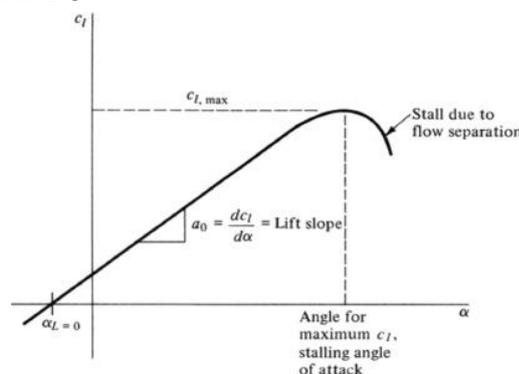
Gaya angkat (FL) didefinisikan sebagai gaya yang tegak lurus terhadap arah aliran udara yang datang. Gaya ini terjadi akibat perbedaan tekanan antara permukaan atas (isap) dan bawah (tekanan) airfoil. Di sisi lain, gaya hambat (FD) didefinisikan sebagai gaya yang sejajar dengan arah aliran udara yang datang. Gaya hambat ini disebabkan oleh gesekan viskos pada permukaan airfoil serta perbedaan tekanan pada permukaan airfoil yang menghadap dan menjauhi aliran udara.

Gaya angkat dihasilkan oleh distribusi tekanan yang terjadi pada permukaan atas (zona isap) dan permukaan bawah (zona tekanan) airfoil. Gaya ini merupakan hasil dari perbedaan tekanan antara kedua permukaan tersebut. Koefisien gaya angkat (Cl) digunakan untuk menghitung besar gaya angkat dan didefinisikan sebagai:

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2}\rho_a U^2 A} \dots \dots \dots (2.1)$$

Dimana FL adalah gaya angkat.  $\rho_a$  adalah massa jenis fluida (udara). U adalah kecepatan aliran udara. A adalah luas area referensi.

Sudut serang ( $\alpha$ ) memiliki pengaruh signifikan terhadap gaya angkat. Dengan meningkatnya sudut serang, koefisien gaya angkat juga bertambah hingga mencapai nilai maksimum, setelah itu terjadi penurunan mendadak yang dikenal sebagai stall. Perilaku ini dapat dilihat pada grafik hubungan antara sudut serang dan koefisien gaya lift seperti yang divisualisasikan pada gambar 2.3.

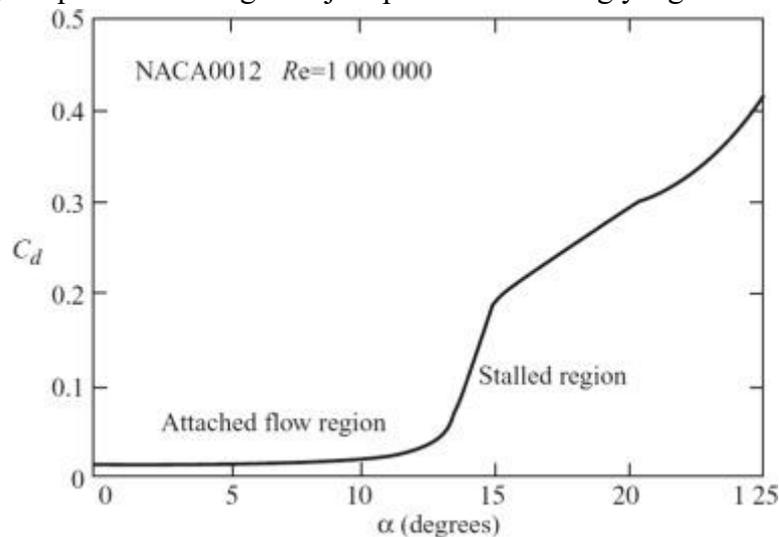


**Gambar 2.3** Kurva Koefisien Lift terhadap AOA (Montoya, 2020)

Gaya hambat terjadi karena tiga faktor utama yaitu gesekan, tekanan, dan hambatan induksi. Gesekan berkaitan dengan perkembangan lapisan batas (boundary layer) pada permukaan airfoil. Besarannya bergantung pada karakteristik fluida, seperti viskositas, dan bilangan Reynolds. Dalam fluida non-viskos, gaya hambat akibat gesekan tidak terjadi. Tekanan muncul akibat perbedaan tekanan antara leading edge dan trailing edge profil airfoil. Sedangkan hambatan Induksi dihasilkan oleh pusaran-pusaran udara yang terbentuk di ujung bilah. Koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) digunakan untuk menghitung besar gaya hambat dan didefinisikan sebagai berikut:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho_a U^2 A} \dots\dots\dots(2.2)$$

Dimana  $F_D$  adalah gaya hambat,  $\rho_a$  adalah massa jenis fluida (udara),  $U$  adalah kecepatan aliran udara,  $A$  adalah luas area referensi. Sama seperti gaya angkat, gaya hambat juga dipengaruhi oleh sudut serang. Pada sudut serang kecil, koefisien gaya hambat biasanya rendah, tetapi akan meningkat tajam pada sudut serang yang lebih besar.



**Gambar 2.4** Kurva Koefisien Drag terhadap AOA (Montoya, 2020)

Kedua gaya ini, gaya angkat dan gaya hambat, memiliki hubungan langsung dengan parameter aerodinamika seperti distribusi tekanan, viskositas fluida, dan sudut serang, yang menjadikannya komponen penting dalam analisis dan desain airfoil. Pada gambar 2.4 menunjukkan besar koefisien drag yang naik perlahan dan mengalami kenaikan secara tiba-tiba pada region stall.

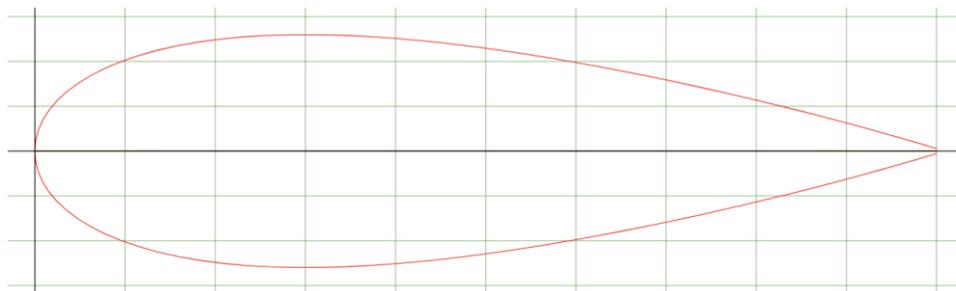
Secara fisik, baik gaya angkat maupun gaya hambat pada airfoil terdiri dari dua komponen utama, yaitu gaya akibat tekanan (*pressure force*) dan gaya akibat gesekan permukaan (*skin friction force*). Gaya tekanan timbul akibat perbedaan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah airfoil, yang merupakan kontributor utama terhadap gaya angkat. Sementara itu, gaya gesek atau skin friction dihasilkan oleh interaksi viskos fluida dengan permukaan airfoil, yang berkontribusi signifikan terhadap gaya hambat. Dengan demikian, gaya hambat total merupakan kombinasi dari pressure drag dan skin friction drag. Pada kondisi tertentu, seperti aliran turbulen atau aliran dengan separasi, distribusi tekanan juga dapat menghasilkan drag yang besar. Pemahaman mengenai kontribusi kedua komponen ini sangat penting dalam analisis performa aerodinamika dan desain permukaan airfoil, termasuk dalam penggunaan modifikasi permukaan seperti riblet.

## 2.3 NACA Airfoils

Sejak penemuan pesawat terbang, perusahaan-perusahaan yang berkaitan dengan hal ini memutuskan untuk menetapkan standar dalam pembuatan airfoil. Salah satu pelopor utamanya adalah NACA, yang kemudian berganti nama menjadi NASA. NACA membuat banyak desain airfoil dalam berbagai keluarga, seperti NACA 4-digit, 5-digit, dan 6-digit.

Pada tahun 1932 NACA melakukan pengembangan dan pengujian terhadap berbagai bentuk airfoil dan salah satunya disebut dengan NACA 4-digits series airfoils. Penamaan ini biasanya digunakan sebagai kode yang digunakan sebagai penunjuk jenis dari airfoil. Pada NACA 4-digits series airfoils ini mengandung beberapa geometri bagian-bagian dari airfoil. Pada digit pertama menunjukkan ukuran maksimum dari camber dalam skala seperseratus dari ukuran chord ( $c$ ). Pada digit kedua menunjukkan posisi maksimum camber dari bagian depan airfoil (leading edge) di sepanjang chord line dalam skala seperseratus dari ukuran chord ( $c$ ). Pada digit ketiga dan keempat menunjukkan ketebalan maksimum dari airfoil dalam skala seperseratus ukuran chord ( $c$ ).

Pada gambar 2.5 dapat dilihat NACA 0026 berarti memiliki ukuran maksimum camber sebesar  $0c$  yang terletak pada jarak  $0c$  atau bisa dibilang memiliki posisi camber line dan chord line yang bertepatan sehingga bentuk dari airfoil ini simetris pada permukaan atas dan bawahnya, dimana NACA 0026 memiliki ketebalan maksimum dari airfoil adalah sebesar  $0,26c$ .

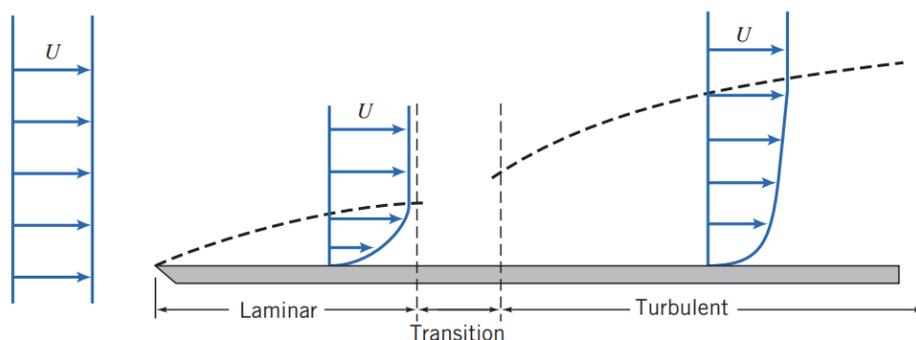


**Gambar 2.5** Geometri NACA 0026 (*airfoiltools.com*)

Meskipun airfoil NACA telah digunakan dalam industri pesawat terbang selama bertahun-tahun, banyak pembuat turbin angin menggunakannya untuk membuat sudu turbin. Namun para produsen turbin menemukan bahwa airfoil ini tidak dioptimalkan dengan baik untuk turbin angin.

## 2.4 Boundary Layer

Aliran fluida yang melewati permukaan suatu benda akan menghasilkan gaya gesek dan gaya inersia akibat viskositas fluida yang berinteraksi dengan permukaan benda tersebut. Hal ini terlihat dari bagian aliran fluida yang jauh dari permukaan, di mana gradien kecepatan relatifnya kecil dan hampir tidak terpengaruh oleh gesekan. Sebaliknya, pada lapisan tipis aliran fluida yang dekat dengan permukaan benda, gradien kecepatannya besar, dan gesekan antara fluida dan permukaan benda sangat berpengaruh. Wilayah tipis ini dikenal sebagai boundary layer, yang memiliki ketebalan sangat kecil dibandingkan dengan aliran fluida yang melewati permukaan benda. Boundary layer adalah lapisan tipis dari aliran yang berada dekat dengan permukaan benda, di mana aliran ini dipengaruhi oleh gesekan antara permukaan dan fluida.



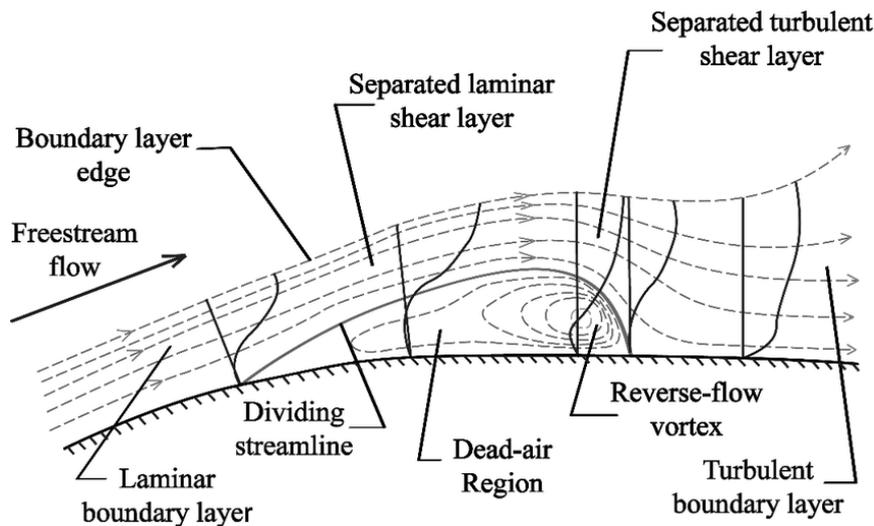
**Gambar 2.6** Boudary Layer pada Plat Datar (Pritchard P. J., 2011)

Berdasarkan gambar 2.6, aliran fluida yang awalnya laminar dapat berubah menjadi turbulen setelah melewati permukaan benda. Aliran dalam boundary layer dipengaruhi oleh tegangan geser yang terjadi antara fluida dan permukaan benda (aliran viscous), sedangkan aliran di luar boundary layer tidak terpengaruh oleh tegangan geser tersebut (aliran inviscid). Semakin jauh aliran fluida bergerak melalui permukaan, boundary layer yang awalnya laminar akan bertransformasi menjadi boundary layer turbulen. Ini terjadi karena saat aliran fluida bersentuhan dengan permukaan benda, kecepatannya menjadi nol, yang dikenal sebagai no slip condition. Kondisi ini dapat menyebabkan perubahan dari aliran laminar menjadi turbulen.

Perubahan dari aliran laminar menjadi turbulen di dalam boundary layer sangat dipengaruhi oleh interaksi antara gradien tekanan dan momentum aliran. Ketika aliran bergerak melalui permukaan benda, gradien tekanan yang menguntungkan (*favorable pressure gradient*) membantu menjaga aliran tetap melekat pada permukaan, mencegah separasi aliran, dan memperlambat transisi dari laminar ke turbulen. Sebaliknya, gradien tekanan yang merugikan (*adverse pressure gradient*) meningkatkan risiko separasi aliran karena tekanan yang meningkat dapat mengurangi momentum fluida dalam boundary layer hingga nol. Jika momentum aliran dekat permukaan tidak cukup untuk melawan gradien tekanan tersebut, aliran akan terpisah dari permukaan benda, menciptakan zona wake dengan pola aliran turbulen. Perubahan ini tidak hanya berdampak pada efisiensi aerodinamis tetapi juga meningkatkan gaya hambatan (*drag*), yang sangat penting untuk dipertimbangkan dalam desain aerodinamika, seperti pada sayap pesawat atau turbin angin.

## 2.5 Bubble Separasi

Aliran yang terlepas dari permukaan dapat kembali menempel apabila memperoleh tambahan momentum dan terdapat permukaan yang cukup panjang untuk menopangnya. Proses kembalinya aliran yang telah terpisah ini ke permukaan, yang disebut sebagai *reattachment*, sering kali disertai dengan pembentukan *separation bubble*. Gelembung ini terbentuk ketika lapisan batas laminar terlepas dari permukaan, menyebabkan bagian tepinya terangkat dan membentuk lapisan geser laminar yang mulai berinteraksi dengan aliran bebas (*freestream*). Energi yang diserap dari aliran bebas mendorong lapisan geser tersebut untuk kembali menempel pada permukaan padat. Namun, setelah titik *reattachment* terlewati, aliran kembali mengalami perlambatan karena pengaruh gesekan dan meningkatnya *adverse pressure gradient*, yang pada akhirnya memicu pemisahan aliran yang lebih besar (*massive separation*).



**Gambar 2.7** Pembentukan *Separation Bubble* (Roberts et. Al. 2017)

Gambar 2.7 menggambarkan fenomena *separation bubble* yang terbentuk akibat terpisahnya lapisan batas laminar dari permukaan padat. Aliran bebas (*freestream*) yang mengalir di atas permukaan akan membentuk lapisan batas laminar, namun ketika aliran menghadapi *adverse pressure gradient* yang cukup besar, lapisan batas kehilangan momentumnya dan mengalami separasi. Titik awal pemisahan ini ditandai dengan *dividing streamline* yang mulai menjauh dari permukaan. Setelah terjadi separasi, terbentuk *separated laminar shear layer* di atas area recirculasi, sedangkan di bawahnya terbentuk daerah tertutup yang dikenal sebagai *dead-air region*, yaitu zona bertekanan relatif tetap dengan aliran berputar (*reverse-flow vortex*) yang kecepatannya sangat rendah. Karena minimnya momentum, fluida di dekat permukaan dalam zona ini hampir tidak bergerak. Seiring pergerakan ke arah hilir, lapisan geser mengalami transisi menjadi turbulen dan menerima tambahan energi dari aliran bebas. Proses ini memungkinkan aliran untuk kembali menempel pada permukaan (*reattachment*), membentuk *turbulent boundary layer*. Keberadaan *separation bubble* ini sangat penting dalam studi aerodinamika karena berkaitan erat dengan perubahan distribusi tekanan, peningkatan gaya hambat (*drag*), serta potensi kehilangan gaya angkat (*lift loss*) pada permukaan seperti airfoil atau dinding saluran.

Setelah aliran kembali menempel pada permukaan (*reattachment*), lapisan geser yang semula terpisah akan mengalami transisi menjadi turbulen. Hal ini ditandai dengan terbentuknya *turbulent boundary layer* di belakang titik *reattachment*. Proses *reattachment* ini dipengaruhi oleh pertambahan energi dari aliran bebas yang mendorong aliran untuk kembali menempel. Namun, meskipun aliran telah *reattach*, keberadaan *separation bubble* tetap memberikan dampak signifikan terhadap distribusi tekanan dan karakteristik aliran secara keseluruhan. Tekanan di belakang *bubble* akan meningkat secara bertahap, tetapi aliran yang telah menjadi turbulen menghasilkan gaya gesek yang lebih besar terhadap permukaan. Fenomena ini penting dalam studi aerodinamika karena dapat menyebabkan peningkatan *drag* dan menurunnya efisiensi aliran, terutama pada aplikasi seperti airfoil, pipa saluran, dan permukaan kendaraan. Oleh karena itu, pemahaman terhadap perilaku

*separation bubble* dan proses *reattachment* menjadi krusial dalam desain sistem aliran yang efisien.

## 2.6 Permodelan Turbulensi

Aliran turbulen adalah fenomena di mana partikel-partikel dalam fluida bergerak secara acak dan tidak teratur. Untuk memodelkan aliran turbulen, digunakan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) yang memodifikasi persamaan Navier-Stokes dengan cara membuat rata-rata kuantitas dan fluktuasi besar, menghasilkan persamaan Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS). Beberapa model turbulensi yang umum digunakan untuk memodifikasi persamaan RANS meliputi Spalart-Allmaras, k-epsilon, k-omega, dan shear stress transport (SST). Model Spalart-Allmaras adalah model turbulensi satu persamaan yang menyelesaikan persamaan transport untuk viskositas kinematik turbulen. Metode ini dapat memperkirakan penurunan tekanan, pemisahan aliran, dan lapisan batas di dekat dinding, yang bergantung pada prediksi gaya geser lokal pada dinding tersebut. Model ini biasanya diterapkan pada simulasi dengan ukuran mesh yang lebih besar.

Sementara itu, model k-epsilon adalah model turbulensi dua persamaan yang memungkinkan penentuan kecepatan turbulen dan skala panjang secara independen. Model k-epsilon standar didasarkan pada persamaan transport untuk energi kinetik turbulen dan laju disipasinya, dan sering digunakan dalam pemodelan fluida karena kemampuannya untuk memprediksi berbagai jenis aliran dengan akurasi yang baik dan hasil yang konvergen. Berikut ini merupakan persamaan pengendali untuk pemodelan berdasarkan energi kinetik turbulensi ( $k$ ) dan laju disipasi ( $\epsilon$ ).

- Persamaan energi kinetik turbulensi ( $k$ )

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \epsilon \dots \dots \dots (2.3)$$

Dimana:

- $k$  : Energi kinetik turbulensi
- $U_j$  : Komponen kecepatan
- $\nu$  : Viskositas kinematik
- $\nu_t$  : Viskositas turbulen
- $\sigma_k$  : Koefisien Prandtl turbulen
- $P_k$  : Produksi energi kinetik turbulensi
- $\epsilon$  : Laju disipasi energi kinetik turbulensi

- Persamaan laju disipasi ( $\epsilon$ )

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + U_j \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} P_k - C_{2\epsilon} \frac{\epsilon^2}{k} \dots \dots \dots (2.4)$$

Dimana:

- $k$  : Energi kinetik turbulensi
- $U_j$  : Komponen kecepatan
- $\nu$  : Viskositas kinematik
- $\nu_t$  : Viskositas turbulen
- $\sigma_\epsilon$  : Koefisien Prandtl turbulen
- $P_k$  : Produksi energi kinetik turbulensi
- $C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}$  : Koefisien model

Ketiga, K-Omega standar merupakan model turbulensi yang menggunakan beberapa modifikasi untuk menghitung aliran pada bilangan reynolds rendah, kompresibilitas, dan penyebaran aliran geser (shear flow). Model ini cocok digunakan untuk berbagai aliran boundary layer dengan gradien tekanan tetapi model ini terlalu sensitif terhadap sifat turbulensi aliran freestream.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + \sigma_k^* v_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta^* k \omega \dots \dots \dots (2.5)$$

- Persamaan energi kinetik turbulensi (k)

Dimana:

- $k$  : Energi kinetik turbulensi
- $U_j$  : Komponen kecepatan
- $\nu$  : Viskositas kinematik
- $\nu_t$  : Viskositas turbulen
- $\sigma_k^*$  : Koefisien Prandtl turbulen
- $P_k$  : Produksi energi kinetik turbulensi
- $\beta^*$  : Koefisien model
- $\omega$  : Laju disipasi energi kinetik turbulensi

- Persamaan laju disipasi ( $\omega$ )

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + \sigma_\omega^* v_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta^* \omega \dots \dots \dots (2.6)$$

Dimana:

- $k$  : Energi kinetik turbulensi
- $U_j$  : Komponen kecepatan
- $\nu$  : Viskositas kinematik
- $\nu_t$  : Viskositas turbulen
- $\sigma_\omega^*$  : Koefisien Prandtl turbulen
- $P_k$  : Produksi energi kinetik turbulensi
- $\alpha, \beta$  : Koefisien model

Pada model viskos k-epsilon dan k-omega menggunakan pendekatan yang berbeda dalam pemodelan turbulensi dengan persamaan pengendali dan closure coefficients yang telah ditentukan berdasarkan eksperimen yang telah dilakukan. Model k-epsilon lebih sederhana, stabil, serta cocok digunakan untuk aplikasi dimana aliran jauh dari wall (free-stream turbulence) dan turbulensinya berkembang secara penuh (fully developed turbulence), yaitu ketika struktur turbulensi sudah mencapai keadaan stabil dan tidak berubah secara signifikan sepanjang aliran. Sedangkan pada model viskos k-omega, umumnya digunakan untuk memprediksi turbulensi yang lebih akurat di sekitar dinding dan dalam kondisi dengan gradien tekanan tinggi.

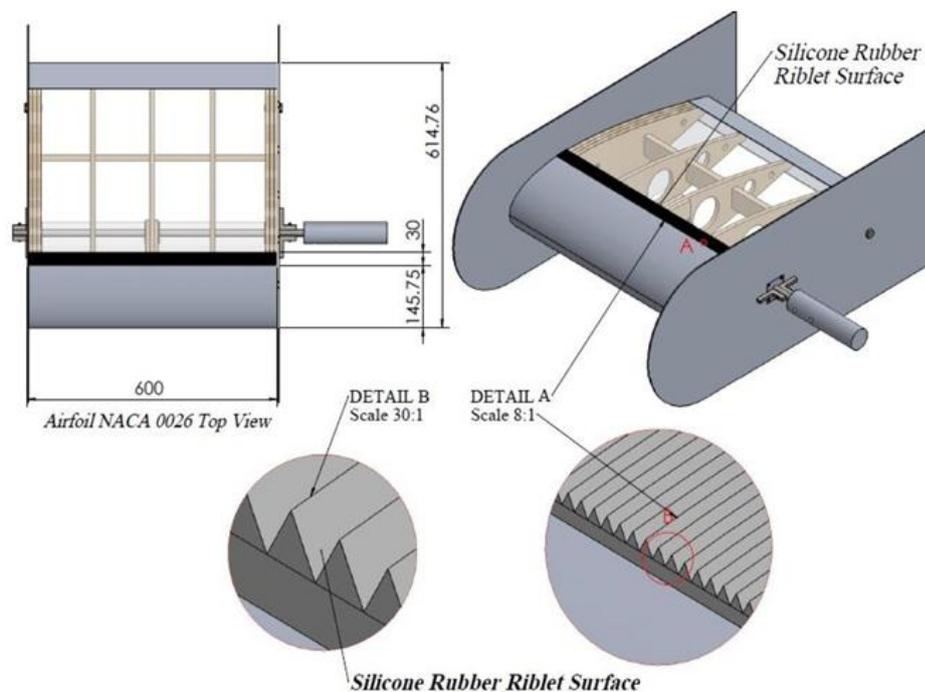
Terakhir, Model shear stress transport (SST) mampu memberikan akurasi yang tinggi dalam memprediksi separasi aliran lapisan batas di dalam adverse pressure gradient dengan memasukkan efek transport ke dalam formulasi eddy viscosity. Selain itu, model turbulensi SST juga memiliki kekurangan seperti dibutuhkannya grid yang bagus serta rapat pada daerah sekitar wall sehingga dibutuhkan usaha yang lebih besar pada saat grid generation.

## 2.7 Hasil Penelitian Terdahulu

Dalam menunjang analisis studi numerik ini juga diperlukan tinjauan pada beberapa penelitian terdahulu terkait untuk keberjalan penelitian yang sesuai dan meningkatkan pemahaman penulis dalam melakukan analisis. Berikut beberapa penelitian terdahulu yang dijelaskan sebagai berikut:

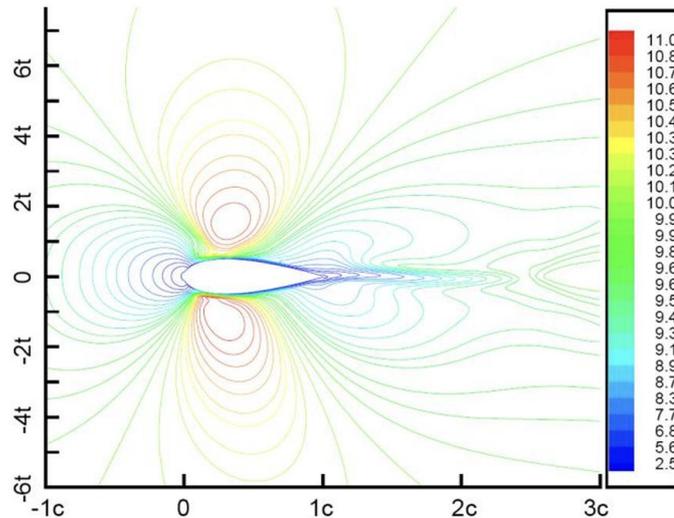
### 2.7.1 Effects of Riblet on Flow Structure around a NACA 0026 Airfoil (Harun et. Al. 2014)

Penelitian terdahulu mengenai pengaruh riblet pada struktur aliran di sekitar airfoil NACA 0026 telah dilakukan oleh Z. Harun, A. A. Abbas, A. Etminan, B. Nugroho, V. Kulandaivelu, dan M. Khashehchi pada tahun 2014 dilakukan dengan analisis eksperimen dan dilanjutkan dengan analisis numerik. Penelitian ini berfokus pada efek penerapan riblet pada permukaan airfoil NACA 0026. Eksperimen dilakukan dengan airfoil yang memiliki panjang chord 615 mm dan ketebalan 15,6 mm. Airfoil NACA 0026 yang digunakan dibuat dari kayu untuk strukturnya dan polikarbonat untuk permukaannya. Riblet yang terbuat dari silikon dengan panjang 30 mm dipasangkan pada panjang chord 23% seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2.8.



**Gambar 2.8** Dimensi Airfoil NACA 0026 dan Pengaplikasian Riblet (Harun et. Al. 2014)

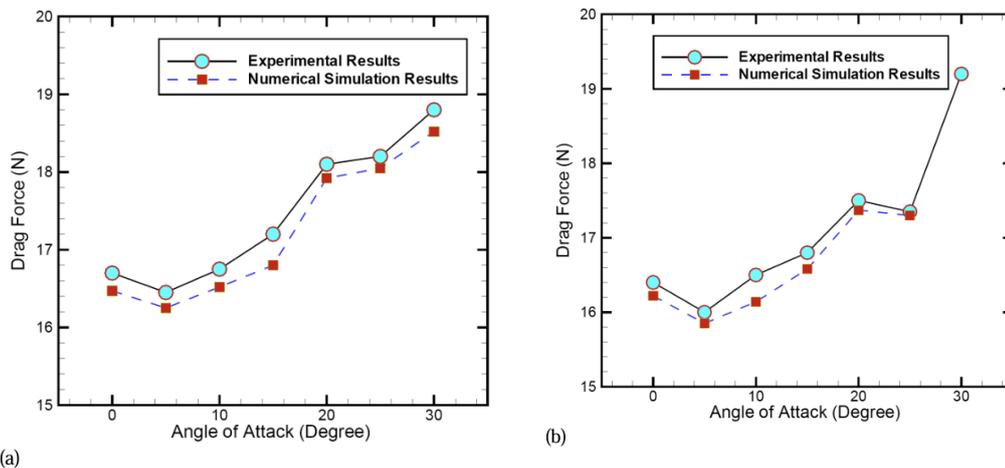
Pengujian dilakukan dengan menggunakan wind tunnel UTM-LST dengan lebar 2 m, tinggi 1,5 m, dan panjang test section 5,5 m. Uji ini difokuskan pada pengukuran level turbulensi yang disebabkan aifoil NACA 0026 menggunakan pitot tube dan hot wire sensor. Pada eksperimen ini penambahan riblet pada airfoil menyebabkan sedikit kenaikan level turbulensi sebesar 5,6% dari nilai level turbulensi airfoil tanpa riblet. Level turbulensi yang didapat hanya menunjukkan sedikit fluktuasi sepanjang rentangan airfoil. Karena kenaikan nilai turbulensi tidak signifikan dan fluktuasi yang rendah, sistem pengukuran drag dapat digunakan untuk menghitung data dengan lebih akurat.



**Gambar 2.9** Kontur Kecepatan X Sekitar Airfoil dengan Riblet (Harun et. Al. 2014)

Pada Gambar 2.9 menunjukkan kontur kecepatan arah x. Pada penelitian ini dilakukan pula simulasi untuk mendalami kontur kecepatan yang didapatkan pada eksperimen. Berdasarkan hasil simulasi ada ketidaksesuaian dengan eksperimen yang dilakukan. Pada panjang  $3c$  aliran mulai kembali dengan homogen menjadi  $9,6 - 9,9$  m/s (dengan rentang  $0,3$  m/s). Sedangkan pada eksperimen menunjukkan pola non-homogen dengan  $10,1 - 10,8$  m/s ( $0,7$  m/s).

Tujuan utama dari penelitian ini pengaruh riblet pada airfoil terhadap gaya drag yang ditimbulkan. Gaya drag diukur pada variasi angle of attack  $0$  sampai  $30$  dengan perbesaran  $5$ . Didapatkan hasil sebagai berikut.



**Gambar 2.10** Kurva Gaya Drag Fungsi *Angle of Attack* (a) Permukaan Halus, (b) Permukaan dengan Riblet (Harun et. Al. 2014)

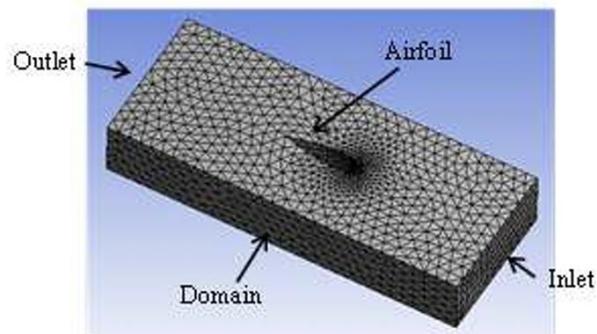
Pada Gambar 2.10 menunjukkan grafik perbandingan hasil eksperimen dan simulasi untuk sudut serang terhadap gaya drag. Hasil perolehan gaya drag dari simulasi dan eksperimen dari  $AoA$   $0^\circ$  hingga  $30^\circ$  menunjukkan sedikit perbedaan, tetapi keduanya menunjukkan tren yang serupa. Penggunaan riblet pada airfoil NACA 0026 terbukti dapat mengurangi gaya drag pada airfoil seperti yang ditunjukkan pada grafik diatas.

## 2.7.2 Computational Fluid Dynamic Simulation on NACA 0026 Airfoil with V-Groove Riblets (Ghazali et. Al. 2016)

Pada tahun 2016, M. I. Ghazali, Z. Harun, W. A. Wan Ghopa, dan A. A. Abbas melakukan penelitian pada riblet v-groove dengan menggunakan software FLUENT. Penelitian ini berkaitan dengan penelitian sebelumnya oleh Penelitian Harun, Z. (2014). Penelitian ini bertujuan untuk mengukur pengaruh riblet terhadap kecepatan, tekanan, dan turbulent kinetic energy dari aliran fluida di sekitar airfoil, penelitian ini dilakukan secara 2D. Profil airfoil pada simulasi ini dibuat berdasarkan laporan NACA No. 460 Characteristics of 78 Related Airfoil Section from Tests in Variable-Density Wind Tunnel tahun 1935.

