



TUGAS AKHIR - TM 141585

**STUDI NUMERIK *GROUND EFFECT* TERHADAP  
KARAKTERISTIK ALIRAN MELINTASI *AIRFOIL*  
NACA 4412 UNTUK  $RE = 3 \times 10^5$**

**MOHAMMAD NURIL FUAD**  
0211164500044

Dosen Pembimbing  
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

LABORATORIUM MEKANIKA DAN MESIN-MESIN FLUIDA  
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2018



Tugas Akhir – TM 141585

**STUDI NUMERIK *GROUND EFFECT* TERHADAP  
KARAKTERISTIK ALIRAN MELINTASI *AIRFOIL* NACA  
4412 UNTUK  $RE = 3 \times 10^5$**

Mohammad Nuril Fuad  
0211164500044

Dosen Pembimbing:  
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

LABORATORIUM MEKANIKA DAN MESIN-MESIN FLUIDA  
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2018



Final Project – TM 141585

***NUMERICAL STUDY OF FLOW CHARACTERISTICS  
AROUND A NACA 4412 AIRFOIL IN GROUND EFFECT  
WITH  $RE = 3 \times 10^5$***

Mohammad Nuril Fuad  
0211164500044

Advisor Lecturer  
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

FLUID MECHANICS AND TURBOMACHINERY LABORATORY  
MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT  
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2018

**STUDI NUMERIK *GROUND EFFECT* TERHADAP  
KARAKTERISTIK ALIRAN MELINTASI *AIRFOIL*  
NACA 4412 UNTUK  $Re = 3 \times 10^5$**

**TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada  
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**MOHAMMAD NURIL FUAD**  
NRP. 02111645000044

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. (Rembimbing)  
NIP. 196412281990031002
2. Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT. (Penguji I)  
NIP. 197104051997021006
3. Vivien Suphandani, ST., FE., Ph.D. (Penguji II)  
NIP. 19810529200312200
4. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT. (Penguji III)  
NIP. 196202161995121001

**SURABAYA  
JULI, 2018**

**STUDI NUMERIK *GROUND EFFECT* TERHADAP  
KARAKTERISTIK ALIRAN MELINTASI *AIRFOIL* NACA  
4412 UNTUK  $Re = 3 \times 10^5$**

**Nama Mahasiswa** : Mohammad Nuril Fuad  
**NRP** : 02111645000044  
**Jurusan** : Teknik Mesin FTI ITS  
**Dosen Pembimbing** : Prof., Ir., Sutardi M.Eng., PhD.

**ABSTRAK**

*Ground effect* mengakibatkan perubahan aliran disekitar airfoil. Umumnya terjadi peningkatan nilai gaya angkat (*lift*) pada airfoil sehingga efisiensi aerodinamik yang ditunjukkan oleh *lift-to-drag ratio* ( $L/D$ ) membesar. Hal ini menguntungkan saat diterapkan pada pesawat terbang. Untuk geometri airfoil yang sama  $L/D$  akan bernilai besar, menunjukkan *payload* yang mampu dibawa lebih besar dan bahan bakar yang dikonsumsi berkurang. Selain itu *ground effect* memaksa *vortex* pada *wingtip* parallel dengan *ground*, berdampak mengurangi nilai *downwash* sehingga menurunkan nilai total *wing drag*.

Studi numerik dilakukan secara *steady* dengan geometri dua dan tiga dimensi menggunakan software komersil Gambit 2.4.6, Ansys 15.0, dan Tecplot 360 EX. Model airfoil yang digunakan adalah NACA 4412, dengan panjang *chord* sebesar 1 m dan *span* sebesar 3 m. *Properties* fluida yang digunakan pada keadaan standar  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ,  $\mu = 1.789 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2$  dengan  $Re = 3 \times 10^5$ , *angle of attack*  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$  dan rasio *ground proximity*  $h/c = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1$ .

Hasil yang diperoleh berupa data kontur tekanan, kontur kecepatan, kontur *modified turbulence viscosity*, *pathline* kecepatan, plot koefisien tekan ( $C_p$ ), nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ), dan nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ), masing-masing *ground proximity*  $h/c$  dan sudut  $\alpha$ . Pada  $h/c = 0.1$  untuk  $\alpha = 0^\circ$  terjadi tekanan hisap yang kuat pada *lower surface* airfoil. Hal ini disebabkan terbentuknya *area convergent-divergent* antara airfoil dengan *ground*, dimana

*bagian terdekat antara airfoil dengan ground membentuk vena contracta yang berdampak terhadap penurunan koefisien lift ( $C_L$ ) secara signifikan. Untuk  $\alpha = 4^\circ, 8^\circ,$  dan  $12^\circ$  pengaruh ground effect mengakibatkan kenaikan tekanan pada lower surface airfoil, dimana struktur streamline meregang, sehingga meningkatkan nilai koefisien lift ( $C_L$ ). Nilai  $L/D$  terbesar diperoleh untuk sudut  $\alpha = 4^\circ$  saat ground proximity ( $h/c=0.1$ ) dimana kenaikan  $L/D$  dibanding tanpa ground effect sebesar 24.87%. Sedangkan nilai  $L/D$  terkecil diperoleh pada  $h/c=0.1$  untuk sudut  $\alpha = 0^\circ$  dimana terjadi penurunan performa sebesar 45.51%.*

***Kata Kunci: NACA 4412, Ground Effect, Wing-tip Vorticies***

**NUMERICAL STUDY OF FLOW CHARACTERISTICS  
AROUND A NACA 4412 AIRFOIL IN GROUND EFFECT  
WITH  $Re = 3 \times 10^5$**

**Name** : **Mohammad Nuril Fuad**  
**NRP** : **02111645000044**  
**Departement** : **Mechanical Engineering FTI ITS**  
**Supervisor** : **Prof., Ir., Sutardi M.Eng., PhD.**

**ABSTRACT**

*The flow around an airfoils is considerably modifies under the influence of ground effect. Most of the airfoils generate a higher lift so that the aerodynamic efficiency shown by the lift-to-drag ratio ( $L/D$ ) is increased. This is advantageous when applied to an aircraft. For the same airfoil geometry  $L/D$  will be increased, result in a much higher efficiency, which helps to increase the flight range at a reduced specific fuel consumption. In addition the ground effect forces the wing-tip vorticies parallel to the ground, resulting in reduced downwash and decreasing total wing drag.*

*Numerical studies are performed steady with two- and three-dimensional geometry using commercial software Gambit 2.4.6, Ansys 15.0, and Tecplot 360 EX. The airfoil model is NACA 4412, with 1 m chord length and 3 m span. The fluid properties used in standard condition  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ,  $\mu = 1.789 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2$  with  $Re = 3 \times 10^5$ , angle of attack  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$  and ground proximity ratio  $h/c = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1$ .*

*The results obtained are pressure contour, velocity contour, modified tubulance viscosity contour, velocity pathline, plot coefficient of pressure ( $C_p$ ), lift coefficient ( $C_L$ ), and drag coefficient ( $C_D$ ) each angle of attack ( $\alpha$ ) and ground proximity ratio ( $h/c$ ). A strong suction effect is observed on the lower surface at  $h/c = 0.1$  for  $\alpha = 0^\circ$ , due to the formation of a convergent-divergent passage between the airfoil and the ground, the nearest part between the airfoil with the ground similar vena contracta which led significant drop in lift coefficient ( $C_L$ ). For  $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$ , and  $12^\circ$*

*ground effect result modified the pressure rise on the lower surface airfoil, where the streamline structure is stretched, thus increasing the lift coefficient ( $C_L$ ). The largest  $L/D$  value is obtained for  $\alpha = 4^\circ$  at ground proximity ( $h / c = 0.1$ ) where the increase of  $L/D$  compared without ground effect is 22.47%. While the smallest  $L/D$  obtained at  $h/c = 0.1$  for  $\alpha = 0^\circ$  where there is 45.51% decreased performance.*

**Key Words: NACA 4412, Ground Effect, Wing-tip Vorticies**

## KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan penyusunan tugas akhir ini, sebagai persyaratan kelulusan pendidikan lintas jalur S1 di Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Terlaksana dan tersusunnya tugas akhir ini tidak terlepas dari dukungan, bantuan dan kerjasama yang baik dari semua pihak yang secara langsung maupun tidak langsung terlibat, oleh karena itu pada kesempatan ini, penulis menyampaikan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Bapak Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D., selaku dosen pembimbing pertama yang telah memberikan ilmu, bimbingan, dan bantuan sehingga penulis mampu mengerjakan dan menyelesaikan tugas akhir ini.
2. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT., Ibu Vivien Suphandani, ST., M.Eng, PhD. dan Bapak Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT. selaku dosen penguji yang telah memberikan masukan dan arahan dalam tugas akhir ini.
3. Bapak Ir. Bambang Pramujati, M.Eng., Ph.D. selaku Kepala Departemen Teknik Mesin yang telah memberikan motivasi untuk segera menyelesaikan studinya.
4. Bapak Dr.Eng. Unggul Wasiwitono, ST., M.Eng.Sc. selaku dosen wali penulis yang telah memberi arahan, masukan, dan bimbingan selama dua tahun masa perkuliahan berlangsung.
5. Bapak/Ibu dosen dan seluruh karyawan Departemen Teknik Mesin FTI-ITS yang telah banyak membimbing dan membantu selama perkuliahan.
6. Orang tua penulis, Ibu Isrifah dan Bapak Hadyo Poernomo, serta Adik-adik, Nur Qudsi Walida, Ghaziyah Faiza Adzima, Naila Tanaffaza, dan Zahra Mafaza, terimakasih atas dukungan baik moril dan materil serta do'a yang senantiasa diberikan selama ini.

7. Betty Nur Qamarina yang telah memberikan semangat, dukungan, bantuan, dan motivasi hingga penulis bisa menyelesaikan tugas akhir ini.
8. Rekan tugas akhir penulis, Elman Joko Trianto, Ahmad Hadiyan Erawan, Intan Putri Buana, dan Kania Amelia Safitri yang selalu memberikan dukungan dan kerjasama dalam proses penyelesaian tugas akhir ini.
9. Saudara-saudara angkatan 2016 Lintas Jalur (LJ) Teknik Mesin ITS, rekan-rekan Laboratorium Mekanika Dan Mesin-Mesin Fluida. Terimakasih atas kebersamaan dan kerjasamanya selama ini, semoga sukses untuk kita semua.

Penulis menyadari bahwa masih banyak kekurangan dalam tugas akhir ini, oleh karena itu kritik dan saran sangat diharapkan. Akhir kata, penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat bermanfaat bagi semua pihak yang membacanya.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

## DAFTAR ISI

ABSTRAK .....	i
<i>ABSTRACT</i> .....	iii
KATA PENGANTAR.....	v
DAFTAR ISI.....	vii
DAFTAR GAMBAR .....	ix
DAFTAR TABEL .....	xi
DAFTAR LAMPIRAN .....	xii
NOMENKLATUR .....	xiii
BAB 1 PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Perumusan Masalah.....	3
1.3 Tujuan Penelitian .....	3
1.4 Batasan Masalah .....	4
1.5 Manfaat Penelitian .....	4
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Airfoil .....	5
2.2 <i>Incompressible Flow</i> .....	6
2.3 Boundary Layer .....	7
2.4 Koefisien Tekanan.....	9
2.5 Koefisien <i>Lift</i> dan koefisien <i>Drag Coefficient</i> .....	10
2.6 Identifikasi Parameter Turbulensi.....	12
2.7 Aliran Melawati Sayap Terbatas ( <i>Finite Wing</i> ).....	13
2.8 <i>Ground Effect</i> .....	15
2.9 Penelitian Terdahulu.....	16
2.9.1 Karakteristi aerodinamika .....	16
2.9.2 Studi Eksperimen <i>Ground Effect</i> .....	17
2.9.3 Studi Numerik <i>Ground Effect</i> .....	19
2.9.4 Studi Numerik Pada <i>Wing-tip</i> .....	21
BAB 3 METODE PENELITIAN .....	23
3.1 Tahapan Penelitian.....	23
3.1.1 Geometri.....	24
3.1.2 Kondisi Batas .....	25
3.1.3 Meshing .....	27

3.2.4 Solving .....	31
3.2.5 Post-processing .....	32
3.2 Flowchart Simulasi.....	34
BAB 4 ANALISA DAN PEMBAHASAN .....	36
4.1 Visualisasi aliran di sekitar <i>airfoil</i> .....	36
4.1.1 Kontur Tekanan.....	36
4.1.2 Kontur Kecepatan.....	38
4.1.3 Kontur <i>Turbulence Viscosity</i> .....	43
4.2 Analisa Karakteristik Aerodinamika .....	46
4.2.1 Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) .....	46
4.2.2 Koefisien <i>Lift</i> ( $C_L$ ) dan Koefisien <i>Drag</i> ( $C_D$ )....	49
4.3 Komparasi Data .....	52
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN .....	55
5.1 Kesimpulan .....	55
5.2 Saran .....	56
DAFTAR PUSTAKA .....	57
LAMPIRAN .....	57

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 <i>Airfoil nomenclatur-section geometry</i> .....	5
Gambar 2.2 <i>Boundary layer</i> diatas plat datar.....	7
Gambar 2.3 Profil <i>boundary layer</i> untuk plat datar .....	8
Gambar 2.4 <i>Boundary layer</i> di sekitar <i>airfoil</i> .....	8
Gambar 2.5 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> .....	10
Gambar 2.6 <i>Profil</i> dari gaya <i>drag</i> .....	11
Gambar 2.7 Ilustrasi gaya <i>drag</i> , gaya <i>lift</i> .....	12
Gambar 2.8 <i>Spanwise flow</i> .....	13
Gambar 2.9 <i>Trailing vortex</i> .....	14
Gambar 2.10 Efek <i>downwash</i> di sekitar <i>airfoil</i> .....	15
Gambar 2.11 <i>Coefficient lift</i> dan <i>drag airfoil</i> NACA 4412.....	16
Gambar 2.12 <i>Schematic test model</i> pengujian eksperimen .....	17
Gambar 2.13 Koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ ) dan <i>drag</i> ( $C_D$ ) .....	18
Gambar 2.14 Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) .....	18
Gambar 2.15 (a) <i>Domain</i> (b) <i>meshing</i> pengujian numerik .....	19
Gambar 2.16 Kontur tekanan <i>airfoil</i> NACA 4412 .....	20
Gambar 2.17 Identifikasi pergeseran <i>stagnation point</i> .....	20
Gambar 2.18 Distribusi koefisien tekanan variasi $h/c$ .....	21
Gambar 2.19 Geometri simulasi.....	22
Gambar 2.20 <i>Turbulence kinetic energy tip airfoil</i> .....	22
Gambar 3.1 Domain simulasi dua dimensi (2D).....	23
Gambar 3.2 <i>Profil airfoil</i> NACA 4412 .....	24
Gambar 3.3 Model Benda Uji .....	25
Gambar 3.4 Dimensi pemodelan dua dimensi (2D) .....	26
Gambar 3.5 Dimensi pemodelan tiga dimensi (3D).....	26
Gambar 3.6 Bentuk <i>meshing</i> dua dimensi.....	27
Gambar 3.7 Detail <i>meshing</i> di sekitar <i>airfoil</i> .....	28
Gambar 3.8 <i>Meshing</i> tiga dimensi (3D) seluruh domain .....	28
Gambar 3.9 Detail <i>meshing</i> disekitar <i>wing-tip</i> sumbu $z-x$ .....	29
Gambar 3.10 Detail <i>meshing</i> disekitar <i>wing-tip</i> sumbu $y-x$ .....	29
Gambar 3.11 Grafik <i>grid independency meshing</i> .....	31
Gambar 3.12 Pembuatan <i>surface plane</i> untuk <i>post processing</i> ...	33
Gambar 3.13 <i>Flowchart</i> simulasi .....	35

Gambar 4.1 Kontur tekanan disekitar <i>mid-span</i> ( $z/s = 0$ ) .....	37
Gambar 4.2 Kontur tekanan disekitar <i>mid-span</i> ( $z/s = 0$ ) .....	37
Gambar 4.3 Kontur kecepatan disekitar <i>mid-span</i> ( $z/s = 0$ ).....	39
Gambar 4.4 Kontur kecepatan disekitar <i>mid-span</i> ( $z/s = 0$ ).....	39
Gambar 4.5 Identifikasi pergeseran <i>stagnation point</i> $\alpha = 12^\circ$ .....	40
Gambar 4.6 Identifikasi pergeseran <i>separation point</i> $\alpha = 12^\circ$ ....	41
Gambar 4.7 Identifikasi <i>streamline</i> pada <i>wingtip</i> ( $z/s = 1$ ) .....	42
Gambar 4.8 Pengembangan <i>wing-tip vorticie</i> dengan $h/c = 0.1$ .....	43
Gambar 4.9 Pengembangan <i>wing-tip vorticies</i> dengan $h/c = 1$ .....	44
Gambar 4.10 Kontur <i>modified turbulent viscosity</i> $h/c = 0.1$ .....	45
Gambar 4.11 Kontur <i>modified turbulent viscosity</i> $h/c = 1$ .....	45
Gambar 4.12 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) sudut $\alpha = 0^\circ$ .....	46
Gambar 4.13 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) sudut $\alpha = 4^\circ$ .....	47
Gambar 4.14 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) sudut $\alpha = 8^\circ$ .....	47
Gambar 4.15 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) sudut $\alpha = 12^\circ$ .....	48
Gambar 4.16 Koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ ) variasi sudut $\alpha$ , fungsi $h/c$ .....	50
Gambar 4.17 Koefisien <i>drag</i> ( $C_D$ ) variasi sudut $\alpha$ , fungsi $h/c$ .....	51
Gambar 4.18 Grafik komparasi koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ ) .....	53
Gambar 4.19 Grafik komparasi koefisien <i>drag</i> ( $C_D$ ).....	53

## DAFTAR TABEL

Table 3. 1 Koordinat <i>airfoil</i> NACA 4412 .....	24
Table 3.2 <i>Grid independency test meshing</i> dua dimensi (2D).....	30
Table 3.3 <i>Grid independency test meshing</i> tiga dimensi (3D) ....	30
Tabel 4.1 Nilai koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ ) dan koefisien <i>drag</i> ( $C_D$ ) $h/c$ ...	50
Tabel 4.2 Nilai <i>lift-to-drag ratio</i> ( $L/D$ ) variasi $h/c$ .....	52
Tabel 4.3 % <i>lift-to-drag ratio</i> ( $L/D$ ) terhadap $h/c = 1$ .....	52
Tabel 4.4 Komparasi data koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ ) dan <i>drag</i> ( $C_D$ ).....	54

## DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1 Kontur tekanan pada <i>mid-span</i> ( $z/s = 0$ ) .....	58
Lampiran 2 Kontur kecepatan <i>mid-span</i> ( $z/s = 0$ ) .....	59
Lampiran 3 Identifikasi titik stagnasi .....	60
Lampiran 4 Identifikasi titik separasi .....	61
Lampiran 5 Kontur kecepatan <i>wing-tip</i> ( $z/s = 1$ ).....	62
Lampiran 6 Perkembangan <i>wing-tip vorticies</i> .....	63
Lampiran 7 Kontur <i>modified turbulence intensity</i> .....	64

## NOMENKLATUR

### Simbol

$c$	<i>Chord length, m</i>
$s$	<i>Airfoil span, m</i>
$h/c$	<i>Ground proximity ratio</i>
$C_D$	<i>Drag coefficient</i>
$C_L$	<i>Lift coefficient</i>
$C_p$	<i>Pressure coefficient</i>
$L/D$	<i>Lift to drag ratio</i>
$Re$	<i>Reynolds number</i>
$u_\infty$	<i>Freestream velocity, m/s</i>

### Simbol Yunani

$\alpha$	<i>Angle of attack, °</i>
$\mu$	<i>Dynamic viscosity, Ns/m<sup>2</sup></i>
$\rho$	<i>Density, kg/m<sup>3</sup></i>

# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

*Ground effect* adalah fenomena yang mengubah sifat aerodinamis berupa penambahan nilai gaya angkat (*lift*) dan penurunan nilai gaya hambat (*drag*), terjadi saat sayap atau *airfoil* beroperasi sangat dekat dengan permukaan. Pada kondisi terbang jauh di atas permukaan tekanan yang terjadi di bawah sayap dalam kondisi bebas, sedangkan saat pesawat terbang dekat dengan permukaan, tekanan di bawah sayap dalam kondisi terperangkap. Kondisi ini memberikan keuntungan bagi pesawat, yaitu adanya pertambahan besarnya gaya angkat (*lift*). Umumnya dalam kondisi terbang dengan ketinggian jauh dari permukaan besarnya gaya angkat (*lift*) sama dengan berat pesawat. Efisiensi aerodinamik yang ditunjukkan *lift-to-drag ratio (L/D)* menunjukkan pengaruh *ground effect* akan memperbesar nilai *L/D*. Harga *L/D* yang besar memberi arti bahwa *payload* yang mampu dibawa menjadi lebih besar dan bahan bakar yang dikonsumsi menjadi berkurang.

