

TUGAS AKHIR – TM 234702

**STUDI NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN
RECTANGULAR BUMP TERHADAP KARAKTERISTIK
AERODINAMIKA PADA AIRFOIL NACA 0012**

FAJRUL FALAH
NRP. 5007201133

Dosen Pembimbing
Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko
NIP. 196010041986011004

PROGRAM STUDI SARJANA
Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2024

Halaman ini sengaja dikosongkan



TUGAS AKHIR – TM 234702

**STUDI NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN
RECATUNGLAR BUMP TERHADAP KARAKTERISTIK
AERODINAMIKA PADA AIRFOIL NACA 0012**

FAJRUL FALAH
NRP. 5007201133

Dosen Pembimbing
Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko
NIP. 196010041986011004

PROGRAM STUDI SARJANA
Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2024

Halaman ini sengaja dikosongkan



FINAL PROJECT – TM 234702

**NUMERICAL STUDY OF THE EFFECT OF ADDING
RECTANGULAR BUMP ON AERODYNAMIC
CHARACTERISTICS OF NACA 0012 AIRFOIL**

FAJRUL FALAH
NRP. 5007201133

Advisor
Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko
NIP. 196010041986011004

UNDERGRADUATE STUDY PROGRAM
Department of Mechanical Engineering
Faculty of Industrial Technology and Systems Engineering
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2024

Halaman ini sengaja dikosongkan

LEMBAR PENGESAHAN

STUDI NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN RECTANGULAR *BUMP* TERHADAP KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PADA AIRFOIL NACA 0012

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:



Fajrul Falah
NRP. 5007201133

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko
2. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA, IPU, AEng
3. Prof. Ir. Sutardi, Meng, Phd, IPM, AEng
4. Dhia Fairuz Shabrina, ST, MT



SURABAYA
Juli, 2023

Halaman ini sengaja dikosongkan

APPROVAL SHEET

NUMERICAL STUDY OF THE EFFECT OF ADDING RECTANGULAR BUMP ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF NACA 0012 AIRFOIL

FINAL PROJECT

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

By:

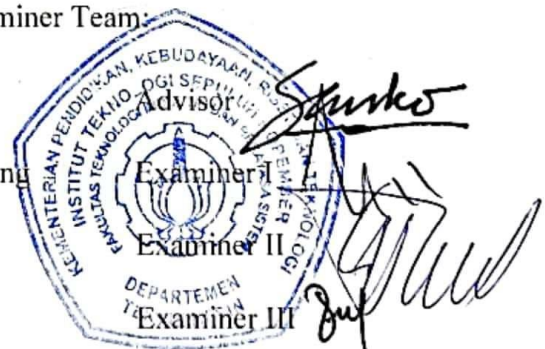


Fajrul Falah

NRP. 5007201133

Approved by Final Project Examiner Team:

1. Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko
2. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA, IPU, AEng
3. Prof. Ir. Sutardi, Meng, Phd, IPM, AEng
4. Dhia Fairuz Shabrina, ST, MT



SURABAYA
July, 2024

Halaman ini sengaja dikosongkan

PERNYATAAN ORISINALITAS

Yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama Mahasiswa / NRP : Fajrul Falah / 5007201133
Departemen : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing / NIP : Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko /
196010041986011004

dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul “Studi Numerik Pengaruh Penambahan *Recatangular Bump* Terhadap Karakteristik Aerodinamika Pada Airfoil NACA 0012” 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, Juli 2024

Mengetahui,

Dosen Pembimbing



(Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko)

NIP. 198105292003122001

Mahasiswa,



(Fajrul Falah)

NRP. 5007201133

Halaman ini sengaja dikosongkan

STATEMENT OF ORIGINALITY

The undersigned below:



Name of Student / NRP : Fajrul Falah / 5007201133
Department : Mechanical Engineering
Advisor / NIP : Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko /
198105292003122001

Hereby declare that the Final Project with the title of “Numerical Study of The Effect of Adding Rectangular Bump on Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Airfoil” is the result of my own work, is original, and is written by following the rules of scientific writing.

If in the future there is a discrepancy with this statement, then I am willing to accept sanctions in accordance with the provisions that apply at Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Surabaya, July 2024

Acknowledged,
Advisor



(Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko)
NIP. 198105292003122001

Student,



(Fajrul Falah)
NRP. 5007201133

Halaman ini sengaja dikosongkan

ABSTRAK

STUDI NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN *RECTANGULAR BUMP* TERHADAP KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PADA AIRFOIL NACA 0012

Nama Mahasiswa / NRP : Fajrul Falah / 5007201133
Departemen : Teknik Mesin FT-IRS ITS
Dosen Pembimbing : Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko

Abstrak

Airfoil adalah bentuk aerodinamika yang menghasilkan gaya *lift* dan meminimalkan gaya hambat (*drag force*). *Drag force* dapat mengurangi gaya angkat, menyebabkan separasi aliran, dan *stall* pada sudut serang tertentu. Untuk mencegah ini, aliran harus memiliki momentum yang cukup untuk mengikuti kontur airfoil, dengan aliran turbulen memperlambat separasi karena momentumnya yang kuat. Penelitian ini bertujuan mengubah aliran menjadi turbulen segera setelah *no slip condition* pada *leading edge*.

Penelitian dilakukan secara numerik menggunakan airfoil NACA 0012 dengan *chord* panjang 250 mm yang diberi *bump* berbentuk *rectangular* pada *area favorable pressure gradient*. Variasi dilakukan pada peletakan *bump* yang dianotasikan sebagai B/C atau titik peletakan *bump* terhadap *chord*: 25%, 50%, dan 75% sebelum *maximum thickness*. Selain itu, variasi juga dilakukan dengan *angle of attack* (AOA) 0°, 4°, 8°, dan 12°. Penelitian ini menggunakan Reynold's Number 6×10^6 dan *streamline velocity* 52 m/s. Analisa dilakukan dalam 2-D menggunakan *software* ANSYS Fluent.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa penambahan *rectangular bump* pada airfoil menimbulkan *bubble separation*. Pada AOA rendah, *bubble* tetap melekat pada permukaan airfoil, menunda separasi, sementara pada AOA tinggi, airfoil lebih rentan terhadap separasi cepat, menyebabkan *stall*. Penempatan *bump* yang efektif untuk menghasilkan *bubble* adalah pada B/C = 0,15, diikuti oleh B/C = 0,225, dan B/C = 0,075. Penempatan *bump* yang terlalu awal atau terlambat tidak efektif. Namun, *bubble* yang terbentuk belum mampu meningkatkan performa airfoil secara signifikan, ditandai dengan rasio Cl/Cd yang masih lebih rendah dibandingkan dengan airfoil polos.

Kata kunci: Airfoil NACA 0012, *Bump*, Turbulen, Studi Numerik

Halaman ini sengaja dikosongkan

ABSTRACT

NUMERICAL STUDY OF THE EFFECT OF ADDING RECTANGULAR *BUMP* ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF NACA 0012 AIRFOIL

Student Name / NRP : Fajrul Falah / 5007201133
Department : Teknik Mesin FT-IRS ITS
Advisor : Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko

Abstract

An airfoil is an aerodynamic shape that generates lift force and minimizes drag force. Drag forces can reduce lift, cause flow separation, and stall at certain angles of attack. To prevent this, the flow must have enough momentum to follow the contours of the airfoil, with turbulent flow slowing down the separation due to its strong momentum. This study aims to convert the flow to turbulent immediately after the no slip condition at the leading edge. .

The research was conducted numerically using NACA 0012 airfoil with a chord length of 250 mm which was given a rectangular bump in the favorable pressure gradient area. Variations were made on the placement of the bump which is annotated as B/C or the point of bump placement against the chord: 25%, 50%, and 75% before maximum thickness. In addition, variations were also made with angle of attack (AOA) of 0°, 4°, 8°, and 12°. This study used Reynold's Number 6×10^6 and streamline velocity 52 m/s. The analysis was conducted in 2-D using ANSYS Fluent software.

The results show that the addition of rectangular bump to the airfoil causes bubble separation. At low AOA, the bubble remains attached to the airfoil surface, delaying separation, while at high AOA, the airfoil is more prone to rapid separation, causing stall. The effective bump placement to generate bubbles is at B/C = 0.15, followed by B/C = 0.225, and B/C = 0.075. Bump placement that is too early or too late is not effective. However, the bubbles formed have not been able to significantly improve the airfoil performance, characterized by a Cl/Cd ratio that is still lower than that of the plain airfoil.

Keywords: NACA 0012 Airfoil, *Bump*, Turbulent, Numerical Study

Halaman ini sengaja dikosongkan

KATA PENGANTAR

Puji dan syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT atas segala rahmat dan hidayah-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul **“Studi Numerik Pengaruh Penambahan *Rectangular Bump* Terhadap Karakteristik Aerodinamika Pada Airfoil NACA 0012”** sebagai syarat perolehan gelar Sarjana Teknik di Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik Industri dan Rekayasa Sistem, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya. Dengan terselesaikannya Tugas Akhir ini penulis sampaikan pula terima kasih atas segala bimbingan, dukungan, dan bantuan yang telah diberikan oleh berbagai pihak sebagai berikut:

1. Kedua orang tua penulis dan kakak penulis atas ridho, do'a, semangat, dan kasih sayang yang telah diberikan hingga pada akhirnya Tugas Akhir ini dapat diselesaikan.
2. Prof. Dr. Ing. Ir. Herman Sasongko selaku dosen pembimbing Tugas Akhir yang telah meluangkan waktu dan senantiasa memberikan banyak ilmu, saran, masukan, motivasi, serta bimbingan kepada penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.
3. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA, IPU, AEng., Prof. Ir. Sutardi, Meng, Phd, IPM, AEng., Bapak Dr. Ir. Wawan Aries Widodo, ST, MT, IPM, AEng, dan Ibu Dhia Fairuz Shabrina, ST, MT. selaku dosen penguji Tugas Akhir yang telah berkenan memberikan saran, masukan, dan kritik yang membangun dalam penyempurnaan Tugas Akhir ini.
4. Por. Dr. Ir. Prabowo, Meng, IPU, AEng selaku dosen wali penulis yang telah memberikan waktu, ilmu, saran, dan masuk selama menjadi dosen wali penulis di Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS.
5. Chandler Bing, Ross Geller, Joey Tribbiani, Rachel Green, Monical Geller, dan Phoebe Buffay dalam serial “FRIENDS” yang telah menjadi media hiburan sekaligus menemani penulis selama proses penulisan Tugas Akhir ini.
6. Teman-teman Departemen Hubungan Luar HMM ITS periode 2021/2022 dan 2022/2023 yang telah berbagi cerita dan waktu bersama selama penulis menempuh pendidikan di Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS.
7. Teman-teman mahasiswa bimbingan Prof. Herman yang menjadi teman diskusi dan telah berjuang bersama dalam menyelesaikan Tugas Akhir.
8. Civitas Akademika Teknik Mesin FT-IRS ITS atas dukungan, bimbingan, dan fasilitas yang telah diberikan selama masa perkuliahan di Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS.

Penulis menyadari bahwa penulisan Tugas Akhir ini masih jauh dari kata sempurna, baik dalam segi penulisan, pengambilan data maupun analisis yang dilakukan. Oleh karena itu, penulis sangat mengharapkan saran dan masukan dari semua pihak. Penulis juga berharap Tugas Akhir ini dapat memberikan manfaat bagi pembaca maupun khalayak umum.

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

ABSTRAK	xv
ABSTRACT	xvii
KATA PENGANTAR.....	xix
DAFTAR ISI	xxi
DAFTAR GAMBAR.....	xxiii
DAFTAR TABEL	xxvii
PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan Penelitian	3
TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Airfoil.....	5
2.2 <i>Drag and Lift</i>	5
2.3 <i>Boundary Layer</i>	6
2.3.1. <i>Boundary Layer Manipulation</i>	6
2.3.2. <i>Bump</i> pada Airfoil	7
2.4 Computational Fluid Dynamics (CFD).....	7
2.5 Penelitian Terdahulu	8
METODOLOGI PENELITIAN	17
3.1 Model Uji	17
3.2 Variasi Penelitian	17
3.3 Metode Numerik	19
3.3.1. Pre-Processing.....	19
3.3.2. Processing	20
3.3.3. Post-Processing	21
3.4 Diagram Alir Penelitian	22
3.5 <i>Timeline Penelitian</i>	23
HASIL DAN PEMBAHASAN	25

4.1. Validasi	25
4.2. GIT (Grid Independency Test).....	26
4.3. Analisa Karakteristik Aliran	27
4.3.1. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Polos	28
4.3.2. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat <i>Angle Of Attack</i> 0°	29
4.3.3. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat <i>Angle Of Attack</i> 4°	34
4.3.4. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat <i>Angle Of Attack</i> 8°	39
4.3.5. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat <i>Angle Of Attack</i> 12°	43
4.4. Intensitas Turbulen.....	48
4.5. Analisis Hasil Koefisien <i>Lift</i> (C_L) dan Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	56
4.5.1. Hasil Koefisien <i>Lift</i> Simulasi Numerik	56
4.5.2. Hasil Koefisien <i>Drag</i> Simulasi Numerik	57
4.5.3. Hasil Rasio Koefisien <i>Lift/Drag</i> Simulasi Numerik	58
4.6. Diskusi	59
KESIMPULAN DAN SARAN	63
DAFTAR PUSTAKA.....	65
BIODATA PENULIS	67

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Bagian-Bagian Airfoil	5
Gambar 2. 2 Diagram <i>Drag</i> dan <i>Lift</i>	5
Gambar 2. 3 <i>Boundary Layer</i> pada Permukaan Datar Pritchard & Leylegian, (2011)	6
Gambar 2. 4 Separasi Aliran	7
Gambar 2. 5 <i>Bump</i> pada Penelitian Penulis.....	7
Gambar 2. 6 Model Airfoil pada Penelitian Wani et al., (2023)	8
Gambar 2. 7 Hasil <i>Meshing</i> Penelitian Wani et al., (2023).....	9
Gambar 2. 8 <i>Velocity Contours</i> dari Airfoil pada Penelitian Wani et al., (2023).....	9
Gambar 2. 9 <i>Pressure Countours</i> dari Airfoil Penelitian Wani et al., (2023)	9
Gambar 2. 10 Vortex Generator pada Penelitian Azmi, (2017)	10
Gambar 2. 11 Grafik C_p terhadap X/C Numerik Airfoil Tanpa dan dengan Vortex Generator Variasi X/C pada $h = 1\text{mm}$ pada Penelitian Azmi, (2017)	10
Gambar 2. 12 Groove pada Penelitian Liu et al., (2020).....	12
Gambar 2. 13 Pengaruh Groove Geometry terhadap <i>Lift-Drag</i> pada Penelitian Liu et al., (2020).....	12
Gambar 2. 14 Geometri Airfoil pada Penelitian Nithya dan Dineshkumar., (2013).....	13
Gambar 2. 15 Hasil <i>Meshing</i> Airfoil pada Penelitian Nithya dan Dineshkumar., (2013)	13
Gambar 2. 16 Variasi Peletakan Dimple pada Penelitian Saraf et al., (2017).....	14
Gambar 2. 17 Hasil <i>Meshing</i> Airfoil pada Penelitian Saraf et al., (2017).....	14
Gambar 2. 18 CL pada Fungsi <i>Angle of attack</i> pada Penelitian Antonio et al., (2018) .	15
Gambar 2. 19 CD dan CL pada Fungsi <i>Angle of attack</i> pada Penelitian Antonio et al., (2018)	16
Gambar 2. 20 CP pada Fungsi X saat $AOA 0^\circ$ pada Penelitian Antonio et al., (2018) .	16
Gambar 2. 21 CP pada Fungsi X saat $AOA 6^\circ$ pada Penelitian Antonio et al., (2018) .	16
Gambar 3. 1 Airfoil NACA 0012	17
Gambar 3. 2 Detail Variasi Peletakan <i>Bump</i> Tampak Samping Airfoil NACA 0012	18
Gambar 3. 3 Desain Model Uji.....	19
Gambar 3. 4 <i>Meshing</i> Model Uji	19
Gambar 3. 5 <i>Meshing</i> Model Uji	19
Gambar 3. 6 <i>Meshing</i> Model Uji <i>Area Boundary Layer</i> dengan <i>First Layer Thickness</i> $8 \times 106\text{m}$ sepanjang kontur airfoil.....	20
Gambar 3. 7 <i>Boundary Condition</i>	20
Gambar 3. 8 Flowchart Penelitian	22
Gambar 4. 1 Grafik C_p Fungsi XC Airfoil Eksperimen Ladson et al., n.d. (1987) dan Airfoil Polos Numerik.....	25
Gambar 4. 2 Grafik Cl Fungsi AOA Airfoil Eksperimen Antonio et al., (2018) dan Airfoil Polos Numerik	26
Gambar 4. 3 Grafik GIT	27
Gambar 4. 4 <i>Streamline</i> Airfoil Polos Saat <i>Angle of attack</i> 0°	28
Gambar 4. 5 <i>Streamline</i> Airfoil Polos Saat <i>Angle of attack</i> 12°	28
Gambar 4. 6 <i>Streamline</i> Airfoil Polos Saat <i>Angle of attack</i> 16°	28
Gambar 4. 7 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	29
Gambar 4. 8 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	29

Gambar 4. 9 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$...	30
Gambar 4. 10 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$	30
Gambar 4. 11 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,225$	31
Gambar 4. 12 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,225$	32
Gambar 4. 13 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan dan Tanpa Penambahan <i>Bump</i> Pada <i>Angle of attack</i> 0°	32
Gambar 4. 14 <i>Bubble</i> pada <i>Angle of attack</i> 0°	33
Gambar 4. 15 <i>Reattachment Point</i> Airfoil dengan <i>Bump</i> , $B/C = 0,15$	33
Gambar 4. 16 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	34
Gambar 4. 17 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	34
Gambar 4. 18 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$.	35
Gambar 4. 19 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$	35
Gambar 4. 20 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,225$	36
Gambar 4. 21 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,225$	36
Gambar 4. 22 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan dan tanpa Penambahan <i>Bump</i> Pada <i>Angle of attack</i> 4°	37
Gambar 4. 23 <i>Bubble</i> pada <i>Angle of attack</i> 4°	38
Gambar 4. 24 <i>Reattachment Point</i> Airfoil dengan <i>Bump</i> , $B/C = 0,15$	38
Gambar 4. 25 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	39
Gambar 4. 26 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	39
Gambar 4. 27 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$.	40
Gambar 4. 28 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$	40
Gambar 4. 29 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,225$	41
Gambar 4. 30 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,225$	41
Gambar 4. 31 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan dan tanpa Penambahan <i>Bump</i> Pada <i>Angle of attack</i> 8°	42
Gambar 4. 32 <i>Bubble</i> pada <i>Angle of attack</i> 8°	42
Gambar 4. 33 <i>Reattachment Point</i> Airfoil dengan <i>Bump</i> , $B/C = 0,15$	43
Gambar 4. 34 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	44
Gambar 4. 35 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,075$	44
Gambar 4. 36 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$.	45
Gambar 4. 37 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $BC = 0,15$	45
Gambar 4. 38 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $0,225x/c$	46
Gambar 4. 39 <i>Streamline</i> Airfoil dengan Penambahan <i>Bump</i> di $0,225b/c$	46
Gambar 4. 40 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan dan tanpa Penambahan <i>Bump</i> Pada <i>Angle of attack</i> 12°	47
Gambar 4. 41 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos	48
Gambar 4. 42 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan <i>Bump</i>	49
Gambar 4. 43 Kontur <i>Magnitude Velocity (ms)</i> Pada Airfoil dengan dan tanpa <i>Bump</i>	49
Gambar 4. 44 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos	50
Gambar 4. 45 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan <i>Bump</i>	51

Gambar 4. 46 Kontur <i>Magnitude Velocity ms</i> Pada Airfoil dengan dan tanpa <i>Bump</i> ...	52
Gambar 4. 47 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos	52
Gambar 4. 48 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan <i>Bump</i>	53
Gambar 4. 49 Kontur <i>Magnitude Velocity ms</i> Pada Airfoil dengan dan tanpa <i>Bump</i> ...	54
Gambar 4. 50 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos	54
Gambar 4. 51 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan <i>Bump</i>	55
Gambar 4. 52 Kontur <i>Magnitude Velocity ms</i> Pada Airfoil dengan dan tanpa <i>Bump</i> ...	56
Gambar 4. 53 Perbandingan Grafik CL.....	57
Gambar 4. 54 Perbandingan Grafik CD	58
Gambar 4. 55 Perbandingan Grafik CL/CD	59
Gambar 4. 56 Detail Grafik Cp pada Airfoil <i>Bump</i> , $B/C = 0,15$	60
Gambar 4. 57 Titik <i>Reattachemnt</i>	61
Gambar 4. 58 Hasil Cl Airfoil	61
Gambar 4. 59 Komparasi Nilai Cl Retangular dan Semicircular	62

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR TABEL

Table 2. 1 Hasil C_l dan C_d pada Penelitian Azmi, (2017)	11
Table 2. 2 Variasi pada Penelitian Liu et al., (2020).....	12
Table 2. 3 Hasil <i>Lift Coefficient</i> Penelitian Nithya dan Dineshkumar, (2013).....	13
Table 2. 4 Hasil <i>Drag Coefficient</i> Penelitian Nithya dan Dineshkumar, (2013).....	14
Table 2. 5 Hasil <i>Lift Coefficient</i> Saraf et al., (2017).....	15
Table 2. 6 Hasil <i>Drag Coefficient</i> Saraf et al., (2017).....	15
Table 3. 1 Dimensi Airfoil.....	17
Table 3. 2 Variasi Penelitian.....	18
Table 3. 3 Timeline Penelitian.....	23
Table 4. 1 Analisa GIT	27
Table 4. 2 Profile <i>Bubble</i> pada <i>Angle of attack</i> 0°	33
Table 4. 3 Profile <i>Bubble</i> pada <i>Angle of attack</i> 4°	38
Table 4. 4 Profile <i>Bubble</i> pada <i>Angle of attack</i> 8°	43

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia, sebagai negara dengan populasi yang besar dan pertumbuhan ekonomi yang pesat, dihadapi dengan tantangan yang kompleks terkait energi. Indonesia sendiri saat ini masih bergantung pada energi tidak terbarukan (fossil). Pada tahun 2022, konsumsi energi final didominasi oleh batubara sebesar 26%, diikuti oleh BBM sebesar 23%, dan biodiesel sebesar 19% [1]. Dalam konteks global yang semakin memperhatikan isu lingkungan, Indonesia dituntut untuk segera melakukan transisi energi menuju sumber daya yang lebih berkelanjutan dan ramah lingkungan. Kesadaran akan dampak lingkungan yang dapat terjadi serta semakin menipisnya energi fosil mendorong manusia untuk berinovasi menciptakan teknologi yang lebih efisien. Dalam ranah mekanika fluida, khususnya gaya *drag* dan gaya *lift*, menjadi dua hal yang dapat diupayakan untuk meningkatkan efisiensi penggunaan energi. *Boundary layer*, sebagai lapisan udara yang langsung berinteraksi dengan permukaan, memainkan peran penting dalam menghasilkan gaya *drag* dan gaya *lift* yang memengaruhi performa sistem energi tersebut.

Boundary layer merupakan lapisan yang sangat tipis pada permukaan suatu benda, dimana aliran fluida yang mendekati permukaan tersebut mengalami pengaruh dari gesekan dengan permukaan. Daerah yang dinamakan *boundary layer* dimulai dari daerah di mana aliran menempel langsung pada permukaan objek dan berakhir pada daerah di mana kecepatan aliran mendekati kecepatan *freestream*. *Boundary layer* dibagi menjadi dua daerah, yaitu daerah *viscous* dan daerah *inviscid*. Daerah *viscous* adalah daerah yang paling dekat dengan permukaan dan fluida masih dipengaruhi oleh viskositas fluida dan gaya gesek permukaan. Sedangkan, daerah *inviscid* adalah daerah yang terletak lebih jauh dari permukaan, di mana efek viskositas sangat kecil dan dapat diabaikan. Penelitian tentang *boundary layer* bertujuan untuk dapat mengurangi dampak negatif dari aliran fluida, seperti gaya gesek dan gaya *drag*. Modifikasi pada *boundary layer* akan memungkinkan untuk mengurangi hambatan dan mengoptimalkan aliran fluida.

Wani et al., (2023) melakukan riset dan analisis airfoil NACA 0012 yang dimodifikasi dengan *circular dent* (lekukan) pada permukaan atas. Analisa dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CFD dan ANSYS Fluent untuk mengevaluasi koefisien *drag* dan *lift* airfoil. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa penambahan *dent* (lekukan) memengaruhi performa airfoil, hal ini ditandai dengan adanya penurunan *lift* dan peningkatan *drag*.

Penelitian lainnya oleh Azmi, (2017) dilakukan dengan menambahkan vortex generator pada airfoil NASA LS-0417. Parameter yang divariasikan dalam penelitian ini adalah ketinggian vortex generator dan jarak penempatan vortex generator dari *leading edge*. Hasil yang didapatkan pada penelitian ini adalah penambahan vortex generator dapat menunda terjadinya separasi pada airfoil NASA LS-0417 dengan jarak yang optimal untuk menunda separasi adalah 0,3 dan ketinggian vortex generator yang optimal untuk menunda separasi adalah 1 mm. Pada variasi jarak 0,3 dan ketinggian 1 mm

menunjukkan bahwa vortex generator mengalami peningkatan performas sebesar 14% pada nilai cl/cd .

Liu et al., (2020) melakukan riset terkait efek dari penggunaan surface groove terhadap performa aerodinamika pada NACA 4415. Metode yang digunakan adalah metode numerik dengan menggunakan bantuan *software* Ansys Fluent untuk mengetahui efek groove terhadap rasio *drag* dan *lift*. Penelitian dilakukan dengan menggunakan variasi groove dan peletakannya pada airfoil. Hasil penelitian menunjukkan bahwa dengan geometri dan posisi groove yang optimal dapat meningkatkan rasio *drag* dan *lift*.

Nithya & Dineshkumar, (2013) melakukan penelitian pada airfoil yang ditambahkan *bump* dengan beberapa variasi peletakan. Penelitian ini menggunakan metode numerik dengan membandingkan gaya *lift* dan *drag* yang terjadi pada airfoil polos dan airfoil dengan variasi *bump*. Hasil penelitian menunjukkan bahwa penambahan *bump* sangat berdampak pada naiknya gaya *lift* dan stall *angle*.

Saraf et al., (2017) melakukan penelitian pada airfoil NACA 0012 yang telah ditambahkan dimple. Analisis dilakukan menggunakan metode komputasi fluida (CFD), dengan mengeksplorasi beberapa letak dimple yang berbeda. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa penempatan dimple pada 75% dari panjang *chord* secara signifikan meningkatkan koefisien angkat (CI) sebesar 7% dan menurunkan koefisien *drag* sebesar 3%.

Antonio et al., (2018) melakukan penelitian airfoil NACA 0012 pada wind tunnel dengan cara eksperimen untuk mendapatkan karakteristik *drag*, *lift*, dan *coefficient of pressure* dengan *angle of attack* yang berbeda. Hasil eksperimen menunjukkan bahwa nilai *lift* dan *drag* akan meningkatkan seiring dengan penambahan *angle of attack*, sedangkan untuk *coefficient of pressure* mengalami perbedaan tekanan yang lebih signifikan

Berdasarkan studi sebelumnya yang telah dilakukan terkait *boundary layer manipulation*, design dari suatu airfoil terbukti dapat mempengaruhi karakteristik aerodinamika dan pola aliran fluida di sekitarnya. Diharapkan dengan penelitian ini, dimana dilakukan penambahan *bump* berbentuk *rectangular* dengan variasi peletakan berbeda dapat menghasilkan penambahan informasi terkait modifikasi *boundary layer* yang optimal untuk dapat mereduksi gaya *drag* dan meningkatkan efisiensi aerodinamis pada airfoil. Penelitian ini dilakukan secara numerik menggunakan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) untuk dapat melihat fenomena fluida yang terjadi pada airfoil yang telah ditambahkan *bump*.

1.2 Rumusan Masalah

Boundary layer control merupakan teknik yang biasa digunakan untuk memodifikasi aliran fluida yang berada di sekitar airfoil. Salah satu tujuan *boundary layer manipulation* ini adalah untuk meningkatkan performa aerodinamika airfoil, seperti meningkatkan *lift* dan mengurangi *drag*. Salah satu metode yang biasa digunakan dalam *boundary layer manipulation* adalah dengan menambahkan *bump* pada permukaan airfoil.

Berdasarkan studi yang dilakukan oleh Nithya & Dineshkumar pada tahun 2013 serta berbagai jurnal acuan terkait, penambahan suatu *bump* pada permukaan airfoil dapat memengaruhi karakteristik aerodinamika yang dimiliki oleh airfoil. Penelitian ini dilakukan dengan simulasi menggunakan metode komputasi fluida (CFD). Modifikasi yang dilakukan pada penelitian ini adalah dengan menambahkan *bump* berbentuk persegi pada airfoil di beberapa variasi titik dan dilakukan analisis terhadap beberapa variasi *angle of attack* untuk memperlihatkan fenomena aliran yang terjadi.