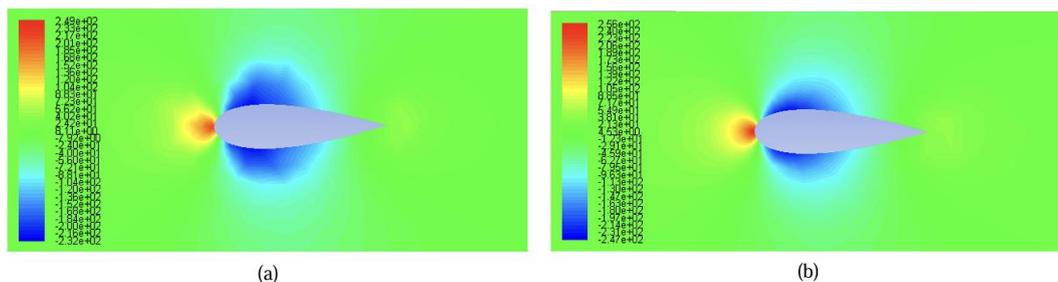
Riblet terletak pada garis titik maksimum ketebalan airfoil di atas dan bawahnya. Riblet memiliki ukuran satu milimeter dari puncak ke puncak dan satu milimeter di kedalaman. Peletakan ini didasarkan pada penelitian tentang bagaimana riblet berdampak pada gradient tekanan positif, gradient tekanan negatif, dan zero gradient tekanan. Dalam kondisi batas, panjang arah x, y, dan z adalah 3 m, 0,5 m, dan 1,2 m, dengan kecepatan masuk 20 m/s dan tekanan keluar 0 Pa.

Pada Gambar 2.11 merupakan domain yang dibuat untuk penelitian ini. Domain terdiri dari struktur tetrahedral dengan 8856 node dan 45053 elemen. Penelitian ini menggunakan ANSYS Fluent CFD dengan pemodelan turbulen K- $\epsilon$  untuk menjalankan kondisi steady state. Visualisasi 2D pada tekanan, kecepatan, energi kinetik turbulen, dan streamline vorteks dipelajari untuk mengetahui efek riblet pada aliran fluida di sekitar permukaan airfoil.

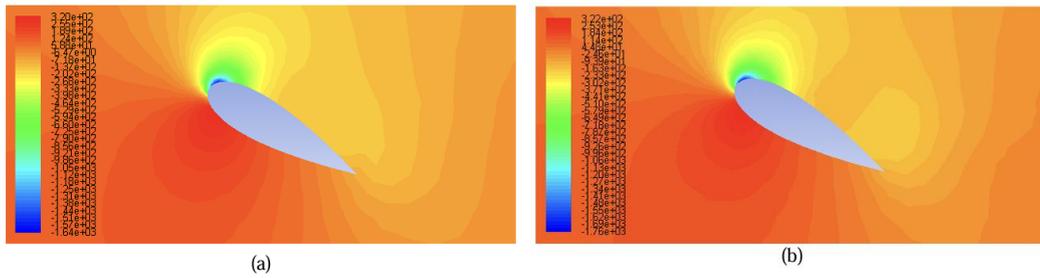


**Gambar 2.11** Domain Mesh Airfoil (Ghazali et al, 2016)

Studi tersebut menemukan bahwa riblet mempengaruhi drag di airfoil, terutama di daerah gradient tekanan negatif. Riblet memiliki kemampuan untuk mengontrol separasi aliran dari permukaan dan mengurangi area dengan energi kinetik tinggi. Selain itu, riblet memiliki kemampuan untuk mengontrol timbulnya vorteks dan mengurangi hilangnya tekanan. Selanjutnya, gambar di bawah ini menunjukkan kontur tekanan pada airfoil dengan AOA 0 dan 30°, masing-masing dengan riblet.

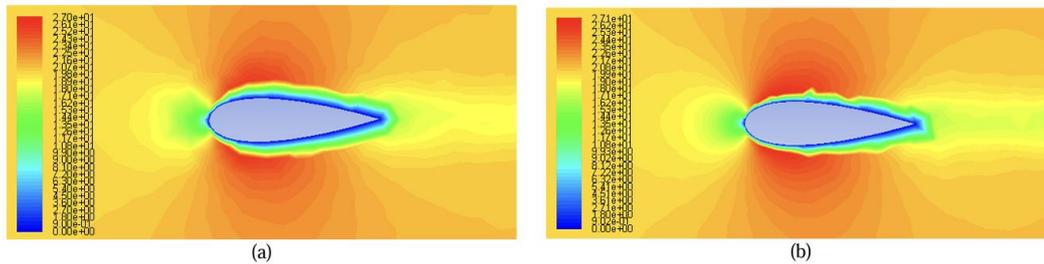


**Gambar 2.12** Kontur Tekanan pada AOA 0° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)

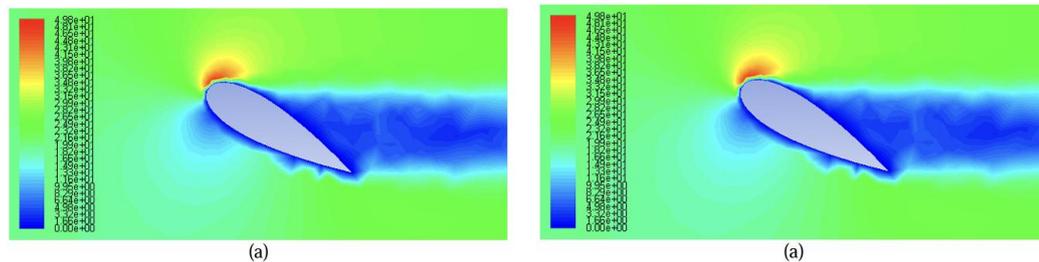


**Gambar 2.13** Kontur Tekanan pada AOA 30° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)

Pada Gambar 2.12 dan 2.13 menunjukkan bahwa airfoil dengan riblet dan tanpa riblet tidak mengalami pengaruh yang signifikan terhadap kontur kecepatan dan tekanan. Gambar berikut menunjukkan kontur kecepatan pada airfoil dengan AOA 0° dan 30°, dengan masing-masing sudut disimulasikan pada airfoil dengan dengan riblet dan tanpa riblet.

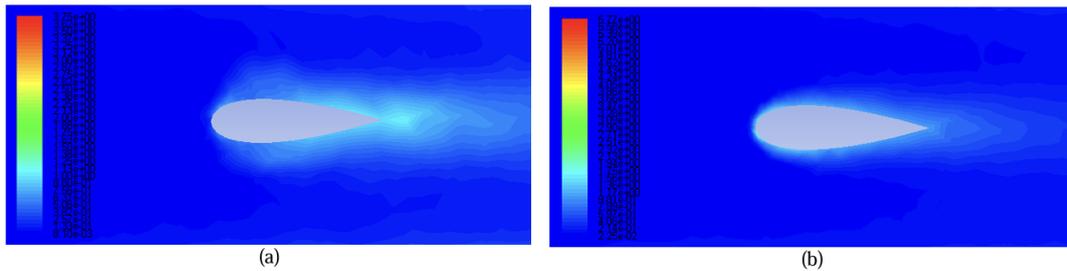


**Gambar 2.14** Kontur Kecepatan pada AOA 0° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)

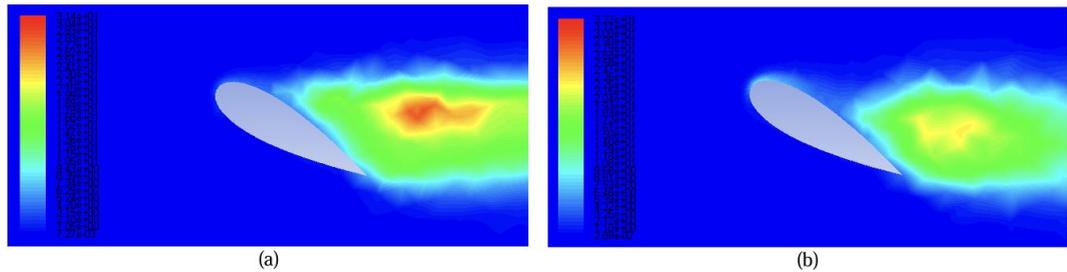


**Gambar 2.15** Kontur Kecepatan pada AOA 30° pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)

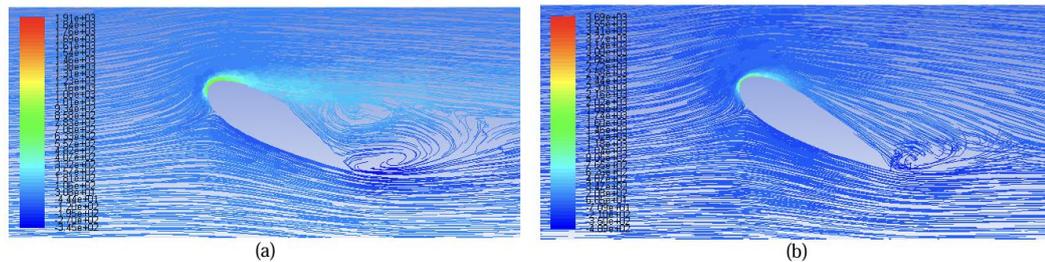
Gambar 2.14 dan 2.15 memperlihatkan perbedaan kontur kecepatan pada airfoil dengan riblet dan tanpa riblet. Gambar menunjukkan bahwa riblet memiliki kemampuan untuk menipis lapisan batas pada airfoil. Dapat dilihat airfoil halus di sekitar 1/5 panjang airfoil, sementara airfoil dengan riblet di sekitar 1/3 panjang airfoil. Riblet tidak mempengaruhi profil kecepatan permukaan bawah airfoil karena riblet dipasang di daerah yang berlawanan dengan gradient tekanan airfoil. Selain itu, gambar di bawah ini menunjukkan kontur kinetic energy turbulente pada airfoil dengan AOA 0° dan 30°; masing-masing sudut disimulasikan pada airfoil dengan riblet dan tanpa riblet, serta kontur pengembangan vorteks.



**Gambar 2.16** Kontur Turbulent Kinetic Energy pada AOA  $0^\circ$  pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)



**Gambar 2.17** Kontur Turbulent Kinetic Energy pada AOA  $30^\circ$  pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)



**Gambar 2.18** Perkembangan Vorteks pada AOA  $30^\circ$  pada (a) Airfoil Tanpa Riblet, (b) dengan Riblet (Ghazali et al, 2016)

Dapat dilihat pada Gambar 2.16 dan 2.17 perbedaan yang signifikan pada kontur sebaran turbulen kinetic energynya. Daerah energi kinetik turbulen di sekitar permukaan dengan AOA 0 tidak setinggi AOA 30 pada gambar, tetapi riblet dapat mengurangi daerah energi kinetik untuk kedua AOA. Massa jenis fluida, kecepatan rata-rata, dan laju disipasi pusaran menentukan energi kinetik turbulen (TKE) aliran fluida incompressible menurut persamaan Navier-Stoke. Dengan meletakkan riblet pada permukaan airfoil, ukuran vorteks dapat dikurangi. Kemudian pada Gambar 2.18 menunjukkan perkembangan vorteks disekitar aifoil. Riblet dengan jelas dapat mempengaruhi perkembangan vorteks. Pada airfoil tanpa riblet dilihat pada panjang sekitar  $0.3c$  sudah mengalami kemunculan vorteks, sedangkan pada aifoil dengan riblet tidak ada pembentukan terjadi hingga panjang  $0.7c$ .

**Tabel 2.1** Hasil Pengurangan Gaya oleh Riblet (Ghazali et al, 2016)

Angle of Attack	Constant Drag (N)		% Drag Reduction	
	Clean Surface Airfoil (a)	Airfoil With Riblets (b)	Difference $c = b - a$	Percentage $(c/a)100\%$
$0^{\circ}$	5.52	4.87	0.65	11.8
$30^{\circ}$	48.7	47.9	0.8	1.64

Berdasarkan hasil simulasi didapatkan pada tabel 2.1 merupakan persentase pengurangan drag yang dialami airfoil dengan riblet terhadap tanpa riblet pada AOA  $0^{\circ}$  dan  $30^{\circ}$ . Persentase pengurangan hambatan dibandingkan dengan permukaan bersih pada sudut serang 0 adalah 11,8%, dan untuk sudut serangan 30 persentase pengurangan hambatan adalah 1,64%. Simulasi ini menunjukkan bagaimana riblet dan pertumbuhan vorteks berdampak pada airfoil NACA 0026. Hasilnya menunjukkan bahwa riblet berfungsi untuk mengurangi hambatan pada airfoil, terutama di wilayah APG. Riblet juga memiliki kemampuan untuk mengontrol pemisahan aliran dari permukaan dan mengurangi wilayah energi kinetik tinggi. Selain itu, riblet memiliki kemampuan untuk mengontrol perkembangan vorteks. Dengan menurunkan tekanan oleh riblet, hambatan bentuk berkurang dan membantu mengurangi gaya drag.

### 2.7.3 Comparative Analysis of Different Profiles of Riblets on an Airfoil using Large Eddy Simulations (Tyagi et. Al, 2023)

Penelitian terdahulu mengenai permukaan riblet telah dilakukan oleh Aryan Tyagi pada tahun 2023 menggunakan simulasi CFD. Simulasi ini dilakukan untuk mengetahui perbedaan profil riblet terhadap performa aerodinamis pada airfoil NACA 0012. Panjang chord pada airfoil 0.1m digunakan dalam analisis ini.



**Gambar 2.19** Profil Riblet dan Pengaplikasian pada NACA 0012 (Tyagi et al, 2023)

Gambar 2.19 merupakan gambar profil riblet yang digunakan dan peletakannya pada airfoil NACA 0012. Pada penelitian ini, digunakan empat model profil airfoil dengan variasi desain riblet yang berbeda, profil blade, U-shape, Inverted U-shaped dan sawtooth. Riblet ditempatkan secara strategis pada permukaan atas (*suction surface*) airfoil, sejajar dengan arah aliran fluida, untuk mengoptimalkan kontrol aliran dalam boundary layer. Penempatan riblet dirancang untuk meningkatkan transisi aliran dari laminar menjadi turbulen di dalam boundary layer, sehingga menunda separasi aliran (*flow separation*) dan mengurangi gaya hambat (*drag*).

Fokus utama dari penelitian ini adalah mengevaluasi efektivitas riblet dalam mengurangi gaya hambat pada masing-masing profil airfoil. Pengurangan gaya hambat ini dibandingkan antara keempat model yang diuji, dengan mempertimbangkan parameter seperti tinggi, lebar, dan jarak antar riblet. Pengujian dilakukan menggunakan metode simulasi dinamika fluida komputasi (*Computational Fluid Dynamics*, CFD), dengan setiap profil airfoil diuji pada kondisi aliran dan sudut serang tertentu untuk mendapatkan data yang terperinci.

**Tabel 2.2** Drag Reduction untuk Variasi Profile Riblet (Tyagi et al, 2023)

Profile	Cd	Drag Reduction
Sawtooth	0.00734	7.09%
U-Shaped	0.00726	8.11%
Blade	0.00764	3.31%
Inverted U-Shaped	0.00739	6.49%

Pada tabel hasil penelitian pada tabel 2.2, diperoleh bahwa pada sudut serang (*Angle of Attack*, AOA)  $0^\circ$ , semua profil airfoil yang dilengkapi dengan riblet menunjukkan pengurangan gaya hambat (*drag reduction*) dibandingkan dengan airfoil polos tanpa riblet. Hal ini menunjukkan bahwa penggunaan riblet, meskipun pada kondisi AOA rendah, memberikan kontribusi signifikan dalam mengurangi hambatan aerodinamis.

Di antara semua desain riblet yang diuji, profil dengan riblet berbentuk U (*U-shape riblet*) menghasilkan pengurangan drag terbesar, yaitu sebesar 8,11%. Efisiensi pengurangan drag ini menunjukkan bahwa konfigurasi U-shape mampu mengelola aliran dalam boundary layer dengan lebih efektif dibandingkan desain riblet lainnya, sehingga menghasilkan distribusi aliran yang lebih stabil dan penurunan tekanan pada zona wake.

Hasil ini mengindikasikan bahwa desain riblet yang tepat dapat meningkatkan performa aerodinamis dengan signifikan, bahkan pada kondisi aliran yang tidak ekstrem seperti pada AOA  $0^\circ$ . Temuan ini memberikan wawasan berharga untuk pengembangan desain airfoil yang lebih efisien, terutama untuk aplikasi yang membutuhkan performa tinggi dengan hambatan minimal.

#### 2.7.4 The Effect of Riblets on the Aerodynamic Performance of NACA 0018 Airfoil (GÜLER et. Al, 2024)

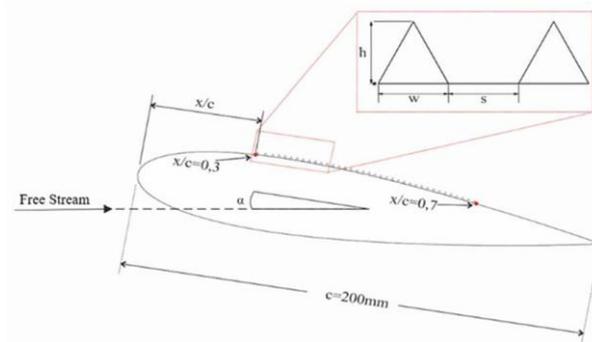
Penelitian terdahulu mengenai riblet ini dilakukan oleh Emre GÜLER untuk melihat pengaruh riblet pada performa aerodinamik dari NACA 0018 pada tahun 2024. Studi ini menggunakan analisa numerik CFD sebagai analisis utama. Riblet dibuat dengan profil identik yang ditaruh pada bagian suction.

**Tabel 2.3** Variasi Model Riblet

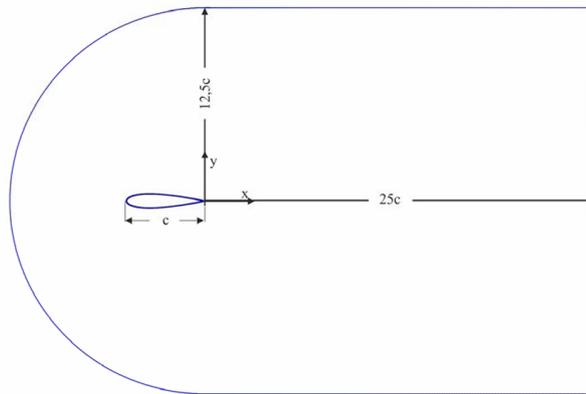
	x/c	h/c	w/c	s/c
M0	-	-	-	-
M1	$0.3 < x/c < 0.7$	0.005	0.005	0.1
M2	$0.3 < x/c < 0.7$	0.005	0.005	0.01
M3	$0.3 < x/c < 0.7$	0.005	0.005	0.005
M4	$0.3 < x/c < 0.7$	0.005	0.005	0

Dapat dilihat pada tabel 2.3 penelitian ini digunakan variasi pada jarak antar riblet pada rasio dari panjang aliran (x) dan panjang chord (c) yaitu pada pada panjang  $x/c = 0.3$  hingga

$x/c=0.7$ . Variasi jarak antar riblet ( $s$ ) yang digunakan yaitu  $s/c$ . Pada studi ini juga diberikan variasi pada angle of attack.



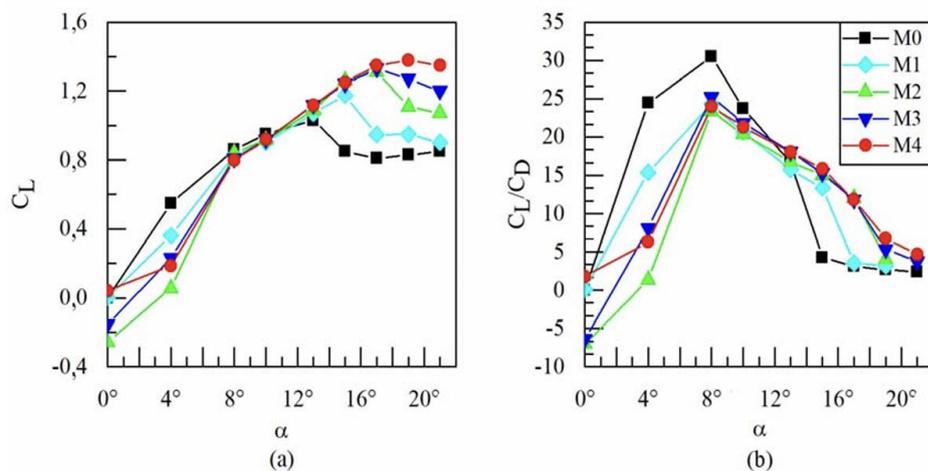
**Gambar 2.20** Gambaran Riblet pada Airfoil NACA 0018 (GÜLER et. Al, 2024)



**Gambar 2.21** Domain Mesh Airfoil (GÜLER et. Al, 2024)

Gambar 2.20 menunjukkan penggambaran pemasangan riblet pada studi ini. Kemudian pada Gambar 2.21 menunjukkan domain aliran pada penelitian ini, domain berbentuk c-shaped untuk mengurangi skewness dari meshing dengan radius  $12,5c$  dan domain panjang  $25c$  dari trailing edge. Penelitian ini dilakukan pada udara dengan bilangan reynold  $1 \times 10^5$ .

Penelitian ini mengobservasi nilai koefisien lift ( $C_L$ ) dan performa aerodinamika dari rasio koefisien lift dan drag ( $C_L/C_D$ ). Berdasarkan simulasi yang dilakukan hasilnya dapat dilihat pada gambar dibawah.



**Gambar 2.22** (a) Variasi Koefisien Gaya Lift dengan Sudut Serang, (b) Variasi Rasio Gaya Lift terhadap Gaya Drag Sudut Serang

Gambar 2.22 menunjukkan nilai CL dan CL/CD untuk sudut serang  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $13^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $17^\circ$ ,  $19^\circ$  dan  $21^\circ$ . Terlihat pada seluruh variasi riblet dan tanpa riblet bahwa nilai CL dan CL/CD meningkat seiring dengan sudut serang yang lebih besar. Namun pada sudut serang tertentu nilai CL akan turun. Hal ini disebabkan oleh fakta bahwa jika tepi depan airfoil dinaikkan terlalu tajam, lapisan batas kehilangan kemampuan untuk menahan perbedaan tekanan yang tinggi. Akibatnya, lapisan tersebut secara bertahap terpisah, menyebabkan daerah wake dan separasi aliran. Stalling meruakan istilah yang digunakan untuk menggambarkan penurunan nilai CL. Berdasarkan grafik yang ada dapat dikatakan bahwa riblet akan menunda stalling pada airfoil. Semakin dekat jarak antar riblet stalling pada airfoil yang terjadi akan lebih lama. Performa aerodinamika pada aifoil dengan riblet lebih kecil pada sudut serang kecil. Namun pada sudut serang yang besar airfoil tanpa riblet mengalami penurunan drastis sedangkan pada airfoil dengan riblet penurunan performa secara perlahan.

## 2.8 Perbandingan Hasil Penelitian Terdahulu

Berdasarkan penelitan diatas untuk mempermudah membandingkan hasil-hasil yang diperoleh dari berbagai studi sebelumnya. Tabel berikut menyajikan rangkuman hasil penelitian terdahulu, mencakup aspek-aspek seperti metodologi yang digunakan, variabel yang dikaji, serta temuan utama. Berikut merupakan tabel sebagai gambaran mengenai posisi penelitian ini dalam konteks studi sebelumnya.

**Tabel 2.3** Perbandingan penelitian terdahulu

Penelitian	Model Airfoil	Riblet	Metode Penelitian	Hasil Utama	Kesimpulan
<i>Effects of Riblet on Flow Structure around a NACA 0026 Airfoil (Harun et. Al. 2014)</i>	NACA 0026	Tipe V-Groove pada 0.23 c	Eksperimen Wind tunnel dan Simulasi 2D	Riblet dapat menaikkan level turbulensi dan mengurangi gaya drag	Riblet dapat mengurangi gaya drag terutama pada AOA besar
<i>Computational Fluid Dynamic Simulation on NACA 0026 Airfoil with V-Groove Riblets (Ghazali et. Al. 2016)</i>	NACA 0026	Tipe V-Groove	Simulasi CFD	Riblet merubah kontur kecepatan dan tekanan pada aifoil dan mengurangi pembentukan vorteks	Riblet dapat menunda separasi pada airfoil sekaligus mengurangi drag pada airfoil
<i>Comparative Analysis of Different Profiles of Riblets on an Airfoil using Large Eddy Simulations</i>	NACA 0012	4 Variasi profil arah longitudinal	Simulasi CFD dengan metode LES	Riblet efektif mengurangi drag pada airfoil	Dengan profil yang berbeda riblet terbukti mengurangi drag dibandingkan airfoil polos

<i>(Tyagi et. Al, 2023)</i>					
<i>The Effect of Riblets on the Aerodynamic Performance of NACA 0018 Airfoil (GÜLER et. Al, 2024)</i>	NACA 0018	Tipe segitiga dengan 4 variasi jarak riblet	Simulasi CFD	Riblet mampu memperbaiki performa aerodinamik pada AOA besar	Riblet akan menunda stall aifoil, variasi jarak antar riblet memberikan hasil yang berbeda
<i>Sekarang</i>	NACA 0026	Tipe segitiga pada 25-30% c	Simulasi CFD	Riblet dapat mempercepat transisi dan aliran akan cepat turbulen	Bertujuan untuk menunda separasi dan mengurangi drag dan menaikkan performa aerodinamika

## BAB 3 METODOLOGI

### 3.1 Tahapan Simulasi

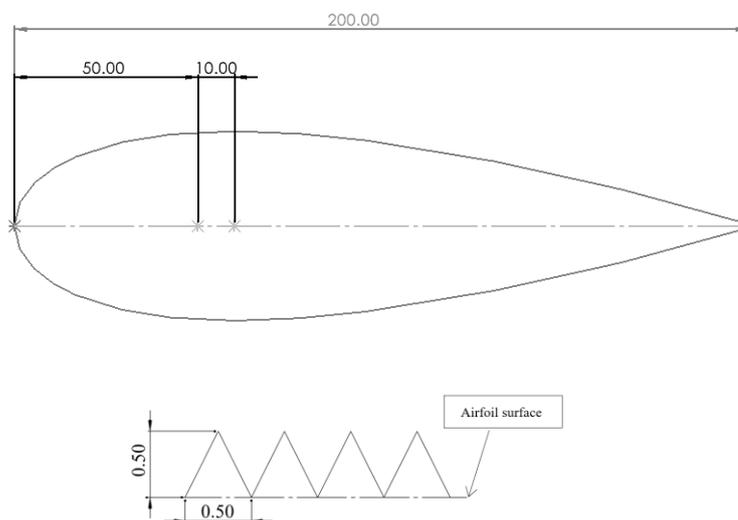
Penelitian ini menggunakan metode numerik Computational Fluid Dynamics (CFD), yang digunakan melalui software Gambit untuk menghasilkan geometri, kondisi batas, dan meshing. Kemudian, metode ini dimasukkan ke dalam software ANSYS FLUENT untuk menghasilkan simulasi aliran dua dimensi pada permukaan airfoil. Pre-processing, processing, dan post-processing adalah tiga tahapan yang digunakan dalam penelitian ini. Detail proses yang digunakan dalam simulasinya sebagai berikut.

### 3.2 Tahap Pre-Processing

Tahap awal pembuatan model untuk simulasi adalah pre-processing; ini mencakup pembuatan model geometri, penentuan kondisi batas, dan pembuatan meshing untuk membagi area komputasi menjadi grid-grid yang sesuai.

#### 3.2.1 Pembuatan Geometri

Proses pembuatan geometri dimulai dengan import koordinat airfoil NACA 0026, yang merupakan titik-titik yang membentuk airfoil, dari file .DAT yang berisi koordinat NACA 0026. Garis dibentuk dari titik koordinat yang dihubungkan. Garis yang terhubung digabungkan menjadi sebuah bidang permukaan. Airfoil NACA 0026 merupakan airfoil simetris dan digunakan panjang chord  $c = 200$  mm dengan ketebalan  $t = 26\%$ . Riblet diletakkan di atas airfoil pada jarak 25–30 persen panjang chord atau 50–60 milimeter panjang chord dari sisi depan. Riblet tipe segitiga digunakan, dengan lebar riblet dan tinggi yang sama senilai 0.5 mm. Penempatan ditelakkan secara protube yaitu timbul diatas permukaan airfoil. Hasil dari pembuatan geometri NACA 0026 yang dapat dilihat pada Gambar 3.1.



**Gambar 3.1** Dimensi NACA 0026 dan Riblet Segitiga

#### 3.2.1.1 Perhitungan Ukuran Relatif Riblet

Selanjutnya ukuran riblet yang digunakan dalam simulasi perlu dinyatakan dalam bentuk tak berdimensi untuk memastikan bahwa geometri riblet yang dibuat berinteraksi secara optimal dengan zona sublayer viskos dari lapisan batas. Ukuran tak berdimensi ini dinyatakan dalam bentuk tinggi relatif ( $h^+$ ) dan jarak relatif ( $s^+$ ) riblet yang dapat dilihat pada perhitungan berikut:

**Tabel 3.1** Properti untuk Perhitungan Nilai  $h^+$  dan  $s^+$ 

Properti	Nilai
Viskositas dinamis ( $\mu$ )	$1,7894 \times 10^{-5} Pa \cdot s$
Densitas fluida ( $\rho$ )	$1,225 kg/m^3$
Kecepatan udara ( $U$ )	$12 m/s$
Panjang lapis batas ( $L$ )	$50 mm$
Tinggi sel pertama ( $\Delta y$ )	$0.5 mm$

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} = 0.41075 \times 10^5$$

$$C_f = \frac{0,058}{Re^{0,2}} = 6,93 \times 10^{-3}$$

$$\tau_w = 0,5 \cdot C_f \cdot \rho \cdot U^2 = 0.61112 Pa$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = 0.7063 m/s$$

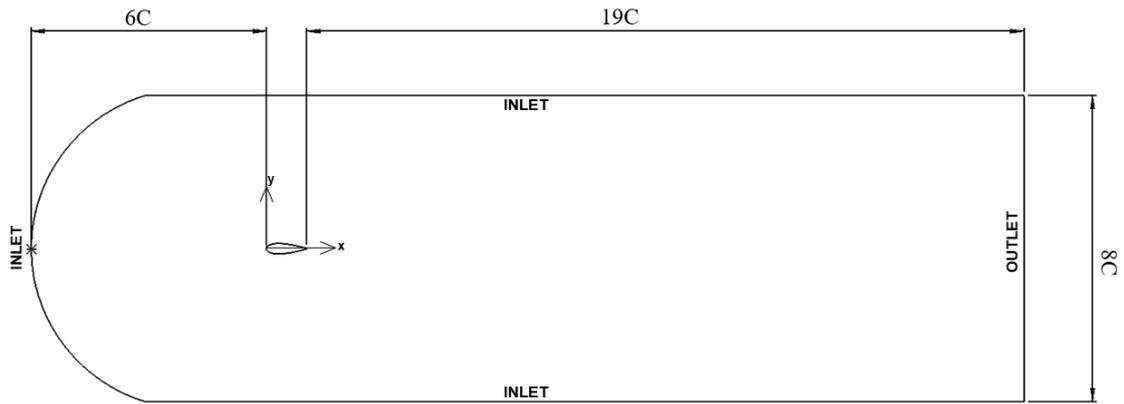
$$h^+ = \frac{h U_\infty}{\nu} \sqrt{\frac{C_f}{2}} = \frac{h \cdot U_\tau \cdot \rho}{\mu} = 24,176$$

$$s^+ = \frac{s U_\infty}{\nu} \sqrt{\frac{C_f}{2}} = \frac{s \cdot U_\tau \cdot \rho}{\mu} = 24,176$$

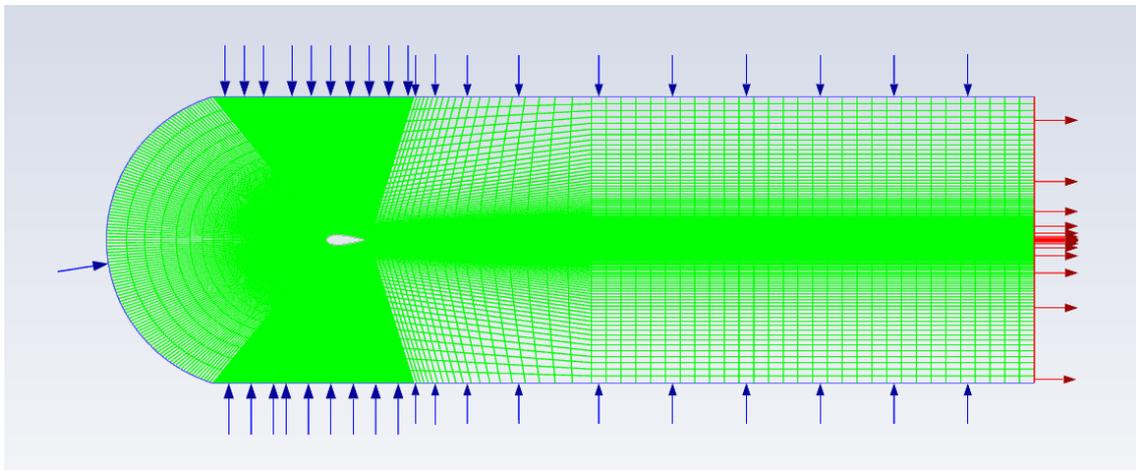
Berdasarkan perhitungan yang ditunjukkan pada Tabel 3.1, diperoleh nilai bilangan Reynolds sebesar  $Re = 4,1075 \times 10^4$  dan koefisien gesekan dinding sebesar  $C_f = 6,93 \times 10^{-3}$ . Dengan menggunakan hubungan antara tegangan geser dinding dan kecepatan geser  $u_\tau$ , diperoleh nilai kecepatan geser sebesar  $u_{\tau_{\text{tau}}} = 0,7063 m/s$ . Selanjutnya, nilai tersebut digunakan untuk menghitung ukuran relatif riblet dalam bentuk tak berdimensi. Berdasarkan hasil perhitungan, diperoleh nilai  $h^+ = 24,176$  dan  $s^+ = 24,176$ . Nilai ini berada dalam kisaran akan perbatasan. Oleh karena itu, dimensi riblet yang digunakan dalam simulasi ini digunakan untuk menilai performa aerodinamis.