Pada *airfoil* dengan panjang sayap terbatas (*finite wing*) terdapat perbedaan karakteristik pada tiap letak rentangan. Hal ini diakibatkan adanya pengaruh dari separasi tiga dimensi (3D) pada bagian *endwall* dan *tip*. Separasi aliran ini disebut *vortex* yang mengakibatkan menurunnya performa *airfoil* dimana rentangan efektif yang dapat menghasilkan gaya angkat berkurang. Adanya fenomena *ground effect* memaksa *streamline vortex* pada *wingtip* parallel dengan *ground*, tidak ada pembesaran *vortex* hingga akhirnya melemah. Hal ini mengakibatkan pengurangan nilai *downwash* sehingga menurunkan nilai *total wing drag* dan meningkatkan *total wing lift* (Rodestvensky, 2000).

Ahmed, et al., (2007) melakukan studi eksperimen *airfoil* NACA 4412 pada bilangan *Reynolds (Re) = 3.0 x 10<sup>5</sup>* menggunakan *low turbulence wind tunnel* dengan sistem *moving ground*. Data yang diperoleh menunjukkan pengurangan tekanan hisap pada *upper surface* dengan meningkatkan *ground proximity*. Efek hisap pada *lower surface* pada *ground clearance* rendah,

menyebabkan percepatan separasi yang meningkatkan gaya hambat (*drag*), dan menurunkan gaya angkat (*lift*). Efek hisap pada *lower surface* tergabung dengan separasi laminar, menyebabkan gaya angkat (*lift*) mendekati nilai 0 saat sudut serang  $0^\circ$  dengan  $h/c$  0.05. Pada sudut serang  $8^\circ$ , seiring dilakukannya pengurangan *ground proximity* terjadi kenaikan gaya angkat (*lift*) yang signifikan. Ahmed, et al., (2007) menyimpulkan bahwa aliran udara cenderung stagnan dibawah *airfoil* saat dekat dengan permukaan, menghasilkan tekanan paling tinggi (*ram pressure*) pada  $h/c$  0.1.

(Ranzenbach dan Barlow, 1995) melakukan studi eksperimen dengan menggunakan airfoil NACA 0015 dan NACA 4412 yang diposisikan terbalik, untuk aplikasi sayap pada mobil balap. Hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa *downforce* mencapai nilai maksimum saat digunakan *ground proximity* 0.08  $c$  dengan  $Re = 1.5 \times 10^6$ . Penelitiannya juga menunjukkan bahwa saat  $h/c < 0.08$  terjadi penggabungan *boundary layer*.

(Zerihan dan Zhang, 2001) melakukan studi numerik dan eksperimen pengaruh *ground effect* terhadap sayap mobil balap formula satu Tyrell-26 yang diposisikan terbalik dengan  $Re = 2.0 \times 10^6$ . Saat dilakukan pengujian *ground proximity* yang sangat dekat ( $h/c = 0.1$ ) terjadi penurunan *downforce* dimana *downforce* maksimum diperoleh saat  $h/c = 0.2$ . Sedangkan pengujian *ground proximity* dengan ukuran  $Re$  moderate menyebabkan fenomena separasi *boundary layer* pada bagian *trailing edge* di *suction surface*.

Aplikasi *ground effect* secara khusus digunakan pada kendaraan *wing-in-ground-effect* (WIG) atau biasa disebut *Ekranoplan*, pada perang dunia ke dua pesawat-pesawat *Ekranoplan* terbang rendah dilaut sebagai alat transportasi angkut berat antar benua. Saat ini *ground effect* dimanfaatkan pada mobil formula satu untuk beberapa *part* penting seperti *side pod* dan *front wing*, dimana *airfoil* diposisikan terbalik agar gaya *lift* yang dihasilkan menjadi *downforce*.

## 1.2 Perumusan Masalah

Dari beberapa penelitian yang telah dilakukan, diketahui bahwa fenomena *ground effect* akan memberikan keuntungan jika dimanfaatkan dengan benar, dimana saat rasio *ground proximity* ( $h/c$ ) diperkecil dan *angle of attack* ( $\alpha$ ) diperbesar maka nilai *lift coefficient* ( $C_L$ ) akan meningkat. Selain itu *ground effect* juga berpengaruh terhadap *wing-tip vorticies*, dimana *vortex* pada *wing-tip* dipaksa parallel dengan *ground* sehingga mereduksi *induced drag*.

Untuk mengetahui lebih detail pengaruh *ground effect*, tugas akhir ini dilakukan dengan memvarisikan variabel yang mempengaruhi *ground effect*, yaitu:

1. Rasio *ground proximity* ( $h/c$ )
2. *Angle of attack* ( $\alpha$ ).

Model *airfoil* yang digunakan adalah NACA 4412 pada  $Re = 3.0 \times 10^5$ . Dengan  $h/c = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1$  dan  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, \text{ dan } 12^\circ$ . Metode yang dilakukan adalah simulasi numerik tiga dimensi dengan kondisi *steady state*. Sebagai korelasi data, hasil dari tugas akhir ini dibandingkan dengan data eksperimen yang telah dilakukan pada penelitian terdahulu.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Penelitian ini bertujuan mengetahui *ground effect* terhadap karakteristik aliran melintasi *airfoil* NACA 4412 dengan rasio *ground proximity* ( $h/c$ ) = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1 dan *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, \text{ dan } 12^\circ$  untuk kategori nilai  $Re$  rendah (*low-Reynolds number*)  $Re = 3.0 \times 10^5$ . Parameter yang diukur pada permukaan *airfoil* meliputi:

1. *Pressure coefficient* ( $C_p$ )
2. *Lift coefficient* ( $C_p$ )
3. *Drag coefficient* ( $C_d$ ).

Kontur tekanan, kontur kecepatan, kontur *modified turbulent viscosity*, dan *pathline* kecepatan yang terjadi disekitar *airfoil* ditampilkan untuk memvisualisasi fenomena pergerakan fluida yang diakibatkan *ground effect* dan pengaruhnya terhadap *wing-tip vorticies*.

#### 1.4 Batasan Masalah

Untuk memperkecil ruang lingkup dan memudahkan analisa dibutuhkan adanya pembatasan masalah. Batasan masalah yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah:

1. Analisa aliran tiga dimensi (3D) ditinjau hanya pada bagian *wing-tip*.
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara, dengan sifat aliran pada *upstream* adalah *steady, incompressible, uniform* pada sisi *inlet*, dan pengaruh *heat transfer* diabaikan.
3. Kondisi *freestream* udara, *density* sebesar  $1.225 \text{ kg/m}^3$ , *absolut viscosity* sebesar  $1.7894 \times 10^{-5}$ , dan  $Re = 3.0 \times 10^5$ .

#### 1.5 Manfaat Penelitian

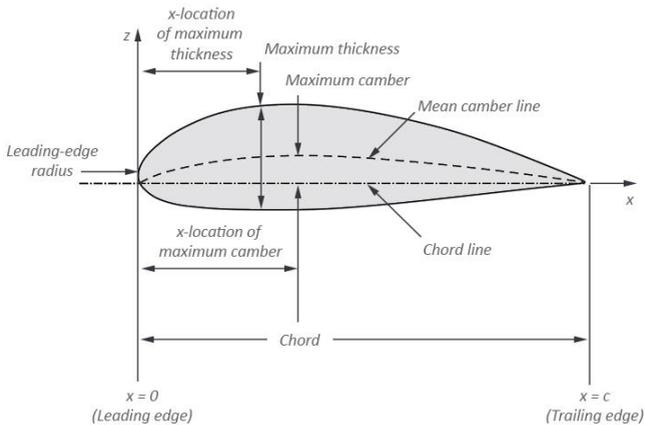
Manfaat yang diperoleh dari tugas akhir ini adalah:

1. Memberikan penjelasan mengenai pengaruh fenomena *ground effect* pada *airfoil* NACA 4412 melalui parameter-parameter seperti koefisien tekanan ( $C_p$ ), koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ).
2. Mengetahui data performa maksimum pengaruh rasio *ground proximity* ( $h/c$ ) = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1 dan *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $12^\circ$  *airfoil* NACA 4412 untuk kategori nilai *Re* rendah (*low-Reynolds number*)  $Re = 3.0 \times 10^5$ .
3. Mengetahui pengaruh *ground effect* terhadap aliran tiga dimensi (3D) yang terbentuk pada bagian *wing-tip airfoil* NACA 4412.

## BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Airfoil

*Airfoil* merupakan suatu komponen aerodinamik yang bentuk geometrinya dirancang untuk menciptakan gaya *lift* apabila terdapat fluida yang dialirkan pada permukaannya. *Airfoil* pada umumnya digunakan sebagai bentuk sayap pesawat dan bentuk sudu pada *propeller*, kompresor, rotor atau turbin. Berdasarkan bentuknya *airfoil* diklasifikasikan sebagai tipe simetri dan asimetri. Tipe simetri merupakan bentuk awal *airfoil* saat pertama kali dipatenkan oleh Horatio F. Phillips pada tahun 1884.



Gambar 2.1 *Airfoil nomenclature-section geometry*  
(Bertin dan Cummings, 2009)

Mengacu pada gambar 2.1 *mean chamber line* adalah bagian tengah antara permukaan atas dan bawah *airfoil*. Bagian paling depan dan belakang dari *mean chamber line* berurutan disebut *leading* dan *trailing edges*. Garis lurus yang menghubungkan *leading* dan *trailing edges* adalah *chord line*. *Maximum camber* adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dan *chord line* yang diukur secara tegak lurus. *Maximum thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan bawah *airfoil* (Bertin dan Cummings, 2009). *Leading edge* dari *airfoil* yang diaplikasikan

pada kecepatan *subsonic* umumnya berbentuk lingkaran, dengan radius 1% panjang *chord line*.

*Airfoil National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) merupakan jenis *airfoil* yang populer digunakan. Digit pertama menyatakan persen maksimum *camber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan sepersepuluh posisi maksimum *camber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen *thickens airfoil* terhadap *chord*.

## 2.2 *Incompressible Flow*

Massa jenis atau densitas merupakan perbandingan antara unit massa suatu fluida terhadap unit volume fluida tersebut pada suhu dan tekanan tertentu. Sesuai dengan hukum konservasi massa, massa suatu sistem tertutup akan konstan meskipun terjadi berbagai macam proses dan tingkat keadaan. Hal tersebut berbeda dengan besarnya volume suatu zat dengan massa yang sama. Volume zat cenderung berubah mengikuti persamaan gas ideal dimana besarnya volume berbanding lurus dengan jumlah zat dan temperatur dan berbanding terbalik terhadap tekanan. Hal tersebut mengakibatkan zat khususnya fluida mengalami perubahan densitas seiring perubahan propertis fluida tersebut.

Kenyataannya, *incompressible flow* tidak mungkin terjadi pada fluida dikarenakan fluida akan selalu mengalami perubahan volume jika diberi gaya sekecil apapun. *Incompressible flow* merupakan suatu asumsi yang tepat digunakan jika variasi perubahan masa jenis aliran fluida kurang dari 5%. Selain itu, perlu diperhatikan kompresibilitas aliran gas yang dapat dinyatakan dengan bilangan *Mach*:

$$M = \frac{V}{c} \quad (2.1)$$

dimana

$M$  : bilangan *Mach*

$V$  : kecepatan aliran

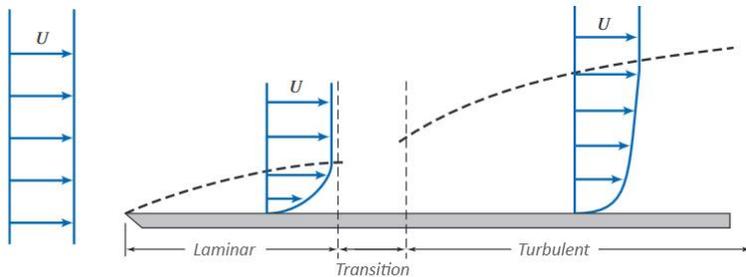
$c$  : kecepatan suara lokal.

Bila  $M < 0.3$  aliran dikategorikan sebagai *incompressible flow*, sedangkan bila  $M > 0.3$  aliran dikategorikan sebagai *compressible flow*. Nilai  $M = 0.3$  akan diperoleh pada keadaan udara standar dengan kecepatan aliran sekitar 100 m/s. Adapun

kecepatan suara lokal pada ideal gas diperoleh dari  $c = \sqrt{kRT}$ , dimana  $k$  adalah rasio *specific heats*,  $R$  konstanta gas, dan  $T$  temperatur absolut, untuk udara pada keadaan STP,  $k = 1.40$  dan  $R = 286.9 \text{ J/kg.K}$  (Fox, et al., 2011).

### 2.3 Boundary Layer

*Boundary layer* merupakan lapisan tipis yang sangat dekat dengan dinding dimana di dalamnya terjadi distribusi kecepatan karena adanya pengaruh tegangan geser. Konsep *boundary layer* ini pertama kali diperkenalkan oleh Ludwig Prandtl pada tahun 1904. Menurut Prandtl, daerah aliran yang terjadi di sekitar *solid surface* dibagi menjadi dua daerah, yaitu daerah di dalam *boundary layer* dimana masih terpengaruh adanya tegangan geser dan daerah di luar *boundary layer* dimana efek viskositas sudah tidak berpengaruh (*inviscid*). Apabila ditinjau dari regime aliran, *boundary layer* dapat dibedakan menjadi dua bagian yaitu *laminar boundary layer* dan *turbulent boundary layer*. Di dalam aliran *boundary layer*, proses peralihan dari *boundary layer* laminar ke turbulen disebut sebagai keadaan transisi.

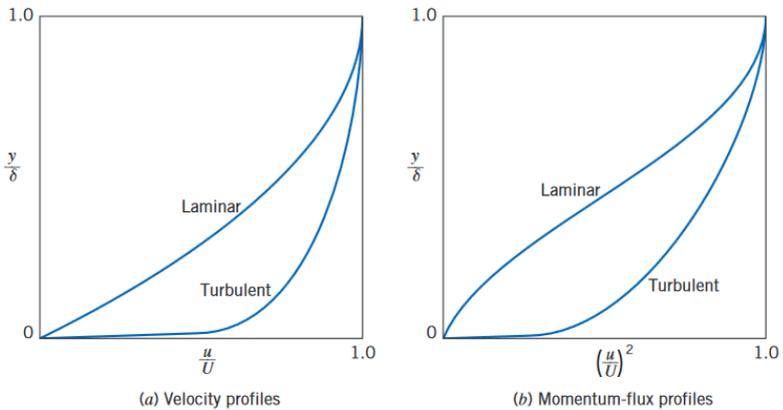


Gambar 2.2 *Boundary layer* diatas plat datar (Fox, et al., 2011)

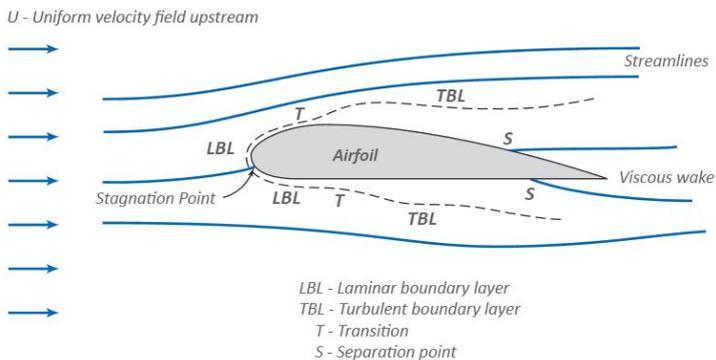
Perhatikan gambar 2.2, ketika aliran melintasi plat datar, partikel yang sangat dekat dengan plat terhambat oleh adanya tegangan geser. Setelah melewati daerah laminar, terjadi penebalan *boundary layer* mengakibatkan ketidak stabilan partikel (bergerak acak) dan pertukaran momentum aliran yang besar dalam fluida, daerah ini disebut daerah turbulen.

Daerah turbulen memiliki surplus profil kecepatan dan momentum aliran yang lebih besar dibandingkan daerah laminar.

Dengan kecepatan *freestream* yang sama, profil kecepatan *turbulent boundary layer* lebih tumpul (*fuller*) dibandingkan *laminar boundary layer* (Gambar 2.3a). Separasi muncul saat momentum aliran batas fluida dekat dinding berkurang hingga bernilai nol akibat efek tekanan dan *viscous forces*. Seperti ditunjukkan gambar 2.3b, momentum fluida dekat dinding sangat besar pada profil daerah turbulen. Dampaknya daerah turbulen lebih mampu menahan separasi akibat *adverse pressure gradient* (Fox, et al., 2011).



Gambar 2.3 Profil *boundary layer* untuk plat datar (Fox, et al., 2011)



Gambar 2.4 *Boundary layer* di sekitar *airfoil* (Fox, et al., 2011)

Pada *airfoil* (Gambar 2.4), aliran *freestream* pertamakali mengenai *stagnation point* dimana kecepatan fluida bernilai nol dan memiliki tekanan yang sangat tinggi. Kemudian aliran terbagi melau permukaan atas dan bawah *airfoil*, fluida yang sangat dekat dengan dinding *airfoil* memiliki gradien kecepatan akibat efek *no-slip condition*. Ketebalan *boundary layer* yang terbentuk semakin jauh dari *stagnation point* semakin membesar. Aliran pada *boundary layer* diawali dengan daerah laminar. Seiring dengan pertumbuhan *boundary layer*, akan terjadi transisi “T” yang cepat dari *laminar boundary layer* “LBL” menjadi *turbulen boundary layer* “TBL”. (Fox, et al., 2011).

Separasi “S” merupakan daerah yang muncul akibat adanya *adverse pressure gradient*, dimana terjadi penurunan kecepatan aliran fluida dan peningkatan tekanan fluida. Hal ini menyebabkan adanya aliran *backward* pada permukaan *airfoil*. Separasi menyebabkan adanya medan aliran fluida dengan momentum dan tekanan rendah yang disebut dengan *wake area*.

## 2.4 Koefisien Tekanan

Pada fluida yang mengalir pada permukaan benda akan terjadi distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan ( $C_p$ ). Koefisien tekanan adalah selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Koefisien tekanan juga disebut sebagai *Euler number* yang merupakan perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia fluida. Berikut ini merupakan perumusan dari koefisien tekanan pada *airfoil*.

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{0.5 \rho V_\infty^2} \quad (2.2)$$

dimana:

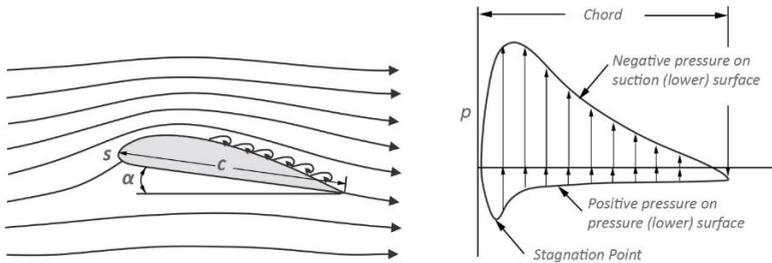
$C_p$  : koefisien tekanan

$p_c$  : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

$p_\infty$  : tekanan statis *freestream*

$\rho$  : massa jenis fluida

$V_\infty$  : kecepatan *freestream*



Gambar 2.5 Distribusi tekanan pada *airfoil* (Bertin dan Cummings, 2009)

Gambar 2.5 menunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil*. Tekanan negatif menyelimuti permukaan atas *airfoil*, sedangkan tekanan positif menyelimuti permukaan bawah *airfoil*. Perbedaan tersebut menyebabkan adanya gaya angkat (*lift*) pada *airfoil*.

### 2.5 Koefisien *Lift* dan koefisien *Drag Coefficient*.

Permukaan padat yang dilalui oleh aliran fluida akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Dengan tinjauan secara dua dimensi, gaya yang ditimbulkan diantaranya adalah gaya normal yang terjadi akibat adanya tekanan fluida dan gaya geser akibat dari viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut gaya hambat (*drag force*), sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan gaya angkat (*lift force*). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* ( $F_{Df}$ ) dan *pressure drag* ( $F_{Dp}$ ). *Skin friction drag* ( $F_{Df}$ ) adalah gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial dan timbul akibat adanya tegangan geser antara fluida dengan permukaan benda. *Pressure drag* ( $F_{Dp}$ ) merupakan gaya hambat yang arahnya tegak lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida. Pada gambar 2.6 terdapat *profile drag* (gaya hambat total) yang merupakan resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag*.