Fenomena penambahan *bump* pada permukaan airfoil diharapkan dapat menghasilkan *bubble separation* yang diharapkan dapat menambah momentum aliran ketika melewati airfoil. Penambahan momentum terjadi akibat aliran dipercepat pemintasannya dari laminar menuju turbulen karena aliran turbulen memiliki momentum yang kuat dan diharapkan dapat menunda terjadinya separasi sehingga profil momentum dekat kontur menjadi lebih kuat. Tertundanya separasi maka gaya *lift* dapat dioptimasi karena dengan tertundanya separasi aliran menyebabkan aliran tetap lebih lama di dekat permukaan airfoil. Hal ini meningkatkan distribusi tekanan di sekitar airfoil sehingga dapat meningkatkan gaya *lift*. Dengan begitu dibutuhkan pengetahuan tambahan terkait fenomena aliran yang terjadi apabila dilakukan penambahan *bump* pada airfoil serta dampaknya terhadap karakteristik aerodinamika airfoil.

1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah yang digunakan pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Airfoil yang digunakan pada penelitian ini adalah NACA 0012 *symmetrical*.
2. Analisa *boundary layer* dilakukan dengan model 2 dimensi.
3. Bilangan Reynolds yang digunakan 6×10^6 .
4. Pada penelitian ini menggunakan variasi *angle of attack* $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$, dan 12° .
5. *No heat transfer*

1.4 Tujuan Penelitian

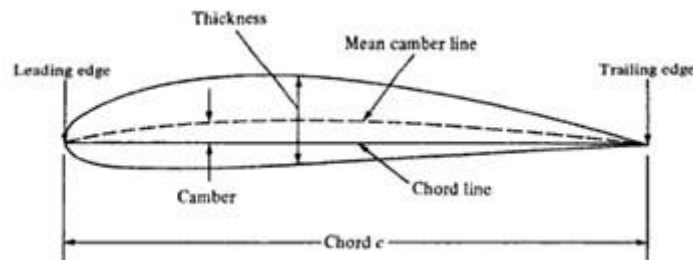
Adapun tujuan yang ingin dicapai dari penelitian tugas akhir ini adalah untuk mengetahui pengaruh peletakan *bump* di daerah *favorable pressure gradient* pada Airfoil NACA *symmetrical* terhadap karakteristik aerodinamika pada airfoil dengan variasi letak *bump* dengan *angle of attack*.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Airfoil

Airfoil adalah suatu bentuk geometri yang bergerak melalui fluida yang dapat menghasilkan gaya *lift* lebih besar daripada gaya *drag*. Berdasarkan bentuknya, airfoil dibagi menjadi dua jenis, yaitu airfoil simetris dan airfoil asimetris. Bentuk geometri airfoil menciptakan perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah ketika terkena aliran udara. Pada airfoil terdapat bagian-bagian sebagai berikut:

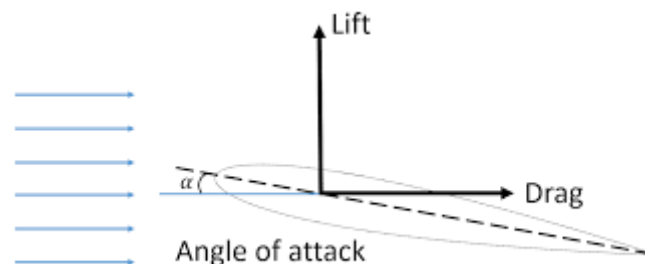


Gambar 2. 1 Bagian-Bagian Airfoil

1. *Leading Edge* : Bagian depan dari airfoil
2. *Trailing Edge* : Bagian belakang dari airfoil
3. *Thickness* : Ketebalan airfoil
4. *Chord* : Panjang airfoil dari bagian depan sampai belakang
5. *Mean Camber Line* : Garis yang membagi sama besar antara upper surface dan lowe surface

2.2 *Drag and Lift*

Drag atau gaya hambat adalah gaya yang dihasilkan ketika aliran fluida mengenai objek dan bekerja searah dengan arah datangnya aliran. Sementara itu, *lift* atau gaya angkat adalah gaya yang dihasilkan ketika aliran fluida mengenai objek dan bekerja ke arah normal atau tegak lurus dari arah datangnya aliran.



Gambar 2. 2 Diagram *Drag* dan *Lift*

Drag menjadi parameter yang sebaiknya dihindari pada struktur yang memperhatikan aerodinamika karena meningkatkan kebutuhan energi dan menurunkan efisiensi sistem. Meskipun demikian, tidak semua *drag* dianggap sebagai suatu hambatan,

pada beberapa penerapan, *drag* bahkan digunakan sebagai faktor utama untuk menggerakkan sistem, seperti pada turbin pelton. Namun, dalam konteks airfoil, *drag* dianggap sebagai aspek yang tidak diinginkan. Koefisien *drag* didefinisikan sebagai bilangan tanpa dimensi yang dapat diwakili oleh persamaan matematis berikut:

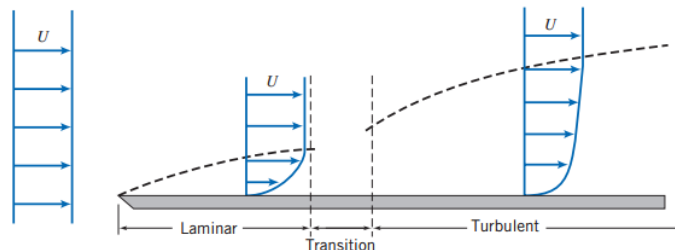
$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta$$

Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada upper surface dan lower surface pada airfoil menyebabkan perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya *lift* pada airfoil. Koefisien *lift* didefinisikan sebagai bilangan tanpa dimensi yang dapat diwakili oleh persamaan matematis berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c s}$$

2.3 *Boundary Layer*

Boundary layer merupakan lapisan tipis yang terdapat di permukaan suatu objek yang sedang bergerak melintasi fluida. Lapisan ini terbentuk akibat adanya fluida yang berinteraksi dengan permukaan objek yang bergerak. *Boundary layer* memiliki ketebalan yang bervariasi bergantung pada beberapa faktor, seperti kecepatan aliran, viskositas fluida, dan kekasaran permukaan. Berdasarkan nilai dari bilangan Reynolds, *boundary layer* dapat dibedakan menjadi dua jenis, yaitu *boundary layer* laminar dan *boundary layer* turbulen.



Gambar 2. 3 *Boundary Layer* pada Permukaan Datar **Pritchard & Leylegian, (2011)**

Gambar di atas menunjukkan suatu pengembangan *boundary layer* sepanjang permukaan pelat datar. Pada daerah tersebut, terjadi dua bentuk aliran. Awalnya adalah laminar dimana kondisi ini umumnya memiliki ketebalan yang tipis dan aliran fluida bergerak secara berlapis-lapis. Kemudian, terjadi suatu transisi aliran yang akhirnya berubah menjadi turbulen.

2.3.1. *Boundary Layer Manipulation*

Boundary layer akan terbentuk apabila aliran viscous melewati suatu objek padatan. Hal ini menyebabkan terjadinya gaya *drag* pada objek yang dilewati aliran tersebut. Satu hal penting yang harus diperhatikan jika ingin mendapatkan performa yang maksimal dari kerja objek yang bergerak dalam fluida adalah dengan mengontrol *boundary layer* atau sering disebut *boundary layer manipulation*. Tujuan dilakukannya

boundary layer manipulation adalah untuk menunda separasi aliran. Dengan tertundanya separasi ini menyebabkan gaya *lift* akan semakin besar dan gaya *drag* akan mengecil.



Gambar 2. 4 Separasi Aliran

2.3.2. *Bump* pada Airfoil

Bump pada airfoil merupakan sebuah konsep dalam *boundary layer manipulation* dengan melibatkan penambahan struktur geometris pada permukaan airfoil untuk meningkatkan efisiensinya. Penambahan *bump* pada airfoil diharapkan dapat menimbulkan separasi lokal sehingga menimbulkan *bubble separation*, dengan ini aliran mendapat tambahan momentum yang dapat membuat separasi tertunda. Tertundanya separasi maka gaya *drag* yang timbul akan diminimalisir akibat *wake area* yang kecil sehingga sistem dapat bergerak dengan efisiensi yang lebih baik. *Bump* dapat berupa struktur kecil yang ditempatkan pada bagian atas atau bawah airfoil dan berfungsi untuk mengubah distribusi tekanan pada permukaan airfoil.



Gambar 2. 5 *Bump* pada Penelitian Penulis

2.4 Computational Fluid Dynamics (CFD)

Computational Fluid Dynamics (CFD) atau Metode Komputasi Fluida merupakan perangkat analisa sistem yang melibatkan aliran fluida, perpindahan panas, dan fenomena lain melalui simulasi dengan bantuan komputer. Simulasi CFD didasarkan pada formula matematika yang memodelkan aliran fluida, dan pendekatan metode numerik untuk menyelesaikan persamaan-persamaan tersebut pada komputer. CFD dapat digunakan untuk menganalisis fenomena aliran yang kompleks, mengoptimalkan desain, dan mengevaluasi kinerja dan efisiensi sistem atau mesin fluida. Simulasi dengan menggunakan CFD akan menghasilkan parameter-parameter, seperti tekanan, suhu, kecepatan, dan laju aliran massa (mass flow rate).

Dalam analisis menggunakan CFD, dibutuhkan pemahaman dan pengetahuan dasar pada bidang mekanika fluida, perpindahan panas, dan perpindahan massa untuk interpretasi hasil-hasil simulasi. Pada dasarnya, metode CFD terdiri dari tiga tahapan

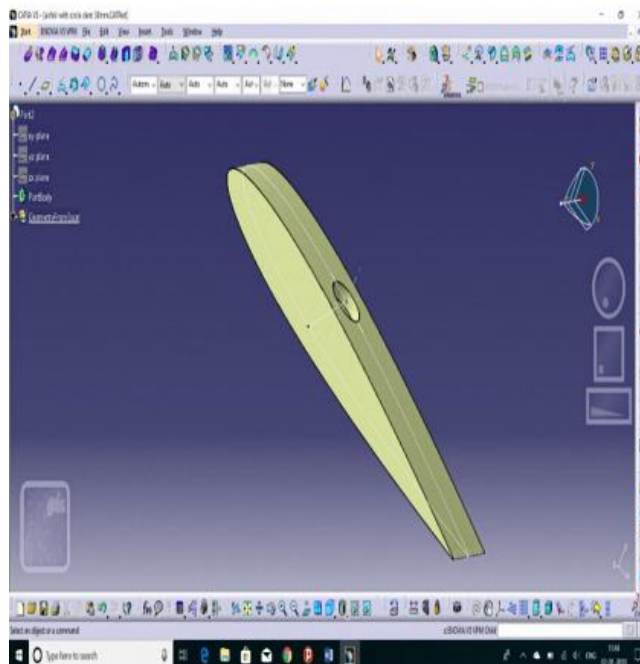
yang diperlukan, yaitu *preprocessing*, *solving*, dan *postprocessing*. Tiga tahapan ini dapat dijelaskan sebagai berikut:

1. *Preprocessing* merupakan langkah pertama dalam melakukan analisis CFD. Tahap ini melibatkan pembuatan model dalam paket CAD (Computer Aided Design), pembuatan mesh yang sesuai, dan penerapan kondisi batas dan sifat fluida
2. *Solving* merupakan tahap pencarian solusi yang akan digunakan untuk menghitung kondisi yang telah diterapkan pada saat *preprocessing*.
3. *Postprocessing* merupakan tahap terakhir dalam analisis CFD. Pada tahap ini, data hasil simulasi CFD akan diorganisir dan diinterpretasi, seperti gambar, kurva, dan animasi.

2.5 Penelitian Terdahulu

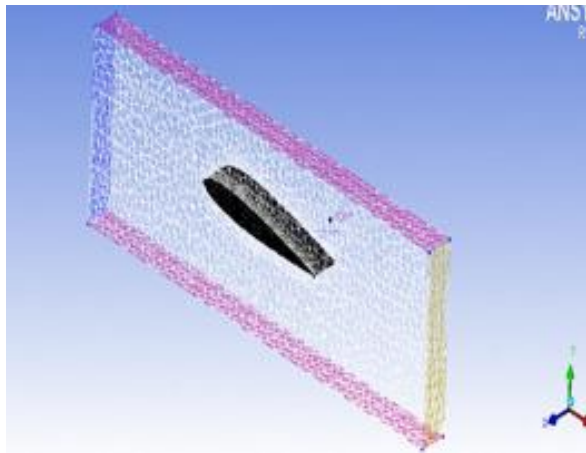
Dalam menyelesaikan penelitian ini, terdapat beberapa studi penelitian yang digunakan sebagai referensi perancangan, seperti yang akan dijelaskan pada paragraf selanjutnya.

Wani et al., (2023) melakukan riset dengan memberikan dent (lekukan) pada airfoil. Penelitian ini membahas tentang performa aerodinamis airfoil dengan modifikasi seperti, *serrations* (gerigi), dan *circular dent*. Modifikasi ini bertujuan untuk meningkatkan karakteristik dan performa aerodinamis.

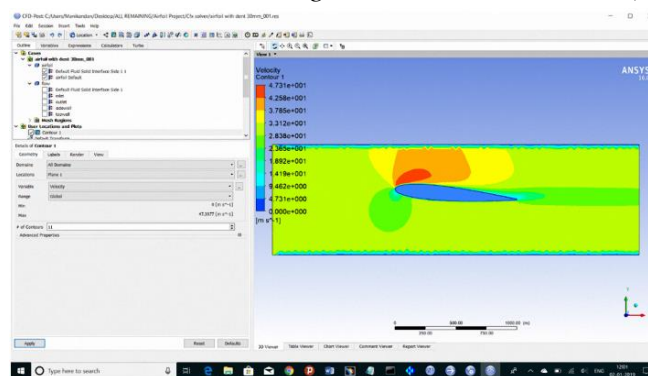


Gambar 2. 6 Model Airfoil pada Penelitian Wani et al., (2023)

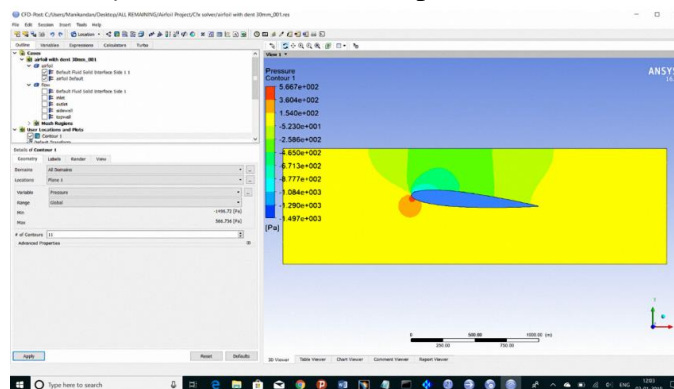
Geometri airfoil dibuat menggunakan *software* SolidWorks dan *meshing* dilakukan dengan *software* ANSYS Fluent. Pada penelitian ini, airfoil di-design dengan panjang *chord* 1 m, span 0,3 m, kedalaman dent 30 mm, dan di akhir simulasi didapati sebanyak 1,8 juta cells.



Gambar 2. 7 Hasil *Meshing* Penelitian Wani et al., (2023)



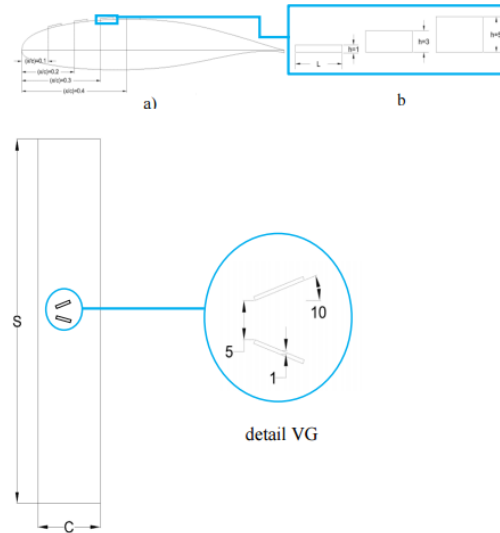
Gambar 2. 8 *Velocity Contours* dari Airfoil pada Penelitian Wani et al., (2023)



Gambar 2. 9 *Pressure Countours* dari Airfoil Penelitian Wani et al., (2023)

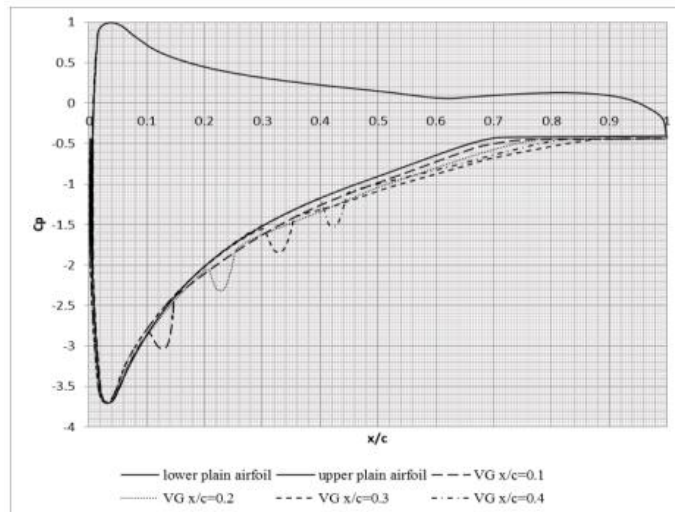
Velocity contour menunjukkan distribusi kecepatan aliran di atas permukaan airfoil dengan dent, yang mengindikasikan daerah dengan kecepatan rendah di atas *area* dent, yang berpotensi menyebabkan penurunan *lift*. *Pressure contour* menunjukkan distribusi tekanan di atas permukaan airfoil, yang mengindikasikan daerah dengan tekanan rendah di atas *area* dent, yang menunjukkan penurunan *lift*. Dari penelitian yang telah dilakukan, didapatkan bahwa airfoil dengan penambahan circular dent pada bagian upper surface dapat menurunkan gaya *lift* dan meningkatkan gaya *drag* bila dibandingkan dengan konfigurasi airfoil normal.

Azmi, (2017) melakukan eksperimen untuk menunda separasi pada airfoil NASA LS-0417 dengan menggunakan generator vortex. Eksperimen dilakukan pada wind tunnel dan simulasi menggunakan metode komputasi fluida. Eksperimen ini dilakukan dengan variasi jarak penempatan vortex generator terhadap *leading edge*, ketinggian vortex generator terhadap *boundary layer thickness*, dan sudut orientasi terhadap *free-stream velocity*.



Gambar 2. 10 Vortex Generator pada Penelitian Azmi, (2017)

Penelitian ini dilakukan menggunakan *angle of attack* 16° , *stream velocity* 15 m/s dan bilangan Reynold $1,41 \times 10^5$. *Meshing* dilakukan secara *structured* menggunakan *software* gambit berjumlah 122000 cels serta dengan pengaturan turbulen model k- ϵ standar pada saat simulasi.



Gambar 2. 11 Grafik Cp terhadap X/C Numerik Airfoil Tanpa dan dengan Vortex Generator Variasi X/C pada $h = 1\text{mm}$ pada Penelitian Azmi, (2017)

Gambar di atas merupakan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/C pada airfoil NASA LS-0417 dengan vortex generator dan tanpa vortex generator. Grafik tersebut menunjukkan bahwa percepatan aliran percepatan tinggi pada bagian upper

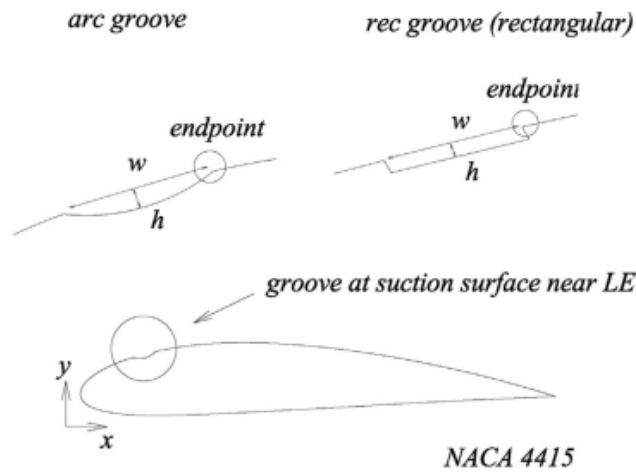
plain airfoil yang ditandai dengan penurunan C_p hingga -3,7. Hal ini disebabkan aliran melewati *convergence streamtube* dan dikenai *angle of attack* yang tinggi sehingga aliran mengalami percepatan fluktuatif. Selanjutnya, C_p mengalami kenaikan ketika aliran melewati *downstream* airfoil yang disebabkan oleh aliran yang melewati *divergence streamtube* sehingga kecepatan aliran berkurang. Setelah itu, separasi aliran terjadi ketika tidak mampu menahan tegangan geser permukaan dan *adverse pressure*. Tanpa vortex generator, titik separasi terjadi pada $X/C = 0,71$. Sebaliknya, pada airfoil dengan vortex generator, trendline grafik mengalami *discontinuity* pada masing-masing posisi vortex generator. Hal ini disebabkan karena aliran mengalami blockage akibat vortex generator yang dipasang pada *upper* airfoil. Setelah melewati vortex generator, aliran mengalami peningkatan momentum dan kecepatan karena adanya turbulensi yang dihasilkan oleh vortex generator. Hal ini ditandai dengan nilai C_p yang lebih negatif pada airfoil dengan vortex generator dibandingkan tanpa generator. Momentum aliran tersebut digunakan untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure* sehingga separasi tertunda ke belakang. Titik separasi pada airfoil dengan vortex generator $X/C = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4$ berturut turut adalah 0,75; 0,78; 0,86; 0,82. Grafik menunjukkan bahwa airfoil dengan vortex generator pada $X/C = 0,3$ memberikan hasil terbaik dalam menunda separasi.

Table 2. 1 Hasil C_l dan C_d pada Penelitian Azmi, (2017)

Konfigurasi	C_l	C_d	C_l/C_d	Kenaikan C_l/C_d (%)
plain airfoil	1.129	0.083	13.602	-
A	1.154	0.081	14.247	4.738
B	1.178	0.081	14.543	6.916
C	1.182	0.076	15.553	14.337
D	1.181	0.078	15.141	11.311
E	1.169	0.08	14.613	7.426
F	1.136	0.082	13.854	1.847

Hasil tersebut menunjukkan bahwa vortex generator dengan konfigurasi $h = 1$ mm dan $X/C = 0,1$ memberikan peningkatan terbesar pada performa, yaitu kenaikan 14% pada cl/cd .

Liu et al., (2020) melakukan penelitian tentang efek *surface grooves* terhadap performa aerodinamika sebuah airfoil NACA 4415 untuk turbin angin kecil. Pada penelitian ini, variasi melibatkan posisi *grooves* yang digunakan dalam simulasi.

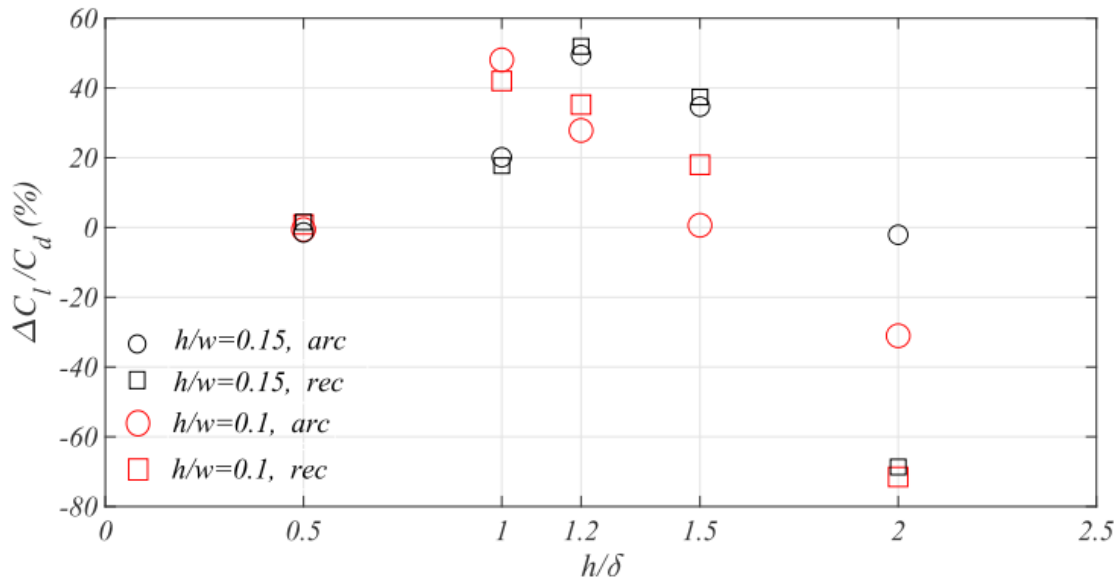


Gambar 2. 12 Groove pada Penelitian Liu et al., (2020)

Table 2. 2 Variasi pada Penelitian Liu et al., (2020)

Parameters	Value
Recess depth ratio (h/δ)	0.5, 1.0, 1.2, 1.5, 2.0
Aspect ratio (h/w)	0.1, 0.15
Crossprofile	arc, rec
Endpoint position (x/c)	0.1, 0.12, 0.16, 0.18, 0.19, 0.2, 0.22

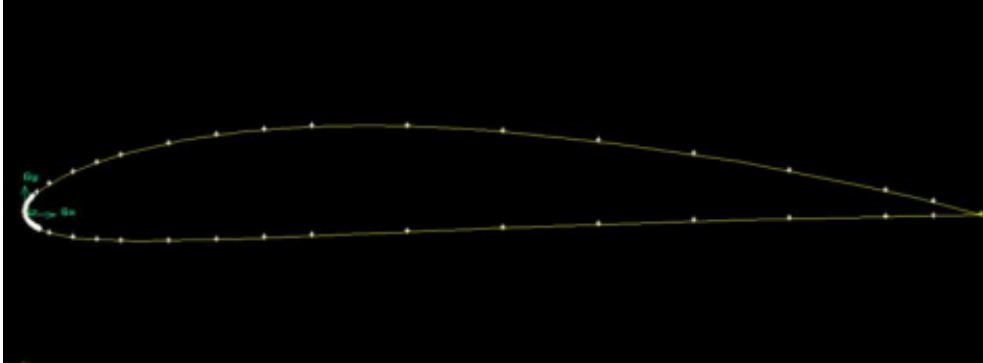
Aliran 2D di sekitar airfoil NACA 4415 disimulasikan menggunakan ANSYS Fluent dengan model turbulensi k-k₁- ω pada bilang Reynolds berdasarkan $chord$ $Re_c = 2 \times 10^5$ dan $AOA = 10^\circ$.



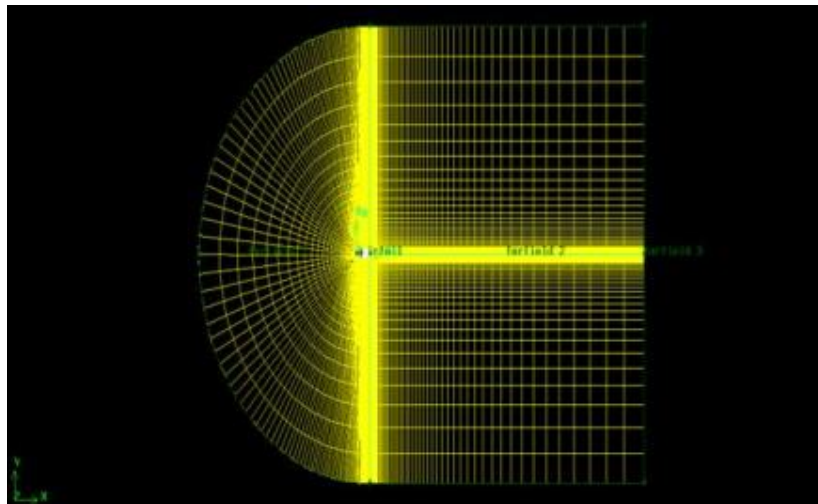
Gambar 2. 13 Pengaruh Groove Geometry terhadap *Lift-Drag* pada Penelitian Liu et al., (2020)

Dari penelitian yang telah dilakukan, dapat dikatakan bahwa surface grooves pada airfoil dapat meningkatkan performa aerodinamika untuk turbin angin kecil. Berdasarkan penelitian yang dilakukan Liu et al., (2020), rasio kedalaman rongga menjadi faktor penting, dengan rentang yang paling efektif berada di antara 1—1.5.

Nithya dan Dineshkumar., (2013) melakukan riset dengan memberikan *bump* pada airfoil dengan beberapa variasi peletakan. Penelitian ini menggunakan metode numerik dengan membandingkan gaya *lift* dan gaya *drag* pada airfoil polos dan airfoil dengan variasi letak *bump*, yaitu (0.1 m C, 0.15 m C) dan juga *angle of attack* (18°-24°).



Gambar 2. 14 Geometri Airfoil pada Penelitian Nithya dan Dineshkumar., (2013)



Gambar 2. 15 Hasil *Meshing* Airfoil pada Penelitian Nithya dan Dineshkumar., (2013)

Analisis dilakukan pada airfoil 2 dimensi. *Meshing* dilakukan dengan *software* Gambit dan analisis dilakukan dengan Fluent. Model turbulen yang digunakan pada penelitian ini adalah K- ω SST dan simulasi dilakukan dengan *inlet velocity* 50 m/s.

