



**TUGAS AKHIR - TF 141581**

**ANALISIS NUMERIK  
PERFORMANSI AERODINAMIKA  
PADA *LEADING EDGE TUBERCLES*  
AIRFOIL TURBIN ANGIN BIONIK  
BERBASIS *LONG-EARED OWL***

**DOAN TRI PRASETYO  
NRP. 0231 16 45000 029**

**Dosen Pembimbing :  
Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D**

**DEPARTEMEN TEKNIK FISIKA  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018**





**FINAL PROJECT - TF 141581**

**NUMERICAL ANALYSIS OF LEADING EDGE  
TUBERCLES BIONIC WIND TURBINE AIRFOIL  
BASED ON LONG EARED OWL  
AERODYNAMIC PERFORMANCE**

DOAN TRI PRASETYO  
NRP. 0231 16 45000 029

*Supervisors :*  
Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D

**ENGINEERING PHYSICS DEPARTMENT**  
*Faculty of Industrial Technology*  
*Sepuluh Nopember Institute of Technology*  
*Surabaya 2018*



## PERNYATAAN BEBAS PLAGIARISME

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Doan Tri Prasetyo  
NRP : 0231 16 45000 029  
Departemen / Prodi : Teknik Fisika / S1 Teknik Fisika  
Fakultas : Fakultas Teknologi Industri  
Perguruan Tinggi : Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul “Analisis Numerik Performansi Aerodinamika pada *Leading Edge Tubercles* Airfoil Turbin Angin Bionik Berbasis *Long-Eared Owl*” adalah benar-benar karya saya sendiri dan bukan plagiat dari orang lain. Apabila di kemudian hari terbukti terdapat plagiat pada Tugas Akhir ini, maka saya bersedia untuk menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, 25 Juli 2018  
Yang membuat pernyataan,



Doan Tri Prasetyo  
NRP. 231 16 45000 029



**LEMBAR PENGESAHAN  
TUGAS AKHIR**

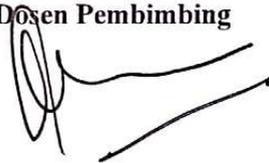
**ANALISIS NUMERIK PERFORMANSI AERODINAMIKA  
PADA *LEADING EDGE TUBERCLES* AIRFOIL TURBIN  
ANGIN BIONIK BERBASIS *LONG-EARED OWL***

Oleh:

**Doan Tri Prasetyo**  
**NRP. 0231 16 45000 029**

**Surabaya, 25 Juli 2018**

**Menyetujui,  
Dosen Pembimbing**



**Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D.**  
**NIP. 19771127 200212 1 002**

**Mengetahui,  
Kepala Departemen  
Teknik Fisika FTI-ITS**



**Agus Muhammad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D.**  
**NIP. 19780902 200312 1 002**

*“Halaman ini memang dikosongkan”*

**ANALISIS NUMERIK PERFORMANSI AERODINAMIKA  
PADA *LEADING EDGE TUBERCLES* AIRFOIL  
TURBIN ANGIN BIONIK BERBASIS *LONG-EARED OWL***

**TUGAS AKHIR**

Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
Pada

Bidang Studi Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan  
Program Studi S-1 Departemen Teknik Fisika  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**Doan Tri Prasetyo**  
**NRP. 0231 16 45000 029**

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D. .... (Pembimbing I)
2. Dr. Suyanto, S.T., M.T. .... (Penguji I)
3. Andi Rahmadiansah, S.T., M.T. .... (Penguji II)

**SURABAYA**  
**JULI, 2018**

*“Halaman ini memang dikosongkan”*

**ANALISIS NUMERIK PERFORMANSI AERODINAMIKA  
PADA *LEADING EDGE TUBERCLES* AIRFOIL  
TURBIN ANGIN BIONIK BERBASIS *LONG-EARED OWL***

**Nama** : Doan Tri Prasetyo  
**NRP** : 0231 16 45000 029  
**Departemen** : Teknik Fisika FTI-ITS  
**Dosen Pembimbing** : Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D

**Abstrak**

Airfoil bionik berbasis *long-eared owl* adalah airfoil yang diekstraksi dari sayap burung *long eared owl* dan telah diterapkan sebagai *blade* untuk meningkatkan efisiensi turbin angin. Penelitian ini mencoba menginvestigasi secara aerodinamika terhadap modifikasi airfoil *long-eared owl* menggunakan model *leading edge tubercles* sebagai *flow separation control* untuk mengatasi kondisi *stall* pada airfoil. Modifikasi terhadap airfoil menggunakan tiga variasi bentuk *tubercles* dengan amplitudo masing-masing  $0,025c$ ,  $0,050c$ , dan  $0,12c$ . Investigasi dilakukan secara numerik menggunakan komputasi dinamika fluida pada bilangan Reynolds 60.000 dan 120.000. Karakteristik, profil aliran dan kontur tekanan dari airfoil tersebut dianalisa berdasarkan hasil simulasi. Hasil investigasi menunjukkan bahwa airfoil bionik berbasis *long-eared owl* yang telah dimodifikasi menggunakan *leading edge tubercles* mengalami reduksi koefisien angkat dan seret pada kondisi *pre-stall maupun post stall* dibandingkan dengan airfoil tanpa *tubercles*. Profil aliran dan kontur tekanan di sekitar permukaan airfoil menunjukkan bahwa daerah separasi berubah ketika *leading edge* dimodifikasi menggunakan *tubercles*. Pada kondisi *pre-stall*, separasi hanya terjadi secara merata pada daerah yang searah dengan *trough*. Sedangkan untuk kondisi *post-stall*, *tubercles* mengubah bentuk daerah separasi yang diakibatkan oleh *stall cell*. Peningkatan rasio gaya angkat terhadap gaya seret terbesar terjadi pada airfoil *Mod 2* sebesar 13% sampai dengan 37% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 1% sampai dengan 7% pada bilangan Reynolds 120.000.

**Kata Kunci:** *Airfoil, Bionik, Turbin angin, Tubercles*

*“Halaman ini memang dikosongkan”*

# **NUMERICAL ANALYSIS OF LEADING EDGE TUBERCLES BIONIC WIND TURBINE AIRFOIL BASED ON LONG EARED OWL AERODYNAMIC PERFORMANCE**

**Name** : Doan Tri Prasetyo  
**NRP** : 0231 16 45 000 029  
**Department** : Teknik Fisika FTI-ITS  
**Supervisors** : Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D

## ***Abstract***

*Bionic airfoil based on long-eared owl is an airfoil that extracted from long eared owl wing and it has been implemented as blade for enhancing wind turbine efficiency. The aim of this research is to try to investigate aerodynamically toward long-eared owl mairfoil modification using leading edge tubercles as flow separation control for delaying stall on airfoil. Modification toward airfoil using 3 variation shape of tubercles which each of them has amplitude 0,025c, 0,050c, and 0,12c. The investigation has conducted numerically using computational fluid dynamics with variation of Reynolds number 60.000 and 120.000. The characteristics of streamline profile and pressure conture from that airfoil have been analysed based on simulation result. The result of investigation shows that modified bionic airfoil based on long-eard owl using leading edge tubercles reduces the lift coefficient on the pre-stall regime and post-stall regime compared airfoil without tubercles. The profile of the streamline and pressure contour shows that separation region changed when the leading edge of airfoil modified by tubercles. At pre-stall condition, separation occurs only at the region with the same direction as trough region. At the post-stall condition, tubercles changes the shape of separation region which is has yielded by stall cell. The biggest enhancement of lift to drag ratio happened on Mod 2 airfoil by 13% up to 37% on Reynolds number 60.000 and by 1% up to 7% on Reynolds number 120.000.*

**Keywords** : Airfoil, Bionic, Wind Tubine, Tubercles

*“This page intentionally left blank”*

## KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis kepada Allah SWT, karena rahmat dan hikmat-Nya sehingga penulis diberikan kesehatan, kemudahan, dan kelancaran dalam menyusun laporan tugas akhir ini dengan judul **“ANALISIS NUMERIK PERFORMANSI AERODINAMIKA PADA *LEADING EDGE TUBERCLES* AIRFOIL TURBIN ANGIN BIONIK BERBASIS *LONG-EARED OWL*”**.

Tidak lupa penulis menyampaikan terimakasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Bapak Agus Muhamad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D., selaku kepala Departemen Teknik Fisika ITS.
2. Bapak Hendra Cordova, S.T., M.T. selaku ketua jurusan Teknik Fisika ITS.
3. Bapak Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D. selaku kepala Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan sekaligus pembimbing yang sangat sabar dalam membimbing.
4. Bapak Dr. Ir. Purwadi Agus Darwito, M.Sc., selaku dosen wali akademik penulis ketika menjadi mahasiswa Lintas Jalur Teknik Fisika ITS.
5. Bapak Dr. Suyanto, S.T., M.T., dan Bapak Andi Rahmadiansah S.T., M.T, selaku dosen penguji sidang Tugas Akhir penulis .
6. Orang tua penulis yang senantiasa mendoakan penulis agar cepat mendapat gelar Sarjana
7. Teman-teman Laboraturium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan yang telah memberi semangat.
8. Teman-teman se-angkatan Lintas Jalur 2016 yang telah berjuang bersama.
9. Pihak-pihak yang telah membantu karya tulis ini diselesaikan dengan tepat waktu yang tak bisa penulis sebut namanya satu persatu. Penulis mengucapkan banyak terima kasih.

Penulis sadar bahwa penulisan laporan tugas akhir ini tidak sempurna, namun semoga laporan ini dapat memberikan kontribusi yang berarti dan menambah wawasan yang bermanfaat bagi pembaca, keluarga besar Teknik Fisika khususnya, dan civitas akademik ITS pada umumnya. Semoga laporan tugas akhir ini dapat bermanfaat sebagai referensi pengerjaan laporan tugas akhir bagi mahasiswa yang lain.

Surabaya, 25 Juli 2018

Penulis

## DAFTAR ISI

Halaman Judul.....	i
<i>Title Page</i> .....	ii
LEMBAR PENGESAHAN.....	v
Abstrak .....	ix
<i>Abstract</i> .....	xi
KATA PENGANTAR.....	xiii
DAFTAR ISI.....	xv
DAFTAR GAMBAR .....	xvii
DAFTAR TABEL .....	xvii
BAB I .....	1
PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	3
1.3 Tujuan .....	4
1.4 Batasan Masalah .....	4
1.5 Sistematika Laporan.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Komputasi Dinamika Fluida .....	5
2.2 Persamaan Navier-Stokes.....	6
2.3 <i>RNG k-<math>\epsilon</math> Turbulence Model</i> .....	7
2.4 Turbin Angin.....	9
2.5 Airfoil Turbin Angin dan Konsep Umum Aerodinamika.....	11
2.6 Airfoil Bionik.....	17
2.7 <i>Leading Edge Tubercles</i> .....	20
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....	23
3.1 Skema Diagram Alir Penelitian .....	23
3.2 Pembuatan Geometri Airfoil .....	25
3.3 Desain Airfoil 3D.....	26
3.4 Karakteristik Bilangan Reynolds .....	27
3.5 Domain Komputasi .....	28
3.6 <i>Meshing</i> .....	29
3.7 Aspek-Aspek Komputasi .....	31
BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN.....	33

4.1	Verifikasi Hasil Simulasi .....	33
4.2	Airfoil <i>Base</i> .....	35
4.3	Airfoil Termodifikasi .....	40
4.4	Diskusi.....	60
BAB V PENUTUP .....		65
5.1	Kesimpulan .....	65
5.2	Saran.....	66
DAFTAR PUSTAKA.....		67
LAMPIRAN .....		69
BIODATA PENULIS.....		87

## DAFTAR GAMBAR

<b>Gambar 2.1</b>	Turbin angin modern (Burton, 2011)	10
<b>Gambar 2.2</b>	Bagian-bagian dari turbin angin <i>horizontal axis</i> (Heier, 2014)	11
<b>Gambar 2.3</b>	Nomenklatur airfoil (Manwell, J.G, & Rogers, 2009)	12
<b>Gambar 2.4</b>	Contoh airfoil (Manwell, J.G, & Rogers, 2009)	13
<b>Gambar 2.5</b>	Koefisien angkat dan seret pada airfoil simetris NACA 0012 (Manwell, J.G, & Rogers, 2009)	16
<b>Gambar 2.6</b>	Hasil pemindaian 3D dari sayap <i>owl</i> (Ge, Ren, Liang, Zhang, & Zhang, 2013)	19
<b>Gambar 2.7</b>	Sirip paus <i>humpback</i> (Johari, et al, 2007)	20
<b>Gambar 3.1</b>	Skema diagram alir penelitian tugas akhir	22
<b>Gambar 3.2</b>	Kurva dari airfoil bionik berbasis <i>long-eared owl</i>	24
<b>Gambar 3.1</b>	Bentuk 3D dari airfoil bionik berbasis <i>long-eared owl</i>	26
<b>Gambar 3.4</b>	Karakteristik bilangan Reynolds 60.000 (Tian, et al., 2017)	27
<b>Gambar 3.5</b>	Domain komputasi mesh tipe C	28
<b>Gambar 3.6</b>	Mesh tipe terstruktur	29
<b>Gambar 3.7</b>	Distribusi $y^+$ pada airfoil bionik berbasis <i>long-eared owl</i>	30
<b>Gambar 4.1</b>	Grafik studi <i>grid independen</i> dengan variasi jumlah grid	33
<b>Gambar 4.2</b>	Grafik $Cl-Cd$ hasil penelitian Tian et al (2007)	34
<b>Gambar 4.3</b>	Karakteristik performansi airfoil bionik <i>base</i> pada Re 60.000 menggunakan model RNG k- $\epsilon$	36
<b>Gambar 4.4</b>	Karakteristik performansi airfoil bionik <i>Base</i> pada Re 120.000 menggunakan model RNG k- $\epsilon$	37

<b>Gambar 4.5</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Base</i> ketika sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	38
<b>Gambar 4.6</b>	Distribusi tekanan di dinding airfoil <i>Base</i> pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	39
<b>Gambar 4.7</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Base</i> ketika sudut serang 20 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	40
<b>Gambar 4.8</b>	Distribusi tekanan pada permukaan airfoil <i>Base</i> pada sudut serang 20 Derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	40
<b>Gambar 4.9</b>	Perbandingan karakteristik performansi <i>Cl</i> dan <i>Cd</i> airfoil bionik <i>Base</i> dan <i>Mod 1</i> pada Re 60.000	42
<b>Gambar 4.10</b>	Perbandingan karakteristik performansi <i>Cl</i> dan <i>Cd</i> airfoil bionik <i>Base</i> dan <i>Mod 1</i> pada Re 120.000	42
<b>Gambar 4.11</b>	Perbandingan Karakteristik Performansi <i>Cl</i> dan <i>Cd</i> Airfoil Bionik <i>Base</i> dan <i>Mod 2</i> pada Re 60.000	44
<b>Gambar 4.12</b>	Perbandingan karakteristik performansi <i>Cl</i> dan <i>Cd</i> airfoil bionik <i>Base</i> dan <i>Mod 2</i> pada Re 120.000	44
<b>Gambar 4.13</b>	Perbandingan karakteristik performansi <i>Cl</i> dan <i>Cd</i> airfoil bionik <i>Base</i> dan <i>Mod 3</i> pada Re 60.000	45
<b>Gambar 4.14</b>	Perbandingan karakteristik performansi <i>Cl</i> dan <i>Cd</i> airfoil bionik <i>Base</i> dan <i>Mod 3</i> pada Re 120.000	46
<b>Gambar 4.15</b>	Perbandingan rasio gaya angkat dan seret pada airfoil bionik <i>Base</i> dan airfoil termodifikasi untuk Re 60.000	47
<b>Gambar 4.16</b>	Perbandingan rasio gaya angkat dan seret pada airfoil bionik <i>Base</i> dan airfoil termodifikasi untuk Re 120.000	48

<b>Gambar 4.17</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Mod 1</i> ketika sudut serang 5 Derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000	49
<b>Gambar 4.18</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Mod 1</i> ketika sudut serang 20 Derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000	50
<b>Gambar 4.19</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Mod 2</i> ketika sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000	51
<b>Gambar 4.20</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Mod 2</i> ketika sudut serang 20 Derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000	52
<b>Gambar 4.21</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Mod 3</i> ketika sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000	53
<b>Gambar 4.22</b>	<i>Streamline</i> disekitar dinding airfoil <i>Mod 3</i> ketika sudut serang 20 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000	54
<b>Gambar 4.23</b>	Distribusi tekanan pada permukaan airfoil <i>Mod 1</i> pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) Re 60.000 dan (b) 120.000	55
<b>Gambar 4.24</b>	Distribusi tekanan pada permukaan airfoil <i>mod 1</i> pada sudut serang 20 derajat untuk Re (a) Re 60.000 dan (b) 120.000	56
<b>Gambar 4.25</b>	Distribusi tekanan pada permukaan airfoil <i>mod 2</i> pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	57
<b>Gambar 4.26</b>	Distribusi tekanan pada permukaan airfoil <i>Mod 2</i> pada sudut serang 20 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	58
<b>Gambar 4.27</b>	Distribusi tekanan pada permukaan airfoil <i>Mod 3</i> pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	59
<b>Gambar 4.28</b>	Distribusi tekanan di sekitar dinding airfoil <i>Mod 3</i> pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000	59

*“Halaman ini memang dikosongkan”*

## DAFTAR TABEL

<b>Tabel 3.1</b>	Parameter dari airfoil bionik <i>long-eared owl</i> (Tian, <i>et al.</i> , 2017)	25
<b>Tabel 3.2</b>	Domain komputasi untuk simulasi	28
<b>Tabel 4.1</b>	Pemetaan modifikasi terhadap airfoil bionik berbasis <i>long-eared owl</i>	41

*“Halaman ini memang dikosongkan”*

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Turbin angin adalah salah satu dari beberapa mekanisme yang digunakan untuk mentransformasi energi angin ke dalam bentuk energi listrik dan hal tersebut adalah peran kunci dari generator turbin angin. Karakteristik-karakteristik aerodinamika dari *blade* turbin angin secara langsung berhubungan dengan efisiensi generator turbin angin. Penelitian mengenai karakteristik dan performansi aerodinamika *blade* turbin angin telah menjadi subyek penting dari energi angin (Manwell, J.G, & Rogers, 2009). *Blade* turbin angin menggunakan airfoil-airfoil untuk meningkatkan daya mekanik. Daerah *cross-section* dari turbin angin tersusun dari bentuk-bentuk airfoil. Lebar dan panjang dari *blade* menentukan performansi aerodinamika yang diinginkan, daya maksimum rotor yang diinginkan, sifat-sifat airfoil dan kekuatannya (Manwell, J.G, & Rogers, 2009).

*Blade* dari Turbin Angin tipe *horizontal axis* telah didesain menggunakan ‘airfoil family’. Daerah ujung *blade* didesain menggunakan airfoil tipis, karena diperuntukan agar rasio koefisien angkat dan seret sangat tinggi, dan daerah *root* didesain menggunakan versi tebal dari airfoil yang sama untuk alasan struktural. Secara umum pada tahun 1970-an dan awal tahun 1980-an, para desainer turbin angin merasa bahwa perbedaan kecil dari karakteristik performansi airfoil jauh kurang penting daripada mengoptimasi *twist* dan keruncingan dari *blade*. Atas alasan tersebut, perhatian terhadap pemilihan airfoil menjadi sangat sedikit. Maka, airfoil-airfoil yang digunakan adalah airfoil yang digunakan oleh industri helikopter karena helikopter dipandang mempunyai aplikasi yang sama. Jenis airfoil aviasi semacam NACA 44xx dan NACA 230xx adalah pilihan populer karena mempunyai koefisien angkat tinggi, koefisien seret rendah dan *moment pitching* rendah (Manwell, J.G, & Rogers, 2009).

Berbagai penelitian untuk mendapatkan performansi aerodinamika yang baik pada airfoil telah banyak dilakukan, salah

satunya adalah membuat bentuk airfoil dengan meniru sayap-sayap burung. Liu, *et al* (2004) melakukan pemindaian terhadap beberapa jenis sayap burung diantaranya *seagull*, *merganser*, *teal*, dan *owl* menggunakan 3D *laser scanner*. Penelitiannya menghasilkan kuantitas-kuantitas geometri, termasuk *camber line*, distribusi ketebalan airfoil, distribusi *chord*, *wing planform* dan *twist distribution*. Semuanya dapat diekspresikan secara analitik dengan tepat. Selanjutnya, Hua Xin, *et al* (2010) melakukan penelitian dengan membandingkan airfoil yang dibentuk berdasarkan sayap *seagull* dan airfoil NACA 4412 dengan variasi bilangan Reynolds dan sudut serang yang berbeda, koefisien angkat *seagull* airfoil meningkat 24.97%, 46,02% dan 48% dari NACA 4412.

Penelitian terhadap airfoil bionik berbasis *owl* yang dilakukan oleh Xiaomin Liu dan Xiang Liu (2014) menunjukkan bahwa rasio koefisien angkat-seret dari *bionic* airfoil lebih tinggi dari airfoil NACA 0006 dan *noise spectra* airfoil tersebut menurun dengan semakin meningkatnya frekuensi, tetapi kondisi *stall* terjadi pada sudut serang disekitar 9 derajat sampai dengan 10 derajat dan lokasi separasi berada di daerah *leading edge*. Penelitian aeroakustik dari airfoil ini juga dilakukan oleh Ge Chiangjiang (2017). Penelitiannya membuktikan bahwa noise dari airfoil bionik berbasis *owl* sangat rendah emisi akustik ketika frekuensi mencapai 2Khz.

Dari segi performansi aerodinamika, Tian, *et al*, (2017) juga telah melakukan studi numerik terhadap airfoil bionik berbasis *long-eared owl*. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa airfoil bionik memberikan kenaikan koefisien angkat yang tinggi, juga airfoil bionik yang diaplikasikan sebagai *blade* turbin angin menaikkan efisiensi sebesar 12% sampai dengan 44%. dibandingkan dengan airfoil NACA 4412. Pada penelitian Tian, *et al*, (2017) menunjukkan hasil rasio koefisien angkat dan koefisien seret L/D saat sudut serang dinaikan dengan rentang 0 derajat sampai dengan 10 derajat. L/D secara gradual naik dengan nilai maksimum dari koefisien angkat didapat saat sudut serang 10 derajat. Koefisien angkat menurun dengan seketika koefisien seret naik, yang mana dapat diartikan airfoil berada dalam keadaan

kondisi *stall* pada sudut serang 10 derajat, nilai ini hampir sama dengan penelitian Xiaomin Liu dan Xiang Liu (2014). kondisi *stall* pada sudut serang yang relatif kecil ini akan berpengaruh pada performansi aerodinamika secara serius jika airfoil diaplikasikan sebagai turbin angin.

Teknik *flow separation control* dibutuhkan untuk mengatasi kondisi *stall*. Salah satu teknik *flow separation control* adalah *leading edge tubercles*. Teknik tersebut, adalah teknik *flow separation control* dengan mengubah geometri *leading edge* airfoil sehingga berbentuk bergelombang. Kobayashi & Pedro (2008) telah melakukan penelitian terhadap teknik ini dan menunjukkan bahwa separasi pada airfoil dapat diatasi dan meningkatkan gaya angkat maksimum, dan sudut *stall* maksimum. Johari *et al* (2007) juga telah melakukan penelitian terhadap teknik ini yang diterapkan pada airfoil NACA 63-021 dan menunjukkan bahwa pada saat kondisi *post-stall* airfoil dengan *tubercles* mempunyai koefisien angkat 50% lebih besar dari pada airfoil tanpa *tubercles*. penelitian lanjutan terhadap teknik ini dilakukan oleh Corsini *et al* (2013). Penelitian tersebut menerapkan *tubercles* terhadap airfoil simetris dan airfoil ber-*camber* dan menghasilkan kesimpulan bahwa pada kondisi *pre-stall* airfoil ber-*camber* reduksi gaya angkat 5 kali lebih kecil dari pada airfoil simetris. Pada saat kondisi *post-stall*, airfoil ber-*camber* mendapatkan penambahan gaya angkat sebesar 15% sampai dengan 20%. Jika dilihat dari geometri airfoil turbin angin bionik berbasis *long-eared owl*, airfoil ini mempunyai *camber* yang besar. Oleh karena itu perlu dilakukan sebuah penelitian untuk menganalisis performansi aerodinamika terhadap teknik *leading edge tubercles* yang diterapkan pada airfoil turbin angin bionik berbasis *long-eared owl*.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas, maka permasalahan yang terdapat pada tugas akhir ini adalah bagaimana performansi aerodinamika pada *leading edge tubercles* yang diterapkan pada airfoil turbin angin bionik berbasis *Long-Eared-Owl*?

### 1.3 Tujuan

Berdasarkan permasalahan yang ada didapatkan tujuan dari tugas akhir ini yaitu menganalisis performansi aerodinamika pada *leading edge tubercles* yang diterapkan pada airfoil turbin angin bionik berbasis *Long-Eared-Owl*.