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

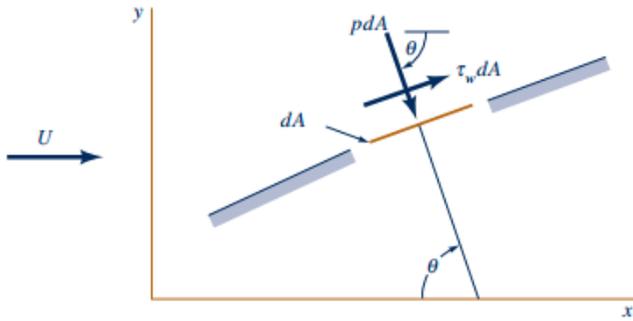
$$dF_x = (pdA) \cos \theta + (\tau dA) \sin \theta \quad (2.3)$$

$$dF_y = -(pdA) \sin \theta + (\tau dA) \cos \theta \quad (2.4)$$

Komponen gaya ke arah sumbu- $x$  adalah gaya *drag* dan komponen gaya ke arah sumbu- $y$  adalah gaya *lift*. Gaya *drag* yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.5)$$

$$F_D = \int \cos \theta (pdA) + \int \sin \theta (\tau dA) \quad (2.6)$$



Gambar 2.6 Profil dari gaya *drag* (Munson, et al., 2013)

*Drag force* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang merupakan gaya *drag* persatuan luas *airfoil* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* atau:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 c S} \quad (2.7)$$

Koefisien *drag* tekan ( $C_{Dp}$ ) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang permukaan benda dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_{Dp} = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.8)$$

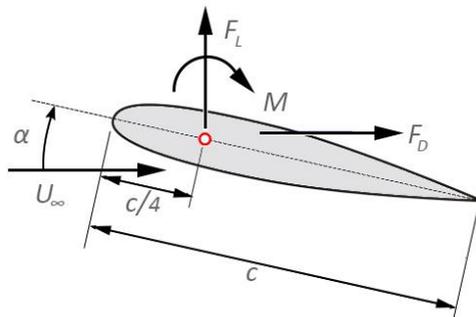
Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya gaya angkat pada *airfoil*. Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Adapun koefisien *lift* ( $C_L$ ) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 c S} \quad (2.9)$$

$$C_{Lp} = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (2.10)$$

Gaya angkat dan gaya hambat yang diterima *airfoil* dapat diakumulasikan pada suatu titik tangkap gaya. Gaya – gaya tersebut akan mengakibatkan momen puntir ( $M$ ) pada *arfoil* di suatu sumbu momen. Sumbu momen ini disebut *aerodynamic center* dimana untuk aplikasi *airfoil* pada kecepatan rendah letaknya berada di 25 % *chord* diukur dari *leading edge* (Anderson, 2016). *Pitching moment coefficient* merupakan bilangan tak berdimensi sebagai berikut:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c s} \quad (2.11)$$



Gambar 2.7 Ilustrasi gaya drag, gaya lift, dan pitching moment pada *airfoil*

## 2.6 Identifikasi Parameter Turbulensi

Pemodelan turbulensi pada *software fluent* menentukan parameter apa saja yang dapat ditampilkan pada *postprocessing* yang dilakukan setelahnya.

1. Pemodelan *Spalart-Allmaras* parameter yang dapat ditampilkan berupa, *modified turbulent viscosity*, *turbulent viscosity*, dan *turbulent viscosity ratio*
2. Pemodelan  $k-\epsilon$  parameter yang dapat ditampilkan berupa *turbulence intensity*, *turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*.
3. Pemodelan  $k-\omega$  parameter yang dapat ditampilkan berupa *turbulence intensity*, *turbulence kinetic energy* dan *specific dissipation rate*.

4. Pemodelan *Reynolds stress model* parameter yang dapat ditampilkan berupa *turbulence intensity*, *turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*.

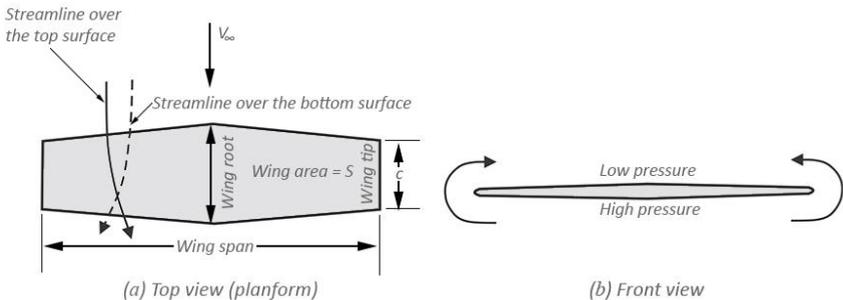
Fluent mengkomptasi *modified turbulent viscosity* ( $\tilde{\nu}$ ), kombinasi  $\mu/\mu_t$  yang merupakan nilai dari *density* dan *molecular viscosity*. *Turbulence intensity* ( $I$ ) di definisikan sebagai ratio *root mean square* fluktuasi kecepatan ( $u'$ ) terhadap kecepatan rata-rata ( $u_{avg}$ ).  $I < 1\%$  dikategorikan sebagai *low turbulence*, dan  $I > 10\%$  dikategorikan sebagai *high turbulence*.

Untuk mengestimasi hubungan *Turbulence intensity* ( $I$ ) dan *modified turbulent viscosity* ( $\tilde{\nu}$ ) dapat digunakan persamaan 2.12, adapun *turbulence length scale* ( $l$ ), merupakan nilai fisik yang berhubungan dengan energy (*large eddies*) pada aliran turbulen.

$$\tilde{\nu} = \sqrt{\frac{3}{2}} u_{avg} I l \quad (2.12)$$

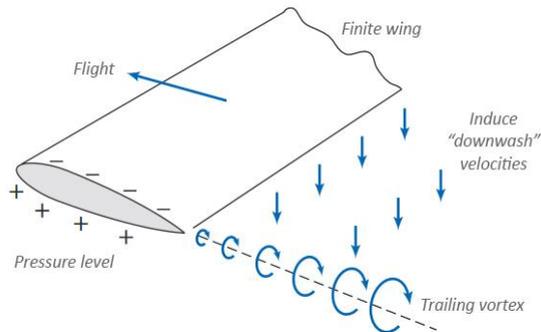
## 2.7 Aliran Melawati Sayap Terbatas (*Finite Wing*)

Sebuah *airfoil* dua dimensi dapat dikatakan sebagai sayap dengan panjang *span* tak terhingga, dengan lokasi *spanwise* dianggap sebagai *mid-span*. Sebaliknya, *airfoil* tiga dimensi dikatakan sebagai sayap dengan panjang *span* terbatas (*finite-span wing*) dikarenakan adanya bagian *tip* yang mengakibatkan munculnya aliran sepanjang *span* (*spanwise flow*) dan beberapa fenomena lainnya yang mempengaruhi aliran yang melewati *airfoil*.



Gambar 2.8 *Spanwise flow* (Anderson, 2016)

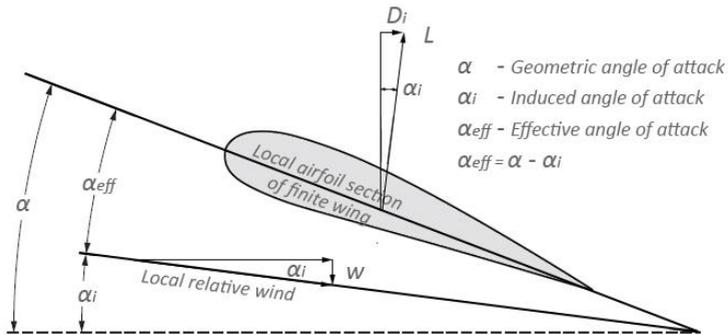
Geometri *airfoil* menyebabkan adanya perbedaan kecepatan antara permukaan atas dan bawah *airfoil*, mengakibatkan tekanan pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar dibandingkan permukaan atas *airfoil*. *Spanwise flow* adalah pergerakan fluida ke arah *span*. Perhatikan Gambar 2.8a, perbedaan tekanan mengakibatkan adanya pergerakan aliran fluida pada permukaan atas bergerak menuju *wing-root* dan menjauhi *wing-tip*, sebaliknya pergerakan aliran fluida pada permukaan bawah bergerak menjauhi *wing-root* dan mendekati *wing-tip*. Seperti di tunjukkan Gambar 2.8b, pada bagian *wing-tip* perbedaan tekanan mengakibatkan adanya pergerakan aliran fluida pada permukaan bawah naik ke permukaan atas *airfoil* (Fox, et al., 2011).



Gambar 2.9 *Trailing vortex* (Fox, et al., 2011).

Jika mempertimbangkan distribusi tekanan dekat dengan ujung sayap, tekanan rendah pada permukaan atas (negatif), dan tekanan tinggi pada permukaan bawah (positif) menyebabkan terjadi aliran sekunder pada *wing-tip* yang disebut *trailing vortices*, seperti di tunjukkan Gambar 2.9. *Trailing vortices* mengurangi gaya *lift* karena terjadi kehilangan perbedaan tekanan dan meningkatkan gaya *drag* (disebut *induced drag*).

*Trailing vortices* pada kedua ujung sayap cenderung menyeret udara sekitar, dan membentuk aliran sekunder yang menginduksi komponen kecepatan ke arah *downward*. *Downward* komponen ini disebut *downwash*, disimbolkan dengan huruf *w*. *Downwash* berkombinasi dengan kecepatan *freestream* untuk memproduksi kecepatan angin *local* menuju *downward* di sekitar ujung sayap (Anderson, 2016).



Gambar 2.10 Efek *downwash* di sekitar *airfoil* (Anderson, 2016)

Sudut antara *chord line* dan arah *freestream* adalah *angle of attack* ( $\alpha$ ) geometri *airfoil*. Perhatikan Gambar 2.10, *local relative wind* cenderung menyimpang dibawah *freestream* dengan sudut  $\alpha_i$  disebut *induced angle of attack*. Efek dari *downwash* terhadap kecenderungan angin relative kearah *downward*, memiliki dua efek penting terhadap *airfoil section*, yaitu:

1. Geometri *airfoil* menghasilkan *angle of attack* ( $\alpha$ ) sudut antara *chord line* dengan *local relative wind*. Sudut ini diubah menjadi *effective angle of attack* ( $\alpha_{eff}$ ) akibat adanya efek *downwash*.
2. Arah vektor dari *lift* searah tegak lurus terhadap *local relative wind*, dan menyimpang dengan sudut  $\alpha_i$ , dampaknya terdapat komponen vector *local lift* dengan arah menuju *freestream*; *drag* yang timbul oleh adanya *downwash* didefinisikan sebagai *induced drag* (Fox, et al., 2011).

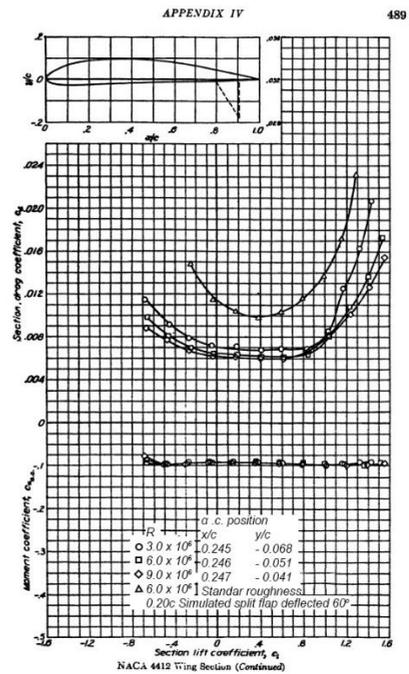
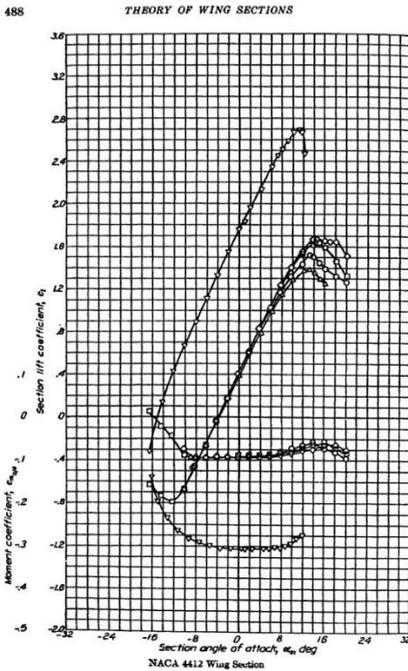
## 2.8 Ground Effect

*Ground effect* sangat berpengaruh pada aliran disekitar *airfoil*. Untuk *ground clearance* yang sangat kecil, udara cenderung stagnan di bawah *airfoil*, memberikan tekanan sangat tinggi yang disebut tekanan ram. Saat terjadi peristiwa *ground effect*, sebagian besar *airfoil* menghasilkan *lift force* yang lebih tinggi dengan *angle of attack* moderat, hal ini disebabkan tekanan yang tinggi dipermukaan bawah *airfoil*. *Ground effect* berdampak mengurangi *downwash* pada sayap dan meningkatkan *lift* untuk *angle of attack* yang sama. (Rodestvensky, 2000).

## 2.9 Penelitian Terdahulu

### 2.9.1 Karakteristi aerodinamik NACA 4412

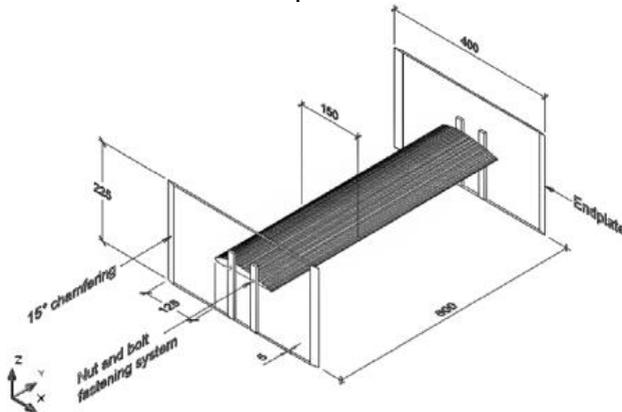
(Abbott dan Doenhoff, 1959) melakukan pengujian eksperimen berbagai macam *airfoil* dengan *angle of attack* dan *Re* berbeda, salah satunya adalah *airfoil* NACA 4412. Pengujian eksperimen yang dilakukan menggunakan *wind tunnel* dengan model yang diasumsikan dua dimensi, data yang diperoleh dianggap berada pada *mid-span airfoil*. Gambar 2.11 menunjukkan data *coefficient lift* dan *drag airfoil* NACA 4412. Data eksperimen ini kemudian dijadikan sebagai acuan pendekatan model turbulensi yang dilakukan pada pengujian numerik.



Gambar 2.11 *Coefficient lift* dan *drag airfoil* NACA 4412 variasi *Reynolds number* dan *angle of attack* (Abbott dan Doenhoff, 1959)

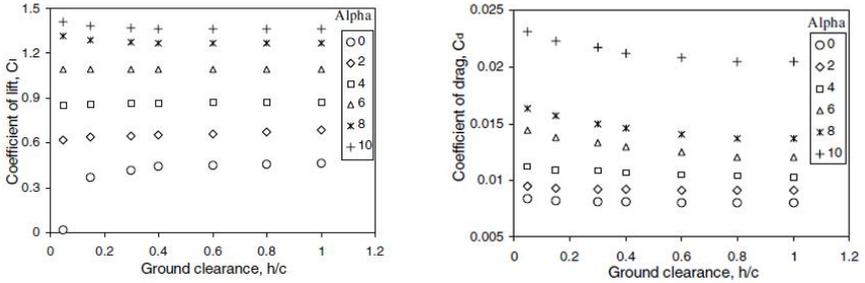
### 2.9.2 Studi Eksperimen *Ground Effect Airfoil NACA 4412*

(Ahmed, et al., 2007) melakukan studi eksperimen *airfoil* NACA 4412 terhadap *ground effect* dengan menggunakan model seperti ditunjukkan gambar 2.12. *Airfoil* NACA 4412 yang digunakan memiliki panjang *chord line* 150 mm dan *span* 60 mm. Ahmed menggunakan *wind tunnel* dengan fitur *moving belt* yang kecepatannya dapat diatur agar sama dengan kecepatan udara *inlet*.  $Re = 3.0 \times 10^5$  kecepatan *inlet* bernilai 30.8 m/s.



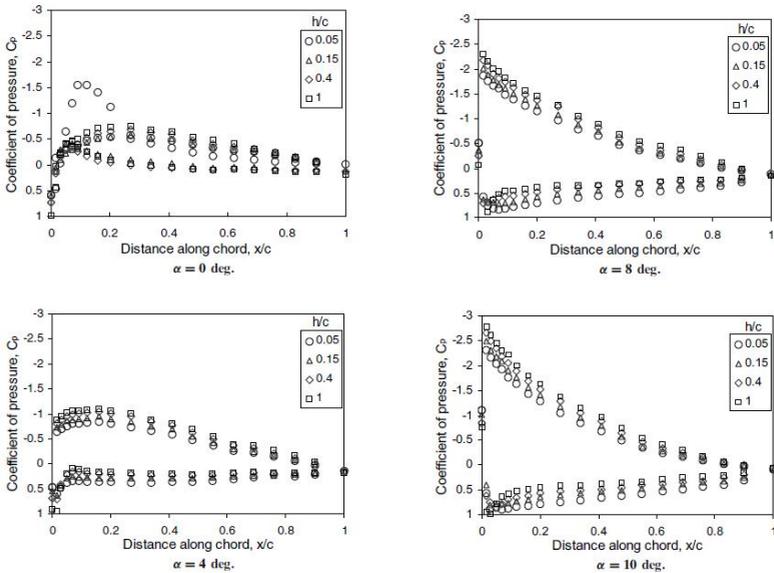
Gambar 2.12 *Schematic test model* pengujian eksperimen *airfoil* NACA 4412 terhadap *ground effect* (Ahmed, et al., 2007)

Sudut  $\alpha$  yang digunakan adalah  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$  dengan  $h/c = 0, 0.05, 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1, 1.2$ . Pengujian eksperimen dilakukan untuk memperoleh data distribusi tekanan, *lift* dan *drag force*, *mean velocity*, dan *turbulence intensity* disekitar permukaan *airfoil* dan *daerah wake*. Pengambilan data dilakukan menggunakan *laser-based particle image velocimetry* (PIV) untuk memvisualisasikan aliran yang terbentuk. Pengukuran tekanan dilakukan dengan *pneumatic intelligent pressure scanner*, model 9016. *Scanner* terintegrasi dengan 16 sensor tekanan yang memiliki *range* of 2.5–5200 kPa (absolute), data dari *scanner* kemudian ditransfer pada computer. Untuk menghitung gaya *lift* digunakan enam komponen *balance* pada *Gottingen-type wind tunnel*. Untuk menghitung gaya *drag* digunakan *dynamic strain amplifier*.



Gambar 2.13 Koefisien lift ( $C_L$ ) dan drag ( $C_D$ ) airfoil NACA 4412 variasi  $h/c$  dan sudut  $\alpha$  untuk  $Re = 3.0 \times 10^5$  (Ahmed, et al., 2007)

Distribusi koefisien lift dan drag ditunjukkan pada gambar 2.13, nilai koefisien lift paling maksimum diperoleh pada  $h/c$  0.05, sedangkan nilai koefisien drag paling minimum diperoleh pada  $h/c$  0.8. Distribusi koefisien tekanan ditunjukkan pada gambar 2.14.

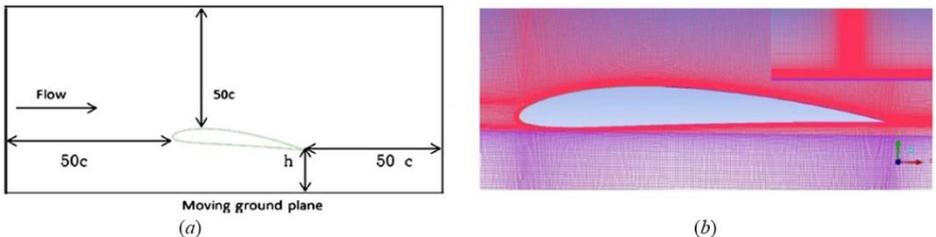


Gambar 2.14 Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) airfoil NACA 4412 variasi  $h/c$  dan sudut  $\alpha$  untuk  $Re = 3.0 \times 10^5$  (Ahmed, et al., 2007)

Beberapa kesimpulan yang diperoleh Ahmed antara lain; Efek hisap pada permukaan bawah *airfoil* paling besar pada  $h/c = 0.05$  dengan  $\alpha = 0^\circ$ , terjadi peristiwa separasi laminar dan penurunan koefisien *lift* yang signifikan. Pada  $\alpha < 4^\circ$  dengan *ground clearance* yang sangat kecil diperoleh nilai koefisien tekanan yang tinggi, dengan meningkatkan *angle of attack*, koefisien *lift* juga cenderung meningkat.