Table 2. 3 Hasil *Lift Coefficient* Penelitian Nithya dan Dineshkumar, (2013)

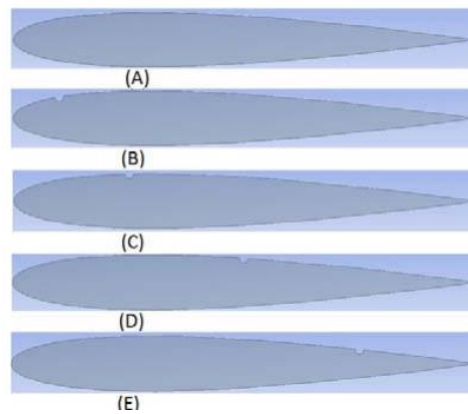
S.NO	AOA	without bump	with bump at .1m	with bump at .15m
1	18	1.0652	1.0463	0.9258
2	20	1.2465	1.2376	1.1378
3	22	1.3713	1.3694	1.3071
4	23	1.3427	1.3775	1.2865
5	24	1.2943	1.3491	1.2039

Table 2. 4 Hasil *Drag Coefficient* Penelitian Nithya dan Dineshkumar, (2013)

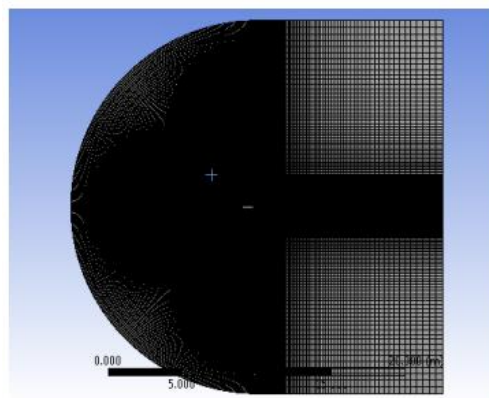
S.NO	AOA	without bump	with bump at .1m	with bump at .15m
1	18	0.20927	0.22469	0.2256
2	20	0.24931	0.25784	0.2567
3	22	0.2682	0.27237	0.25375
4	23	0.29803	0.29142	0.28854
5	24	0.3127	0.31839	0.28854

Dari hasil penelitian dapat disimpulkan bahwa gaya *lift* tidak terlalu berpengaruh terhadap adanya *bump* dan cenderung menurunkan *lift*, tetapi gaya *drag* dapat turun efektif terutama pada *angle of attack* tinggi.

Saraf et al., (2017) melakukan penelitian pada airfoil NACA 0012 yang telah ditambahkan dimple. Analisis dilakukan menggunakan metode komputasi fluida (CFD) dengan model turbulen K- ω dan dengan beberapa variasi letak dimple serta *angle of attack*.



Gambar 2. 16 Variasi Peletakan Dimple pada Penelitian Saraf et al., (2017)



Gambar 2. 17 Hasil *Meshing* Airfoil pada Penelitian Saraf et al., (2017)

Variasi dimple diletakan pada beberap titik, yaitu (0.1c, 0.25c, 0.50c, 0.75c) dan *angle of attack* (0° - 16°). Berikut hasil perhitungan *lift* dan *drag coefficient* dari penelitian Saraf et al., (2017) yang menggunakan *structured meshing*.

Table 2. 5 Hasil *Lift Coefficient* Saraf et al., (2017)

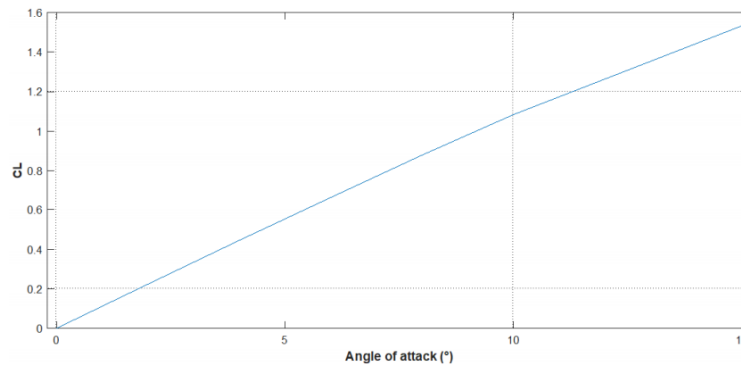
α ▼	Cl-Smooth	Cl-10%	Cl-25%	Cl-50%	Cl-75%
0	2.84E-05	-1.46E-03	-5.98E-03	1.50E-02	3.50E-02
2	2.13E-01	1.61E-01	2.02E-01	2.28E-01	2.48E-01
4	4.21E-01	4.17E-01	4.05E-01	4.36E-01	4.56E-01
6	6.21E-01	6.19E-01	5.97E-01	6.36E-01	6.56E-01
8	8.12E-01	7.78E-01	7.79E-01	8.27E-01	8.47E-01
10	9.79E-01	9.36E-01	9.44E-01	9.94E-01	1.01E+00
12	1.12E+00	1.04E+00	1.10E+00	1.13E+00	1.17E+00
14	1.20E+00	1.04E+00	1.17E+00	1.21E+00	1.29E+00
16	1.19E+00	9.62E-01	1.11E+00	1.20E+00	1.29E+00

Table 2. 6 Hasil *Drag Coefficient* Saraf et al., (2017)

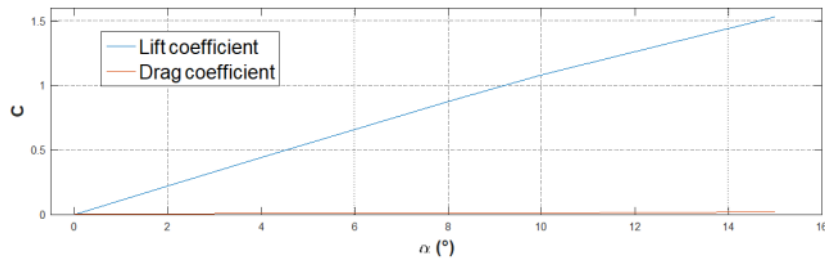
α ▼	Cd-Smooth	Cd-10%	Cd-25%	Cd-50%	Cd-75%
0	1.43E-02	2.41E-02	1.80E-02	1.34E-02	8.24E-03
2	4.92E-03	2.66E-03	6.83E-03	6.81E-03	9.20E-03
4	-1.53E-02	-1.79E-02	-1.30E-02	-1.32E-02	-1.10E-02
6	-5.06E-02	-4.85E-02	-4.72E-02	-4.52E-02	-4.38E-02
8	-9.38E-02	-7.18E-02	-8.77E-02	-8.69E-02	-8.88E-02
10	-1.42E-01	-1.18E-01	-1.35E-01	-1.39E-01	-1.41E-01
12	-1.94E-01	-1.61E-01	-1.90E-01	-1.91E-01	-1.94E-01
14	-2.38E-01	-1.89E-01	-2.31E-01	-2.33E-01	-2.41E-01
16	-2.41E-01	-1.87E-01	-2.32E-01	-2.37E-01	-2.47E-01

Hasil menunjukkan bahwa dimple pada 75% *chord* terbukti efektif dapat meningkatkan nilai *lift coefficient* dan menurunkan *drag coefficient*. Oleh karena itu, dapat disimpulkan bahwa penambahan dimple pada airfoil dapat memberikan optimalisasi pada karakteristik aerodinamika airfoil.

Antonio et al., (2018) melakukan analisis pada airfoil NACA 0012 dengan variasi *angle of attack* untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada airfoil tersebut. Penelitian ini dilakukan secara eksperimen dengan menggunakan *freestream velocity* 52 m/s dan Reynolds Number 6×10^6 .

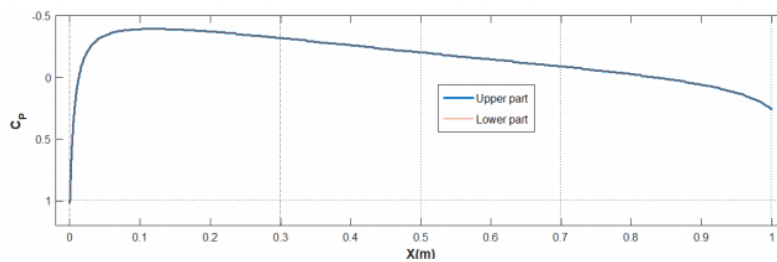


Gambar 2. 18 CL pada Fungsi *Angle of attack* pada Penelitian Antonio et al., (2018)

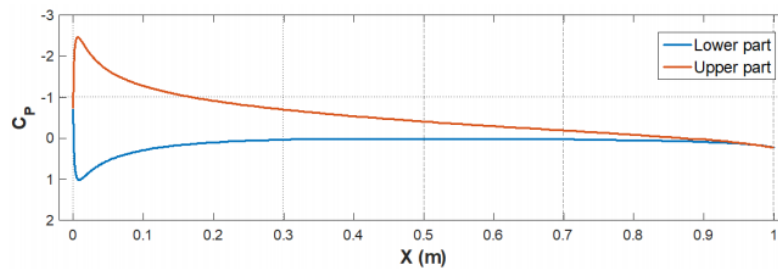


Gambar 2. 19 CD dan CL pada Fungsi *Angle of attack* pada Penelitian Antonio et al., (2018)

Grafik di atas menunjukkan bahwa dengan bertambahnya *angle of attack*, nilai *lift coefficient* dan *drag coefficient* juga akan bertambah. Peningkatan *lift coefficient* disebabkan oleh adanya perbedaan tekanan antara bagian atas airfoil dan bagian bawah airfoil sehingga tekanan di atas lebih kecil dari tekanan di bawah. Selain itu, *drag coefficient* juga bertambah seiring pertambahan *angle of attack* yang disebabkan oleh berpindahnya titik stagnasi ke bagian yang lebih rendah. Hal ini menyebabkan perubahan luasan penampang yang menabrak fluida.



Gambar 2. 20 CP pada Fungsi X saat AOA 0° pada Penelitian Antonio et al., (2018)



Gambar 2. 21 CP pada Fungsi X saat AOA 6° pada Penelitian Antonio et al., (2018)

Grafik di atas menunjukkan bahwa terdapat perubahan perbedaan tekanan pada upper surface dan lower surface airfoil setelah penambahan *angle of attack*.

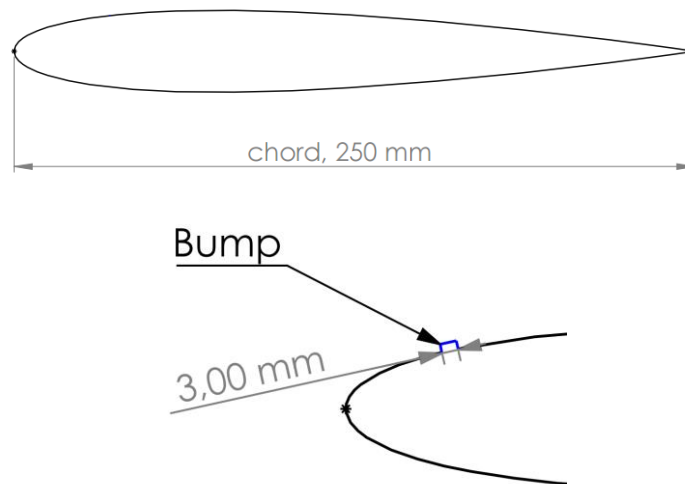
BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

Pada bab ini ini akan membahas tentang tahapan-tahapan yang digunakan penulis sebagai acuan dalam menjawab permasalahan penelitian pada tugas akhir ini. Penelitian ini mensimulasikan aliran yang melalui sebuah airfoil 3 dimensi yang diberi *bump* berbentuk persegi dengan menggunakan variasi peletakan dan *angle of attack*. Area peletakan berada di sebelum *maximum thickness* (*favorable pressure gradient*).

3.1 Model Uji

Model uji yang digunakan pada penelitian ini adalah airfoil simetris tipe NACA 0012 dengan ketebalan maksimum 12% *chord* pada 30% *chord*. Berikut adalah detail model uji yang digunakan:



Gambar 3. 1 Airfoil NACA 0012

Table 3. 1 Dimensi Airfoil

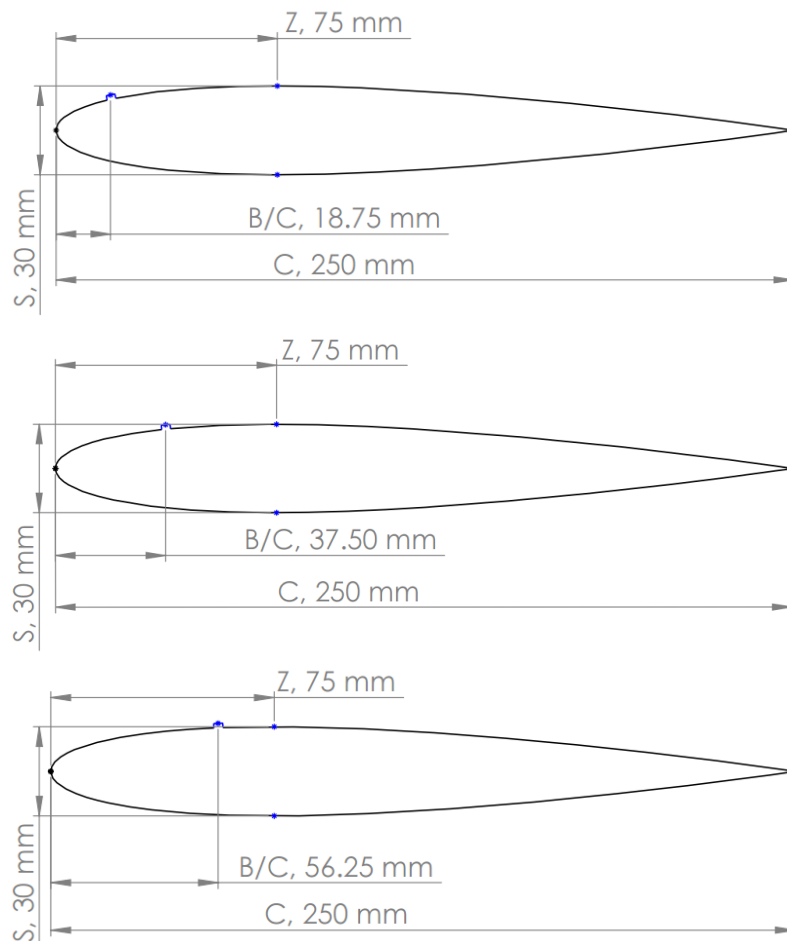
1	<i>Chord</i>	250 mm
2	<i>Bump's Length</i>	3 mm

3.2 Variasi Penelitian

Penelitian ini mensimulasikan aliran yang melalui sebuah airfoil 2 dimensi tipe NACA 0012 yang sudah diberikan *bump* berbentuk persegi dengan panjang sisi 3 mm serta beberapa variasi peletakan. Area peletakan berada di sebelum *maximum thickness* (*favorable pressure gradient*). Berikut adalah penjelasan lengkap terkait variasi penelitian yang digunakan.

Table 3. 2 Variasi Penelitian

Angle Of Attack($^{\circ}$)	Jarak Bump (B/C)
0 $^{\circ}$	0,075
	0,15
	0,225
4 $^{\circ}$	0,075
	0,15
	0,225
8 $^{\circ}$	0,075
	0,15
	0,225
12 $^{\circ}$	0,075
	0,15
	0,225



Z = Maximum Thickness Point
 S = Maximum Thickness of Airfoil
 C = Chord
 B/C = Bump Placement Point

Gambar 3. 2 Detail Variasi Peletakan *Bump* Tampak Samping Airfoil NACA

0012

3.3 Metode Numerik

Penelitian dilakukan secara numerik menggunakan *software* ANSYS dengan metode CFD (Computational Fluid Dynamic). Diawali dengan pembuatan geometri dengan SolidWorks lalu dilanjutkan dengan tahap *pre-processing* (*meshing* dan *boundary condition*), *processing* (pengambilan data), dan *post-processing* (pengolahan hasil penelitian).

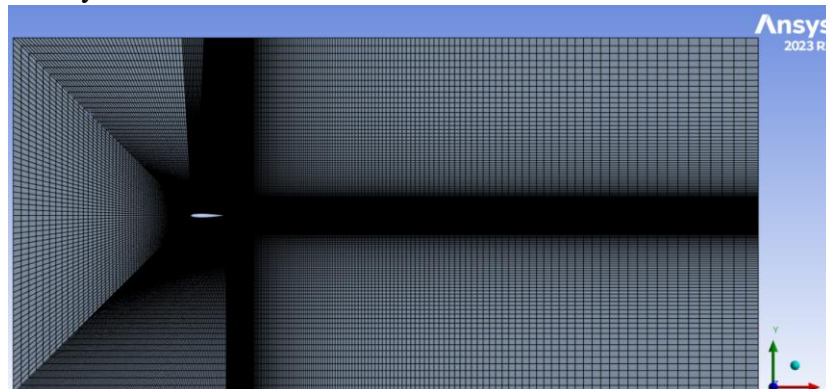
3.3.1. Pre-Processing

1. Membuat model airfoil menggunakan *software* SolidWorks dengan dimensi yang sudah ditentukan.

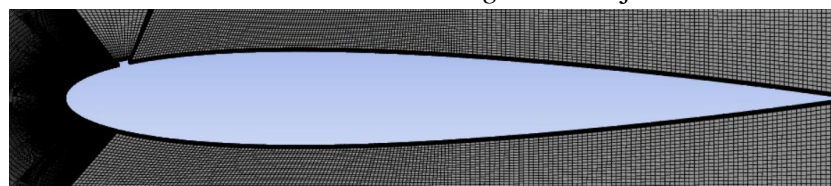


Gambar 3. 3 Desain Model Uji

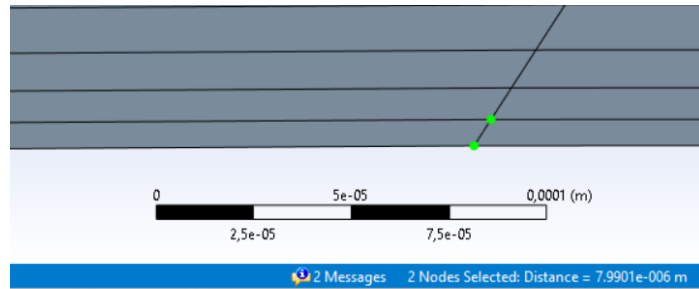
2. Membuat domain dan *meshing* volume pada domain dengan tujuan untuk mendiskritisasi bagian-bagian yang akan dilakukan kalkulasi. *Meshing* yang digunakan berjenis *structured* mesh dan dominasi quad cell. Setelah *meshing* dilakukan GIT (Grid Independency Test) untuk menentukan jumlah mesh yang optimal pada domain tersebut agar jumlah cell yang digunakan tidak berlebihan dan membuat waktu simulasi menjadi Panjang. Kemudian pastikan besar first *layer thickness* dari cell dapat mencakup $y+=1$. Tinggi dapat dihitung dengan $y+$ kalkulator dengan memberikan parameter *stream velocity*, *pressure*, characteristic length, dan density



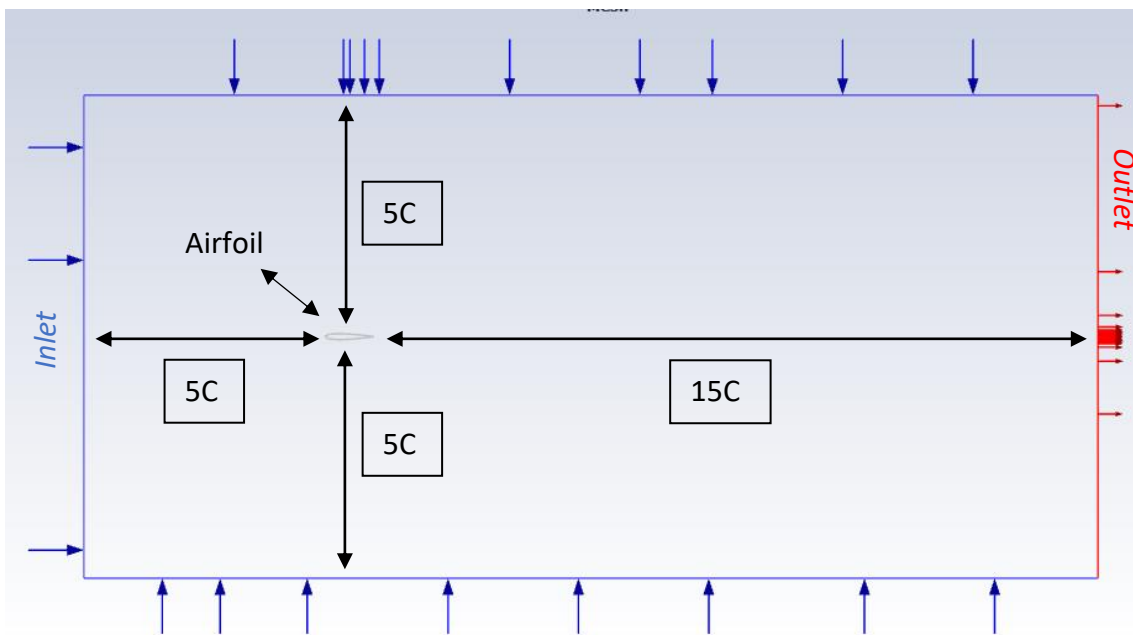
Gambar 3. 4 *Meshing* Model Uji



Gambar 3. 5 *Meshing* Model Uji



Gambar 3. 6 Meshing Model Uji Area Boundary Layer dengan First Layer Thickness 8×10^6 m sepanjang kontur airfoil Mengatur batasan (*boundary condition*), untuk pengaturan fenomena yang akan terjadi pada simulasi



Gambar 3. 7 Boundary Condition

3.3.2. Processing

Setelah melakukan tahap *pre-processing*, dilakukan tahap *processing* dengan menggunakan ANSYS Fluent. Berikut ini merupakan tahapan yang dilakukan dalam *processing*.

1. Grid

Grid tahap awal yang dilakukan setelah masuk pada *software* Fluent adalah memilih perintah *read* untuk data hasil ekspor dari *software* Solidwork. Kemudian dilakukan pengecekan grid. Setelah itu, skala model ditetapkan dengan menggunakan satuan milimeter.

2. Models

Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran fluida yang meliputi pemilihan model *solver* dan tipe *turbulence model* yang

digunakan. Pemodelan yang akan digunakan pada penelitian ini adalah $K-\omega$ SST.

3. Material

Pemodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan density (ρ) 1,17 kg/m dan viskositas (μ) $1,86 \times 10^{-5}$ kg/m.s.

4. Operating Conditions

Pada tahap ini berfungsi untuk menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. Operating conditions menggunakan standard temperature dan *pressure* yaitu 1 atm atau 101325 Pascal.

5. *Boundary Conditions*

Tahap ini berfungsi untuk menentukan parameter-parameter dan batasan-batasan pada aliran fluida yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Bagian sisi kiri, atas, bawah didefinisikan sebagai *inlet*, dan sisi kanan didefinisikan sebagai *outlet*. Pada daerah *inlet boundary conditions* didefinisikan *velocity inlet* 52 m/s dan Reynolds Number 6×10^6 . *Boundary conditions* pada sisi *outlet* adalah outflow.

6. Solutions

Untuk mendapatkan hasil yang teliti, penelitian ini akan menggunakan discretization second order untuk *pressure*, second-order upwind untuk momentum, turbulence kinetic energy dan turbulence dissipation rate.

7. Initialize

Initialize merupakan proses untuk menentukan titik acuan proses iterasi dimulai. Proses ini membantu memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. Initialize pada *inlet* didefinisikan sebagai *velocity inlet* sebesar 52 m/s.

8. Residual

Tahap ini merupakan penentuan nilai acuan error yang diinginkan hingga proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 10^{-6} , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga kurang dari atau sama dengan 10^{-6} . Untuk persamaan kontinuitas, momentum ke arah x, y, dan z ditetapkan kriteria konvergensi sebesar 10^{-6} .

9. Penentuan

Tahap terakhir pada *processing* adalah menentukan jumlah iterasi yang sesuai sehingga perhitungan mencapai *convergence*.

3.3.3. *Post-Processing*

Pada tahap *post-processing*, dilakukan ekstraksi terhadap data yang telah diperoleh untuk menunjang pembuktian hipotesa, data yang diekstrak adalah:

1. *Pressure Coefficient*

Pengambilan data diambil pada *area* midspan terkait tekanan statis untuk melihat lokasi dari *wake area* yang terbentuk di sepanjang aliran.

2. *Streamline*

Pengambilan data terkait *streamline* digunakan untuk melihat karakteristik aliran yang melalui airfoil dan untuk memudahkan visualisasi digunakan *software* tecplot untuk melakukan ekstraksi *streamline*.

3. Intensitas Turbulen

Pengambilan data terkait intensitas turbulen pada titik ketinggian maksimum dari airfoil untuk mengetahui efek variasi penambahan *bump* terhadap intensitas turbulen.

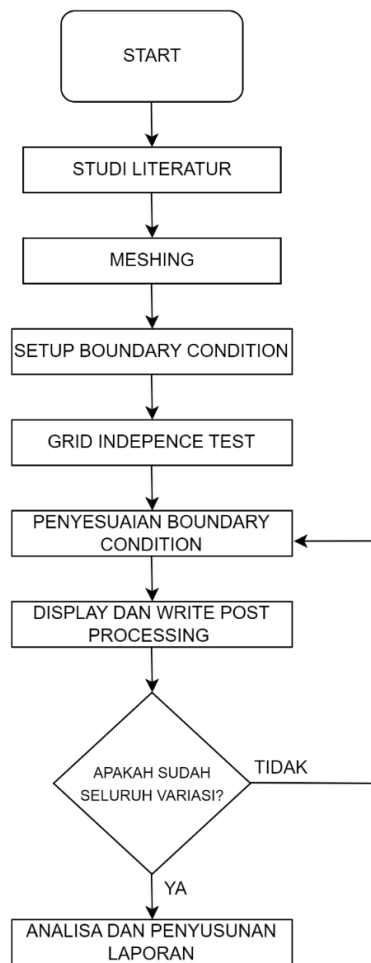
4. *Drag* dan *Lift*

Pengambilan data digunakan untuk mengetahui pengaruh variasi *bump* terhadap parameter *drag* dan *lift*.

5. *Profile Bubble*

Pengambilan data terkait *profile bubble*, meliputi panjang *bubble* (L), dan tebal *bubble* (T). Pengambilan data ini digunakan untuk mengetahui keefektifan dari *bubble* yang dihasilkan oleh setiap variasi airfoil.

3.4 Diagram Alir Penelitian



Gambar 3. 8 Flowchart Penelitian

3.5 *Timeline Penelitian*

Penelitian ini dijadwalkan dalam waktu 7 bulan, dengan rincian kegiatan sebagai berikut:

Table 3. 3 Timeline Penelitian

Timeline Pengerjaan	2024											
	Januari	Februari	Maret	April	Mei				Juni	Juli		
					Week-1	Week-2	Week-3	Week-4		Week-1	Week-2	Week-3
Studi Literatur												
Penyusunan Proposal												
Pembuatan Geometry												
Meshing dan Grid Independency Test												
Seminar Proposal Tugas Akhir												
Simulasi Penempatan Bump dan AOA												
Ekstrak dan Analisa Data												
Penyusunan Laporan Tugas Akhir												
Seminar Tugas Akhir												

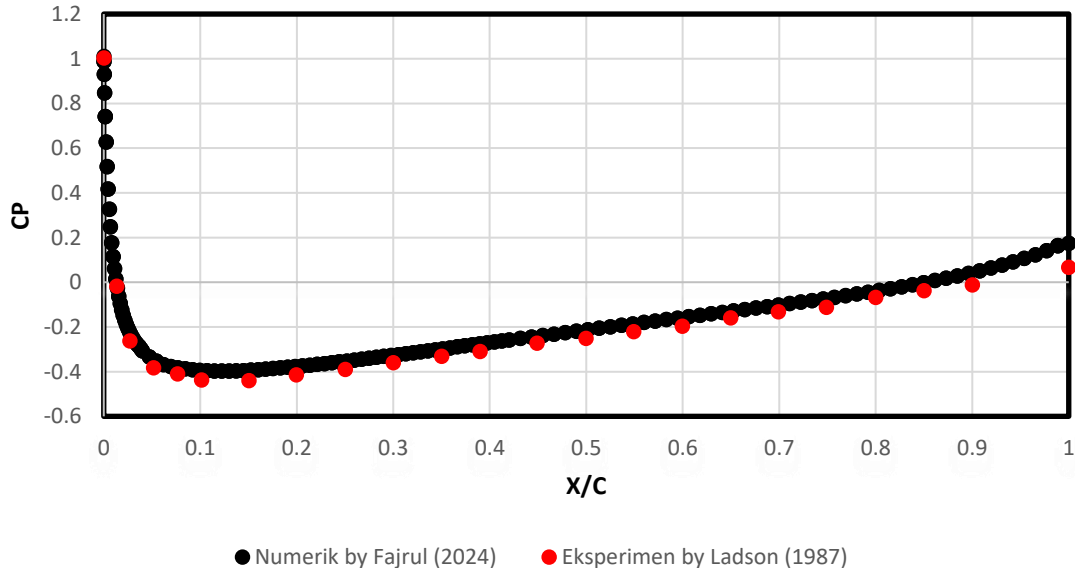
Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

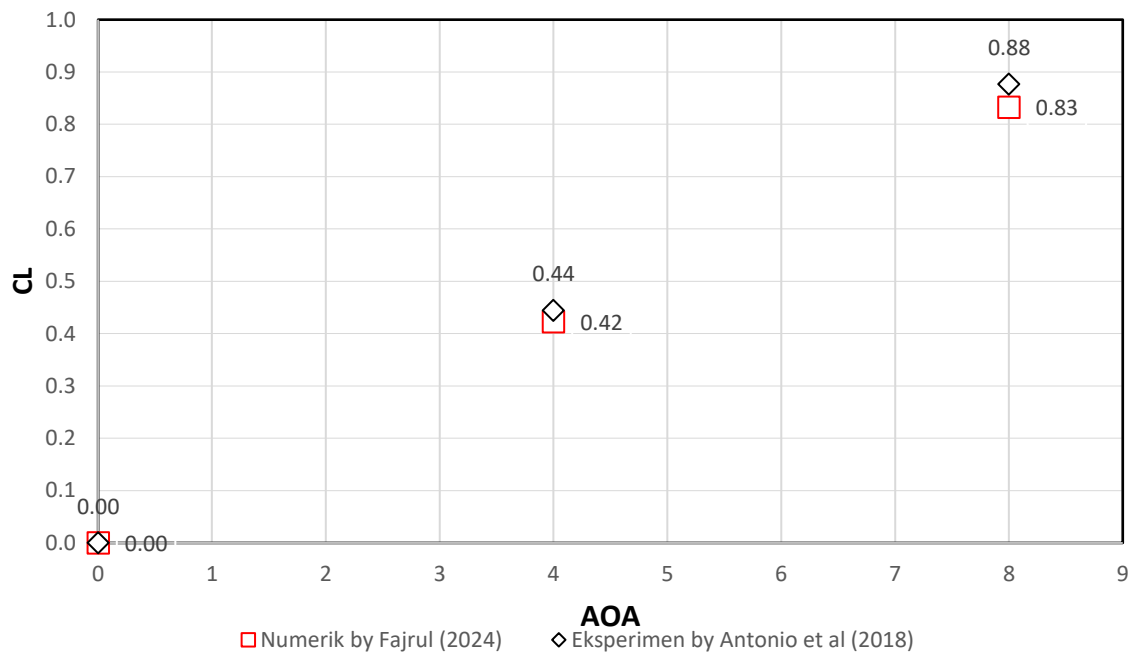
Pada bab ini akan dilakukan analisis yang disertai dengan pembahasan berdasarkan data yang telah didapatkan dari tahap *processing*. Data penelitian didapatkan dari hasil simulasi pada peletakan *bump* $0.075X/C$, $0.15X/C$, $0.225X/C$ dengan *angle of attack* 0° , 4° , 8° , 12° . Parameter yang dianalisis meliputi data *streamline*, *pressure coefficient* (C_p), intensitas turbulen, *lift coefficient* (C_l), dan *drag coefficient* (C_d). Analisa data dilakukan untuk mengetahui dan memahami pengaruh penambahan *bump* pada airfoil NACA 0012 terhadap performa airfoil.