### 1.4 Batasan Masalah

Berdasarkan identifikasi masalah maka batasan masalah dari tugas akhir ini adalah :

1. Penelitian dilakukan secara numerik.
2. Variabel yang divariasikan adalah sudut serang, dan amplitudo *tubercles*.
3. Bilangan Reynolds yang divariasikan adalah 60.000 dan 120.000.

### 1.5 Sistematika Laporan

Sistematika penulisan laporan tugas akhir adalah sebagai berikut:

- a. BAB I PENDAHULUAN  
Pada bab I ini terdiri dari latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan dan sistematika laporan.
- b. BAB II TEORI PENUNJANG  
Pada bab II ini dibahas mengenai teori-teori yang berkaitan dengan penelitian yang akan dilakukan yaitu CFD, airfoil dan sebagainya.
- c. BAB III METODOLOGI PENELITIAN  
Pada bab III ini berisi mengenai rancangan dari penelitian yang dilakukan, metode dan langkah-langkah dalam penelitian.
- d. BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN  
Pada bab IV ini berisi tentang data hasil penelitian dari simulasi airfoil, serta analisis dari simulasi yang sudah dilakukan..
- e. BAB V KESIMPULAN DAN SARAN  
Pada bab V ini diberikan kesimpulan tentang tugas akhir yang telah dilakukan berdasarkan data-data yang diperoleh.

## **BAB II**

### **TINJAUAN PUSTAKA**

#### **2.1 Komputasi Dinamika Fluida**

Komputasi Dinamika Fluida atau CFD adalah disiplin ilmu yang didedikasikan untuk mengembangkan teknik solusi numerik dalam menyelesaikan persamaan diferensial parsial. Secara umum, teknik numerik yang digunakan untuk kasus inkompresibel, aliran viskos, termasuk campuran beberapa komponen gas adalah berbasis pada metode volume hingga. Metode ini juga mengandung proses diskritisasi dari persamaan-persamaan penyusun pada grid-grid yang terstruktur maupun yang tidak terstruktur dan solusi iteratif pada hasil dari persamaan-persamaan aljabar yang dihasilkan. (Ferziger & Peric, 1996)

Contoh pengaplikasi dari CFD dalam dunia industri adalah sebagai berikut:

1. Aerodinamika pesawat terbang.
2. Hidrodinamika kapal.
3. *Power plant*: pembakaran pada turbin gas.
4. Mesin-mesin fluida: aliran dalam mesin.
5. Proses-proses kimia: pencampuran, pemisahan, *polymer molding*.
6. Lingkungan luar atau dalam dari bangunan: beban angin dan pemanas/ventilasi.
7. Teknik kelautan: beban struktur *on-off shore*.
8. Teknik Lingkungan: distribusi pollutan.
9. Hidrologi dan Oceanografi: aliran sungai, samudra.
10. Meteorologi: prediksi cuaca.

Pemrograman CFD adalah program yang terstruktur dengan algoritma-algoritma numerik yang mampu memecahkan masalah-masalah aliran fluida. Kode-kode pemrograman dibagi menjadi tiga bagian: (i) *pre-processor* (ii) *a solver* (iii) *post-processor*.

- a. *Preprocessor* adalah tahap dimana data diinput mulai dari pendefinisian domain serta pendefinisian kondisi batas atau *boundary condition*. Ditahap itu juga sebuah benda atau

ruangan yang akan analisa dibagi-bagi dengan jumlah grid tertentu atau sering disebut juga dengan *meshing*.

- b. *Processor*, pada tahap ini dilakukan proses penghitungan data-data input dengan persamaan yang terlibat secara iteratif. Artinya penghitungan dilakukan hingga hasil menuju *error* terkecil atau hingga mencapai nilai yang konvergen. Penghitungan dilakukan secara menyeluruh terhadap volume kontrol dengan proses integrasi persamaan diskrit.
- c. *Postprocessor* dimana hasil perhitungan diinterpretasikan ke dalam gambar, grafik bahkan animasi dengan pola-pola warna tertentu.

Hal yang paling mendasar mengapa konsep CFD banyak sekali digunakan dalam dunia industri adalah dengan CFD dapat dilakukan analisa terhadap suatu sistem dengan mengurangi biaya eksperimen dan tentunya waktu yang panjang dalam melakukan eksperimen tersebut. Atau dalam proses *design engineering* tahap yang harus dilakukan menjadi lebih pendek. Hal lain yang mendasari pemakaian konsep CFD adalah pemahaman lebih dalam akan suatu masalah yang akan diselesaikan atau dalam hal ini pemahaman lebih dalam mengenai karakteristik aliran fluida dengan melihat hasil berupa grafik, vektor, kontur dan bahkan animasi. Ditinjau dari istilahnya, *Computational Fluid Dynamics* (CFD) bisa berarti suatu teknologi komputasi yang memungkinkan kita untuk mempelajari dinamika dari benda-benda atau zat-zat yang mengalir.

## 2.2 Persamaan Navier-Stokes

Komputasi dinamika fluida disusun berdasarkan persamaan-persamaan dasar yang berlaku pada dinamika fluida yaitu persamaan Navier-Stokes. Persamaan Navier-Stokes terbagi menjadi 2 persamaan umum yakni persamaan kontinuitas dan persamaan momentum. Persamaan-persamaan tersebut berdasarkan hukum fundamental dalam fisika bahwa massa adalah kekal dan momentum adalah kekal. Persamaan Navier-Stokes dapat dituliskan sebagai berikut:

Persamaan kontinuitas.

Bentuk non-konservatif

$$\rho \frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (2.1)$$

Bentuk konservatif

$$\frac{D\rho}{Dt} + (\nabla \cdot \rho \mathbf{V}) = 0 \quad (2.2)$$

Persamaan Momentum.

Bentuk non-konservatif

Komponen x:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (2.3)$$

Komponen y:

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (2.4)$$

Komponen z:

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (2.5)$$

Bentuk konservatif

Komponen x:

$$\rho \frac{Du}{Dt} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (2.6)$$

komponen y:

$$\rho \frac{Dv}{Dt} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (2.7)$$

Komponen z:

$$\rho \frac{Dw}{Dt} + \nabla \cdot (\rho w \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (2.8)$$

Dalam persamaan ini,  $u$ ,  $v$ ,  $w$  adalah komponen kecepatan dalam arah  $x$ ,  $y$ ,  $z$ ,  $\rho$  adalah densitas ( $\text{kg/m}^3$ ),  $p$  adalah tekanan ( $\text{N/m}^2$ ),  $f$  adalah gaya *body* ( $\text{N/kg}$ ) dan  $\tau$  adalah *shear stress* ( $\text{N/m}^2$ ).

### 2.3 RNG $k$ - $\epsilon$ Turbulence Model

$k$ - $\epsilon$  turbulence model adalah 2 persamaan model turbulensi yang berdasarkan model persamaan-persamaan transport untuk

energi kinetik turbulen ( $k$ ) dan laju disipasinya ( $\varepsilon$ ). Model persamaan transport untuk  $k$  diturunkan dari persamaan eksak, sementara persamaan model *transport* untuk  $\varepsilon$  diperoleh dengan menggunakan penalaran fisik dan memiliki sedikit kemiripan dengan mitranya yang tepat secara matematis. Dalam penurunan model  $k$ - $\varepsilon$ , asumsinya adalah bahwa aliran sepenuhnya bergejolak, dan efek viskositas molekuler dapat diabaikan. Model  $k$ - $\varepsilon$  standar karena itu hanya berlaku untuk aliran turbulen sepenuhnya.

Model turbulensi dua-persamaan dari tipe  $k$ - $\varepsilon$  diturunkan dengan menggunakan metode *Renormalization Group (RNG)* oleh Yakhot dan Orszag (1986). Pada metode ini aliran inkompresibel turbulen menghasilkan persamaan-persamaan gerak ternormalisasi

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + v_T) \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2.9)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.10)$$

Komponen  $\bar{u}_i$  adalah kecepatan rata-rata,  $\bar{P}$  adalah tekanan rata-rata, dan  $v_T$  adalah viskositas *eddy*. Pada bilangan Reynolds tinggi, viskositas *eddy* didapat dari:

$$v_T = C_\mu \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (2.11)$$

untuk,

$$K = \frac{1}{2} \overline{u_i' u_i'}, \quad \varepsilon = v \frac{\partial \overline{u_i'}}{\partial x_j} \frac{\partial \overline{u_i'}}{\partial x_j} \quad (2.12)$$

$K$  dan  $\varepsilon$  adalah energi kinetik turbulen dan laju disipasi.  $C_\mu$  adalah konstanta non dimensional yang bernilai 0,085 menggunakan metodologi *RNG*. Energi kinetik turbulen dan laju disipasi secara khusus didapat dari:

$$\frac{\partial K}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial K}{\partial x_i} = +P - \varepsilon - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \frac{v_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] \quad (2.13)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + u_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} = +C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon^2}{k} P - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{K} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \frac{v_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \quad (2.14)$$

Komponen  $P$  adalah hasil turbulensi dan  $\bar{S}_{ij}$  adalah rata-rata tensor tegangan yang dihasilkan oleh:

$$P = 2v_t \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij} \quad (2.15)$$

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.16)$$

Pada model  $RNG C_{1\varepsilon}$  bernilai 1,063,  $C_{\varepsilon 2}$  bernilai 1,72,  $\sigma_k$  bernilai 0.7179, dan  $\sigma_\varepsilon$  bernilai 0,7179.

## 2.4 Turbin Angin

Turbin angin dideskripsikan sebagai sebuah mesin yang mengubah energi angin menjadi energi listrik (Burton, 2011). Turbin angin terhubung dengan beberapa jaringan listrik. Jaringan ini termasuk sirkuit baterai, sistem daya, dan jaringan tertutup. Untuk memahami bagaimana turbin angin digunakan, sangat berguna jika secara singkat untuk menganggap hukum fundamental yang mendasari operasinya. Pada turbin angin modern, proses konversi energi menggunakan gaya angkat aerodinamika untuk memproduksi torsi pada poros yang berputar, hasilnya menghasilkan energi mekanik dan kemudian ditransformasikan ke energi listrik menggunakan generator. Perhitungan daya yang dapat dihasilkan oleh sebuah turbin angin dengan diameter kipas  $R$  adalah :

$$P = \frac{1}{2} \times \rho \pi R^2 v^3 \quad (2.11)$$

Dalam persamaan diatas, komponen  $P$  menyatakan daya yang ditangkap (Watt),  $\rho$  menyatakan kerapatan udara ( $\text{kg/m}^3$ ), dan  $v$  menyatakan kecepatan angin (m/s).

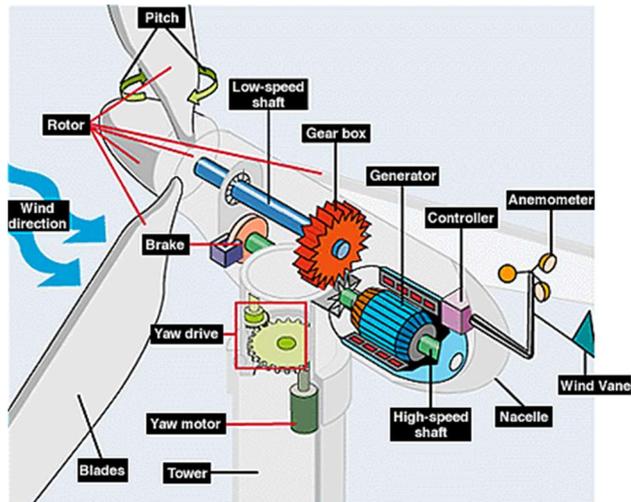
Umumnya daya efektif yang dapat diekstraksi oleh sebuah turbin angin hanya sebesar 20% sampai dengan 30%. Jadi rumus di atas dapat dikalikan dengan 0,2 atau 0,3 untuk mendapatkan hasil yang cukup eksak. Prinsip dasar kerja dari turbin angin adalah mengubah energi mekanis dari angin menjadi energi putar pada *blade*, lalu putaran kincir digunakan untuk memutar generator, yang akhirnya akan menghasilkan listrik (Heier, 2014). **Gambar 2.1** menunjukkan bentuk turbin angin *horizontal axis*.



**Gambar 2.1** Turbin angin modern (Burton, 2011)

Turbin angin HAWT (*Horizontal Axis Wind Turbine*) memiliki poros rotor utama dan generator listrik di puncak menara. Turbin berukuran kecil diarahkan oleh sebuah *blade* angin yang sederhana, sedangkan turbin berukuran besar pada umumnya menggunakan sebuah sensor angin yang digandengkan ke sebuah servo motor.. *Blade* turbin dibuat kaku agar mereka tidak terdorong menuju menara oleh angin berkecepatan tinggi. Sebagai tambahan, *blade* itu diletakkan di depan menara pada jarak tertentu dan sedikit dimiringkan.

Karena turbulensi menyebabkan kerusakan struktur menara, dan realibilitas begitu penting, sebagian besar HAWT merupakan mesin *upwind* (melawan arah angin). Meski memiliki permasalahan turbulensi, mesin *downwind* (menurut arah angin) dibuat karena tidak memerlukan mekanisme tambahan agar mereka tetap sejalan dengan angin, dan karena di saat angin berhembus sangat kencang, *blade* bisa ditekuk sehingga mengurangi wilayah tiupan mereka dan dengan demikian juga mengurangi resintensi angin dari *blade* itu (Heier, 2014). **Gambar 2.2** menunjukkan bagian-bagian penyusun turbin angin *horizontal axis*



**Gambar 2.2** Bagian-bagian dari turbin angin *horizontal axis* (Heier, 2014)

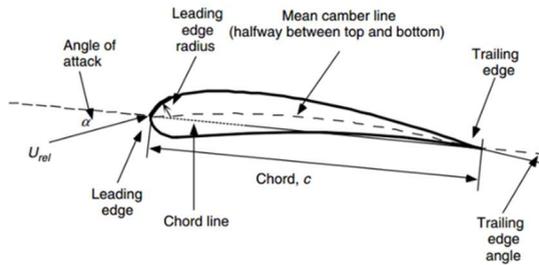
## 2.5 Airfoil Turbin Angin dan Konsep Umum Aerodinamika

*Blade* dari turbin angin menggunakan airfoil untuk mengembangkan daya mekanik. Daerah melintang dari bilah-bilah turbin disebut juga sebagai bentuk dari airfoil. Lebar dan panjang dari *blade-blade* tersebut menentukan performansi aerodinamika yang diinginkan. Performansi aerodinamika pada turbin angin adalah kemampuan turbin angin mengekstraksi energi angin ke dalam energi mekanik. Konsep aerodinamika dari airfoil yang digunakan harus dimengerti.

### A. Terminologi Airfoil

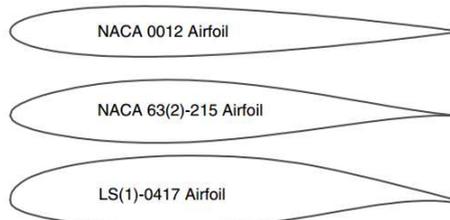
Karakteristik dan spesifikasi airfoil diperlihatkan pada **Gambar 2.3**. Bagian ujung depan airfoil disebut sebagai *leading edge*, dan bagian belakang disebut sebagai *trailing edge*. *Garis mean camber* adalah titik-titik lokus tangan antara permukaan atas dan permukaan bawah dari airfoil. Bagian depan dan bagian belakang dari titik-titik *garis mean camber* tersebut terletak pada *leading edge* dan *trailing edge*. Garis lurus yang menghubungkan

antara *leading edge* dan *trailing edge* disebut garis *chord* dari airfoil, dan jarak dari *leading edge* ke *trailing edge* diukur berdasarkan *chord*,  $c$ , dari airfoil. Sedangkan *camber* adalah jarak antara garis *mean camber* dan garis *chord*. Dan terakhir sudut serang,  $\alpha$ , didefinisikan sebagai sudut antara arah angin yang datang dan garis *chord*. Parameter-parameter geometri yang mempengaruhi performansi aerodinamika adalah: radius *leading edge*, *mean camber*, ketebalan maksimum, distribusi ketebalan, dan sudut *trailing edge* (Manwell, J.G, & Rogers, 2009).



**Gambar 2.3** Nomenklatur airfoil (Manwell, J.G, & Rogers, 2009)

Terdapat sangat banyak jenis airfoil (Manwell, J.G, & Rogers, 2009). Beberapa contoh airfoil yang sering digunakan untuk mendesain turbin angin diperlihatkan pada **Gambar 2.4**. NACA 0012 yang mempunyai ketebalan 12% dan berbentuk simetris. NACA 63(2)-215 yang mempunyai ketebalan 15% dengan sedikit *camber*, dan LS(1)-0417 yang mempunyai ketebalan 17% dengan *camber* yang besar.



**Gambar 2.4** Contoh airfoil (Manwell, J.G, & Rogers, 2009)

## B. Gaya Angkat dan Gaya Seret pada Airfoil

Aliran udara yang melewati airfoil memproduksi distribusi gaya pada permukaan airfoil. Kecepatan aliran terhadap airfoil meningkat ketika berada pada permukaan yang cekung menghasilkan tekanan rata-rata yang lebih rendah pada daerah 'suction' dari airfoil jika dibandingkan dengan sisi cekung atau daerah 'pressure' dari airfoil. Gesekan dari viskositas udara dan permukaan airfoil memperlambat laju aliran kemudian meluas ke seluruh permukaan.

Resultan dari tekanan dan gaya gesek ini digolongkan secara umum menjadi dua gaya dan moment gaya yang bekerja sejauh panjang *chord* pada jarak  $c/4$  diukur dari *leading edge*:

### 1. Gaya Angkat

Didefinisikan sebagai gaya yang tegak lurus dari arah laju udara yang datang. Gaya angkat adalah hasil dari perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah airfoil.

### 2. Gaya Seret

Didefinisikan sebagai gaya yang sejajar dengan laju aliran yang masuk. Gaya seret dihasilkan oleh gaya gesek viskositas pada permukaan airfoil dan perbedaan tekanan pada permukaan airfoil depan dan belakang dari aliran udara yang melintasi airfoil.

### 3. *Moment Pitching*.

Didefinisikan sebagai *moment* yang tegak lurus dengan bagian melintang dengan airfoil.

Teori dan hasil eksperimen telah memperlihatkan bahwa banyak masalah aliran dapat dikarakterisasi oleh parameter non-dimensional. Parameter non-dimensional yang paling penting untuk mendefinisikan karakteristik kondisi dari laju aliran adalah bilangan Reynolds.

Bilangan Reynolds ( $Re$ ) didefinisikan sebagai:

$$Re = \frac{UL}{\nu} = \frac{\rho UL}{\mu} = \frac{\text{Gaya Inersia}}{\text{Gaya Viskos}} \quad (2.12)$$

komponen  $\rho$  adalah densitas dari fluida ( $\text{kg/m}^3$ ),  $\mu$  adalah viskositas fluida ( $\text{Ns/m}^2$ ),  $\nu$  adalah viskositas kinematika ( $\text{m}^2/\text{s}$ ),  $U$  dan  $L$  ( $\text{m/s}$ ) adalah kecepatan dan panjang yang mengkarakterisasi skala

dari aliran. Hal ini juga berarti laju aliran udara dan panjang *chord* dari airfoil.

Koefisien gaya dan momen, yang mana adalah fungsi dari bilangan Reynolds, dapat didefinisikan untuk obyek dua atau tiga dimensi. Koefisien gaya dan dan moment untuk aliran pada obyek yang 2 dimensional dinotasikan sebagai  $C_d$  untuk koefisien seret 2 dimensi. Koefisien gaya dan dan momen untuk aliran pada obyek yang 3 dimensional dinotasikan sebagai  $C_d$  untuk koefisien seret 3 dimensi. Desain rotor biasanya menggunakan koefisien dua dimensi, ditentukan untuk rentang sudut serang dan bilangan Reynolds, pada uji di *wind tunnel*. Koefisien angkat 2 dimensi sebagai:

$$C_l = \frac{L/i}{1/2\rho u^2 c} = \frac{\text{Gaya angkat/satuan panjang}}{\text{Gaya dinamis/satuan panjang}} \quad (2.13)$$

Koefisien seret,

$$C_d = \frac{D/i}{1/2\rho u^2 c} = \frac{\text{Gaya seret/satuan panjang}}{\text{Gaya dinamis/satuan panjang}} \quad (2.14)$$

dan koefisien *momen pitching*,

$$C_m = \frac{M}{1/2\rho u^2 A c} = \frac{\text{Momen pitching}}{\text{Momen dinamis}} \quad (2.15)$$

Komponen:  $\rho$  adalah densitas dari udara,  $u$  adalah kecepatan aliran udara,  $A$  adalah Luas airfoil,  $c$  adalah panjang *chord* dan  $l$  adalah *span* airfoil.

Koefisien non-dimensional lain yang juga penting untuk menganalisa dan mendesain turbin angin termasuk daya dan koefisien *thrust* dan *rasio tip speed*, yang terpenting adalah koefisien teknan , yang digunakan untuk menganalisa aliran airfoil:

$$C_p = \frac{p - p^\infty}{1/2\rho u^2} = \frac{\text{Tekanan statis}}{\text{Tekanan dinamis}} \quad (2.16)$$

Dan rasio *surface roughness*:

$$\frac{\varepsilon}{L} = \frac{\text{Tinggi permukaan(roughness)}}{\text{panjang body}} \quad (2.17)$$

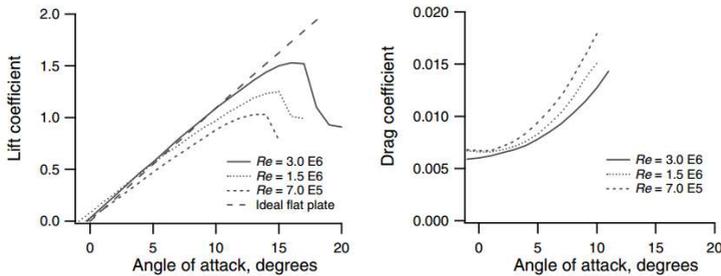
### C. Perilaku Airfoil

Analisa terhadap perilaku airfoil simetris dapat digunakan sebagai pengantar untuk memahami perilaku airfoil pada Turbin angin. Secara experimental telah dibuktikan bahwa, dibawah kondisi ideal, koefisien angkat secara teoritis pada bidang datar adalah:

$$C = 2\pi \sin(\alpha) \quad (2.18)$$

Dan bahwa, dibawah kondisi yang ideal, airfoil simetris dengan ketebalan berhingga mempunyai koefisien angkat secara teoritis sama. Hal ini berarti bahwa koefisien angkat akan naik jika sudut serang naik dan berlanjut sampai sudut serang mencapai 90 derajat. Perilaku dari airfoil simetris sungguh mendekati sifat teoritisnya pada sudut serang yang kecil. Contohnya, koefisien seret dan angkat dari airfoil simetris, airfoil NACA 0012. Geometrinya digambarkan pada **Gambar 2.4**, dan sifatnya ditunjukkan pada **Gambar 2.5** sebagai fungsi sudut serang dan bilangan Reynolds. Koefisien angkat untuk bidang datar dibawah kondisi ideal juga ditunjukkan sebagai komparasi.

Perlu dicatat bahwa, walaupun terdapat hubungan yang sangat baik pada sudut serang yang rendah, terdapat perbedaan yang signifikan antara operasi airfoil dan performansi teoritis pada sudut serang yang lebih tinggi. Perbedaanya disebabkan oleh asumsi primer, pada estimasi teoritis pada koefisien angkat. Udara tidak mempunyai viskositas. Gesekan permukaan dikarenakan viskositas memperlambat aliran udara pada permukaan airfoil, menghasilkan separasi aliran dari permukaan pada sudut serang yang tinggi dan secara cepat menurunkan gaya angkat. Kondisi ini disebut sebagai *stall*.



**Gambar 2.5** Koefisien angkat dan seret pada airfoil simetris NACA 0012 (Manwell, J.G, & Rogers, 2009)

Airfoil pada turbin angin *horizontal axis* seringkali didesain untuk digunakan pada sudut serang yang rendah, dimana koefisien angkat cukup tinggi dan koefisien seret cukup rendah. Koefisien angkat airfoil simetris mendekati 0 pada sudut serang 0 derajat dan naik melewati 10 derajat sebelum turun pada sudut serang yang lebih tinggi. Koefisien seret biasanya lebih rendah daripada koefisien angkat pada sudut serang yang rendah. Tetapi ia akan naik pada sudut serang yang lebih tinggi. Terdapat perbedaan signifikan pada airfoil pada bilangan Reynolds yang berbeda. Para desainer harus memastikan data bilangan Reynolds yang tepat tersedia untuk analisa sistem rotor angin.