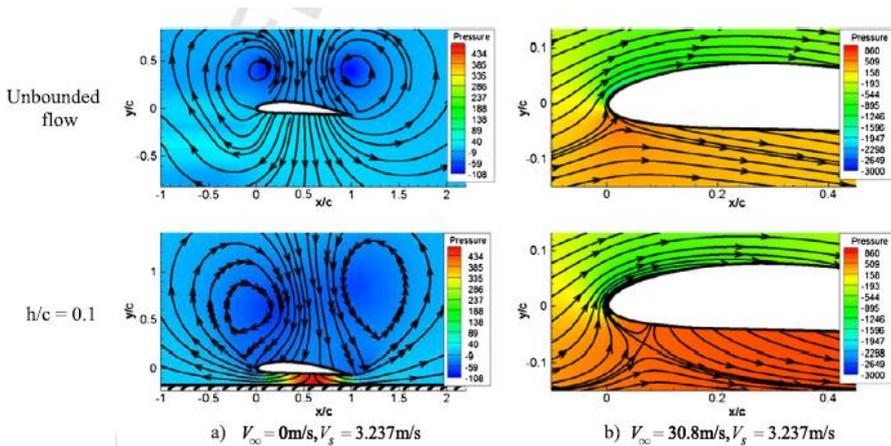
### 2.9.3 Studi Numerik *Ground Effect Airfoil NACA 4412*

(Qu, et al., 2014) melakukan studi numerik dua dimensi (2D) *airfoil NACA 4412* terhadap *ground effect*. Qu membandingkan studi numerik *dynamic ground effect* (DGE) dan *static ground effect* (SGE). Dengan kondisi unsteady domain dan tipe *meshing* yang digunakan ditunjukkan Gambar 2.15. Jumlah *cell* yang diperoleh memiliki *range* 200,000 sampai dengan 400,000. Perhitungan simulasi menggunakan *Reynolds-Averaged Navier–Stokes* (RANS) dengan kondisi *steady* dan *unsteady*. Pemodelan turbulensi yang digunakan adalah *Spalart–Allmaras* (S–A). Pengujian numerik dilakukan dengan nilai  $Re = 3.0 \times 10^5$  dengan  $\alpha = 0, 2, 4, 6, 8, 10$  dan  $h/c = 1.0, 0.80, 0.60, 0.40, 0.30, 0.20, 0.15, 0.10, 0.05$ .



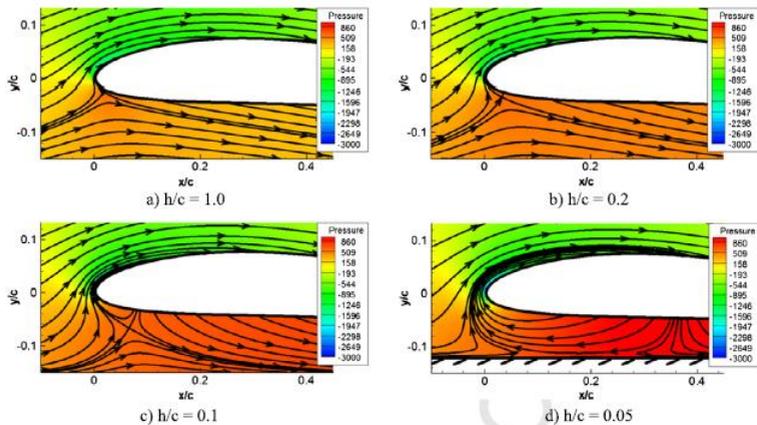
Gambar 2.15 (a) *Domain* (b) *meshing* pengujian numerik *airfoil NACA 4412* terhadap efek *ground effect* (Qu, et al., 2014)

Penelitian yang dilakukan oleh Qu, et al., (2014), memvisualisasikan data kuantitatif perbandingan *airfoil* pada kondisi jauh dan dekat dengan *ground*. Saat *airfoil* didekatkan dengan *ground*  $h/c 0.1$  terjadi peningkatan tekanan pada permukaan bawah *airfoil* (gambar 2.16a), dan pergerakan titik stagnasi ke arah permukaan bawah *airfoil* menjauhi *leading edge* (gambar 2.16b).



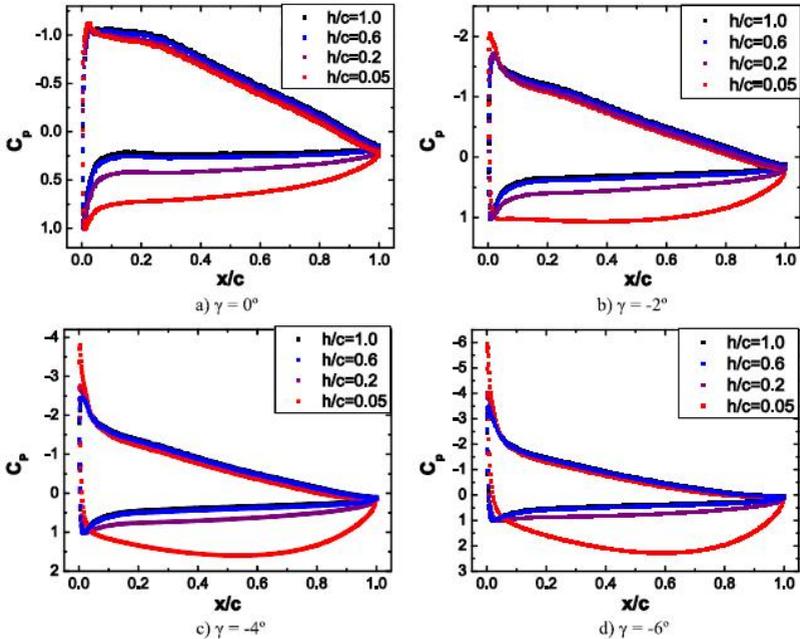
Gambar 2.16 Kontur tekanan *airfoil* NACA 4412 pada *unbounded flow* dan  $h/c = 0.1$  sudut  $\alpha 0^\circ$  (Qu, et al., 2014)

Pada gambar 2.17 hasil data yang diperoleh menunjukkan pergerakan titik *stagnasi* tiap variasi  $h/c$  semakin *airfoil* dekat dengan *ground* ( $h/c$  sangat kecil) titik stagnasi akan bergerak menjauhi *leading edge* ke arah permukaan bawah *airfoil*.



Gambar 2.17 Identifikasi pergeseran *stagnation point* pengaruh *ground effect* pada sudut  $\alpha = 0^\circ$ :  $h/c$  (a)  $h/c = 1$ ; (b)  $h/c = 0.2$ ; (c)  $h/c = 0.1$ ; dan (d)  $h/c = 0.05$  (Qu, et al., 2014)

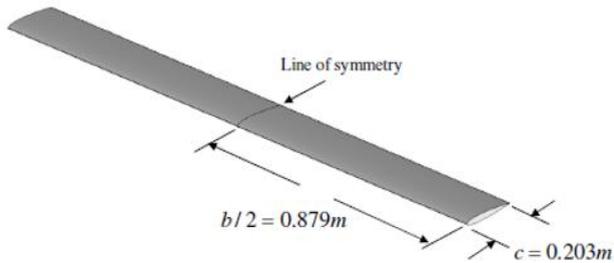
Selain data kuantitatif penelitian Qu menghasilkan data kualitatif berupa distribusi koefisien tekanan dan koefisien *lift*. Dari hasil plot koefisien tekanan diketahui tekanan positif meningkat pada  $h/c = 0.6$  dan  $0.2$ . Peningkatan signifikan terjadi pada saat  $h/c = 0.05$ , perhatikan gambar 2.18.



Gambar 2.18 Distribusi koefisien tekanan variasi  $h/c$  terhadap  $\gamma$ :  
 (a)  $\gamma = 0^\circ$ ; (b)  $\gamma = -2^\circ$ ; (c)  $\gamma = -4^\circ$ ; dan (d)  $\gamma = -6^\circ$   
 (Qu, et al., 2014)

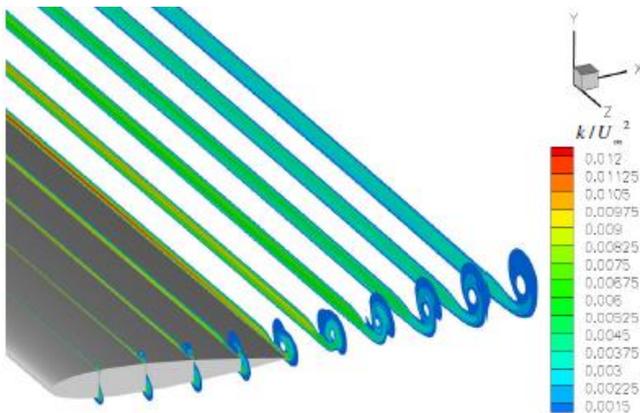
### 2.9.4 Studi Numerik Pada *Wing-tip*

(Wells, 2009) melakukan penelitian secara numerik mengenai *Effects of Turbulence Modeling on RANS (Reynolds-averaged Navier–Stokes) Simulations of Tip Vortices*. Tujuan dari penelitian ini adalah membandingkan berbagai jenis model turbulen untuk mendapat hasil yang baik. Geometri yang dilakukan merupakan *airfoil* NACA 0012 dengan geometri seperti gambar 2.17 dengan  $\alpha = 5$  dan  $Re = 5,3 \times 10^5$ .



Gambar 2.19 Geometri simulasi (Wells, 2009)

Penelitian ini menghasilkan beberapa fenomena dan data - data yang salah satunya merupakan *turbulence kinetic energy* sepanjang *spanwise* dengan fokus pada bagian *tip vortex*. Secara fisik *turbulent kinetic energy* berarti rata - rata fluktuasi kecepatan diukur dengan metode *root means square*. Gambar 2.18 menunjukkan fenomena terjadinya *tip vortex* dimana terjadi pusaran pada bagian tip *airfoil*. Ukuran pusaran ini membesar seiring arah aliran mengalir (koordinat  $x +$ ). Pusaran ini akan merugikan Karena mengurangi daerah efektif penghasil gaya angkat pada *airfoil*. Kesimpulan dari penelitian ini yaitu penggunaan persamaan *RANS* dengan model *Full Reynolds Stress Models (FRSM)* memperlihatkan hasil yang sesuai dengan hasil eksperimen.

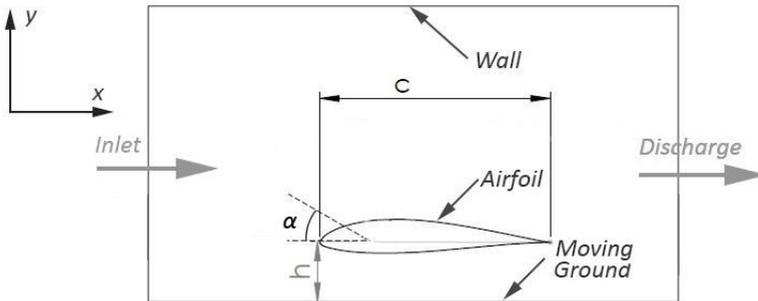


Gambar 2.20 *Turbulence kinetic energy* di daerah *tip airfoil* NACA 0012 (Wells, 2009)

## BAB 3 METODE PENELITIAN

Simulasi numerik dilakukan dengan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)*. Menggunakan *software* komersil berupa *Gambit 2.4.6*, *Ansys 15.0*, dan *Tecplot 360 EX*, simulasi dilakukan secara *steady* dengan bentuk model 2 dimensi (2D) dan 3 dimensi (3D).

*Airfoil* yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah NACA 4412, perhatikan gambar 3.1. Panjang *chord* ( $c$ ) sebesar 1 m dan *span* 3 m, digunakan  $Re = 3 \times 10^5$  atau kecepatan udara bebas (*inlet tunnel*) sebesar 4.38 m/s. *Angle of attack* ( $\alpha$ ) yang digunakan  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $12^\circ$  dengan rasio *ground proximity* ( $h/c$ ) 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1. Simulasi menggambarkan kondisi *airfoil* bergerak terhadap landasan yang diam sehingga *ground* diasumsikan bergerak dengan kecepatan yang sama dengan kecepatan udara bebas (*free stream*).



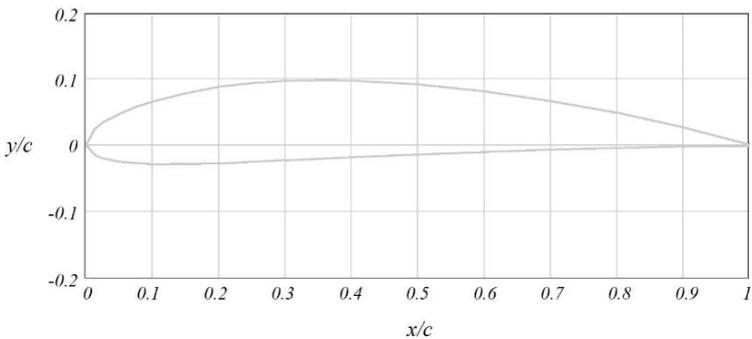
Gambar 3.1 Domain simulasi dua dimensi (2D)

### 3.1 Tahapan Penelitian

Dalam melakukan simulasi numerik terdapat tiga tahapan umum yang perlu dilakukan, antara lain: *pre-processing* (meliputi pembuatan geometri, kondisi batas, dan *meshing*), *solving*, dan *post processing*.

### 3.1.1 Geometri

Dibutuhkan data koordinat profil *airfoil* NACA 4412 dari *website airfoil tools* (<http://airfoiltools.com>) untuk kemudian diimport ke dalam *software Gambit 2.4.6*. Bentuk *airfoil* NACA 4412 ditunjukkan pada gambar 3.2 dan koordinat *airfoil* pada tabel 3.1. Penggambaran menggunakan koordinat dilakukan agar geometri yang digambar sesuai dengan standar yang telah ada, karena kesalahan geometri sekecil apapun akan berdampak salahnya data karakteristik aerodinamik *airfoil* yang disimulasikan. Pembuatan domain simulasi pada *software Gambit 2.4.6*.

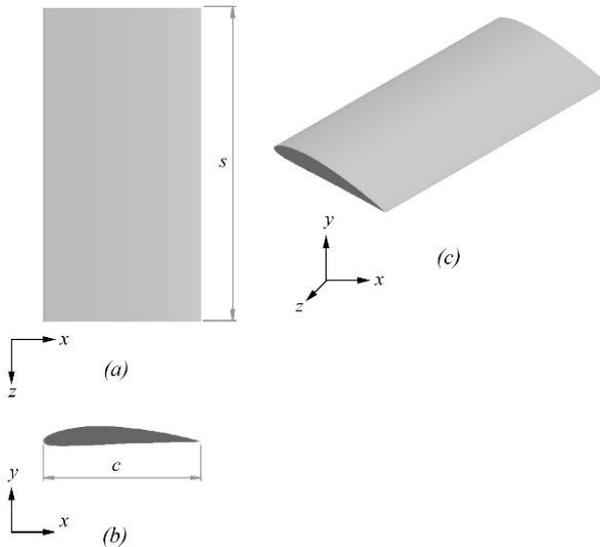


Gambar 3.2 Profil *airfoil* NACA 4412

Table 3. 1 Koordinat *airfoil* NACA 4412

<i>Upper Surface</i>				<i>Lower Surface</i>			
<i>x/c</i>	<i>y/c</i>	<i>x/c</i>	<i>y/c</i>	<i>x/c</i>	<i>y/c</i>	<i>x/c</i>	<i>y/c</i>
100	0.13	25	9.41	100	-0.13	25	-2.5
95	1.47	20	8.8	95	-0.16	20	-2.74
90	2.71	15	7.89	90	-0.22	15	-2.88
80	4.89	10	6.59	80	-0.39	10	-2.86
70	6.69	7.5	5.76	70	-0.65	7.5	-2.74
60	8.14	5	4.73	60	-1	5	-2.49
50	9.19	2.5	3.39	50	-1.4	2.5	-1.95
40	9.8	1.25	2.44	40	-1.8	1.25	-1.43
30	9.76	0	0	30	-2.26	-	-

Dari data koordinat yang telah didapat, dilakukan penggambaran objek sesuai gambar 3.3. Panjang *airfoil* kearah sumbu  $z$  disesuaikan dengan panjang *span* ( $s$ ), sedangkan panjang *airfoil* kearah sumbu  $x$  disesuaikan dengan panjang *chord* ( $c$ ). Dalam penelitian ini *span* memiliki panjang  $3c$ , dimana *chord* memiliki panjang 1 m.

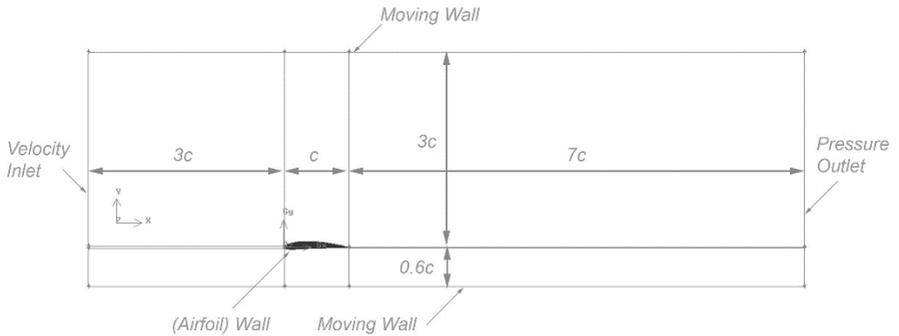


Gambar 3.3 Model Benda Uji (a) Tampak Atas, (b) Tampak Samping, dan (c) Tampak Isometri

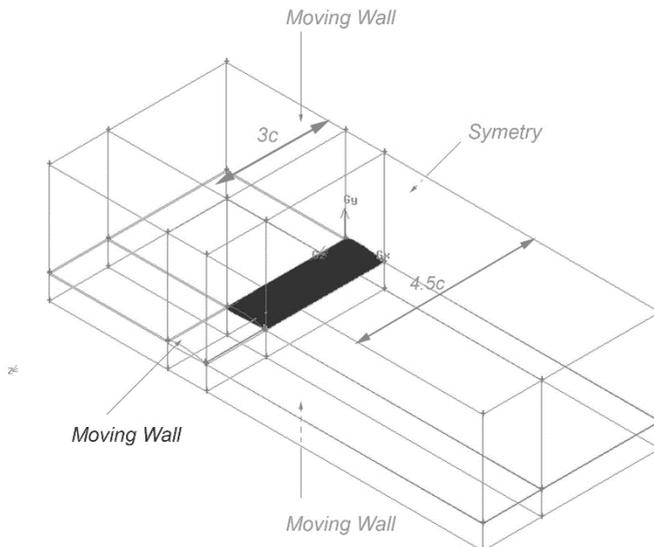
### 3.1.2 Kondisi Batas

Setelah dilakukan pembuatan geometri model, perlu dilakukan pembuatan dan pengidentifikasian kondisi batas. Gambar 3.4 dibawa ini menunjukkan kondisi batas rasio *ground proximity*  $h/c = 0.6$ , untuk *angle of attack*  $\alpha = 0^\circ$ , dimana gambar tersebut menunjukkan pemodelan kondisi batas dalam bentuk 2D, sedangkan gambar 3.5 menunjukkan pemodelan kondisi batas dalam bentuk 3D. Mendefinisikan kondisi batas untuk menentukan parameter dan batasan yang terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet*

adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *pressure outlet*. *Upper surface* adalah *symmetry*, *lower surface airfoil* adalah *moving wall* dan *airfoil* adalah *wall*. Dinding di kanan dan kiri *airfoil* didefinisikan sebagai *symetry*, begitu juga pada bagian atas dan bawah *domain* didefinisikan sebagai *moving wall*.