4.1. Validasi

Untuk memastikan bahwa metode numerik yang telah dilakukan dapat menggambarkan fenomena dan karakteristik aliran secara akurat, dibutuhkan suatu validasi. Validasi dilakukan dengan membandingkan data simulasi yang diperoleh dengan data hasil penelitian terdahulu. Pada penelitian ini menggunakan data eksperimen dari Ladson (1987) dan Antonio et al (2018). Proses validasi dilakukan dengan membandingkan nilai *pressure coefficient* dari eksperimen Ladson dan *lift coefficient* dari eksperimen Antonio et al dengan penelitian numerik pada airfoil polos saat *angle of attack* 0° .



Gambar 4. 1 Grafik C_p Fungsi X/C Airfoil Eksperimen Ladson et al., n.d. (1987) dan Airfoil Polos Numerik



Gambar 4. 2 Grafik Cl Fungsi AOA Airfoil Eksperimen Antonio et al., (2018) dan Airfoil Polos Numerik

Pada Gambar 4.1 dan Gambar 4.2 menunjukkan bahwa studi numerik yang sedang dilakukan saat ini memiliki tren grafik yang cenderung sama dengan tren grafik dari penelitian Ladson., (1987) dan penelitian Antonio et al., (2018). Oleh karena itu, dapat dikatakan bahwa analisa numerik yang telah dilakukan memiliki keakuratan yang cukup baik.

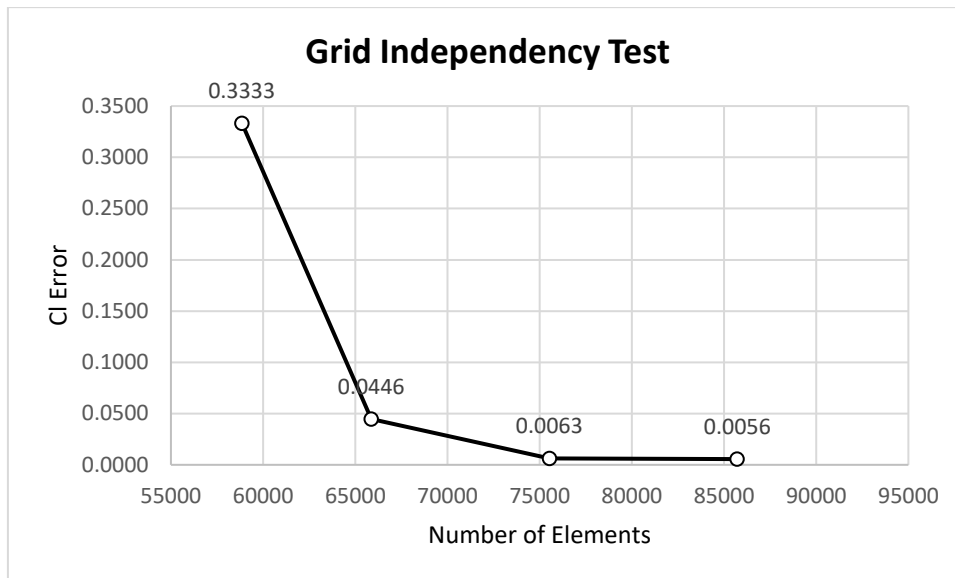
4.2. GIT (Grid Independency Test)

Proses *meshing* merupakan proses yang harus dilalui sebelum melakukan simulasi. Kualitas *meshing* sangat memengaruhi akurasi dan kecepatan konvergensi solusi simulasi. Setiap penelitian yang menggunakan metode studi numerik, perlu dilakukan GIT (*grid independency test*) untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* yang optimal agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Selain itu, GIT juga dapat membantu untuk mengetahui nilai *error* yang dihasilkan oleh setiap *meshing*. Nilai *error relative* dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut:

$$Error\ Relative\ (\%) = \left| \frac{Nilai\ baru - Nilai\ lama}{Nilai\ baru} \right|$$

Table 4. 1 Analisa GIT

	Number of Elements	C_L	Error
Mesh-1	52428	-0.001000000	0
Mesh-2	58850	-0.000015000	0.333
Mesh-3	65873	-0.000015700	0.0445
Mesh-4	75530	-0.000015800	0.00632
Mesh-5	85721	-0.000015889	0.0056



Gambar 4. 3 Grafik GIT

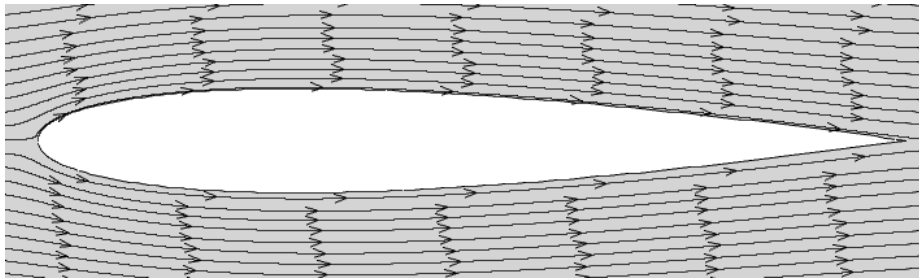
Pada penelitian ini, model yang digunakan adalah airfoil NACA 0012 dengan panjang *chord* 250 mm. Table 4.1 menunjukkan jumlah *meshing* beserta nilai C_l yang dihasilkan dari airfoil tanpa penambahan *rectangular bump* dengan *angle of attack* 0°. Berdasarkan hasil yang didapat, mesh-4 dengan nilai *error* 0.00632 dipilih untuk digunakan pada penelitian ini karena hasilnya dirasa sudah cukup independen.

4.3. Analisa Karakteristik Aliran

Pada penelitian ini, modifikasi airfoil dengan menambahkan *rectangular bump* bertujuan untuk mempercepat transisi aliran laminar menjadi turbulen. Pada sub bab ini akan dijelaskan mengenai hasil simulasi terkait karakteristik aliran yang melewati Airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Beberapa parameter yang akan dibahas meliputi nilai *pressure coefficient* (C_p), *lift coefficient* (C_l), *drag coefficient* (C_d), dan intensitas turbulen, dari airfoil dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*.

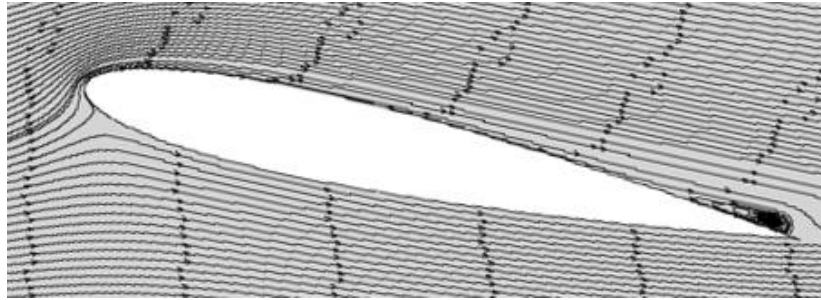
4.3.1. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Polos

Pada sub bab ini akan dibahas karakteristik aliran yang melintasi airfoil polos dengan berbagai *angle of attack*. Pada airfoil polos dengan *angle of attack* 0° tidak ada perbedaan koefisien tekanan yang terlihat baik pada bagian atas maupun bagian bawah airfoil sehingga tidak akan ada gaya angkat yang signifikan. Pada gambar 4.4 terlihat aliran yang melalui airfoil diawali dengan mengalami stagnasi yang kemudian aliran mengalami percepatan karena melewati daerah konvergen *streamtube*. Setelah melewati konvergen *streamtube*, aliran mengalami penurunan kecepatan karena melewati daerah divergen *streamtube*. Lalu, aliran akan cenderung mengikuti bentuk bodi airfoil dan separasi aliran biasanya tidak terjadi pada airfoil dengan *angle of attack* 0° .



Gambar 4. 4 *Streamline* Airfoil Polos Saat *Angle of attack* 0° .

Berbeda dengan pada *angle of attack* 0° , airfoil polos dengan *angle of attack* yang lebih tinggi dapat mengalami separasi. Pada gambar 4.5 terlihat airfoil polos dengan *angle of attack* 12° mengalami separasi di daerah *trailing edge* sedangkan pada *angle of attack* 16° airfoil polos mengalami separasi total seperti yang dapat dilihat pada gambar 4.6. Dengan mengetahui hal ini, dapat dilakukan analisis terkait efektifitas dari penambahan *bump* yang dilakukan.



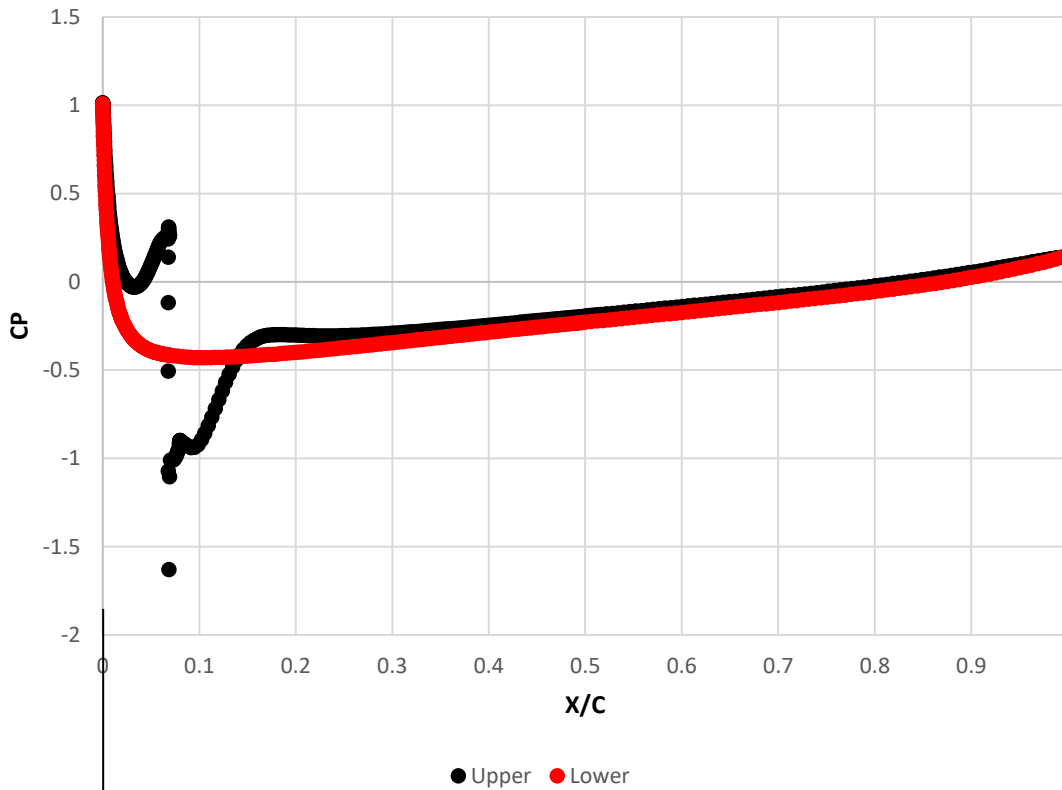
Gambar 4. 5 *Streamline* Airfoil Polos Saat *Angle of attack* 12° .



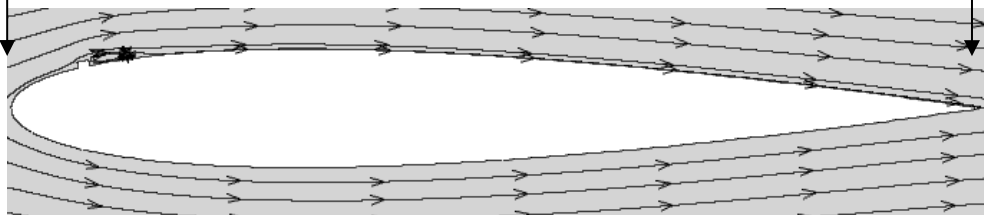
Gambar 4. 6 *Streamline* Airfoil Polos Saat *Angle of attack* 16° .

4.3.2. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat *Angle Of Attack* 0°

Pada sub bab ini akan disajikan perbandingan *pressure coefficient* dan *streamline* dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Koefisien tekanan (C_p) merupakan bilangan tak berdimensi yang didapat dari perbandingan tekanan statis dengan tekanan *freestream*. Nilai koefisien tekanan dari metode numerik diambil pada bagian *upper side* dan *lower side* dari airfoil. Berikut ini merupakan hasil dari simulasi dengan *angle of attack* 0°.



Gambar 4. 7 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,075$

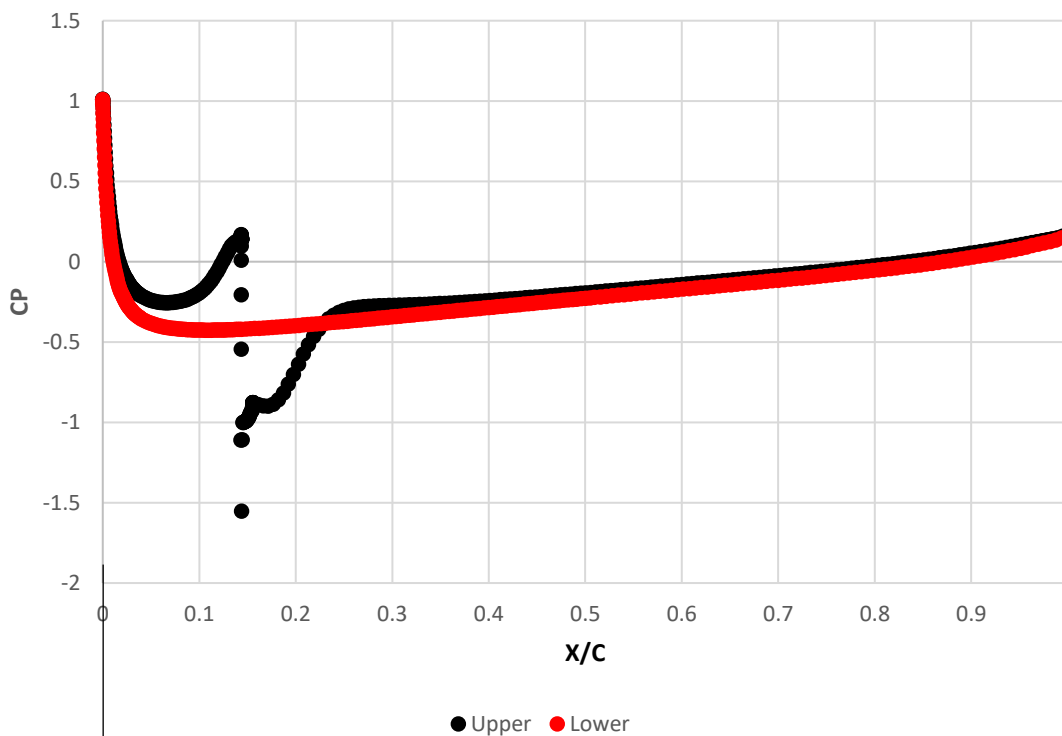


Gambar 4. 8 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,075$

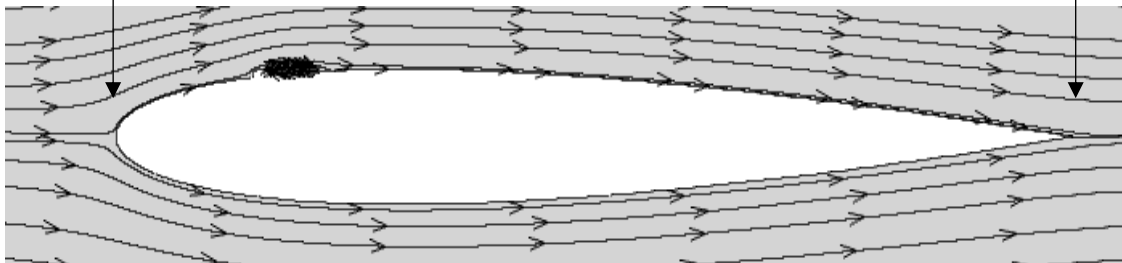
Gambar 4.7 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $B/c = 0,075$ pada *angle of attack* 0°. Pada grafik airfoil dengan penambahan *bump* terlihat perbedaan yang signifikan dibandingkan dengan airfoil sebelum ditambahkan *bump*. Pada airfoil dengan penambahan *bump* terlihat bahwa adanya perbedaan tekanan pada bagian atas dan bagian bawah airfoil. Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1.

Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Pada airfoil dengan penambahan *bump*, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.8. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,02$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,018x/c$.



Gambar 4. 9 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

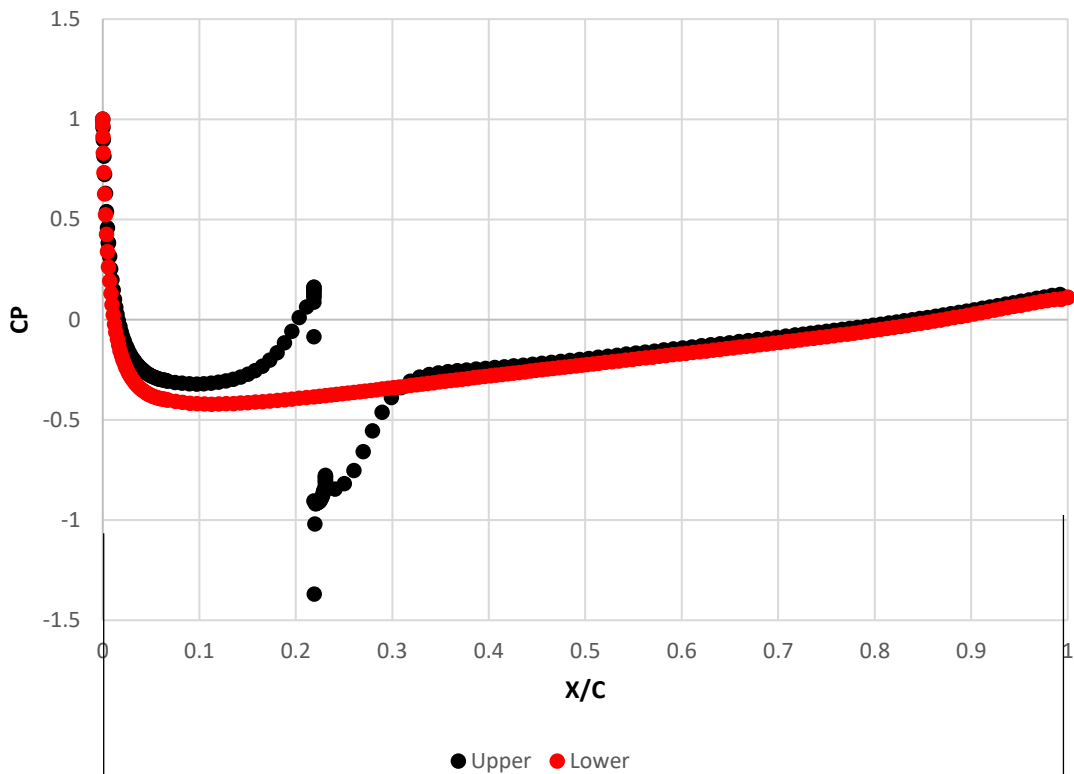


Gambar 4. 10 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

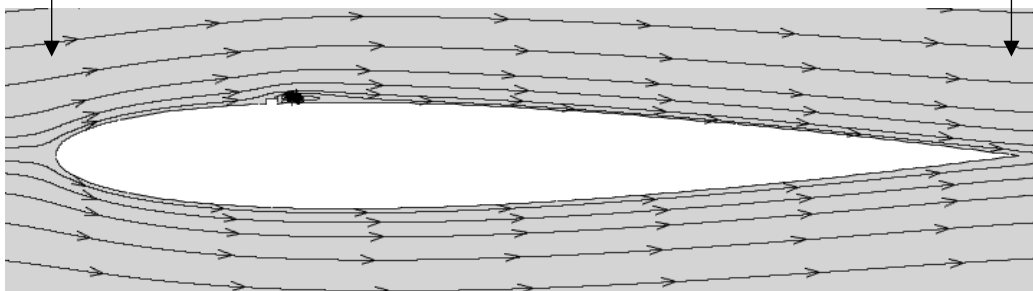
Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.9 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump*

di $B/C = 0,15$ pada *angle of attack* 0° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan.. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Seperti variasi sebelumnya, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.10. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,038$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0193x/c$.



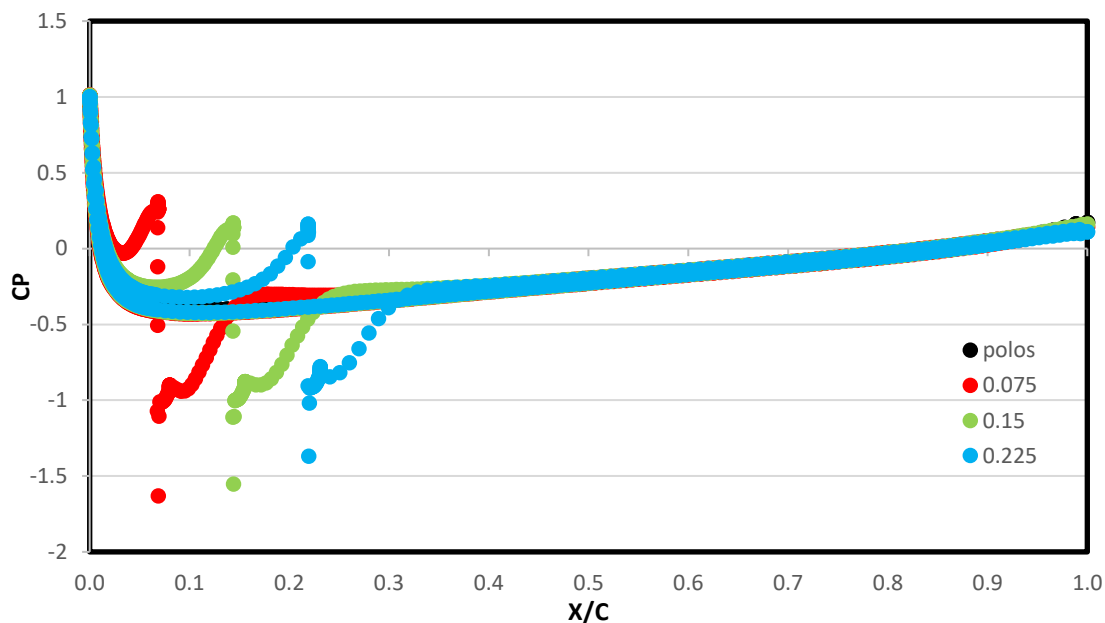
Gambar 4. 11 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,225$



Gambar 4. 12 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,225$

Seperi variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.11 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $B/C = 0,225$ pada *angle of attack* 0° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

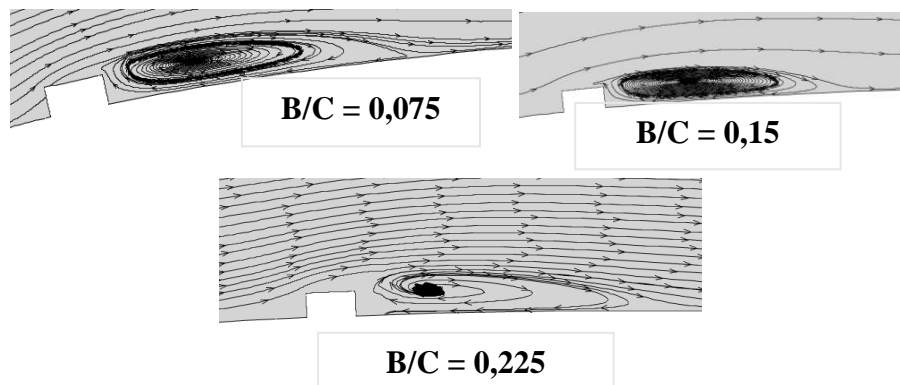
Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Seperti variasi sebelumnya, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.12. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,057$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0203x/c$.



Gambar 4. 13 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan dan Tanpa Penambahan *Bump* Pada *Angle of attack* 0°

Berdasarkan gambar 4.13 menunjukkan persebaran nilai koefisien tekanan fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Pada grafik di atas, terlihat perbedaan *discontinuity* dari setiap airfoil dimana semakin dekat peletakan *bump* dengan *leading edge* semakin cepat grafik mengalami *discontinuity*. Berdasarkan grafik dapat dilihat bahwa terdapat perbedaan penurunan koefisien tekanan tepat setelah titik stagnasi pada setiap model airfoil. Hal ini disebabkan terdapat perbedaan peristiwa yang dialami oleh airfoil polos dan airfoil dengan yang dimodifikasi.

Pada airfoil polos, setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* yang ditandai dengan penurunan koefisien tekanan cukup drastis lalu kembali naik karena aliran melewati divergen *streamtube*. Sedangkan pada airfoil dengan penambahan *bump* terjadi peristiwa yang cukup berbeda dimana setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* dengan ditandai penurunan nilai koefisien tekanan dan kembali naik karena melewati divergen *streamtube*, lalu aliran kembali melewati konvergen *streamtube* dan divergen *streamtube* pada saat aliran melewati *bump*. Lalu, pada bagian bawah airfoil tidak ada perbedaan sehingga grafik dari airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump* berhimpit.

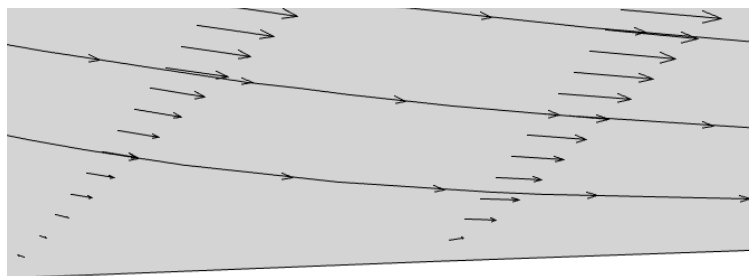


Gambar 4. 14 Bubble pada Angle of attack 0°

Berdasarkan dari simulasi yang sudah dilakukan dapat disimpulkan bahwa penambahan *rectangular bump* pada *angle of attack* 0° dapat menghasilkan *bubble separation*. Bubble yang terbentuk di sekitar bodi airfoil memiliki pengaruh terhadap performa aerodinamisnya.