### 3.2.2 Meshing dan Boundary Layer

Selanjutnya pada tahap ini, proses pembagian domain dilakukan. Ukuran meshing mempengaruhi ketelitian saat membuat simulasi, semakin kecil ukuran meshing, hasil simulasi akan lebih akurat, tetapi ini juga akan berdampak pada berat proses numerik dan ukuran file. Pada penelitian ini digunakan dua mesh yaitu mesh airfoil polos dan airfoil dengan riblet. Setelah itu menentukan kondisi batas untuk menentukan fungsi dari sisi-sisi yang ada pada geometri, penentuan kondisi batas digunakan. Berikut merupakan meshing dan kondisi batas pada penelitian ini.



**Gambar 3.2** Domain Meshing Penelitian



**Gambar 3.3** Kondisi Batas (*Boundary Condition*) Meshing

Gambar 3.2 dan Gambar 3.3 menunjukkan konfigurasi domain mesh serta kondisi batas (*boundary condition*) yang digunakan dalam simulasi. Bagian inlet ditetapkan pada sisi setengah lingkaran di dinding atas dan bawah, sedangkan sisi belakang domain difungsikan sebagai outlet. Pada sisi inlet, aliran ditetapkan menggunakan metode *magnitude and direction* untuk memungkinkan variasi sudut serang (*angle of attack*) sesuai dengan skenario simulasi yang diinginkan. Ukuran domain disusun agar cukup luas untuk menghindari pengaruh batas terhadap hasil simulasi, yaitu dengan jarak  $8C$  dari dinding atas ke dinding bawah,  $6C$  dari leading edge ke inlet, dan  $19C$  dari trailing edge ke outlet dan dengan panjang chord  $200\text{ mm}$ . Konfigurasi ini dirancang untuk memastikan kestabilan aliran serta meminimalkan efek refleksi atau gangguan aliran di sekitar airfoil.

Dalam simulasi ini, nilai  $y^+$  ditentukan untuk sel pertama yang berdekatan dengan permukaan airfoil untuk memastikan resolusi mesh di dekat dinding untuk menyelesaikan karakteristik lapisan batas. Perhitungan tersebut dicantumkan sebagai berikut:

**Tabel 3.2** Properti untuk Perhitungan Nilai  $y^+$

Properti	Nilai
Viskositas dinamis ( $\mu$ )	$1,7894 \times 10^{-5}\text{ Pa}\cdot\text{s}$
Densitas fluida ( $\rho$ )	$1,225\text{ kg/m}^3$
Kecepatan udara ( $U$ )	$12\text{ m/s}$
Panjang lapis batas ( $L$ )	$200\text{ mm}$
Tinggi sel pertama ( $\Delta y$ )	$0.5\text{ mm}$

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} = 1,643 \times 10^5$$

$$C_f = \frac{0,058}{Re^{0,2}} = 5.2517 \times 10^{-3}$$

$$\tau_w = 0,5 \cdot C_f \cdot \rho \cdot U^2 = 0.4632 Pa$$

$$u_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = 0.6142 m/s$$

$$y^+ = \frac{u_t \cdot \Delta y \cdot \rho}{\mu} = 21,0236$$

Dimana  $Re$  merupakan reynold number,  $C_f$  merupakan skin friction coefficient,  $\tau_w$  merupakan wall shear stress,  $u_t$  merupakan friction velocity, dan  $y^+$  jarak dinding tak berdimensi. Hasil yang didapatkan yaitu  $y^+$  21,0236.

### 3.2.3 Tahap Processing

Setelah pembuatan meshing dan kondisi batas, tahap pengolahan lanjutan dimulai dengan memasukkan file meshing dari gambit ke ANSYS. Pada tahap ini, parameter dan penelitian yang akan digunakan dalam penelitian ini akan ditentukan. Variasi yang akan digunakan pada penelitian ini yaitu kecepatan aliran udara, dan sudut serang terhadap airfoil. Penggunaan variasi dapat dilihat pada Tabel 3.3

**Tabel 3.3** Variasi Kondisi dalam Penelitian

Parameter	Variasi
Kecepatan aliran (m/s)	8, 12, 16
Angle of attack (derajat)	-15, -10, -5, 0, 5, 10, 15

Variasi pada penelitian ditunjukkan Untuk mengevaluasi performa aerodinamika airfoil dengan mempertimbangkan variasi kecepatan aliran dan sudut serang. Kecepatan aliran yang digunakan yaitu 8, 12, dan 16 m/s dengan pengulangan dengan setiap sudut serang yaitu -15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15°. Variasi ini dipilih untuk mencerminkan berbagai kondisi operasi yang mungkin terjadi dalam aplikasi sebenarnya. Kemudian variasi diselesaikan dengan metode penyelesaian yang ditampilkan sesuai dengan tabel berikut.

**Tabel 3.4** Metode Penyelesaian dalam Penelitian

Parameter	Nilai
Solver Type	Pressure-Based
Model viscous	Transition SST
Material	Udara dan aluminum
Pressure-velocity coupling scheme	Coupled
Gradient	Least squares cell based
Pressure	Second order
Momentum	Second order upwind
Turbulent kinetic energy	Second order upwind
Turbulent dissipation energy	Second order upwind
Convergence criteria	$1 \times 10^{-5}$
Initialization method	Hybrid initialization

Berdasarkan Tabel 3.4, penelitian ini menggunakan solver type pressure-based dengan velocity formulation absolute karena domain tidak berotasi, serta aspek waktu diatur steady

dan aspek 2D space diatur planar simulasi berupa dua dimensi. Model viscous diatur menjadi Transition SST karena aliran yang akan disimulasikan berupa aliran turbulen. Material yang digunakan dalam simulasi ini terbagi menjadi dua macam, yang pertama adalah fluid yang berupa udara dengan mempresentasikan aliran udara di sekitar airfoil dengan besar densitas sebesar  $1,225 \text{ kg/m}^3$ , lalu ada solid yang menunjukkan jenis material airfoil yang digunakan berupa aluminum dengan besar densitas sebesar  $2719 \text{ kg/m}^3$ .

Selanjutnya, penentuan kondisi batas dilakukan di software ANSYS Fluent. Spesifikasi kecepatan metode diatur menjadi komponen kecepatan dengan besar menyesuaikan variasi kecepatan aliran angin yang telah ditentukan. Spesifikasi metode diatur menjadi intensitas dan panjang skala dengan intensitas turbulent 1% dan panjang skala turbulent 0,014 m. Untuk simulasi ini, digunakan skema penggabungan kecepatan-pressure dengan jenis COUPLED. Kemudian, untuk diskretisasi ruang, diatur gradient berdasarkan least squares cell, pressure, momentum, turbulent kinetic energy, dan turbulent dissipation rate.

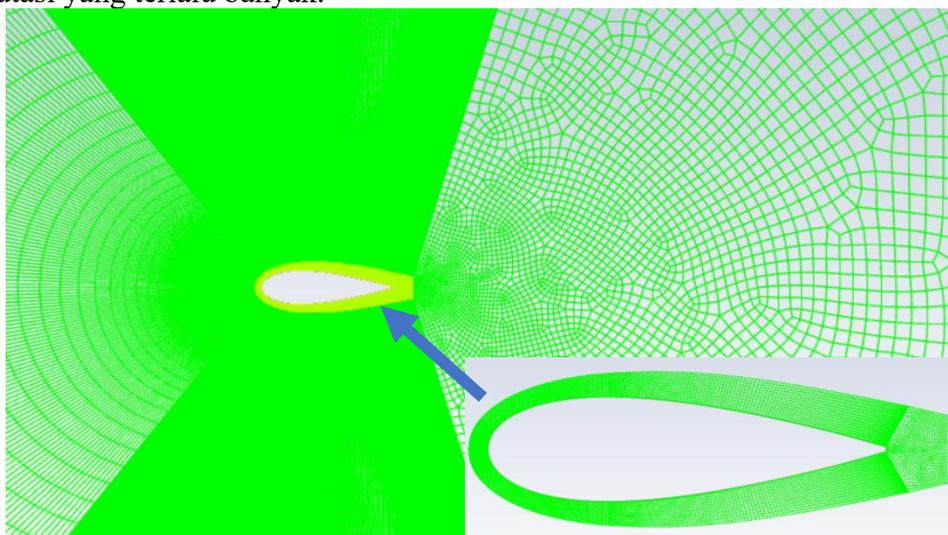
Kriteria convergence absolute dengan nilai masing-masing  $1 \times 10^{-5}$  akan diatur dalam bagian residual monitor. Setelah itu, lakukan perhitungan dengan metode Hybrid Initialization. Setelah itu, hanya dapat dilakukan run iterasi. Jika sudah mencapai titik konvergen, iterasi akan berhenti berjalan. Namun, jika belum mencapai titik konvergen sampai batas jumlah iterasi yang ditentukan, jumlah iterasi dapat ditambahkan lagi ke kolom iterasi.

### 3.2.4 Tahap Post Processing

Tahap post-processing merupakan tahap terakhir dari proses simulasi. Pada tahap ini akan dilakukan pengolahan data hasil simulasi CFD yang telah diperoleh dan diinterpretasi dalam bentuk data visualisasi dan distribusi yang meliputi kontur tekanan dan kecepatan. Pengambilan data berupa nilai  $C_p$ ,  $C_l$ , dan  $C_d$ , distribusi koefisien tekanan, kontur kecepatan, serta lift-to-drag ratio.

### 3.3 Grid independency test

Grid independency test merupakan suatu metode yang digunakan untuk menentukan apakah mesh yang digunakan memperoleh hasil simulasi yang akurat dengan salah satu konfigurasi sebagai referensi acuan. Dalam melakukan simulasi juga diperlukan meshing yang optimal. Mesh yang digunakan bukanlah meshing yang paling detail, karena diperlukan meshing yang dapat menghasilkan hasil yang paling akurat tanpa menggunakan komputasi yang terlalu banyak.



**Gambar 3.4** Kerapatan Lokal pada Meshing

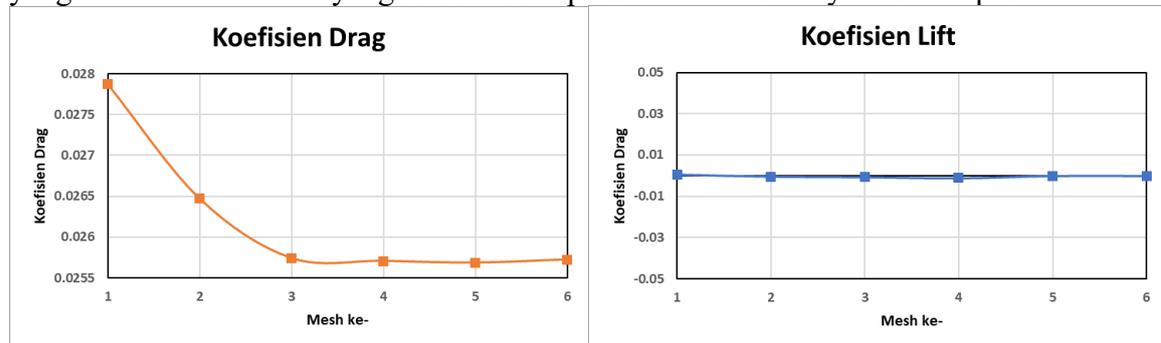
Dalam tahap ini, terdapat enam buah meshing dengan jumlah elemen yang berbeda dibuat dengan mengatur kerapatan lokal pada elemen di area sekitar airfoil yang dapat dilihat pada Gambar 3.4 Hal ini dilakukan karena gaya drag yang terjadi tergantung pada profil kecepatan dan tekanan statis dekat dinding.

Grid independency test dilakukan dengan membandingkan data simulasi di ANSYS Fluent dengan nilai validasi. Simulasi dilakukan dengan kecepatan freestream 8 m/s yang sebanding dengan  $Re_c = 1 \times 10^5$  dan didapatkan hasil pada data pada tabel berikut.

**Tabel 3.5** Data Grid Independency Test

MESH	Jumlah Cell	Cl	Cd	Cd Xfoil	Cl Xfoil	Cd Error
1	9152	0.000313639	0.027875952	0	0.02559	-
2	20130	-0.000539134	0.026470558	0	0.02559	5.0%
3	58786	-0.000753236	0.02574023	0	0.02559	2.8%
4	62630	-0.001191136	0.025706548	0	0.02559	0.1%
5	74051	-0.000249483	0.025684821	0	0.02559	0.1%
6	107971	-0.000265149	0.025723648	0	0.02559	0.2%

Data validasi yang digunakan berasal dari aplikasi yang berbasis data yaitu XFOIL. Dengan menentukan nilai reynold, mach number dan angle of attack didapatkan nilai Cd sebesar 0.02559 dan Cl sebesar 0. Kemudian dilakukan perbandingan dari keenam mesh yang memiliki ketelitian yang berbeda didapatkan bahwa nilainya berbeda pula.

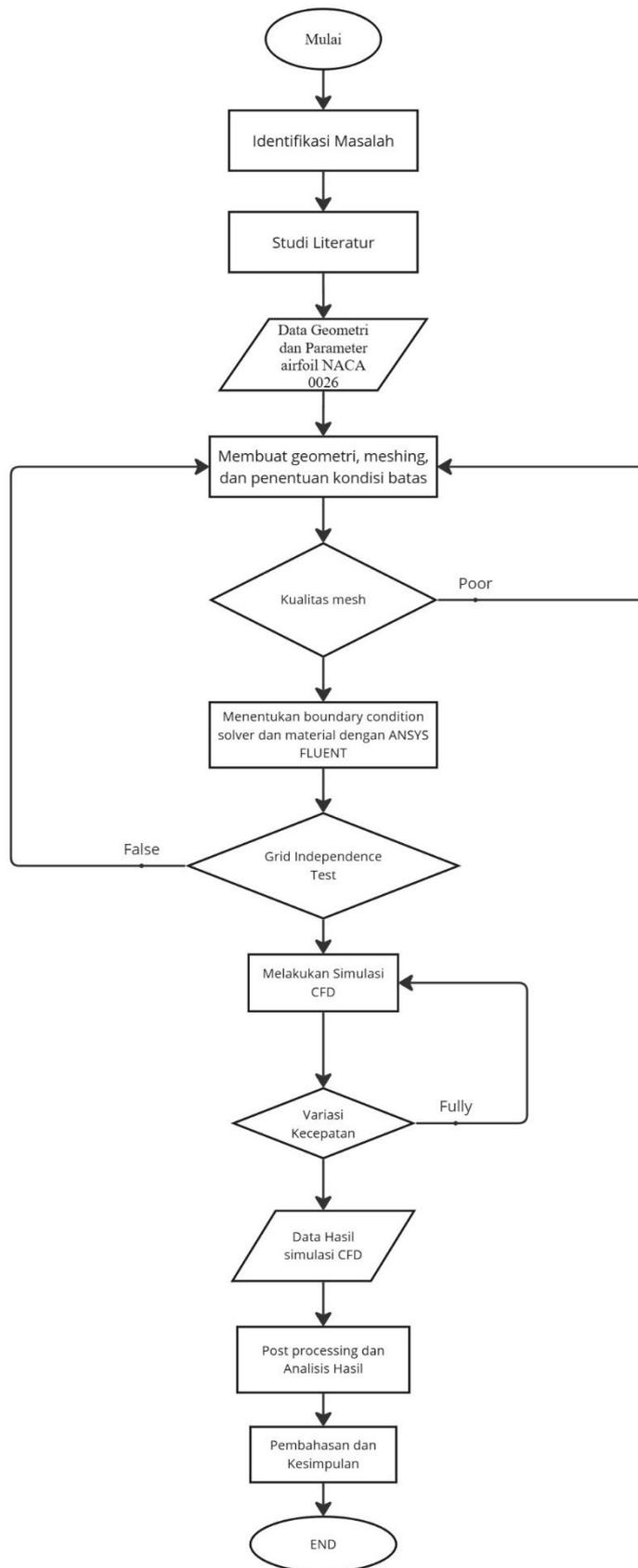


**Gambar 3.5** Grafik Koefisien Lift dan Drag pada Mesh Berbeda

Pada Gambar 3.5 ditampilkan grafik koefisien drag dan lift terhadap variasi mesh. Grafik koefisien drag menunjukkan nilai yang cukup fluktuatif pada mesh awal, kemudian mulai mendekati konvergen setelah mesh ke-3, dan relatif stabil pada mesh ke-4 hingga ke-6. Sementara itu, grafik koefisien lift menunjukkan nilai mendekati nol secara konsisten di semua variasi mesh, yang sesuai dengan karakteristik aliran simetris pada sudut serang nol derajat. Berdasarkan kestabilan nilai dan efisiensi komputasi, maka mesh ke-4 dipilih sebagai konfigurasi akhir karena sudah menunjukkan hasil yang konvergen tanpa penambahan kompleksitas mesh yang signifikan.

### 3.4 Diagram Alir Penelitian

Berikut ini merupakan diagram alir yang menjelaskan tahapan dari penelitian tugas akhir menjelaskan langkah-langkah penelitian tugas akhir dan langkah-langkah simulasi numerik.



**Gambar 3.6** Diagram Alir Penelitian

### 3.5 Timeline Penelitian

Adapun rancangan waktu pengerjaan pada penelitian tugas akhir dapat dilihat pada tabel berikut

**Tabel 3.6** Timeline Penelitian Tugas Akhir

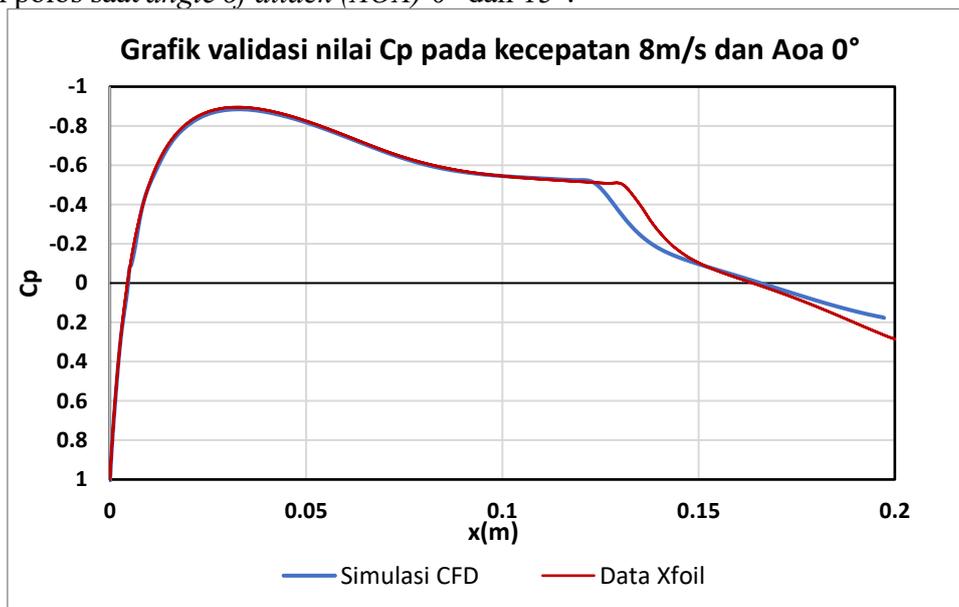
No	Kegiatan	Waktu							
		Nov' 24	Des' 24	Jan' 25	Feb' 25	Mar' 25	Apr' 25	Mei' 25	Juni' 25
1	Studi Literatur								
2	Penulisan Proposal TA								
3	Persiapan Simulasi								
4	Pelaksanaan Simulasi								
5	Ujian Proposal TA								
6	Analisa Hasil Simulasi								
7	Penulisan TA								
8	Ujian TA								

## BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

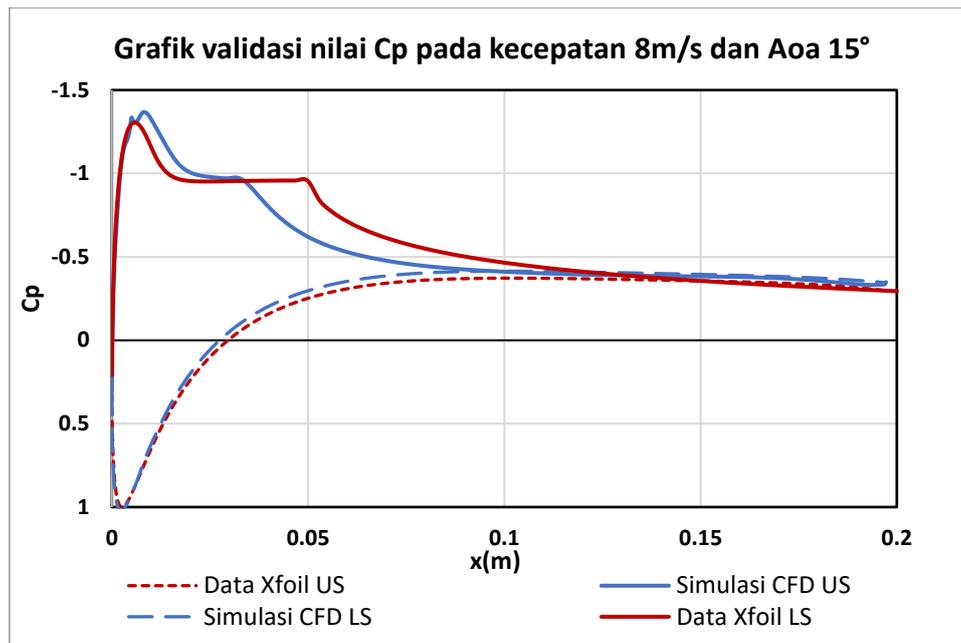
Bab ini membahas hasil analisis numerik mengenai pengaruh pemasangan riblet terhadap karakteristik aliran dua dimensi (2D) di sekitar airfoil. Riblet dipasang secara protubed pada permukaan atas airfoil pada 25–30% dari panjang chord. Variasi sudut serang yang digunakan dalam simulasi meliputi  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ , dan  $10^\circ$ , dengan kecepatan aliran bebas (freestream) sebesar 8 m/s, 12 m/s, dan 16 m/s. Simulasi dilakukan menggunakan pendekatan CFD dengan model turbulensi  $k-\omega$  SST, yang dipilih karena kemampuannya menangani aliran dengan gradien tekanan tinggi dan prediksi separasi aliran di dekat permukaan padat. Analisis dilakukan terhadap parameter aerodinamika utama, yaitu koefisien drag ( $C_d$ ), koefisien lift ( $C_l$ ), distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ), serta tekanan statik di sekitar permukaan airfoil.

### 4.1 Validasi

Sebelum melakukan analisis pada penelitian ini, metode numerik yang telah dilakukan dapat menggambarkan fenomena dan karakteristik aliran secara akurat. Dalam mencapai hal tersebut maka dibutuhkanlah validasi penelitian yang digunakan untuk membandingkan data simulasi CFD yang diperoleh dengan data validasi. Data validasi yang digunakan berasal dari aplikasi yang berbasis data yaitu XFOIL. Proses validasi dilakukan dengan membandingkan nilai *pressure coefficient* dari XFOIL dengan penelitian numerik pada airfoil polos saat *angle of attack (AOA)*  $0^\circ$  dan  $15^\circ$ .



Gambar 4.1 Grafik Validasi Nilai  $C_p$  pada Kecepatan 8m/s dan AOA  $0^\circ$



**Gambar 4.2** Grafik Validasi Nilai Cp pada Kecepatan 8m/s dan AOA 15°

Dapat dilihat pada Gambar 4.1 dan 4.2 menunjukkan perbandingan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) antara hasil simulasi CFD dan data XFOIL pada kecepatan aliran 8 m/s untuk sudut serang 0° dan 15°. Pada AOA 0°, terlihat bahwa kurva hasil simulasi CFD dan data XFOIL memiliki pola yang sangat mirip di sepanjang permukaan airfoil. Kedua data menunjukkan tren penurunan  $C_p$  yang konsisten dari leading edge ke trailing edge, dengan perbedaan nilai yang relatif kecil pada  $x= 1,2$  m simulasi sudah turun terlebih dahulu dibandingkan dengan XFOIL yang menandakan simulasi memprediksi separasi sedikit lebih awal dibandingkan dengan XFOIL. Hal ini mengindikasikan bahwa model CFD mampu merepresentasikan distribusi tekanan dengan akurat pada kondisi tanpa sudut serang, di mana aliran cenderung simetris.

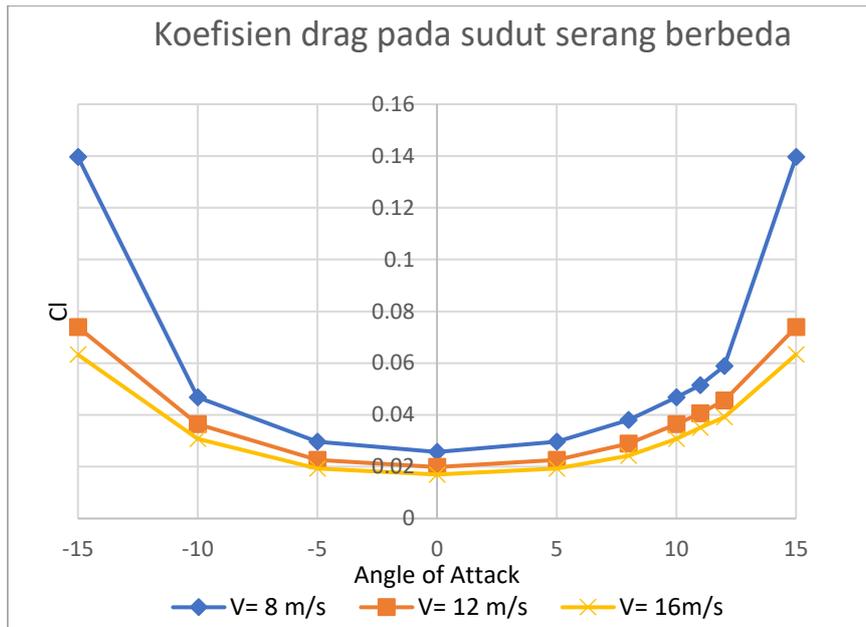
Sedangkan pada Gambar 4.2, perbedaan antara hasil simulasi CFD dan data XFOIL mulai terlihat lebih signifikan, terutama pada  $x= 0.3$  m simulasi sudah menyimpang sedangkan XFOIL terjadi pada  $x=0.5$  m. Hal ini dapat terjadi akibat efek nonlinier yang lebih dominan pada sudut serang tinggi, seperti fenomena separasi aliran yang lebih kompleks. Namun, secara umum pola distribusi  $C_p$  masih menunjukkan kecocokan tren, di mana terjadi penurunan drastis tekanan di sisi atas airfoil dan peningkatan tekanan di sisi bawah, yang mengindikasikan terbentuknya gaya angkat. Kesesuaian pola antara kedua data ini tetap mendukung bahwa simulasi CFD yang dilakukan telah tervalidasi dengan baik dan dapat digunakan untuk analisis lanjutan.

## 4.2 Performa Airfoil NACA 0026 pada Variasi Kecepatan

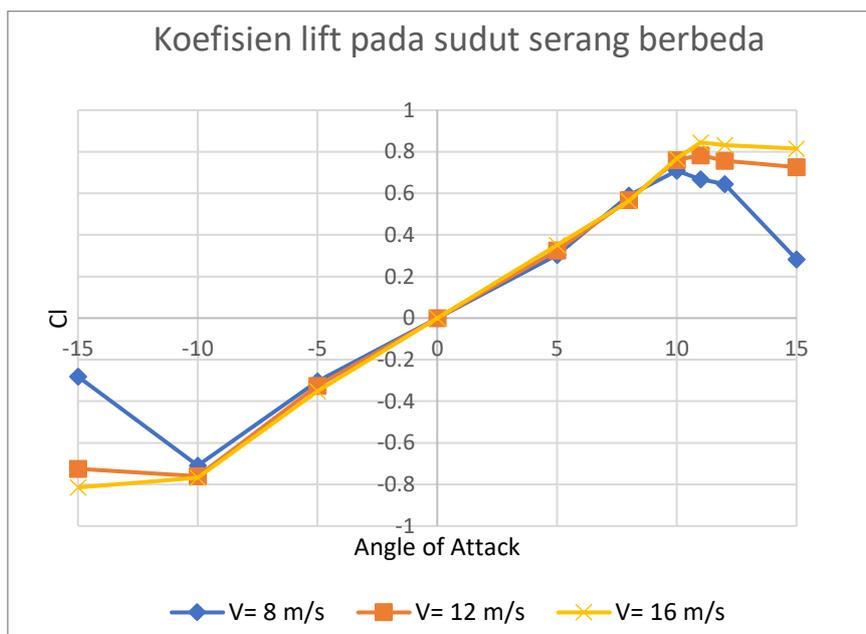
Pada analisa ini, dilakukan simulasi dengan kecepatan angin yang berbeda 8, 12 dan 16 m/s untuk melihat distribusi koefisien drag, lift dan tekanan pada tiap variasi kecepatan.

### 4.2.1 Koefisien Drag dan Lift

Berdasarkan simulasi yang dilakukan berikut hasil distribusi koefisien drag pada tiap variasi kecepatan pada angle of attack yang berbeda.



**Gambar 4.3** Grafik Koefisien Drag pada Sudut Serang Berbeda pada Variasi Kecepatan



**Gambar 4.4** Grafik Koefisien Lift pada Sudut Serang Berbeda pada Variasi Kecepatan

Pada Gambar 4.3 dapat dilihat bahwa nilai koefisien drag ( $C_d$ ) pada sudut serang positif dan negatif memiliki besaran yang hampir sama. Hal ini sesuai dengan karakteristik airfoil NACA 0026 yang bersifat simetris, sehingga menghasilkan pola aliran dan distribusi tekanan yang serupa pada sudut serang dengan besar yang sama namun arah berlawanan. Nilai  $C_d$  cenderung meningkat seiring dengan bertambah jauhnya sudut serang dari  $0^\circ$ , baik ke arah positif maupun negatif. Peningkatan ini terjadi karena sudut serang yang besar menghasilkan perbedaan tekanan yang lebih tinggi di sekitar airfoil.

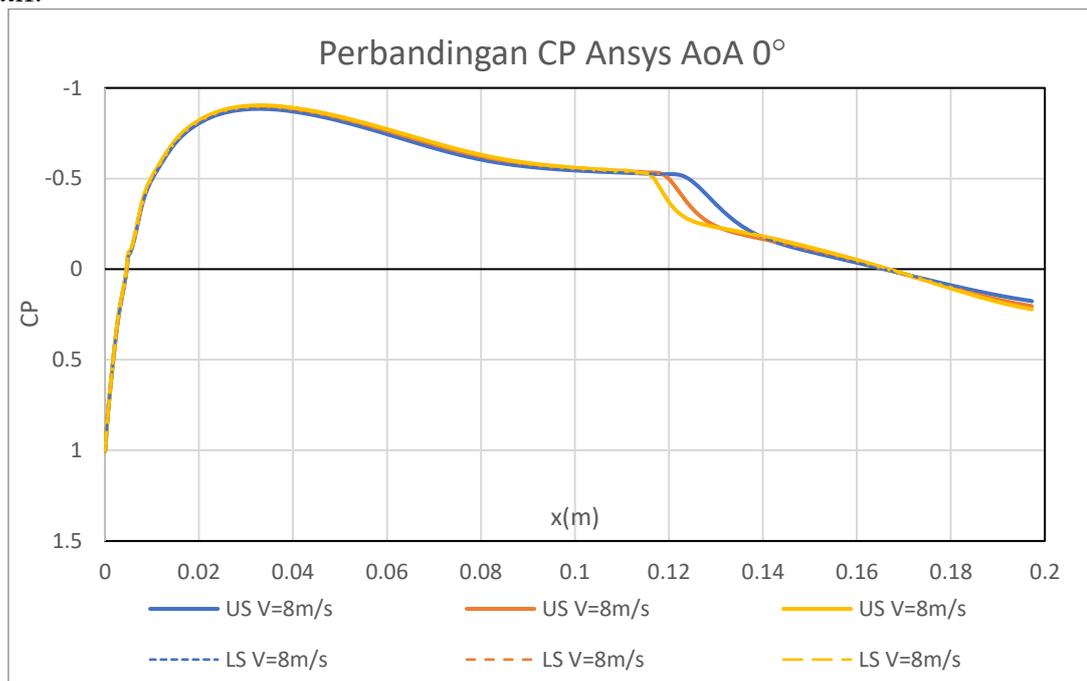
Sementara itu, pada Gambar 4.4 terlihat bahwa nilai koefisien lift ( $C_l$ ) juga simetris terhadap sudut serang.  $C_l$  bernilai positif pada sudut serang positif dan bernilai negatif pada sudut serang negatif, dengan besaran yang relatif sama. Fenomena ini kembali menunjukkan sifat simetris dari airfoil NACA 0026, di mana perubahan arah sudut serang menghasilkan

arah lift yang berlawanan tetapi dengan besar gaya yang serupa. Pada AOA  $0^\circ$ , nilai  $C_l$  mendekati nol karena distribusi tekanan di sisi atas dan bawah airfoil hampir seimbang, sehingga tidak terbentuk gaya angkat secara signifikan.