Koefisien angkat pada sudut serang yang rendah dapat naik dan koefisien seret dapat turun dengan menggunakan airfoil *ber-camber*. Contohnya, airfoil DU-93-W-210 yang digunakan beberapa turbin angin eropa. Pada dasarnya sifat airfoil ini seperti airfoil simetris. Tetapi koefisien angkat naik menuju 1.35. dan turun sebagaimana sudut serang naik. Hal yang sama ketika koefisien seret mulai pada nilai yang rendah, tetapi naik ketika koefisien angkat turun. Sifat ini umum untuk sebagian besar airfoil. Airfoil *ber-camber* juga mempunyai koefisien angkat tidak nol pada sudut serang 0 derajat.

## 2.6 Airfoil Bionik

Terinspirasi dari penerbangan burung, peneliti aviasi awal telah melakukan studi mengenai sayap-sayap burung sebagai dasar pengembangan kendaraan terbang buatan manusia. Hal ini mungkin menjadi bagian dari alasan kenapa para desainer pesawat era awal seperti *Wright* bersaudara cenderung menggunakan airfoil tipis karena secara sederhana dapat mensimulasikan sayap burung. Bagaimanapun situasi secara dramatis berubah sejak airfoil-airfoil tebal didesain berbasis metode *experimental* dan teori aerodinamika didapat rasio koefisien angkat dan seret pada bilangan Reynolds yang berbeda lebih tinggi pada pesawat terbang. Maka, studi mengenai ini menjadi topik yang termarginalkan dan hanya menjadi ketertarikan bagi ahli zoologi dan ahli biologi.

Dewasa ini, terdapat ketertarikan baru pada penerbangan saat bilangan Reynolds yang rendah dan penerbangan *flap* dalam komunitas *aerospace*. Oleh karena itu, sangat berguna untuk menengok kembali masalah geometri dan aerodinamika dari sayap-sayap burung.

Pada penelitian Liu, *et al*, (2004) geometri airfoil dari sayap burung menggunakan sistem 3D *scanner* untuk melakukan pemindaian dari beberapa sayap burung. Berbasis pada pengukuran, telah diekstraksi sifat dasar geometri dari sayap, semacam garis *camber*, distribusi ketebalan, *planform*, distribusi *twist*, dan menghasilkan permukaan sayap 3D. Performansi aerodinamika dari airfoil-airfoil burung pada aliran *inviscid* tunak dihitung dalam perbandingan dengan airfoil yang mempunyai bilangan Reynolds rendah yang sejenis.

### A. Pemrosesan Data Airfoil Bionik

Dalam memproses airfoil bionik, permukaan atas  $z_{upper}$  dan bawah  $z_{lower}$  dari airfoil diekspresikan dengan

$$z_{upper} = z_c + z_t, \quad z_{lower} = z_c - z_t \quad (2.19)$$

Komponen  $z_c$  adalah garis *camber* dan  $z_t$  adalah distribusi ketebalan untuk mengekstraksi garis *mean camber*, digunakan *Bimbaum camber line*

$$\frac{z_c}{c} = \frac{z_{c \max}}{c} \eta (1 - \eta) \sum_{n=1}^3 S(2\eta - 1)^{n-1} \quad (2.20)$$

Komponen  $\eta$  adalah koordinat *chord* yang ternormalisasi, dan  $c$  adalah *chord* sayap lokal, distribusi ketebalan dirumuskan dengan persamaan:

$$\frac{z_t}{c} = \frac{z_{t \max}}{c} \sum_{n=1}^4 A_n (\eta^{n+1} - \sqrt{\eta}) \quad (2.21)$$

Komponen  $z_{t \max}$  koordinat ketebalan maksimum. Ketebalan maksimum adalah  $2z_{c \max}$ . Untuk diberikan data yang terukur dari kontur sayap, transformasi translasi dan rotasi pertama diterapkan agar sudut serang secara geometris adalah nol dan *leading edge* dari bagian sayap terlokasi pada asal sistem koordinat lokal. Oleh karena itu *chord* sayap lokal, sudut *twist*,  $Z_{c \max}$ ,  $Z_{t \max}$ , posisinya relatif dengan *leading* dan *trailing edge* dapat ditentukan. Kemudian, untuk mendapat  $S_n$  dan  $A_n$  digunakan estimasi kuadrat sisa.:

$$\frac{c}{b/2} = \frac{c_0}{b/2} [F_{ok}(\xi) + F_{corr}(\xi)], \quad \xi = 2y/b \quad (2.22)$$

Kuantitas-kuantitas tersebut adalah fungsi koordinat *spanwise* ternormalisasi, dimana  $b/2$  adalah *semi-span* dari sayap dalam arti proyeksi orthografis. *Chord* dapat diekspresikan sebagai Komponen  $C_0$  adalah akar *chord* pada sayap. Koreksi untuk deviasi dari sayap individual dari

$$F_{corr}(\xi) = \sum_{n=1}^5 E_n (\xi^{n+2} - \xi^8) \quad (2.23)$$

$F_{ok}(\xi)$  adalah fungsi dimana koefisien  $E_n$  akan ditentukan. Garis *camber* maksimum dan koordinat ketebalan  $Z_{c \max}$  dan  $Z_{t \max}$  dapat dideskripsikan secara tepat oleh fungsi empirik  $\xi$ . Hal yang sama pada posisi relatif dan kinematikanya dari  $1/4$  garis *chord* dari

sayap ke sistem koordinat *body* dapat dideskripsikan oleh sistem dinamik:

$$\frac{x_{c/4}, y_{c/4}, z_{c/4}}{b/2} = f_{c/4}(t) \quad (2.24)$$

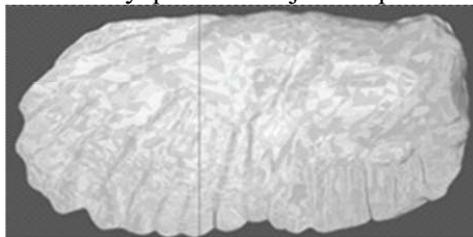
komponen  $t$  adalah waktu. Sebagai model hampiran, sayap burung dapat dideskripsikan sebagai system lengan *rigid* dan kinematikanya dapat ditentukan. Untuk alasan sederhana, diadopsi dua sistem lengan *rigid* untuk mendeskripsikan seperempat garis *chord* dari sayap burung daripada mensimulasi struktur rangka yang kompleks. Sudut *twist* pada bagian airfoil sepanjang seperempat *chord* dapat ditunjukkan oleh

$$\theta = f_{\theta}\left(\frac{2x_{c/4}}{b}, \frac{2y_{c/4}}{b}, \frac{2z_{c/4}}{b}, \right) \quad (2.25)$$

Ketika parameter geometri dan kinematika diatas diekspresikan dengan tepat, maka sayap dapat dihasilkan secara komputasional dan kinematika sayap dapat disimulasikan.

### B. Airfoil Bionik berbasis *Long Eared Owl*

Sayap *Owl* yang telah dipindai secara 3D mempunyai nilai rata-rata  $S_n$  untuk sepanjang span untuk garis *camber* adalah  $S_1 = 3,973$ ,  $S_2 = -0.849$  dan  $S_3 = -2,723$ . koefisien rata-rata  $A_n$  untuk distribusi ketebalan adalah  $A_1 = -47,683$ ,  $A_2 = 124,532$ ,  $A_3 = -127.087$  dan  $A_4 = 45.876$ .. Simpangan dari rata-rata dari profil lokal kurang dari 0,1 dan 0,2. Sayap *Owl* sangat tipis distribusi ketebalannya terkonsentrasi pada bagian depan dari airfoil. Hasil Pemindaian 3D dari Sayap *Owl* ditunjukkan pada **Gambar 2.6**



**Gambar 2.6** Hasil pemindaian 3D dari sayap *owl*  
(Ge, Ren, Liang, Zhang, & Zhang, 2013)

Koordinat *camber* maksimum untuk sayap *Owl* naik sepanjang *span*. Dimana koefisien  $F_{corr}(\xi)$  adalah  $E_1 = 6.342$ ,  $E_2 = -7.517$ ,  $E_3 = -70.964$ ,  $E_4 = 188.065$  dan  $E_5 = -160.167$ . Rasio antara *chord* dan *semi-span* adalah 0,677. *Twist* dari sayap lebih kecil dari 2 derajat sepanjang *span*.

### 2.7 Leading Edge Tubercles

Studi mengenai efek dari *leading edge tubercles* pada performansi airfoil terinspirasi dari ahli biologi kelautan yang melakukan studi tentang morfologi dari paus *humpback*. Meskipun ukuran tubuhnya besar dan rigid. Paus *humpback* (*Megaptera novaeanglie*) sangat baik dalam melakukan manuver dibandingkan dengan spesies lain. Manuver balik dilakukan selama paus tersebut mencari mangsa. Ketangkasan dari paus *humpback* ini berhubungan langsung dengan sirip-siripnya. Berdasarkan hukum fisika, *tubercles* ini berlaku sebagai *vortex generator* yang membawa momentum tinggi, sehingga aliran menjadi menempel pada permukaan sirip. **Gambar 2.7** menunjukkan penampilan sirip paus *humpback*



**Gambar 2.7** Sirip paus *humpback* (Johari, et al, 2007)

Pedro dan Kobayashi (2008), melakukan penelitian mengenai hal ini dan menghasilkan kesimpulan bahwa *tubercles* menghasilkan aliran vortex yang menaikkan performansi aerodinamika pada *leading edge* yang bergelombang. Johari, *et al* (2007) menggunakan metode ini untuk menganalisa airfoil NACA 63-021 secara experimental dan menunjukkan bahwa airfoil dengan *leading edge tubercles* pada sudut serang yang tinggi koefisien angkatnya lebih tinggi daripada *Base*. Risetnya juga menunjukkan bahwa amplitudo dari *tubercles* mempunyai efek yang berbeda pada karakteristik aerodinamika. Penelitian numerik juga dilakukan oleh Majid Asli *et al* (2015), yang mengaplikasikan metode ini pada Airfoil S809. Penelitiannya menghasilkan ketika sudut serang kecil airfoil yang termodifikasi tersebut mempunyai koefisien angkat yang sedikit lebih kecil daripada airfoil awal. Tetapi pada saat kondisi *stall* terjadi, airfoil yang sudah dimodifikasi ini mempunyai *stall* yang lebih halus.

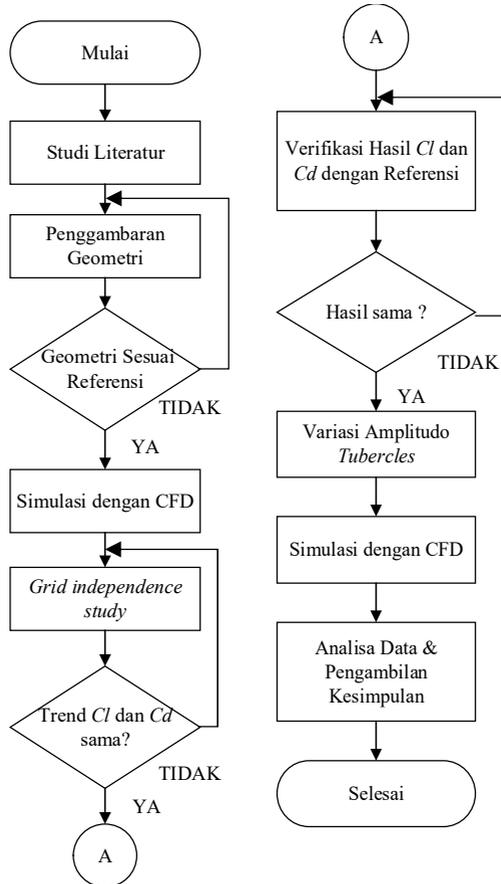
Turbin angin seringkali beroperasi pada kondisi angin yang ringan dan oleh sebab itu metode untuk menghasilkan gaya angkat yang naik sebelum kondisi *stall* akan menyedikan daya yang lebih pada situasi semacam itu (Johnson, Dam, & Berg, 2008). Pengukuran telah dilakukan untuk turbin angin dengan *tubercles* dan mengindikasikan bahwa terdapat kenaikan daya keluaran dan produksi energi lebih besar (Howle, 2009). Sebagai tambahan, kebisingan yang diakibatkan oleh turbin dan *dynamic stall* yang mengakibatkan *fatigue* pada *blade* dapat direduksi dengan metode ini (Somers & Tangler, 2000). Hal tersebut mengindikasikan bahwa *tubercles* mempunyai potensi untuk diterapkan pada turbin angin

*“Halaman ini memang dikosongkan”*

# BAB III METODOLOGI PENELITIAN

## 3.1 Skema Diagram Alir Penelitian

Secara umum tahap-tahap pengerjaan tugas akhir ini dirangkum pada diagram alir berikut ini.



**Gambar 3.1** Skema diagram alir penelitian tugas akhir

Penelitian tugas akhir ini diawali dengan studi literatur. Proses ini bertujuan untuk mempertajam pemahaman peneliti terhadap topik penelitian yang diambil. Literatur yang digunakan adalah jurnal internasional, buku, *website*, dan berbagai sumber-sumber lain yang mendukung. Hal yang dipelajari antara lain adalah: konsep aerodinamika, turbin angin, airfoil bionik, dan konsep *leading edge tubercles* dan sebagainya.

Selanjutnya, geometri airfoil bionik berbasis *long-eared owl* digambar berdasarkan penelitian Tian, *et al* (2017). Pembuatan geometri berdasarkan data airfoil 2 dimensi. Airfoil 2 dimensi yang telah digambar akan divalidasi dengan membandingkannya dengan spesifikasi yang telah ada. Selanjutnya bentuk 2 dimensi akan diubah menjadi bentuk 3 dimensi dengan panjang span sesuai panjang *chord*.

Setelah geometri airfoil dalam 3 dimensi selesai didesain dan tervalidasi, selanjutnya desain tersebut akan disimulasikan dengan variasi sudut serang setiap 5 derajat mulai dari 0 sampai 20 derajat. Agar mendapatkan hasil yang representatif dengan kondisi nyata, dilakukan studi *grid independen* dengan cara memvariasikan jumlah elemen kontrol *volume* dari meshing terhadap airfoil tersebut. *Trend* grafik koefisien angkat dan koefisien seret terhadap perubahan sudut serang yang konstan ketika divariasikan jumlah elemen mesh yang berbeda menunjukkan bahwa nilai grid telah konvergen.

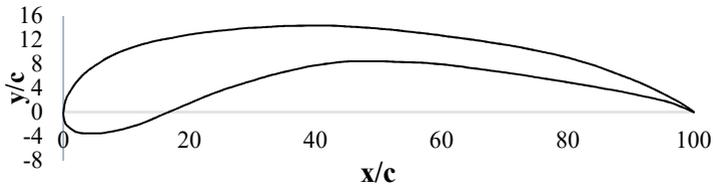
Jumlah grid akan dijadikan acuan untuk melakukan simulasi selanjutnya dengan variasi yang akan diberikan. Verifikasi terhadap *trend* grafik koefisien angkat dan koefisien seret terhadap sudut serang hasil simulasi dengan jurnal acuan dilakukan untuk menentukan jumlah grid yang dipilih. Nilai grid yang telah dipilih akan dijadikan acuan untuk melakukan variasi simulasi selanjutnya.

Variasi bentuk *leading edge* dilakukan berdasarkan penelitian Johari, *et al* (2007), dimana *leading edge* dibentuk sinusoidal dengan panjang gelombang dan amplitudo tertentu. Penelitian ini hanya memvariasikan satu bentuk panjang gelombang dengan 3 nilai amplitudo.

Simulasi terhadap 3 geometri dan 1 geometri basis tersebut akan menghasilkan bentuk aliran *streamline* disekitar airfoil, grafik koefisien angkat dan koefisien seret terhadap sudut serang, kontur tekanan terhadap geometri, dan grafik koefisien tekanan terhadap jarak sepanjang *chord*. Nilai-nilai tersebut yang dianalisa peneliti untuk dibandingkan apakah terdapat kenaikan performansi aerodinamika atau tidak.

### 3.2 Pembuatan Geometri Airfoil

Airfoil yang diacu adalah airfoil bionik berbasis sayap burung hantu *long-eared-owl* telah dibuat pada penelitian Tian, *et al* (2017) dengan menggunakan sebuah sistem 3D pemindaian (Rexcan III, Solutonix Corp., Korea). Sayap dari burung hantu diproses menggunakan IMAGEWARE 12. Selanjutnya airfoil diekstraksi dari titik 50% sepanjang *span* dari sayap tersebut. Kurva dan parameter dari dari airfoil bionik berbasis *Long-Eared Owl* ditunjukkan pada **Gambar 3.2** dan **Tabel 3.2**



**Gambar 3.2** Kurva dari airfoil bionik berbasis *long-eared owl*

**Tabel 3.1** Parameter dari airfoil bionik *long-eared owl*  
(Tian, *et al.*, 2017)

Variabel	Nilai
Panjang <i>chord</i>	$c$
Ketebalam maksimum sebagai pecahan dari <i>chord</i>	$0.1306c$
Radius <i>leading edge</i>	$0.047355c$
<i>Camber</i>	$0.1127c$
Posisi dari ketebalan maksimum	$11.3\%c$
Posisi dari <i>camber</i> maksimum	$43.1\%c$

### 3.3 Desain Airfoil 3D

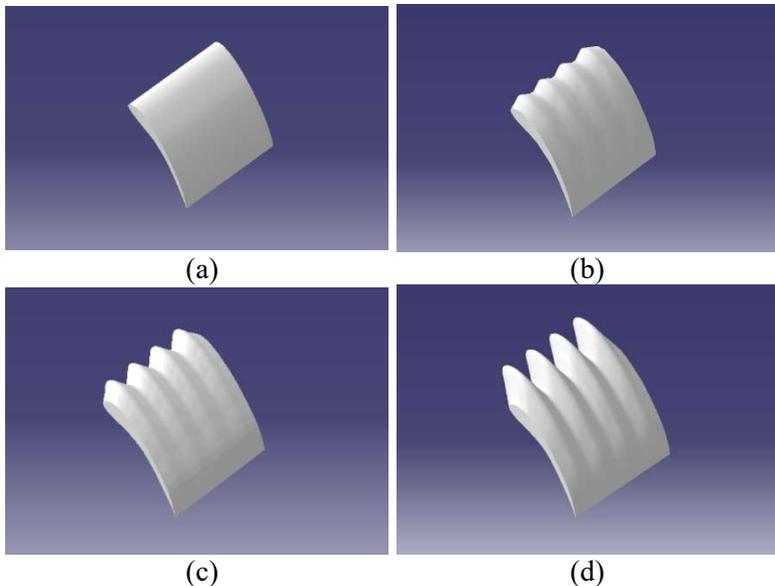
Bentuk 3 dimensi dari airfoil bionik ini diperlukan agar parameter-parameter performansi aerodinamikanya dapat dibandingkan dengan airfoil yang dimodifikasi dengan variasi *tubercles*. Panjang *chord* dari airfoil ini adalah 32.453 mm dengan panjang span mempunyai nilai yang sama. Airfoil basis didesain dengan menggunakan perangkat lunak *CAD* ditunjukkan pada **Gambar 3.3**. menunjukkan airfoil basis yang sudah dimodifikasi dengan masing-masing amplitudo adalah  $0.025c$ ,  $0.05c$ , dan  $0,12c$  dan panjang gelombang setiap airfoil dibuat sama  $0.25c$ .

Koordinat airfoil yang dimodifikasi pada *leading edge* pada arah  $x$  tanpa mengubah koordinat  $y$ -nya. Modifikasi airfoil ditunjukkan pada persamaan 3.1 dan 3.2

$$X_{baru} = X_{lama}(1 \mp A) \quad (3.1)$$

$$Y_{baru} = Y_{lama} \quad (3.2)$$

Simbol  $A$  merepresentasikan amplitudo *tubercles*, *subscript* lama merepresentasikan koordinat lama, sedangkan *subscript* baru menunjukkan koordinat baru.



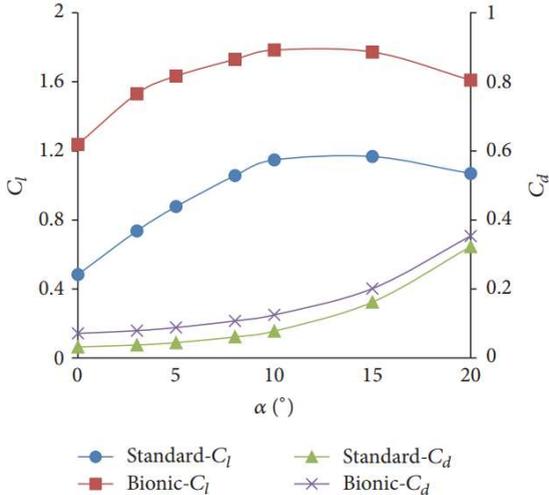
**Gambar 3.2** Bentuk 3D dari airfoil bionik berbasis *long-eared owl*  
 (a) tanpa *tubercles* (b) amplitudo *tubercles*  $0.025c$   
 (c) amplitudo *tubercles*  $0.025c$  dan  
 (d) amplitudo *tubercles*  $0.025c$

### 3.4 Karakteristik Bilangan Reynolds

Pada penelitian yang telah dilakukan oleh Tian, *et al* (2017) terhadap airfoil bionik berbasis *long-eared owl* disebutkan bahwa kecepatan obyek relatif terhadap aliran udara adalah 27 m/s dan 54 m/s. panjang *chord* yang digunakan sekitar  $0,03 \text{ m}^2$  smapai dengan  $0,045 \text{ m}^2$ .  $\rho$  (rapat massa) udara yang digunakan sekitar  $1.225 \text{ kg/m}^3$ .  $\mu$  (viskostas dinamis) udara yang digunakan adalah  $1.789 \times 10^{-5} \text{ kg/m}\cdot\text{s}$ .)

Bedasarkan persamaan 3.3 bilangan Reynolds yang diperoleh dalam rentang 55.000 sampai 120.000, sehingga nilai bilangan Reynolds yang dipakai pada penelitian ini adalah 60.000 dan 120.000. Verifikasi simulasi akan dilakukan terhadap kurva koefisien angkat dan koefisien seret dengan variasi sudut serang dari 0 derajat sampai 20 derajat pada bilangan Reynolds 60.000.

Berikut karakteristik bilangan Reynolds 60.000 ditunjukkan **Gambar 3.7**

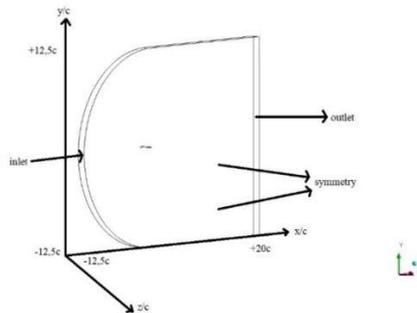


**Gambar 3.4** Karakteristik bilangan Reynolds 60.000 airfoil bionik *long-eared owl* (Tian, *et al.*, 2017)

### 3.5 Domain Komputasi

Domain komputasi yang digunakan dalam penelitian ini adalah mesh tipe  $C$  seperti yang tergambar pada **Gambar 3.5**. Airfoil mempunyai panjang *chord*  $c$ , oleh karena itu bidang kiri domain komputasi berbentuk semi lingkaran yang mempunyai radius  $12,5c$ . Sedangkan, bagian kanan berbentuk persegi panjang dengan panjang  $20c$  dan lebar  $25c$ , Domain komputasi mempunyai tebal yang sama dengan panjang *span* dari airfoil dengan setiap sisi adalah *symmetry*, hal ini digunakan untuk membatasi domain yang dianalisa hanya pada sekitar luasan sapuan airfoil.

Kecepatan udara yang diuji mempunyai bilangan *Mach* kurang dari 0,3 maka udara akan dianggap sebagai aliran inkompresibel. Setiap aliran yang inkompresibel akan digunakan pengaturan inlet sebagai *inlet velocity* dan outlet sebagai *outlet pressure statis*.