Table 4. 2 Profile Bubble pada Angle of attack 0°

	Airfoil		
	$B/C = 0,075$	$B/C = 0,15$	$B/C = 0,225$
Panjang Bubble (L)	0,0153	0,0193	0,0203
Tebal Bubble (T)	0,0016	0,0018	0,0021
Penurunan C_p	-1,93	-1,71	-1,49

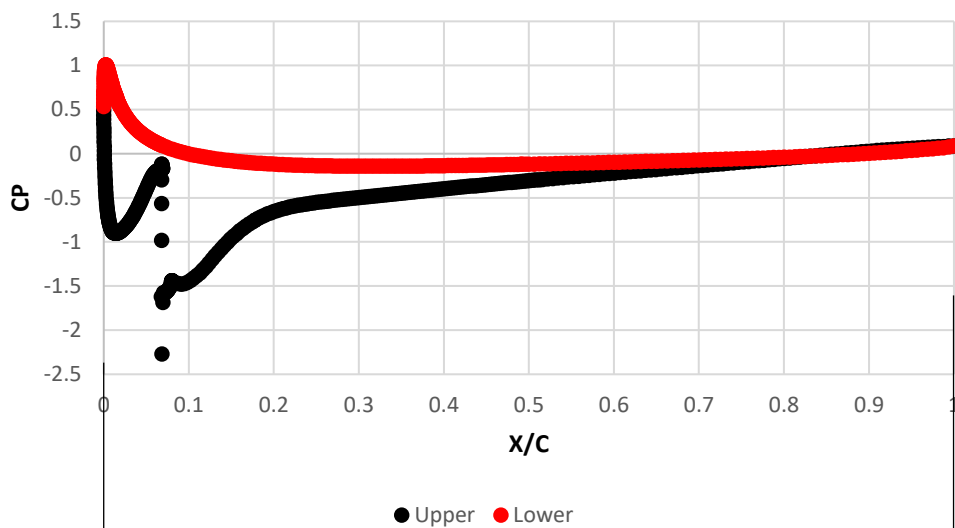


Gambar 4. 15 Reattachment Point Airfoil dengan Bump, $B/C = 0,15$

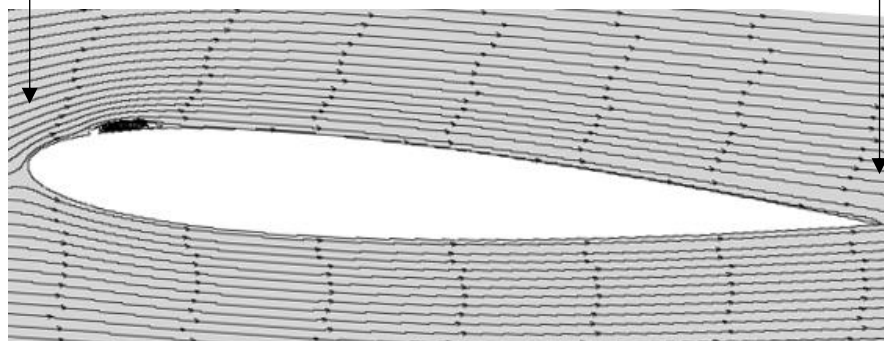
Berdasarkan hasil simulasi, diperoleh profil *bubble separation*, seperti panjang *bubble*, tebal *bubble*, titik *reattachment*, dan penurunan koefisien tekanan ketika terbentuknya *bubble*. Gambar 4.15 merupakan visualisasi penentuan titik *reattachment bubble* dengan memastikan bahwa sudah tidak ada *backflow* pada saat *bubble* mengalami *reattachment*.

4.3.3. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat *Angle Of Attack* 4°

Pada sub bab ini akan disajikan perbandingan *pressure coefficient* dan *streamline velocity* dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Berikut ini merupakan hasil dari simulasi dengan *angle of attack* 4°.



Gambar 4. 16 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,075$

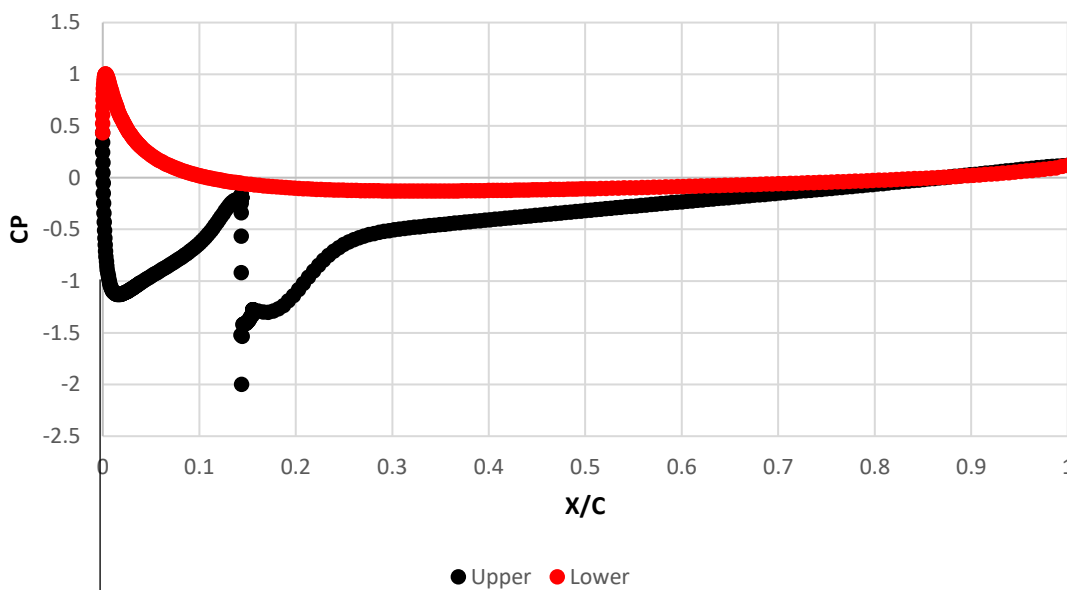


Gambar 4. 17 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,075$

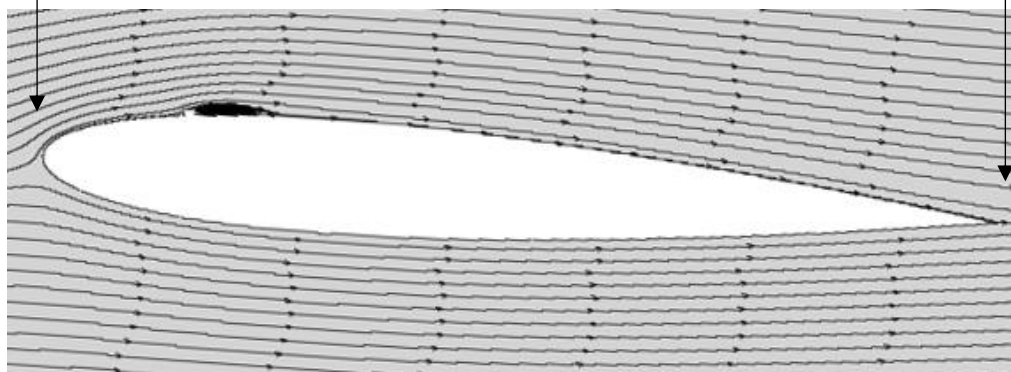
Gambar 4.16 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $B/C = 0,075$ pada *angle of attack* 4°. Pada grafik airfoil dengan penambahan *bump* terlihat perbedaan yang signifikan dibandingkan dengan airfoil sebelum ditambahkan *bump*. Pada airfoil dengan penambahan *bump* terlihat bahwa adanya perbedaan tekanan pada bagian atas dan bagian

bawah airfoil. Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Pada airfoil dengan penambahan *bump*, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.17. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,02$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0213x/c$.



Gambar 4. 18 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

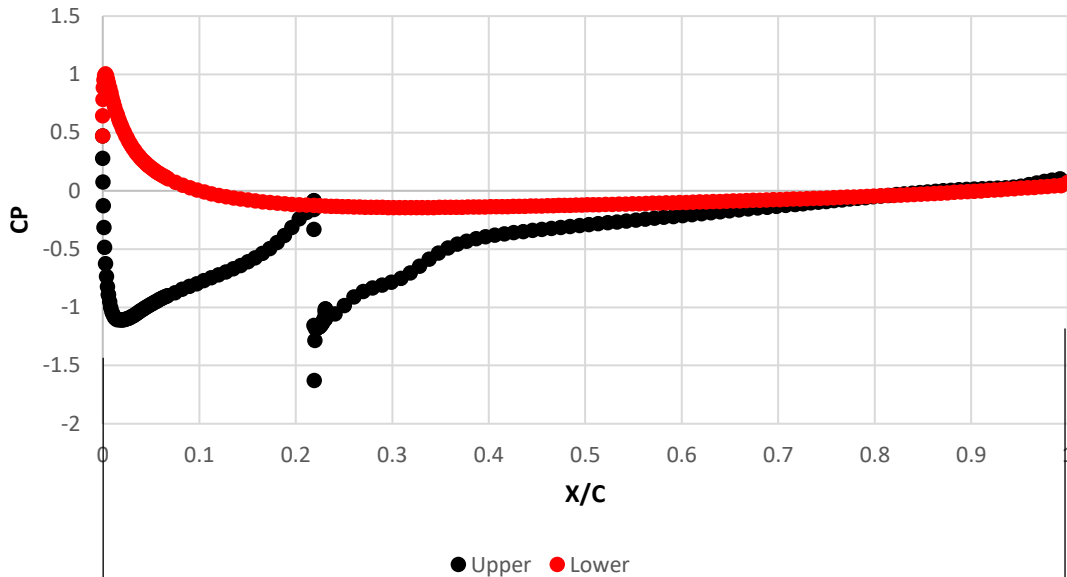


Gambar 4. 19 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

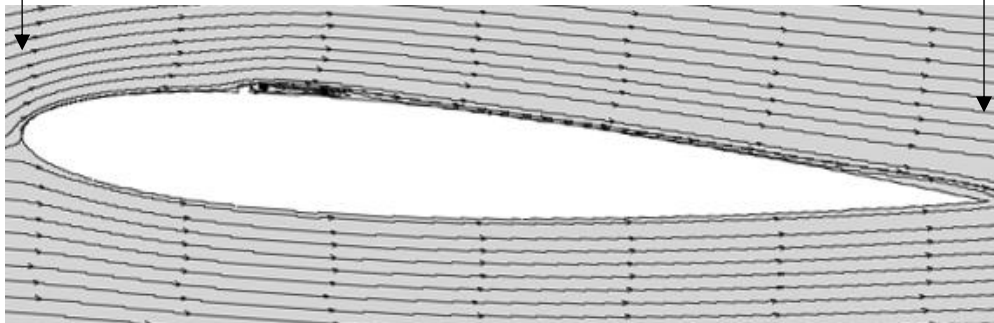
Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.18 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump*

di $B/C = 0,15$ pada *angle of attack* 4° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Seperti variasi sebelumnya, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.19. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,038$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0293x/c$.



Gambar 4. 20 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,225$

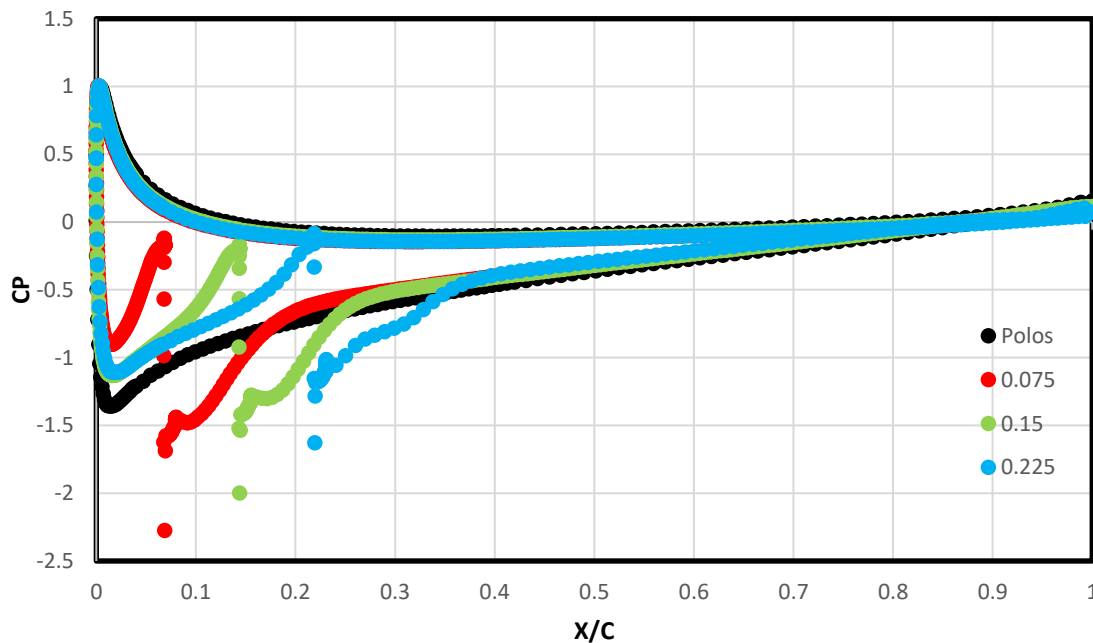


Gambar 4. 21 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,225$

Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.20 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump*

di $B/C = 0,225$ pada *angle of attack* 4° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

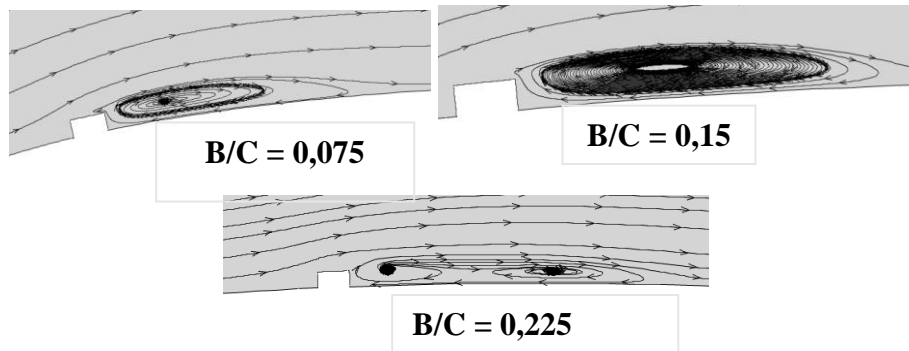
Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Seperti variasi sebelumnya, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.21. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,057$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0353x/c$.



Gambar 4. 22 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan dan tanpa Penambahan *Bump* Pada *Angle of attack* 4°

Berdasarkan gambar 4.22 menunjukkan persebaran nilai koefisien tekanan fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Pada grafik di atas, terlihat perbedaan *discontinuity* dari setiap airfoil dimana semakin dekat peletakan *bump* dengan *leading edge* semakin cepat grafik mengalami *discontinuity*. Berdasarkan grafik dapat dilihat bahwa terdapat perbedaan penurunan koefisien tekanan tepat setelah titik stagnasi pada setiap model airfoil. Hal ini disebabkan terdapat perbedaan peristiwa yang dialami oleh airfoil polos dan airfoil dengan yang dimodifikasi. Pada airfoil polos, setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* yang ditandai dengan penurunan koefisien tekanan cukup drastis lalu kembali naik karena aliran melewati divergen *streamtube*. Sedangkan pada airfoil dengan penambahan *bump* terjadi peristiwa yang cukup berbeda dimana setelah melewati titik stagnasi, aliran

melewati konvergen *streamtube* dengan ditandai penurunan nilai koefisien tekanan dan kembali naik karena melewati divergen *streamtube*, lalu aliran kembali melewati konvergen *streamtube* dan divergen *streamtube* pada saat aliran melewati *bump*. Lalu, pada bagian bawah airfoil tidak ada perbedaan sehingga grafik dari airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump* berhimpit.

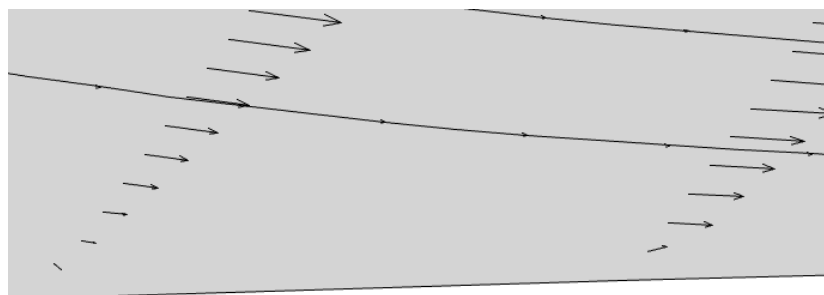


Gambar 4. 23 Bubble pada Angle of attack 4°

Berdasarkan dari simulasi yang sudah dilakukan dapat disimpulkan bahwa penambahan *rectangular bump* pada angle of attack 4° dapat menghasilkan *bubble separation*. *Bubble* yang terbentuk di sekitar bodi airfoil memiliki pengaruh terhadap performa aerodinamisnya. Berdasarkan hasil simulasi, diperoleh profil *bubble separation*, seperti panjang *bubble*, tebal *bubble*, dan penurunan koefisien tekanan ketika terbentuknya *bubble*.

Table 4. 3 Profile *Bubble* pada Angle of attack 4°

	Airfoil		
	$B/C = 0,075$	$B/C = 0,15$	$B/C = 0,225$
Panjang <i>Bubble</i> (L)	0,0213	0,0293	0,0353
Tebal <i>Bubble</i> (T)	0,0021	0,002	0,0021
Penurunan C_p	-2,39	-2,06	-1,75



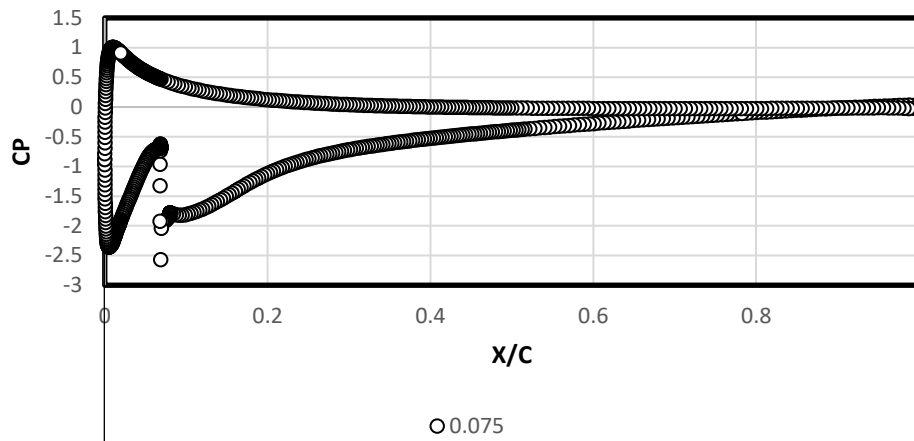
Gambar 4. 24 Reattachment Point Airfoil dengan *Bump*, $B/C = 0,15$

Berdasarkan hasil simulasi, diperoleh profil *bubble separation*, seperti panjang *bubble*, tebal *bubble*, titik *reattachment*, dan penurunan koefisien tekanan ketika terbentuknya *bubble*. Gambar 4.24 merupakan visualisasi penentuan titik *reattachment*

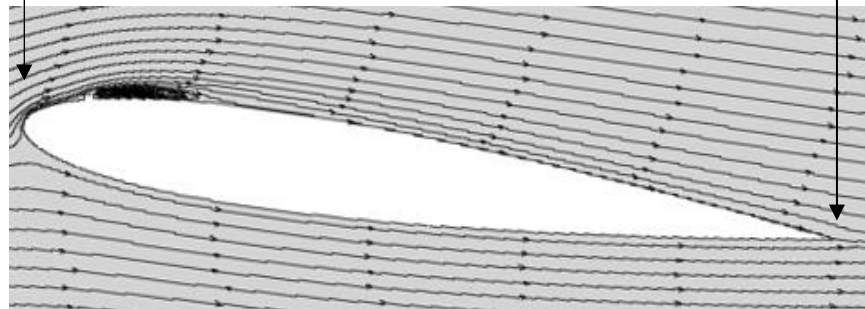
bubble dengan memastikan bahwa sudah tidak ada *backflow* pada saat *bubble* mengalami *reattachment*.

4.3.4. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat *Angle Of Attack* 8°

Pada sub bab ini akan disajikan perbandingan *pressure coefficient* dan *streamline velocity* dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Berikut ini merupakan hasil dari simulasi dengan *angle of attack* 8° .



Gambar 4. 25 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C =$

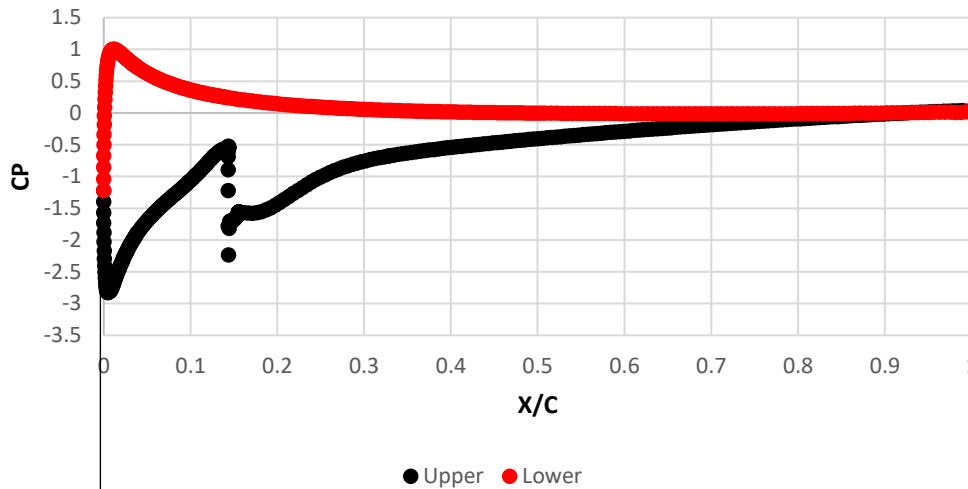


Gambar 4. 26 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/C = 0,075$

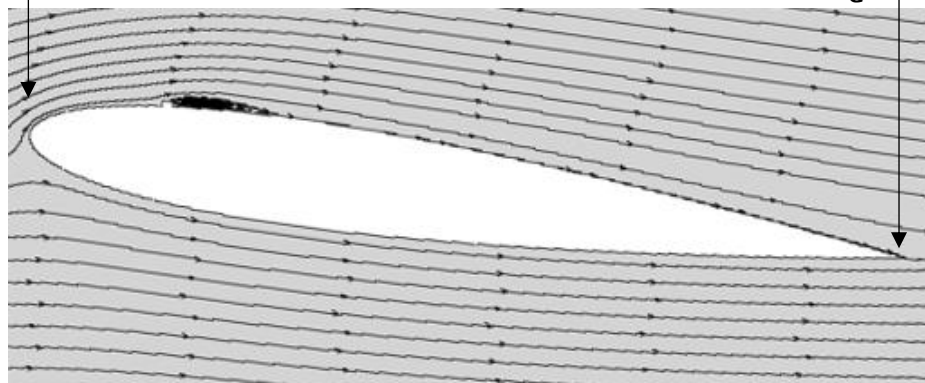
Gambar 4.25 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $B/C = 0,075$ pada *angle of attack* 8° . Pada grafik airfoil dengan penambahan *bump* terlihat perbedaan yang signifikan dibandingkan dengan airfoil sebelum ditambahkan *bump*. Pada airfoil dengan penambahan *bump* terlihat bahwa adanya perbedaan tekanan pada bagian atas dan bagian bawah airfoil. Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Pada airfoil

dengan penambahan *bump*, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.26. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,02$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0473x/c$.



Gambar 4. 27 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

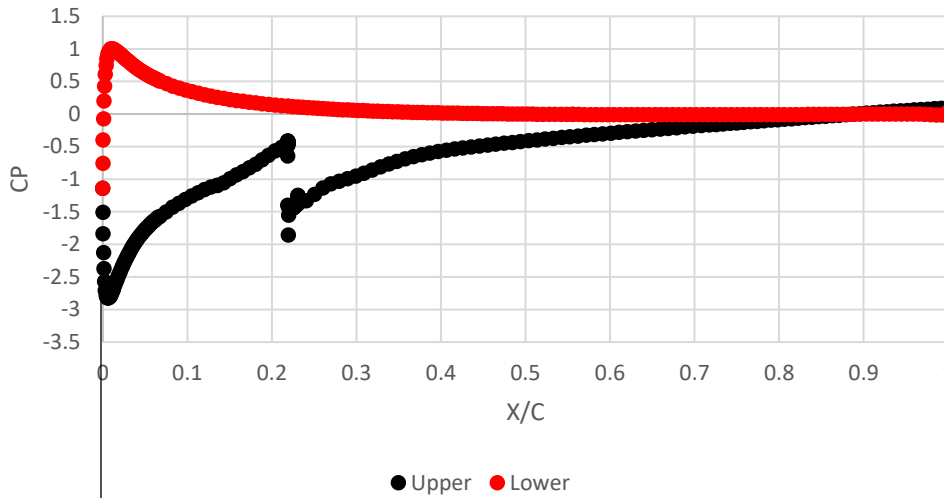


Gambar 4. 28 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

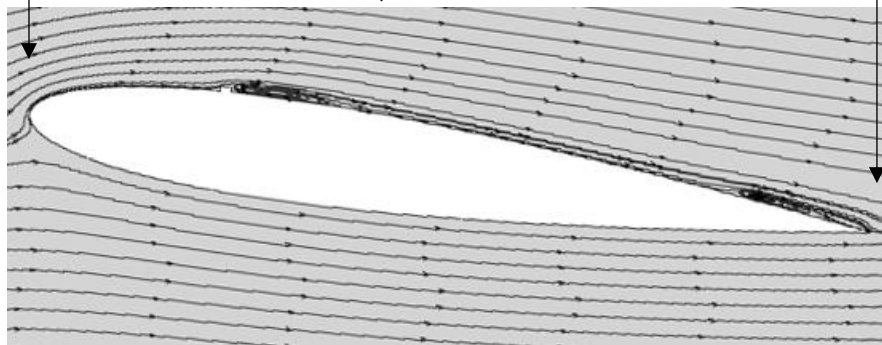
Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.27 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $B/c = 0,15$ pada *angle of attack* 8° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Seperti variasi sebelumnya, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran

yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada gambar 4.28. Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,038$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0373x/c$.



Gambar 4. 29 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,225$

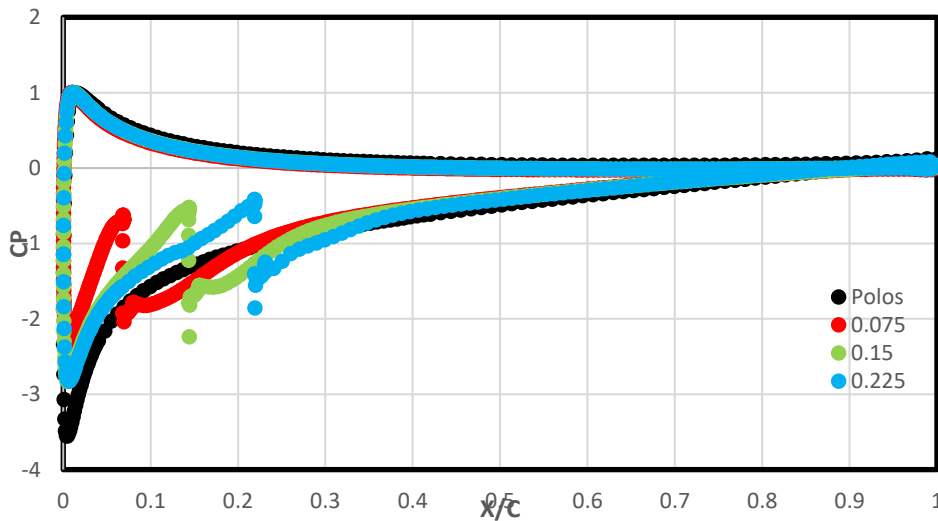


Gambar 4. 30 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,225$

Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.29 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $B/c = 0,225$ pada *angle of attack* 8° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

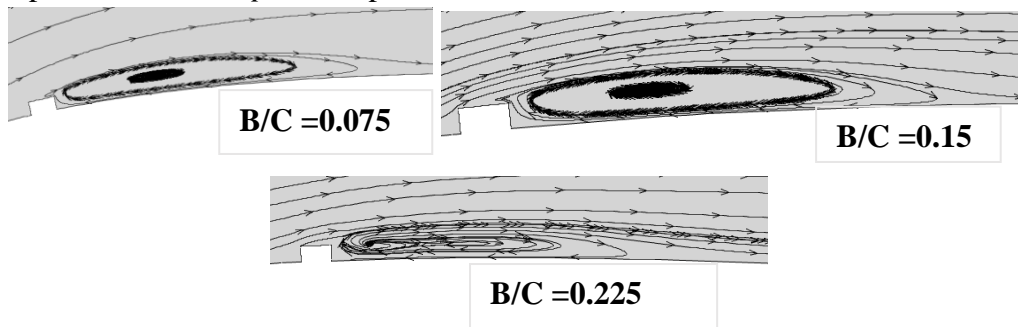
Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali hingga mengalami *reattachment*. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube divergence* sehingga kecepatan aliran berkurang. Seperti variasi sebelumnya, terlihat adanya *bubble* yang disebabkan oleh perubahan pola aliran yang terjadi akibat penambahan *bump* pada bagian atas airfoil seperti yang terlihat pada

gambar 4.30 Pada variasi ini, *bubble* mulai terbentuk pada saat $x/c = 0,057$ dengan panjang *bubble* sekitar $0,0403x/c$.



Gambar 4. 31 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan dan tanpa Penambahan *Bump* Pada *Angle of attack* 8°

Berdasarkan gambar 4.31 menunjukkan persebaran nilai koefisien tekanan fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Pada grafik di atas, terlihat perbedaan *discontinuity* dari setiap airfoil dimana semakin dekat peletakan *bump* dengan *leading edge* semakin cepat grafik mengalami *discontinuity*. Berdasarkan grafik dapat dilihat bahwa terdapat perbedaan penurunan koefisien tekanan tepat setelah titik stagnasi pada setiap model airfoil. Hal ini disebabkan terdapat perbedaan peristiwa yang dialami oleh airfoil polos dan airfoil dengan yang dimodifikasi. Pada airfoil polos, setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* yang ditandai dengan penurunan koefisien tekanan cukup drastis lalu kembali naik karena aliran melewati divergen *streamtube*. Sedangkan pada airfoil dengan penambahan *bump* terjadi peristiwa yang cukup berbeda dimana setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* dengan ditandai penurunan nilai koefisien tekanan dan kembali naik karena melewati divergen *streamtube*, lalu aliran kembali melewati konvergen *streamtube* dan divergen *streamtube* pada saat aliran melewati *bump*. Lalu, pada bagian bawah airfoil tidak ada perbedaan sehingga grafik dari airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump* berhimpit.