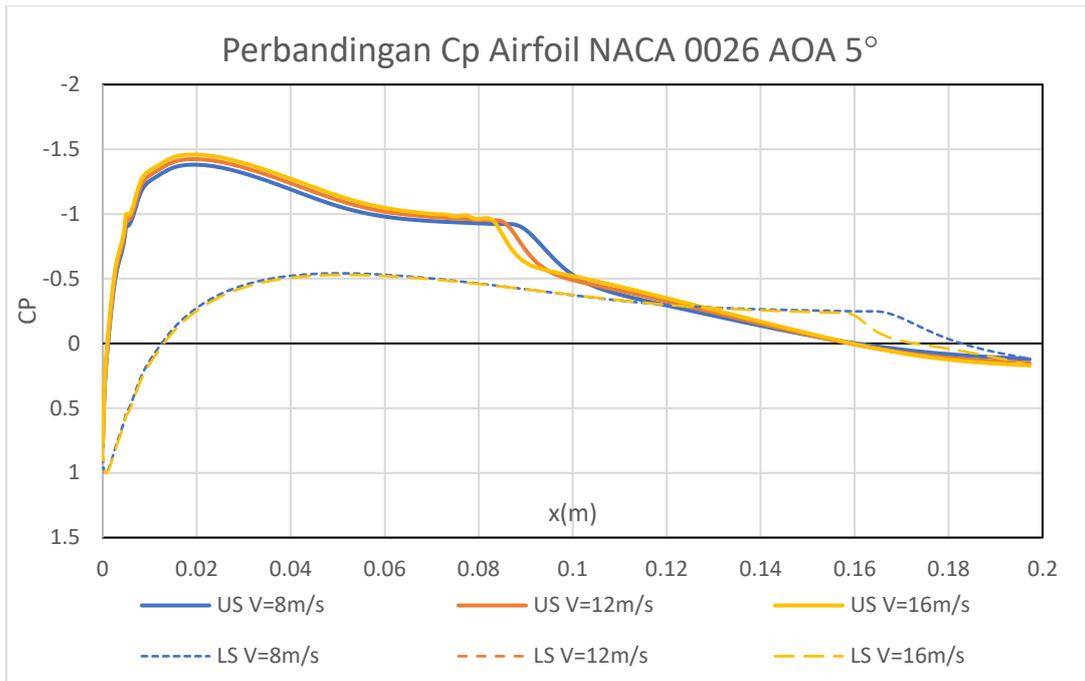
Pada kedua gambar tersebut pengaruh kecepatan tidak berdampak besar pada nilai  $C_l$  dan  $C_d$  yang didapatkan. Namun, pada kecepatan 8 m/s dan sudut serang  $15^\circ$ , terjadi penurunan nilai  $C_l$  dan kenaikan  $C_d$  yang cukup besar dibandingkan dengan kecepatan lainnya. Fenomena ini disebabkan oleh terjadinya separasi aliran lebih awal pada kecepatan rendah tersebut. Pada kecepatan 8 m/s, bilangan Reynolds menjadi cukup rendah sehingga aliran cenderung tetap laminar lebih lama dan lebih rentan terhadap separasi dini, terutama pada sudut serang besar. Akibatnya, aliran kehilangan kemampuan untuk tetap melekat pada permukaan airfoil, menghasilkan gaya angkat yang rendah dan drag yang tinggi.

#### 4.2.2 Distribusi Tekanan

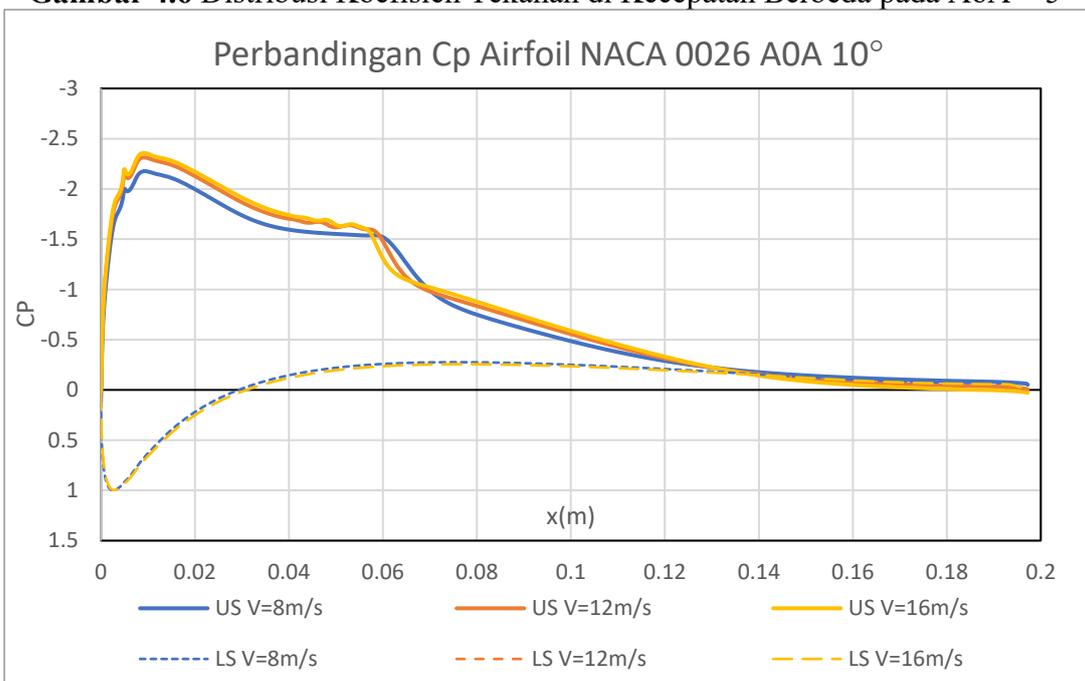
Airfoil NACA 0026 merupakan airfoil simetris, artinya bentuk geometris sisi atas dan bawahnya identik terhadap garis tengah chord. Karena sifat simetris ini, distribusi aliran dan karakteristik aerodinamika pada sudut serang positif dan negatif yang bernilai sama akan menghasilkan respons yang serupa pada gaya lift. Oleh karena itu, dalam analisis ini cukup digunakan sudut serang positif sebesar  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $15^\circ$ , karena hasil pada sudut serang negatif akan mencerminkan hasil yang sama secara besar namun dengan arah gaya yang terbalik, sehingga tidak perlu dilakukan simulasi terpisah untuk nilai sudut serang negatif.



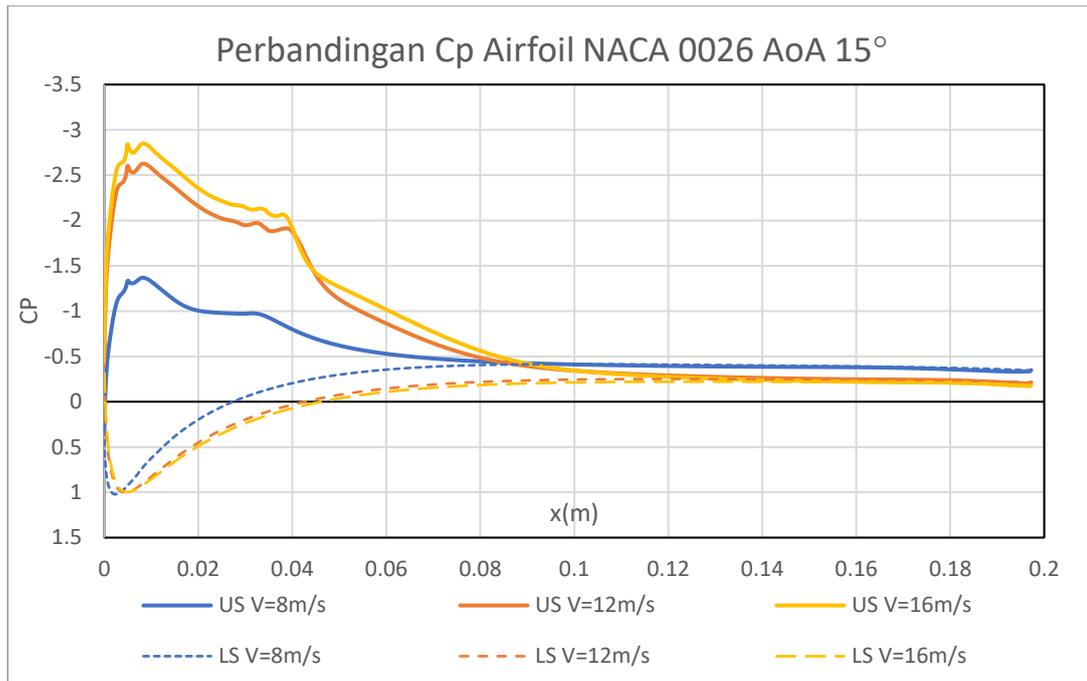
**Gambar 4.5** Grafik Distribusi Koefisien Tekanan di Kecepatan Berbeda pada AoA =  $0^\circ$



**Gambar 4.6** Distribusi Koefisien Tekanan di Kecepatan Berbeda pada AoA = 5°



**Gambar 4.7** Distribusi Koefisien Tekanan di Kecepatan Berbeda pada AoA = 10°



**Gambar 4.8** Distribusi Koefisien Tekanan di Kecepatan Berbeda pada AoA = 15°

Berdasarkan Gambar 4.5, 4.6 dan 4.7 koefisien tekanan pada sudut serang 0°, 5°, dan 10°, terlihat bahwa kurva distribusi dari ketiga kecepatan saling berhimpitan dan menunjukkan tren yang sangat mirip. Hal ini sesuai dengan teori bahwa koefisien tekanan merupakan besaran tak berdimensi yang merepresentasikan selisih antara tekanan lokal dan tekanan freestream, yang telah dinormalisasi terhadap tekanan dinamis. Oleh karena itu, meskipun kecepatan aliran berbeda, nilai  $C_p$  pada titik-titik tertentu relatif tetap, karena  $C_p$  mencerminkan distribusi pola tekanan, bukan nilai absolutnya. Fenomena ini menunjukkan bahwa perubahan kecepatan freestream pada sudut serang yang sama akan meningkatkan gaya lift yang ditandai perbedaan koefisien tekanan pada airfoil atas dan bawah.

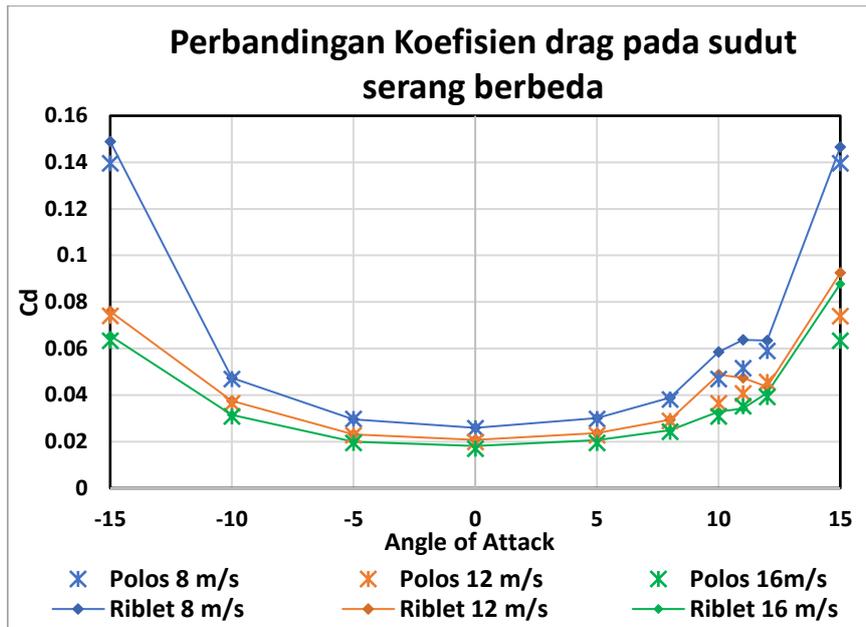
Pada Gambar 4.8 dapat dilihat pada sudut serang 15°, distribusi  $C_p$  yang terjadi perbedaan yang signifikan, khususnya pada kecepatan 8 m/s. Kurva  $C_p$  pada kecepatan ini mengalami penyimpangan dibandingkan kecepatan yang lebih tinggi. Hal ini menandakan terjadinya separasi aliran yang lebih awal dan lebih luas akibat bilangan Reynolds yang lebih rendah, yang mengakibatkan penurunan tekanan di sisi atas airfoil tidak lagi optimal, sehingga distribusi  $C_p$  mengalami perubahan signifikan. Hal ini mengindikasikan bahwa pada sudut serang tinggi, kecepatan aliran mulai berpengaruh terhadap kestabilan aliran dan lokasi separasi, meskipun secara teori  $C_p$  bersifat tak bergantung langsung pada kecepatan.

### 4.3 Performa Airfoil dengan Riblet

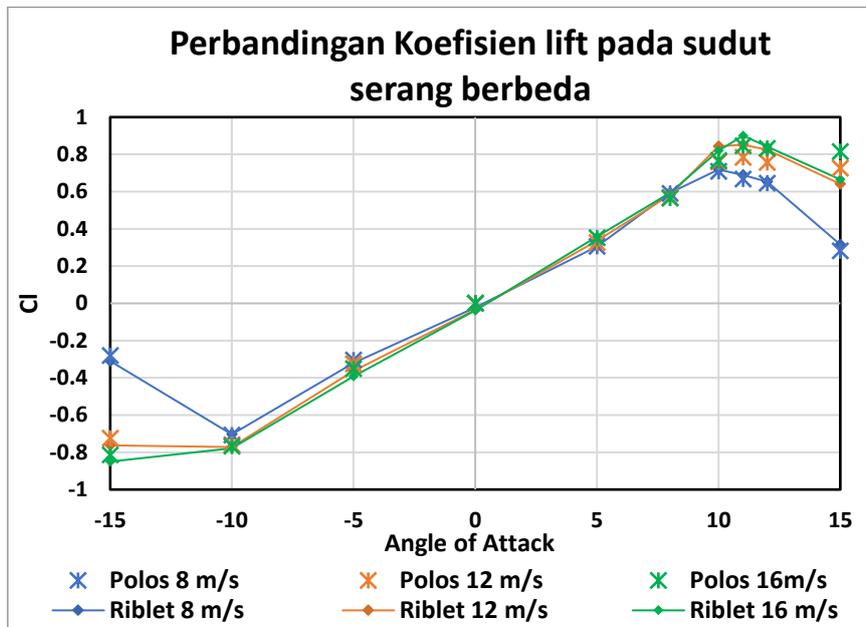
Pada pembahasan ini, dilakukan analisis terhadap koefisien drag, koefisien lift, distribusi tekanan, serta karakteristik aliran berdasarkan kontur dari hasil simulasi numerik pada airfoil dengan pemasangan riblet pada permukaan atas airfoil.

#### 4.3.1 Koefisien Drag dan Lift

Berikut data drag dan lift hasil simulasi airfoil NACA 0026 tanpa riblet dibandingkan dengan menggunakan riblet pada variasi kecepatan dan sudut serang.



Gambar 4.9 Grafik Perbandingan Koefisien Drag antara Airfoil Riblet dengan Polos

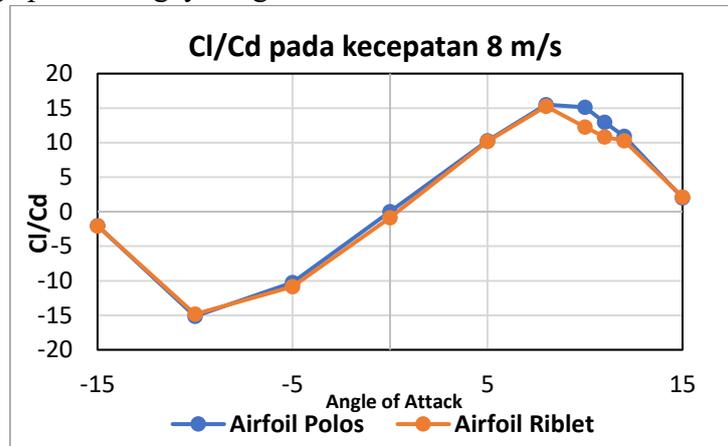


Gambar 4.10 Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos

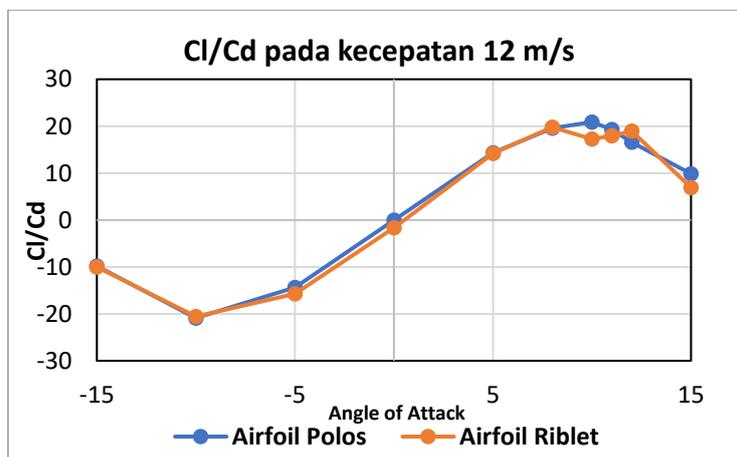
Gambar 4.9 dan 4.10 menunjukkan perbandingan nilai koefisien drag ( $C_d$ ) dan koefisien lift ( $C_l$ ) antara airfoil polos dan airfoil dengan riblet pada sudut serang  $-15^\circ$  hingga  $15^\circ$ , serta tiga variasi kecepatan freestream yaitu 8 m/s, 12 m/s, dan 16 m/s. Dari grafik  $C_d$ , terlihat bahwa pemasangan riblet cenderung menyebabkan peningkatan nilai drag dibandingkan airfoil polos, terutama pada sudut serang lebih besar dari  $10^\circ$ . Hal ini kemungkinan disebabkan oleh meningkatnya *skin friction* akibat permukaan yang lebih kasar. Sebaliknya, pada sudut serang negatif, pengaruh riblet terhadap  $C_d$  relatif kecil dan tidak signifikan.

Sementara itu, pada grafik  $C_l$  terlihat bahwa airfoil dengan riblet secara umum menghasilkan nilai lift yang lebih tinggi dibandingkan airfoil polos, nilai  $C_l$  membesar seiring membesarnya sudut serang dan mencapai nilai maksimum di sudut serang  $10^\circ$  dan selanjutnya menurun. Pada AOA  $15^\circ$  untuk kecepatan 12 m/s dan 16 m/s, di mana nilai  $C_l$

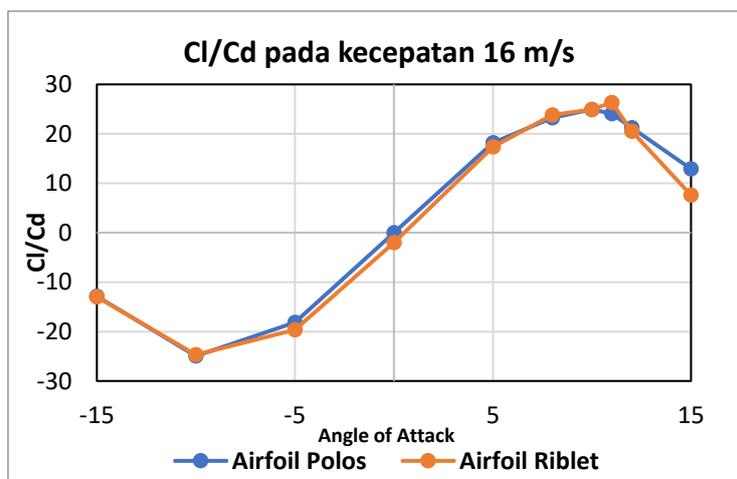
pada airfoil riblet didapatkan lebih rendah. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada kecepatan tinggi dan sudut serang besar, riblet tidak cukup efektif dalam menunda separasi aliran, sehingga performa gaya angkat menurun.



**Gambar 4.11** Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos pada Kecepatan 8 m/s



**Gambar 4.12** Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos pada Kecepatan 12 m/s



**Gambar 4.13** Grafik Perbandingan Koefisien Lift antara Airfoil Riblet dengan Polos pada Kecepatan 16 m/s

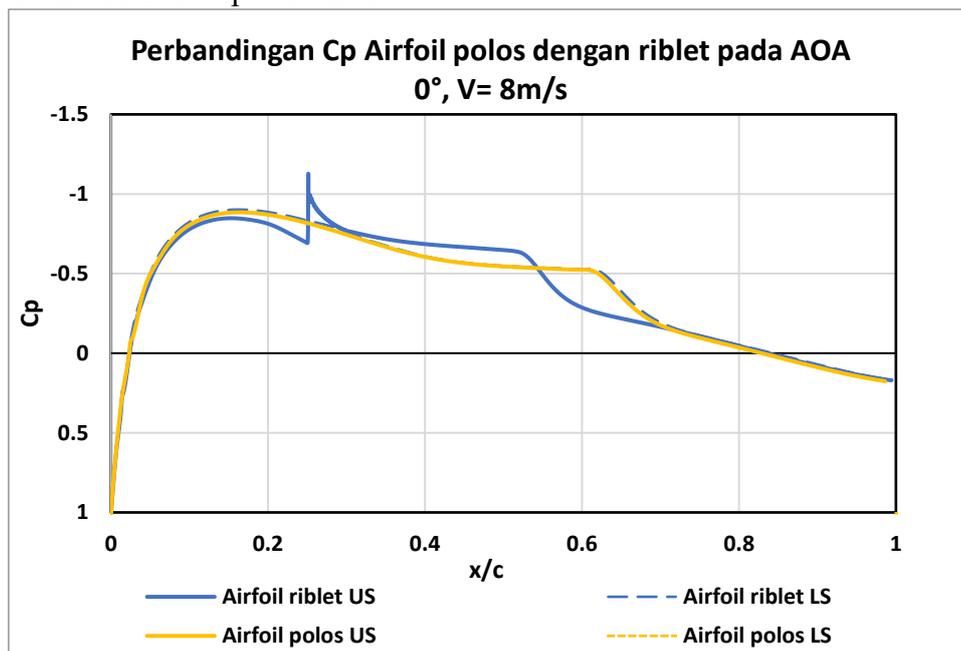
Gambar 4.11, 4.12, dan 4.13 menunjukkan rasio koefisien lift terhadap drag ( $C_l/C_d$ ) pada kecepatan 8 m/s, 12 m/s, dan 16 m/s untuk airfoil polos dan airfoil dengan riblet. Pada kecepatan 8 m/s, performa aerodinamika maksimum terjadi pada AOA  $10^\circ$ , airfoil polos memiliki nilai  $C_l/C_d$  sebesar 15.13542, sedangkan airfoil dengan riblet menunjukkan nilai yang lebih rendah, yaitu 12.27575. Meskipun begitu, pada sudut serang negatif seperti AOA  $-5^\circ$ , airfoil dengan riblet menunjukkan nilai  $C_l/C_d$  yang sedikit lebih besar yaitu  $-10.85466$  dibandingkan  $-10.27019$  untuk airfoil polos. Hal ini menunjukkan bahwa pada kondisi sudut serang negatif, riblet dapat membantu meningkatkan efisiensi secara terbatas.

Pada kecepatan 12 m/s, nilai  $C_l/C_d$  tertinggi terjadi pada AOA  $10^\circ$ , yaitu 20.88391 untuk airfoil polos dan 17.28227 untuk airfoil dengan riblet. Selisih nilai ini menunjukkan bahwa pada sudut serang besar, performa aerodinamika airfoil dengan riblet masih berada di bawah airfoil polos. Hal serupa juga terjadi pada AOA  $15^\circ$ , dengan nilai  $C_l/C_d$  sebesar 9.816649 untuk airfoil polos dan 6.937925 untuk airfoil riblet. Meskipun demikian, pada AOA  $-5^\circ$ , airfoil dengan riblet menunjukkan nilai  $C_l/C_d$  sebesar  $-15.74917319$ , lebih tinggi dibandingkan airfoil polos yang bernilai  $-14.36000493$ , menunjukkan adanya kontribusi riblet pada kondisi aliran terbalik.

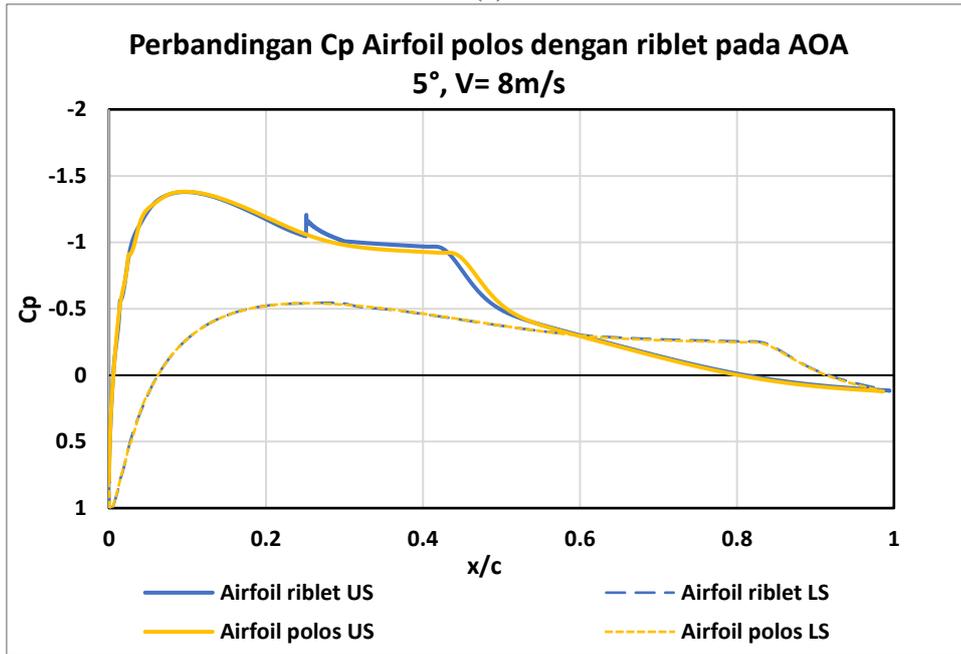
Selanjutnya pada kecepatan 16 m/s, performa maksimum dicapai pada AOA  $10^\circ$ , dengan nilai  $C_l/C_d$  yang hampir sama antara keduanya, yaitu 24.9486 untuk airfoil polos dan 24.90608 untuk airfoil dengan riblet. Kesetaraan ini mengindikasikan bahwa pada kecepatan tinggi, riblet mulai bekerja lebih efektif dalam meningkatkan efisiensi aerodinamika. Selain itu, pada AOA  $-5^\circ$ , airfoil riblet juga memiliki nilai  $C_l/C_d$  lebih tinggi sebesar  $-19.62800019$ , dibandingkan airfoil polos yang bernilai  $-18.16181$ . Namun, pada AOA  $15^\circ$ , airfoil polos masih menunjukkan performa yang lebih baik dengan nilai  $C_l/C_d$  sebesar 12.87821, sedangkan airfoil dengan riblet hanya mencapai 7.579097. Hal ini menunjukkan bahwa walaupun riblet efektif pada kecepatan tinggi di sudut serang sedang, pengaruhnya mulai menurun kembali pada sudut serang tinggi.

### 4.3.2 Distribusi Tekanan

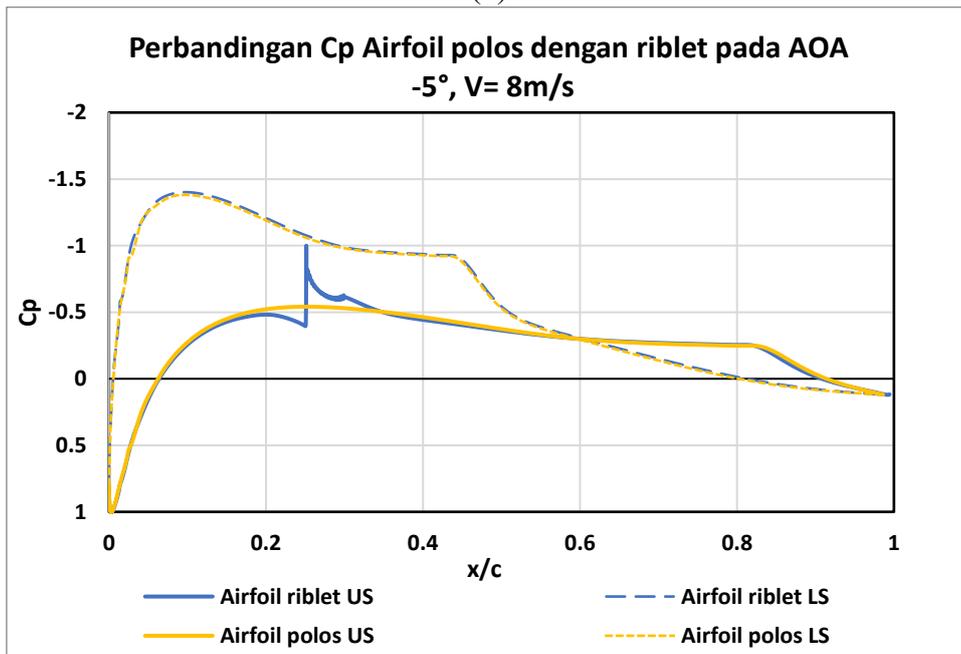
Untuk mengetahui pengaruh pemasangan riblet terhadap distribusi tekanan di sepanjang permukaan airfoil, dilakukan analisis koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada berbagai sudut serang pada seluruh variasi kecepatan aliran.