**Gambar 3.5** Domain komputasi mesh tipe C

**Tabel 3.2** Domain Komputasi untuk Simulasi

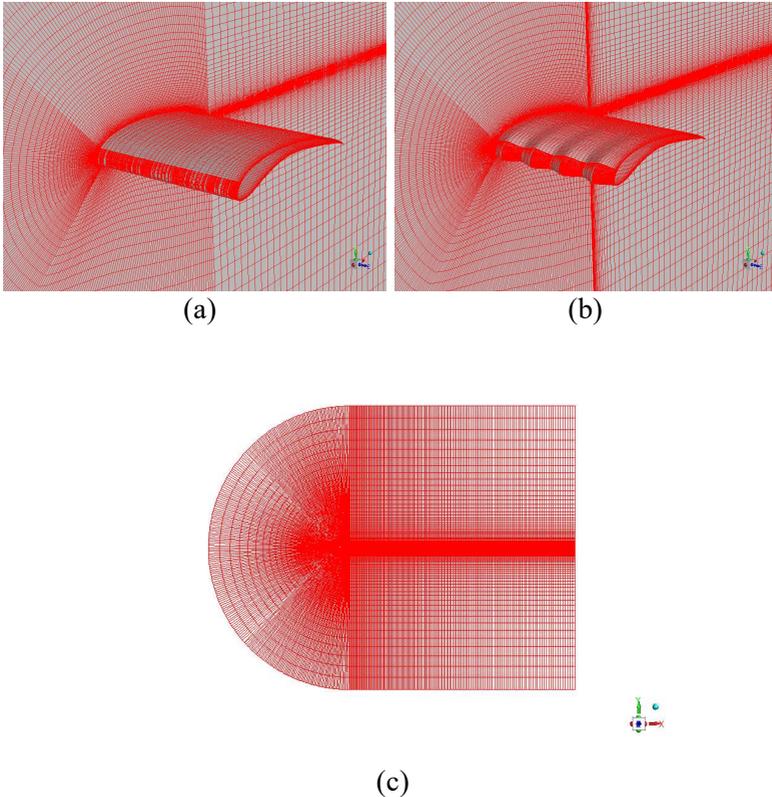
Nama Bagian	Kondisi Batas	Inisial Batas
<i>Airfoil</i>	<i>Wall</i>	<i>Wall</i>
Dinding Atas	<i>Velocity Inlet</i>	<i>Inlet</i>
Dinding Bawah	<i>Velocity inlet</i>	<i>Inlet</i>
Dinding Depan	<i>Velocity inlet</i>	<i>Inlet</i>
Dinding Belakang	<i>Pressurre outlet</i>	<i>Outlet</i>
Dinding Samping	<i>Symmetry</i>	<i>Symmetry</i>

### 3.6 Meshing

*Meshing* dilakukan untuk membagi domain komputasi menjadi elemen-elemen kecil. Setiap elemen memuat persamaan-persamaan diferensial parsial yang akan diselesaikan oleh komputer melalui proses diskritisasi dan sebagainya. Oleh karena itu, semakin kecil ukuran *meshing* maka akan didapatkan hasil yang mempunyai hasil akurasi yang lebih baik namun akan membutuhkan komputasi yang tinggi sehingga diperlukan komputer dengan kemampuan komputasi yang tinggi. Selain ukuran *meshing*, jenis *meshing* juga akan mempengaruhi akurasi dari hasil simulasi. Dalam penelitian ini digunakan *meshing* tipe terstruktur. *Mesh* terstruktur dipilih karena tipe *mesh* ini mempunyai kelebihan lebih akurat dan lebih mudah konvergen daripada *unstructured mesh*. Disamping itu, *unstructured mesh* lebih menghabiskan *memory* penyimpanan data daripada

*structured mesh* karena didalam *unstructured mesh* jarak setiap elemen saling berjauhan sehingga membutuhkan memori lebih banyak.

*Mesh* dibuat secara rapat dan merata atau di daerah *leading edge* dan dibuat renggang di daerah lain sampai ke *trailing edge*. Perubahan luas *mesh* ini dibuat agar simulasi mampu menangkap fenomena fisis diseperti *leading edge* sehingga memungkinkan simulasi lebih akurat. Meshing terhadap airfoil basis dan airfoil yang termodifikasi dengan *leading edge tubercles* dan seluruh domain komputasi ditunjukkan pada **Gambar 3.6**

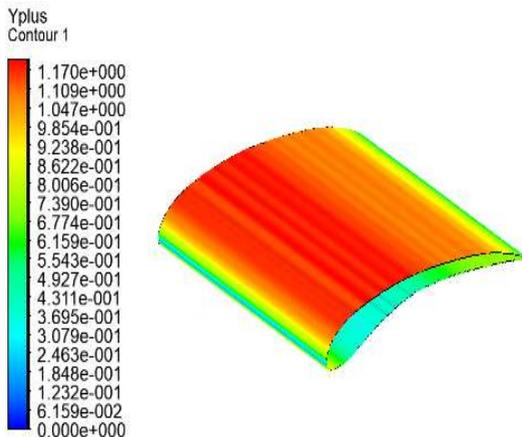


**Gambar 3.6** Mesh tipe terstruktur untuk (a) airfoil basis (b) airfoil termodifikasi (c) seluruh domain komputasi

### 3.7 Aspek-Aspek Komputasi

Simulasi dalam penelitian ini digunakan tipe analisis *steady-state* dengan persamaan *Reynolds Averaged Navier-Stokes* inkompresibel yang diselesaikan dengan model *RNG k- $\epsilon$* . Meskipun pendekatan tipe *RANS* tidak mampu mereproduksi *stall hysteresis*, model turbulensi yang dipilih mampu menyelesaikan dengan tepat pengembangan lapisan batas di bawah efek non-ekuilibrium, seperti disebabkan oleh rotasi, kelengkungan, dan akibat gradien tekanan. Sedangkan *RNG k- $\epsilon$*  dipilih karena sangat baik dalam memproduksi medan energi kinetik turbulen pada zona tabrakan (Corsini, Delibra, & Sheard, 2013).

Nilai  $y^+$  harus ditentukan ketika model *RANS* digunakan untuk mensimulasikan aliran di permukaan airfoil.  $y^+$  adalah nilai jarak dinding non-dimensional dari permukaan airfoil antara permukaan airfoil dan lapisan grid pertama. Nilai  $y^+$  harus lebih kecil daripada 2 untuk menghindari galat numerik pada perhitungan CFD (Asli, Gholamali, & Tousi, 2015). Distribusi  $y^+$  pada airfoil bionik *long-eared owl* ditunjukkan pada **Gambar 3.7**



**Gambar 3.7** Distribusi  $y^+$  pada airfoil bionik berbasis *long-eared owl*

Kondisi batas pada inlet diatur sebagai *velocity inlet* dengan membagi arah aliran menjadi bentuk kartesian untuk memudahkan simulasi dengan variasi sudut serang yang berbeda. Sedangkan untuk *outlet*, diatur sebagai *average static pressure* dengan nilai tekanan 0 Pa. Parameter-parameter seperti tekanan, viskositas dinamis, dan rapat massa udara diatur sesuai kondisi di atas permukaan air laut.

*Default material* fluida yang dipakai yaitu udara yang mana dalam masalah ini digunakan sebagai fluida kerja. Pengaturan default perlu sedikit dirubah agar dapat menghitung berdasarkan bilangan Reynolds yang tepat.

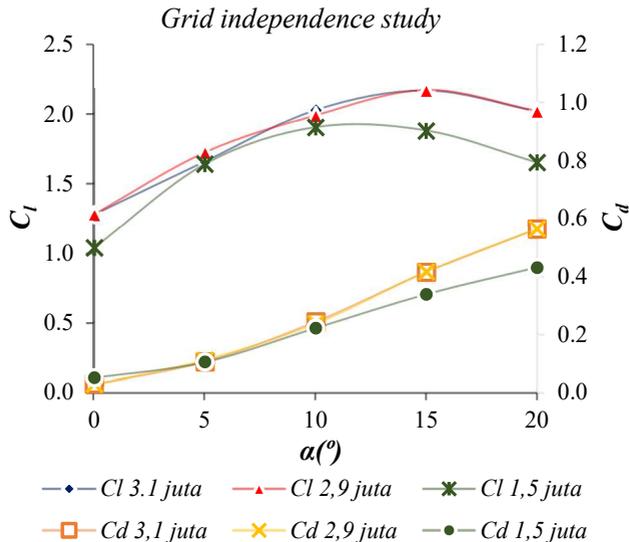
Simulasi dilakukan dengan *advection scheme* dan *turbulence numerics high resolution* dan kriteria konvergensi adalah  $10^{-4}$  agar hasil yang didapat lebih akurat.

Pada tahap tersebut dilakukan iterasi sampai hasil yang diperoleh mencapai kondisi yang ditetapkan dalam kriteria konvergensi. Setelah proses iterasi selesai, maka akan diperoleh hasil simulasi. Dilakukan pengambilan data gaya, tekanan dan profil aliran yang melewati airfoil, kemudian dilakukan analisa dan diambil kesimpulan

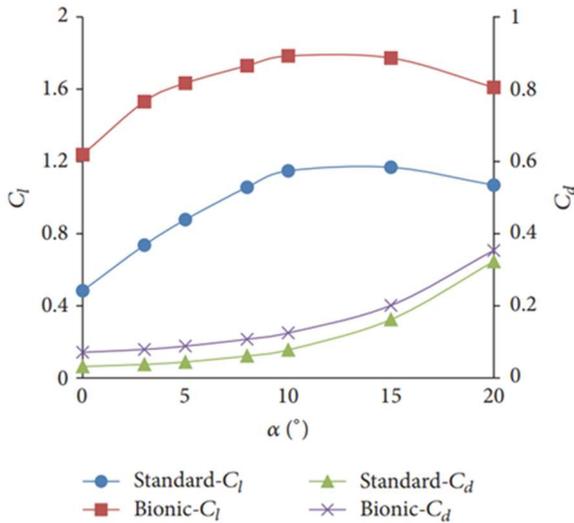
## BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Verifikasi Hasil Simulasi

Dalam penelitian ini verifikasi dilakukan melalui dua tahap. Tahap pertama adalah studi *grid independen*, dimana simulasi dilakukan dengan memvariasikan jumlah grid yang berbeda. Hasil grid dikatakan konvergen jika *trend* hasil koefisien angkat dan koefisien seret terhadap perubahan sudut serang akan mempunyai nilai sama ketika jumlah grid divariasikan. Tahap kedua adalah hasil dari *grid independen* dibandingkan dengan *trend* grafik koefisien angkat dan koefisien seret dalam penelitian Tian *et al* (2017). Berikut grafik hasil studi *grid independen* terhadap perubahan jumlah grid ditunjukkan pada **Gambar 4.1**.



**Gambar 4.1** Grafik studi *grid independen* dengan variasi jumlah grid



**Gambar 4.2** Grafik  $C_l$ - $C_d$  hasil penelitian Tian *et al* (2017)

Pada **Gambar 4.1** jumlah variasi grid yang dipakai pada untuk melakukan studi grid adalah 1,5 juta, 2,9 juta, dan 3,1 juta. *Trend* grafik koefisien angkat untuk jumlah grid 1,5 juta dan 1,7 juta pada sudut serang 5 dan 10 derajat saling berhimpit, tetapi pada saat sudut serang selai nilai tersebut derajat *trend* grafik mempunyai deviasi yang besar, hal ini menunjukkan bawa studi *grid independen* belum mencapai konvergensi sehingga nilai hitungan koefisien angkat dan seret antar grid berbeda. Nilai koefisien angkat dan seret konstan terjadi pada *trend* koefisien angkat dengan jumlah grid 3,1 juta. *Trend* grafik dari jumlah grid tersebut mempunyai deviasi yang sangat kecil setiap perubahan sudut serang dengan hasil koefisien angkat dari jumlah grid 2.9 juta. Besar deviasi koefisien angkat terhadap jumlah grid sebelumnya pada 0, 15 dan 20 derajat kurang dari 0.2%, dan pada 5 dan 10 derajat, nilai deviasi kurang dari 4%. Sedangkan deviasi koefisien seret setiap variasi jumlah grid 2,9 juta pada sudut serang 0, 15 dan 20 derajat kurang dari 1% dan pada 5 dan 10 derajat, nilai deviasi

kurang dari 6%. Oleh karena itu dapat disimpulkan bahwa studi *grid independen* ini mengalami konvergensi.

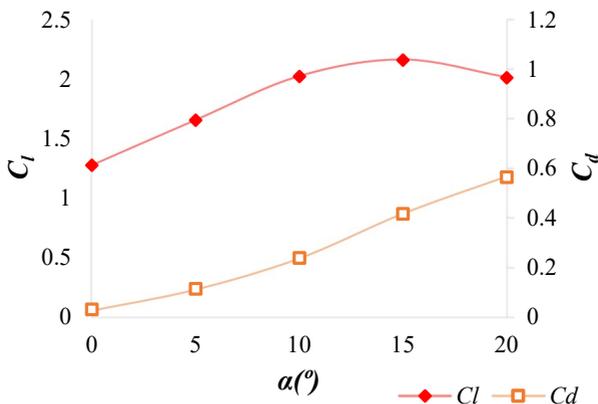
Perbandingan antara hasil *grid independen* dan hasil penelitian dari Tian *et al* (2017) pada **Gambar 4.2** mempunyai *trend* grafik yang sama untuk koefisien angkat dan seret terhadap sudut serang pada daerah *pre-stall* dimana deviasi *trend* terjadi pada sudut serang setelah *stall*. Deviasi terjadi mulai pada sudut serang 10 derajat sampai 20 derajat dengan nilai koefisien angkat hasil studi *grid independen* masing-masing lebih tinggi dari hasil penelitian Tian *et al* (2017). Perbandingan *trend* grafik hasil *grid independen* pada sudut serang mulai dari 10 derajat terhadap hasil penelitian Tian *et al* (2017) mempunyai simpangan yang besar. Hal ini dapat disebabkan oleh model turbulensi yang dipilih. Metode *RANS* yang digunakan dalam penelitian ini adalah *RNG k- $\epsilon$*  dimana model turbulensi yang digunakan pada penelitian Tian *et al*, (2017) adalah *LES*. Berdasarkan penelitian Rhumsey dan Nishino (2011) yang membandingkan antara metode *LES* dan *RANS* untuk kasus prediksi performansi aerodinamika terhadap airfoil menunjukkan bahwa gaya angkat yang diprediksi oleh metode *RANS* terbaik lebih tinggi dari pada *LES* sebesar 12% sampai dengan 17%. Oleh karena itu verifikasi terhadap hasil simulasi tetap dapat diterima.

#### **4.2 Airfoil Base**

Pada penelitian ini disampaikan hasil simulasi yang didapat dari aliran yang melalui airfoil bionik berbasis *long-eared owl* yang mana dapat diterapkan pada turbin angin. Pertama, investigasi dilakukan terhadap performansi airfoil *Base*. Airfoil *Base* adalah airfoil dalam bentuk tiga dimensi yang mempunyai panjang span sepanjang *chord* tanpa modifikasi *tubercles* pada daerah *leading edge*. Airfoil ini diuji pada bilangan Reynolds 60.000 dan 120.000. Nilai 60.000 adalah jumlah yang rendah untuk bilangan Reynolds (*low Reynolds number*). Nilai ini adalah nilai yang diharapkan merepresentasi kondisi udara yang biasa terdapat pada burung terbang dan nilai tersebut dapat digunakan untuk mengoperasikan turbin angin skala kecil. Sedangkan nilai bilangan Reynolds 120.000 digunakan karena berdasarkan penelitian Stanway (2008)

yang menguji efek *leading edge tubercles* pada *flapping foil propulsion* pada bilangan Reynolds rendah. Penelitiannya menunjukkan adanya reduksi koefisien angkat pada bilangan Reynolds rendah kecuali nilai 120.000. Oleh karena itu, nilai 120.000 adalah nilai yang representatif untuk menguji potensi kenaikan performansi aerodinamika pada bilangan Reynolds yang lebih tinggi.

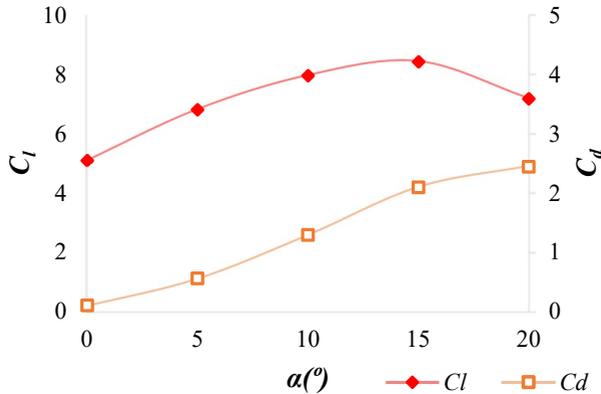
Setelah dilakukan uji *grid independen* dan perbandingan terhadap penelitian sebelumnya, disimpulkan bahwa jumlah grid 2,9 juta adalah jumlah paling representatif untuk melakukan simulasi terhadap airfoil bionik baik terhadap *Base* atau airfoil termodifikasi airfoil selanjutnya. Berikut karakteristik performansi Airfoil bionik *Base* yang diuji pada bilangan Reynolds 60.000 dan 120.000 menggunakan model turbulensi *RNG k-ε* ditunjukkan pada **Gambar 4.3**



**Gambar 4.3** Karakteristik performansi airfoil bionik *Base* pada Re 60.000 menggunakan model *RNG k-ε*

Dari grafik diatas dapat dilihat bahwa koefisien angkat tertinggi terletak pada sudut serang 15 derajat. Hal ini berarti bahwa ketika *blade* turbin terkena angin dengan sudut serang diatas 15 derajat nilai koefisien angkat semakin turun dan nilai koefisien seret semakin naik, akibatnya gaya untuk memutar turbin akan menurun disamping gaya seret semakin besar. Fenomena ini akan

membuat energi angin yang diekstraksi oleh turbin semakin kecil. Jika dibandingkan **Gambar 4.3** dan **Gambar 4.4**, Perubahan Bilangan Reynolds berpengaruh pada penguatan koefisien angkat dan seret, semakin besar bilangan Reynolds, semakin besar juga koefisien angkat dan seret



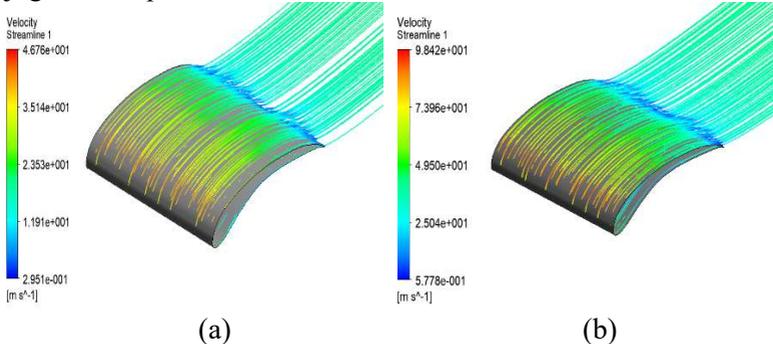
**Gambar 4.4.** Karakteristik performansi airfoil bionik *Base* pada Re 120.000 menggunakan model *RNG k- $\epsilon$*

Karakteristik aliran fluida sebelum dan sesudah *stall* dengan variasi bilangan Reynolds pada airfoil ini digambarkan pada **Gambar 4.4(a)(b)** dan **Gambar 4.5(a)(b)**, dimana pertama-tama aliran yang melewati *suction side* pada airfoil mengalami separasi di daerah *trailing edge* pada sudut serang 5 derajat. Aliran di atas *suction side* airfoil mempunyai kecepatan sangat tinggi di daerah *leading edge* menurun ke arah *trailing edge* sampai daerah separasi. Walaupun terjadi penurunan kecepatan di daerah *suction side*, kecepatan di daerah *pressure side* lebih rendah daripada daerah *suction side*. **Gambar 4.5** menunjukkan bahwa distribusi tekanan berbanding terbalik dengan distribusi aliran pada permukaan airfoil. Kecepatan yang tinggi di daerah *suction side* airfoil membuat distribusi tekanan disekitar daerah tersebut sangat rendah. Sedangkan kecepatan yang rendah di daerah *pressure side* membuat tekanan pada *pressure side* menjadi tinggi. Sedangkan

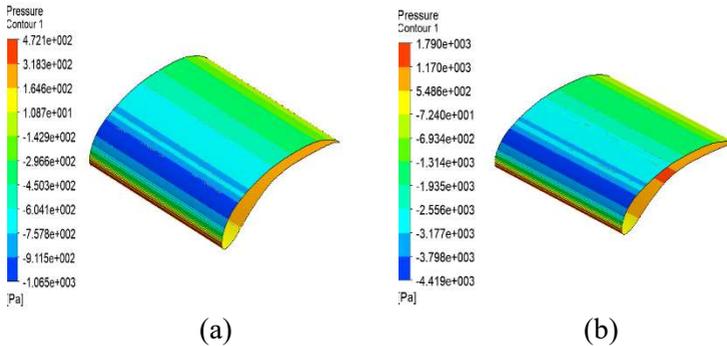
penambahan bilangan Reynolds pada daerah mengakibatkan meningkatkan kecepatan aliran dan penurunan tekanan pada daerah *pre-stall*. Pada daerah ini tidak ada perubahan karakteristik aliran di atas permukaan *suction side* akibat variasi bilangan Reynolds

Titik stagnasi juga terlihat terletak di ujung *leading edge* pada **Gambar 4.5** dan **Gambar 4.6**. Titik stagnasi ditunjukkan pada garis *spot* di daerah *leading edge* yang mempunyai kecepatan yang sangat rendah dan tekanan yang sangat tinggi. Kecepatan tersebut berubah secara cepat mendadak di daerah *leading edge* pada *suction side*, dan secara gradual pada daerah *pressure side*.

*Camber* yang besar pada airfoil bionik ini membuat daerah lengkungan pada *pressure side* berkecepatan sangat rendah sehingga membuat tekanan sangat tinggi. Tekanan yang sangat tinggi pada daerah ini membuat tekanan cenderung ditransformasikan menjadi gaya angkat daripada gaya seret. Pada daerah sudut serang yang mempunyai kondisi seperti ini disebut juga daerah *pre-stall*.



**Gambar 4.5** Streamline disekitar dinding airfoil *Base* ketika sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000



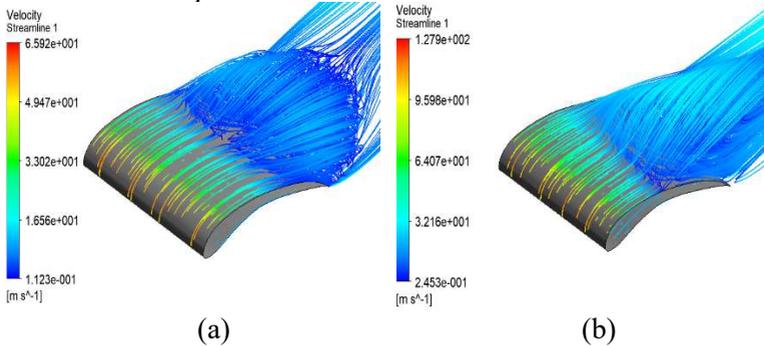
**Gambar 4.6** Distribusi tekanan di dinding airfoil *Base* pada sudut serang 5 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

Setelah keadaan *stall* terjadi, pada pada **Gambar 4.7a**, airfoil dengan sudut serang 20 derajat terdapat *eddy* di daerah *suction side* yang disebut *stall cell* diakibatkan oleh separasi pada permukaan *suction side* pada airfoil bergeometri tiga dimensi. Ukuran *stall cell* semakin membesar ketika pada penambahan bilangan Reynolds menjadi 120.000 seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 4.7b**. hal ini sesuai dengan penelitian Rodriguez dan Theofilis (2011) menunjukkan *stall cell* bergantung pada bentuk airfoil dan besar bilangan Reynolds. Fenomena *stall cell* inilah yang membuat bentuk separasi pada *suction side* tidak merata.

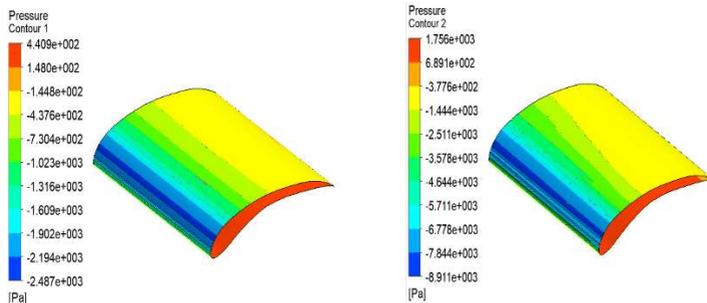
Separasi mengakibatkan aliran diatas permukaan sepanjang panjang *chord* mempunyai kecepatan sangat rendah secara mendadak pada daerah yang terkena separasi dibandingkan dengan aliran pada *pressure side* relatif secara gradual menurun.

Aliran dengan kecepatan rendah yang terletak pada *suction side* airfoil ini membuat tekanan di *suction side* menjadi meningkat dan meluas di daerah permukaan yang terjadi separasi. **Gambar 4.8** menunjukkan distribusi tekanan di daerah *suction side* secara gradual meningkat dari daerah *leading edge* menuju *trailing edge*. Sedangkan tekanan di *pressure side* bergeser secara gradual kearah *leading edge*. Hal ini berarti bahwa pada sudut serang 20 derajat titik stagnasi bergeser dari *leading edge* ke daerah *pressure side*. Tekanan pada *pressure side* yang pada sudut serang 5 derajat pada

mulanya cenderung ditransformasi menjadi gaya angkat daripada gaya seret. Pada kondisi 20 derajat, tekanan pada *pressure side* cenderung ditransformasi menjadi gaya seret daripada gaya angkat. Pada daerah sudut serang dengan kondisi seperti inilah masuk kedalam daerah *post-stall*.