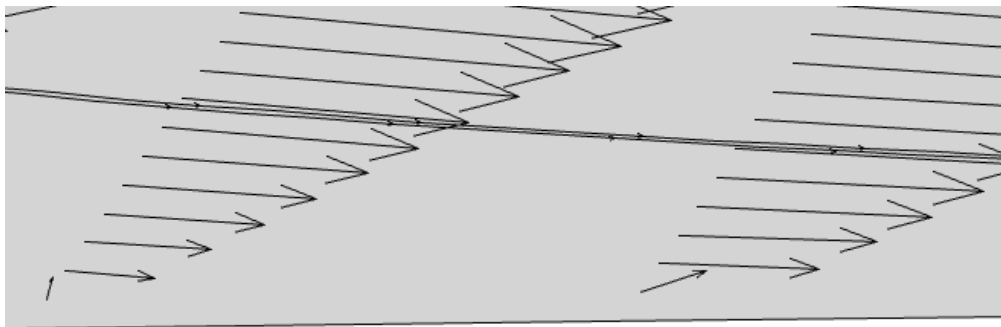


Gambar 4. 32 *Bubble* pada *Angle of attack* 8°

Berdasarkan dari simulasi yang sudah dilakukan dapat disimpulkan bahwa penambahan *rectangular bump* pada *angle of attack* 8° dapat menghasilkan *bubble separation*. *Bubble* yang terbentuk di sekitar bodi airfoil memiliki pengaruh terhadap performa aerodinamisnya. Berdasarkan hasil simulasi, diperoleh profil *bubble separation*, seperti panjang *bubble*, tebal *bubble*, dan penurunan koefisien tekanan ketika terbentuknya *bubble*.

Table 4. 4 Profile *Bubble* pada *Angle of attack* 8°

	Airfoil		
	$B/C = 0,075$	$B/C = 0,15$	$B/C = 0,225$
Panjang <i>Bubble</i> (L)	0,0473	0,0373	0,0403
Tebal <i>Bubble</i> (T)	0,0023	0,0025	0,0025
Penurunan C_p	-3,18	-2,79	-2,26

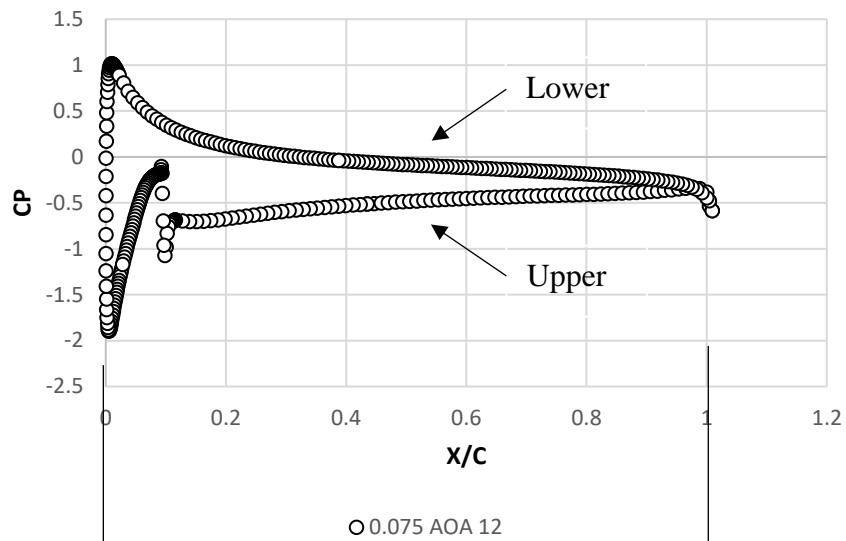


Gambar 4. 33 *Reattachment Point* Airfoil dengan *Bump*, $B/C = 0,15$

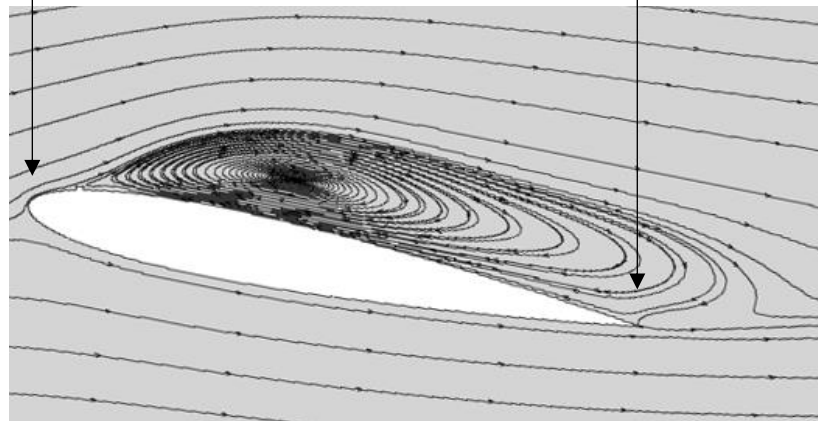
Berdasarkan hasil simulasi, diperoleh profil *bubble separation*, seperti panjang *bubble*, tebal *bubble*, titik *reattachment*, dan penurunan koefisien tekanan ketika terbentuknya *bubble*. Gambar 4.33 merupakan visualisasi penentuan titik *reattachment bubble* dengan memastikan bahwa sudah tidak ada *backflow* pada saat *bubble* mengalami *reattachment*.

4.3.5. Karakteristik Aliran Pada Airfoil Saat *Angle Of Attack* 12°

Pada sub bab ini akan disajikan perbandingan *pressure coefficient* dan *streamline velocity* dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Berikut ini merupakan hasil dari simulasi dengan *angle of attack* 12° .



Gambar 4. 34 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,075$

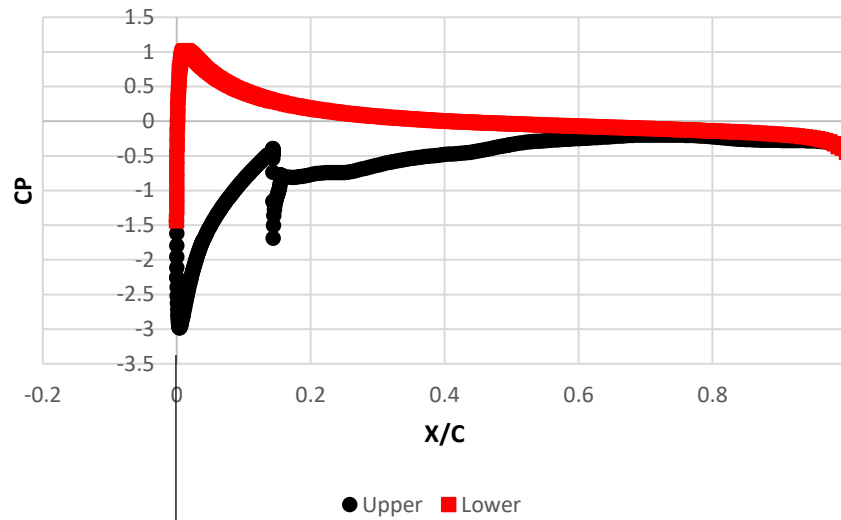


Gambar 4. 35 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,075$

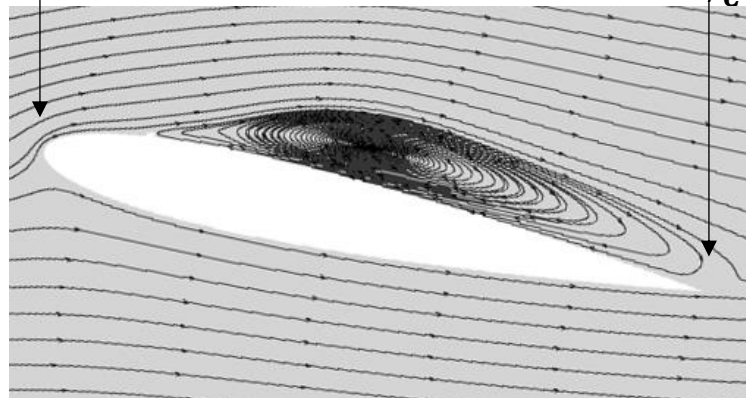
Gambar 4.34 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $0.075x/c$ pada *angle of attack* 12° . Pada grafik airfoil dengan penambahan *bump* terlihat perbedaan yang signifikan dibandingkan dengan airfoil sebelum ditambahkan *bump*. Pada airfoil dengan penambahan *bump* terlihat bahwa adanya perbedaan tekanan pada bagian atas dan bagian bawah airfoil. Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada grafik hasil numerik terjadi *discontinuity* pada titik ditambahkan *bump* pada bagian atas airfoil yang ditandai nilai C_p menurun kemudian naik kembali. Hal ini menyebabkan aliran terseparasi dan memunculkan *bubble separation* cukup besar. *Bubble separation* yang besar ini terjadi akibat penambahan *bump* pada *angle of attack*

yang tinggi sehingga menyebabkan aliran lebih mudah terseparasi. Pada variasi ini, *bubble* mulai timbul ketika $x/c = 0,028$ dan kembali mengalami *reattachment* di belakang *body* airfoil.



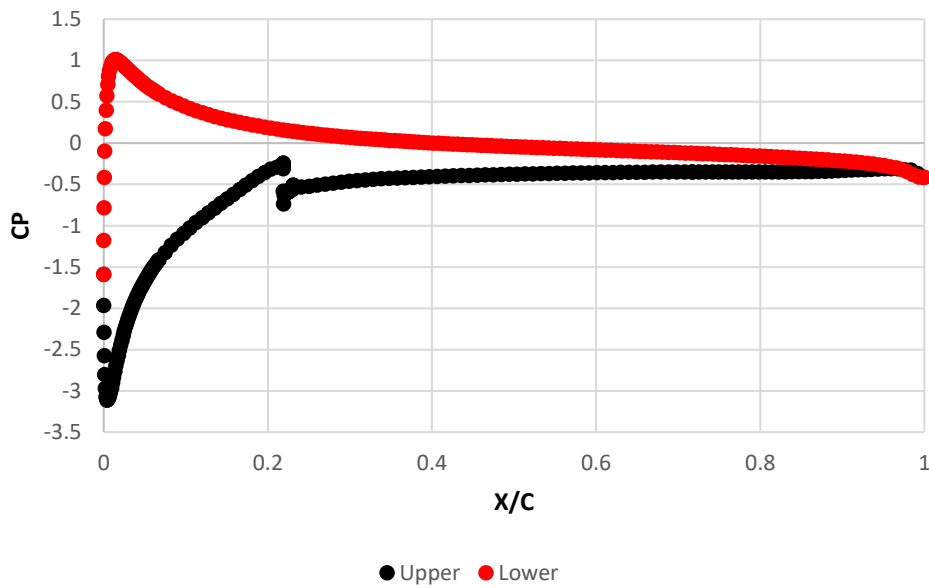
Gambar 4. 36 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$



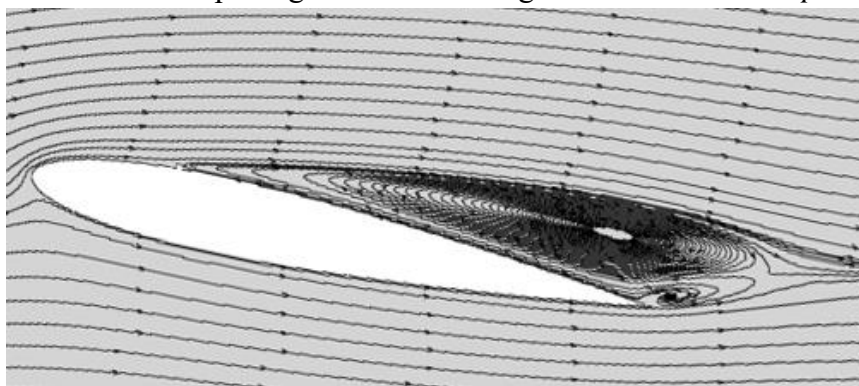
Gambar 4. 37 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $B/c = 0,15$

Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.36 menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $0.15b/c$ pada *angle of attack* 12° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada variasi ini, juga dihasilkan *bubble* yang cukup besar yang dimulai pada saat $x/c = 0,041$. *Bubble* yang dihasilkan pada variasi ini tidak lebih besar dari airfoil dengan peletakan *bump* $0,075b/c$ karena peletakan *bump* yang lebih mundur sehingga defleksi aliran tidak sebesar dengan variasi sebelumnya.



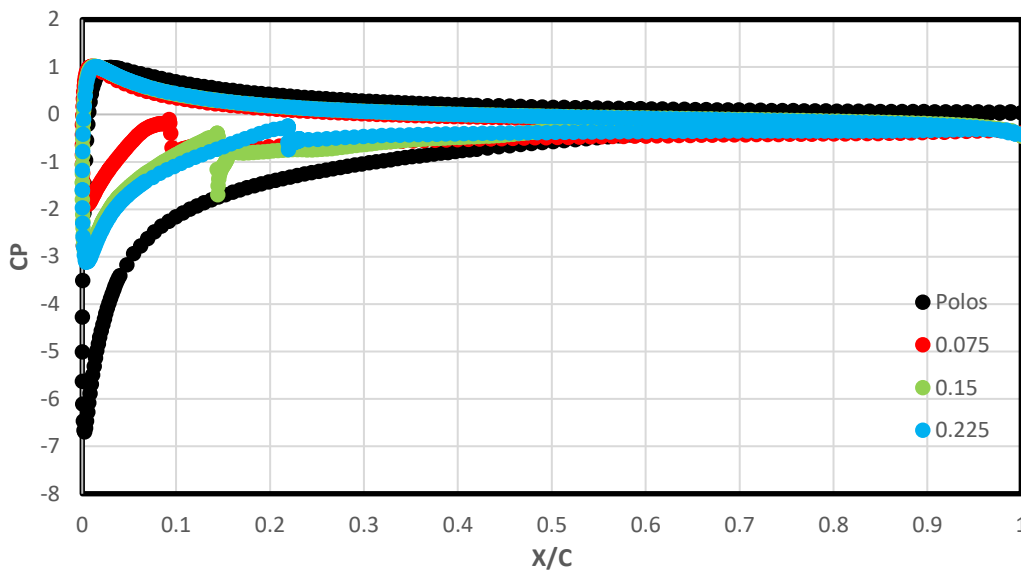
Gambar 4. 38 Grafik C_p Fungsi x/c Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $0.225x/c$



Gambar 4. 39 *Streamline* Airfoil dengan Penambahan *Bump* di $0.225b/c$

Seperti variasi sebelumnya, nilai koefisien tekanan (C_p) dari metode numerik akan diambil pada bagian atas dan bawah dari airfoil. Gambar 4.38. menunjukkan distribusi C_p terhadap fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *rectangular bump* di $0.225b/c$ pada *angle of attack* 12° . Pada grafik dapat diketahui titik stagnasi yang mana ketika C_p bernilai 1. Setelah itu, terlihat bahwa aliran mengalami peningkatan kecepatan di daerah sekitar *leading edge* di bagian atas airfoil sehingga menyebabkan penurunan nilai C_p yang signifikan. Hal ini disebabkan oleh aliran yang mengalami *streamtube convergence*.

Pada variasi ini, juga dihasilkan *bubble* yang cukup besar yang dimulai pada saat $x/c = 0,061$. *Bubble* yang dihasilkan pada variasi ini tidak lebih besar dari dua variasi sebelumnya karena peletakan *bump* yang lebih mundur sehingga defleksi aliran tidak sebesar dengan variasi sebelumnya.



Gambar 4. 40 Grafik Cp Fungsi x/c Airfoil dengan dan tanpa Penambahan *Bump* Pada *Angle of attack* 12° .

Berdasarkan gambar 4.40 menunjukkan persebaran nilai koefisien tekanan fungsi x/c pada airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Pada grafik di atas, terlihat perbedaan *discontinuity* dari setiap airfoil dimana semakin dekat peletakan *bump* dengan *leading edge* semakin cepat grafik mengalami *discontinuity*. Lalu, pada bagian bawah airfoil tidak ada perbedaan sehingga grafik dari airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump* berhimpit. Berdasarkan grafik dapat dilihat bahwa terdapat perbedaan penurunan koefisien tekanan setelah titik stagnasi pada setiap model airfoil. Hal ini disebabkan terdapat perbedaan peristiwa yang dialami oleh airfoil polos dan airfoil dengan yang dimodifikasi. Pada airfoil polos, setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* yang ditandai dengan penurunan koefisien tekanan cukup drastis lalu kembali naik karena aliran melewati divergen *streamtube*. Sedangkan pada airfoil dengan penambahan *bump*, terjadi peristiwa yang cukup berbeda dimana setelah melewati titik stagnasi, aliran melewati konvergen *streamtube* dengan ditandai penurunan nilai koefisien tekanan dan kembali naik karena melewati divergen *streamtube*, lalu aliran kembali melewati konvergen *streamtube* dan divergen *streamtube* pada saat aliran melewati *bump*.

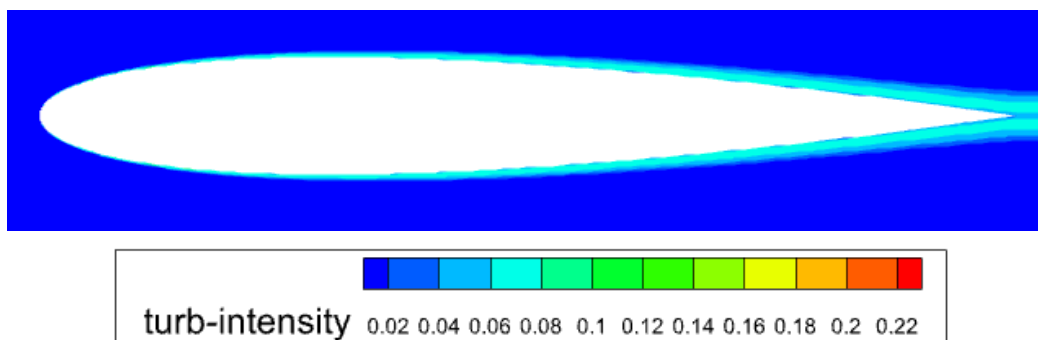
Berdasarkan dari simulasi yang sudah dilakukan terlihat bahwa penambahan *rectangular bump* pada *angle of attack* 12° menghasilkan *bubble separation* yang berbeda dengan variasi sebelumnya. Pada saat penambahan *bump* di *angle of attack* ini, terlihat adanya *bubble separation* yang lebih besar dibandingkan sebelumnya. Hal ini disebabkan oleh penggunaan *angle of attack* yang tinggi. Pada *angle of attack* yang lebih tinggi, aliran udara menjadi lebih rentan terhadap turbulensi sehingga dapat memperbesar ukuran *bubble*. *Bubble* yang terbentuk pada variasi *angle of attack* 12° baru mengalami *reattachment* di area setelah airfoil sehingga dapat dikatakan airfoil mengalami *stall*.

4.4. Intensitas Turbulen

Selain nilai koefisien *drag* dan *lift*, dilakukan pula analisis terhadap intensitas turbulen. Penambahan *bump* dapat memicu turbulensi dimana dapat mempercepat transisi laminar *boundary layer* menuju *turbulent boundary layer*. Pada sub bab ini akan dibahas karakteristik aerodinamika, berupa intensitas turbulen dari airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump* pada *angle of attack* 0° , 4° , 8° , 12° .

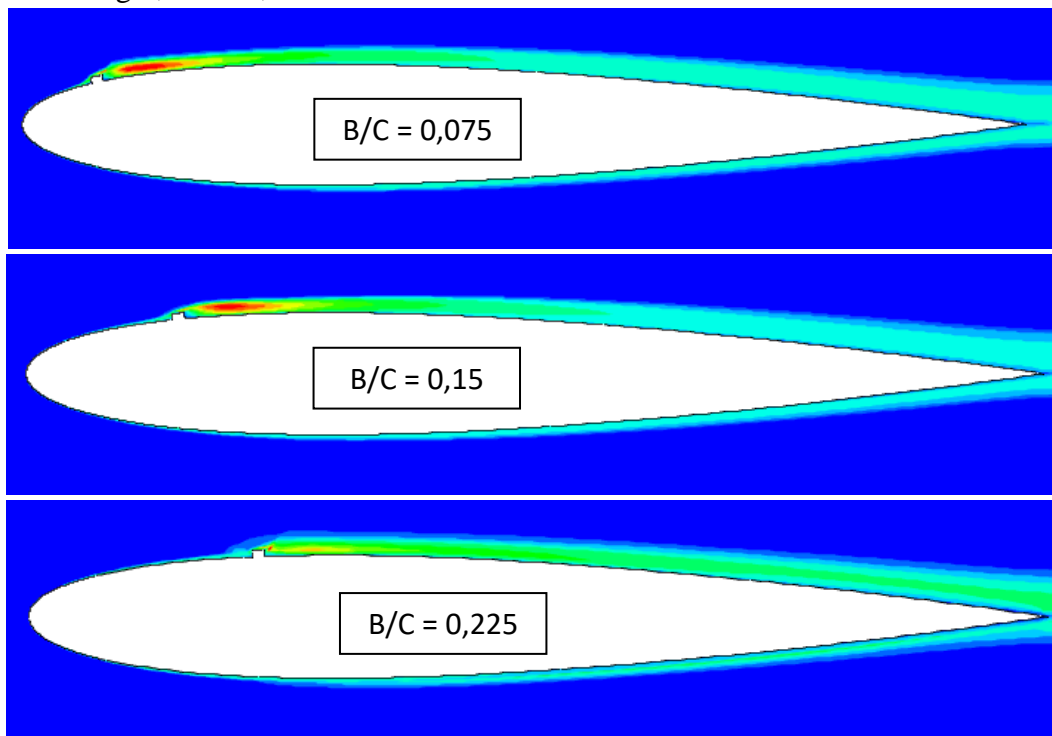
4.4.1 Intensitas Turbulen Pada *Angle of Attack* 0° .

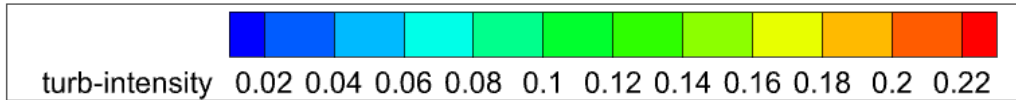
Disajikan karakteristik intensitas turbulen untuk setiap masing-masing variasi pada penelitian ini yang kemudian akan dibandingkan antara airfoil polos dan airfoil yang sudah dimodifikasi.



Gambar 4. 41 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos

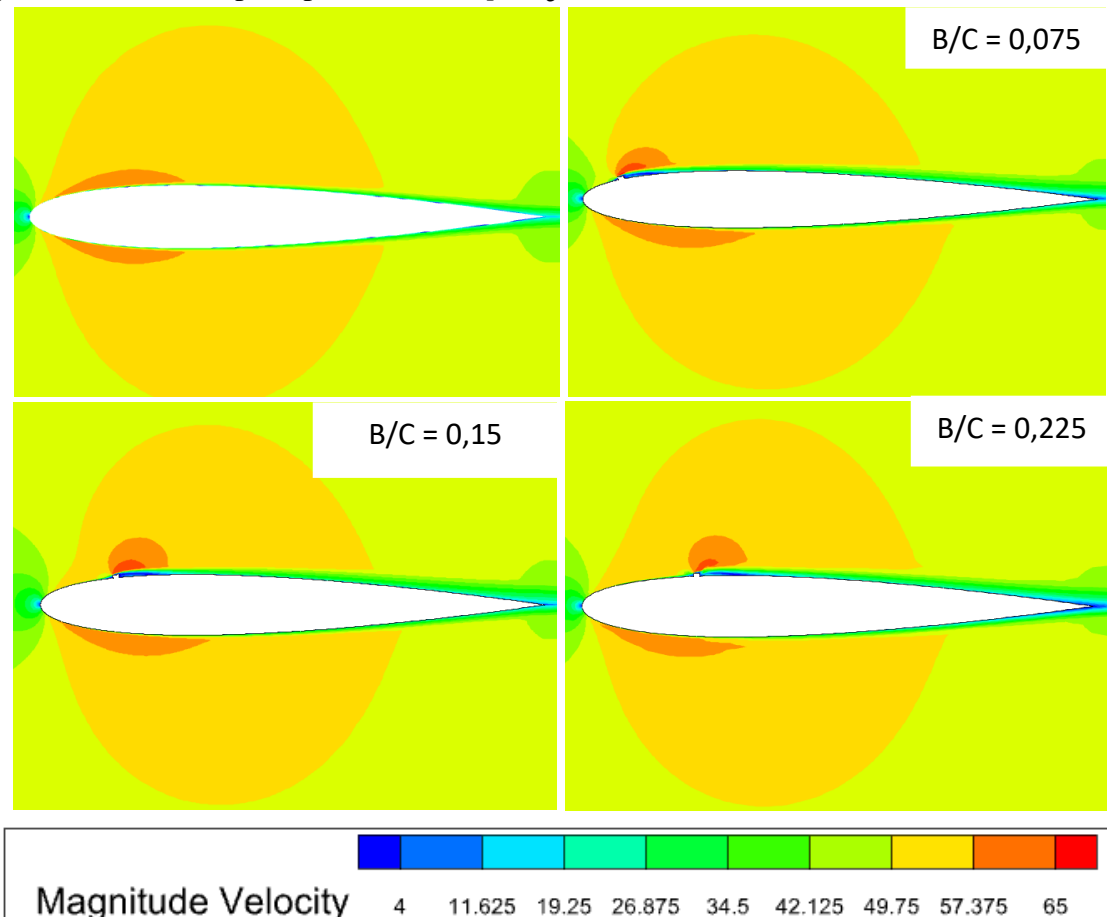
Pada airfoil polos, kontur intensitas turbulensi di *area favorable* berkisar antara 0,075 hingga 0,08, sedangkan pada *area adverse pressure* intensitas turbulensi berada pada rentang 0,045 – 0,06.





Gambar 4. 42 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan *Bump*

Pada gambar 4.42 dapat diamati terdapat perbedaan dari intensitas turbulen pada airfoil yang sudah dimodifikasi, terlihat bahwa intensitas turbulen tertinggi dengan nilai 0,22 terjadi pada *area* setelah peletakan *bump* yang disebabkan oleh timbulnya *bubble separation*. Pada airfoil dengan penambahan *bump*, intensitas turbulen daerah *adverse pressure* lebih besar dibanding dengan airfoil polos. Hal ini disebabkan oleh kehadiran *bump* yang akan mengganggu pola aliran sehingga memicu transisi aliran laminar menjadi turbulen lebih cepat dibandingkan yang terjadi pada airfoil polos. Gangguan ini menyebabkan terbentuknya *bubble separation* di belakang *bump* yang membuat aliran menjauh dari bodi airfoil dan menciptakan turbulensi yang tinggi. Berdasarkan gambar 4.42 dapat dikatakan bahwa pada *angle of attack* 0° intensitas turbulen semakin besar pada *area adverse* pada peletakan *bump* $b/c = 0,15$.



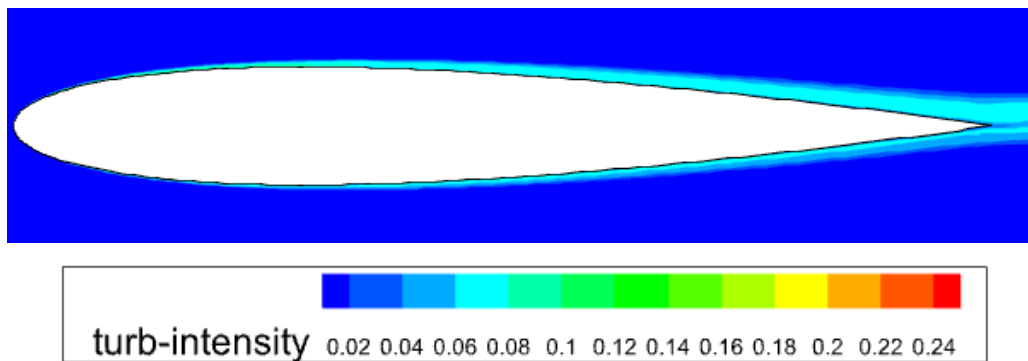
Gambar 4. 43 Kontur *Magnitude Velocity* (m/s) Pada Airfoil dengan dan tanpa *Bump*

Secara umum, intensitas turbulen yang ditinggi sering ditemukan di daerah dengan perubahan *magnitude velocity* yang signifikan. Oleh karena itu, diperlihatkan juga gambar dari kontur *magnitude velocity* pada setiap airfoil. Gambar 4.43 menunjukkan

gambar kontur *magnitude velocity* pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump*. Berdasarkan gambar di atas, terlihat ada perubahan yang dalam distribusi kecepatan aliran akibat keberadaan *rectangular bump*. Peningkatan kecepatan terjadi akibat aliran dua kali melewati bagian konvergen *streamtube* pada *area leading edge* dan pada *area bump* akibat tambahan momentum dari *bubble* yang terbentuk sehingga kecepatan aliran diperkuat. Terlihat pada airfoil polos kecepatan aliran maksimal berada pada 57 m/s dan dengan penambahan *bump* kecepatan aliran maksimal bertambah hingga menjadi 62 m/s.