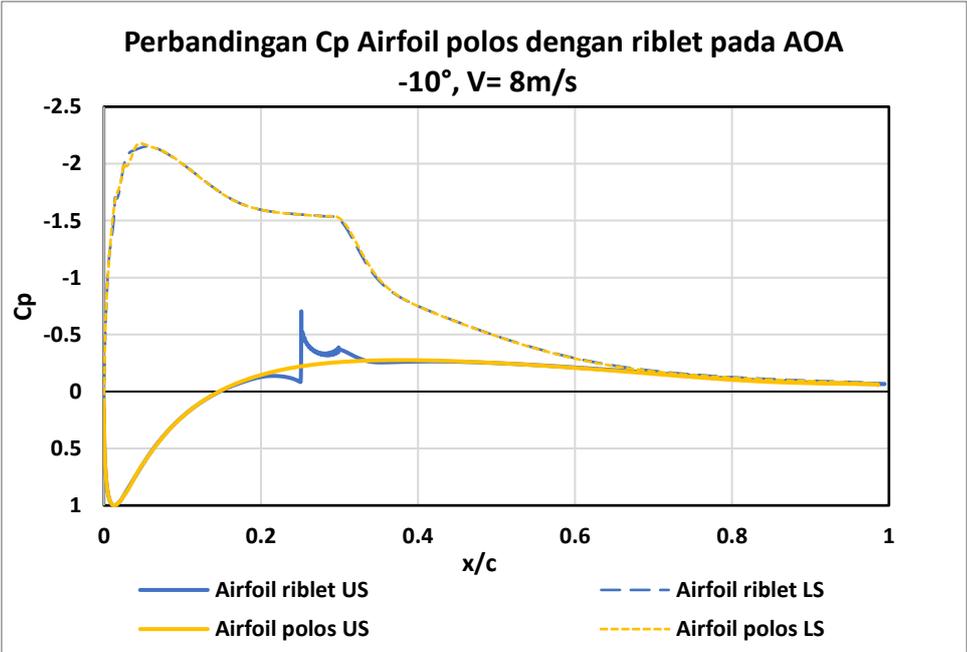
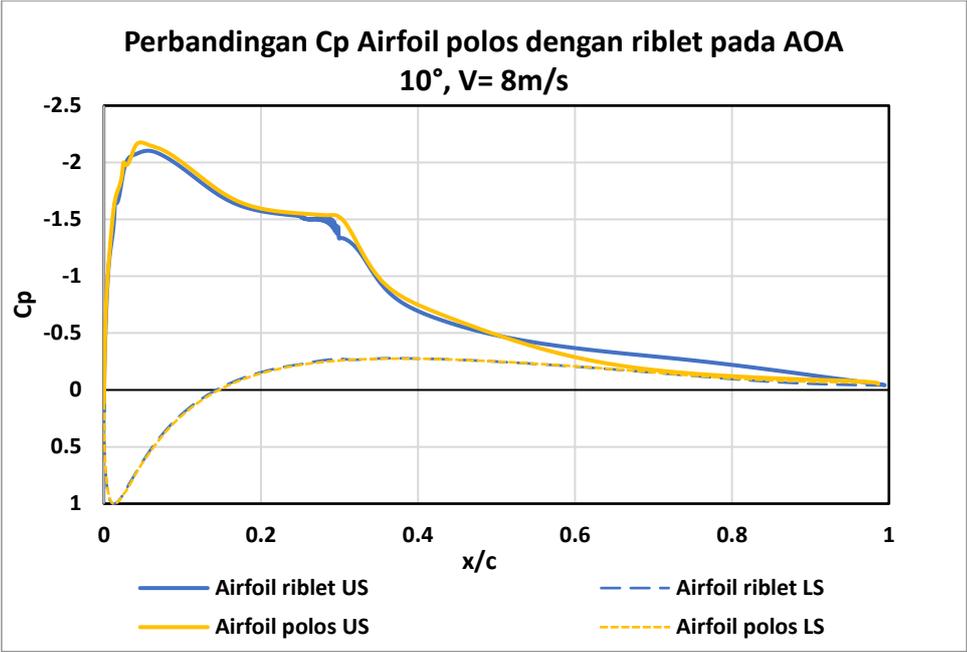
(a)

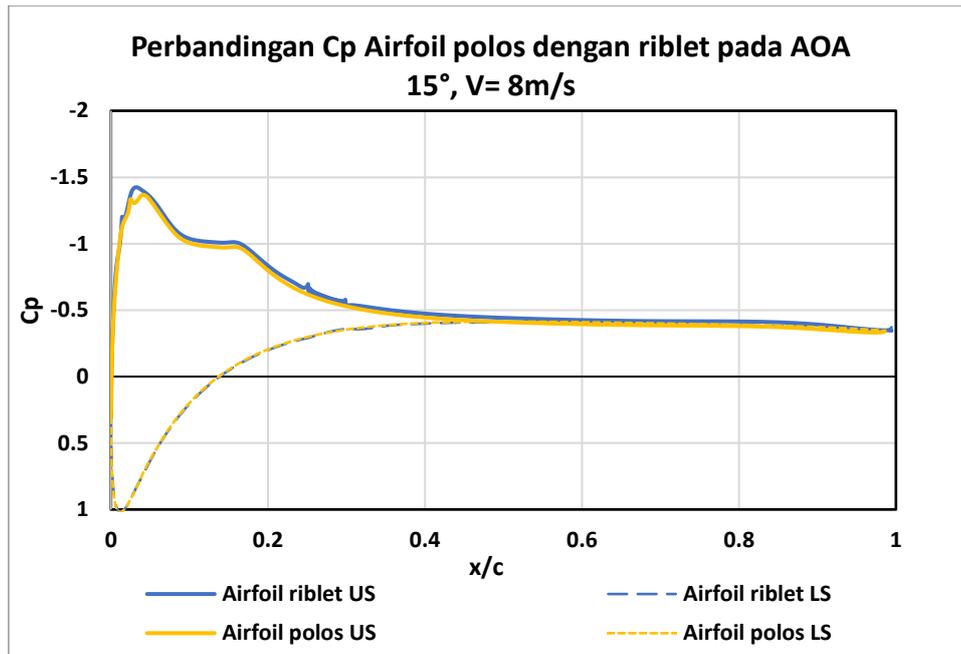


(b)

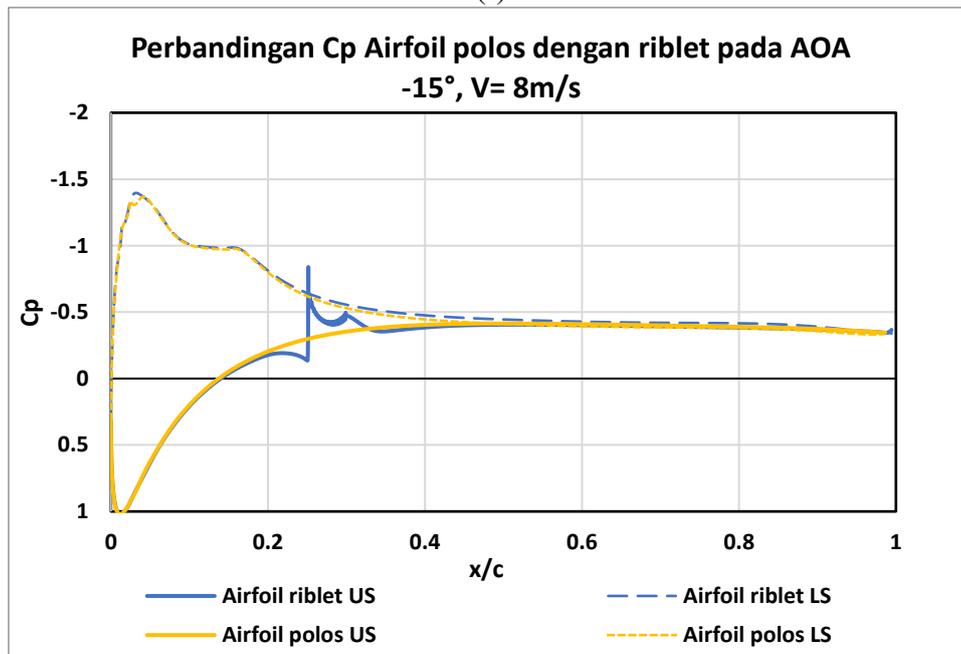


(c)





(f)



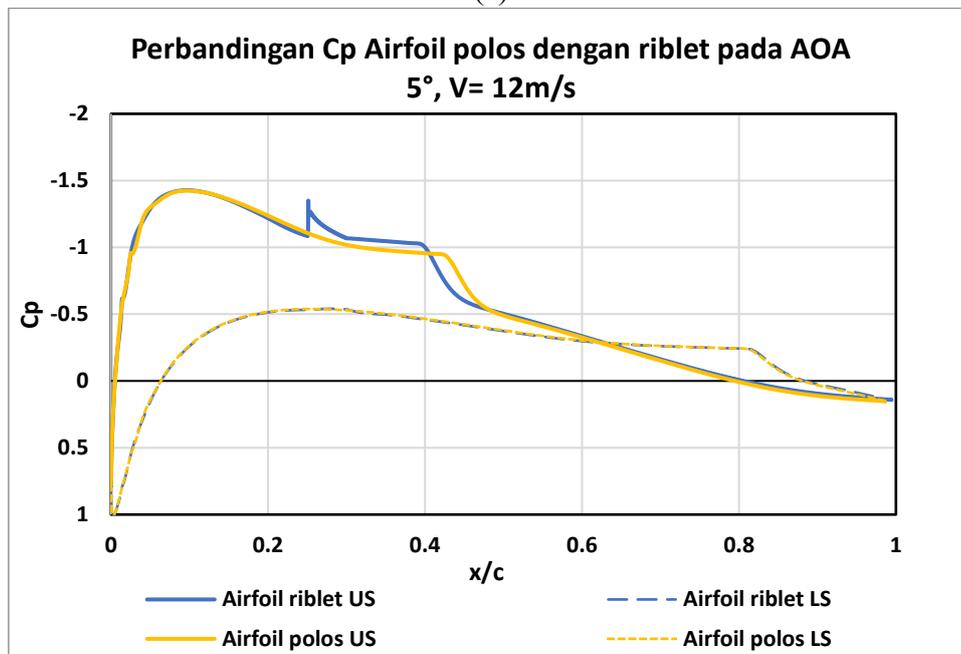
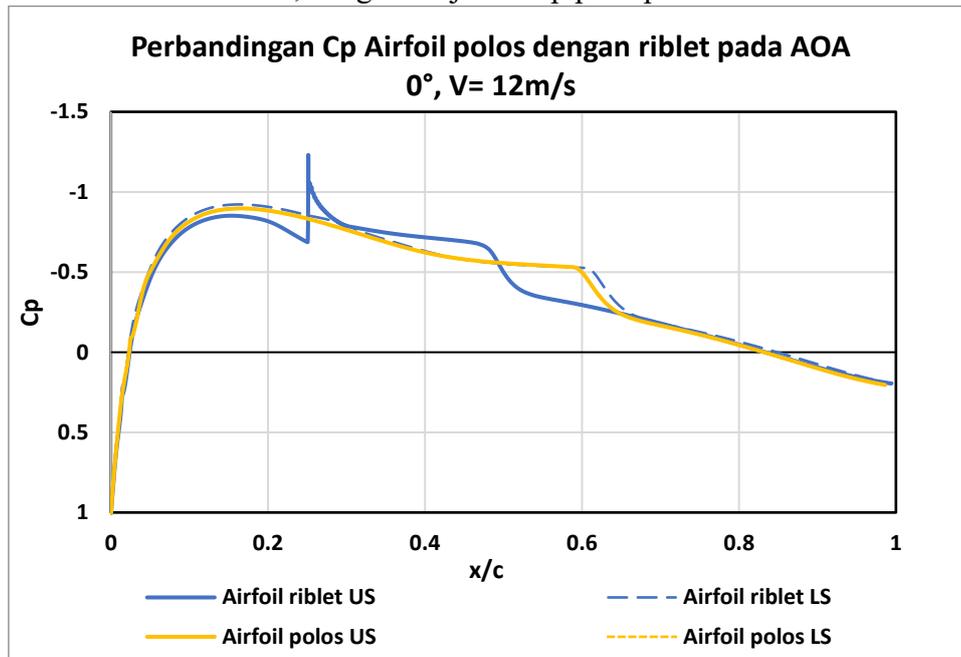
(g)

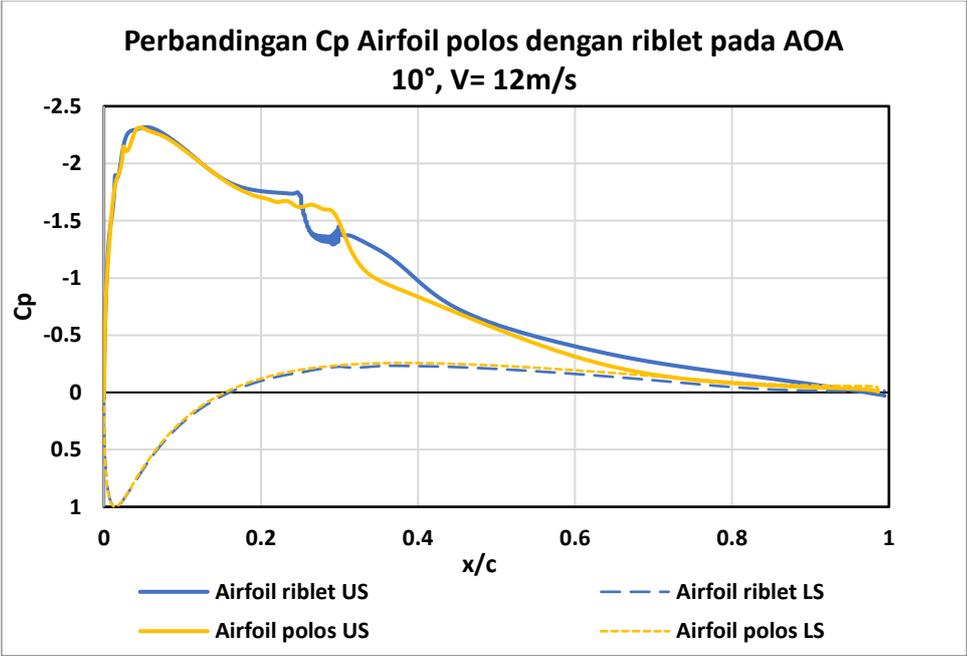
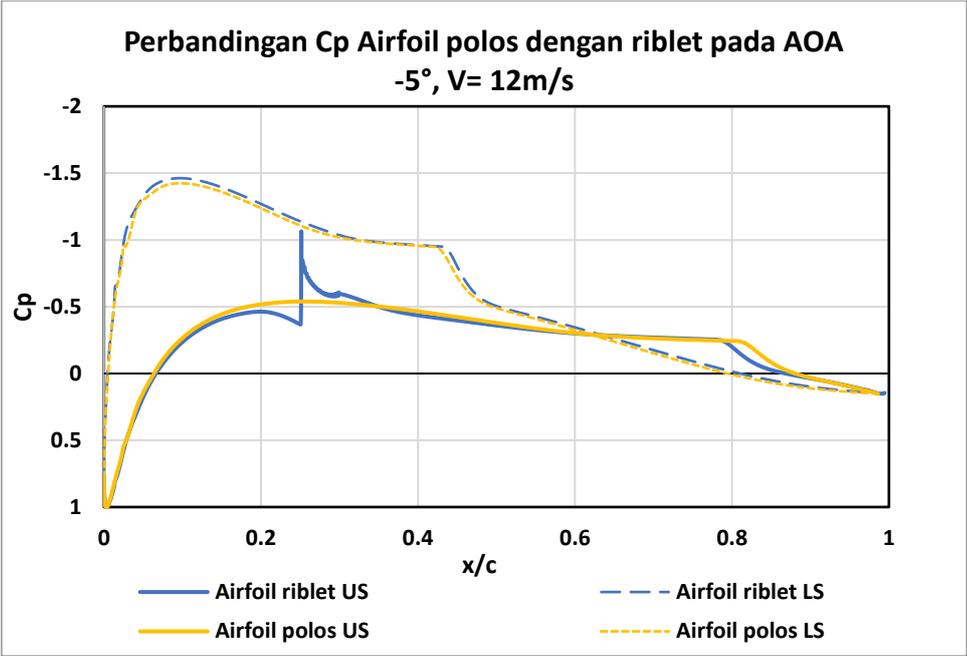
**Gambar 4. 14** Perbandingan Cp Airfoil Riblet dan Airfoil Polos pada Kecepatan 8 m/s dan Sudut Serang; (a) AoA = 0°; (b) AoA = 5°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 10°; (e) AoA = -10° (f) AoA = 15°; (g) AoA = -15°

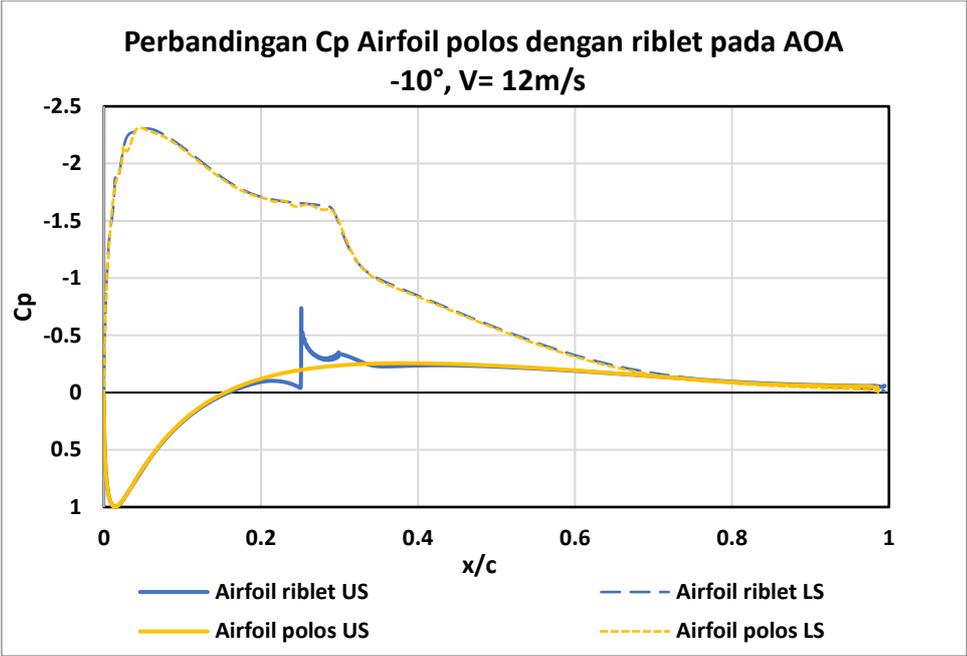
Gambar 4.14 menunjukkan Perbandingan distribusi koefisien tekanan pada permukaan airfoil riblet dan polos untuk kecepatan 8 m/s pada tujuh variasi sudut serang. Secara umum, dapat diamati bahwa pola distribusi Cp pada keduanya serupa. Namun, pada wilayah pemasangan riblet yaitu di area sekitar  $x/c = 0.25-0.30$ , terjadi lonjakan nilai Cp yang lebih besar pada airfoil dengan riblet. Hal ini menunjukkan efek lokal dari pemasangan riblet yang mengganggu lapisan batas awal.

Pada sudut serang seluruh sudut serang, distribusi Cp hampir identik pada bagian bawah airfoil, karena tidak ada perubahan permukaan. Pada sudut 0° Cp permukaan atas airfoil

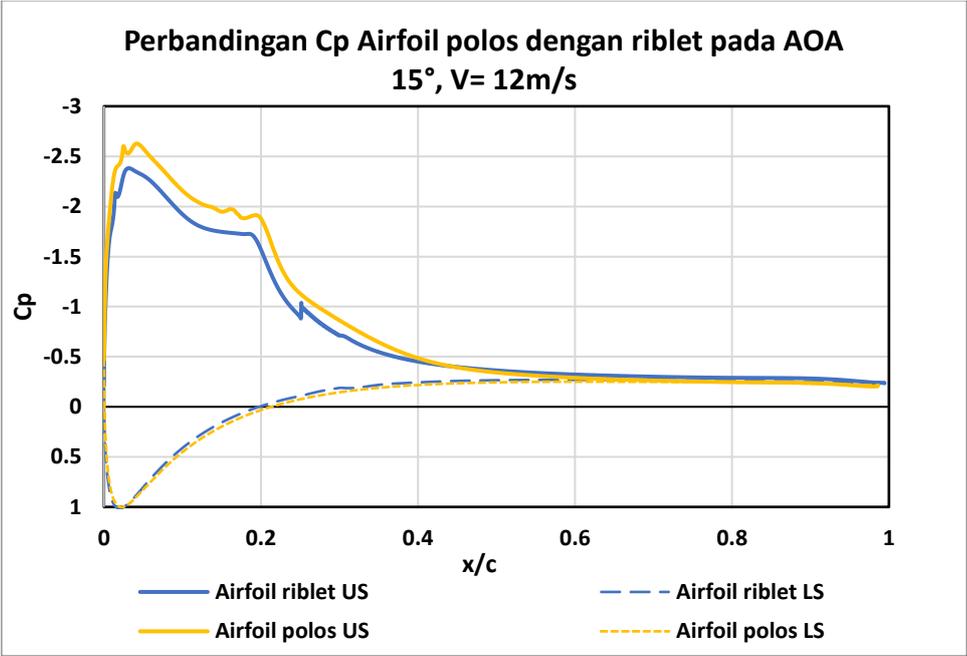
terlihat jelas perbedaan pada distribusi pada wilayah pemasangan riblet dan setelahnya, distribusi  $C_p$  pada  $x/c = 0,3$  mengindikasikan terbentuknya *bubble* separasi dan pada  $x/c = 0,5$  aliran mulai melekat kembali (*reattachment*). Pada sudut  $5^\circ$ , airfoil polos menunjukkan gradien tekanan yang lebih besar di permukaan atas dan terdapat pergeseran posisi *reattachment*. Pada sudut  $10^\circ$  terdapat lonjakan pada posisi pemasangan riblet dan nilai  $C_p$  lebih negatif yang menunjukkan tekanan yang lebih rendah. Pada sudut  $15^\circ$ , airfoil riblet memperlihatkan distribusi tekanan yang lebih stabil tidak ada lonjakan yang begtutu signifikan. Pada sudut  $-5^\circ$ ,  $-15^\circ$  dan  $-15^\circ$ , airfoil riblet menunjukkan perbedaan tekanan sedikit lebih besar di area atas, dengan lonjakan  $C_p$  pada posisi riblet.



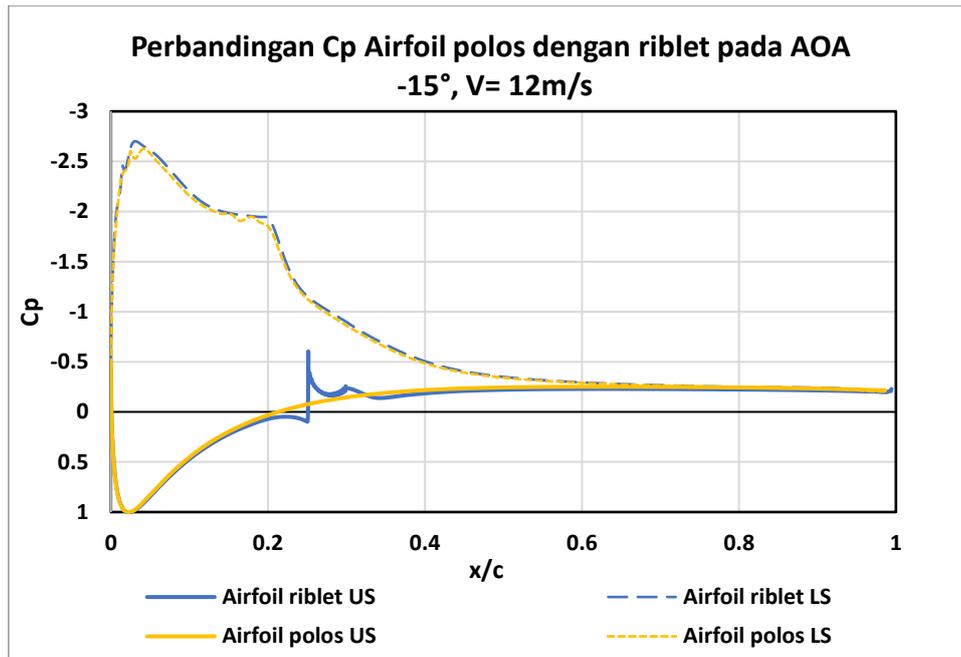




(e)



(f)

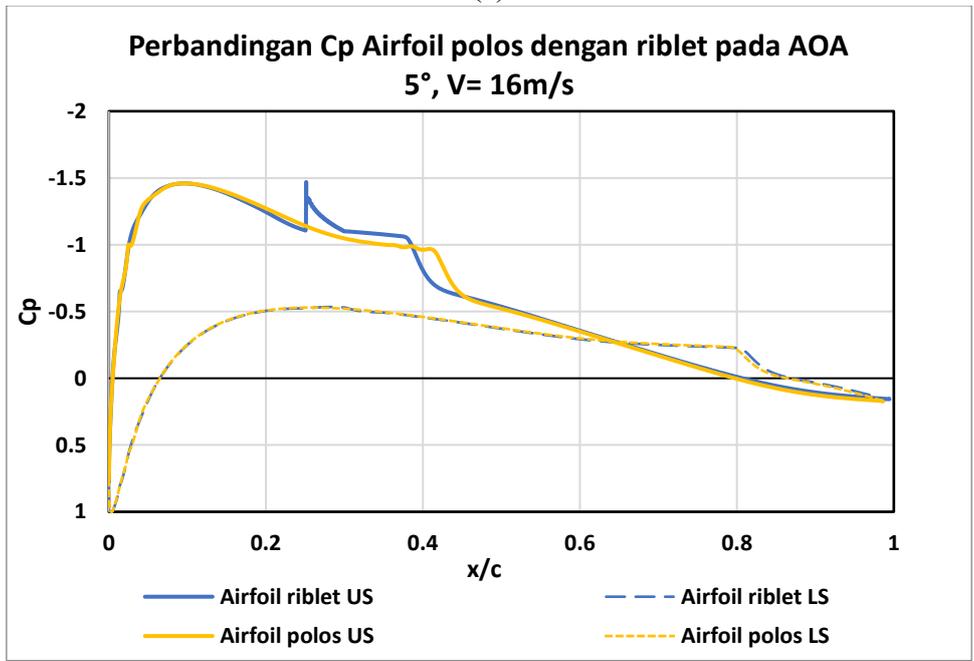
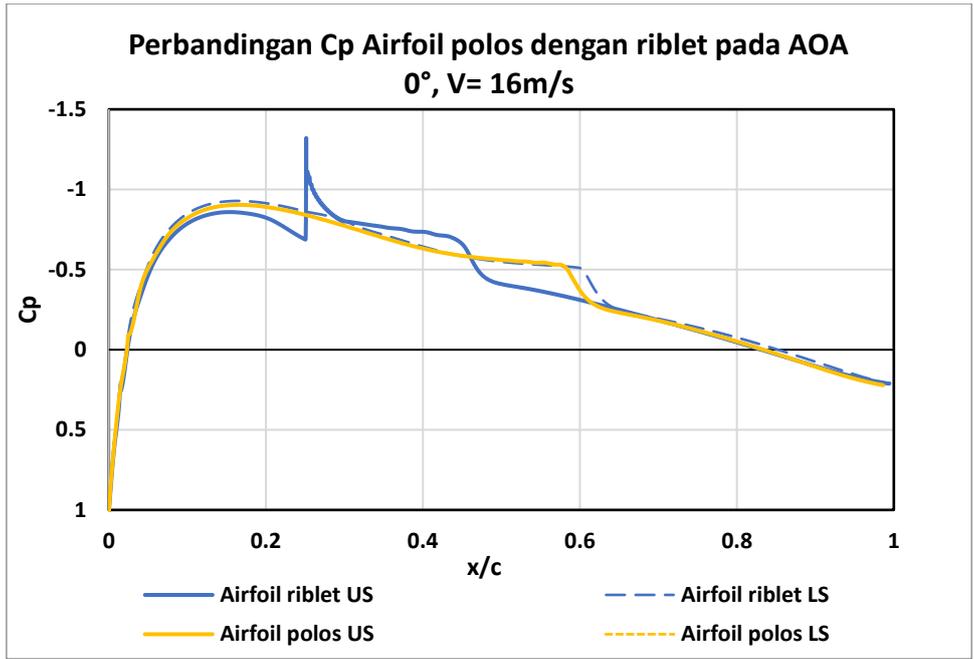


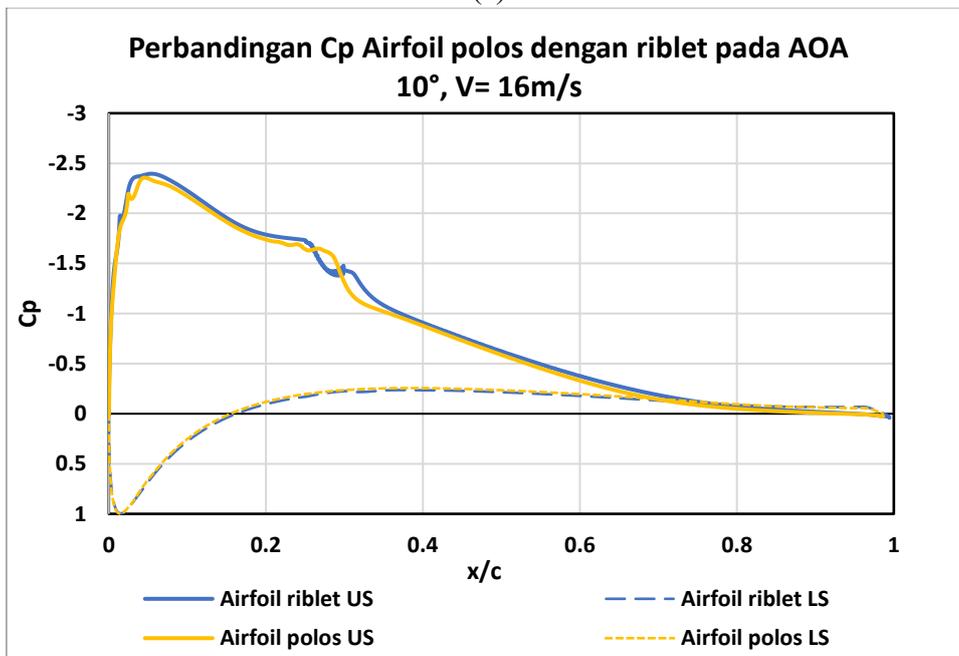
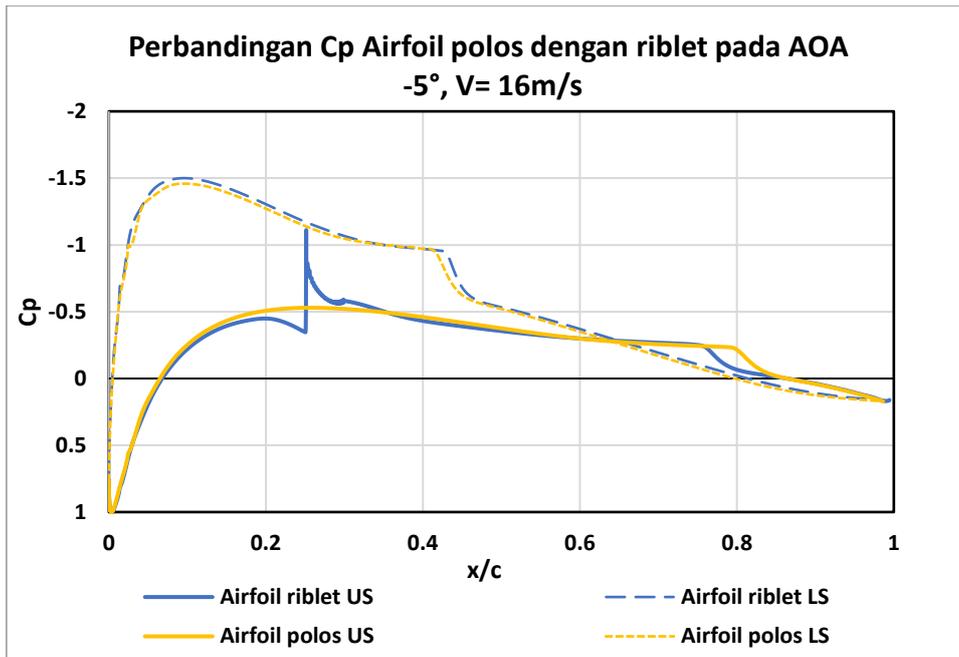
(g)

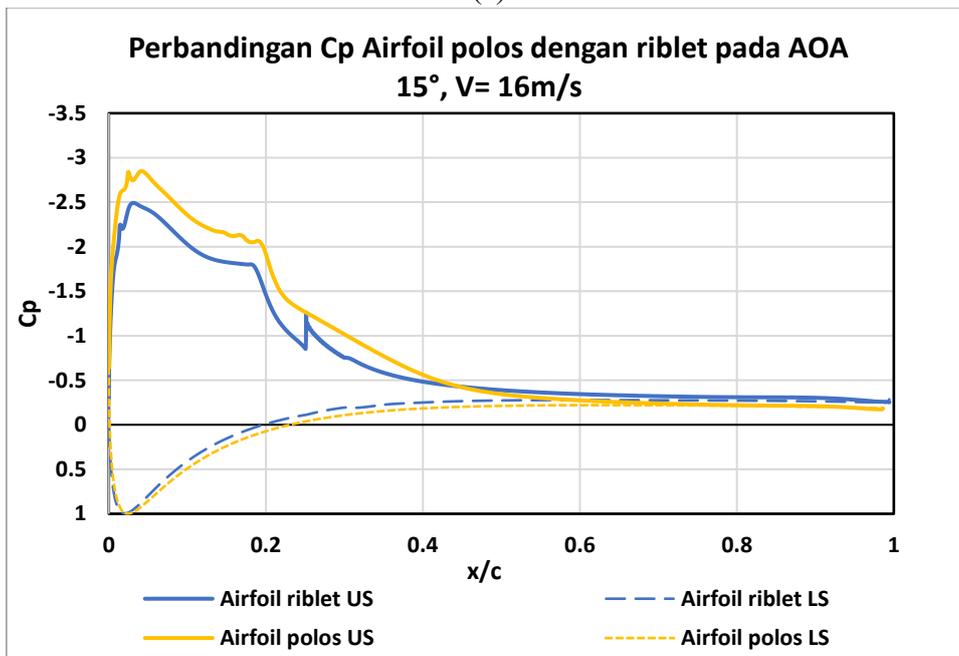
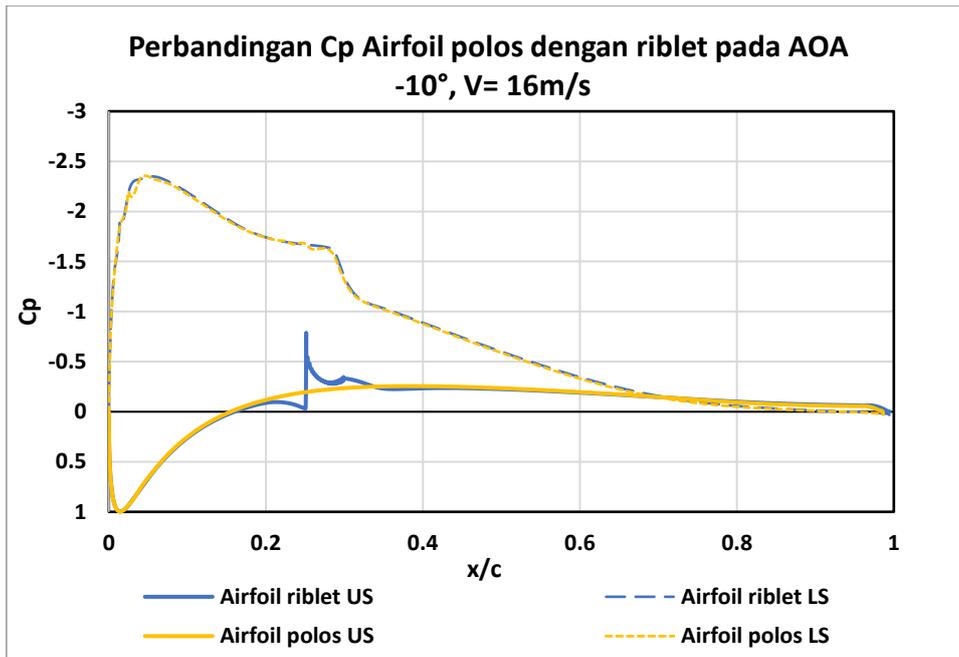
**Gambar 4. 15** Perbandingan Cp Airfoil Riblet dan Airfoil Polos pada Kecepatan 12 m/s dan Sudut Serang; (a) AoA = 0°; (b) AoA = 5°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 10°; (e) AoA = -10° (f) AoA = 15°; (g) AoA = -15°

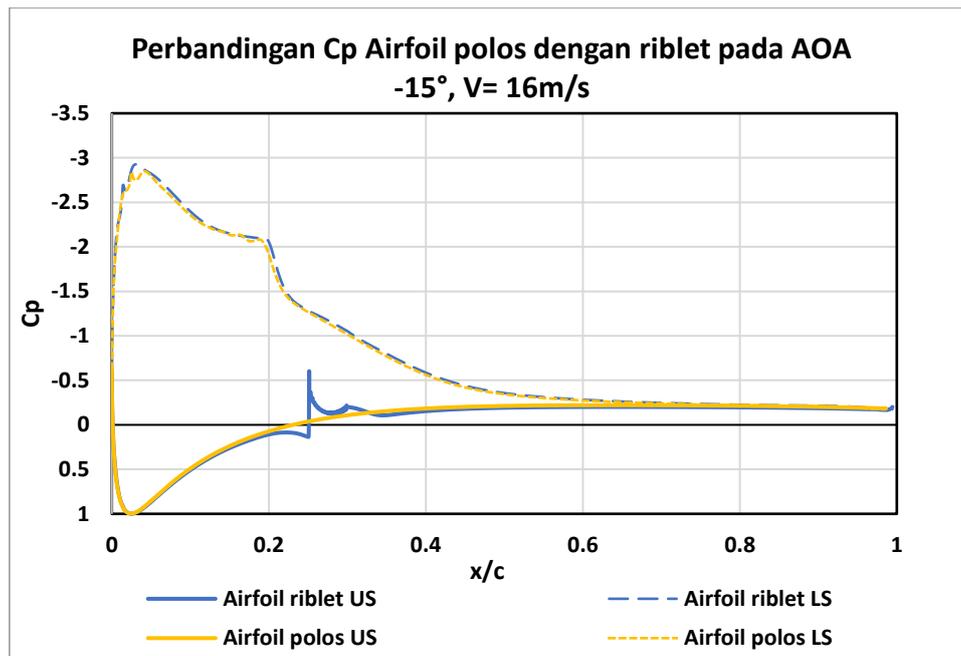
Gambar 4.15 menunjukkan Perbandingan distribusi koefisien tekanan pada permukaan airfoil riblet dan polos untuk kecepatan 12 m/s pada tujuh variasi sudut serang. Secara umum, dapat diamati bahwa pola distribusi Cp pada keduanya serupa. Namun, pada wilayah pemasangan riblet yaitu di area sekitar  $x/c = 0.25-0.30$ , terjadi lonjakan nilai Cp yang lebih besar pada airfoil dengan riblet. Hal ini menunjukkan efek lokal dari pemasangan riblet yang mengganggu lapisan batas awal.