**Gambar 4.7** Streamline disekitar dinding airfoil *Base* ketika sudut serang 20 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b)120.000



**Gambar 4.8** Distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Base* pada sudut serang 20 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000

### 4.3 Airfoil Termodifikasi

Simulasi terhadap modifikasi airfoil bionik berbasis *long-eared owl* dilakukan untuk melihat karakteristik performansi airfoil yang telah termodifikasi dan dilakukan perbandingan performansi antara airfoil bionik yang telah termodifikasi dengan airfoil bionik *Base*. Modifikasi dilakukan pada *leading edge* airfoil *Base* dengan

menambahkan *tubercles* dengan panjang gelombang 0.25 dari panjang *chord*, dan variasi amplitudo yang masing-masing besarnya 0,025 dari panjang *chord*, 0,05 dari panjang *chord*, dan 0,12 dari panjang *chord*. Berikut pemetaan modifikasi disajikan pada **Tabel 4.1**

**Tabel 4.1** Pemetaan modifikasi terhadap airfoil bionik berbasis *long-eared owl*

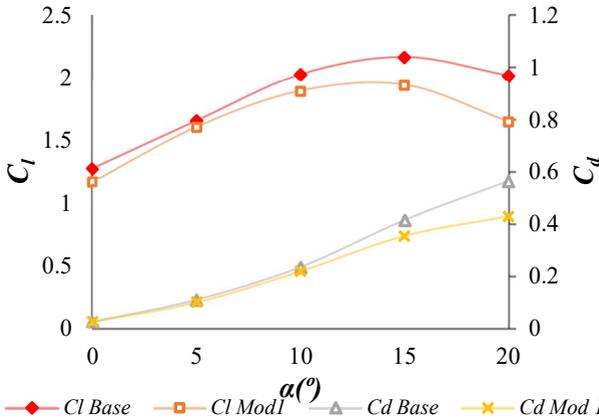
Nama Airfoil	Panjang gelombang <i>tubercles</i> ( $\lambda$ )	Amplitudo (A)
<i>Mod 1</i>	0.25 <i>c</i>	0.025 <i>c</i>
<i>Mod 2</i>	0.25 <i>c</i>	0.05 <i>c</i>
<i>Mod 3</i>	0.25 <i>c</i>	0.12 <i>c</i>

#### A. Karakteristik Airfoil Termodifikasi

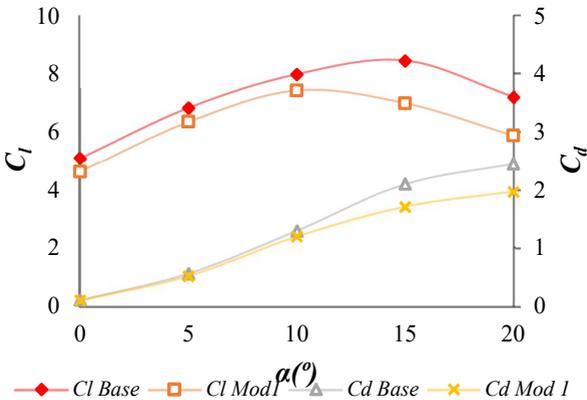
Grafik hasil perbandingan koefisien angkat dan koefisien seret sebagai fungsi sudut serang untuk airfoil *Mod 1* terhadap *Base* untuk variasi bilangan Reynolds ditunjukkan pada **Gambar 4.9** dan **4.10**. Pada grafik koefisien angkat airfoil *Mod 1*, Nilai *Cl Mod 1* pada sudut serang 0, 5 dan 10 derajat terjadi reduksi sebesar 9,18% dan 3,11% dan 6,91%. Nilai *Cl* maksimum untuk airfoil *Mod 1* terletak pada sudut serang 15 derajat dengan penurunan koefisien angkat terhadap *Base* sebesar 14.58%. Penurunan koefisien angkat *Mod 1* terhadap *Base* membesar pada sudut serang 20 sebesar 23.81%. Sedangkan pada bilangan Reynolds 120.000 terdapat reduksi koefisien angkat untuk semua variasi sudut serang mulai dari 0 derajat sampai 20 derajat sebesar 9,1%, 7,03%, 6,964% untuk daerah *pre-stall* dan 17%, 18% untuk daerah *post-stall*. Hal ini membuktikan bahwa terdapat terdapat reduksi koefisien angkat di daerah *pre-stall* maupun di daerah *post-stall* untuk semua bilangan Reynolds.

Pada grafik perbandingan koefisien seret airfoil *Mod 1* terhadap *Base* terdapat reduksi koefisien seret pada semua variasi sudut serang. Pada bilangan Reynolds 60.000 terdapat reduksi koefisien seret sebesar 2,821%, 9,10%, 6,91%, untuk daerah *pre-stall*, dan 14,58% dan 23,81% untuk daerah *post-stall*. Sedangkan

untuk bilangan Reynolds 120.000 terdapat reduksi sebesar 4,54%, 7,54%, 7,58%, untuk daerah *pre-stall*, dan 18,7% dan 19,64% untuk daerah *post-stall*. Hal ini berarti bahwa airfoil *Mod 1* dapat mereduksi koefisien seret untuk daerah *pre-stall* maupun *post-stall*.



**Gambar 4.9** Perbandingan karakteristik performansi  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil bionik *Base* dan *Mod 1* pada  $Re$  60.000

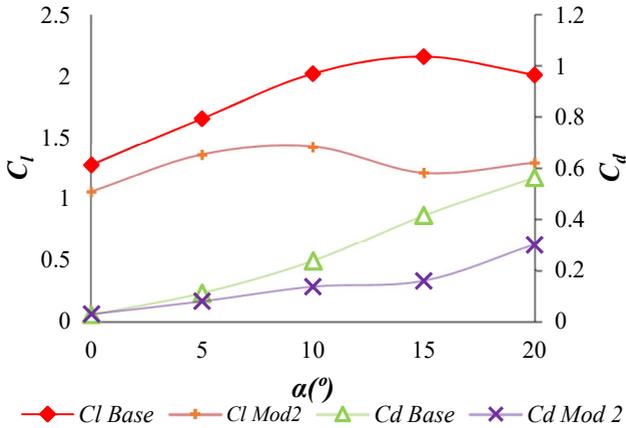


**Gambar 4.10** Perbandingan karakteristik performansi  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil bionik *Base* dan *Mod 1* pada  $Re$  120.000

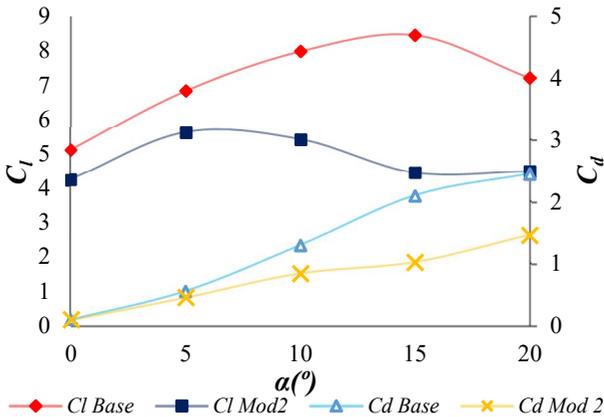
Karakteristik performansi airfoil *Mod 2* dibandingkan dengan karakteristik airfoil *Base* untuk variasi bilangan Reynolds ditampilkan pada **Gambar 4.11** dan **Gambar 4.12**. Pada semua variasi bilangan Reynolds terdapat penurunan koefisien angkat. Penurunan koefisien angkat pada bilangan Reynolds 60.000 mulai dari sudut serang 0-20 derajat masing-masing sebesar 20,696 %, 21,876 %, 42,230 %, 78,559 %, dan 55,739 %

Sedangkan penurunan koefisien angkat pada bilangan Reynolds 120.000 mulai dari sudut serang 0 derajat sampai dengan 20 derajat masing-masing sebesar 16,964 %, 17,716 %, 32,128 %, 47,524 %, dan 37,838 %. Walaupun airfoil *Mod 2* mengalami reduksi koefisien angkat dari pada airfoil *Base*, *trend* grafik *stall* dari airfoil ini lebih halus daripada airfoil *Base* yang mempunyai kecenderungan jatuh ketika pertambahan sudut serang yang sangat tajam.

Nilai koefisien seret airfoil *Mod 2* lebih kecil dari pada airfoil *Base* pada setiap perubahan sudut serang kecuali pada sudut serang 0 derajat. Reduksi koefisien seret pada airfoil *Mod 2* untuk bilangan Reynolds 60.000 dari 5, 10, 15, 20 derajat sebesar 28,651 %, 42,281 %, 61,776 %, 46,755 % dan peningkatan koefisien seret pada 0 derajat sebesar 8,9 %. Sedangkan penurunan koefisien seret pada bilangan Reynolds 120.000 mulai dari sudut serang 0 derajat sampai dengan 20 derajat masing-masing sebesar 9,853 %, 18,986 %, 34,988 %, 51,294 %, dan 40,479 %. Hasil dari simulasi *Mod 2* menunjukkan perubahan geometri ini membuat *trend* grafik *stall* lebih halus daripada *Base* dengan reduksi koefisien seret yang besar.



**Gambar 4.11** Perbandingan karakteristik performansi  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil bionik *Base* dan *Mod 2* pada  $Re$  60.000



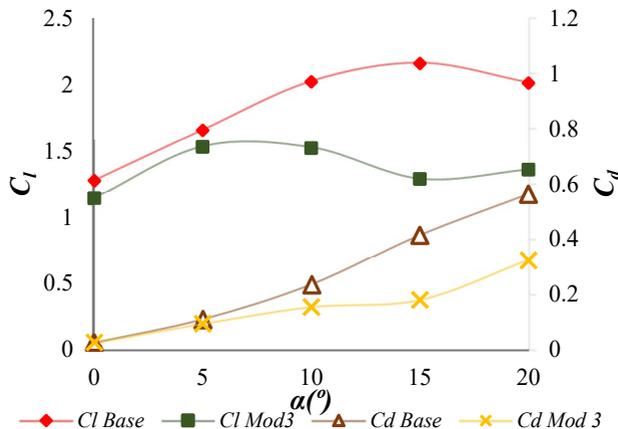
**Gambar 4.12** Perbandingan karakteristik performansi  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil bionik *Base* dan *Mod 2* pada  $Re$  120.000

Hasil perbandingan koefisien angkat dan seret airfoil *Mod 2* dengan airfoil *Base* untuk variasi bilangan Reynolds disajikan pada **Gambar 4.13** dan **Gambar 4.14**. Penurunan koefisien angkat terhadap airfoil *Base* terjadi pada sudut serang 0, 5, 10, 15, 20, derajat, Penurunan koefisien angkat pada bilangan Reynolds 60.000 mulai dari sudut serang 0 derajat sampai dengan 20 derajat

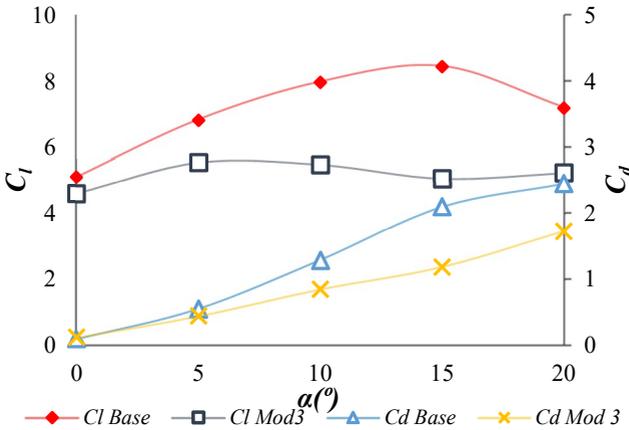
masing-masing sebesar 11,768%, 8,124%, 32,861%, 67,756%, dan 48,194%. Sedangkan penurunan koefisien angkat pada bilangan Reynolds 120.000 mulai dari sudut serang 0 derajat sampai dengan 20 derajat masing-masing sebesar 9,92%, 18,939%, 31,443%, 40.215%, dan 27,480%.

Koefisien seret airfoil *Mod 3* pada bilangan Reynolds 60.000 mengalami reduksi pada semua variasi sudut serang mulai dari 0, 5, 10, 15, 20, masing-masing sebesar 2,742%, 14,990%, 34,648%, 56,734%, 42,500%. Sedangkan reduksi koefisien seret pada airfoil *Mod 2* untuk bilangan Reynolds 120.000 dari 5, 10, 15, 20 derajat sebesar 20.297%, 34.242%, 43,403%, 29,398% dan peningkatan koefisien seret pada 0 derajat sebesar 21,439%.

Karakteristik airfoil *Mod 3* mempunyai *trend* grafik koefisien angkat hampir sama dengan airfoil *Mod 2* dengan titik puncak koefisien angkat sebesar 5 derajat tetapi karakteristik *Mod 3* mempunyai reduksi koefisien angkat dan seret lebih besar daripada airfoil *Mod 2*.



**Gambar 4.13** Perbandingan karakteristik performansi  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil bionik *Base* dan *Mod 3* pada  $Re$  60.000

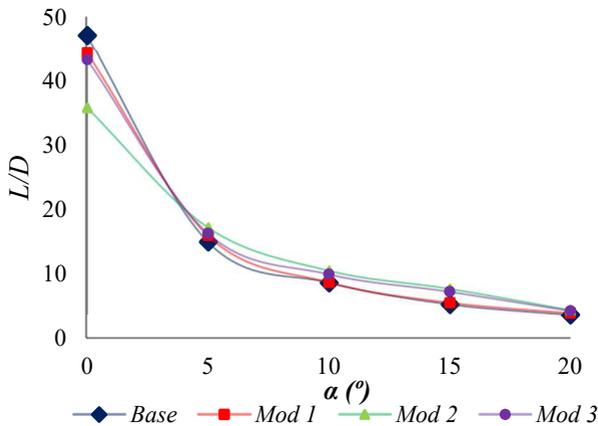


**Gambar 4.14** Perbandingan karakteristik performansi  $C_l$  dan  $C_d$  airfoil bionik *Base* dan *Mod 3* pada  $Re$  120.000

Ketiga airfoil termodifikasi dari airfoil bionik berbasis *long-eared owl* mempunyai karakteristik aerodinamika yang berbeda sesuai yang tersaji diatas. Setiap perubahan amplitudo dari *tubercles* berdampak pada peningkatan dan reduksi koefisien angkat atau seret yang dihasilkan dari airfoil *Mod 1*, *Mod 2*, dan *Mod 3*. Performansi airfoil *Mod 2* dan *Mod 3* mempunyai karakteristik yang hampir sama, yakni mempunyai koefisien angkat yang lebih rendah dari pada koefisien angkat airfoil *Base*. Sedangkan performansi airfoil termodifikasi terbaik jika dibandingkan dengan performansi ketiga airfoil termodifikasi adalah airfoil *Mod 1*. *Trend* kurva koefisien angkat dan seret di daerah *post-stall* untuk ketiga airfoil termodifikasi lebih halus daripada airfoil *Base* yang cenderung menurun secara tajam.

Karena koefisien angkat dan koefisien seret adalah koefisien dari gaya-gaya aerodinamika, maka rasio gaya angkat terhadap gaya seret adalah indikasi dari efisiensi aerodinamis untuk turbin angin. Penelitian Soraghan *et al* (2013) menunjukkan bahwa penambahan rasio gaya angkat terhadap gaya seret ( $L/D$ ) meningkatkan koefisien daya pada turbin angin. Grafik rasio gaya angkat terhadap gaya seret untuk airfoil *Base* dan airfoil termodifikasi pada bilangan Reynolds 60.000 ditunjukkan pada

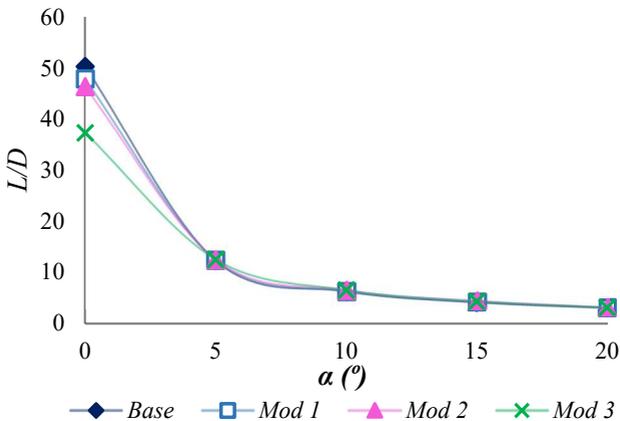
**Gambar 4.15.** Pada sudut serang 0 derajat, rasio L/D untuk semua airfoil termodifikasi mengalami reduksi jika dibandingkan dengan airfoil *Base*. Airfoil *Mod 1* pada sudut serang 0 derajat mengalami reduksi sebesar 6,1%, airfoil *Mod 2* mengalami reduksi sebesar 31,44%, dan airfoil *Mod 3* mengalami reduksi sebesar 8,7%. Sedangkan peningkatan rasio L/D terjadi pada semua airfoil termodifikasi terhadap airfoil *Base* pada sudut serang 5 sampai 20 derajat. Airfoil *Mod 1* mengalami kenaikan sebesar 0,4% sampai dengan 6,9%, airfoil *Mod 2* mengalami kenaikan sebesar 13,04% sampai dengan 31,74%, dan airfoil *Mod 3* mengalami kenaikan sebesar 8,08% sampai dengan 27,41%.



**Gambar 4.15** Perbandingan rasio gaya angkat dan seret pada airfoil bionik *Base* dan airfoil termodifikasi untuk  $Re$  60.000

Perubahan bilangan Reynolds mengakibatkan perubahan karakteristik rasio L/D untuk semua airfoil termodifikasi. Rasio L/D untuk bilangan Reynolds 120.000 ditunjukkan pada **Gambar 4.16**. Reduksi rasio L/D tetap terjadi pada sudut serang 0 derajat untuk semua airfoil termodifikasi terhadap airfoil *Base* untuk bilangan Reynolds 120.000. Airfoil *Mod 1* pada sudut serang 0 derajat mengalami reduksi sebesar 5,11%, airfoil *Mod 2* mengalami reduksi sebesar 8,564%, dan airfoil *Mod 3* mengalami reduksi sebesar 34,81%. Sedangkan peningkatan rasio L/D terjadi

pada semua airfoil termodifikasi terhadap airfoil *Base* pada sudut serang 5 sampai 20 derajat. Airfoil *Mod 1* mengalami kenaikan sebesar 0,54% sampai dengan 1,66%, airfoil *Mod 2* mengalami kenaikan sebesar 1,54% sampai dengan 7,177%, dan airfoil *Mod 3* mengalami kenaikan sebesar 1,6% sampai dengan 5,33%.



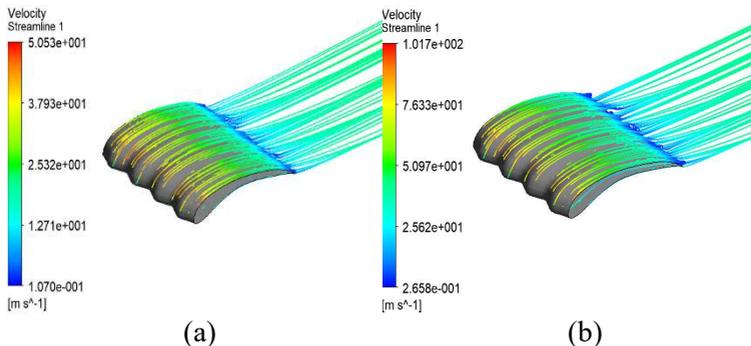
**Gambar 4.16** Perbandingan rasio gaya angkat dan seret pada airfoil bionik *Base* dan airfoil termodifikasi untuk  $Re$  120.000

Perbedaan reduksi dan peningkatan rasio  $L/D$  pada variasi bilangan Reynolds menunjukkan bahwa karakteristik rasio  $L/D$  untuk airfoil *long-eared owl* pada setiap perubahan bilangan Reynolds mempunyai nilai yang berbeda-beda. Tetapi, jika dilihat dari **Gambar 4.15** dan **Gambar 4.16** *trend* grafik dari rasio  $L/D$  tetap sama untuk masing-masing airfoil termodifikasi maupun *Base* pada setiap perubahan bilangan Reynolds. Dari hal tersebut dapat disimpulkan bahwa terdapat reduksi rasio  $L/D$  pada sudut serang 0 derajat dan terdapat peningkatan rasio  $L/D$  pada sudut serang 5 derajat sampai dengan 20 derajat untuk airfoil termodifikasi terhadap airfoil *Base*.

## B. Aliran di Sekitar Dinding

Profil aliran disekitar dinding airfoil termodifikasi sangat berbeda di daerah *pre-stall* dan juga *post-stall* jika dibandingkan dengan profil aliran airfoil *Base* dengan sudut serang yang sama.

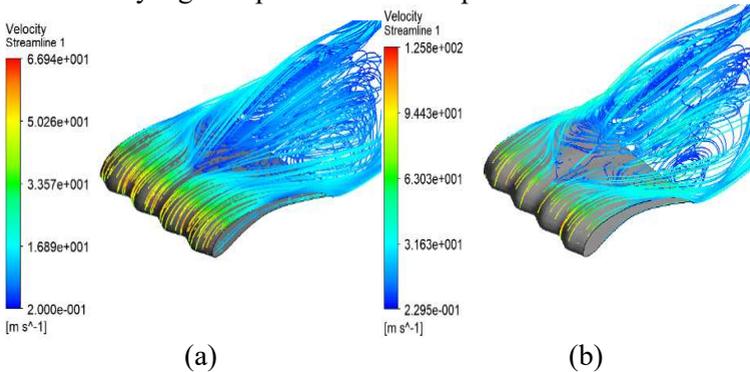
Profil aliran di daerah dinding airfoil *Mod 1* dengan variasi bilangan Reynolds pada sudut serang 5 derajat ditunjukkan pada **Gambar 4.17**. Pada sudut serang tersebut aliran di daerah *suction side* mengalami separasi di daerah *trailing edge* dengan profil separasi berbeda dengan profil separasi aliran pada airfoil *Base* dengan sudut serang yang sama. Separasi terjadi di daerah yang tegak lurus terhadap titik lembah (*trough*) *tubercles* pada *leading edge*. Sedangkan di daerah yang tegak lurus terhadap puncak (*peak*) *tubercles*, aliran tetap menempel di permukaan airfoil tanpa terjadi separasi. Hal ini berhubungan langsung dengan kecepatan di daerah *peak* dan *trough* dari *tubercles*. Di daerah *peak* kecepatan aliran lebih rendah daripada di daerah *trough* sehingga separasi cenderung terjadi pada daerah yang *leading edge* mempunyai kecepatan tinggi daripada daerah dengan *leading edge* berkecepatan lebih rendah. Sedangkan penambahan Reynolds number hanya berdampak pada kecepatan aliran saja.



**Gambar 4.17** Streamline disekitar dinding airfoil *Mod 1* ketika sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000

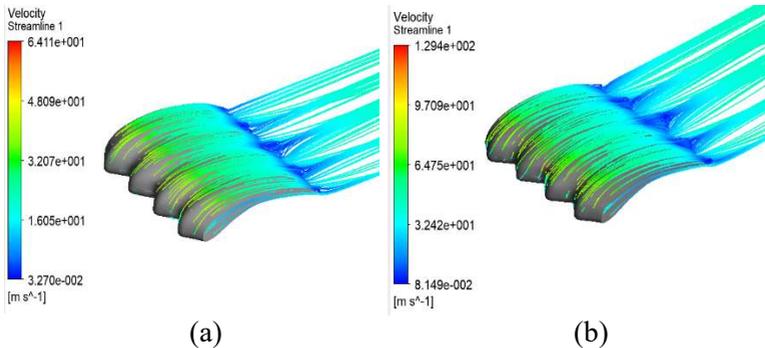
Bentuk separasi pada keadaan *post-stall* berbeda dari bentuk separasi pada keadaan *pre-stall*. Profil aliran untuk airfoil *Mod 1* pada kondisi *post-stall* dengan sudut serang 20 derajat untuk variasi bilangan Reynolds ditunjukkan pada **Gambar 4.18**. Saat airfoil *Mod 1* dalam keadaan ini, aliran di atas *suction side* terdeviasi dan menginjeksi momentum ke daerah separasi yang, sehingga aliran di atas permukaan *suction side* airfoil *Mod 1*

cenderung lebih berubah profil alirannya daripada aliran pada airfoil *Base* yang terseparasi secara sempurna.