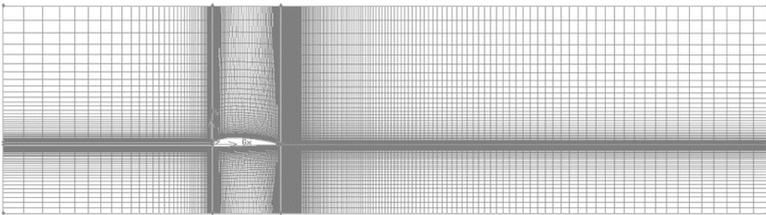
Gambar 3.4 Dimensi pemodelan dua dimensi (2D)  $h/c = 0.6$  dengan  $\alpha = 0^\circ$



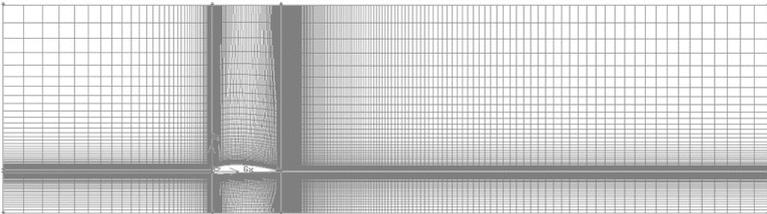
Gambar 3.5 Dimensi pemodelan tiga dimensi (3D)  $h/c = 0.6$  dengan  $\alpha = 0^\circ$

### 3.1.3 Meshing

*Meshing* dibuat dengan metode *structured mesh* yang terkonsentrasi pada daerah sekitar *airfoil* dan bagian belakang *airfoil*, bentuk *meshing* yang digunakan seluruhnya adalah *quad*, dengan ratio terburuk bernilai 8.972 pada bagian terluar. Gambar 3.6 merupakan bentuk *meshing* dua dimensi (2D) yang kemudian dijadikan *meshing* tiga dimensi (3D) seperti ditunjukkan gambar 3.8. Jumlah *meshing* pada gambar 3.6a sama gambar 3.6b, perbedaannya adalah kerapatan *mesh* dibagian bawah *airfoil*, dimana *airfoil* saat terjadi peristiwa *ground effect* memiliki *mesh* yang rapat di bagian bawah *airfoil*.

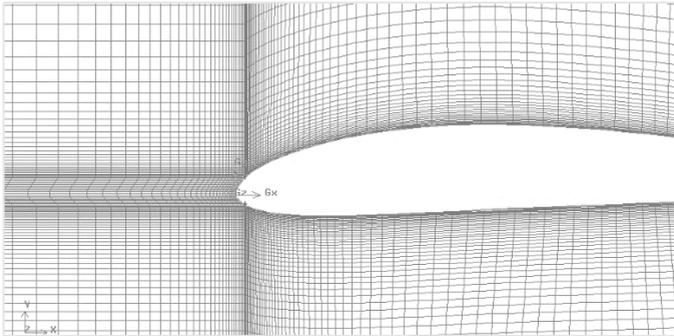


(a)



(b)

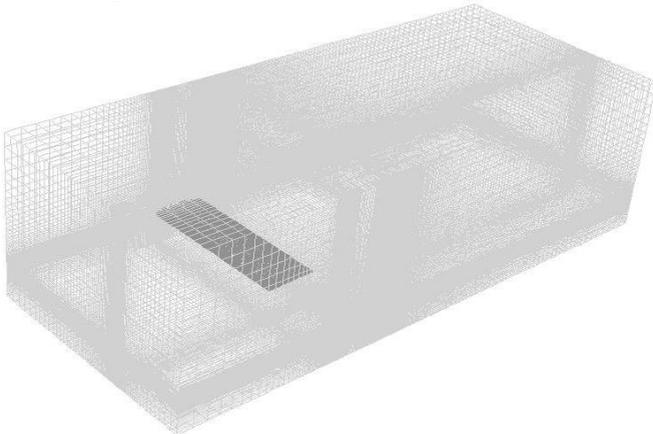
Gambar 3.6 Bentuk *meshing* dua dimensi (a) *airfoil* pada ketinggian  $h/c = 1$  (b) *airfoil* saat terjadi *ground effect* dengan  $h/c = 0.6$  dengan  $\alpha = 0^\circ$



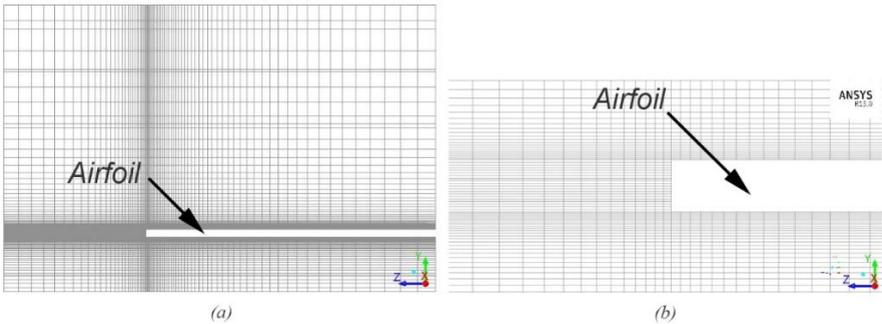
Gambar 3.7 Detail *meshing* di sekitar *airfoil*

Dilakukan langkah *grid independency* untuk memperoleh bentuk *meshing* dua dimensi (2D) menggunakan model turbulensi *Spalart-Allmaras* (S-A). Dilakukan pemaksimalan jumlah serta struktur *grid* terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Untuk mendapatkan informasi yang lebih lengkap pada daerah di sekitar *wall* maka dilakukan perhitungan  $y^+$  pada masing-masing *meshing*.

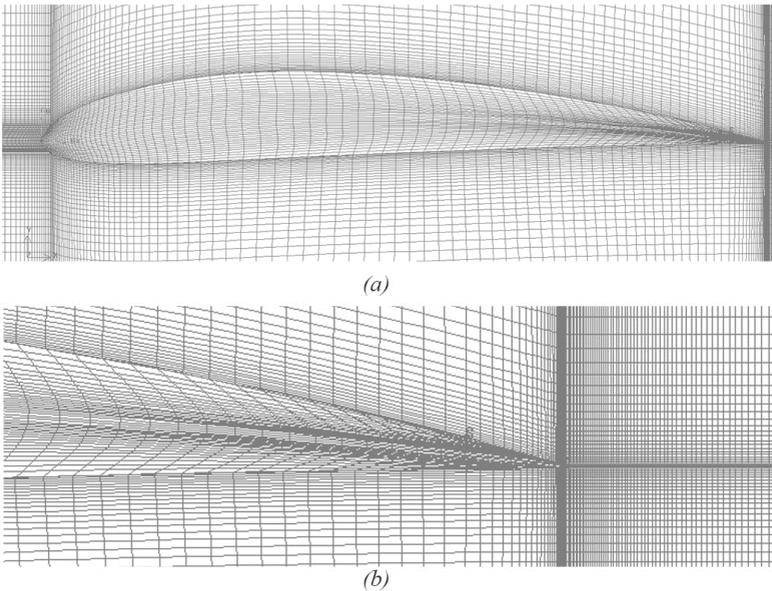
Untuk membuat *meshing* tiga dimensi (3D) dilakukan pembuatan volume dari *meshing* dua dimensi (2D) yang telah dibuat. Kerapatan *meshing* difokuskan pada bagian *wing-tip airfoil*, tipe *meshing* yang digunakan *structured mesh* dengan bentuk *submap*.



Gambar 3.8 *Meshing* tiga dimensi (3D) seluruh domain



Gambar 3.9 Detail *meshing* disekitar *wing-tip* potongan sumbu  $z$ - $x$  (a) seluruh domain; (b) diperbesar pada *wing-tip*



Gambar 3.10 Detail *meshing* disekitar *wing-tip* potongan sumbu  $y$ - $x$  (a) terlihat seluruh bagian *airfoil*; (b) diperbesar pada *trailing edge airfoil*

Gambar 3.9 dan 3.10 menunjukkan kerapatan *meshing* di sekitar *airfoil*. *Meshing* dua dimensi (2D) memiliki jumlah *cells* 36.800 dengan  $y^+$  1.23 sedangkan *meshing* tiga dimensi (3D) memiliki jumlah *cells* 2.994.000 dengan  $y^+$  4.45. Dikarenakan

bentuk *mesh submap*, pada *meshing* tiga dimensi (3D) terjadi peningkatan nilai *skewness* di lokasi *trailing edge airfoil*.

Untuk model dua dimensi (2D) *grid independency* dilakukan dengan membandingkan hasil nilai  $C_L$  model  $h/c = 1$  untuk  $\alpha = 0^\circ$  yang diperoleh dengan data eksperimen yang dilakukan (Abbott dan Doenhoff, 1959) dengan  $Re = 3 \times 10^5$ , untuk  $\alpha = 0^\circ$  dimana diperoleh  $C_L = 0.4$ . Tabel 3.2 menunjukkan *grid independency test meshing* dua dimensi (2D). Dikarenakan keterbatasan data eksperimen, untuk model tiga dimensi (3D) *grid independency* dilakukan dengan membandingkan nilai  $C_L$  tiap *mesh*, tabel 3.3 menunjukkan *grid independency test meshing* tiga dimensi (3D).

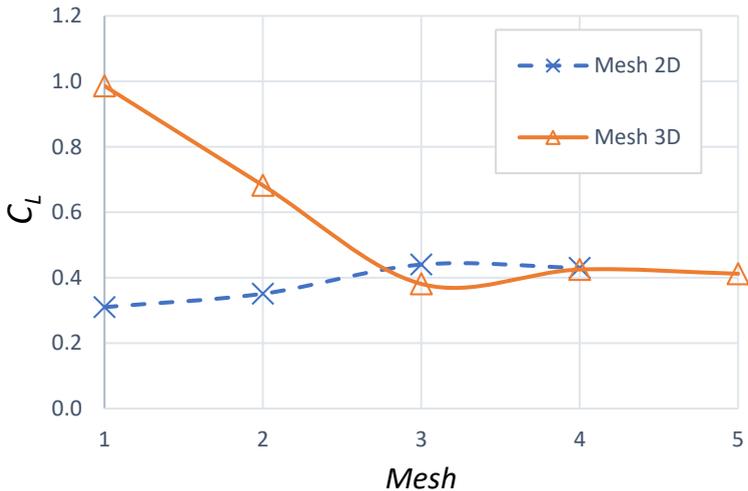
Table 3.2 *Grid independency test meshing* dua dimensi (2D)

Nama	Jumlah Cell	Nilai $C_L$	$y^+$	<i>Skewnes</i>	% Error $C_L$
Mesh 1	18.400	0.310	12.12	0.233	29.03
Mesh 2	25.200	0.351	6.25	0.233	13.93
<b>Mesh 3</b>	<b>36.800</b>	<b>0.440</b>	<b>1.23</b>	<b>0.233</b>	<b>9.09</b>
Mesh 4	50.400	0.430	1.10	0.233	6.98

Table 3.3 *Grid independency test meshing* tiga dimensi (3D)

Nama	Jumlah Cell	Nilai $C_L$	$Y^+$	<i>Skewnes</i>	% Rel. Error $C_L$
Mesh 1	1.242.200	0.986	15.62	0.733	-
Mesh 2	1.800.400	0.682	9.45	0.733	44.57
<b>Mesh 3</b>	<b>2.994.460</b>	<b>0.381</b>	<b>4.45</b>	<b>0.733</b>	<b>79.00</b>
Mesh 4	6.433.000	0.425	3.80	0.733	10.35
Mesh 5	9.297.000	0.412	2.20	0.833	3.155

Gambar 3.11 menunjukkan grafik *grid independency meshing* dua dimensi (2D) dan tiga dimensi (3D). *Meshing* telah independen pada tipe *mesh* 3, 4, dan 5 dapat dilihat dari nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) mulai yang mulai konstan. Selain itu untuk *meshing* tiga dimensi (3D), didasari berat dan lamanya waktu poroses simulasi saat menggunakan *mesh* 4 dan 5, maka dipilih *mesh* 3.



Gambar 3.11 Grafik *grid independency meshing* dua dimensi (2D) dan tiga dimensi (3D)

### 3.2.4 Solving

Pada tahap ini dilakukan penentuan parameter dan batasan yang terjadi pada *airfoil*.

a. *Models*

Pada tahap ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan *solver model* dan tipe *turbulence model* yang akan digunakan. *Solver model* yang digunakan adalah *pressurebased type* dan *steady*. *Turbulence model* yang digunakan adalah *Spalart–Allmaras (S–A)*.

b. *Materials*

Merupakan jenis material yang digunakan, pada permodelan ini digunakan udara sebagai fluida kerja dengan densitas ( $\rho$ ) = 1.225 kg/m<sup>3</sup> dan viskositas ( $\mu$ ) = 1.789 x 10<sup>-5</sup> N.s/m<sup>2</sup>.

c. *Boundary Condition*

Menentukan parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati *airfoil*. Pada *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan kecepatan udara bebas  $U = 4.38$  m/s. pada *outlet* didefinisikan sebagai *pressure outlet* dengan tekanan keluar 0

- Pa. Kecepatan *moving wall* disamakan dengan kecepatan udara bebas yaitu 4.38 m/s.
- d. *Solution*  
*Solution* yang digunakan pada penelitian yaitu *simple scheme* untuk *pressure-velocity coupling*, *standard discretization* untuk *pressure*, *second-order upwind* untuk *momentum*, *turbulent kinetic energy*, dan *specific dissipation rate*.
- e. *Initialize*  
*Initialize* merupakan langkah awal untuk memulai perhitungan agar lebih mudah mendapatkan hasil yang konvergen. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.
- f. *Monitor Residual*  
Digunakan untuk mengatur nilai konvergen, dimana proses iterasi dapat dikatakan selesai apabila telah mencapai nilai konvergen yang diinginkan. Nilai konvergen yang digunakan dalam proses iterasi ini adalah  $1.0 \times 10^{-6}$  untuk simulasi tiga dimensi (2D) dan  $1.0 \times 10^{-4}$  untuk simulasi tiga dimensi (3D)
- g. *Iterate*  
Merupakan langkah untuk memulai perhitungan dengan jumlah iterasi tertentu hingga batas nilai konvergen yang diinginkan tercapai, batas konvergen diindikasikan dengan parameter pada grafik *residual monitor* memiliki kecenderungan garis yang landai.

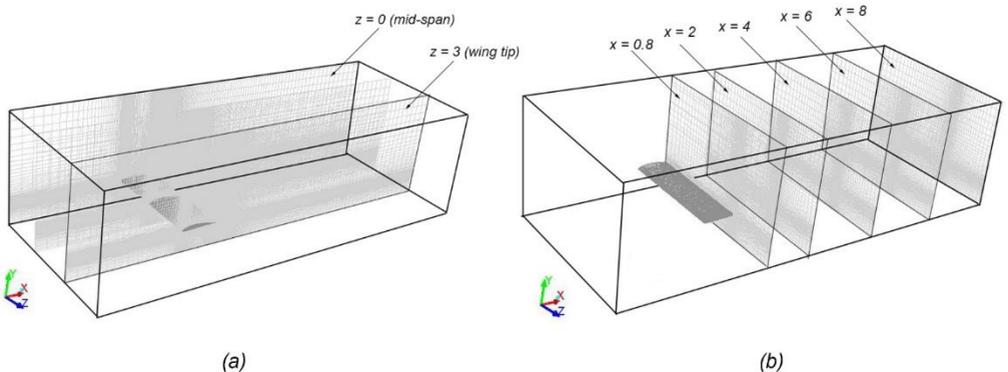
### 3.2.5 Post-processing

Tahap ini merupakan penampilan hasil yang telah diperoleh. Untuk mengetahui fenomena fluida yang terjadi di sekitar *airfoil* dilakukan visualisasi kontur tekanan, kontur kecepatan, kontur *modified turbulent viscosity*, dan *pathline* kecepatan. Sedangkan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika yang terjadi dilakukan plot koefisien tekanan ( $C_p$ ), nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ), dan nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ), masing-masing variasi *ground proximity* ( $h/c$ ), terhadap *angle of attack* ( $\alpha$ ). Dalam perhitungan koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan *drag* ( $C_D$ ) simulasi tiga dimensi (3D) digunakan total area dari perkalian *span* ( $s$ ) dan *chord* ( $c$ ) seperti ditunjukkan persamaan 2.7 dan 2.9, sedangkan untuk simulasi dua dimensi (2D) panjang kerah *span* ( $s$ ) diabaikan.

Kontur tekanan dan kecepatan menunjukkan distribusi kecepatan dan tekanan pada daerah sekitar *airfoil* berupa perbedaan warna yang dikelompokkan menurut besar kecepataannya dan tekanannya. Kontur *modified turbulent viscosity* merupakan bentuk lain dari kontur *turbulent intensity*, menunjukkan intensitas turbulensi yang berpengaruh terhadap tegangan geser fluida tersebut.

*Pathline* kecepatan menunjukkan pergerakan arah fluida digunakan sebagai parameter identifikasi terjadinya fenomena aliran fluida seperti daerah stagnasi, separasi aliran, dan area *wake*. *Plot* koefisien tekanan menunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil*. Koefisien *lift* dan koefisien *drag* adalah bilangan tak berdimensi yang menunjukkan besarnya gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan oleh *airfoil*.

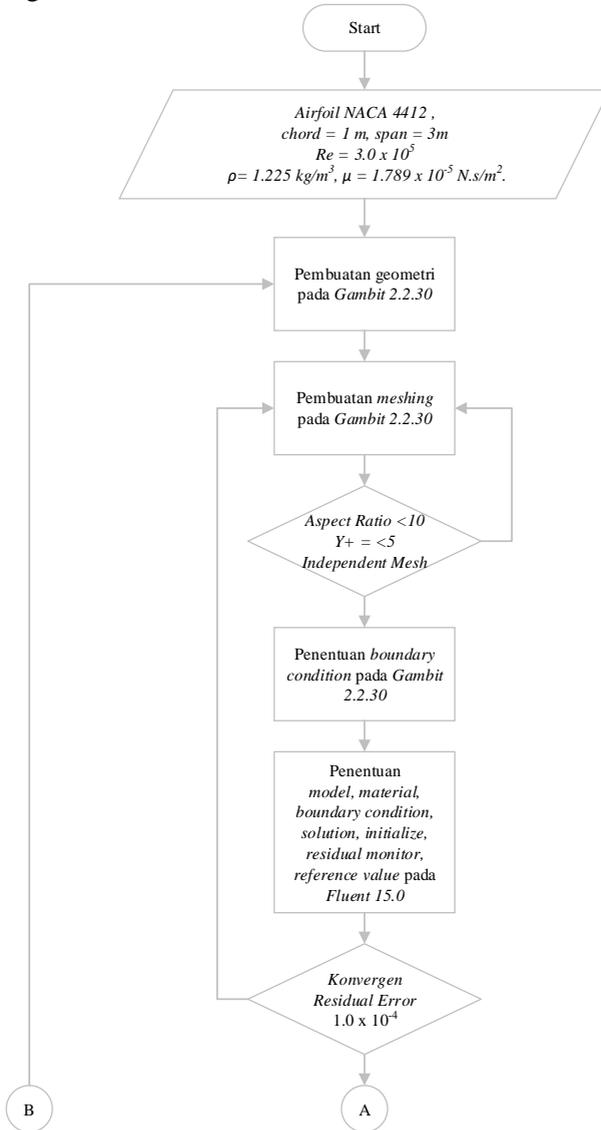
Untuk memudahkan analisa dibuat beberapa *surface plane* memotong terhadap sumbu  $z$  (gambar 3.12a) arah *spanwise airfoil* yang difokuskan untuk mengetahui dampak pengecilan *ground proximity (h/c)* dan dampak aliran 3D kearah sumbu  $z$  (gambar 3.12b). Kemudian dibuat pula *surface plane* memotong sumbu  $x$  *airfoil* yang difokuskan untuk mengetahui perbesaran *vortex* pada bagian *wing-tip*.

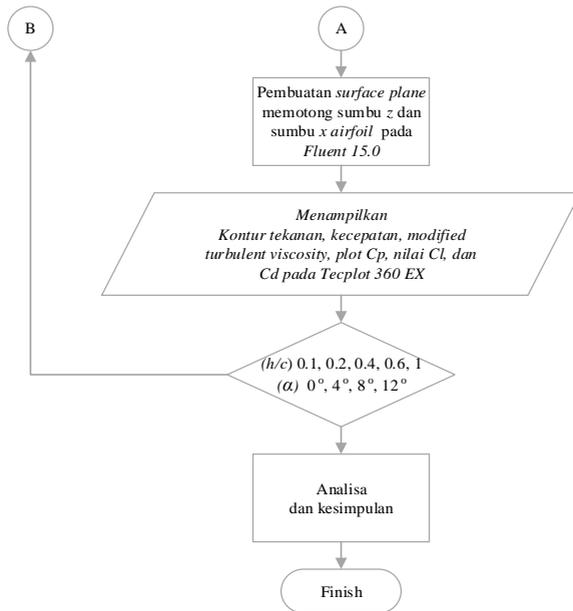


Gambar 3.12 Pembuatan *surface plane* untuk analisa *post processing* (a) *surface plane* memotong sumbu  $z$  *airfoil*, (b) *surface plane* memotong sumbu  $x$  *airfoil*

### 3.2 Flowchart Simulasi

Runtutan proses yang digunakan pada simulasi numerik ini dapat diilustrasikan dalam bentuk diagram alir pada gambar 3.13 sebagai berikut :





Gambar 3.13 *Flowchart* simulasi

## BAB 4 ANALISA DAN PEMBAHASAN

Dalam pembahasan tugas akhir ini, terlebih dahulu akan divisualisasikan fenomena aliran fluida yang terjadi disekitar *airfoil*, visualisasi yang ditampilkan berupa kontur tekanan, kontur kecepatan, kontur *modified turbulent viscosity*, dan *pathline* kecepatan. Kemudian dilanjutkan menganalisa pengaruhnya terhadap karakteristik aerodinamika *airfoil* dengan data yang berupa koefisien tekanan, koefisien *lift*, dan koefisien *drag*.