Pada sudut serang seluruh sudut serang, distribusi Cp hampir identik pada bagian bawah airfoil. Pada sudut 0° sama seperti kecepatan 8 m/s bagian atas airfoil terlihat jelas perbedaan pada distribusi pada wilayah pemasangan riblet dan setelahnya. Pada sudut -5°, -15° dan -15°, airfoil riblet menunjukkan perbedaan tekanan sedikit lebih besar di area atas, dengan lonjakan Cp pada posisi riblet. Pada sudut 5°, airfoil polos terdapat lonjakan di posisi riblet dan setelahnya menunjukkan gradien tekanan yang sedikit lebih besar di permukaan atas. Pada sudut 10°, airfoil riblet memperlihatkan distribusi tekanan pada bagian riblet Cp terjadi lonjakan dan kembali menjadi lebih negatif yang mengindikasikan gaya isap (suction) yang lebih besar pada permukaan atas airfoil yang disebabkan tekanan rendah. Kemudian pada sudut 15° terlihat perbedaan yang lebih jelas airfoil riblet memiliki nilai Cp yang lebih rendah, pada airfoil polos Cp akan semakin negatif hingga pada  $x/c = 0,06$  sedangkan pada airfoil riblet hanya sampai  $x/c = 0.05$  kemudian Cp kembali mendekati 0. Hal tersebut menunjukkan aliran pada airfoil polos memiliki kesempatan yang lebih panjang untuk akselerasi dan airfoil riblet membuat aliran melambat lebih awal.







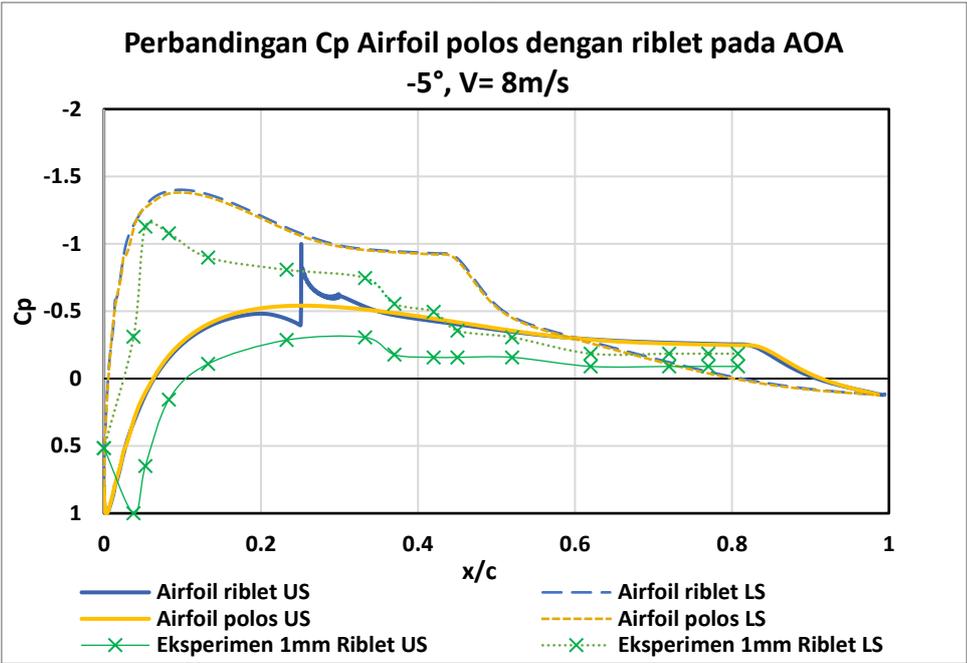
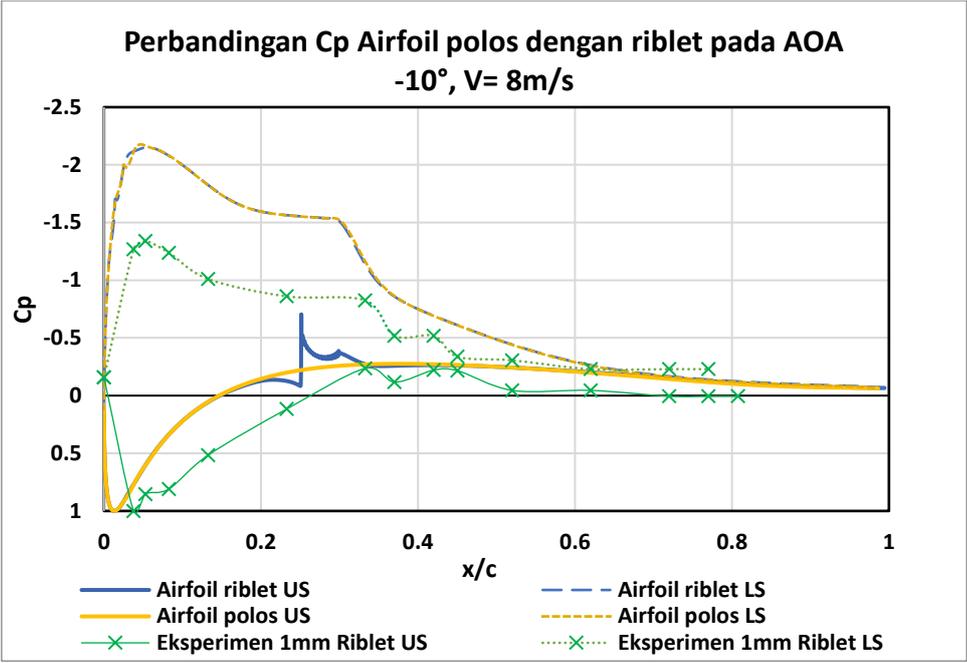


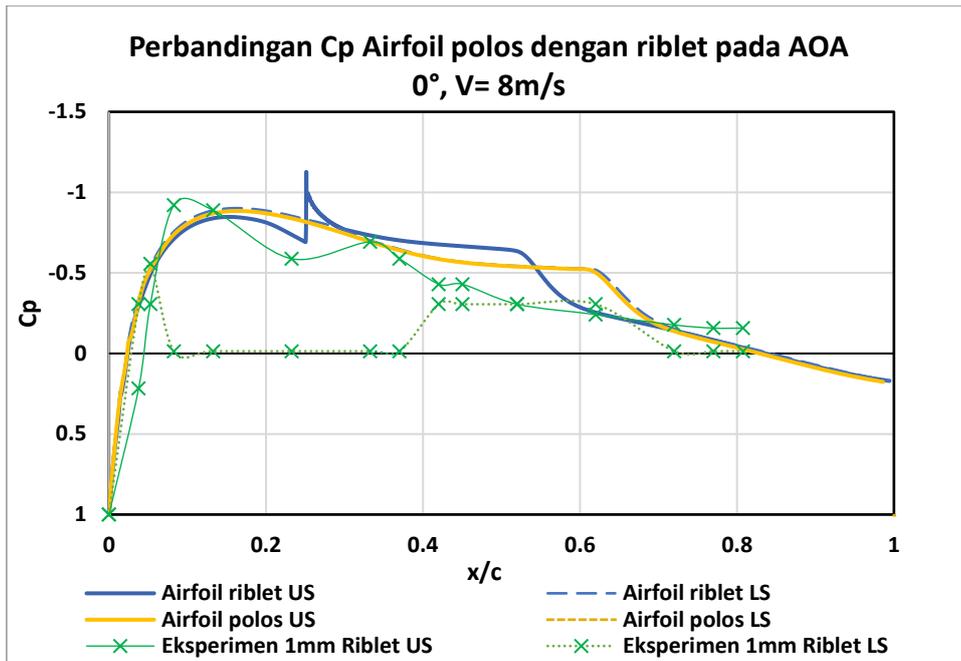
(g)

**Gambar 4. 16** Perbandingan Cp Airfoil Riblet dan Airfoil Polos pada Kecepatan 16 m/s dan Sudut Serang; (a) AoA = 0°; (b) AoA = 5°; (c) AoA = -5°; (d) AoA = 10°; (e) AoA = -10° (f) AoA = 15°; (g) AoA = -15°

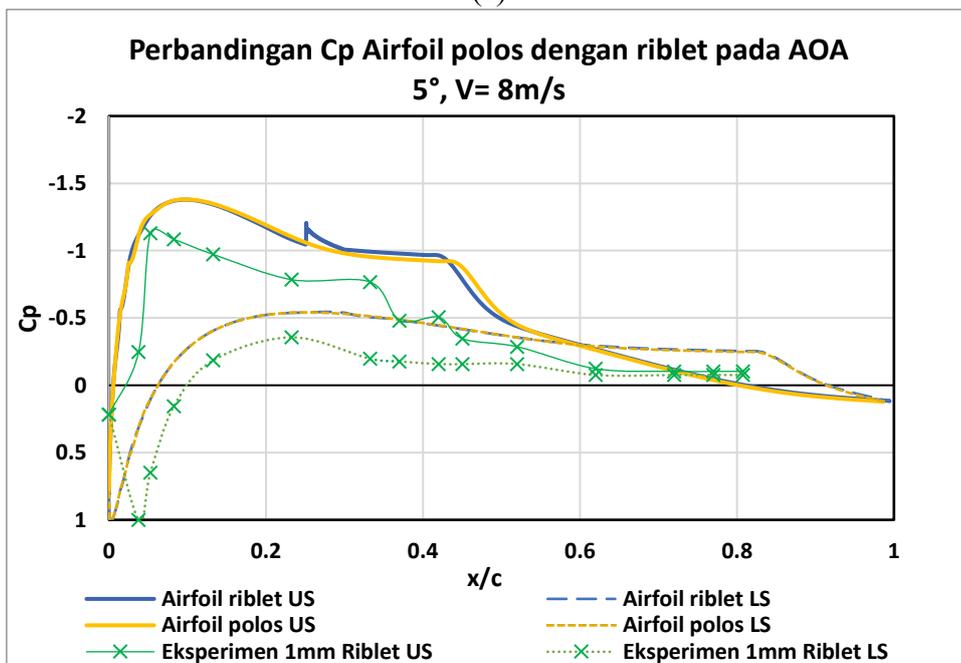
Gambar 4.16 menunjukkan Perbandingan distribusi koefisien tekanan pada permukaan airfoil riblet dan polos untuk kecepatan 16 m/s pada tujuh variasi sudut serang. Secara umum, dapat diamati bahwa pola distribusi Cp pada keduanya serupa. Namun, pada wilayah pemasangan riblet yaitu di area sekitar  $x/c = 0.25-0.30$ , terjadi lonjakan nilai Cp yang lebih besar pada airfoil dengan riblet. Hal ini menunjukkan efek lokal dari pemasangan riblet yang mengganggu lapisan batas awal.

Pada kecepatan ini distribusi Cp sama seperti kecepatan 12 m/s. Pada sudut serang seluruh sudut serang, distribusi Cp hampir identik pada bagian bawah airfoil. Pada sudut 0° menunjukkan pola yang serupa dengan kecepatan 8 dan 12 m/s bagian atas airfoil terlihat jelas perbedaan pada Cp di wilayah pemasangan riblet dan terjadi pergeseran titik reattachment. Pada sudut -5°, -10° dan -15°, airfoil riblet menunjukkan lonjakan Cp pada posisi riblet dan kembali distribusinya kembali mendekati airfoil polos, tetapi pada sudut serang -5° terdapat pergeseran titik reattachment yang lebih awal pada airfoil riblet. Sedangkan pada sudut serang -10° dan -15 tidak ada pertanda pembentukan bubble separasi. Pada sudut 5°, airfoil polos terdapat lonjakan di posisi riblet dan setelahnya menunjukkan gradien tekanan yang lebih besar di permukaan atas. Pada sudut 10°, airfoil riblet memperlihatkan distribusi tekanan pada bagian riblet Cp mengarah ke nol dan kembali menjadi sedikit lebih tinggi pada permukaan atas airfoil. Kemudian pada sudut 15° terlihat perbedaan yang lebih jelas airfoil riblet memiliki nilai Cp yang lebih rendah pada permukaan atas dan bagian.

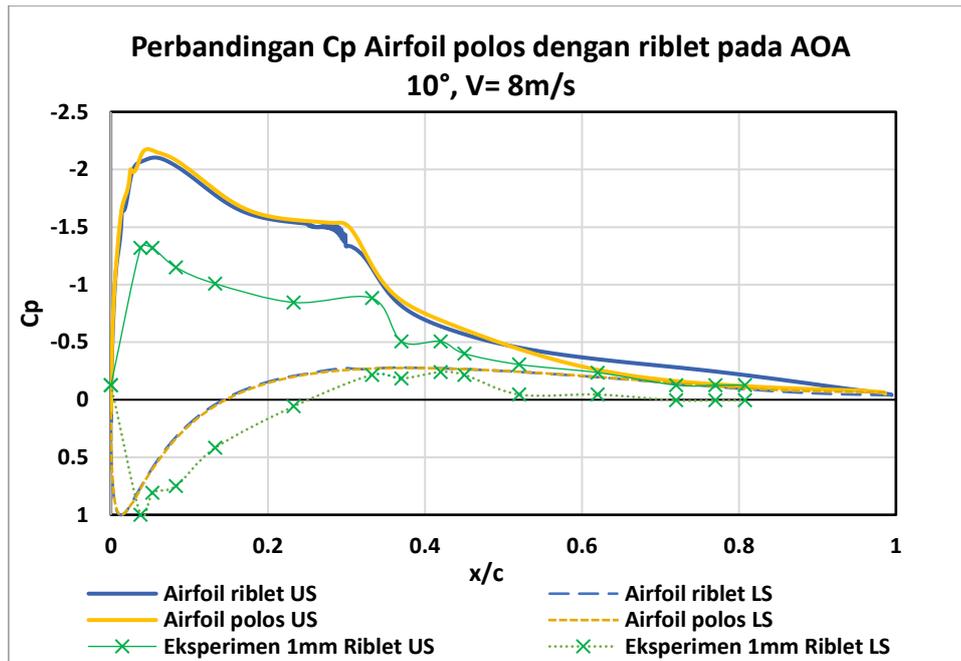




(c)



(d)



(e)

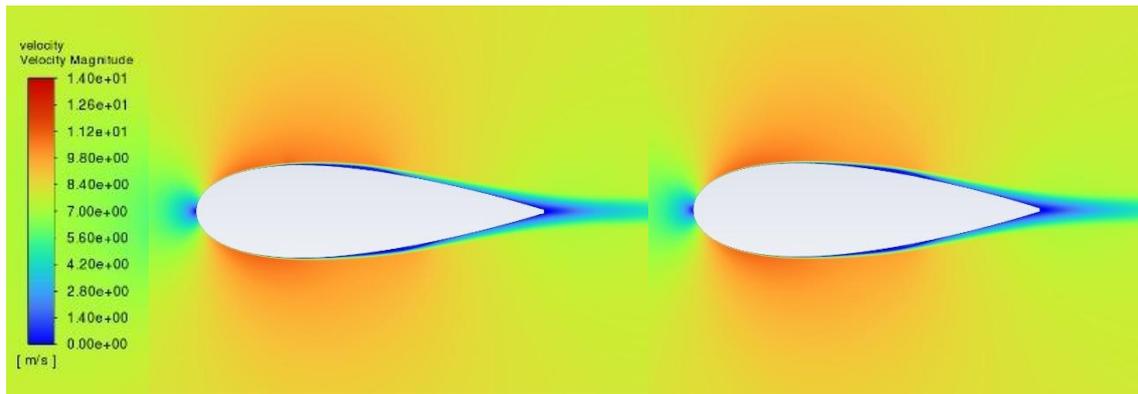
**Gambar 4. 17** Perbandingan Cp Airfoil Riblet Simulasi dengan Eksperimen pada Kecepatan Aliran 8 m/s Sudut Serang; (a) AoA = -10°; (b) AoA = -5°; (c) AoA = 0°; (d) AoA = 5°; (e) AoA = 10°

Gambar 4.17 menunjukkan perbandingan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) antara hasil simulasi dan hasil eksperimen untuk airfoil polos serta airfoil dengan riblet pada kecepatan 8 m/s dengan variasi sudut serang. Riblet yang digunakan pada simulasi merupakan jenis *protubed* dengan tinggi 0,5 mm, sedangkan riblet dalam eksperimen berupa riblet searah (*aligned*) dengan tinggi 1 mm. Secara umum, hasil simulasi menunjukkan pola distribusi  $C_p$  yang lebih halus dan terdefinisi baik pada permukaan atas (upper surface) maupun bawah (lower surface), dibandingkan dengan hasil eksperimen.

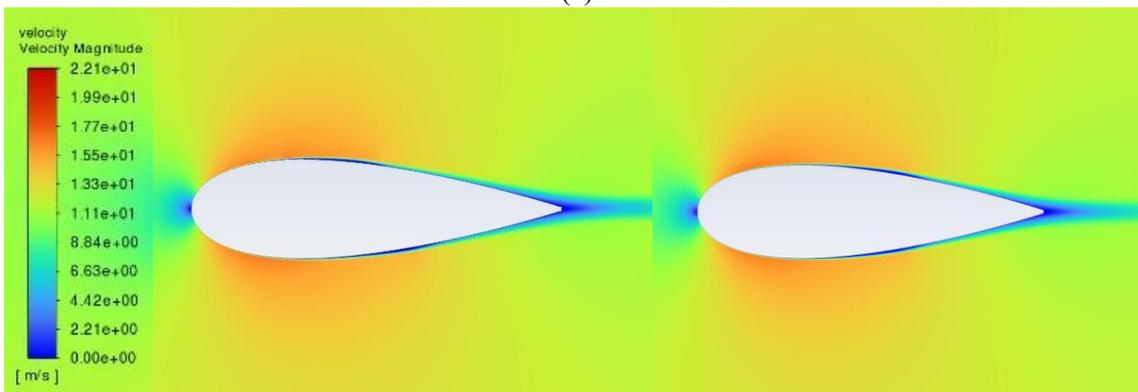
Pada hasil eksperimen, distribusi  $C_p$  cenderung lebih menyebar dan tidak mengikuti gradien tekanan sebaik hasil simulasi, terutama di bagian permukaan atas airfoil. Hal ini menunjukkan bahwa eksperimen belum sepenuhnya mampu menggambarkan distribusi tekanan dengan akurat. Perbedaan ini dapat disebabkan oleh keterbatasan dalam metode pengukuran, kondisi uji yang tidak sepenuhnya identik, serta geometri riblet yang berbeda. Meski demikian, tren umum antara simulasi dan eksperimen masih dapat dibandingkan, dan menunjukkan adanya pengaruh riblet terhadap distribusi tekanan pada permukaan airfoil.

### 4.3.3 Kontur Kecepatan

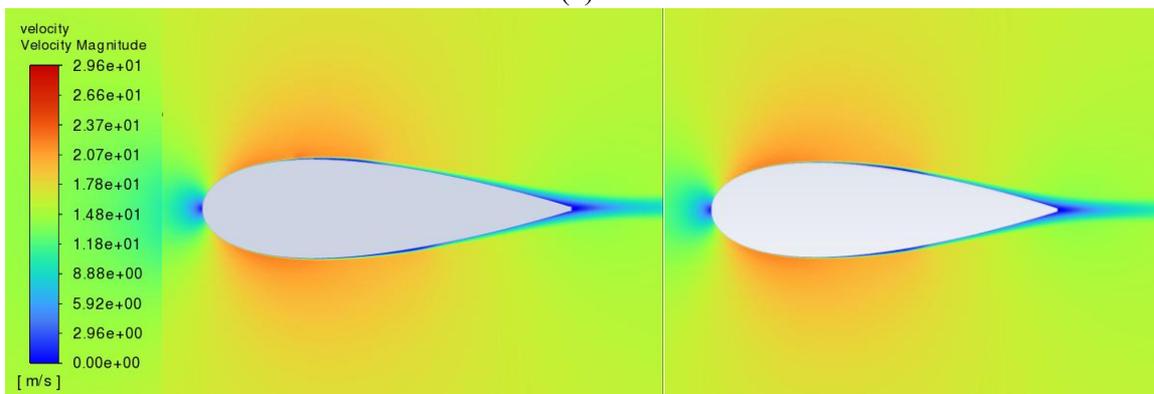
Pembahasan ini difokuskan pada analisis kontur kecepatan di sekitar permukaan airfoil polos dan airfoil dengan penambahan riblet. Kontur kecepatan memberikan gambaran visual mengenai distribusi kecepatan aliran udara yang melewati permukaan airfoil, yang berkaitan langsung dengan karakteristik lapisan batas, lokasi separasi, serta potensi pembentukan gaya angkat dan drag. Dengan membandingkan distribusi kecepatan antara kedua konfigurasi, dapat dievaluasi pengaruh riblet terhadap perilaku aliran, khususnya dalam mempercepat transisi lapisan batas dan mengendalikan separasi aliran.



(a)



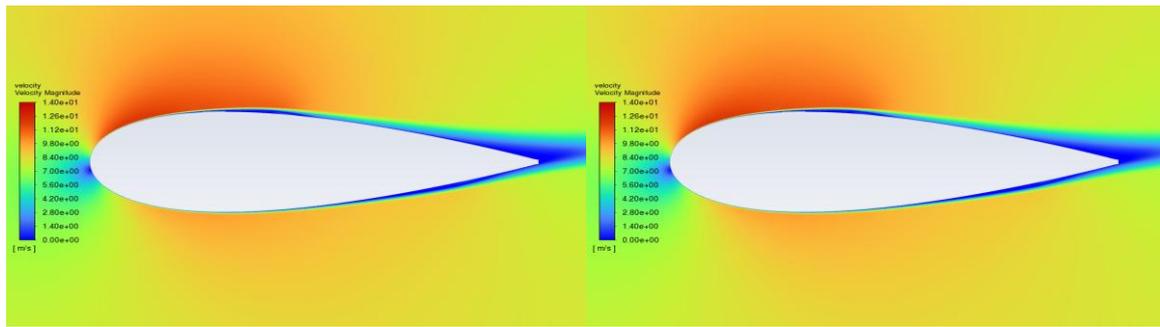
(b)



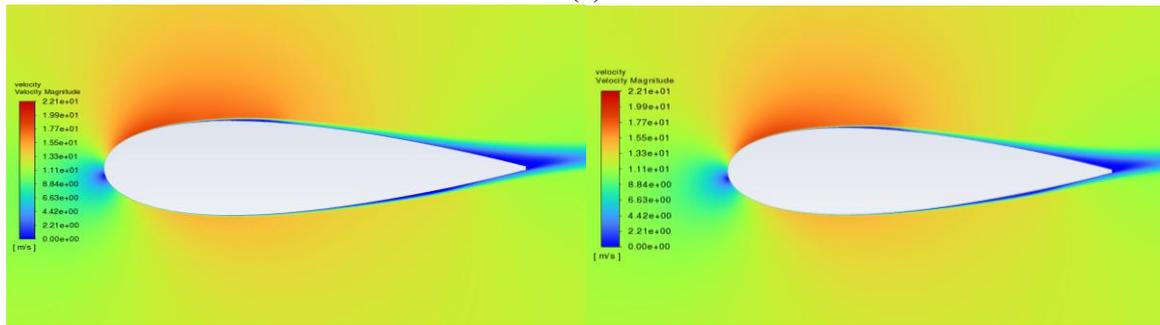
(c)

**Gambar 4.18** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $0^\circ$ ; (a)  $v = 8$  m/s; (b)  $v = 12$  m/s; (c)  $v = 16$  m/s

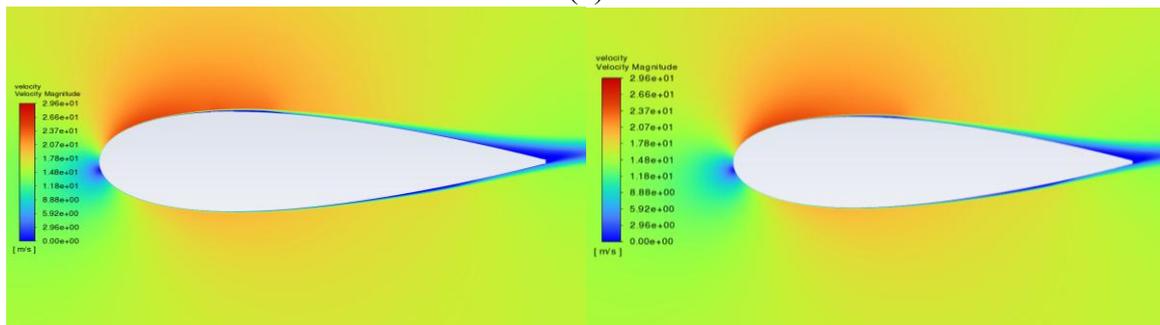
Gambar 4.18 menunjukkan kontur kecepatan di sekitar airfoil riblet dan polos pada sudut serang  $0^\circ$  untuk variasi kecepatan. Secara umum, airfoil dengan riblet mempercepat transisi lapisan batas dari aliran laminar ke turbulen. Pada kecepatan 8 m/s, terbentuk area kecepatan rendah lebih awal pada  $x/c \approx 0.32$  dan kembali menipis di sekitar  $x/c \approx 0.66$  pada permukaan atas airfoil riblet. Sementara itu, pada airfoil polos, area kecepatan rendah muncul di  $x/c \approx 0.4$  dan menipis kembali di  $x/c \approx 0.75$ . Pola yang sama diamati pada kecepatan 12 m/s dan 16 m/s, area kecepatan rendah muncul dan menipis lebih dahulu pada airfoil riblet yang mengindikasikan bahwa keberadaan riblet dapat mempercepat transisi lapisan batas.



(a)



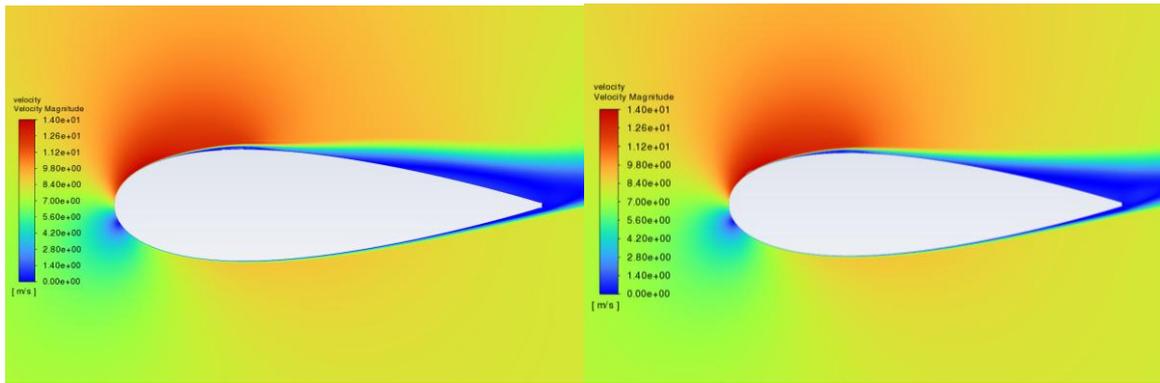
(b)



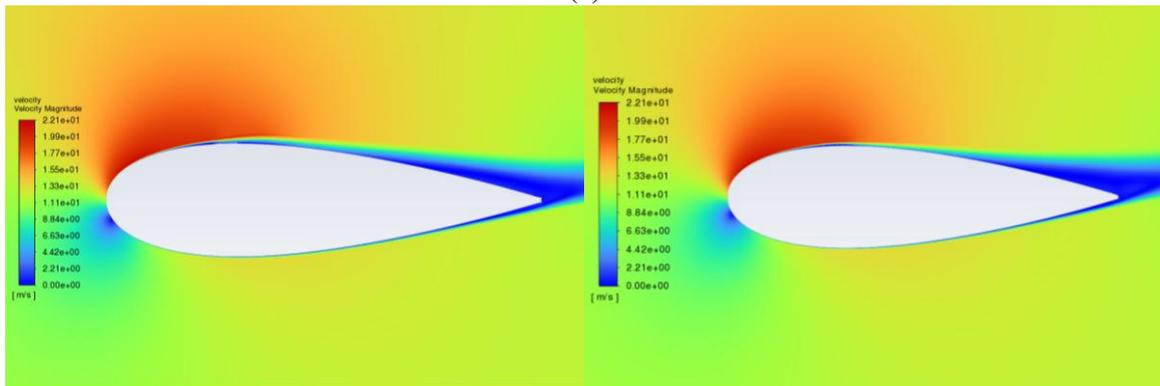
(c)

**Gambar 4. 19** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $5^\circ$ ; (a)  $v = 8 \text{ m/s}$ ; (b)  $\alpha = 12 \text{ m/s}$ ; (c)  $v = 16 \text{ m/s}$

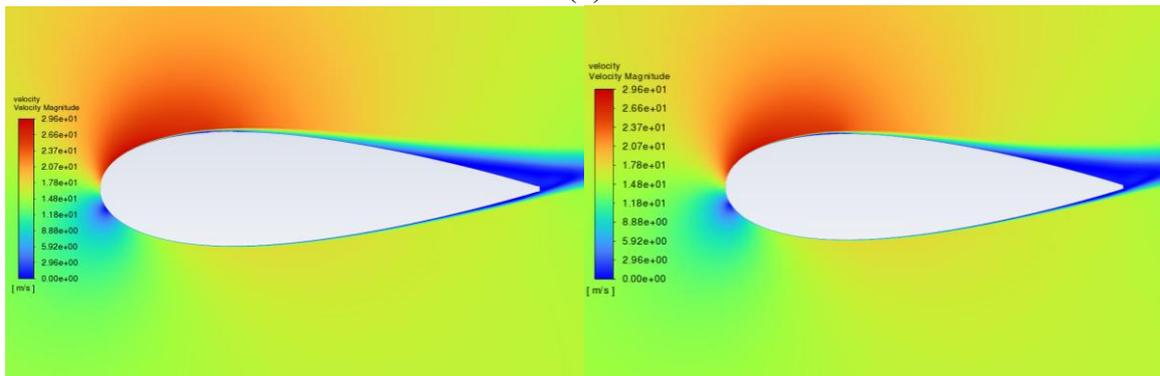
Gambar 4.19 menunjukkan kontur kecepatan di sekitar airfoil riblet dan polos pada sudut serang  $5^\circ$  untuk variasi kecepatan. Secara umum, airfoil dengan riblet mempercepat transisi lapisan batas dari aliran laminar ke turbulen. Pada ketiga kecepatan kecepatan pola yang sama terjadi, aliran airfoil dengan riblet melambat pada  $x/c \approx 25$  yaitu pada daerah pemasangan riblet yang menandakan transisi pada airfoil riblet sedikit lebih awal dibandingkan airfoil polos. Kemudian hal yang sama juga terjadi untuk separasi pada trailing edge, airfoil riblet memperlambat terjadinya separasi.