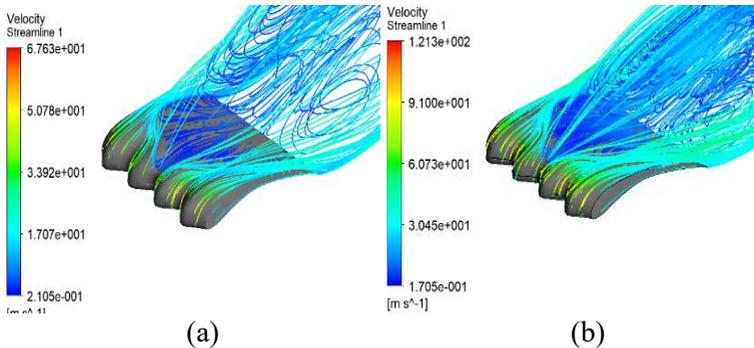
**Gambar 4.18.** *Streamline* disekitar dinding airfoil *Mod 1* ketika ketika sudut serang 20 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b)120.000

Kecepatan maksimum pada aliran yang melewati di sekitar dinding airfoil *Mod 2* lebih besar dari pada kecepatan maksimum pada aliran yang melewati di sekitar dinding airfoil *Mod 1* disetiap perubahan sudut serang dan variasi bilangan Reynolds. **Gambar 4.19** menunjukkan profil aliran yang melewati dinding airfoil *Mod 2* ketika sudut serang 5 derajat pada bilangan Reynolds 60.000 dan 120.000. Pada gambar tersebut terlihat bahwa kecepatan di daerah *peak* lebih rendah dari pada di daerah *trough*. Kecepatan di daerah *peak* maupun di daerah *trough* pada airfoil *Mod 2* lebih besar daripada kecepatan di daerah yang sama pada airfoil *Mod 1* dikarenakan amplitudo *tubercles* yang berbeda. Separasi yang terjadi di daerah *trailing edge* pada airfoil *Mod 2* saat sudut serang 5 derajat mempunyai profil yang hampir sama dengan separasi yang terjadi pada airfoil *Mod 2*, sehingga untuk daerah *pre-stall* profil aliran yang melewati airfoil *Mod 1* dan *Mod 2* bisa dikatakan tidak jauh berbeda.



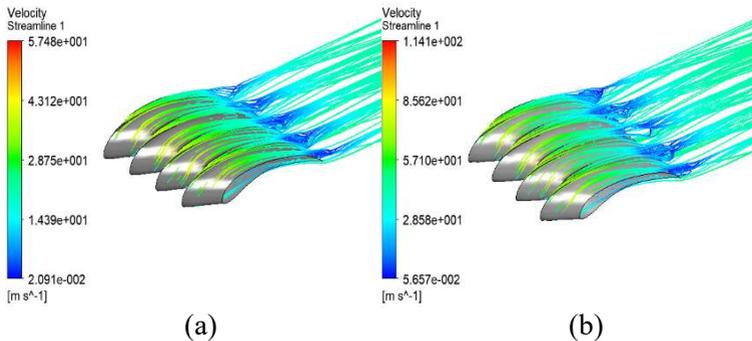
**Gambar 4.19** *Streamline* disekitar dinding airfoil *Mod 2* ketika sudut serang 5 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

Hal yang sama terlihat pada **Gambar 4.20**. Pada daerah *peak leading edge*, kecepatan lebih rendah dari pada daerah *trough*. Kecepatan daerah *trough* dan *peak* pada airfoil *Mod 2* relatif lebih rendah daripada kecepatan aliran yang melewati *peak* dan *trough* pada airfoil *Mod 1*. Kecepatan yang rendah terjadi pada daerah yang terkena separasi. Daerah yang terkena separasi aliran yang melewati permukaan *suction side* pada airfoil *Mod 2* lebih besar dari pada daerah yang terkena separasi pada airfoil *Mod 1* ketika sudut serang 20 derajat. Dalam keadaan ini, separasi pada airfoil *Mod 2* meruncing sampai pada *trough* bagian tengah pada *leading edge*. Hal ini terjadi karena terdapat *stall cell* yang bukan merupakan efek dari *tubercles*. Sehingga perbedaan yang signifikan antara airfoil *Mod 1* dan *Mod 2* untuk variasi bilangan Reynolds dalam keadaan *post-stall* adalah kecepatan aliran yang terletak pada *leading edge* dan lebar daerah *upper surface* airfoil yang terkena separasi.



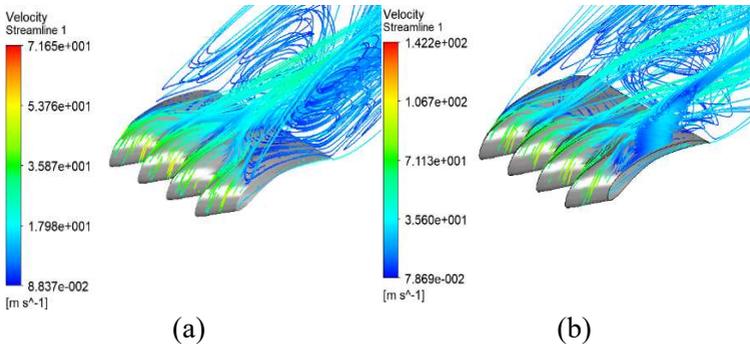
**Gambar 4.20** Streamline disekitar dinding airfoil *Mod 2* ketika ketika sudut serang 20 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

**Gambar 4.21** menunjukkan aliran yang melewati airfoil *Mod 3*. Kecepatan aliran yang melewati airfoil *Mod 3* di daerah *leading edge* lebih besar daripada aliran yang melewati *leading edge* airfoil *Mod 2* dan airfoil *Mod 1*, selain itu distribusi kecepatan di permukaan *leading edge* airfoil *Mod 3* tidak tersebar seperti yang terdapat pada airfoil *Mod 1* dan *Mod 2*. Kecepatan tertinggi mengerucut ke daerah *trough* dengan selisih kecepatan di daerah *peak* lebih besar dari selisih kecepatan pada airfoil *Mod 1*, dan *Mod 2* di daerah yang sama. Tetapi, separasi yang terjadi di daerah *pre-stall* pada airfoil *Mod 3* sama dengan separasi yang dihasilkan irfoil *Mod 2* dan airfoil *Mod 1*. Separasi terjadi di daerah yang tegak lurus dengan *trough*, tetapi tidak terjadi separasi di daerah yang tegak lurus dengan *peak*. Hal ini berarti tidak ada perubahan apapun dengan perubahan *tubercles* pada daerah *pre-stall* kecuali kecepatan di daerah *leading edge*.



**Gambar 4.21** *Streamline* disekitar dinding airfoil *Mod 3* ketika ketika sudut serang 5 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

Separasi pada airfoil *Mod 3* terjadi lebih besar daripada airfoil *Mod 2*, dan *Mod 1* pada sudut serang 20 derajat. Separasi melebar ke arah samping daripada ke arah depan. Aliran yang terseparasi meruncing ke arah tengah *leading edge* tepat diujung *trough*. Hal yang sama seperti pada airfoil *Mod 1* dan *Mod 2* terlihat pada **Gambar 4.22** bahwa aliran *vortex* yang terbentuk di sisi kanan dan kiri permukaan airfoil membuat daerah sisi kanan dan kiri diinjeksi aliran dari *trough tubercles*. Ini berarti kecepatan aliran pada airfoil *Mod 3* lebih besar daripada kecepatan aliran yang berada di *trough* airfoil *Mod 1*, dan *Mod 2*. Aliran pada daerah separasi mempunyai kecepatan yang lebih rendah daripada daerah *peak* maupun *trough* pada *leading edge*. Kecepatan aliran di daerah *trough* lebih cepat dari pada di daerah *peak*. Dengan masing masing kecepatan aliran pada *leading edge* untuk airfoil ini lebih cepat daripada airfoil *Mod 1* maupun *Mod 2*.



**Gambar 4.22** *streamline* disekitar dinding airfoil *Mod 3* ketika ketika sudut serang 20 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

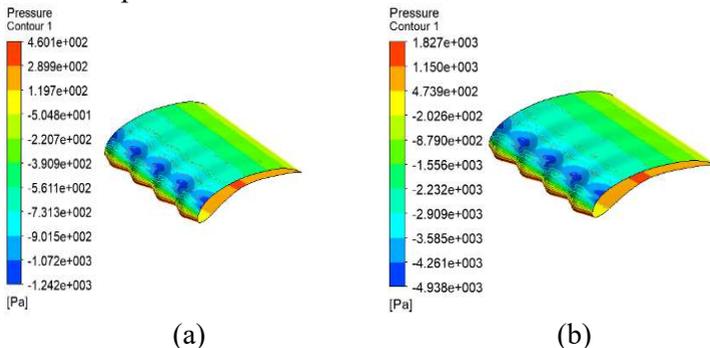
Perubahan amplitudo *tubercles* dari tiga bentuk modifikasi dan variasi bilangan Reynolds pada airfoil bionik berbasis *long-eared-owl* dilihat dari hasil yang telah disajikan membuktikan bahwa penambahan *tubercles* pada *leading edge* membuat terdapat perbedaan kecepatan pada aliran yang melewati daerah *leading edge*. Aliran disekitar *peak tubercles* mempunyai kecepatan lebih rendah daripada aliran disekitar *trough*. Perbedaan kecepatan aliran ini mengakibatkan aliran di daerah separasi terdeviasi dan membentuk aliran *vortex*. Sehingga, *tubercles* pada *leading edge* airfoil ini berperan sebagai *vortex generator*. Aliran *vortex* yang terdapat pada daerah separasi mengakibatkan aliran yang harusnya terseparasi kembali menempel ke permukaan airfoil. Hal ini menjelaskan bahwa penambahan *tubercles* mengurangi daerah yang terkena separasi. Tetapi, berdasarkan uji variasi *tubercles* menunjukkan bahwa semakin besar amplitudo *tubercles* akan menambah kecepatan aliran disekitar *tubercles* baik di daerah *peak* maupun *trough*. Kenaikan kecepatan di daerah *suction side* pada airfoil ini akan memperlebar daerah separasi.

### C. Distribusi Tekanan pada Permukaan

Analisis tekanan yang terdistribusi pada permukaan airfoil termodifikasi akan memberikan penjelasan yang lebih adekuat mengenai gaya-gaya yang bekerja pada airfoil termodifikasi dan membentuk koefisien-koefisien gaya pada daerah *pre-stall*

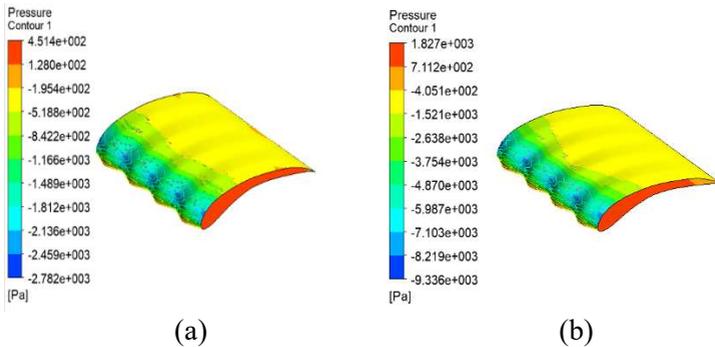
maupun *post-stall*. Bentuk *leading-edge* yang telah dimodifikasi dengan menggunakan *tubercles* mengakibatkan perbedaan tekanan yang terdistribusi pada seluruh permukaan airfoil, sehingga kontur tekanan pada permukaan airfoil termodifikasi mempunyai profil yang berbeda dengan kontur tekanan yang terdapat pada airfoil *Base*.

Perbedaan signifikan mengenai distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 1* ketika sudut serang 5 derajat dengan airfoil *Base* ditunjukkan oleh **Gambar 4.23**. Kontur tekanan airfoil *Mod 1* terlihat tidak merata pada daerah *leading edge*. Tekanan pada daerah *peak* lebih tinggi daripada tekanan di daerah *trough*. Perubahan bilangan Reynolds hanya berampak pada penurunan tekanan di permukaan airfoil.



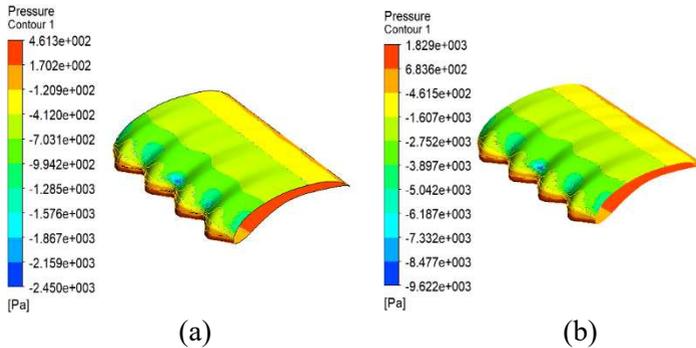
**Gambar 4.23** Distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 1* pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000

Tekanan pada daerah *peak tubercles* untuk airfoil *Mod 1* ketika sudut serang 20 derajat terlihat pada **Gambar 4.24** membentuk bentuk lingkaran tepat pada ujung *peak tubercles*. Kontur tersebut menunjukkan bahwa tekanan terpusat di ujung-ujung *peak tubercles* dan menurun secara gradual sampai dititik *trough*. Sehingga, pada daerah *suction side* kontur tekanan tidak merata seperti yang terdapat pada airfoil *Base* pada sudut serang yang sama. Luas daerah dengan tekanan yang tinggi membentuk kerucut kearah *leading edge*, dimana pada sisi-sisinya punya tekanan lebih rendah.



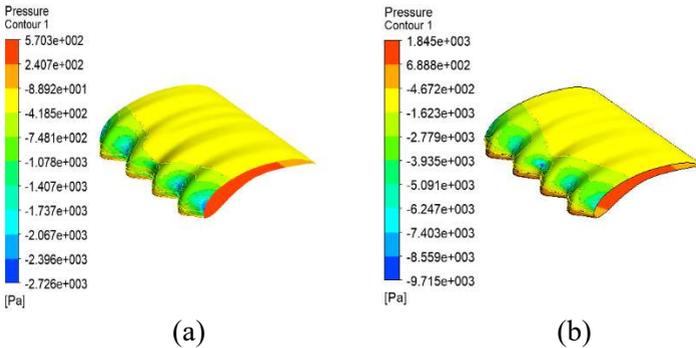
**Gambar 4.24** Distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 1* pada sudut serang 20 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000

Rata-rata tekanan pada airfoil *Mod 2* pada sudut serang 5 derajat lebih rendah daripada rata-rata tekanan pada airfoil *Mod 1* pada sudut serang yang sama. Distribusi tekanan airfoil *Mod 2* pada sudut serang 5 derajat ditunjukkan pada **Gambar 4.25** dengan tekanan terendah berada pada daerah *trough* daripada daerah yang lain. Jika dibandingkan antara kontur tekanan daerah *trough* pada airfoil *Mod 2* dan daerah yang sama pada airfoil *Mod 1*, kontur tekanan pada airfoil *Mod 2* di daerah *trough* lebih sempit daripada daerah *trough* pada airfoil *Mod 1*. Distribusi tekanan tersebut naik secara gradual ke daerah *trailing edge*. Secara keseluruhan daerah *upper surface* tekanan airfoil *Mod 2* lebih besar daripada tekanan pada airfoil *Mod 1* pada daerah yang sama.



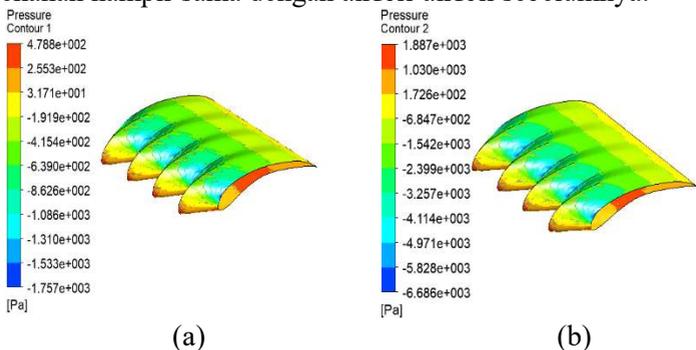
**Gambar 4.25** Distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 2* pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000

Pada sudut serang 20 derajat, distribusi tekanan pada *suction side* airfoil *Mod 2* rata-rata lebih besar dari pada tekanan pada airfoil *Mod 1* seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 4.26**. Distribusi tekanan pada daerah separasi di *suction side* cenderung lebih melebar dan meruncing kearah *leading edge* dibandingkan dengan airfoil *Mod 1*. Tekanan paling besar juga terlihat di daerah *trailing edge* pada *upper surface* airfoil *Mod 2*. Daerah tekanan terendah terletak pada daerah *trough* dengan tekanan pada daerah ini lebih tinggi dari pada daerah yang sama pada daerah yang sama di airfoil *Mod 1*. Gradasi tekanan yang sempit pada daerah *suction side* pada airfoil ini menunjukkan bahwa gradien tekanan pada kondisi *post-stall* lebih besar daripada gradien tekanan airfoil *Mod 1* pada kondisi yang sama.



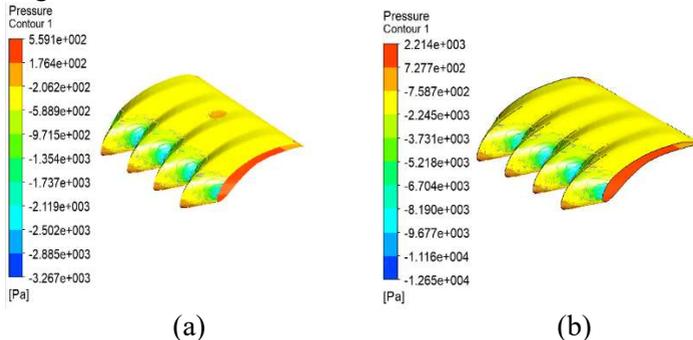
**Gambar 4.26** Distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 2* pada sudut serang 20 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

**Gambar 4.27** menunjukkan distribusi tekanan di sekitar dinding airfoil *Mod 3* ketika sudut serang 5 derajat. Jika dibandingkan kontur tekanan yang terdapat pada airfoil *Mod 3* dengan *Mod 2*, *Mod 1* dan *Base* pada sudut serang ini, nilai tekanan pada daerah *trough Mod 3* adalah paling rendah dari ketiga airfoil modifikasi dan airfoil *Base*. Daerah dengan tekanan rendah tersebut terlihat paling sempit jika dibandingkan dengan airfoil *Mod 1*, *Mod 2*, dan *Base*. Gradasi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 3* menunjukkan bahwa pada sudut serang 5 derajat gradasi tekanan hampir sama dengan airfoil-airfoil sebelumnya.



**Gambar 4.27** Distribusi tekanan pada permukaan airfoil *Mod 3* pada sudut serang 5 derajat untuk  $Re$  (a) 60.000 dan (b) 120.000

Kontur tekanan tinggi pada airfoil *Mod 3* saat sudut serang 20 derajat ditunjukkan pada **Gambar 4.28**. Pada sudut serang ini, distribusi tekanan pada *suction side* airfoil *Mod 3* rata-rata lebih besar dari pada tekanan pada airfoil *Mod 1*, *Mod 2* maupun *Base*. Tekanan terendah terletak pada daerah *trough* dengan tekanan pada daerah ini lebih tinggi dari pada daerah yang sama pada daerah yang sama di airfoil *Mod 1* ataupun *Mod 2*. Gradasi tekanan yang sempit pada daerah *suction side* pada airfoil ini menunjukkan bahwa gradient tekanan pada kondisi *post-stall* lebih besar daripada gradien tekanan airfoil *Mod 1* dan *Mod 2* pada kondisi yang sama.



**Gambar 4.28** Distribusi tekanan di sekitar dinding airfoil *Mod 3* pada sudut serang 5 derajat untuk Re (a) 60.000 dan (b) 120.000

Ketiga airfoil modifikasi mempunyai profil tekanan yang berbeda-beda dengan variasi sudut serang dan bilangan Reynolds yang berbeda. Analisis kontur tekanan pada daerah *pre-stall* maupun *post-stall* untuk masing-masing airfoil dan dibandingkan dengan airfoil *Base* menunjukkan bahwa perubahan amplitudo *tubercles* merubah distribusi tekanan di daerah *upper surface* airfoil (*suction side*). Semakin besar amplitudo *tubercles* semakin tinggi turun pada peak dan *trough tubercles*, namun semakin tinggi tekanan pada *upper surface*. Kondisi ini berhubungan dengan *gradient* tekanan yang menentukan kondisi separasi. Sedangkan variasi bilangan Reynolds hanya merubah kecepatan dan tekanan pada permukaan airfoil.

#### 4.4 Diskusi

Hasil penelitian Johari *et al*, (2007) yang menginvestigasi secara aerodinamika efek penambahan *tubercles* pada airfoil simetris NACA 63<sub>4</sub>-021 menunjukkan beberapa kesesuaian dengan hasil penelitian ini. Efek variasi amplitudo *tubercles* terhadap performansi aerodinamika menunjukkan bahwa amplitudo terendah yakni 0,025 dari panjang *chord* mempunyai *gain* koefisien angkat tertinggi dalam rentang sudut serang 0 sampai 20 derajat. Sedangkan amplitudo sedang yakni 0,05 dari panjang *chord* mempunyai *gain* koefisien angkat lebih rendah dari pada airfoil dengan amplitudo *tubercles* 0,025 pada rentang sudut serang yang sama. Sementara airfoil dengan amplitudo *tubercles* terbesar yakni 0,12 dari panjang *chord* mempunyai *gain* koefisien angkat paling rendah jika dibandingkan dengan 2 airfoil termodifikasi diatas dengan rentang sudut serang yang sama.

Reduksi koefisien angkat terjadi di daerah *pre-stall* untuk semua airfoil bionik termodifikasi jika dibandingkan dengan grafik koefisien angkat airfoil *Base*. Reduksi terhadap koefisien angkat pada airfoil *Mod 1* dengan amplitudo *tubercles* 0,025*c* pada daerah *pre-stall* sebesar 3% sampai dengan 9% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 6% sampai dengan 9% pada bilangan Reynolds 120.000, airfoil *Mod 2* dengan amplitudo *tubercles* 0,05*c* sebesar 20% sampai dengan 42% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 16% sampai dengan 32% pada bilangan Reynolds 120.000, dan airfoil *Mod 3* dengan amplitudo 0,12*c* sebesar 11% sampai dengan 32% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 9% sampai dengan 32% pada bilangan Reynolds 120.000. Hasil ini konsisten dengan hasil penelitian serupa yang dilakukan oleh Corsini *et al* (2013) terhadap airfoil *bercamber* NACA 4415 dengan modifikasi amplitudo *tubercles* 0,025 dari panjang *chord* mengalami reduksi koefisien angkat di daerah *pre-stall* sebesar maksimal 10%.

Pada daerah *post-stall* semua koefisien angkat dari airfoil termodifikasi mengalami reduksi. Reduksi koefisien angkat terendah dialami oleh airfoil *Mod 1* terhadap airfoil *Base* pada daerah *post-stall* adalah sebesar 14% sampai dengan 23% pada

bilangan Reynolds 60.000 dan 18% sampai dengan 19% pada bilangan Reynolds 120.000.

Reduksi koefisien seret terjadi pada semua airfoil termodifikasi pada sudut serang diatas 5 derajat pada semua variasi bilangan Reynolds. Reduksi terhadap koefisien seret pada airfoil *Mod 1* dengan amplitudo *tubercles* 0,025c pada daerah *pre-stall* sebesar 2% sampai dengan 23% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 4% sampai dengan 19% pada bilangan Reynolds 120.000, airfoil *Mod 2* dengan amplitudo *tubercles* 0,05c sebesar 28% sampai dengan 46% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 9% sampai dengan 40% pada bilangan Reynolds 120.000, dan airfoil *Mod 3* dengan amplitudo 0,12c sebesar 2% sampai dengan 42% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 2% sampai dengan 29% pada bilangan Reynolds 120.000.

Reduksi koefisien angkat terjadi di daerah *pre-stall* maupun *post-stall* pada seluruh airfoil termodifikasi. Hal ini terjadi karena bilangan Reynolds yang digunakan adalah bilangan Reynolds rendah. Berdasarkan pengujian Stanway (2008) terhadap efek *tubercles* pada hidrofoil menunjukkan variasi bilangan Reynolds rendah mengakibatkan penurunan koefisien angkat kecuali pada nilai 120.000.

Pengujian bilangan Reynolds 120.000 telah dilakukan terhadap airfoil bionik berbasis *long-eared owl*. Hasilnya menunjukkan bahwa perubahan bilangan Reynolds tidak berpengaruh pada perbaikan koefisien angkat. Hal ini disebabkan karakteristik performansi arodinamika dari airfoil *long-eared owl* yang mempunyai *trend* koefisien angkat tidak meningkat secara tajam pada daerah *post-stall* dan tidak jatuh secara tajam pada daerah *post-stall*. Sehingga penambahan *tubercles* tidak meningkatkan gaya angkat pada daerah *post-stall* tetapi justru mereduksi gaya angkat menjadi lebih kecil.