### 4.1 Visualisasi aliran di sekitar *airfoil*

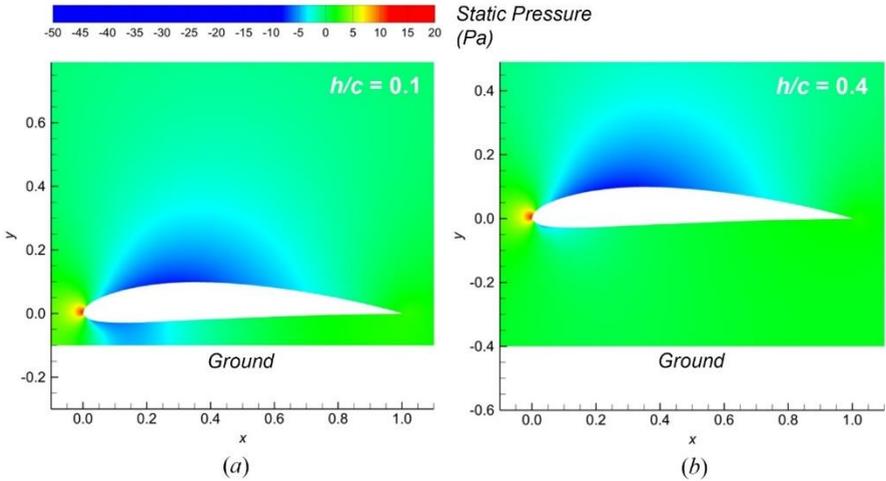
#### 4.1.1 Kontur Tekanan

Dari data kontur tekanan yang diperoleh, terlihat perbedaan tekanan antara daerah di sekitar *upper surface airfoil* dengan *lower surface airfoil*. Perubahan kontur tekanan pada tiap variasi  $h/c$  cenderung sama, terutama untuk sudut  $\alpha = 4^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $12^\circ$ . Perbedaan yang signifikan terlihat hanya pada sudut  $\alpha = 0^\circ$ , data lengkapnya dapat dilihat pada lampiran 1.

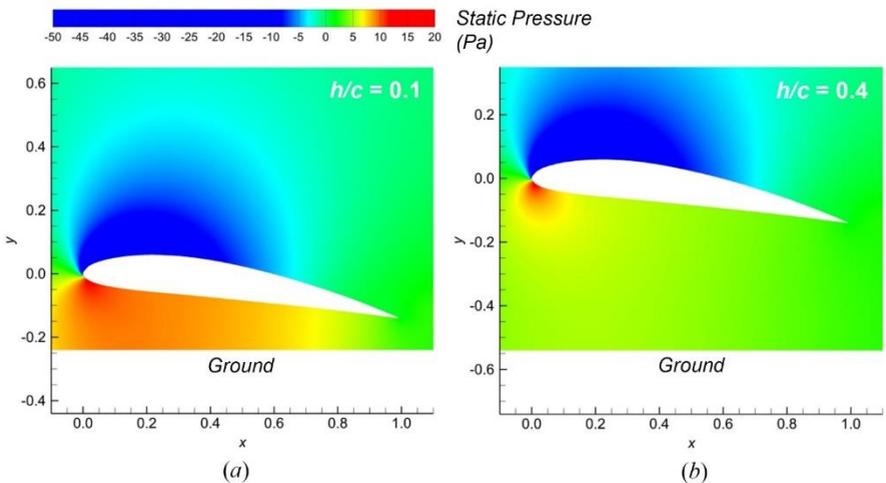
Gambar 4.1 menunjukkan kontur tekanan pada *mid-span airfoil* NACA 4412 untuk  $\alpha = 0^\circ$ , dengan variasi  $h/c = 0.1$  untuk gambar 4.1 (a), dan  $h/c = 0.4$  untuk gambar 4.1 (b). Pada gambar 4.1 (a) terbentuk daerah bertekanan rendah (berwarna biru tua) pada *lower surface airfoil* dengan *coordinate*  $x = 0$  sampai *coordinate*  $x = 0.3$ . Daerah tersebut diindikasikan sebagai area *convergent-divergent*, dimana seakan-akan celah tersempit antara *airfoil* dengan *ground* membentuk *vena contracta*. Jika nilai  $h/c$  diperbesar ( $h/c > 0.1$ ) efek *vena contracta* semakin berkurang sehingga nilai tekanan meningkat, dan daerah bertekanan rendah pada *lower surface airfoil* mengecil.

Gambar 4.2 menunjukkan kontur tekanan pada *mid-span airfoil* NACA 4412 untuk  $\alpha = 8^\circ$ , dengan  $h/c = 0.1$  untuk gambar 4.2 (a), dan  $h/c = 0.4$  untuk gambar 4.2 (b). Kontur tekanan untuk sudut  $\alpha = 8^\circ$  dapat merepresentasi sudut  $\alpha = 4^\circ$  dan  $12^\circ$ , karena perubahan kontur yang terjadi cenderung sama. Semakin dekat jarak *airfoil* dengan *ground* (nilai  $h/c$  diperkecil) berdampak pada

semakin besarnya daerah bertekanan tinggi (berwarna merah) pada celah antara *lower surface airfoil* dengan *ground*.



Gambar 4.1 Kontur tekanan disekitar *mid-span* ( $z/s = 0$ ) untuk  $\alpha = 0^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (b)  $h/c = 0.4$



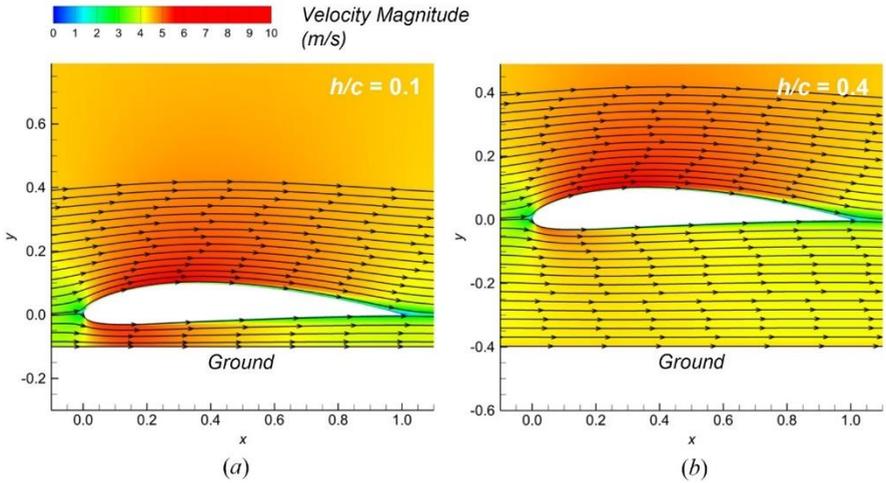
Gambar 4.2 Kontur tekanan disekitar *mid-span* ( $z/s = 0$ ) untuk  $\alpha = 8^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (b)  $h/c = 0.4$

#### 4.1.2 Kontur Kecepatan

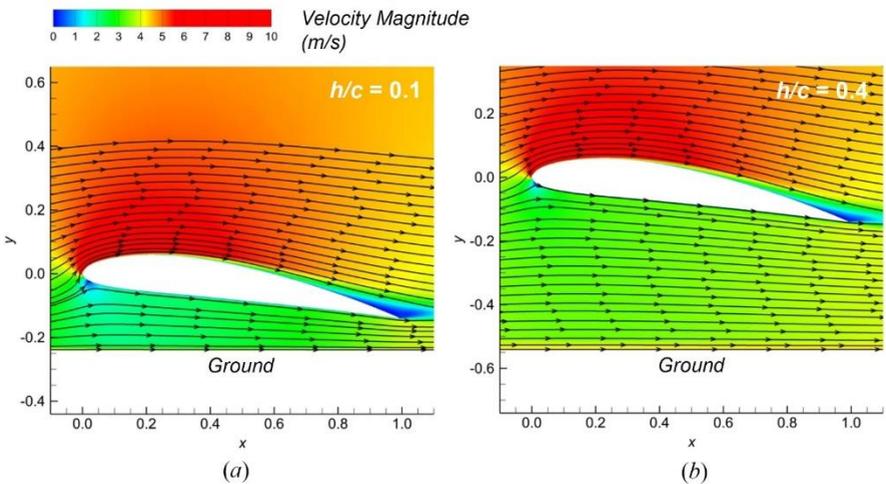
Dari data kontur kecepatan yang diperoleh, terlihat perbedaan tekanan antara daerah di sekitar *upper surface airfoil* dengan *lower surface airfoil*. Pada *upper surface airfoil* kecepatan fluida bergerak cenderung bernilai besar (berwarna merah) sedangkan pada *lower surface airfoil* cenderung bernilai kecil (berwarna hijau). Perubahan kontur kecepatan pada tiap variasi  $h/c$  cenderung sama, terutama untuk sudut  $\alpha = 4^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $12^\circ$ . Perbedaan yang signifikan terlihat hanya pada sudut  $\alpha = 0^\circ$ , data lengkapnya dapat dilihat pada lampiran 2.

Gambar 4.3 menunjukkan kontur dan *pathline* kecepatan pada *mid-span airfoil* NACA 4412 untuk  $\alpha = 0^\circ$ , dengan variasi  $h/c = 0.1$  untuk gambar 4.3 (a), dan  $h/c = 0.4$  untuk gambar 4.3 (b). Struktur *pathline* disekitar *leading edge* pada *lower surface airfoil* terdefleksi lebih rapat seakan tertekan, kontur kecepatan di daerah tersebut teridentifikasi tinggi (berwarna merah). Jika nilai  $h/c$  diperbesar ( $h/c > 0.1$ ) nilai kecepatan pada daerah disekitar *leading edge lower surface airfoil* mengalami penurunan, dan struktur *pathline* merenggang.

Gambar 4.4 menunjukkan kontur dan *pathline* kecepatan pada *mid-span airfoil* NACA 4412 untuk  $\alpha = 0^\circ$ , dengan  $h/c = 0.1$  untuk gambar 4.4 (a), dan  $h/c = 0.4$  untuk gambar 4.4 (b). Kontur kecepatan dan *pathline* untuk sudut  $\alpha = 8^\circ$  dapat merepresentasi sudut  $\alpha = 4^\circ$  dan  $12^\circ$ , karena perubahan kontur yang terjadi cenderung sama. Untuk sudut  $\alpha = 8^\circ$  struktur *pathline* disekitar *leading edge* pada *lower surface airfoil* terdefleksi meregang, dan teridentifikasi berkecepatan rendah (berwarna hijau). Hal ini disebabkan celah antara *ground* dengan *airfoil* untuk sudut serang positif seakan membentuk area *convergent* dari suatu *nozzle*. Semakin dekat jarak *airfoil* dengan *ground* (nilai  $h/c$  diperkecil) berdampak pada semakin besarnya daerah berkecepatan tinggi (berwarna merah) pada celah antara *lower surface airfoil* dengan *ground*.



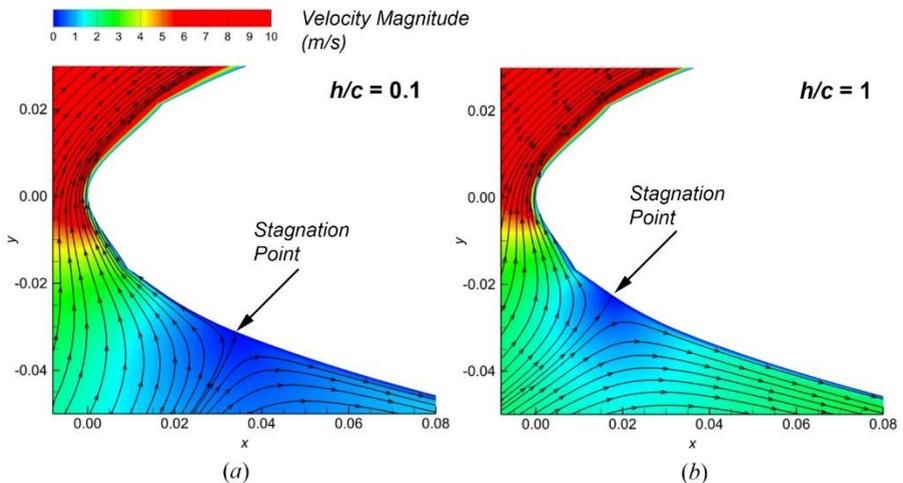
Gambar 4.3 Kontur kecepatan disekitar *mid-span* ( $z/s = 0$ ) untuk  $\alpha = 0^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (b)  $h/c = 0.4$



Gambar 4.4 Kontur kecepatan disekitar *mid-span* ( $z/s = 0$ ) untuk  $\alpha = 8^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (a)  $h/c = 0.4$

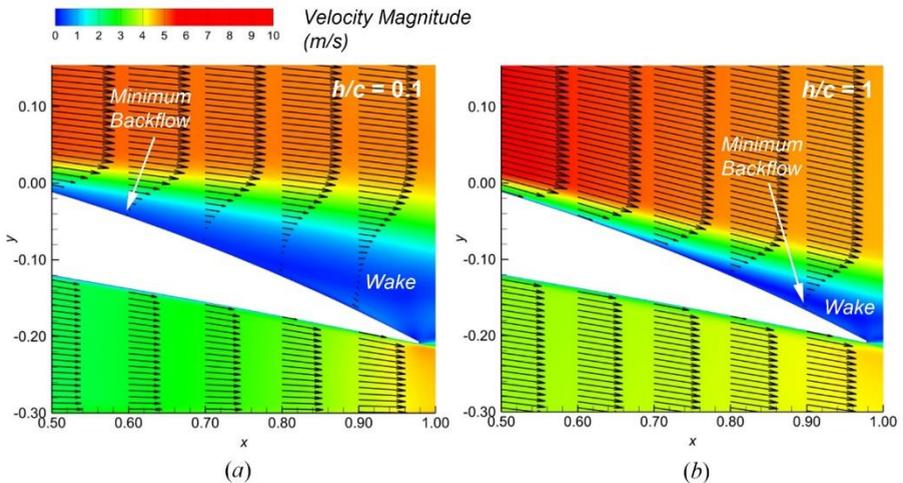
*Stagnation point* adalah titik dimana kecepatan lokal fluida bernilai nol, dan arah fluida tepat tegak lurus bertumbukan dengan permukaan suatu benda. *Separation point* merupakan titik awal dimana fluida membentuk *recirculating zone* yang disebabkan oleh ketidakmampuan momentum fluida bergerak mengatasi gaya gesek dan perbedaan tekanan yang terjadi. Dengan memperhatikan lebih detail kontur dan *pathline* kecepatan di permukaan *airfoil*, lokasi *stagnation* dan *separation point* dapat diidentifikasi dengan baik.

Dari data simulasi yang telah dilakukan saat dilakukan perbesaran sudut  $\alpha$ , *stagnation point* bergeser menjauhi *leading edge* ke arah *lower surface airfoil*, dan *separation point* bergeser menjauhi *trailing edge* ke arah *upper surface airfoil*. Pergeseran *stagnation point* signifikan hanya pada  $\alpha = 8^\circ$  dan  $10^\circ$ , data lengkapnya dapat dilihat pada lampiran 4. Begitu pula separasi aliran teridentifikasi hanya pada sudut  $\alpha = 8^\circ$  dan  $10^\circ$ , data lengkapnya dapat dilihat pada lampiran 4. *Wake* terbesar teridentifikasi pada sudut  $\alpha = 12^\circ$ , dan sangat kecil pada sudut  $\alpha = 8^\circ$ , sedangkan pada sudut  $\alpha = 0^\circ$  dan  $4^\circ$  tidak teridentifikasi adanya *wake*.



Gambar 4.5 Identifikasi pergeseran *stagnation point* untuk  $\alpha = 12^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (b)  $h/c = 1$

Gambar 4.5 menunjukkan pengaruh jarak *ground clearance* terhadap pergeseran *stagnation point* untuk  $\alpha = 12^\circ$ . Pada gambar 4.5 (a) dengan  $h/c = 0.1$  *stagnation point* berada disekitarposisi  $x = 0.036$  atau 3.6 % *chord*. Sedangkan pada gambar 4.5 (b) dengan  $h/c = 1$  *stagnation point* berada disekitar  $x = 0.016$  atau 1.6 % *chord*. Hal ini menunjukkan semakin dekat *airfoil* dengan *ground* (nilai  $h/c$  diperkecil) maka *stagnation point* akan bergerak menjauhi *leading edge* ke arah *lower surface airfoil*.



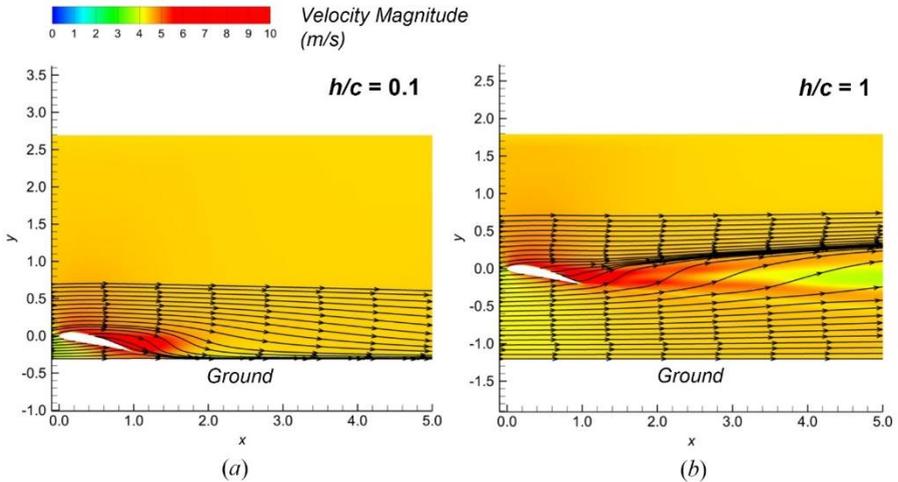
Gambar 4.6 Identifikasi pergeseran *separation point* untuk  $\alpha = 12^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (b)  $h/c = 1$

Gambar 4.6 menunjukkan pengaruh jarak *ground clearance* terhadap pergeseran *separation point* untuk  $\alpha = 12^\circ$ . Pada gambar 4.6 (a) dengan  $h/c = 0.1$  *separation point* berada disekitar  $x = 0.6$  atau 60% *chord*. Sedangkan pada gambar 4.6 (b) dengan  $h/c = 1$  *separation point* berada disekitar  $x = 0.9$  atau 90 % *chord*. Hal ini menunjukkan semakin dekat *airfoil* dengan *ground* (nilai  $h/c$  diperkecil) terjadinya separasi semakin cepat, dan *recirculating zone* menjadi lebih besar.

Identifikasi titik stagnasi dan titik separasi tidak hanya dapat dilihat dengan memperhatikan *pathline* kecepatan yang terjadi di sekitar *airfoil*. Fenomena ini dapat pula diidentifikasi dengan

memperhatikan distribusi nilai koefisien tekanan ( $C_p$ ), yang akan dijelaskan pada pembahasan koefisien tekanan ( $C_p$ ).

Selain dilakukan pengamatan pada kontur dan *pathline* kecepatan di bagian *mid-span airfoil* ( $z/s = 0$ ) dilakukan pula pengamatan pada bagian *wing-tip airfoil* ( $z/s = 1$ ) hal ini guna mengetahui pengaruh *ground effect* terhadap *wing-tip vorticies* yang terjadi. Kontur dan *streamline* kecepatan pada bagian wing-tip airfoil berbeda dengan bagian *mid-span airfoil*.