(a)



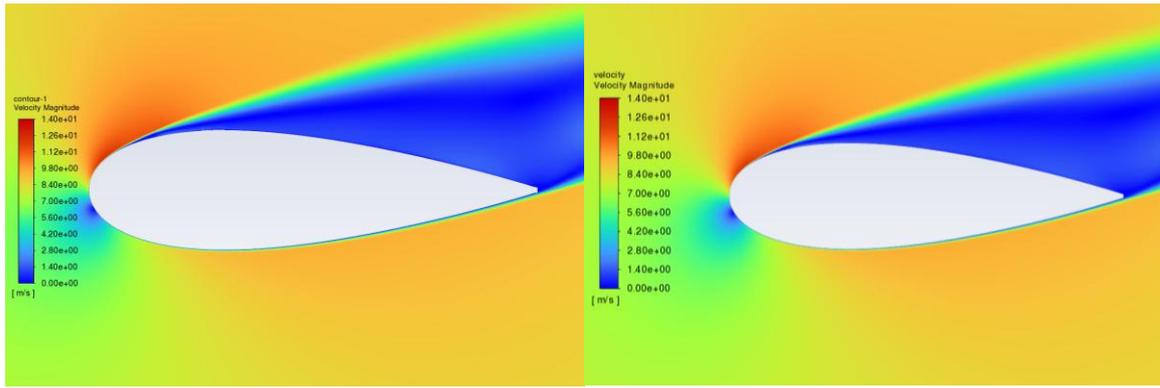
(b)



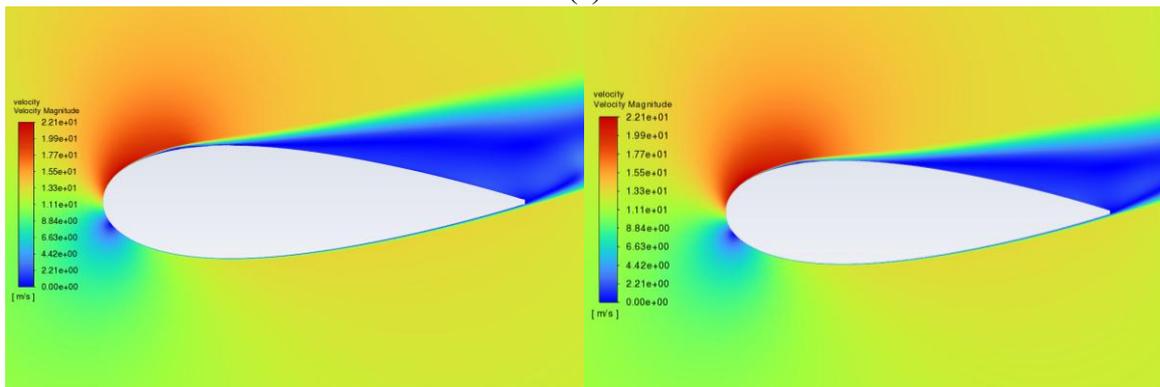
(c)

**Gambar 4. 20** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $10^\circ$ ; (a)  $v = 8 \text{ m/s}$ ; (b)  $\alpha = 12 \text{ m/s}$ ; (c)  $v = 16 \text{ m/s}$

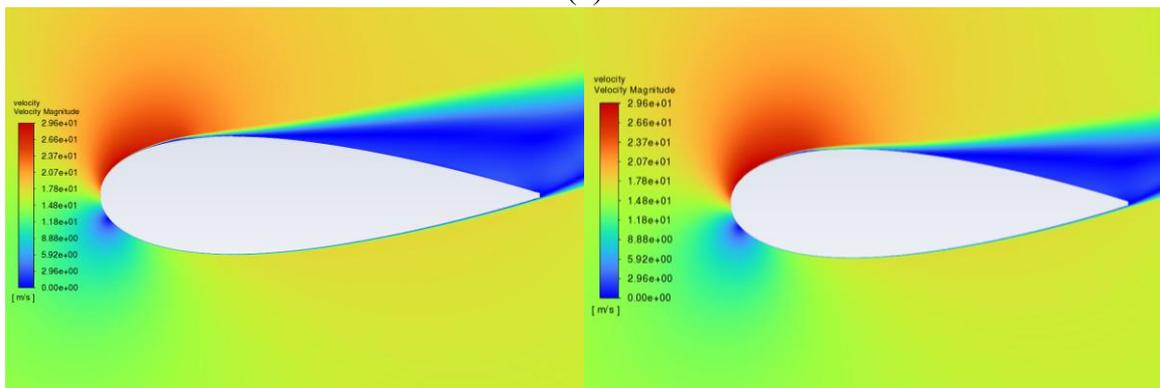
Gambar 4.20 menunjukkan kontur kecepatan di sekitar airfoil riblet dan polos pada sudut serang  $10^\circ$  untuk variasi kecepatan. Pada kasus ini aliran telah mengalami pelambatan sebelum menyentuh riblet yang dapat dilihat pada kontur kecepatan airfoil polos. Pada kecepatan  $8 \text{ m/s}$ , terbentuk area kecepatan rendah lebih besar pada tempat pemasangan riblet dan memiliki daerah wake yang lebih besar pula jika dibandingkan dengan airfoil polos. Pola yang sama diamati pada kecepatan  $12 \text{ m/s}$  dan  $16 \text{ m/s}$ , area kecepatan rendah muncul dan menipis pada bagian riblet yang mengindikasikan bahwa keberadaan riblet dapat mempercepat transisi lapisan batas, kemudian sedikit membesar sebelum aliran menempel kembali pada permukaan atas airfoil.



(a)



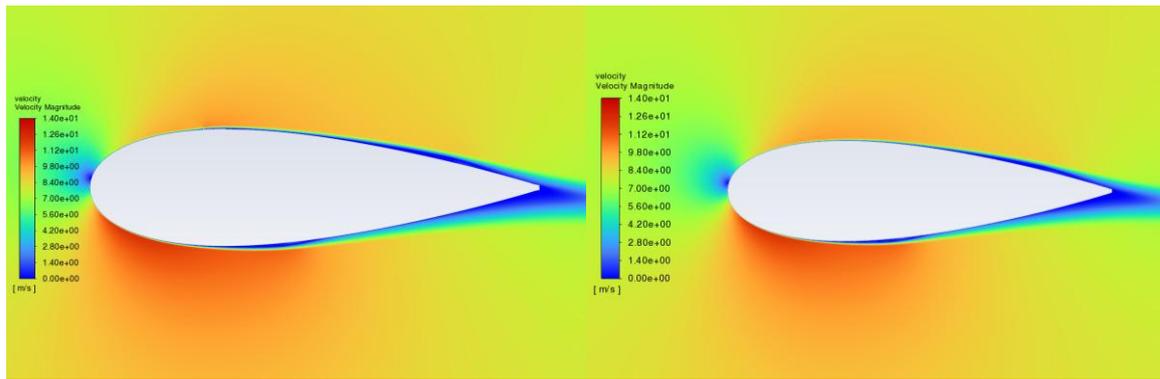
(b)



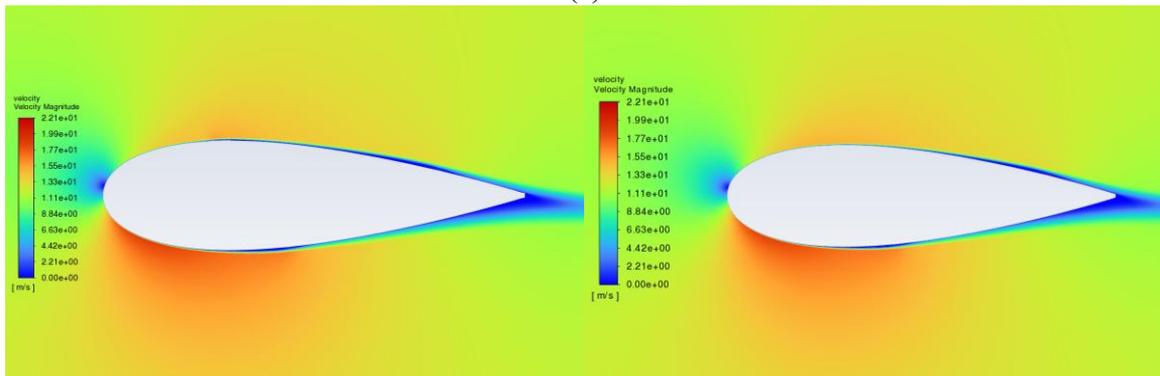
(c)

**Gambar 4. 21** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $15^\circ$ ; (a)  $v = 8 \text{ m/s}$ ; (b)  $\alpha = 12 \text{ m/s}$ ; (c)  $v = 16 \text{ m/s}$

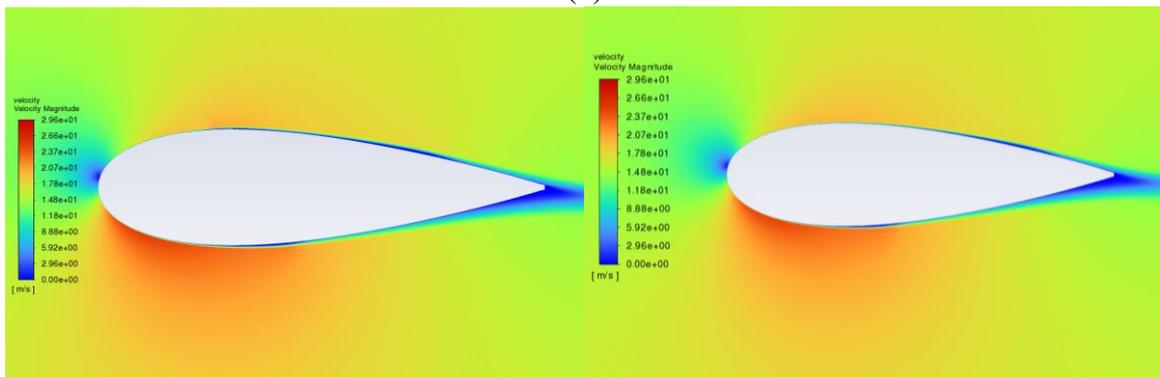
Gambar 4.21 menunjukkan kontur kecepatan di sekitar airfoil riblet dan polos pada sudut serang  $15^\circ$  untuk variasi kecepatan. Pada seluruh kecepatan di AOA  $15^\circ$  terlihat area kecepatan rendah sangat besar yang menandakan adanya separasi aliran. Saat kecepatan  $8 \text{ m/s}$  pemasangan riblet tidak berpengaruh pada separasi aliran karena separasi aliran sudah terjadi sebelum tempat pemasangan riblet yaitu di  $x/c \approx 0.14$ . Sementara itu, pada kecepatan  $12$  dan  $16 \text{ m/s}$  separasi lebih cepat terjadi pada airfoil riblet yaitu di  $x/c \approx 0.3$  dan pada airfoil polos separasi terjadi di  $x/c \approx 0.4$ . Hal ini menandakan pemasangan riblet mempercepat separasi aliran yang membuat performa aerodinamika airfoil lebih buruk.



(a)

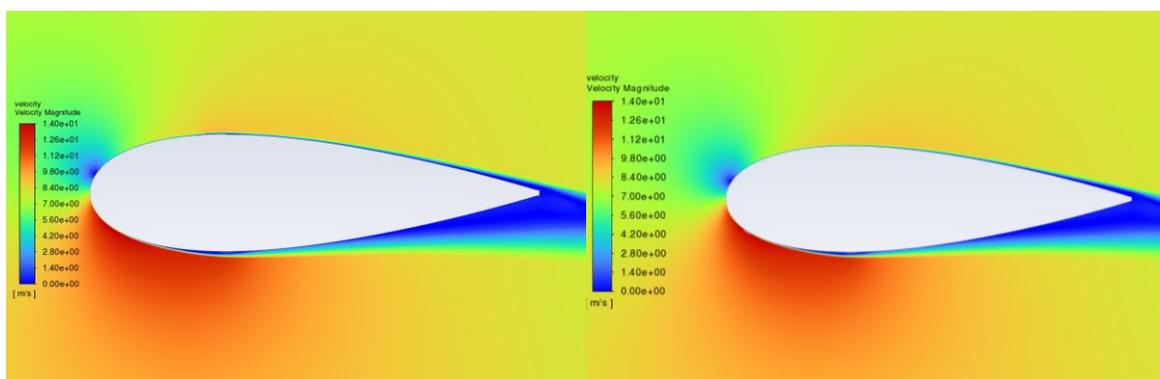


(b)

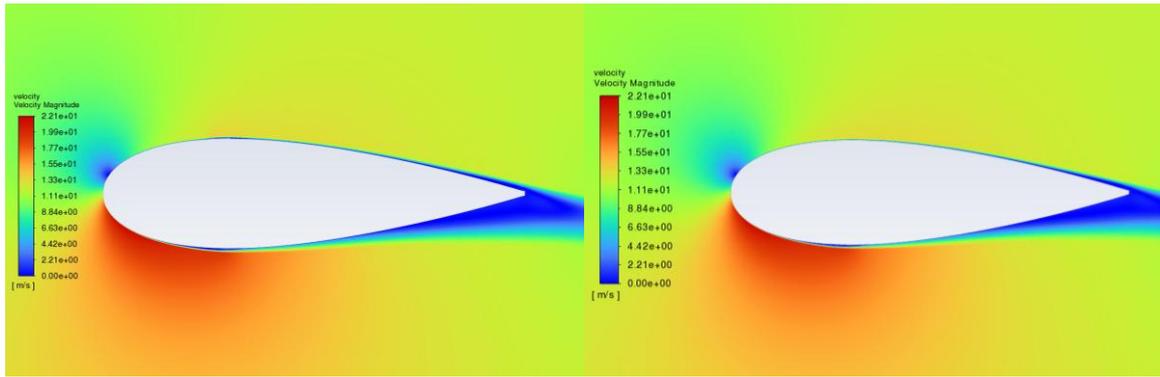


(c)

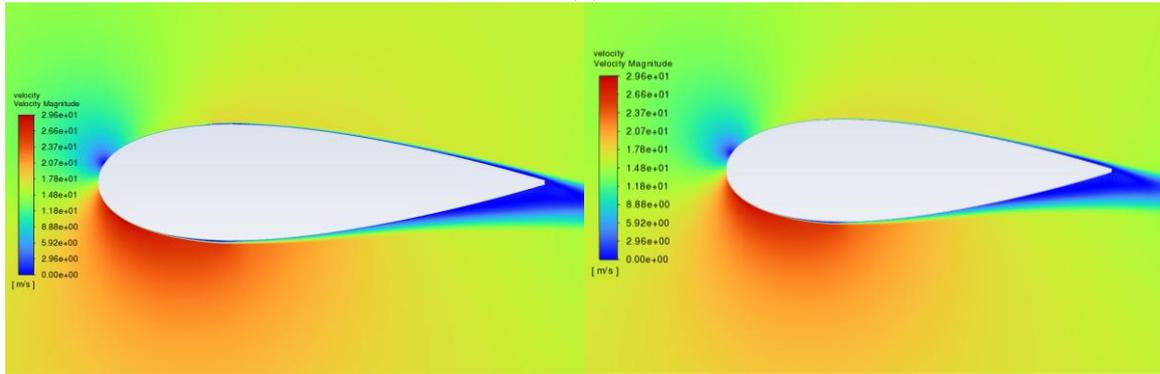
**Gambar 4. 22** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $-5^\circ$ ; (a)  $v = 8$  m/s; (b)  $\alpha = 12$  m/s; (c)  $v = 16$  m/s



(a)

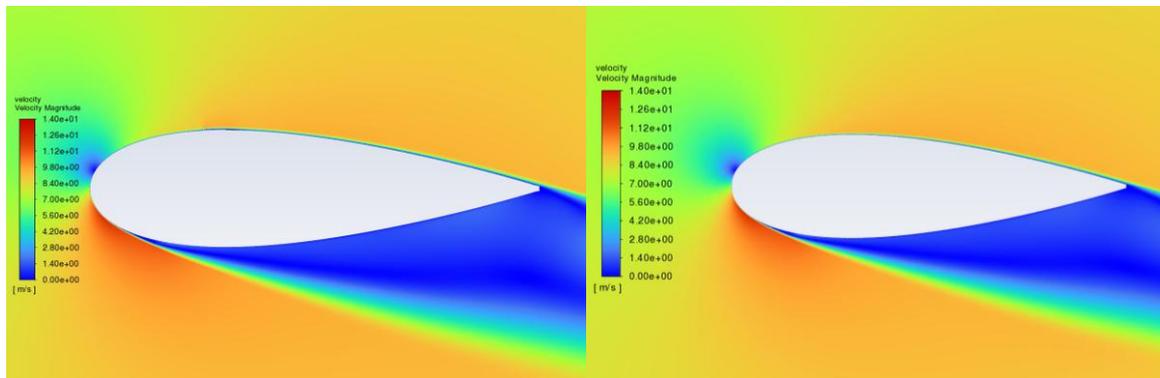


(b)

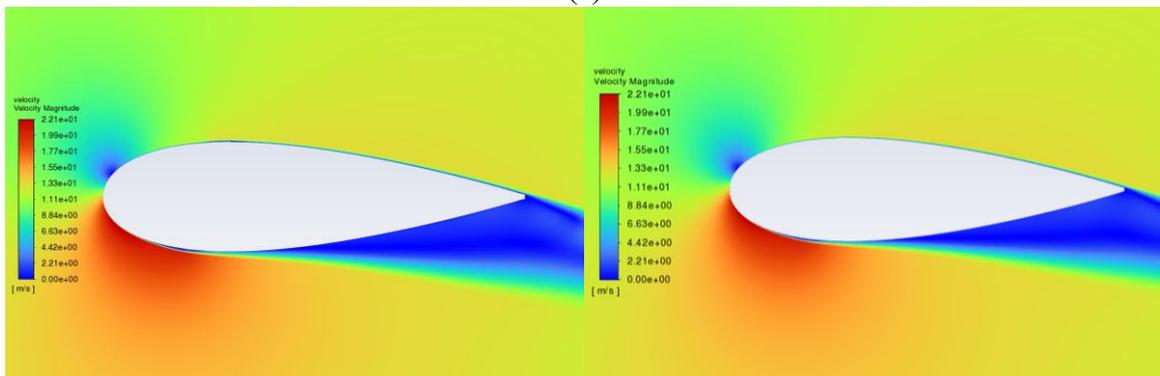


(c)

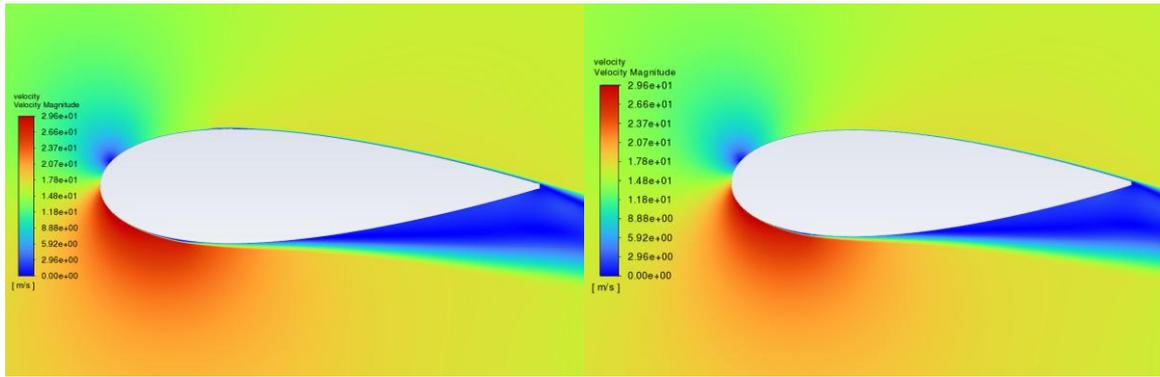
**Gambar 4. 23** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $-10^\circ$ ; (a)  $v = 8$  m/s; (b)  $\alpha = 12$  m/s; (c)  $v = 16$  m/s



(a)



(b)

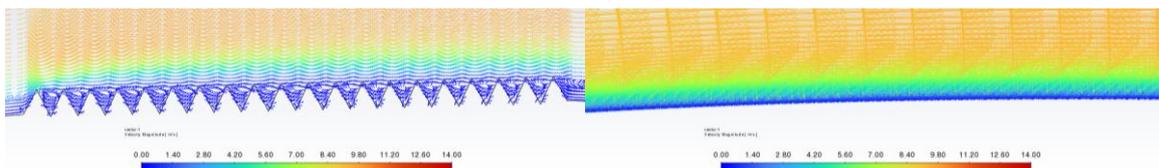


(c)

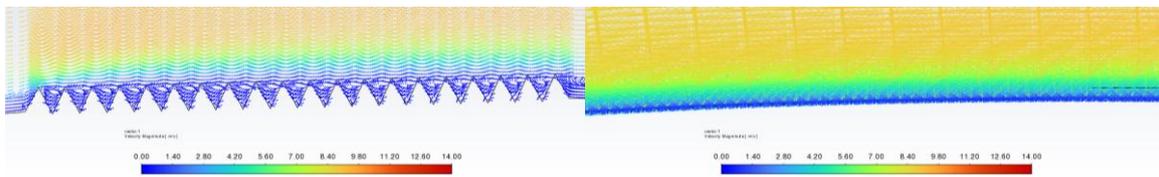
**Gambar 4. 24** Kontur Kecepatan di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) Saat Sudut Serang  $-15^\circ$ ; (a)  $v = 8$  m/s; (b)  $\alpha = 12$  m/s; (c)  $v = 16$  m/s

Gambar 4.22, 4.23 dan 4.24 menunjukkan kontur kecepatan pada AoA negatif pada kecepatan yang berbeda. Pada sudut serang negatif, kontur kecepatan menunjukkan bahwa perbedaan antara airfoil polos dan airfoil dengan riblet tidak terlalu signifikan. Aliran di sekitar kedua konfigurasi tetap menunjukkan pola yang serupa, dengan distribusi kecepatan yang hampir identik di sepanjang permukaan airfoil. Pengaruh riblet hanya tampak secara lokal di area tempat riblet dipasang, yang terlihat dari sedikit gangguan pada kontur kecepatan, namun tidak menyebabkan perubahan besar pada karakteristik aliran secara keseluruhan. Hal ini menunjukkan bahwa pada sudut serang negatif, efektivitas riblet dalam memodifikasi aliran relatif kecil.

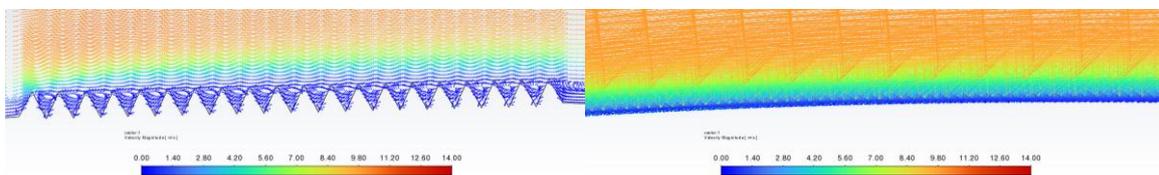
Selanjutnya untuk memahami lebih lanjut pembahasan visualisasi kontur kecepatan yang difokuskan pada permukaan airfoil. Tujuan utama dari analisis ini adalah untuk mengamati pola *streamline* dan pembentukan *vortex* di sekitar area riblet guna memahami bagaimana struktur mikro tersebut mempengaruhi perilaku aliran. Visualisasi vektor kecepatan pada area riblet memberikan informasi mengenai gangguan lokal pada lapisan batas, potensi percepatan aliran, serta kemunculan pusaran kecil yang dapat berdampak pada percepatan transisi dan keterlambatan separasi aliran.

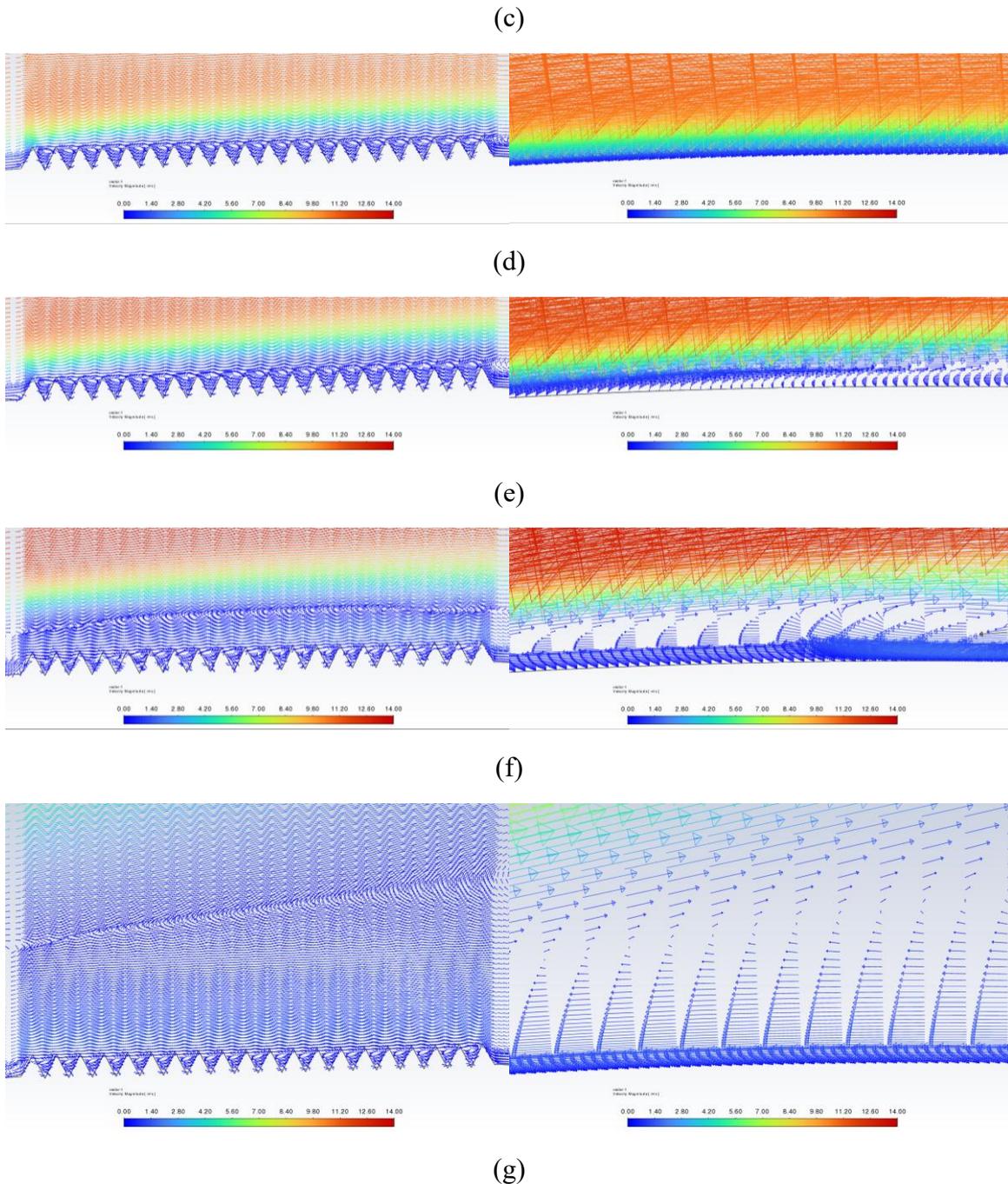


(a)



(b)

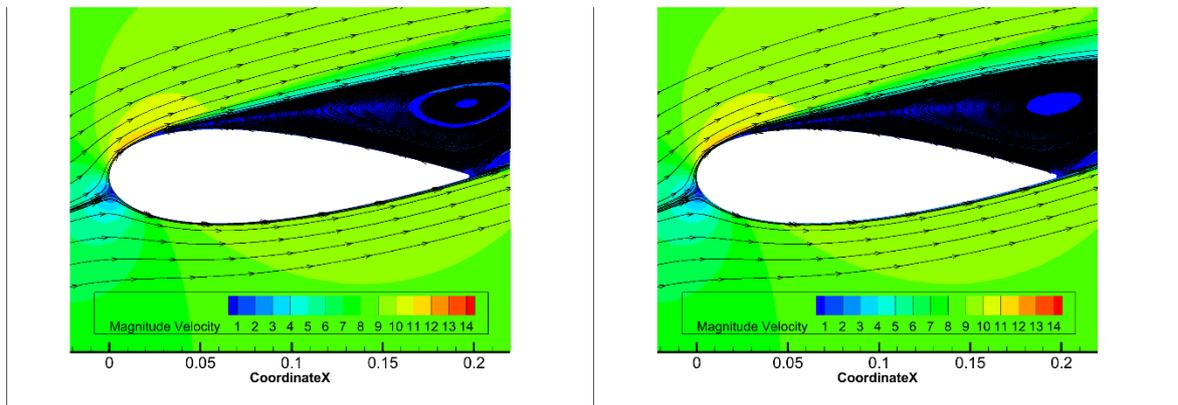




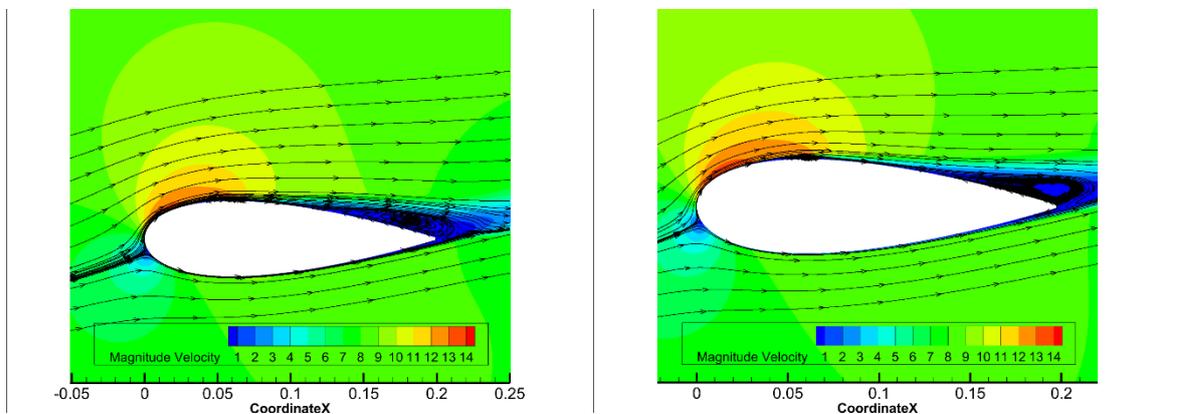
**Gambar 4. 25** Distribusi Vektor Kecepatan Lokal pada Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) pada Kecepatan 8 m/s<sup>o</sup>; (a) AoA = -15<sup>o</sup>; (b) AoA = -10<sup>o</sup>; (c) AoA = -5<sup>o</sup>; (d) AoA = 0<sup>o</sup>; (e) AoA = 5<sup>o</sup> (f) AoA = 10<sup>o</sup>; (g) AoA = 15<sup>o</sup>

Gambar 4.25 (a), (b), (c) dan (d) menunjukkan distribusi vektor kecepatan pada sudut serang negatif dan 0<sup>o</sup>. Terlihat bahwa vektor aliran pada permukaan riblet menunjukkan pola sirkulasi kecil yang mengindikasikan terbentuknya vorteks di antara geometri riblet yang akan membantu transisi aliran laminar ke turbulen. Gambar 4.25 (e) dan (f) menunjukkan distribusi vektor kecepatan pada sudut serang 5<sup>o</sup> dan 10<sup>o</sup>. Pada sudut ini, terlihat pada permukaan riblet terlihat pola aliran yang sama pada riblet terbentuk vorteks kecil. Kemudian pada bagian sebelum dan sesudah riblet aliran berbalik arah yang menandakan aliran mengalami separasi. Jika dibandingkan dengan airfoil polos untuk pada

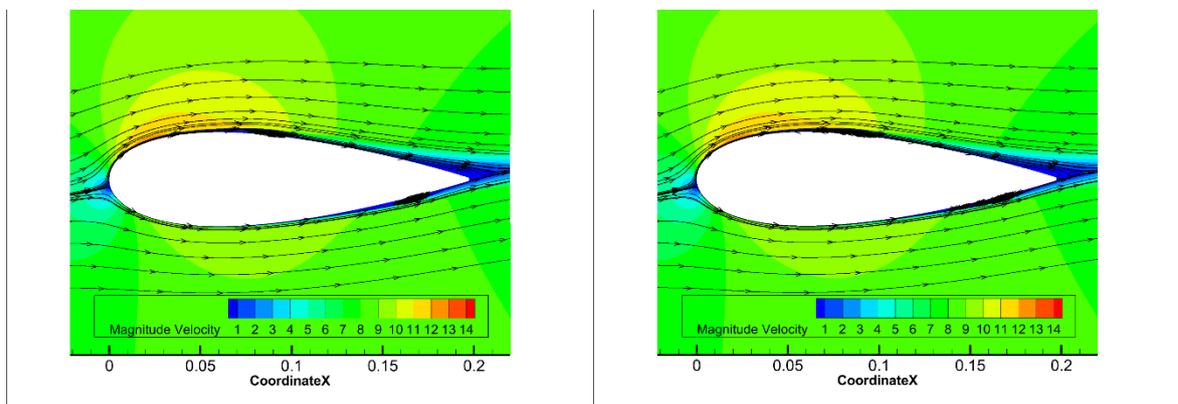
AOA  $5^\circ$  dapat dilihat aliran sudah mulai berbalik arah pada lokasi pemasangan riblet begitupun pada AOA  $10^\circ$  aliran sudah berbalik arah sebelum lokasi pemasangan riblet. Gambar 4.25 (g) memperlihatkan distribusi vektor kecepatan pada sudut serang  $15^\circ$ . Pada sudut ini, pada airfoil polos dapat dilihat aliran berbalik arah secara masif yang menandakan terjadinya separasi total. Pada permukaan riblet terlihat pembentukan vorteks dengan arah yang tidak beraturan, yang menandakan terjadinya separasi aliran pada permukaan atas airfoil polos. Pada AOA  $10^\circ$  aliran yang terpisah menunjukkan kecenderungan untuk kembali melekat (reattachment). Sedangkan AOA  $15^\circ$ , aliran di sekitar permukaan atas semakin tidak beraturan dan menyebar, baik pada airfoil polos maupun riblet, menandakan bahwa pada sudut serang tinggi pengaruh riblet menjadi kurang efektif dalam menstabilkan aliran.