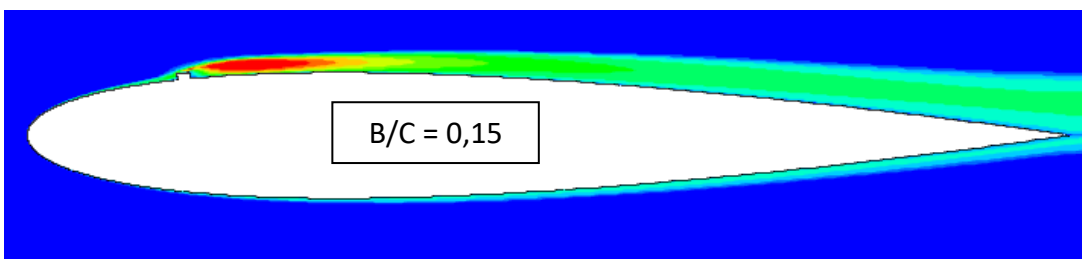
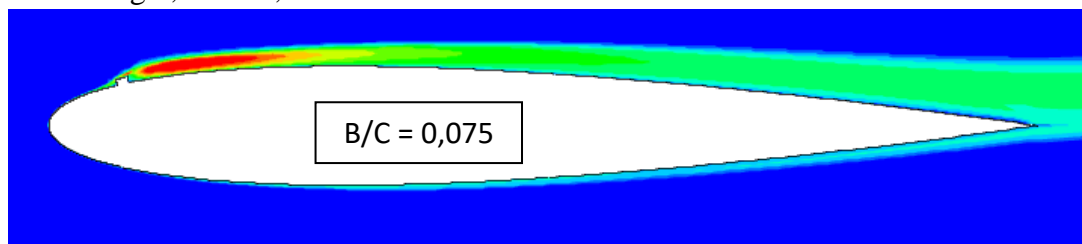
4.4.2 Intensitas Turbulen Pada *Angle of Attack* 4°

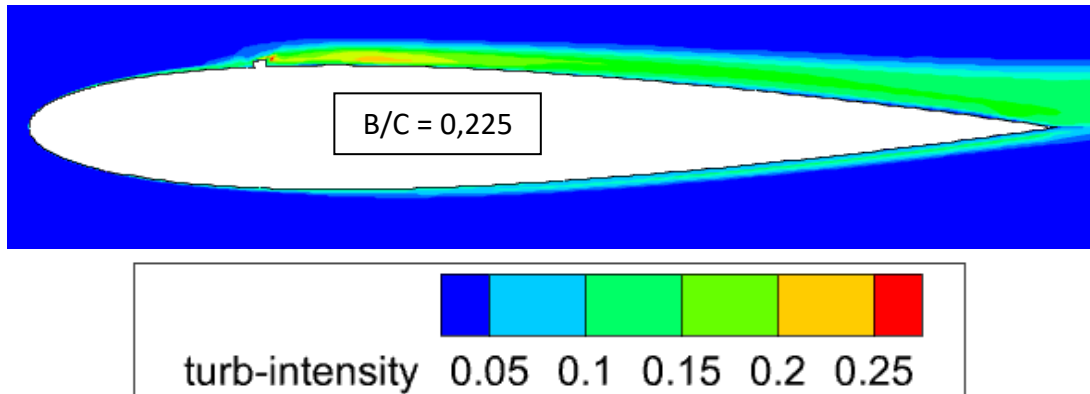
Disajikan karakteristik intensitas turbulen untuk setiap masing-masing variasi pada penelitian ini yang kemudian akan dibandingkan antara airfoil polos dan airfoil yang sudah dimodifikasi.



Gambar 4. 44 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos

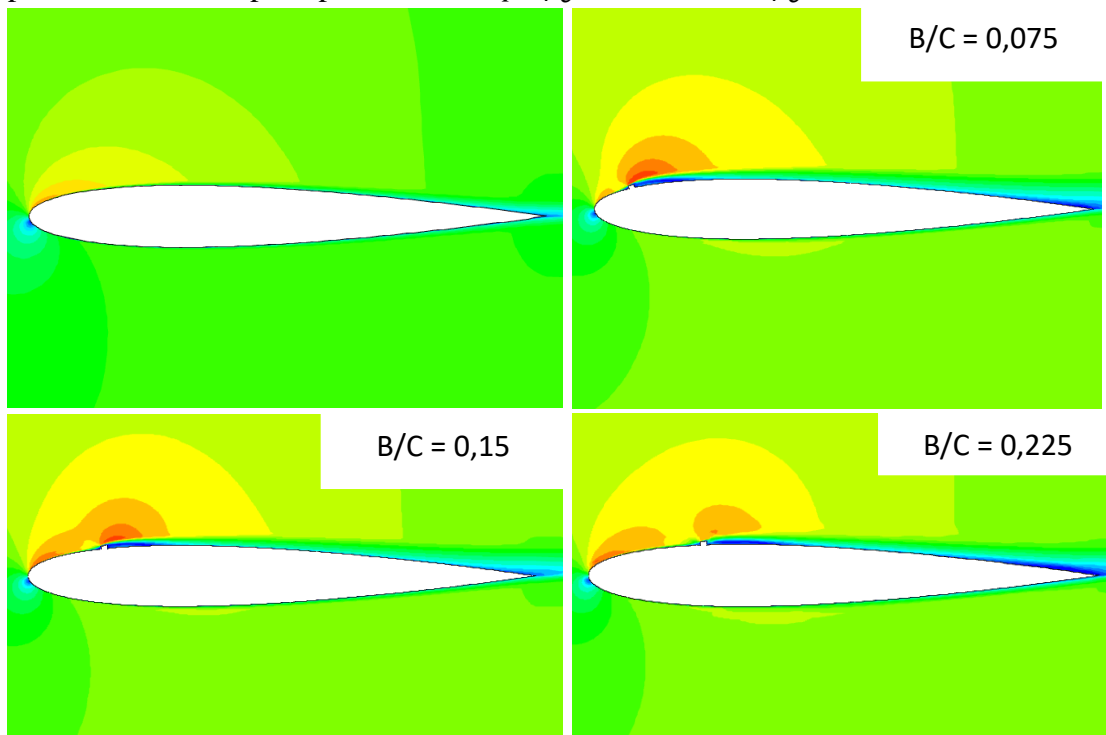
Pada airfoil polos, kontur intensitas turbulensi di *area favorable* berkisar antara 0,075 hingga 0,08, sedangkan pada *area adverse pressure* intensitas turbulensi berada pada rentang 0,045 – 0,06.

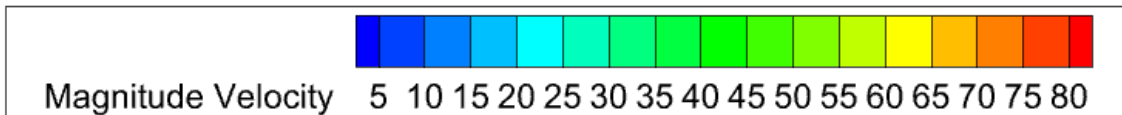




Gambar 4. 45 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan *Bump*

Pada gambar 4.45 dapat diamati perbedaan dari intensitas turbulen pada airfoil yang sudah dimodifikasi, terlihat bahwa intensitas turbulen tertinggi dengan nilai 0,25 terjadi pada *area* setelah peletakan *bump* yang disebabkan oleh timbulnya *bubble separation*. Pada airfoil dengan penambahan *bump*, intensitas turbulen daerah *adverse pressure* lebih besar dibanding dengan airfoil polos. Hal ini disebabkan oleh kehadiran *bump* yang akan mengganggu pola aliran sehingga memicu transisi aliran laminar menjadi turbulen lebih cepat dibandingkan yang terjadi pad airfoil polos. Gangguan ini menyebabkan terbentuknya *bubble separation* di belakang *bump* yang membuat aliran menjauh dari bodi airfoil dan menciptakan turbulensi yang tinggi. Berdasarkan gambar 4.45 dapat dikatakan bahwa pada *angle of attack* 4° intensitas turbulen semakin besar pada *area adverse* pada peletakan *bump* $b/c = 0,075$ dan $b/c = 0,15$.



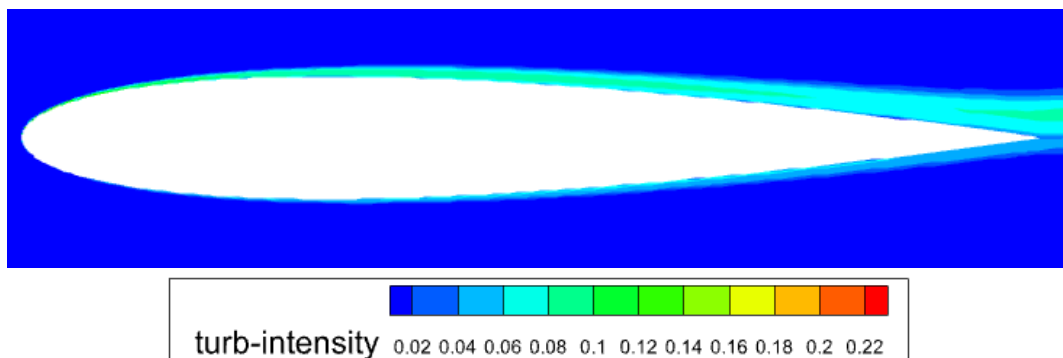


Gambar 4. 46 Kontur *Magnitude Velocity* m/s Pada Airfoil dengan dan tanpa *Bump*

Seperti pada pembahasan sebelumnya, pada gambar 4.46 menunjukkan gambar kontur *magnitude velocity* pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump*. Berdasarkan gambar di atas, terlihat ada perubahan yang dalam distribusi kecepatan aliran akibat keberadaan *rectangular bump*. Peningkatan kecepatan terjadi akibat aliran dua kali melewati bagian konvergen *streamtube* pada *area leading edge* dan pada *area bump* akibat tambahan momentum dari *bubble* yang terbentuk sehingga kecepatan aliran diperkuat. Terlihat pada airfoil polos kecepatan aliran maksimal berada pada 67 m/s dan dengan penambahan *bump* kecepatan aliran maksimal bertambah hingga menjadi 75 m/s.

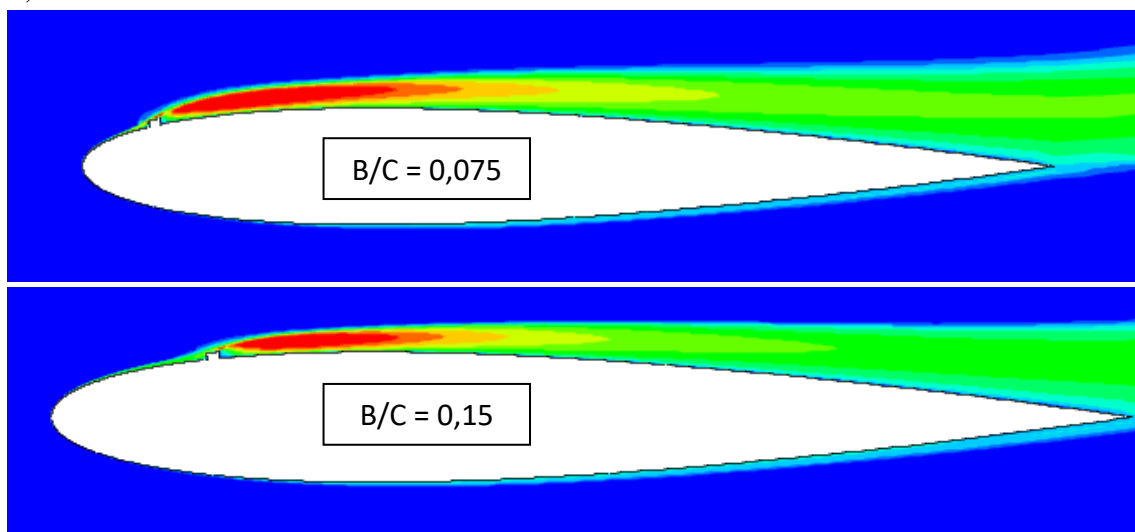
4.4.3 Intensitas Turbulen Pada *Angle of Attack* 8°

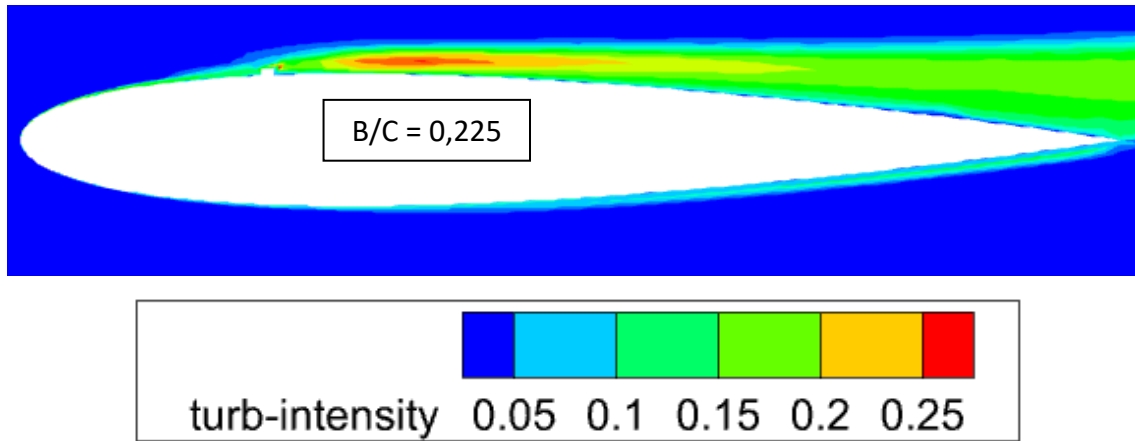
Disajikan karakteristik intensitas turbulen untuk setiap masing-masing variasi pada penelitian ini yang kemudian akan dibandingkan antara airfoil polos dan airfoil yang sudah dimodifikasi.



Gambar 4. 47 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos

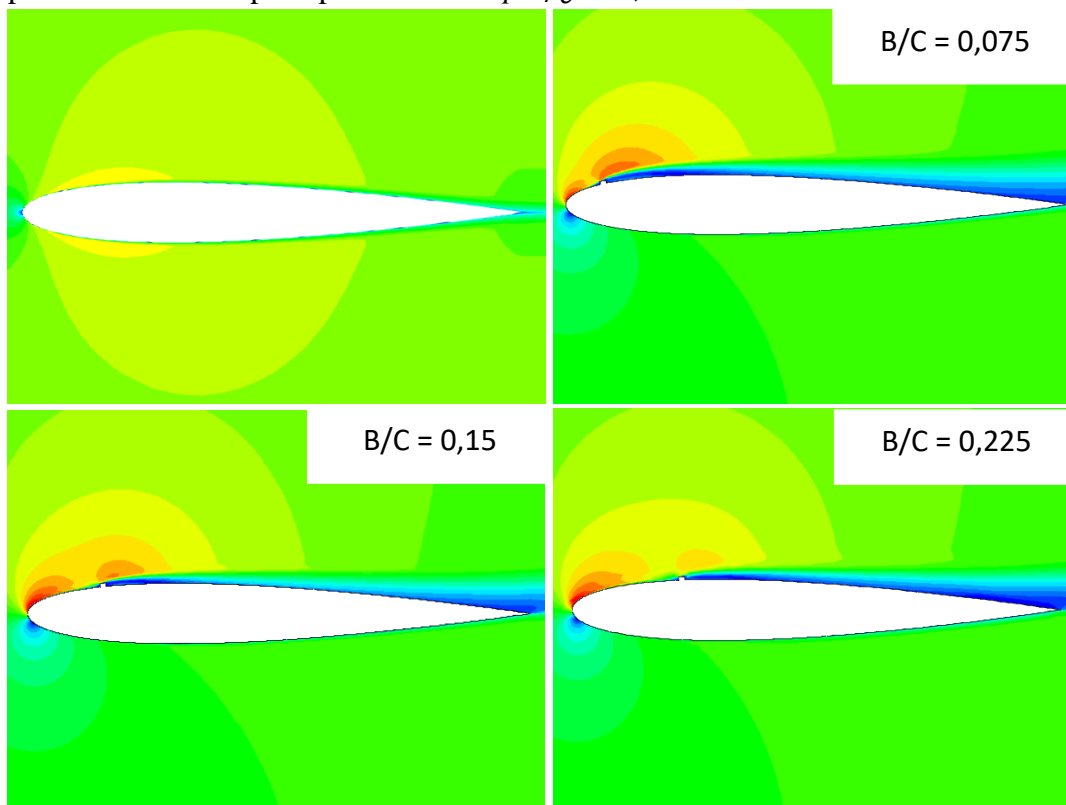
Pada airfoil polos terlihat kontur intensitas turbulensi berkisar pada 0,055 – 0,008.

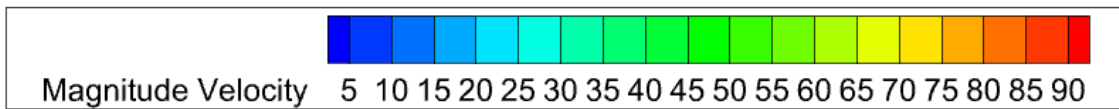




Gambar 4. 48 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan *Bump*

Pada gambar 4.48 dapat diamati perbedaan dari intensitas turbulen pada airfoil yang sudah dimodifikasi, terlihat bahwa intensitas turbulen tertinggi dengan nilai 0,25 terjadi pada *area* setelah peletakan *bump* yang disebabkan oleh timbulnya *bubble separation*. Pada airfoil dengan penambahan *bump*, intensitas turbulen daerah *adverse pressure* lebih besar dibanding dengan airfoil polos. Hal ini disebabkan oleh kehadiran *bump* yang akan mengganggu pola aliran sehingga memicu transisi aliran laminar menjadi turbulen lebih cepat dibandingkan yang terjadi pad airfoil polos. Gangguan ini menyebabkan terbentuknya *bubble separation* di belakang *bump* yang membuat aliran menjauh dari bodi airfoil dan menciptakan turbulensi yang tinggi. Berdasarkan gambar 4.48 dapat dikatakan bahwa pada *angle of attack* 8° intensitas turbulen semakin besar pada *area adverse* pada peletakan *bump* $b/c = 0,075$.



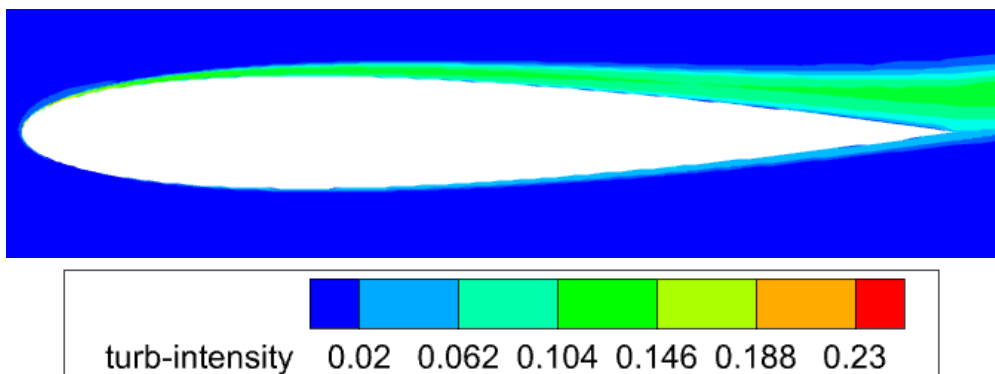


Gambar 4. 49 Kontur *Magnitude Velocity* m/s Pada Airfoil dengan dan tanpa *Bump*

Seperti pada pembahasan sebelumnya, pada gambar 4.49 menunjukkan gambar kontur *magnitude velocity* pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump*. Berdasarkan gambar di atas, terlihat ada perubahan yang dalam distribusi kecepatan aliran akibat keberadaan *rectangular bump*. Peningkatan kecepatan terjadi akibat aliran dua kali melewati bagian konvergen *streamtube* pada *area leading edge* dan pada *area bump* akibat tambahan momentum dari *bubble* yang terbentuk sehingga kecepatan aliran diperkuat. Terlihat pada airfoil polos kecepatan aliran maksimal berada pada 68 m/s dan dengan penambahan *bump* kecepatan aliran maksimal bertambah menjadi 86 m/s. Pada *angle of attack* 8° , peletakan *bump* di awal memiliki percepatan yang paling rendah yang diduga akibat aliran terdefleksi cukup banyak sehingga menyebabkan penurunan performa airfoil.

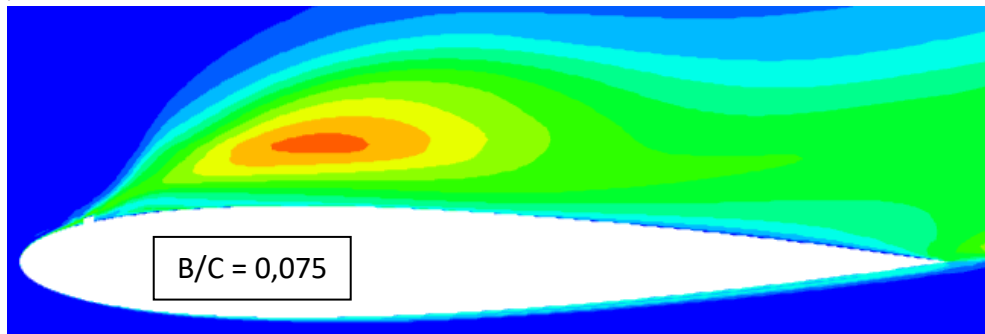
4.4.4 Intensitas Turbulen Pada *Angle of Attack* 12°

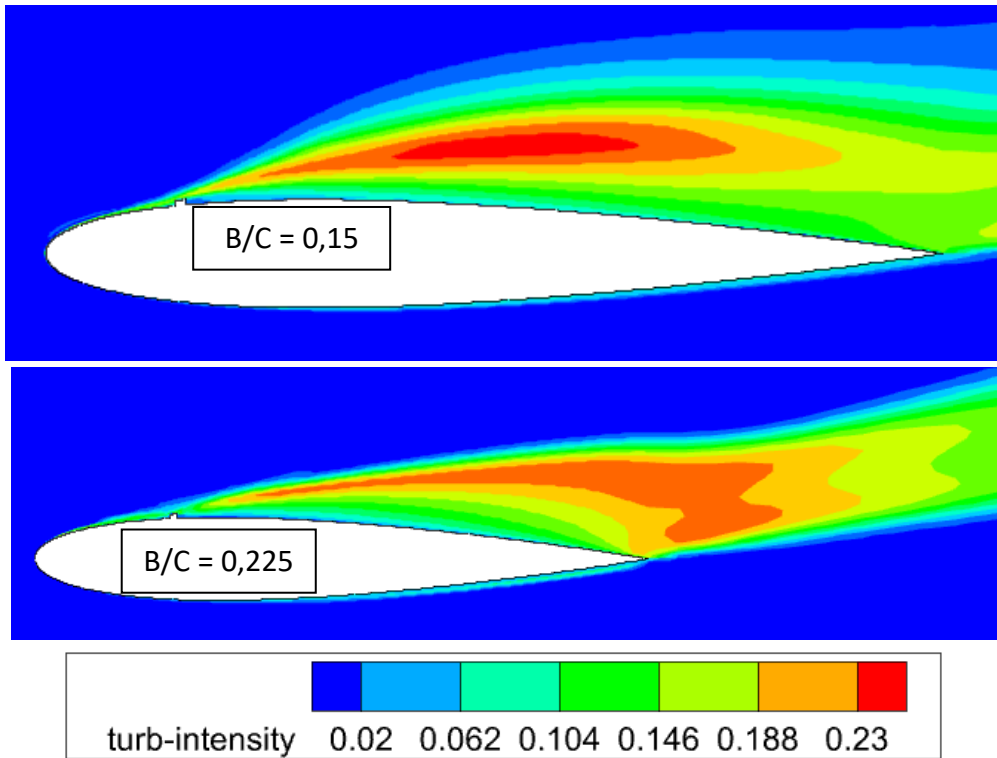
Disajikan karakteristik intensitas turbulen untuk setiap masing-masing variasi pada penelitian ini yang kemudian akan dibandingkan antara airfoil polos dan airfoil yang sudah dimodifikasi.



Gambar 4. 50 Kontur Intensitas Turbulen Pada Airfoil Polos

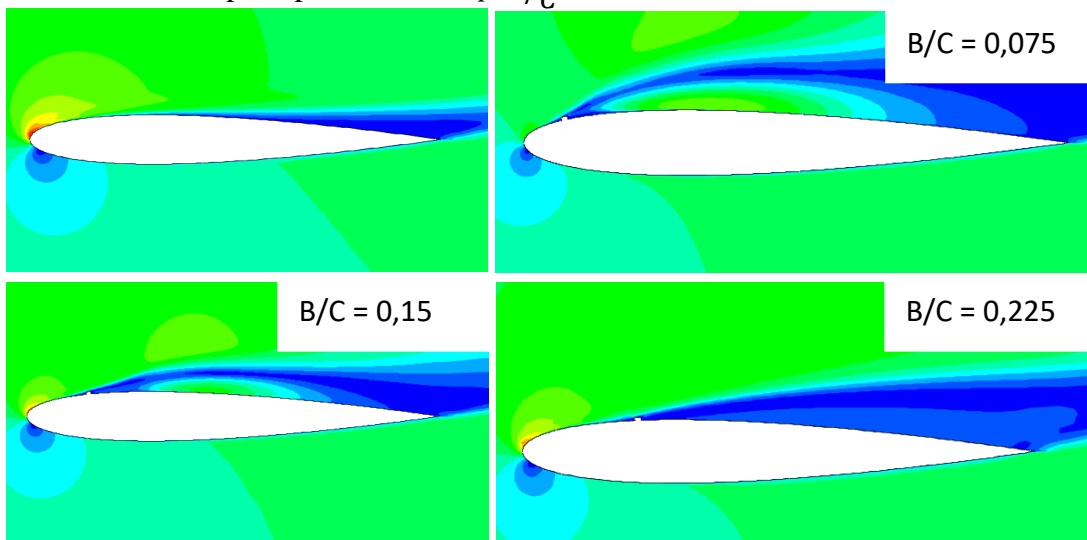
Pada airfoil polos terlihat kontur intensitas turbulensi berkisar pada 0,055 – 0,008.

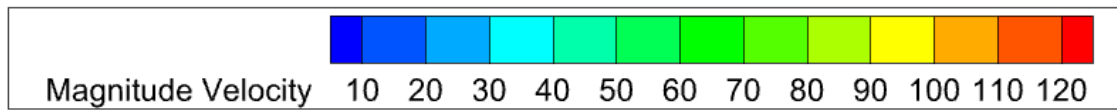




Gambar 4. 51 Kontur Intensitas Turbulensi Airfoil dengan *Bump*

Pada gambar 4.51 dapat diamati perbedaan dari intensitas turbulen pada airfoil yang sudah dimodifikasi, terlihat bahwa intensitas turbulen tertinggi dengan nilai 0,23 terjadi pada *area* setelah peletakan *bump* yang disebabkan oleh timbulnya *bubble separation*. Pada airfoil dengan penambahan *bump*, intensitas turbulen daerah *adverse pressure* lebih besar dibanding dengan airfoil polos. Hal ini disebabkan oleh kehadiran *bump* yang akan mengganggu pola aliran sehingga memicu transisi aliran laminar menjadi turbulen lebih cepat dibandingkan yang terjadi pada airfoil polos. Gangguan ini menyebabkan terbentuknya *bubble separation* di belakang *bump* yang membuat aliran menjauh dari bodi airfoil dan menciptakan turbulensi yang tinggi. Berdasarkan gambar 4.51 dapat dikatakan bahwa pada *angle of attack* 12° intensitas turbulen semakin besar pada *area adverse* pada peletakan *bump* $B/C = 0,15$.





Gambar 4. 52 Kontur *Magnitude Velocity* m/s Pada Airfoil dengan dan tanpa *Bump*

Seperti pada pembahasan sebelumnya, pada gambar 4.52 menunjukkan gambar kontur *magnitude velocity* pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump*. Berdasarkan gambar di atas, terlihat ada perubahan yang dalam distribusi kecepatan aliran akibat keberadaan *rectangular bump*. Peningkatan kecepatan terjadi akibat aliran dua kali melewati bagian konvergen *streamtube* pada *area leading edge* dan pada *area bump* akibat tambahan momentum dari *bubble* yang terbentuk sehingga kecepatan aliran diperkuat. Terlihat pada airfoil polos kecepatan aliran maksimal berada pada 120 m/s dan dengan penambahan *bump* kecepatan aliran maksimal bertambah menjadi 110 m/s. Pada *angle of attack* 12° , peletakan *bump* di awal memiliki percepatan yang paling rendah yang diduga akibat aliran terdefleksi cukup banyak sehingga menyebabkan penurunan performa airfoil.