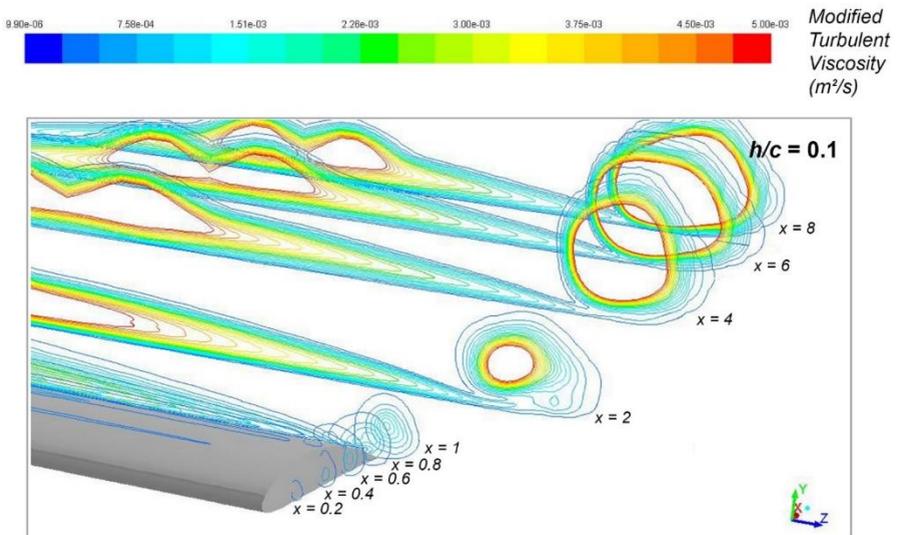
Gambar 4.7 Identifikasi penggabungan *streamline* pada *wingtip* ( $z/s = 1$ ) untuk  $\alpha = 12^\circ$ : (a)  $h/c = 0.1$ ; dan (b)  $h/c = 1$

Gambar 4.7 menunjukkan pengaruh jarak *ground clearance* terhadap penyebaran struktur *pathline* kecepatan untuk  $\alpha = 12^\circ$ . Pada gambar 4.7 (a) dengan  $h/c = 0.1$  *pathline* kecepatan setelah fluida melewati *airfoil* berhimpit kearah bawah merapat dengan *ground*. Sedangkan pada gambar 4.7 (b) *pathline* kecepatan setelah fluida melewati *airfoil* berhimpit bergerak kearah atas menjauhi pada *ground*. Pergerakan *pathline* kecepatan kearah bawah hanya terjadi pada  $h/c < 0.6$ , data lebih lengkapnya dapat dilihat lampiran 5. Pergerakan struktur *pathline* yang terdefleksi kearah *ground* akan mengakibatkan bentuk *vortex* pada *wing-tip* tidak bulat sempurna.

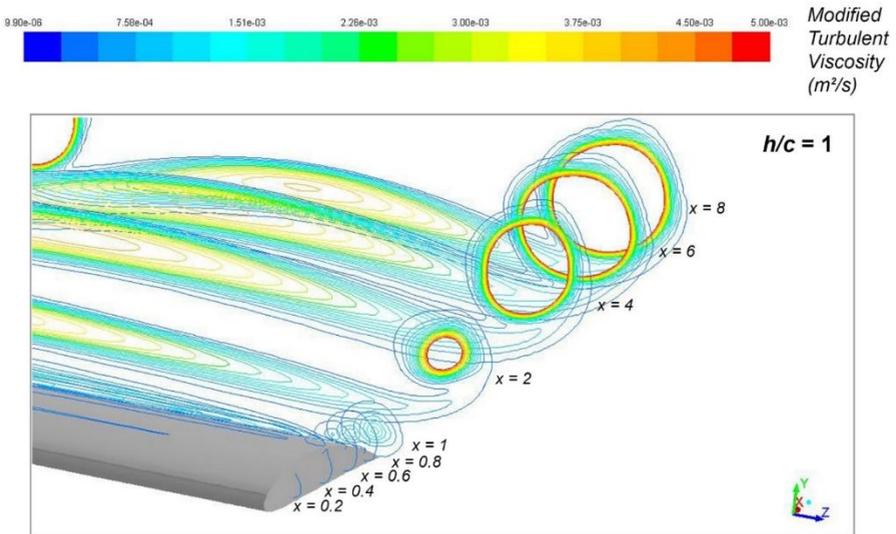
### 4.1.3 Kontur *Turbulence Viscosity*

Kontur *modified turbulent viscosity* merupakan bentuk lain dari kontur *turbulence intensity*. Semakin tinggi nilai *modified turbulence viscosity* maka pergerakan turbulensi yang terjadi intensif (berwarna merah). Sedangkan semakin besar sudut  $\alpha$ , *wing-tip vorticies* yang terbentuk pada daerah dibelakang *airfoil* akan ikut membesar.

Gambar 4.8 dan 4.9 menunjukkan pengembangan *wing-tip vorticies* untuk sudut  $\alpha = 12^\circ$ . Semakin jauh dari *airfoil*, area *vortex* yang terbentuk semakin membesar.  $x = 0$  merupakan posisi *leading edge airfoil*,  $x = 1$  merupakan posisi tepat berada pada *trailing edge airfoil*, sedangkan  $x = 8$  merupakan posisi terjauh, tepat berada pada *outlet domain*. Gambar 4.8 menunjukkan pengembangan *wing-tip vorticies* dengan bentuk *vortex* tidak bulat sempurna, hal ini disebabkan posisi *airfoil* dekat dengan *ground* ( $h/c = 0.1$ ). Sedangkan pada gambar 4.9 *vortex* yang terbentuk hampir bulat sempurna, untuk data lengkapnya dapat dilihat pada lampiran 6.



Gambar 4.8 Pengembang *wing-tip vorticies* ditunjukkan dengan kontur *modified turbulent viscosity* airfoil dengan  $h/c = 0.1$  untuk sudut  $\alpha = 12^\circ$

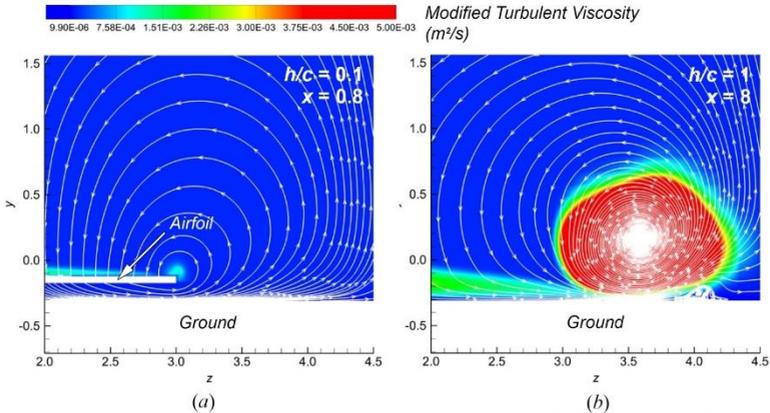


Gambar 4.9 Pengembang *wing-tip vorticies* ditunjukkan dengan kontur *modified turbulent viscosity* airfoil dengan  $h/c = 1$  untuk sudut  $\alpha = 12^\circ$

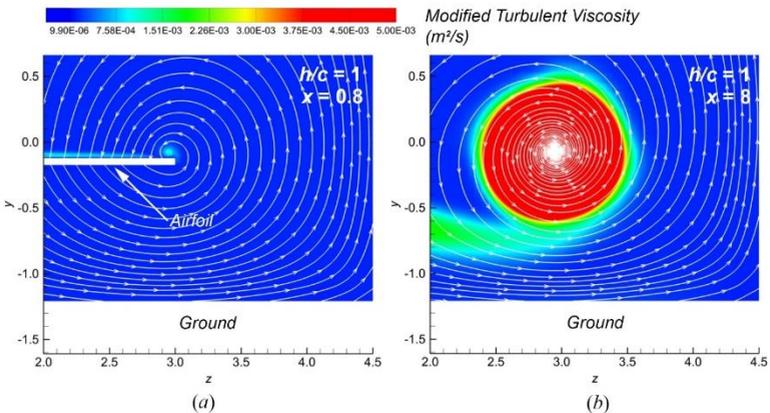
Gambar 4.10 dan 4.11 menunjukkan kontur *turbulence viscosity* untuk sudut  $\alpha = 12^\circ$ . *Pathline* ditampilkan pada bidang  $y-z$  untuk mengetahui arah pergerakan, dan lokasi pusat *vortex* yang terjadi. Pengaruh *ground effect* tidak mengakibatkan pengecilan *wing-tip vorticies*, namun berdampak area *vortex* sama besar baik untuk  $h/c = 0.1$  maupun  $h/c = 1$ . untuk data lengkapnya dapat dilihat pada lampiran 7.

Gambar 4.10 (a) menunjukkan kontur *turbulence viscosity*  $h/c = 0.1$  pada  $x = 0.8$ . dan gambar (b)  $h/c = 0.1$  pada  $x = 8$  tepat pada *outlet domain*. Untuk variasi  $h/c = 0.1$  perkembangan *wing-tip vorticies* bergerak menjauhi *wing-tip* keluar area *span*. Pada gambar 4.10 (a) pusat turbulensi terletak pada koordinat  $z = 3.0$ ,  $y = -0.1$  setelah jauh dari *airfoil* *vortex* berkembang dan bergeser menjadi gambar 4.10 (b) pada koordinat  $z = 3.6$ ,  $y = 0.28$ , hal ini disebabkan *downwash* yang arahnya ke bawah, membentur *ground*.

Gambar 4.11 (a) menunjukkan kontur *turbulence viscosity*  $h/c = 1$  pada  $x = 0.8$ . dan gambar 4.11 (b)  $h/c = 1$  pada  $x = 8$  tepat pada *outlet* domain. Untuk variasi  $h/c = 1$  perkembangan *wing-tip vorticies* tetap pada *wing-tip*. Pada gambar 4.11 (a) pusat turbulensi terletak pada koordinat  $z = 3.0$ ,  $y = 0.9$  setelah jauh dari *airfoil* pusat *vortex* tetap berada pada kordinat yang sama seperti ditunjukkan gambar 4.11 (b).



Gambar 4.10 Kontur *modified turbulent viscosity* dengan  $h/c = 0.1$  untuk sudut  $\alpha = 12^\circ$ :(a) pada  $x = 0.8$ ; (b) pada  $x = 8$

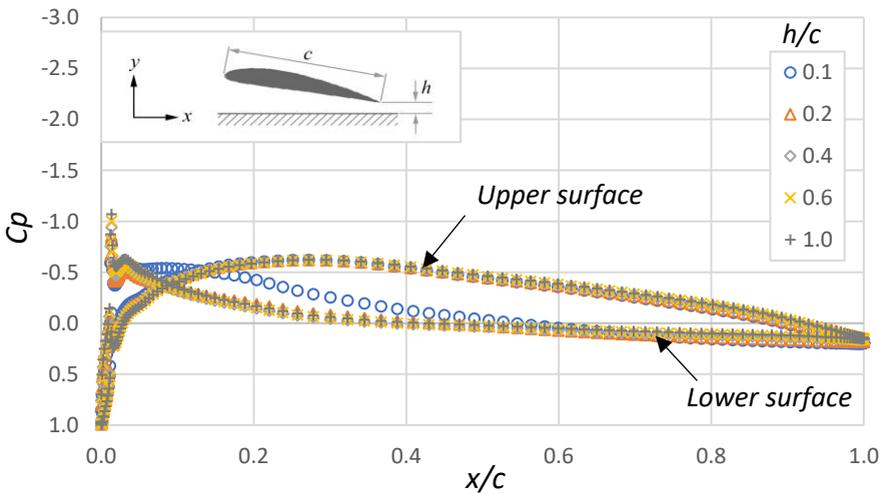


Gambar 4.11 Kontur *modified turbulent viscosity* dengan  $h/c = 1$  untuk sudut  $\alpha = 12^\circ$ :(a) pada  $x = 0.8$ ; (b) pada  $x = 8$

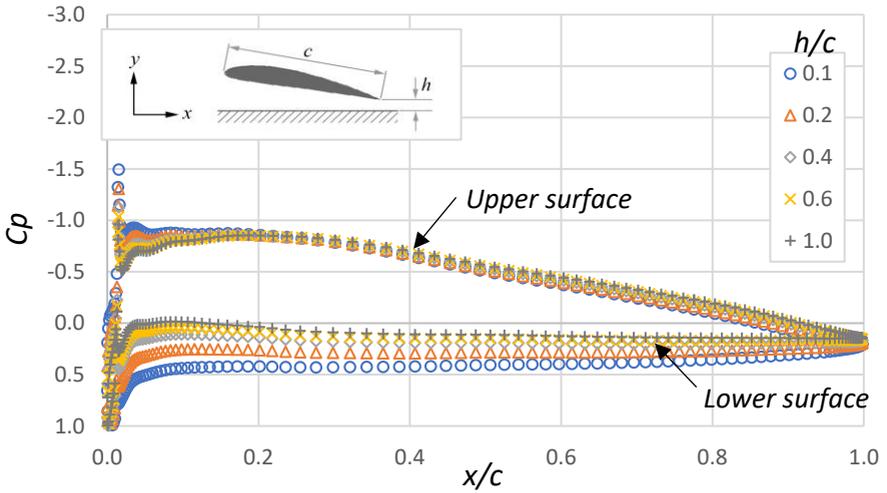
## 4.2 Analisa Karakteristik Aerodinamika

### 4.2.1 Koefisien Tekanan ( $C_p$ )

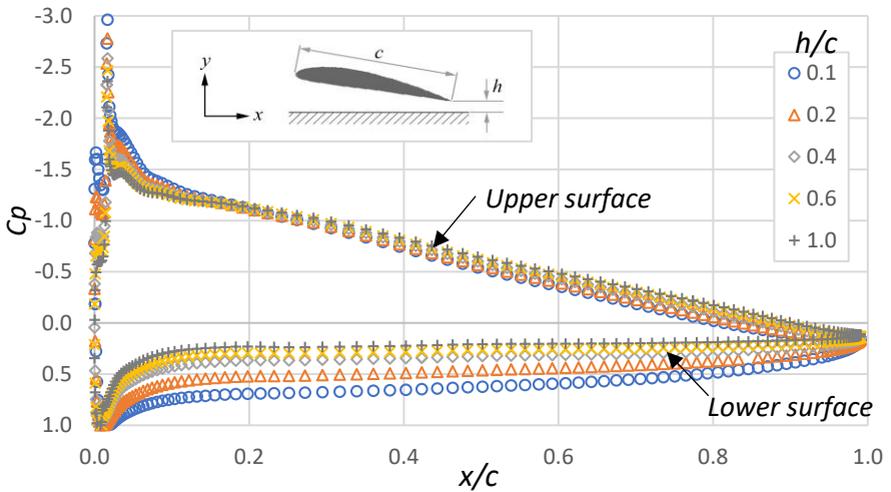
Koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan bilangan tak berdimensi yang mendeskripsikan tekanan relatif yang umumnya dihitung tepat pada permukaan benda yang dilalui fluida. Pada *airfoil* distribusi  $C_p$  bernilai negatif menunjukkan tekanan pada *upper surface airfoil* sedangkan  $C_p$  bernilai positif menunjukkan tekanan pada *lower surface airfoil*. Posisi sepanjang *chord airfoil* dapat diidentifikasi dari ratio panjang domain sistem ke arah sumbu  $x$  dengan panjang *chord airfoil* ( $x/c$ ). Nilai  $x/c = 0$  menunjukkan *leading edge airfoil*, dan  $x/c = 1$  menunjukkan *trailing edge airfoil*. *Ground clearance* merupakan ratio ketinggian *airfoil* terhadap ground dengan panjang *chord airfoil* ( $h/c$ ), dimana semakin besar nilai  $h/c$  maka jarak antara *airfoil* dengan *ground* semakin menjauh.



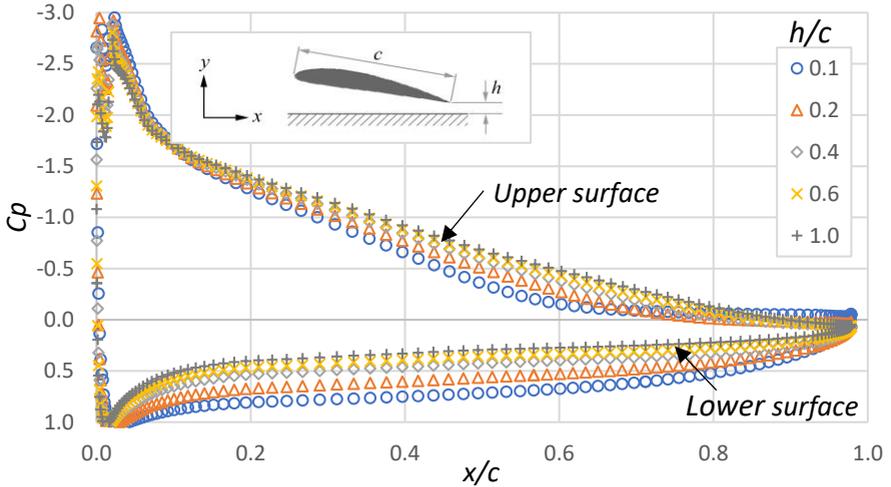
Gambar 4.12 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada permukaan *airfoil* dengan sudut  $\alpha = 0^\circ$ , sebagai fungsi dari  $x/c$



Gambar 4.13 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada permukaan *airfoil* dengan sudut  $\alpha = 4^\circ$ , sebagai fungsi dari  $x/c$



Gambar 4.14 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada permukaan *airfoil* dengan sudut  $\alpha = 8^\circ$ , sebagai fungsi dari  $x/c$



Gambar 4.15 Koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada permukaan airfoil dengan sudut  $\alpha = 12^\circ$ , sebagai fungsi dari  $x/c$

Gambar 4.12 – 4.15 secara berurutan menunjukkan grafik distribusi nilai  $C_p$  pada permukaan *airfoil*  $h/c$  dengan  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ , dan  $12^\circ$ . Dapat diperhatikan, terjadi perbedaan nilai tekanan antara *upper surface* dan *lower surface* *airfoil*. Dimana semakin besar sudut  $\alpha$  berdampak semakin meningkatnya nilai  $C_p$  pada *lower surface* *airfoil* dan menurunnya nilai  $C_p$  pada *upper surface* *airfoil*.

Gambar 4.12 menunjukkan distribusi  $C_p$  untuk  $\alpha = 0^\circ$ . Perbedaan distribusi  $C_p$  tiap  $h/c$  tidak signifikan baik pada daerah *lower surface* maupun *upper surface* *airfoil*, kecuali pada variasi  $h/c = 0.1$  (simbol lingkaran) dimana terjadi penurunan nilai  $C_p$  hingga bernilai negatif pada daerah *lower surface* *airfoil*, sepanjang  $x/c = 0$  sampai  $x/c = 0.6$ . Hal ini disebabkan saat *airfoil* untuk  $\alpha = 0^\circ$  diposisikan sangat dekat dengan *ground* bentuknya menyerupai daerah *convergent-divergent* dimana bidang terdekat *airfoil* dengan *ground* seakan-akan membentuk *vena contracta*. Saat *streamline* melewati *vena contracta* kecepatan aliran lokal meningkat dan nilai tekanan lokal menurun lebih kecil dari tekanan *freestream*, sehingga  $C_p$  bernilai negatif.

Gambar 4.13 dan 4.14 menunjukkan distribusi  $C_p$  untuk  $\alpha = 4^\circ$  dan  $8^\circ$ . Bila diperhatikan kecenderungan data distribusi  $C_p$  antara  $\alpha = 4^\circ$  dan  $8^\circ$  cenderung identik. Pengaruh  $h/c$  terlihat pada area *lower surface airfoil* dimana semakin kecil nilai  $h/c$  nilai  $C_p$  akan semakin meningkat. Sebagai contoh untuk  $x/c = 0.4$  dengan sudut  $\alpha = 4^\circ$ ,  $h/c = 1$  memiliki nilai  $C_p = 0.111$ ,  $h/c = 0.6$  memiliki nilai  $C_p = 0.149$ ,  $h/c = 0.4$  memiliki nilai  $C_p = 0.193$ ,  $h/c = 0.2$  memiliki nilai  $C_p = 0.294$ , dan  $h/c = 0.1$  memiliki nilai  $C_p = 0.422$ .

Gambar 4.15 menunjukkan distribusi  $C_p$  untuk  $\alpha = 12^\circ$ . Selain terlihatnya dampak pengaruh  $h/c$  pada area *lower surface airfoil* dimana semakin kecil nilai  $h/c$  nilai  $C_p$  akan meningkat. Pengaruh  $h/c$  juga berdampak pada distribusi  $C_p$  di area *upper surface airfoil*, dimana distribusi nilai  $C_p$  yang cenderung konstan mendekati *trailing edge*, hal ini mengindikasikan terjadinya separasi aliran pada *upper surface airfoil*. Semakin kecil nilai  $h/c$  distribusi nilai  $C_p$  menjadi konstan lebih cepat (titik separasi menjauhi *trailing edge* ke arah *upper surface airfoil*).