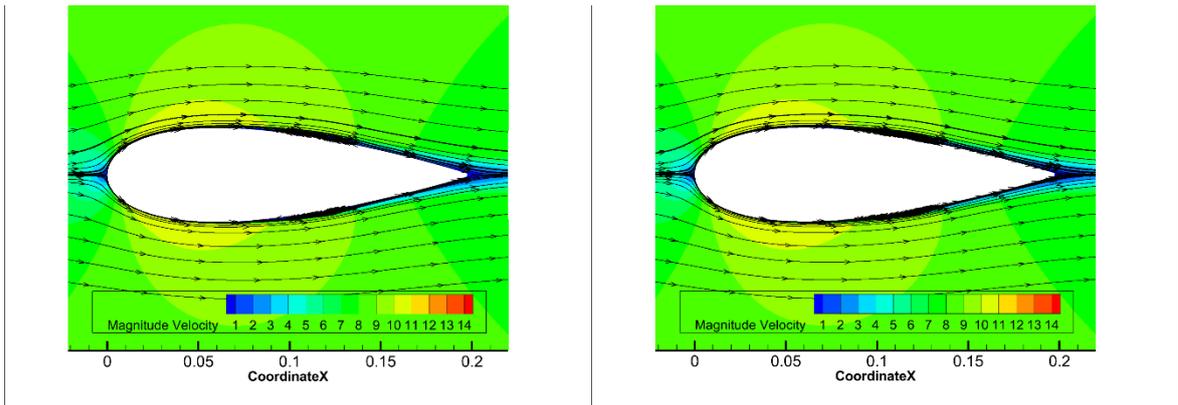
(a)



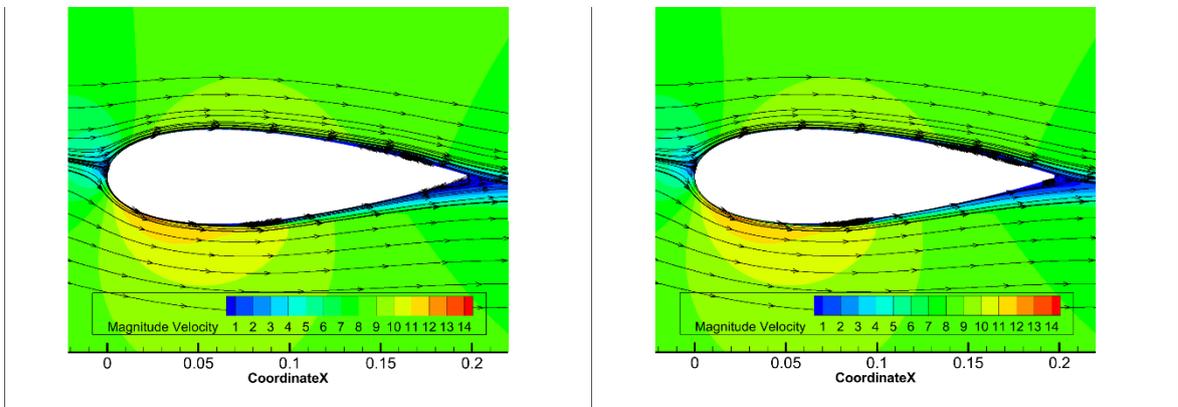
(b)



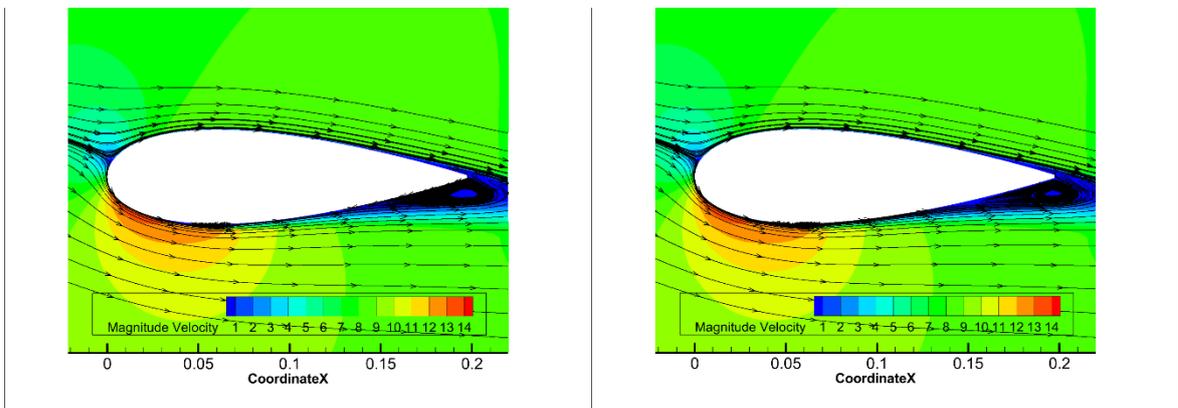
(c)



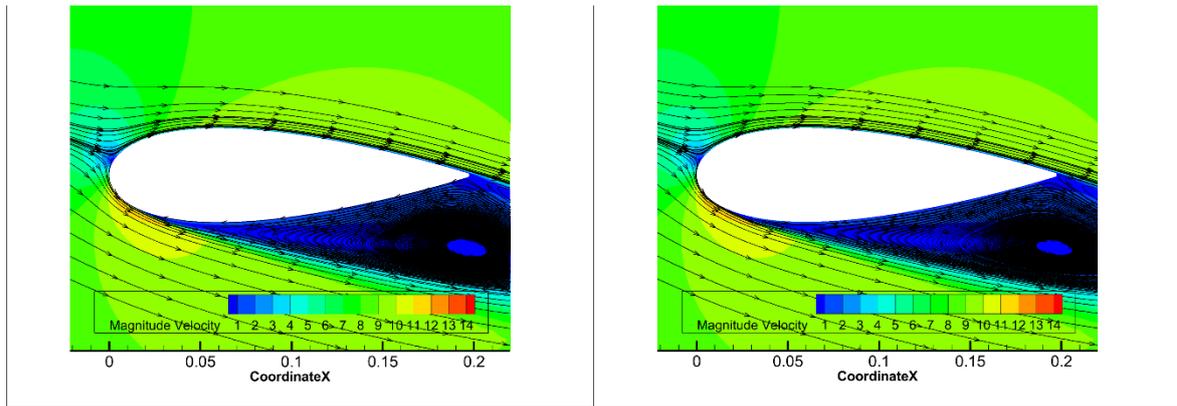
(d)



(e)



(f)



(g)

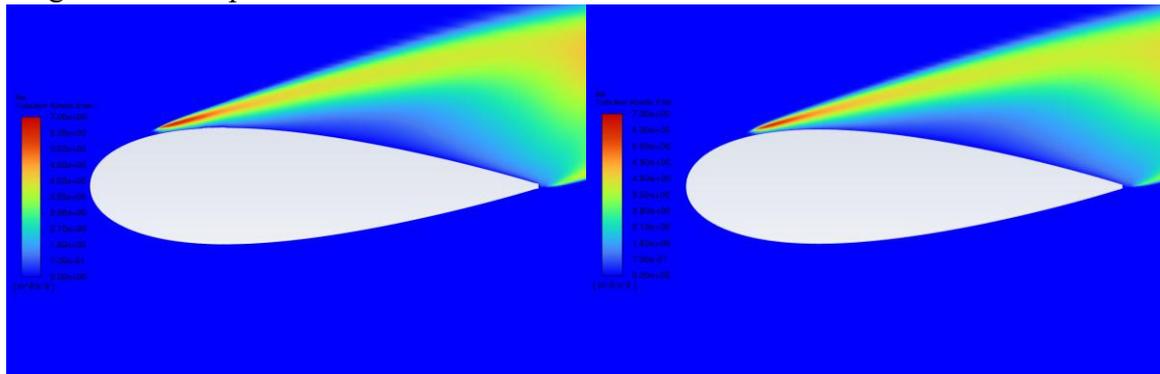
**Gambar 4. 26** Distribusi Kecepatan dengan *Streamline* Seluruh Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) pada Kecepatan 8 m/s<sup>o</sup>; (a) AoA = 15<sup>o</sup>; (b) AoA = 10<sup>o</sup>; (c) AoA = 5<sup>o</sup>; (d) AoA = 0<sup>o</sup>; (e) AoA = -5<sup>o</sup> (f) AoA = -10<sup>o</sup>; (g) AoA = -15<sup>o</sup>

Gambar 4.26 menunjukkan distribusi kecepatan dengan streamline aliran pada sekitar airfoil. Berdasarkan gambar pada sudut serang AoA 0<sup>o</sup> hingga 10<sup>o</sup>, aliran fluida pada airfoil polos menunjukkan kecenderungan terbentuknya bubble separation pada permukaan atas airfoil, yang ditandai dengan adanya daerah recirculation kecil di sekitar titik stagnasi tekanan tinggi. Hal ini tampak dari penyempitan dan pengumpulan garis streamlines yang membentuk lengkungan kembali ke arah hulu, menandakan adanya separasi sementara aliran kemudian kembali menempel (*reattachment*). Pemasangan riblet pada airfoil pada AoA 10<sup>o</sup>, bubble separation terlihat lebih panjang pelekatan kembali terjadi lebih akhir yang menyebabkan wake pada aliran lebih besar. Sedangkan pada AoA 5<sup>o</sup> airfoil riblet perbedaan yang terjadi tidak begitu signifikan *reattachment* terjadi sedikit lebih awal di airfoil dengan riblet. Kemudian pada AoA 0<sup>o</sup> riblet dengan jelas dapat mempercepat transisi aliran dengan terlihatnya *bubble* dan *reattachment* yang lebih awal. Riblet yang seharusnya membantu mempertahankan kestabilan lapisan batas justru dalam kondisi tertentu malah memperburuk keadaan dengan mempercepat separasi jika aliran sudah cenderung tidak stabil.

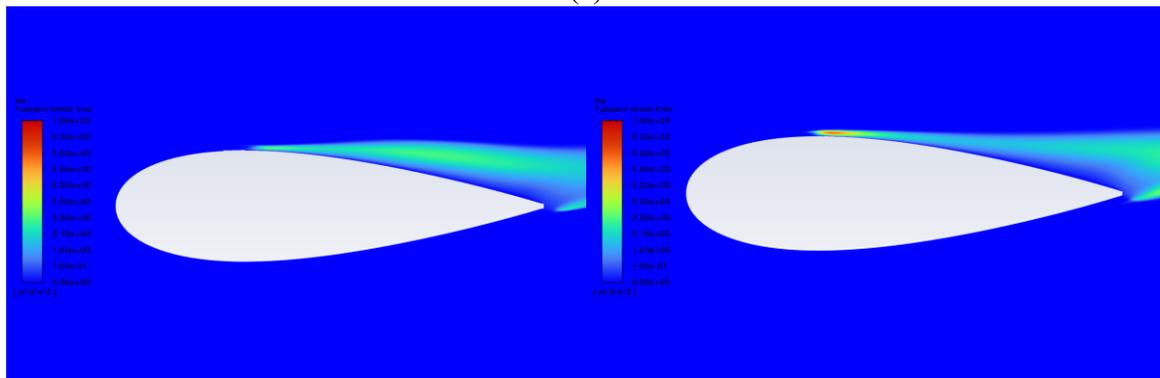
Pada sudut serang AoA 15<sup>o</sup>, baik airfoil polos maupun riblet menunjukkan separasi penuh. Pada kondisi ini, aliran gagal untuk tetap menempel di permukaan atas airfoil akibat tekanan belakang (*adverse pressure gradient*) yang terlalu besar. Namun, aliran di airfoil riblet tampak lebih cepat mengalami penyebaran dan ketidakberaturan, mengindikasikan bahwa riblet tidak mampu lagi mempertahankan lapisan batas dalam kondisi ini. Sedangkan pada AoA negatif dapat dilihat secara umum bahwa pemasangan riblet tidak berpengaruh pada lapis batas aliran. Namun pada AoA -5<sup>o</sup> fenomena berbeda terjadi, aliran berhasil di transisi lebih cepat ke turbulen dengan adanya pemasangan riblet. Secara keseluruhan, riblet memiliki efek yang kontekstual terhadap fenomena bubble separation dan separasi. Pada kondisi tertentu, riblet dapat membantu mempertahankan aliran dengan menstabilkan lapisan batas dan menunda separasi. Namun, pada kondisi lain riblet justru dapat memperburuk performa aerodinamika. Hal ini disebabkan karena separasi pada beberapa AoA terjadi lebih awal sebelum menyentuh riblet sehingga riblet menjadi pengganggu aliran untuk *reattachment*.

#### 4.3.4 *Turbulent Kinetic Energy (TKE)*

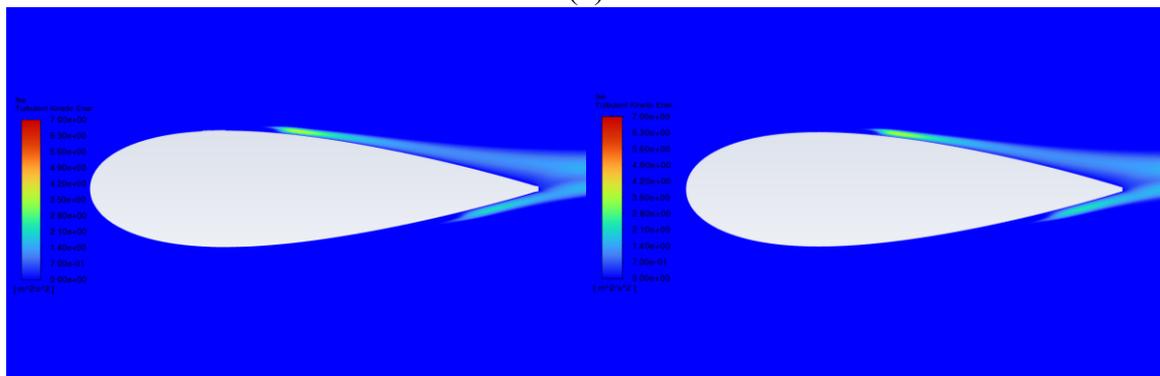
Riblet berperan dalam memicu terjadinya transisi lebih cepat dari lapisan batas laminar menjadi turbulen. Pada kondisi lapisan batas turbulen, kecepatan aliran di dekat permukaan cenderung lebih tinggi dibandingkan dengan lapisan batas laminar. Dalam aliran turbulen, terdapat energi kinetik yang mencerminkan tingkat intensitas turbulensi, yang dikenal sebagai *Turbulent Kinetic Energy (TKE)*. Subbab ini bertujuan untuk menyajikan data TKE guna mengevaluasi sejauh mana riblet berpengaruh dalam meningkatkan momentum aliran. Peningkatan momentum ini penting untuk membantu aliran melawan tekanan balik (*adverse pressure gradient*). Nilai TKE pada airfoil dengan riblet kemudian dibandingkan dengan airfoil tanpa modifikasi.



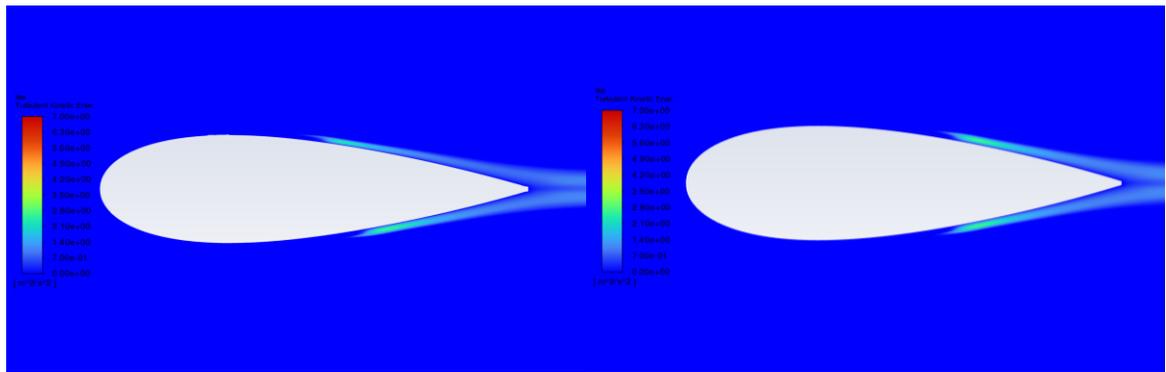
(a)



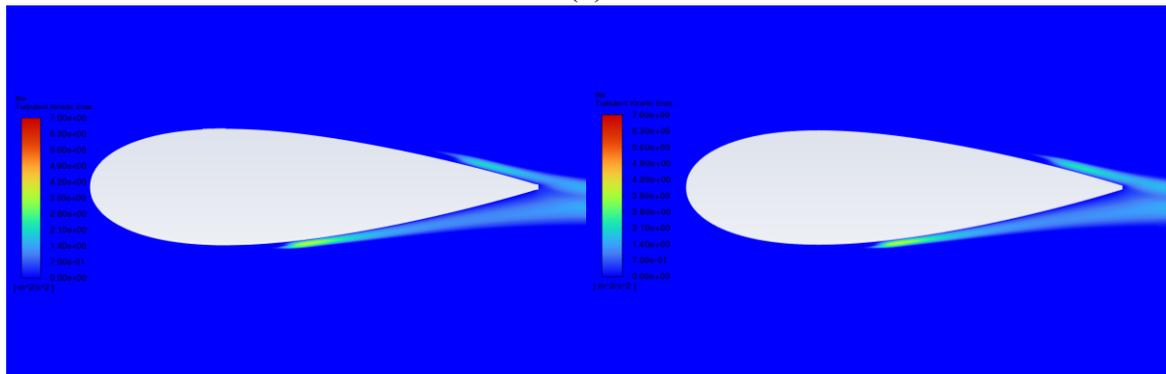
(b)



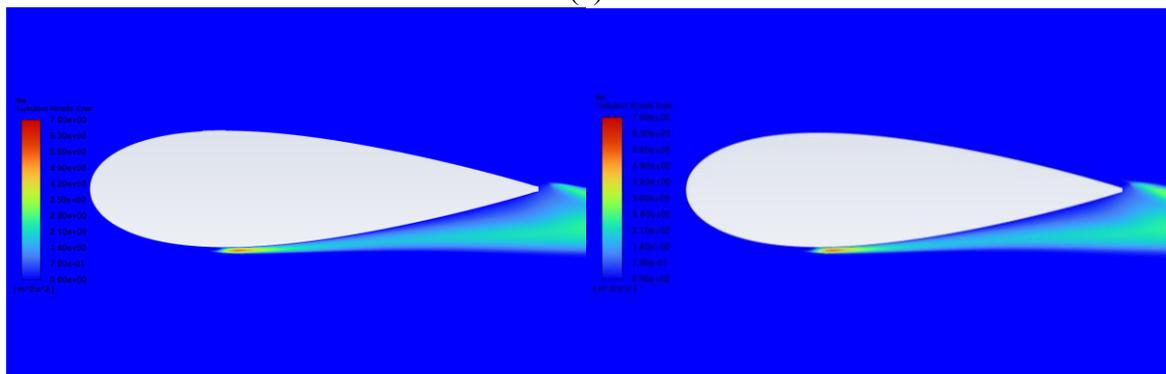
(c)



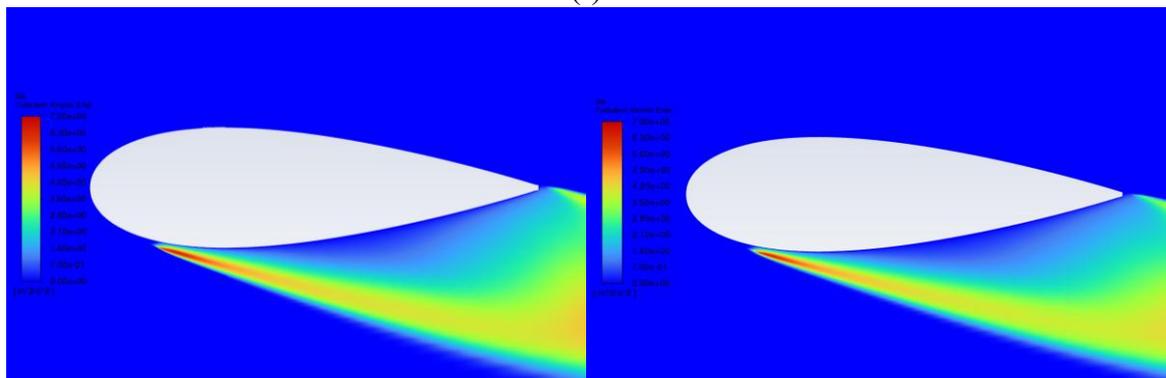
(d)



(e)



(f)



(g)

**Gambar 4. 22** Kontur *Turbulent Kinetic Energy (TKE)* di Permukaan Airfoil Polos (kanan) dan Riblet (kiri) pada Kecepatan 8 m/s<sup>2</sup>; (a) AoA = 15°; (b) AoA = 10°; (c) AoA = 5°; (d) AoA = 0°; (e) AoA = -5° (f) AoA = -10°; (g) AoA = -15°

Gambar 4.27 menunjukkan perbandingan kontur *Turbulent Kinetic Energy* (TKE) pada permukaan airfoil polos dan airfoil dengan riblet untuk berbagai sudut serang. Pada AOA 15°, pemasangan riblet tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap pola distribusi TKE, karena aliran fluida telah mengalami transisi menjadi turbulen sebelum mencapai area riblet. Pada AOA 10°, TKE pada airfoil polos mulai terbentuk di sekitar  $x/c \approx 0,28$ , sedangkan pada airfoil riblet muncul sedikit lebih lambat, yaitu pada  $x/c \approx 0,30$  dan daerah turbulen kinetik energinya lebih luas yang menandakan wake yang lebih besar terjadi karena pemasangan riblet. Pada AOA 5°, riblet tampak mempercepat terbentuknya TKE, di mana kontur mulai terlihat lebih awal dibandingkan airfoil polos, tetapi tidak begitu signifikan. Hal ini semakin jelas pada AOA 0° dan -5°, di mana riblet mempercepat transisi aliran menjadi turbulen kontur TKE mulai terbentuk pada sudut serang 0° di  $x/c \approx 0,5$ , sedangkan pada airfoil polos baru muncul pada  $x/c \approx 0,6$  sedangkan pada sudut serang -5° di  $x/c \approx 0,8$  untuk airfoil polos dan  $x/c \approx 0,78$  untuk airfoil dengan riblet. Pada sudut serang negatif lainnya, tidak terlihat perbedaan distribusi TKE yang signifikan antara kedua konfigurasi, menunjukkan bahwa pengaruh riblet pada arah aliran terbalik relatif kecil.

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Setelah dilakukan analisis dan pembahasan pada studi numerik mengenai pengaruh pemasangan riblet protubed terhadap karakteristik aliran pada airfoil NACA 0026, dengan studi kasus riblet segitiga berukuran  $S = H = 0,5$  mm yang dipasang secara transversal, serta diuji pada sudut serang  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $15^\circ$  dengan variasi kecepatan aliran 8 m/s, 12 m/s, dan 16 m/s, maka diperoleh beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Perbedaan kecepatan aliran tidak merubah secara signifikan koefisien tekan, lift, dan drag pada sudut serang kecil, tetapi dapat sangat signifikan pada sudut serang besar karena kecepatan rendah lebih mudah separasi.
2. Pemasangan riblet pada airfoil menaikkan nilai koefisien drag pada sudut serang  $10^\circ$  dan  $15^\circ$ . Sedangkan pada sudut serang negatif pemasangan riblet tidak berpengaruh signifikan.
3. Nilai koefisien lift pada airfoil polos lebih kecil dibandingkan airfoil riblet naik akibat pemasangan riblet pada hampir seluruh variasi. Pada sudut serang  $15^\circ$  koefisien liftnya akan turun pada airfoil riblet.
4. Pada airfoil riblet akan memunculkan fluktuasi pada grafik koefisien tekanan. Pada sudut serang negatif perubahan hanya terjadi perubahan lokal. Sedangkan pada sudut serang nol dan positif merubah keseluruhan  $C_p$  di bagian permukaan atas.
5. Pada sudut serang  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ , dan  $5^\circ$  riblet dapat mempercepat transisi aliran, tetapi pada sudut serang lain riblet memperburuk aliran.
6. Pemasangan riblet pada airfoil menunjukkan kontribusi positif terutama pada sudut serang negatif, terutama AOA  $-5^\circ$  nilai  $C_l/C_d$  pada airfoil riblet dan polos dengan nilai masing masing sebesar  $-10.85466$  dan  $-10.27019$  pada kecepatan 8 m/s,  $-15.74917$  dan  $-14.36000$  pada kecepatan 12 m/s,  $-19.62800$  dan  $-18.16181$  pada kecepatan 16 m/s. Hal ini mengindikasikan bahwa riblet dapat membantu meningkatkan efisiensi aerodinamika dalam kondisi aliran terbalik atau sudut serang negatif.
7. Performa riblet menurun pada sudut serang tinggi. Pada sudut serang sedang AOA  $10^\circ$  dan  $15^\circ$ , riblet mulai menunjukkan penurunan efisiensi aerodinamika secara signifikan dibandingkan airfoil polos. Ini menunjukkan bahwa efektivitas riblet terbatas pada rentang sudut serang tertentu dan mulai menurun ketika aliran mengalami separasi besar.

### 5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini:

1. Melakukan studi pada sudut serang yang lebih luas agar dapat menggambarkan karakteristik aerodinamika airfoil secara lebih menyeluruh.
2. Mengubah geometri, dimensi, dan alignment riblet untuk mendapatkan performa yang lebih baik

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J. D. (2011). Fundamentals of Aerodynamics (6th edition). In PLoS Computational Biology (Vol. 1984, Issue 3)
- Bagus, Zambri & Abbas, Ashraf Amer & Etminan, Amin & Nugroho, Harun & Kulandaivelu, V & Khashehchi, Morteza. (2014). Effects of Riblet on Flow Structure around a NACA 0026 Airfoil.
- Chang, P. K. (1970). Introduction to the Problems of Flow Separation. In *Elsevier eBooks* (pp. 1–54). <https://doi.org/10.1016/b978-0-08-013441-3.50005-8>
- Ghazali, M. I., Harun, Z., Wan Ghopa, W. A., & Abbas, A. A. (2016). Computational Fluid Dynamic Simulation on NACA 0026 Airfoil with V-Groove Riblets. *International Journal on Advanced Science, Engineering and Information Technology*, 6(4), 529.
- Harun, Z., Abbas, A.A., Etminan, A., Nugroho, B., Kulandaivelu, V., & Khashehchi, M. (2014). EFFECTS OF RIBLET ON FLOW STRUCTURE AROUND A NACA 0026 AIRFOIL.
- KEMENTERIAN ENERGI DAN SUMBER DAYA MINERAL REPUBLIK INDONESIA (Director). (2024, January 18). *Pemerintah Kejar Target Tingkatkan Bauran EBT* [Press release]. <https://www.esdm.go.id/id/media-center/arsip-berita/pemerintah-kejar-tingkatkan-bauran-ebt>
- KEMENTERIAN ENERGI DAN SUMBER DAYA MINERAL REPUBLIK INDONESIA (Director). (2024a, January 15). *Konsumsi Listrik Masyarakat Meningkat, Tahun 2023 Capai 1.285 kWh/Kapita* [Press release]. <https://www.esdm.go.id/id/media-center/arsip-berita/konsumsi-listrik-masyarakat-meningkat-tahun-2023-capai-1285-kwh-kapita>
- Rahayu, C. E. (2020). STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK KARAKTERISTIK SEPARATION BUBBLE PADA ALIRAN DUA DIMENSI MELINTASI THICK PLATE– ROUNDED LEADING EDGE ( $r/t = 0,2$ ) DENGAN PENGARUH REYNOLDS NUMBER ( $Re = 5,08 \times 10^4$  DAN  $Re = 8,46 \times 10^4$ ) DAN PANJANG AKSIAL NUMBER ( $c/t=6,5$  DAN  $c/t=10$ ).
- Roberts, L. S., Finnis, M. V., & Knowles, K. (2017). Forcing Boundary-Layer Transition on a Single-Element Wing in Ground Effect. *Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME*, 139(10). <https://doi.org/10.1115/1.4037036>
- Montoya, L. T. C., Hayyani, M. Y., Issa, M., Ilinca, A., Ibrahim, H., & Rezkallah, M. (2020). Wind power plant planning and modeling. In *Elsevier eBooks* (pp. 259–312). <https://doi.org/10.1016/b978-0-12-821724-5.00012-x>
- Pritchard, P. J. (2011). *Fox and McDonald's Introduction to Fluid Mechanics*. Wiley.
- Tyagi, A., Ghosh, A., & Singh, R. (2023). Comparative Analysis of Different Profiles of Riblets on an Airfoil using Large Eddy Simulations. *2023 IEEE Aerospace Conference*, 1-7.

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## LAMPIRAN

Tabel 1 Nilai Cl, Cd, dan Cl/Cd pada airfoil riblet dan airfoil polos di kecepatan 8 m/s

AOA	CL Riblet	CD Riblet	CL Polos	CD Polos	Cl/Cd Riblet	Cl/Cd Polos
-15	-0.309792	0.148918	-0.281650	0.139608	-2.08029	-2.01744
-10	-0.703759	0.047413	-0.708951	0.046804	-14.8431	-15.1473
-5	-0.321079	0.029580	-0.304613	0.029660	-10.8547	-10.2702
0	-0.022537	0.025923	-0.000046	0.025706	-0.86939	-0.00178
5	0.305968	0.030085	0.304400	0.029667	10.17025	10.26065
10	0.718678	0.058545	0.708489	0.046810	12.27576	15.13542
15	0.315909	0.146534	0.281514	0.139614	2.155877	2.016375

Tabel 2 Nilai Cl, Cd, dan Cl/Cd pada airfoil riblet dan airfoil polos di kecepatan 12 m/s

AOA	CL Riblet	CD Riblet	CL Polos	CD Polos	Cl/Cd Riblet	Cl/Cd Polos
-15	-0.309792	0.148918	-0.281650	0.139608	-2.08029	-2.01744
-10	-0.703759	0.047413	-0.708951	0.046804	-14.8431	-15.1473
-5	-0.321079	0.029580	-0.304613	0.029660	-10.8547	-10.2702
0	-0.022537	0.025923	-0.000046	0.025706	-0.86939	-0.00178
5	0.305968	0.030085	0.304400	0.029667	10.17025	10.26065
10	0.718678	0.058545	0.708489	0.046810	12.27576	15.13542
15	0.315909	0.146534	0.281514	0.139614	2.155877	2.016375

Tabel 3 Nilai Cl, Cd, dan Cl/Cd pada airfoil riblet dan airfoil polos di kecepatan 8 m/s

AOA	CL Riblet	CD Riblet	CL Polos	CD Polos	Cl/Cd Riblet	Cl/Cd Polos
-15	-0.309792	0.148918	-0.281650	0.139608	-2.08029	-2.01744
-10	-0.703759	0.047413	-0.708951	0.046804	-14.8431	-15.1473
-5	-0.321079	0.029580	-0.304613	0.029660	-10.8547	-10.2702
0	-0.022537	0.025923	-0.000046	0.025706	-0.86939	-0.00178
5	0.305968	0.030085	0.304400	0.029667	10.17025	10.26065
10	0.718678	0.058545	0.708489	0.046810	12.27576	15.13542
15	0.315909	0.146534	0.281514	0.139614	2.155877	2.016375

*(Halaman ini sengaja dikosongkan)*

## BIODATA PENULIS



Penulis dilahirkan di Tangerang, 25 Agustus 2003, merupakan anak terakhit dari 3 bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu di TK PATRA V Pondok Ranji, Madrasah Ibtidaiyah Pembangunan Jakarta, Madrasah Tsanawiyah Pembangunan Jakarta dan SMA PU Pesantren Albayan Cibadak, Sukabumi. Setelah lulus dari SMA tahun 2021, Penulis mengikuti SBMPTN dan diterima di Departemen Teknik Mesin FTIRS - ITS pada tahun 2021 dan terdaftar dengan NRP 5007211088.

Sesaat Departemen Teknik Mesin, penulis mengambil bidang studi Mekanika Fluida. Penulis juga aktif dalam berbagai kegiatan organisasi dan kemahasiswaan. Penulis tergabung dalam Lembaga Kajian Kerohanian Islam (LKKI) “Ash Shaff” Teknik Mesin, serta aktif berkontribusi di DIMENSI, yaitu klub media komunikasi Teknik Mesin ITS. Selain itu, Penulis juga menjadi bagian dari Badan Eksekutif Mahasiswa Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem (BEM FTIRS ITS), yang memberikan pengalaman dalam pengembangan soft skill dan kepemimpinan di lingkungan kampus.