Penurunan koefisien angkat dan koefisien seret terjadi pada semua airfoil termodifikasi untuk semua variasi bilangan Reynolds. Penurunan gaya angkat mengakibatkan penurunan gaya dorong pada *blade* turbin angin. Tetapi, penurunan gaya seret berakibat pada peningkatan gaya tangensial pada *blade* turbin

untuk memutar rotor. Resultan gaya angkat dan gaya seret yang menentukan performansi dari turbin angin horizontal axis. Oleh karena itu, analisis terhadap rasio  $L/D$  diperlukan untuk mengidentifikasi perubahan performansi terhadap airfoil termodifikasi. Peningkatan rasio  $L/D$  terhadap airfoil *Base* terdapat pada semua airfoil termodifikasi dengan peningkatan terbesar pada airfoil *Mod 2* sebesar 13% sampai dengan 37% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 1% sampai dengan 7% pada bilangan Reynolds 120.000. Hal ini membuktikan bahwa airfoil termodifikasi dapat memperbaiki performansi aerodinamika dari airfoil *long-eared owl* dengan desain terbaik adalah airfoil dengan amplitudo *tubercles* 0,05c

Perubahan karakteristik airfoil berhubungan secara langsung dengan profil aliran dan kontur tekanan ketika sebelum dan sesudah dimodifikasi. Menurut Fish *et al*, (2011) modifikasi *tubercles* bekerja hampir seperti *vortex generator*. Aliran udara yang menabrak *tubercles leading edge* terdeviasi ke daerah *trough*, menciptakan aliran-aliran *vortex* yang mempunyai arah *counter-rotating*. Aliran-aliran ini berinteraksi dan menginduksi momentum pada aliran sehingga meningkatkan momentum dan energi pada aliran yang melewati daerah *trough* atau sela-sela *tubercles*. Hal ini dibuktikan dengan adanya perbedaan kecepatan aliran antara *peak* dan *trough* pada **Gambar 4.17-4.22**. dari 3 modifikasi airfoil terlihat bahwa kecepatan daerah *trough* lebih besar dari pada daerah *peak*.

Semakin besar amplitudo *tubercles* semakin besar aliran-aliran *vortex* yang dihasilkan, sehingga semakin besar momentum dan energi yang terdapat pada aliran yang berada di sela-sela *tubercles*. Semakin besar momentum dan energi yang terinduksi, maka semakin besar daerah lapisan batas kembali ke permukaan *suction side* pada airfoil sehingga separasi pada saat *stall* dapat diatasi. Jika separasi pada saat *stall* dapat diatasi, maka airfoil yang dimodifikasi dengan menggunakan *tubercles* akan memproduksi gaya angkat lebih besar daripada airfoil *Base*. Tetapi, hasil simulasi menunjukkan sebaliknya. Variasi amplitudo *tubercles* tidak meningkatkan performansi tetapi justru sebaliknya. Koefisien

angkat pada daerah *post-stall* dari airfoil *Mod 3* dengan amplitudo paling besar justru lebih kecil daripada koefisien angkat airfoil *Mod 2* yang mempunyai besar amplitudo sedang. Sedangkan airfoil *Mod 2* mempunyai koefisien angkat di daerah *post-stall* lebih kecil dari pada airfoil *Mod 1* dengan amplitudo paling rendah. Hal ini dapat dijelaskan menggunakan analisis kontur tekanan pada permukaan airfoil.

Sesuai dengan prinsip Bernoulli, semakin rendah tekanan fluida, semakin tinggi kecepatan fluida tersebut. Sehingga daerah dengan kecepatan tinggi berarti daerah tersebut tekanannya rendah. Jika dilihat pada **Gambar 4.23-4.28** daerah *trough* pada airfoil dengan amplitudo yang lebih besar mempunyai daerah dengan tekanan rendah lebih sempit daripada airfoil dengan amplitudo yang lebih rendah. Semakin besar amplitudo *tubercles* dengan panjang gelombang yang sama semakin sempit luas sela-sela *tubercles*, sehingga kecepatannya tinggi tetapi luas daerah penampang sangat sempit. Hal tersebut menyebabkan injeksi momentum tidak dapat menjangkau seluruh daerah yang terkena separasi. Hal ini membuktikan bahwa penambahan amplitudo belum tentu memperbaiki performansi.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan*

## BAB V PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Efek dari modifikasi *leading edge* dengan menggunakan *tubercles* pada airfoil bionik berbasis *long-eared owl* dengan panjang gelombang *tubercles* sebesar  $0,25c$  dan variasi amplitudo sebesar  $0,025c$ ,  $0,05c$ , dan  $0,12c$  telah diuji secara numerik dan dianalisa menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Reduksi terhadap koefisien angkat terdapat pada semua airfoil termodifikasi dengan reduksi koefisien angkat terendah pada airfoil *Mod 1* dengan amplitudo *tubercles*  $0,025c$  pada daerah *pre-stall* sebesar 3% sampai dengan 9% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 6% sampai dengan 9% pada bilangan Reynolds 120.000.
2. Reduksi terhadap koefisien seret terdapat pada semua airfoil termodifikasi dengan reduksi koefisien angkat terendah pada airfoil *Mod 2* dengan amplitudo *tubercles*  $0,05c$  sebesar 28% sampai dengan 46% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 9% sampai dengan 40% pada bilangan Reynolds 120.000
3. Peningkatan rasio  $L/D$  terjadi pada semua airfoil termodifikasi untuk sudut serang 5 derajat sampai dengan 20 derajat dengan peningkatan terbesar pada airfoil *Mod 2* sebesar 13% sampai dengan 37% pada bilangan Reynolds 60.000 dan 1% sampai dengan 7% pada bilangan Reynolds 120.000.
4. Profil aliran dan kontur tekanan di sekitar permukaan airfoil menunjukkan bahwa daerah separasi berubah ketika *leading edge* dimodifikasi menggunakan *tubercles*. pada kondisi *pre-stall*, separasi hanya terjadi secara merata pada daerah yang searah dengan *trough*. Sedangkan untuk kondisi *post-stall* daerah separasi mengubah daerah separasi yang diakibatkan oleh *stall cell*.

## 5.2 Saran

Saran pada penelitian ini adalah melakukan pengujian lebih lanjut terhadap airfoil bionik berbasis *long-eared owl* dan *tubercles leading edge* dengan variasi bilangan Reynolds lebih besar untuk selanjutnya diterapkan sebagai turbin angin dan diuji efisiensinya.

## DAFTAR PUSTAKA

- Asli, M., Gholamali, B. M., & Tousi, A. M. (2015). Numerical Analysis of Wind Turbine Airfoil Aerodynamic Performance with Leading Edge Bump. *Mathematical Problems in Engineering*, Volume (2015).
- Burton, T. ((2011).). *Wind Energy Handbook*. USA: John Wiley & Sons.
- Changjiang Ge. (2017). Noise Generation of a Bionic Airfoil Based on Owl Wings. *MATEC Web of Conferences* , 114.
- Christopher L. Rumsey, T. N. (2011). Numerical Study Comparing RANS and LES Approaches on a Circulation Control Airfoil. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 847-864.
- Corsini, A., Delibra, G., & Sheard, A. G. (2013). On the Role of Leading-Edge Bumps in the Control of Stall Onset in Axial Fan Blades. *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 135 / 081104-1.
- F.E Fish, P. W. (2011). *The Tubercles on Humpback Whale Flippers*. 203-213: Application of Bio-Inspired Technology, Integr. Comp, Biol.
- Ferziger, J., & Peric, M. (1996). *Computational Method for Fluid Dynamics*”,. Berlin: Springer.
- Ge, C., Ren, L., Liang, P., Zhang, C., & Zhang, Z. (2013). High-Lift Effect of Bionic Slat Based on Owl Wing. *Journal of Bionic Engineering*, 456–463.
- Heier, S. ( 2014). *Grid Integration of Wind Energy Conversion System*. John Wiley & Sons: USA.
- Howle, L. (2009, 12 3). *A Report on the Efficiency of Whalepower Prototype Wind Turbine Blade*. Diambil kembali dari whalepower: <http://www.whalepower.com/drupal/>
- Johari, H., C, H., Custodio, D., & Levshin, A. (2007). Effect of Leading Edge Protuberances on Airfoil Performance. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, vol. 45, no.II, pp 2634-2642.
- Johnson, S., Dam, C. V., & Berg, D. (2008). *Active Load Control Techniques for Wind Turbines*”, , *Albuquerque, New Mexico* (). New Mexico: Sandia National Laboratories.
- Kobayashi, M., & Pedro, H. (2008-058). Numerical Study of Stall

- Delay on Humpback Whale Flippers. *AIAA*.
- Liu, T., Kuykendoll, K., Rhew, R., & Jones, S. (2004). Avian Wings. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , 1-24.
- Liu, X., & Liu, X. (2014). A Numerical Study of Aerodynamic Performance and Noise of a Bionic Airfoil Based on Owl Wing. *Advances in Mechanical Engineering, 2014*, 1-10.
- Manwell, J., J.G, M., & Rogers, A. (2009). *Wind Energy Explained, Theory, Design, and Application*. Washington: John Wiley & Sons.
- Pedro, H., & Kobayashi, M. (2008). Numerical Study of Stall Delay on Humpback Whale Flippers”,. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , Paper 2008-058, .
- Rodriguez, D., & Theofilis, V. (2011). On The Birth of Stall Cells on Airfoils. *Theoretical Computational Fluid Dynamics*, 25:105-117.
- Somers, D., & Tangler. (2000). *Wind-tunnel Tests of Two Airfoils for Wind Turbines Operating at High Reynolds Numbers*. Colorado: National Renewable Energy Laboratory.
- Soraghan, C., Liethead, W., & Jamieson, W. (2013). *Influence of Lift to Drag Ratio on Optimal Aerodynamic Performance of Straight Blade Vertical Axis Wind Turbines*. UK: University of Strathclyde.
- Stanway, M. (2008). *Hydrodynamic Effect of Leading Edge Surfaces and Flapping Foil Propulsion*,” *Graduate Thesis* . Boston: Massachusetts Institute of Technology.
- Tian, W., Yang, Z., Zhang, Q., JiyueWang, Li, M., Ma, Y., & Cong, Q. (2017). Bionic Design of Wind Turbine Blade Based on Long-Eared Owl’s Airfoil. *Applied Bionics and Biomechanics*, Volume 2017.
- Xin, H., Gu, R., Jing Fu, J., & Yi-Rong, L. (2010). Numerical Simulation and Aerodynamic Performance Comparison Between Seagull Aerofoil and NACA 4412 Aerofoil under Low-Reynolds. *Advances in Naturas Science*, Vol. 3, No 2.
- Yakhot, V., & Orszag, S. (1986). Renormalization Group Analysis of Turbulence. I. Basic Theory. *Journal of Scientific Computing*, 3-51.

## LAMPIRAN A

### Karakteristik *Airfoil Base*

Alfa	Re 60.000			Re 120.000		
	$C_l$	$C_d$	L/D	$C_l$	$C_d$	L/D
0	1.278	0.027	47.174	5.103	0.101	50.325
5	1.657	0.111	14.963	6.828	0.557	12.249
10	2.026	0.236	8.603	7.978	1.292	6.176
15	2.165	0.415	5.218	8.452	2.098	4.028
20	2.016	0.564	3.575	7.200	2.450	2.939

### Karakteristik *Airfoil Mod 1*

Alfa	Re 60.000			Re 120.000		
	$C_l$	$C_d$	L/D	$C_l$	$C_d$	L/D
0	1.170	0.026	44.460	4.634	0.097	47.878
5	1.607	0.101	15.965	6.347	0.515	12.316
10	1.896	0.219	8.645	7.423	1.194	6.218
15	1.943	0.354	5.483	6.986	1.706	4.096
20	1.650	0.430	3.841	5.877	1.968	2.986

## LAMPIRAN B

### Karakteristik *Airfoil Mod 2*

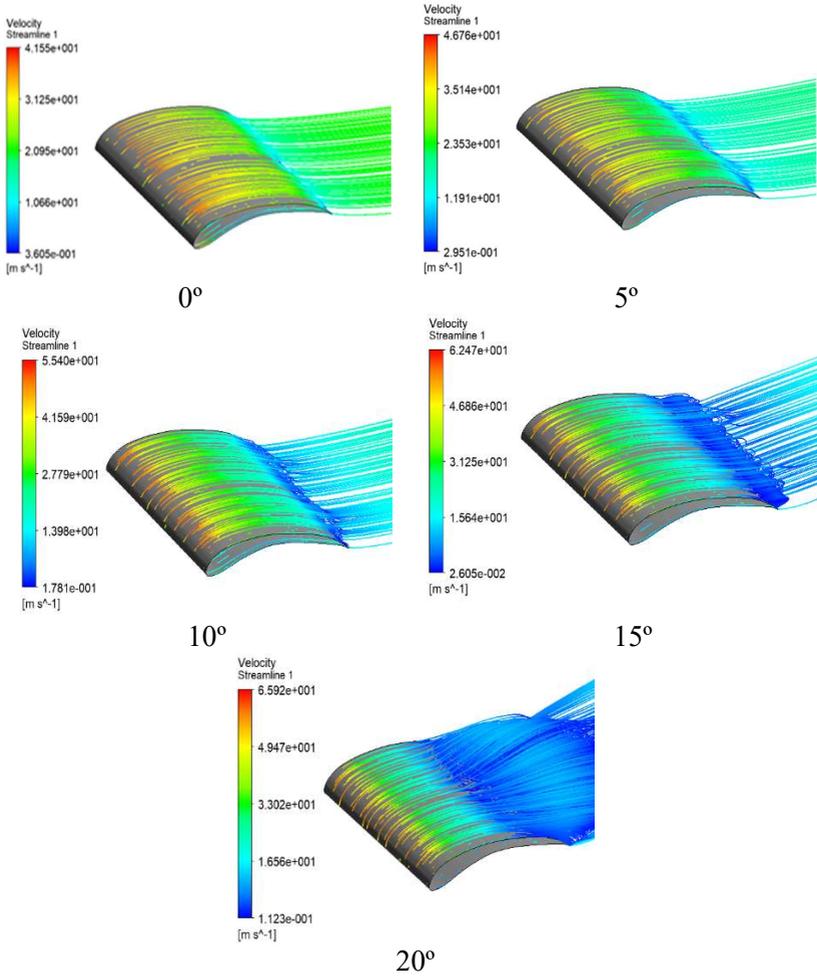
Alfa	Re 60.000			Re 120.000		
	$C_l$	$C_d$	$L/D$	$C_l$	$C_d$	$L/D$
0	1.059	0.030	35.888	4.237	0.091	46.355
5	1.360	0.079	17.208	5.618	0.452	12.441
10	1.423	0.136	10.468	5.415	0.840	6.448
15	1.213	0.159	7.645	4.435	1.022	4.339
20	1.295	0.300	4.312	4.475	1.458	3.070

### Karakteristik *Airfoil Mod 3*

Alfa	Re 60.000			Re 120.000		
	$C_l$	$C_d$	$L/D$	$C_l$	$C_d$	$L/D$
0	1.143	0.026	43.397	4.597	0.123	37.329
5	1.533	0.094	16.279	5.535	0.444	12.458
10	1.525	0.154	9.908	5.470	0.849	6.439
15	1.291	0.180	7.189	5.053	1.188	4.255
20	1.360	0.324	4.196	5.221	1.729	3.019

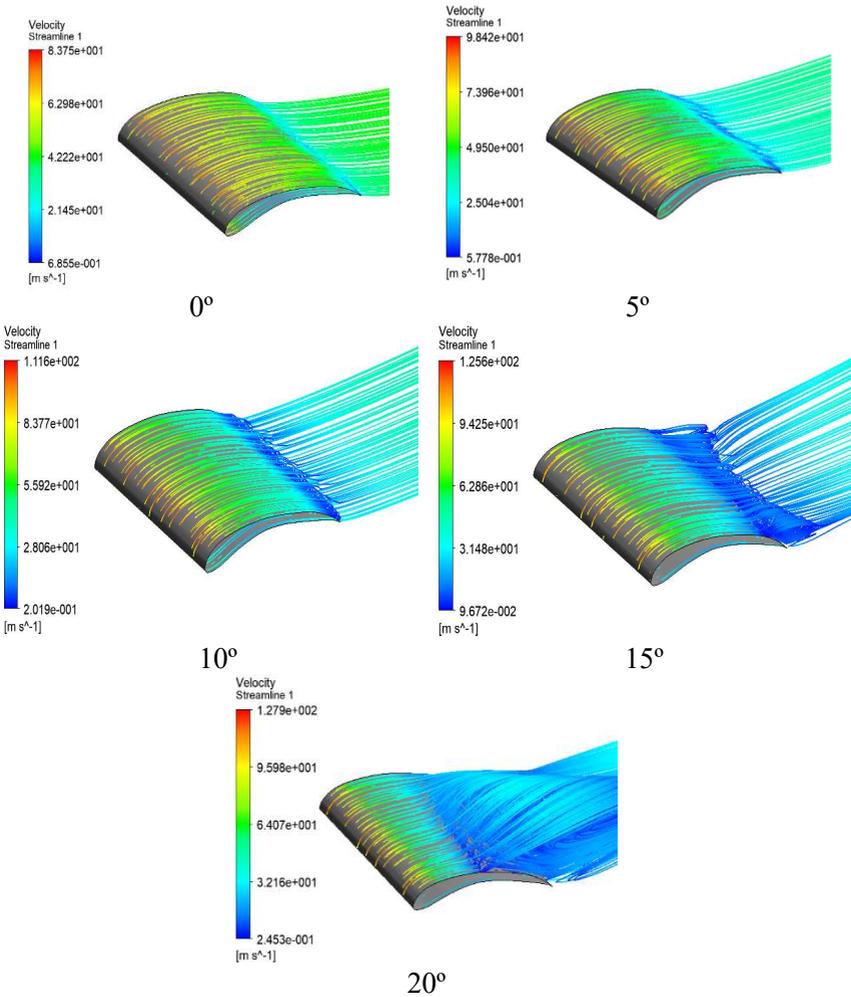
## LAMPIRAN C

### *Streamline pada Permukaan Airfoil Base* Bilangan Reynolds 60.000



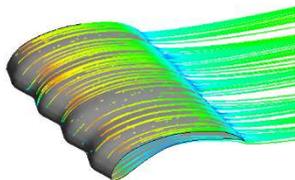
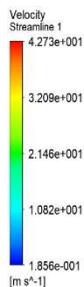
## LAMPIRAN D

### *Streamline* pada Permukaan Airfoil Base Bilangan Reynolds 120.000

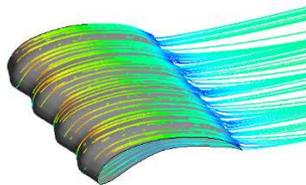
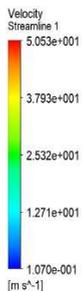


## LAMPIRAN E

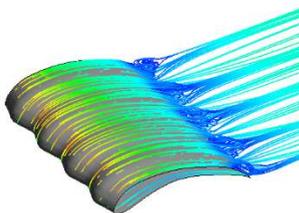
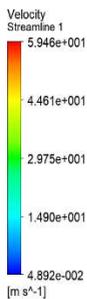
### *Streamline* pada Permukaan Airfoil *Mod 1* Bilangan Reynolds 60.000



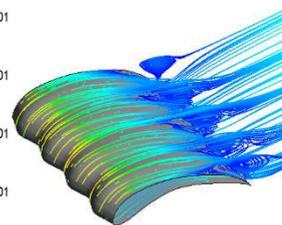
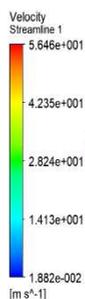
0°



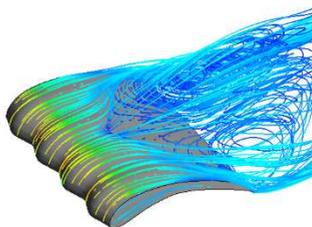
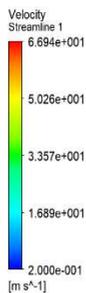
5°