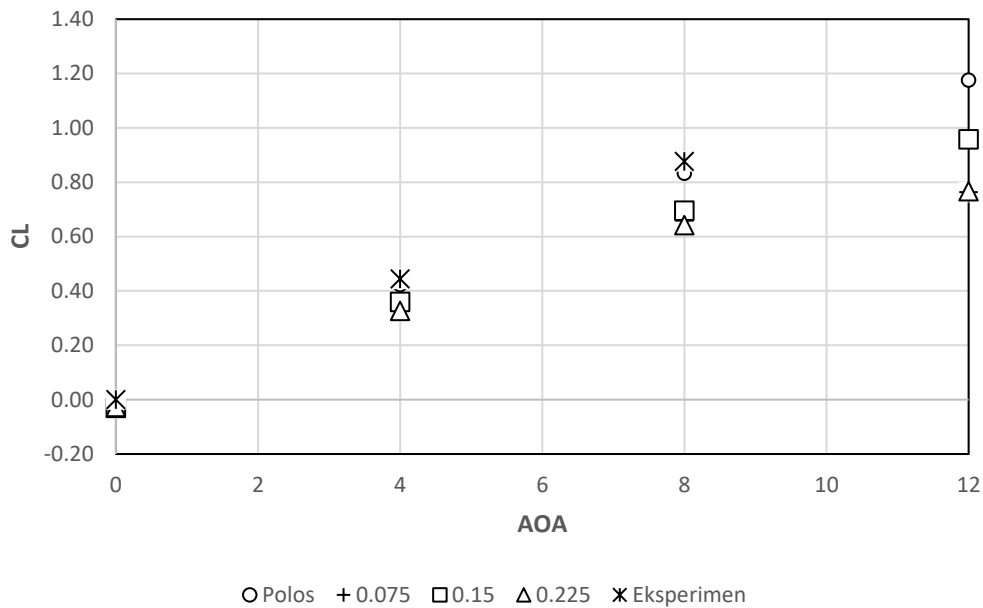
4.5. Analisis Hasil Koefisien *Lift* (C_L) dan Koefisien *Drag* (C_D)

Parameter lainnya yang dapat menentukan performa dari suatu airfoil adalah nilai *lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D). Kedua nilai *coefficient* ini didapatkan dari resultan gaya-gaya yang bekerja pada airfoil ketika fluida mengalir melewatinya. Nilai *coefficient lift* dan *drag* sangat penting untuk diketahui karena kinerja dari airfoil bergantung pada dua nilai tersebut. Pada penelitian ini akan membahas karakteristik aerodinamika dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*.

4.5.1. Hasil Koefisien *Lift* Simulasi Numerik

Salah satu hasil *post-processing* simulasi pada *fluent* adalah gaya *lift*. Gaya *lift* adalah gaya yang arahnya tegak lurus dengan arah aliran. Analisis koefisien *lift* dilakukan pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump* yang divariasikan dengan jarak penempatan dan *angle of attack*.

Gambar 4.53 menunjukkan persebaran nilai *lift coefficient* yang didapat dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*.



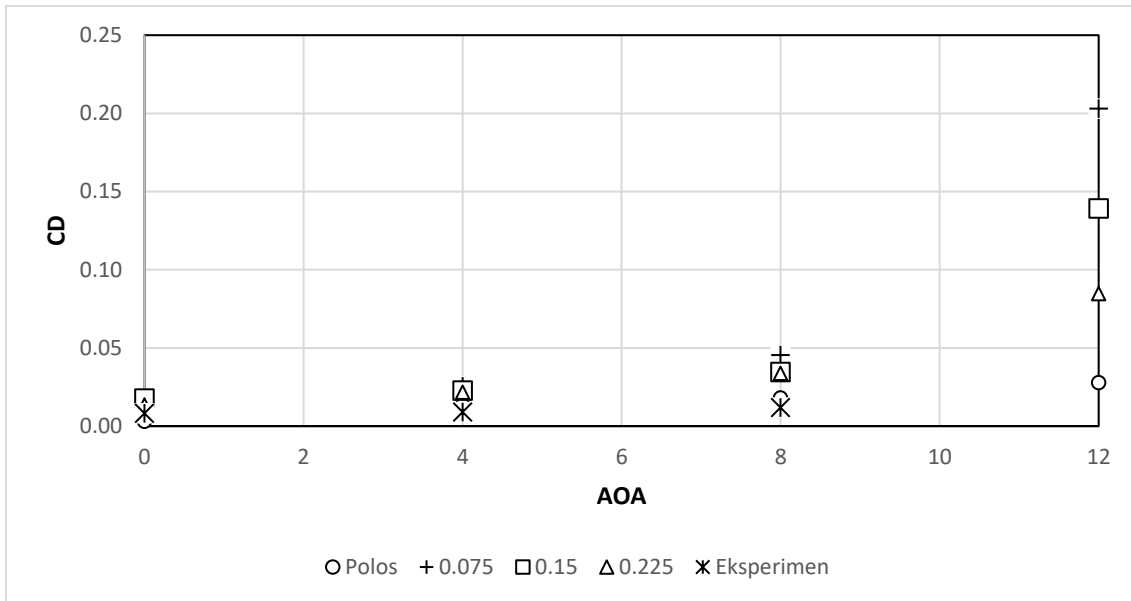
Gambar 4. 53 Perbandingan Grafik CL

Berdasarkan gambar 4.53 dapat diketahui bahwa airfoil dengan penambahan $bump$ $B/C = 0,15$ menghasilkan nilai *lift coefficient* yang tertinggi di setiap variasi *angle of attack*. Namun, jika dibandingkan dengan airfoil polos dan eksperimen, airfoil dengan *bump* belum berhasil untuk meningkatkan nilai *lift coefficient* pada *angle of attack* 0° , 4° , 8° , 12° . Berdasarkan hasil tersebut, dapat disimpulkan bahwa timbulnya *bubble* pada airfoil yang sudah dimodifikasi tidak efektif untuk meningkatkan nilai *lift coefficient*. Hal ini disebabkan laminar *separation bubble* (LSB) yang terbentuk di sekitar *bump* menyebabkan distribusi tekanan di sepanjang permukaan airfoil menjadi tidak optimal, terutama jika *bubble* terjadi di lokasi yang tidak ideal. Hal ini mengurangi kemampuan airfoil untuk menghasilkan gaya *lift* maksimum.

4.5.2. Hasil Koefisien Drag Simulasi Numerik

Selain *lift*, gaya *drag* merupakan salah satu hasil dari *post-processing*. Gaya *drag* merupakan gaya yang sejajar dengan arah aliran. Analisis koefisien *drag* dilakukan pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump* yang divariasikan dengan jarak penempatan dan *angle of attack*.

Gambar 4.54 menunjukkan persebaran nilai *drag coefficient* yang didapat dari airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*.

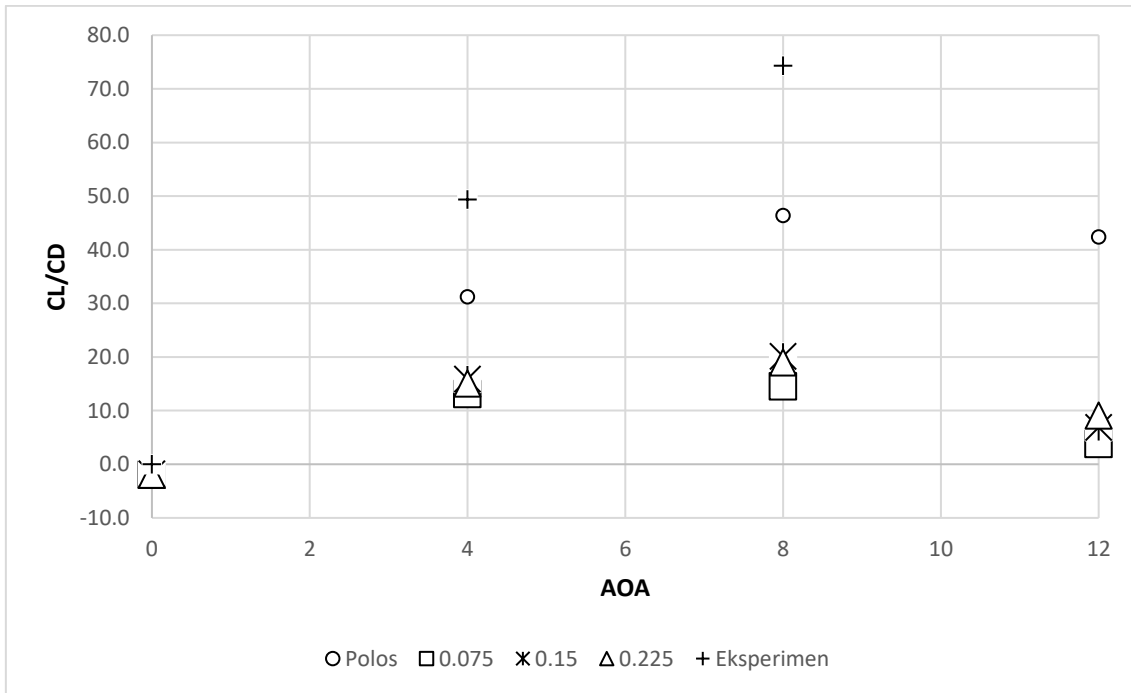


Gambar 4.54 Perbandingan Grafik C_D

Berdasarkan gambar 4.54 dapat dikatakan bahwa dengan semakin jauh peletakan *bump* maka nilai koefisien *drag* yang dihasilkan akan semakin kecil, namun jika dibandingkan dengan airfoil polos, penambahan *rectangular bump* masih tidak efektif dalam mereduksi koefisien *drag*. Hal ini disebabkan *bubble* yang terbentuk masih belum bisa mengompensasi residual dari *drag* yang terbentuk.

4.5.3. Hasil Rasio Koefisien *Lift/ Drag* Simulasi Numerik

Rasio koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) merupakan salah satu cara untuk mengetahui performa airfoil dengan dan tanpa penambahan *rectangular bump*. Rasio C_L / C_D menunjukkan nilai koefisien *lift* dibagi dengan koefisien *drag*. Berdasarkan grafik dapat dilihat persebaran dari nilai C_L / C_D pada airfoil dengan dan tanpa penambahan *bump*.

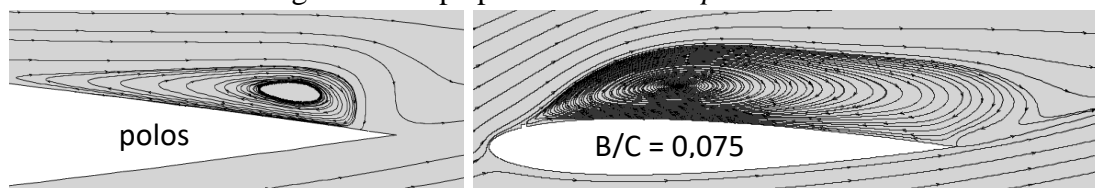


Gambar 4.55 Perbandingan Grafik CL/CD

Performa dari suatu airfoil dapat dilihat dari *ratio* nilai koefisien *lift* dengan koefisien *drag*. Semakin besar C_L / C_d nilai maka semakin baik performa dari suatu airfoil. Berdasarkan grafik di atas dapat dilihat bahwa modifikasi airfoil dengan penambahan *bump* di $B/C = 0,15$ memiliki performa terbaik di antara modifikasi lainnya pada *angle of attack* 4° dan 8° sedangkan pada *angle of attack* 12° performa terbaik dimiliki oleh airfoil dengan penambahan *bump* di $B/C = 0,225$. Namun, jika dibandingkan dengan airfoil polos, airfoil dengan penambahan *bump* masih belum mampu untuk meningkatkan performa dari airfoil. Hal ini dapat dilihat dari nilai C_L / C_d yang dihasilkan oleh airfoil dengan *bump* masih jauh dibawah nilai airfoil polos. Tidak meningkatnya performa dari airfoil yang telah dimodifikasi dapat disebabkan dari ukuran *bump*, dimana *bump* yang terlalu besar atau terlalu kecil tidak memberikan transisi yang diinginkan yang mengakibatkan peningkatan *drag* tanpa peningkatan *lift* yang signifikan.

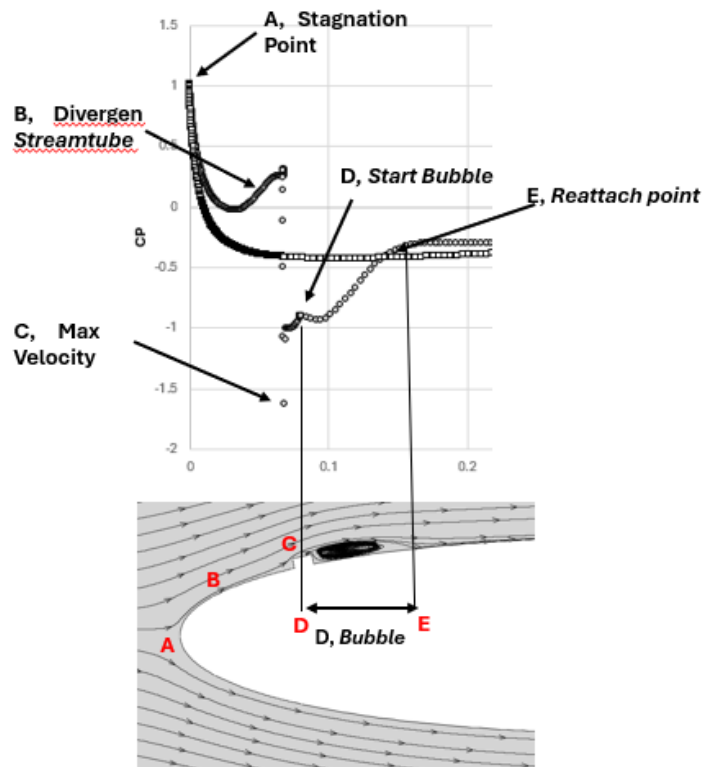
4.6. Diskusi

Untuk memberikan analisa yang lebih mendalam mengenai pengaruh penambahan *bump* pada airfoil NACA 0012 pada *angle of attack* 0° - 12° diperlukan diskusi terkait data yang mampu menjelaskan karakteristik mengenai aliran di sekitar airfoil NACA 0012 dengan dan tanpa penambahan *bump*.



Gambar 4.49 Perbandingan Karakteristik Aliran pada Airfoil saat *Angle of Attack* 12° .

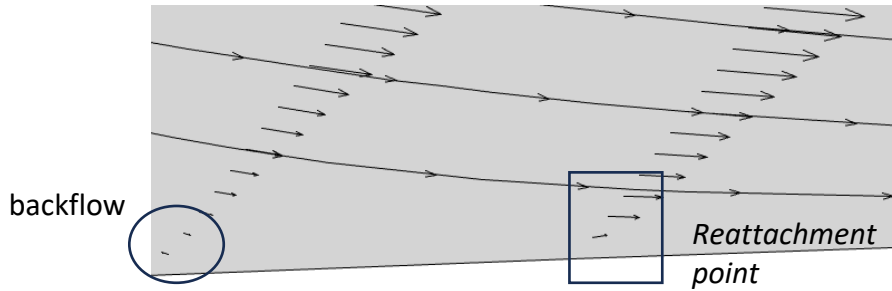
Gambar di atas merupakan visualisasi karakteristik aliran yang terbentuk pada masing-masing airfoil. Pada gambar terlihat bahwa airfoil polos mengalami separasi aliran di daerah menuju *trailing edge*. Lalu pada airfoil dengan penambahan *bump*, yang diharapkan dapat menunda terjadinya separasi justru membuat defleksi aliran yang berlebih sehingga membuat aliran sukar untuk *reattach* dan tidak efektif untuk meningkatkan performa dengan ditandai oleh kenaikan nilai koefisien *drag* yang signifikan.



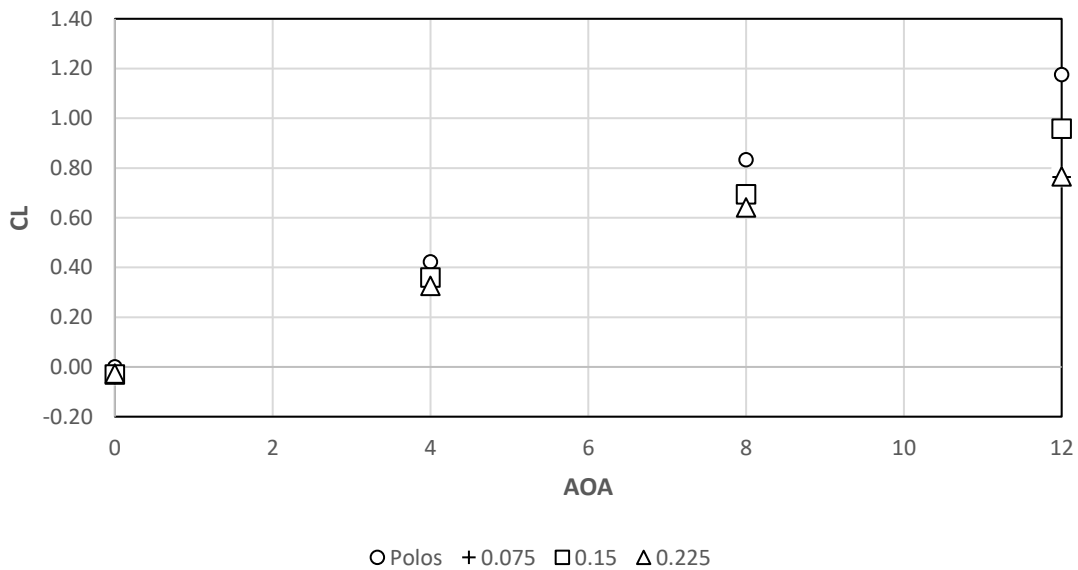
Gambar 4. 56 Detail Grafik C_p pada Airfoil *Bump*, $B/C = 0,15$

Pada airfoil dengan penambahan *bump*, aliran mengalami peristiwa yang berbeda dengan airfoil polos. Pada gambar 4.56 dapat dilihat bahwa peristiwa diawali dengan aliran mengalami stagnasi yang ditandai dengan $C_p = 1$, dilanjutkan dengan adanya percepatan akibat aliran mengalami *convergen streamtube*, lalu aliran terdivergensi sedikit sebelum akhirnya mengalami percepatan kedua akibat *bump* yang ditandai dengan penurunan nilai C_p hingga minimum *pressure*. Setelah itu, grafik kembali naik dan C_p mengalami konstan sejenak, hal ini menandakan bahwa pada posisi tersebut terbentuk *bubble separation* akibat tidak adanya perubahan tekanan pada aliran yang terseparasi. Titik berakhirnya *bubble* terjadi ketika aliran kembali *reattach* dengan *body* airfoil dengan ditandai nilai kontur tekanan yang memiliki pola aliran seperti aliran dekat kontur. Selain itu, *reattachment point* juga dapat dilihat ketika vektor kecepatan pada titik tersebut tidak memiliki pola aliran *backflow*. Oleh karena itu, untuk memvalidasi *reattachment*, perlu diperhatikan vektor kecepatan di *area* tersebut, seperti yang terlihat

pada gambar 4.57 yang menunjukkan titik *reattachment* dari airfoil dengan *bump*, $B/C = 0,15$ dengan *angle of attack* 0° .



Gambar 4. 57 Titik *Reattachemnt*

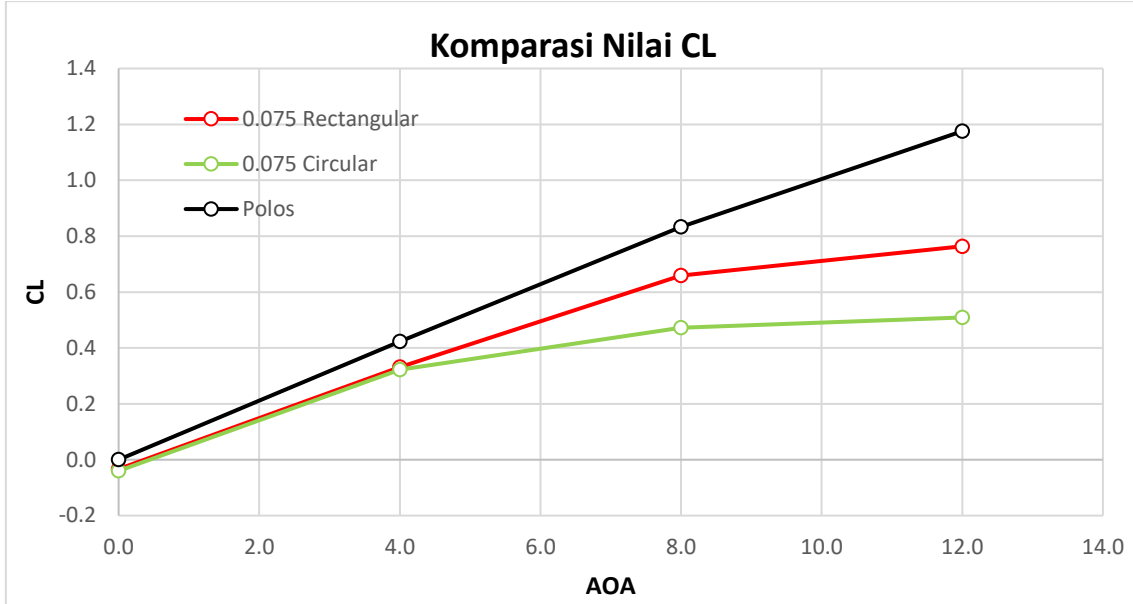


Gambar 4. 58 Hasil C_l Airfoil

Gambar 4.58 menunjukkan persebaran nilai C_l yang dihasilkan oleh airfoil sebelum dan setelah penambahan *bump*. Pada tabel terlihat bahwa penambahan *bump* tidak selalu dapat meningkatkan performa airfoil. Peletakan *bump* di awal diperkirakan akan memperkuat aliran karena semakin awal peletakan maka semakin dekat dengan *area* kovergensi *streamtube* di daerah *favorable pressure gradient*, di mana aliran memiliki kecepatan tinggi. Semakin awal peletakan *bump*, aliran akan dikuatkan pada saat kecepatan tertinggi sehingga diasumsikan peletakan tersebut paling efektif. Namun, hipotesis ini tidak benar pada simulasi yang sedang dilakukan.

Penambahan *bump* pada airfoil diharapkan meningkatkan performa airfoil dengan memperkuat aliran melalui *bubble separation*. Secara teoritis, *bubble separation* dapat memberikan enerrgi tambahan melalui fluktuasi yang dihasilkan, asalkan *bubble* yang terbentuk memiliki karakteristik yang optimal, seperti tebal dan tidak terlalu panjang. *Bubble* dapat mengimbangi penambahan luas *area* pada bagian atas airfoil dengan menghasilkan aliran turbulen yang intens di daerah *adverse pressure* pada bagian atas airfoil. Hal ini bisa dicapai melalui penggunaan karakteristik *bump* yang berbeda, seperti

vortex generator, *groove*, atau bentuk *obstacle* lainnya. Ketidakefektifan *bump* juga dapat disebabkan oleh siklus vortex pada *bubble* yang tidak sempurna yang mengakibatkan siklus vortex kurang optimal. Maka dari itu, diperlukan penelitian lanjutan mengenai *boundary layer manipulation* pada airfoil.



Gambar 4. 59 Komparasi Nilai Cl Retangular dan Semicircular

Gambar 4.59 merupakan nilai Cl yang dihasilkan oleh airfoil polos dan airfoil dengan penambahan *bump*. Berdasarkan grafik tersebut terlihat bahwa penambahan *rectangular bump* memiliki *error* yang lebih kecil dibandingkan dengan *semicircular bump*. Hal ini diduga disebabkan oleh bentuk *rectangular bump* memiliki lintasan yang ekstrim yang menyebabkan aliran sulit untuk berjalan mulus di atas *bump* sehingga *bubble* yang terbentuk oleh *rectangular bump* lebih kuat dengan *semicircular bump*. Hal ini menunjukkan bahwa performa airfoil dengan *rectangular bump* lebih baik dari penambahan *semicircular bump* karena nilai yang dihasilkan lebih mendekati acuan.

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1. Kesimpulan

Berdasarkan simulasi yang telah dilakukan, “Studi Numerik Pengaruh Penambahan *Rectangular Bump* Terhadap Karakteristik Aerodinamika Pada Airfoil NACA 0012”, menghasilkan beberapa kesimpulan sebagai berikut.

1. Penambahan *rectangular bump* dengan sisi 3 mm pada *upper side* airfoil dapat menimbulkan *bubble separation* pada airfoil.
2. Pada *angle of attack* rendah, efektivitas dari *bubble* terjadi ketika *bump* $b/c = 0,15$ yang dibuktikan dari nilai C_l yang didapat paling mendekati dengan nilai C_l dari airfoil polos. Hal ini terjadi karena jika *bump* diletakan di awal, penguatan aliran terjadi terlalu dini karena aliran belum sepenuhnya melewati *area* turbulen. Sebaliknya, jika *bump* ditempatkan di akhir, penguatan aliran terlambat karena aliran sudah tidak turbulen. Maka dari itu, penempatan *bump* di posisi tengah adalah yang paling optimal.
3. Pada *angle of attack* tinggi ($>8^\circ$), efektivitas dari *bubble* terjadi ketika *bump* $b/c = 0,225$ yang dibuktikan dari C_l yang didapat paling mendekati dengan nilai C_l dari airfoil polos. Hal ini terjadi karena jika *bump* ditempatkan di awal atau tengah, aliran akan mengalami defleksi besar akibat lintasan ekstrim dari *angle of attack* tinggi, dan defleksi ini diperburuk oleh keberadaan *bump*. Akibatnya, defleksi yang semakin besar membuat aliran menjadi sulit untuk mengalami *reattachment*. Oleh karena itu, pada *angle of attack* tinggi, penempatan *bump* di akhir adalah yang paling optimal.

5.2. Saran

Adapun saran yang dapat dipertimbangkan untuk penelitian lebih lanjut adalah sebagai berikut:

1. Perlu dilakukan studi lebih lanjut mengenai pemilihan variasi geometri *bump*, seperti *dimpled spherical* atau *groove* untuk mendapatkan peningkatan performa.
2. Untuk mendapatkan performa yang lebih baik dapat dilakukan penambahan *bump* namun dengan variasi peletakan yang berbeda

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR PUSTAKA

- [1] “OUTLOOK ENERGI INDONESIA 2023.”
- [2] I. N. Wani *et al.*, “Design & analysis of NACA 0012 airfoil with circular dent of 30 mm depth on upper surface,” *Mater Today Proc*, May 2023, doi: 10.1016/j.matpr.2023.05.013.
- [3] U. Azmi, “STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR PADA AIRFOIL NASA LS-0417,” 2017.
- [4] Y. Liu, P. Li, W. He, and K. Jiang, “Numerical study of the effect of surface grooves on the aerodynamic performance of a NACA 4415 airfoil for small wind turbines,” *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 206, Nov. 2020, doi: 10.1016/j.jweia.2020.104263.
- [5] S. Nithya and G. Dineshkumar, “Design And Performance Analysis Of Bump Surface In An Airfoil,” 2013. [Online]. Available: www.ijird.com
- [6] A. K. Saraf, Dr. M. P. Singh, and Dr. T. S. Chouhan, “Effect of Dimple on Aerodynamic Behaviour of Airfoil,” *International Journal of Engineering and Technology*, vol. 9, no. 3, pp. 2268–2277, Jun. 2017, doi: 10.21817/ijet/2017/v9i3/1709030335.
- [7] J. Antonio, R. Diaz, A. Uranga, and A. Cajal, “NACA 0012 Airfoil Analysis,” 2018.
- [8] Z. Mehtar and A. Altaf, “Influence of spherical and pyramidal dimples and bumps on airfoil performance in subsonic flow,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 2021, doi: 10.1590/jatm.v13.1219.
- [9] P. J. Pritchard and J. C. Leylegian, “Fox and McDonalds Introduction to Fluid Mechanics, 8th Edition by Philip J. Pritchard (z-lib.org),” 2011.
- [10] R. Ridha, “STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI DI SEKITAR AIRFOIL NACA 0012 DENGAN BACKWARD SWEEP ANGLE 0°, 15°, DAN 30°,” 2017.
- [11] C. L. Ladson, A. S. Hill, and W. G. Johnson, “Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012 Airfoil in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel.”
- [12] J. Gordon Leishman, *Introduction to Aerospace Flight Vehicles*. 2023.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BIODATA PENULIS



Penulis lahir di Jakarta pada tanggal 14 April 2001 sebagai putra kedua dari dua bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal tingkat dasar di SD Negeri Pulo 03 Kebayoran Baru pada tahun 2013. Kemudian melanjutkan pendidikan menengah pertama di SMP Negeri 11 Jakarta hingga tahun 2016 dan pendidikan menengah atas di SMA Negeri 6 Jakarta hingga tahun 2019. Penulis melanjutkan pendidikan ke jenjang S-1 di Institut Teknologi Sepuluh Nopember di Surabaya pada tahun 2020-2024, tepatnya di Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem dengan bidang peminatan Konversi Energi.

Selain menempuh kegiatan akademik, sebagai mahasiswa di Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS, penulis turut aktif dalam berbagai kegiatan non-akademik. Pada Tahun 2022 penulis mulai aktif dalam organisasi Himpunan Mahasiswa Mesin ITS sebagai staf Departemen Hubungan Luar. Kemudian pada tahun 2023 penulis berkesempatan untuk memangku jabatan sebagai Kepala Departemen Hubungan Luar di Himpunan Mahasiswa Mesin ITS. Selain aktif dalam organisasi, adapun pelatihan yang penulis ikuti seperti Pelatihan Keterampilan Manajemen Mahasiswa Tingkat Dasar 2021, Pelatihan Karya Tulis Ilmiah Tingkat Dasar 2021, Pelatihan Keterampilan Manajemen Wirausaha 2021, dan lain sebagainya. Pada tahun 2023, penulis mendapat kesempatan untuk melaksanakan Kerja Praktik di PT. Pertamina Balongan RU VI dan ditempatkan pada Divisi Stationary Statutory Inspection Engineer selama satu bulan. Kemudian, pada tahun yang sama penulis memulai penulisan Tugas Akhir dengan judul “Studi Numerik Pengaruh Penambahan *Rectangular Bump* Terhadap Karakteristik Aerodinamika Pada Airfoil NACA 0012” hingga akhirnya selesai di tahun 2024. Untuk informasi, saran, maupun pertanyaan mengenai Tugas Akhir ini dapat menghubungi penulis melalui *e-mail*: fafalah14@gmail.com atau melalui *linked in*: [linkedin.com/in/fajrullfalah/](https://www.linkedin.com/in/fajrullfalah/)