10°



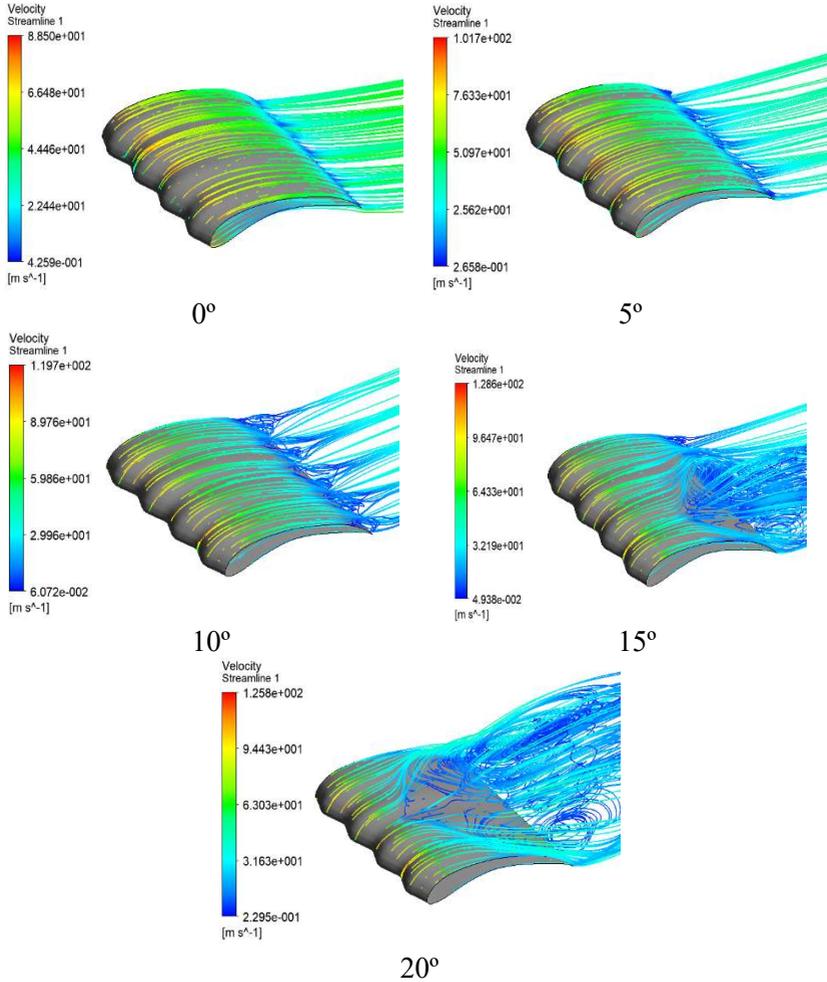
15°



20°

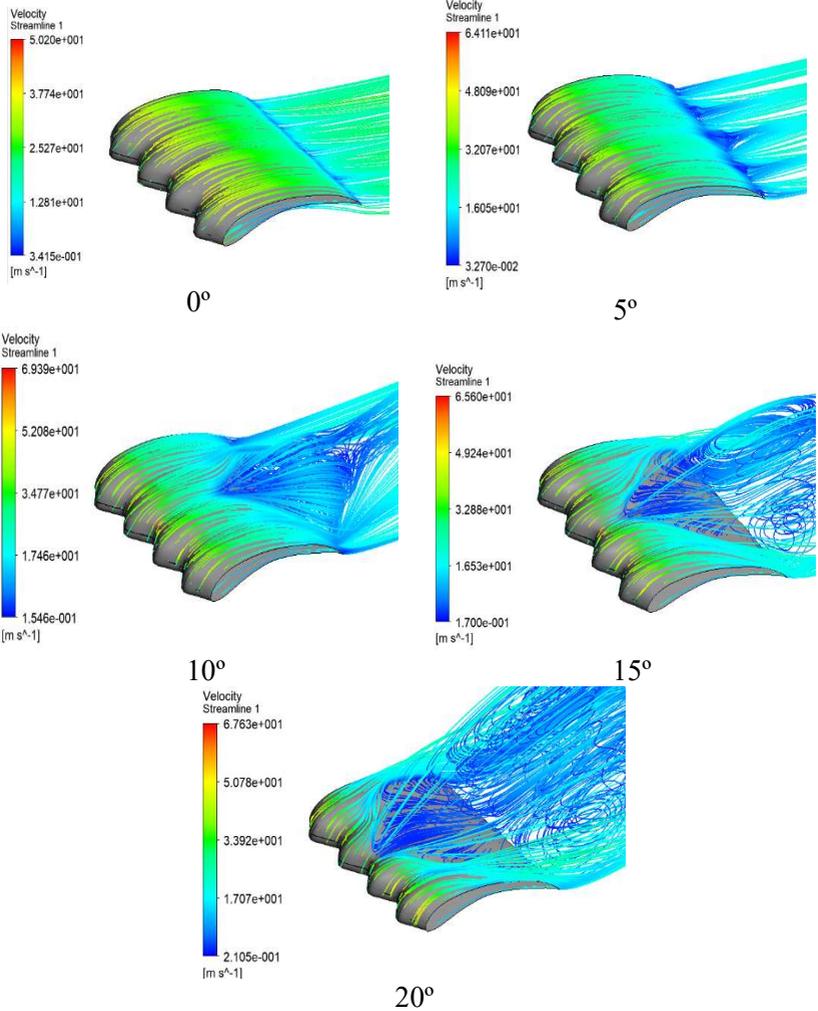
## LAMPIRAN F

### *Streamline pada Permukaan Airfoil Mod 1* Bilangan Reynolds 120.000



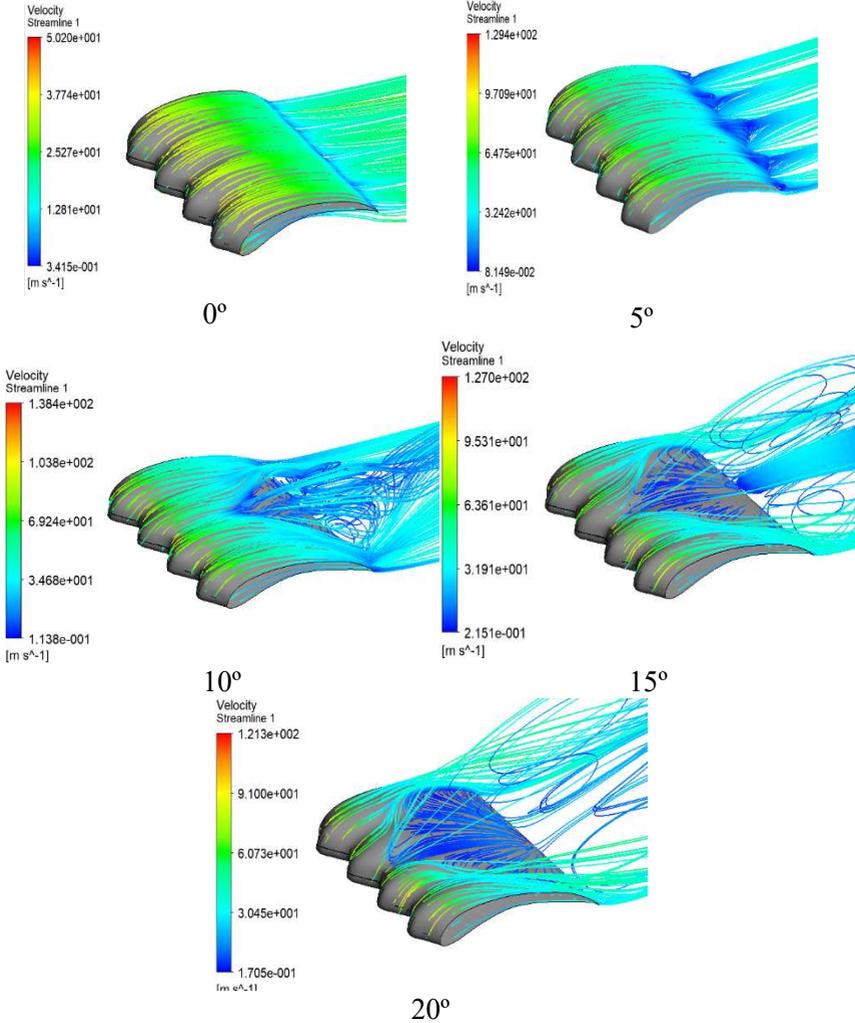
## LAMPIRAN G

### *Streamline pada Permukaan Airfoil Mod 2* Bilangan Reynolds 60.000



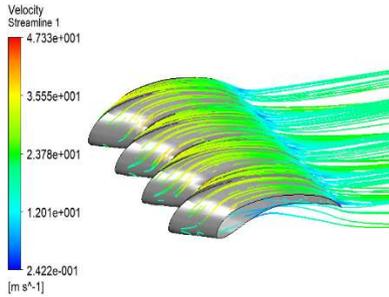
## LAMPIRAN H

### *Streamline pada Permukaan Airfoil Mod 2* Bilangan Reynolds 120.000

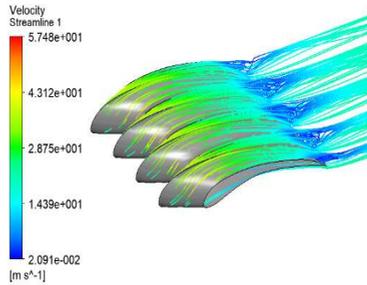


# LAMPIRAN I

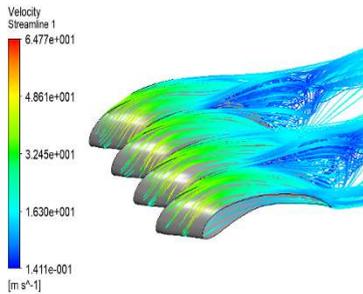
## *Streamline* pada Permukaan Airfoil *Mod 3* Bilangan Reynolds 60.000



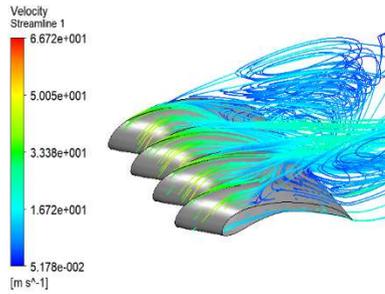
0°



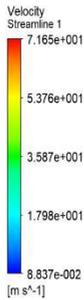
5°



10°



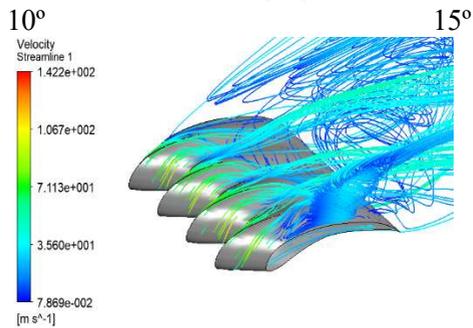
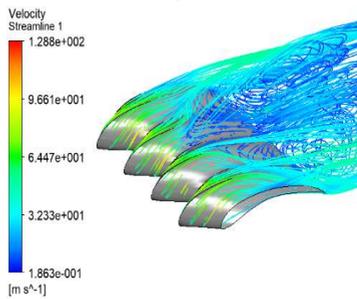
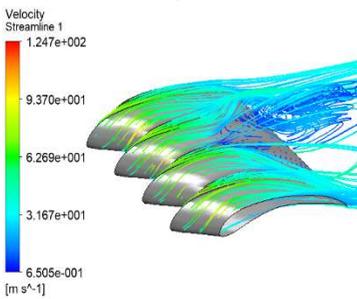
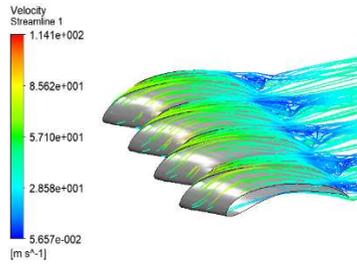
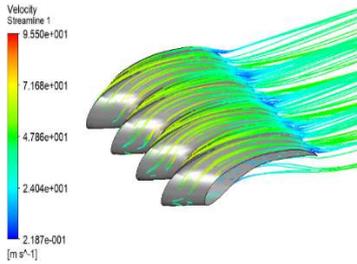
15°



20°

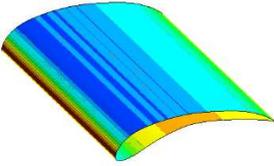
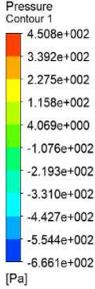
## LAMPIRAN J

### *Streamline* pada Permukaan Airfoil *Mod 3* Bilangan Reynolds 120.000

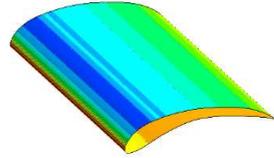
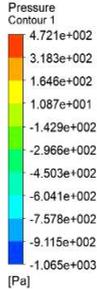


## LAMPIRAN K

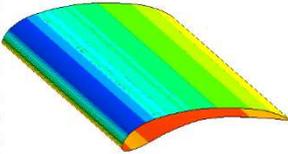
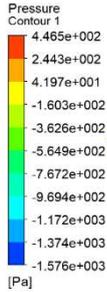
### Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil Base Bilangan Reynolds 60.000



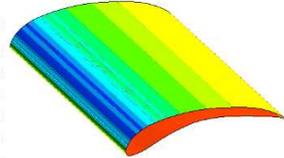
0°



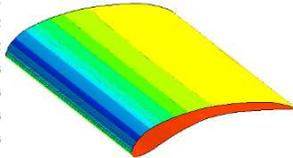
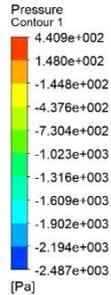
5°



10°



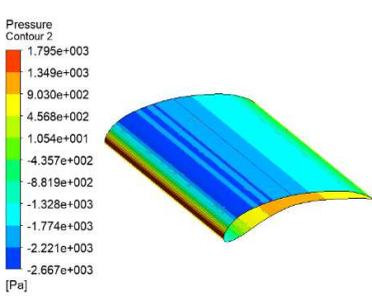
15°



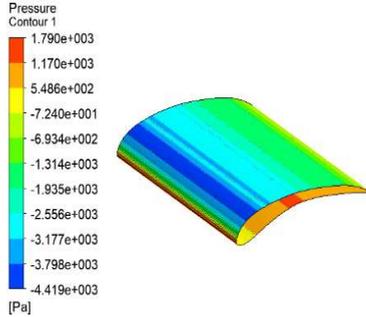
20°

# LAMPIRAN L

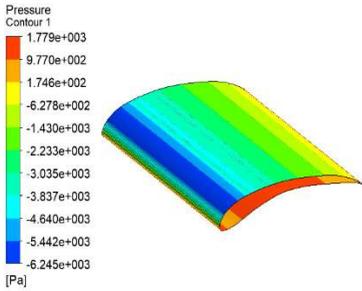
## Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil Base Bilangan Reynolds 120.000



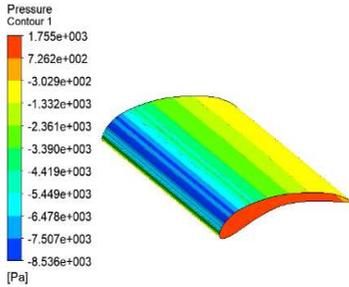
0°



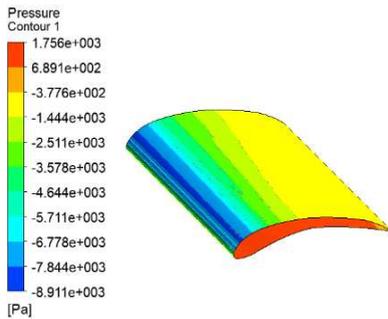
5°



10°



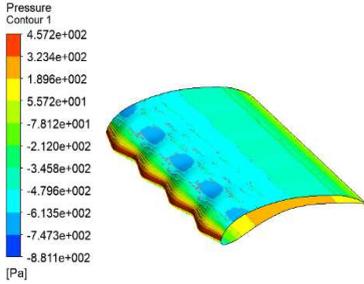
15°



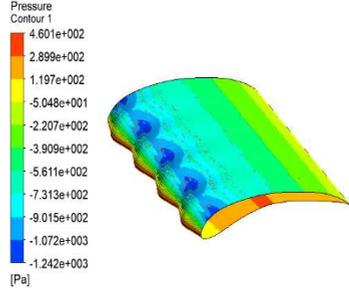
20°

# LAMPIRAN M

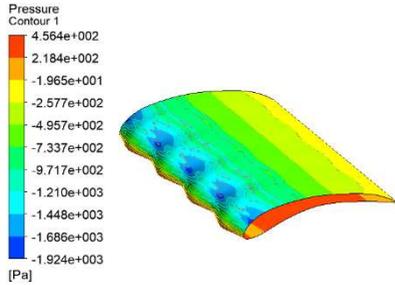
## Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil *Mod 1* Bilangan Reynolds 60.000



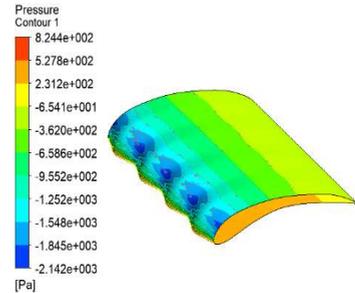
0°



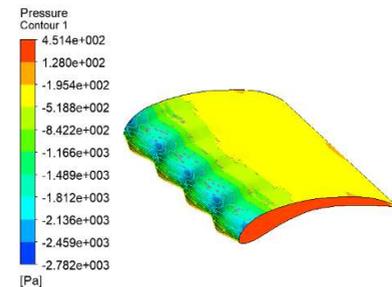
5°



10°



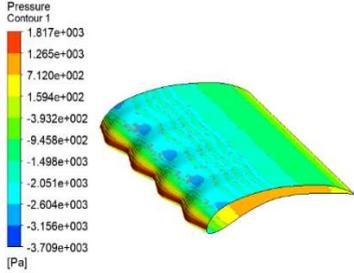
15°



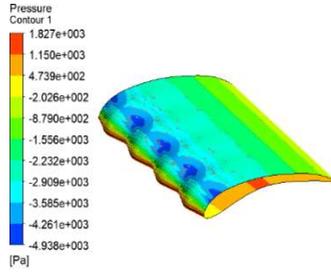
20°

# LAMPIRAN N

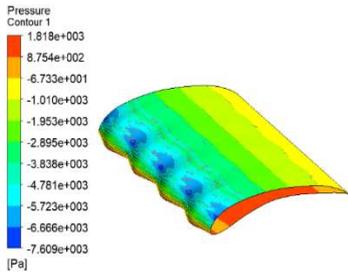
## Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil *Mod 1* Bilangan Reynolds 120.000



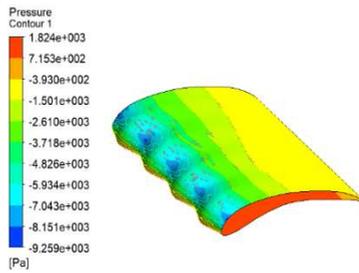
0°



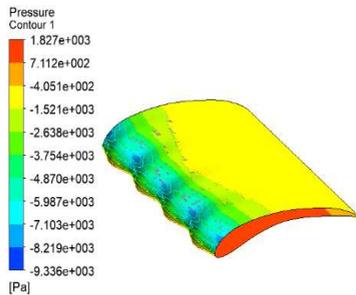
5°



10°



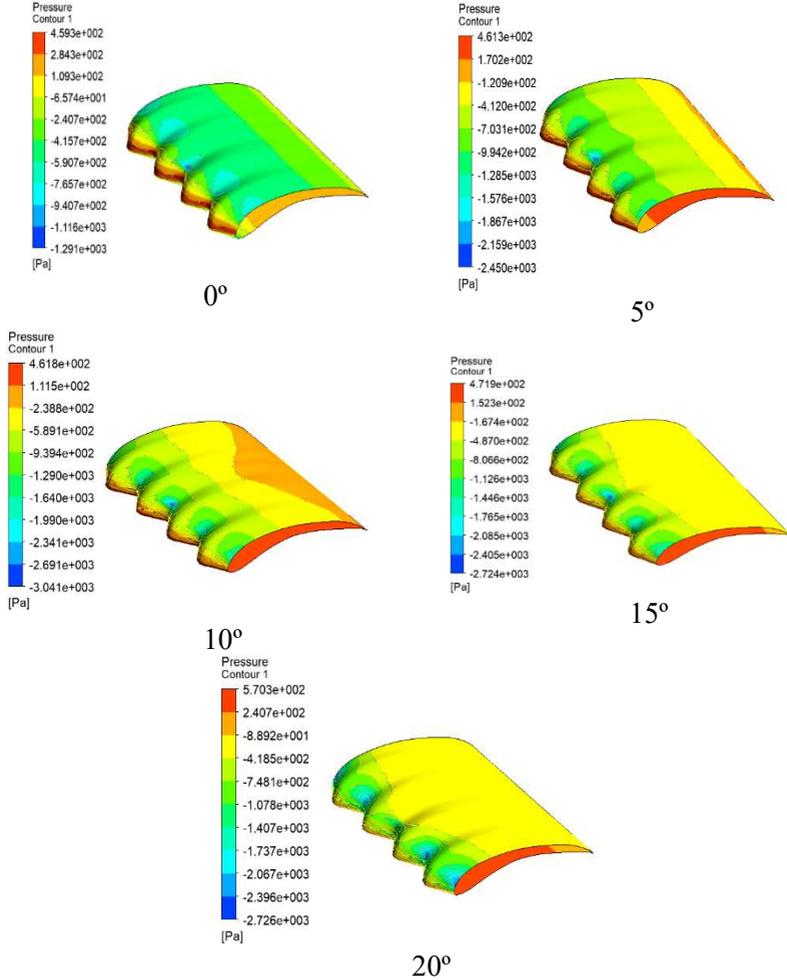
15°



20°

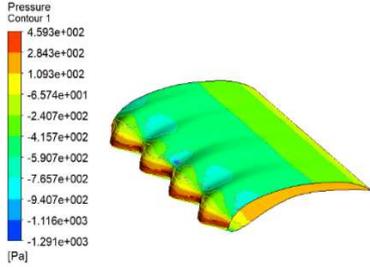
# LAMPIRAN O

## Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil *Mod 2* Bilangan Reynolds 60.000

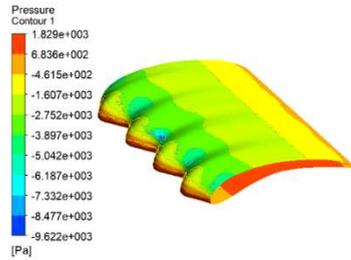


## LAMPIRAN P

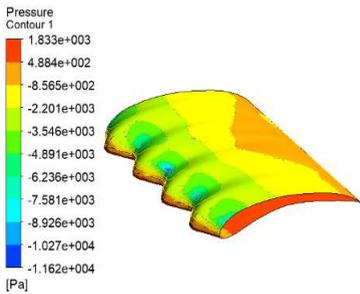
### Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil *Mod 2* Bilangan Reynolds 120.000



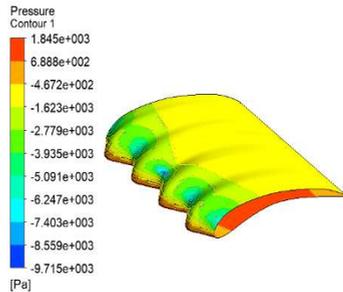
0°



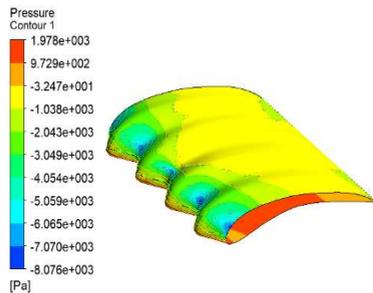
5°



10°



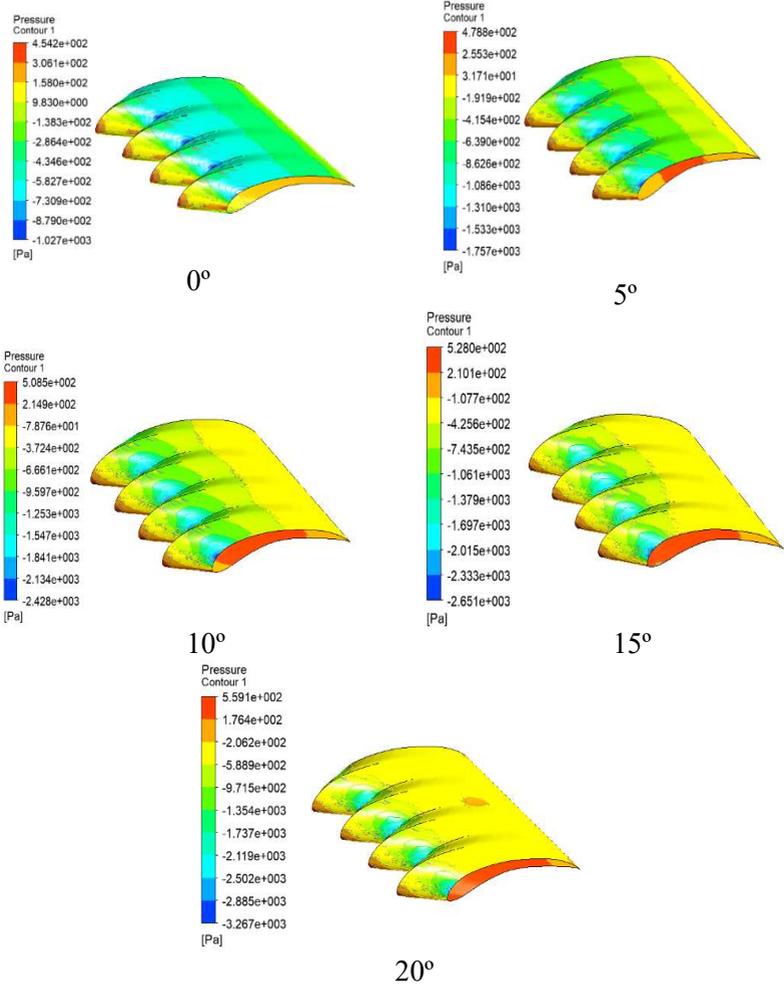
15°



20°

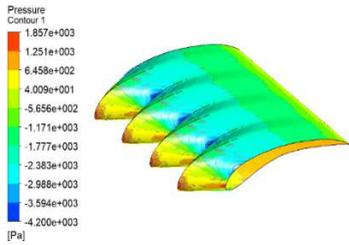
# LAMPIRAN Q

## Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil *Mod 3* Bilangan Reynolds 60.000

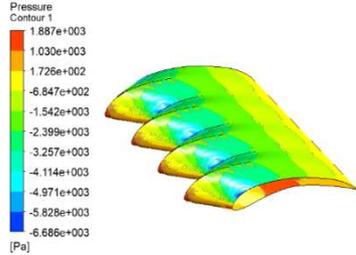


## LAMPIRAN R

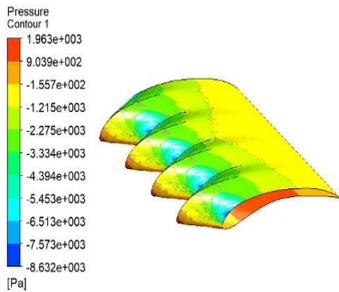
### Kontur Tekanan pada Permukaan Airfoil *Mod 3* Bilangan Reynolds 120.000



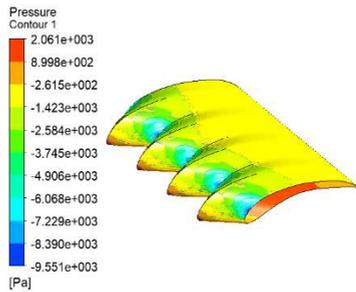
0°



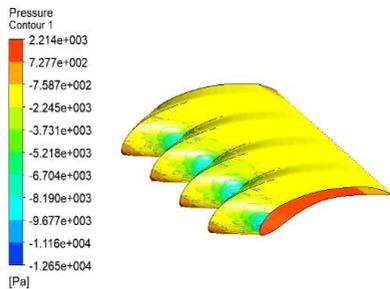
5°



10°



15°



20°

## BIODATA PENULIS



Nama penulis Doan Tri Prasetyo dilahirkan di Bantul, tanggal 28 April 1994. Penulis telah menyelesaikan pendidikan di SDN Tempel pada tahun 2005, pendidikan di SMPN 2 Bantul pada tahun 2008, pendidikan di SMAN 3 Bantul pada tahun 2011, D3 Elektronika dan Instrumentasi Universitas Gadjah Mada pada tahun 2014. Setelah lulus dari jenjang Diploma, penulis mengabdikan diri sebagai asisten dosen mata kuliah motor-motor listrik dan filter elektronika di tempat almamater penulis sebelumnya. Sekarang penulis sedang menempuh pendidikan S1 Teknik Fisika FTI di Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Pengalaman *internship* yang dimiliki penulis dilakukan di LAPAN Bandung pada tahun 2013 dan di BATAN Yogyakarta pada tahun 2017. Pada program *internship* tersebut, penulis melakukan perancangan *Band-Pass Filter* untuk Ionosonda dan analisa tingkat kebisingan pada ruang ventilasi gedung reaktor nuklir BATAN Yogyakarta.

Pada bulan Juli 2018 penulis telah menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul **Analisis Numerik Performansi Aerodinamika pada *Leading Edge Tubercles* Airfoil Turbin Angin Bionik Berbasis *Long-Eared Owl***. Bagi pembaca yang memiliki kritik, saran atau ingin berdiskusi lebih lanjut mengenai tugas akhir ini, maka dapat menghubungi penulis melalui *email* : [prasetyodoan@gmail.com](mailto:prasetyodoan@gmail.com)