Penambahan sudut  $\alpha$  berdampak pada pergeseran titik stagnasi. Pada distribusi  $C_p$  titik stagnasi ditunjukkan oleh nilai  $C_p = 1$ . Dari gambar 4.12 – 4.15 diketahui semakin besar sudut  $\alpha$ , nilai  $x/c$  untuk  $C_p = 1$  bergeser kekanan (nilai  $x/c$  semakin besar) hal ini menunjukkan bahwa titik stagnasi bergerak menjauhi *leading edge* ke arah *lower surface airfoil*.

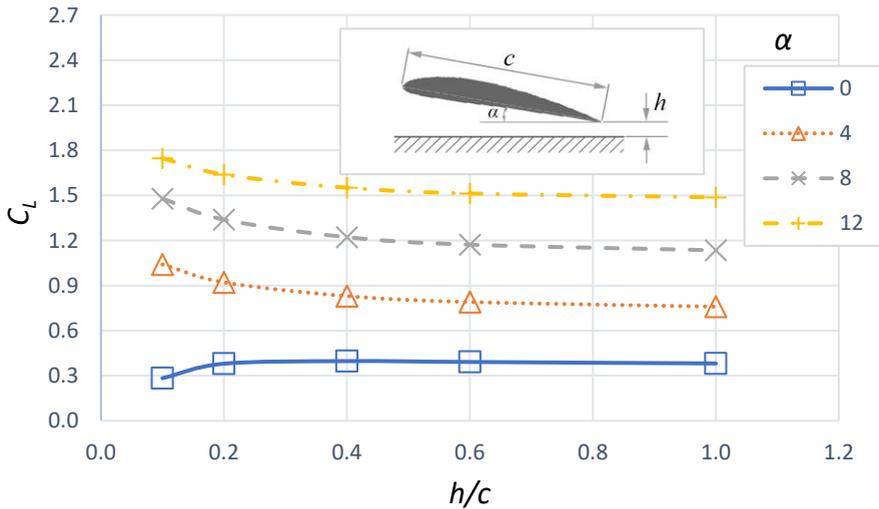
#### 4.2.2 Koefisien Lift ( $C_L$ ) dan Koefisien Drag ( $C_D$ )

Koefisien lift ( $C_L$ ) merupakan bilangan tak berdimensi untuk menunjukkan pengaruh gaya angkat yang terjadi pada *airfoil*, dimana gaya angkat merupakan gaya pada *airfoil* yang arahnya tegak lurus dengan arah *freestream*. Adapun koefisien drag ( $C_D$ ) menunjukkan pengaruh gaya hambat yang terjadi pada *airfoil*, dimana arahnya sejajar melawan arah *freestream*.

Dari tabel 4.1 ditunjukkan bahwa nilai  $C_L$  terbesar diperoleh saat  $h/c = 0.1$  dengan sudut  $\alpha = 12^\circ$ , yaitu  $C_L = 1.7471$ , dan nilai  $C_L$  terkecil diperoleh saat  $h/c = 0.1$  dengan sudut  $\alpha = 0^\circ$ , yaitu  $C_L = 0.2837$ . Sedangkan untuk nilai  $C_D$  terbesar diperoleh saat  $h/c = 0.1$  dengan sudut  $\alpha = 12^\circ$ , yaitu  $C_D = 0.0300$  dan nilai  $C_D$  terkecil diperoleh saat  $h/c = 0.1$  dengan sudut  $\alpha = 0^\circ$ , yaitu  $C_D = 0.0096$ .

Tabel 4.1 Nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ )  $h/c$

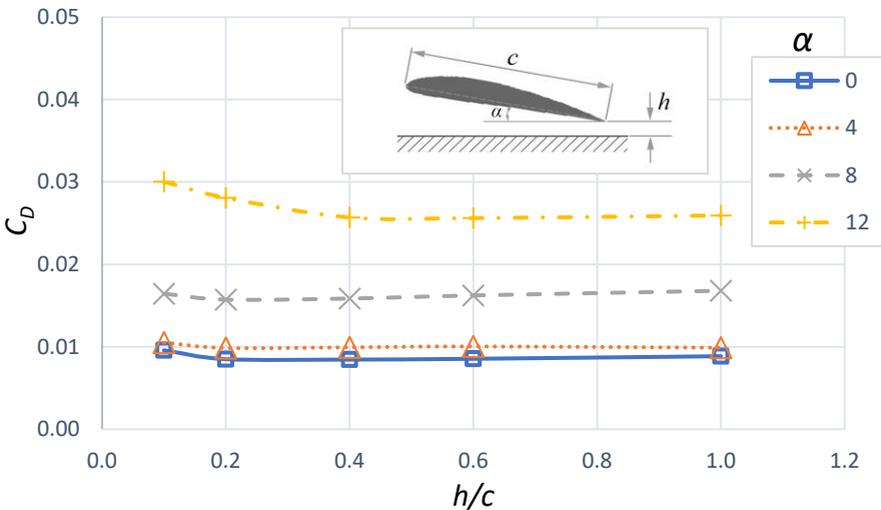
$\alpha$	$h/c = 0.1$		$h/c = 0.2$		$h/c = 0.4$		$h/c = 0.6$		$h/c = 1$	
	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
0	0.2	0.0	0.3	0.0	0.3	0.0	0.3	0.0	0.3	0.0
	837	096	802	085	974	085	918	085	818	089
4	1.0	0.0	0.9	0.0	0.8	0.0	0.7	0.0	0.7	0.0
	406	105	214	099	301	099	907	100	594	099
8	1.4	0.0	1.3	0.0	1.2	0.0	1.1	0.0	1.1	0.0
	784	164	389	157	223	159	722	162	349	168
1	1.7	0.0	1.6	0.0	1.5	0.0	1.5	0.0	1.4	0.0
2	471	300	385	281	512	257	131	256	869	259



Gambar 4.16 Koefisien *lift* ( $C_L$ ) variasi sudut  $\alpha$ , fungsi dari  $h/c$

Dari distribusi koefisien *lift* yang ditunjukkan pada gambar 4.16, untuk  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$  dan  $12^\circ$  dengan nilai  $h/c$  yang sama, penambahan sudut  $\alpha$  berdampak meningkatnya nilai  $C_L$ . Sebagai contoh untuk  $h/c = 1$ , pada  $\alpha = 0^\circ$  diperoleh  $C_L = 0.381$ , pada  $\alpha = 4^\circ$  diperoleh  $C_L = 0.759$ , pada  $\alpha = 8^\circ$  diperoleh  $C_L = 1.1349$ , dan pada  $\alpha = 12^\circ$  diperoleh  $C_L = 1.4869$ .

Saat nilai  $h/c$  diperkecil (jarak *airfoil* ke *ground* di persempit) nilai  $C_L$  perlahan meningkat, perubahan nilai  $C_L$  secara signifikan terjadi pada  $h/c = 0.1$ . Pada  $h/c = 0.1$  terjadi peningkatan nilai  $C_L$  untuk sudut  $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$  dan  $12^\circ$ . Berbeda untuk sudut  $\alpha = 0^\circ$  dimana terjadi penurunan nilai  $C_L$ , hal ini disebabkan adanya kondisi *convergent-divergent* (seperti dijelaskan pada pembahasan  $C_p$ ) sehingga *airfoil* kehilangan gaya angkat.



Gambar 4.17 Koefisien *drag* ( $C_D$ ) variasi sudut  $\alpha$ , fungsi dari  $h/c$

Dari distribusi koefisien *drag* ( $C_D$ ) yang ditunjukkan pada gambar 4.17, Kecenderungan data antara variasi  $h/c$  untuk tiap sudut  $\alpha$  cenderung sama. Pengaruh *ground* terhadap  $C_D$  hanya memiliki efek pada saat *airfoil* sangat dekat dengan *ground* ( $h/c < 0.2$ ), saat nilai  $h/c$  diperbesar distribusi nilai  $C_D$  cenderung konstan. Adapun nilai  $C_D$  yang besar pada  $h/c = 0.1$  disebabkan pengaruh adanya perubahan nilai tekanan yang rendah pada *lower surface airfoil*.

Karakteristik aerodinamika suatu *airfoil* dapat ditunjukkan dari ratio nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) dengan koefisien *drag* ( $C_D$ ), disebut juga *lift-to-drag ratio* ( $L/D$ ). Semakin besar nilai  $L/D$  dari suatu *airfoil* maka performa *airfoil* tersebut semakin baik. Dari tabel 4.2 diketahui bahwa untuk seluruh variasi  $h/c$  nilai  $L/D$

terbesar diperoleh saat sudut  $\alpha = 4^\circ$ , dan terkecil saat sudut  $\alpha = 0^\circ$ . Jika kondisi  $h/c = 1$  dianggap sama seperti *airfoil* pada ketinggian jauh dari *ground*. Maka *ground effect* cukup berpengaruh pada nilai  $L/D$ . Perhatikan table 4.3 untuk  $h/c = 0.1$ , pada sudut  $\alpha = 8^\circ$  diperoleh kenaikan  $L/D = 24.87\%$ . Untuk  $h/c = 0.1$ , pada sudut  $\alpha = 0^\circ$  diperoleh penurunan  $L/D = -45.51\%$ .

Tabel 4.2 Nilai *lift-to-drag ratio* ( $L/D$ ) variasi  $h/c$ , berbagai sudut  $\alpha$

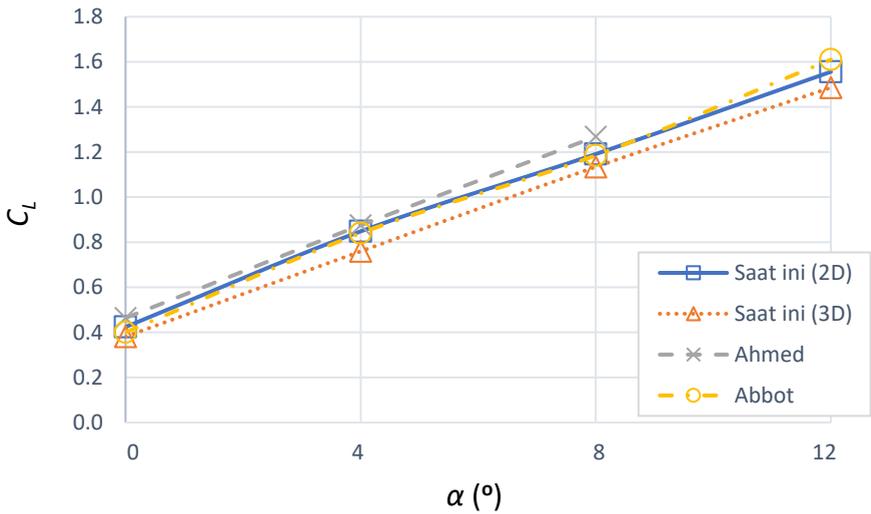
$\alpha$	$L/D$				
	$h/c = 0.1$	$h/c = 0.2$	$h/c = 0.4$	$h/c = 0.6$	$h/c = 1$
0	29.6	44.7	47.0	45.8	43.1
4	99.1	93.5	83.6	78.7	76.8
8	89.9	85.2	77.1	72.2	67.5
12	58.2	58.4	60.3	59.1	57.3

Tabel 4.3 % kenaikan *lift-to-drag ratio* ( $L/D$ ) variasi  $h/c$ , berbagai sudut  $\alpha$  terhadap  $h/c = 1$

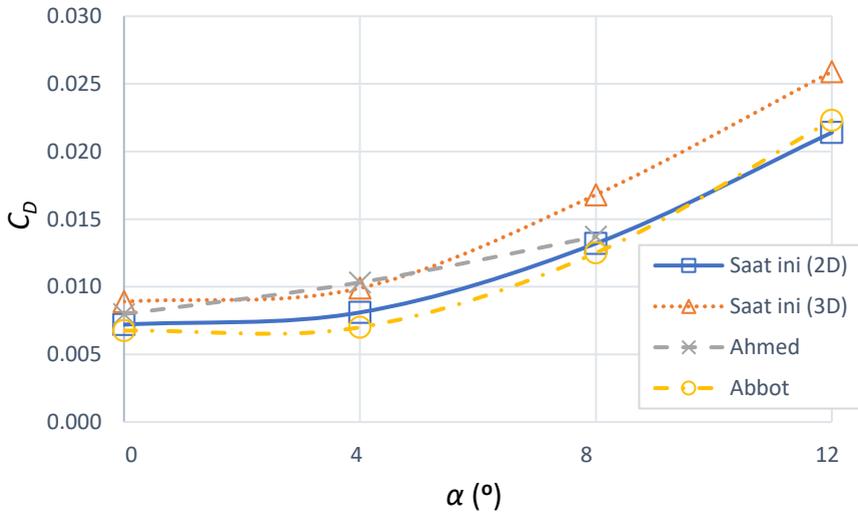
$\alpha$	% $Cl/Cd$ Terhadap $h/c = 1$			
	$h/c = 0.1$	$h/c = 0.2$	$h/c = 0.4$	$h/c = 0.6$
0	-45.51	3.56	8.34	5.98
4	22.47	17.83	8.08	2.45
8	24.87	20.67	12.36	6.46
12	1.47	1.79	5.02	2.96

### 4.3 Komparasi Data

Data yang diperoleh dari hasil simulasi di korelasikan dengan data penelitian terdahulu yang dilakukan oleh (Ahmed, et al., 2007) dan (Abbott dan Doenhoff, 1959). Secara model kondisi simulasi yang sama dengan data eksperimen Ahmed dan Abbot adalah model dua dimensi secara (2D), sebab eksperimen yang dilakukan tidak memperhatikan aspek *wing-tip vorticies*. Komparasi data simulasi yang dikorelasikan adalah  $h/c = 1$ , untuk berbagai sudut  $\alpha$ . gambar 4.16 adalah kompersai koefisen *lift* ( $C_L$ ) dan gambar 4.18 adalah komparasi koefisen *drag* ( $C_D$ ).



Gambar 4.18 Grafik komparasi koefisien *lift* ( $C_L$ ) variasi sudut  $\alpha$ , data simulasi saat ini dengan penelitian terdahulu



Gambar 4.19 Grafik komparasi koefisien *drag* ( $C_D$ ) variasi sudut  $\alpha$ , data simulasi saat ini dengan penelitian terdahulu

Dengan memperhatikan gambar 4.18 dan 4.19, dapat diketahui perbedaan nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) simulasi dua dimensi (2D) dengan penelitian cenderung konstan. Rata-rata *error* untuk nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) simulasi dua dimensi (2D) terhadap data eksperimen Abbot % *Error* = 1.026%, sedangkan untuk Simulasi tiga dimensi (3D) terhadap data eksperimen Abbot % *Error* = 6.58%. Rata-rata *error* untuk nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ) simulasi dua dimensi (2D) terhadap data eksperimen Abbot % *Error* = 5.98%, sedangkan untuk Simulasi tiga dimensi (3D) terhadap data eksperimen Abbot % *Error* = 30.95%. Penurunan kenaikan koefisien *drag* ( $C_D$ ) pada model tiga dimensi (3D) dianggap kerugian akibat pengaruh aliran tiga dimensi yang terjadi. Nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) yang dikomparasi dapat dilihat pada table 4.4.

Tabel 4.4 Komparasi data koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ )

$\alpha$	Koefisien lift ( $C_L$ )				Koefisien drag ( $C_D$ )			
	2D	3D	Ahmed	Abbot	2D	3D	Ahmed	Abbot
0°	0.424	0.381	0.464	0.4	0.0072	0.0089	0.0079	0.0068
4°	0.848	0.759	0.875	0.84	0.0081	0.0099	0.0103	0.0070
8°	1.191	1.134	1.268	1.18	0.0132	0.0168	0.0137	0.0125
12°	1.336	1.486	-	1.49	0.0214	0.0259	-	0.0223

## BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Kesimpulan dari simulasi numerik *airfoil* NACA 4412 pada  $Re = 3.0 \times 10^5$  rasio *ground proximity* ( $h/c$ ) = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 1 dan *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $12^\circ$ , yaitu:

1. Pengaruh *ground effect* mengakibatkan peningkatan nilai  $C_p$  baik pada *lower* maupun *upper surface airfoil*. Sedangkan memperbesar sudut  $\alpha$ , berpengaruh terhadap terjadinya peningkatan nilai  $C_p$  pada *lower surface airfoil* dan penurunan nilai  $C_p$  pada *upper surface airfoil*.
2. Pengaruh *ground effect* pada  $h/c = 0.1$  untuk  $\alpha = 0^\circ$  mengakibatkan terjadi efek hisap (*suction effect*) yang kuat, dimana diperoleh nilai  $C_p$  negatif pada *lower surface airfoil*. Hal ini disebabkan terbentuknya area *convergent-divergent* antara *airfoil* dengan *ground*, dimana bagian terdekat antara *airfoil* dengan *ground* membentuk *vena contracta* yang berdampak terhadap penurunan koefisien *lift* ( $C_L$ ) secara signifikan. Hal ini mengakibatkan penurunan performa *airfoil* sebesar  $L/D = -45.51\%$ .
3. Pengaruh *ground effect* untuk  $\alpha = 4^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $12^\circ$  mengakibatkan kenaikan tekanan dan penurunan kecepatan pada *lower surface airfoil*, dimana struktur *streamline* meregang (seperti daerah *convergent* suatu *nozzle*) sehingga meningkatkan nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ). Nilai  $L/D$  terbesar diperoleh untuk sudut  $\alpha = 8^\circ$  saat *ground proximity* ( $h/c=0.1$ ) dimana kenaikan performa *airfoil* sebesar  $L/D = 24.87\%$ .
4. Pengaruh *ground effect* dan penambahan sudut  $\alpha$ , mengakibatkan bergesernya titik stagnasi mendekati *leading edge* pada *lower surface airfoil*. Pergerakan titik stagnasi secara signifikan hanya terlihat pada sudut  $\alpha = 8^\circ$  dan  $12^\circ$ .
5. Pengaruh *ground effect* dan penambahan sudut  $\alpha$ , mengakibatkan percepatan separasi aliran dan pembesaran area *wake*. *Wake* yang terjadi hanya terlihat pada  $\alpha = 8^\circ$  dan  $12^\circ$ , dimana saat  $h/c$  diperkecil separasi aliran akan terjadi lebih cepat, dan area *wake* besar. Hal ini mengakibatkan nilai

koefisien *drag* ( $C_D$ ) bernilai besar pada *ground clearance* rendah.

6. Pengaruh *ground effect* tidak mengakibatkan pengecilan ukuran *wing-tip vortices*. Pada  $h/c = 0.1$  perkembangan *wing-tip vortices* bergerak menjauhi *wing-tip* keluar area *span*, pengaruh *ground effect* mengakibatkan bentuk *vortex* yang tidak bulat sempurna.

## 5.2 Saran

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

1. Melakukan studi eksperimen dengan memperhatikan pengaruh *wing-tip vortices*.
2. Melakukan studi numerik dengan pemodelan turbulensi yang berbeda.
3. Melakukan studi numerik dengan menggunakan metode *unsteady*.

## DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, I. H., dan Doenhoff, A. E. V., 1959. *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*, 1<sup>st</sup> ed., Dover Publication, Inc, New York.
- Ahmed, M. R., Takasaki, T., dan Kohama, Y., 2007. Aerodynamics of a NACA4412 Airfoil in Ground Effect, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 1.
- Anderson, J. D., Jr., 2016. *Fundamentals of Aerodynamics*, 6th ed., McGraw–Hill, New York.
- Bertin, J. J. dan Cummings, R. M., 2009. *Aerodynamics for Engineers*, 5<sup>th</sup> ed., Pearson–Prentice Hall, New Jersey.
- Fox, R.W., McDonald, A.T., dan Pritchard, P.J., 2011. *Introduction to Fluid Mechanics*, 8th ed., John Wiley and Sons, New Jersey.
- Munson, B. R., Young, D. F., Okiishi, T. H., dan Huebsch W. H., 2013. *Fundamentals of Fluid Mechanics*, 7<sup>th</sup> ed., John Wiley & Sons, Inc, New Jersey.
- Ranzenbach, R., dan Barlow, J. B., 1995. *Cambered Airfoil in Ground Effect: Wind Tunnel and Road Conditions*, AIAA Paper 95-1909.
- Rozhdstvensky, K. V., 2000. *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, 1st ed., Springer–Verlag, New York.
- Qu, Q., Jia, X., Wang, W., Liu, P., Agarwal, R.K., 2014. *Numerical Study of the Aerodynamics of a NACA 4412 Airfoil in Dynamic Ground Effect*, Aerospace Science and Technology.
- Wells, J. 2009. *Effects of Turbulence Modeling on RANS Simulations of Tip Vortices*. Faculty of Virginia Polytechnic Institute and State University.
- Zerihan, J., dan Zhang, X., A., 2001. *Single Element Wing in Ground Effect: Comparisons of Experiments and Computation*, 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, AIAA Paper 2001-0423.

## BIODATA PENULIS



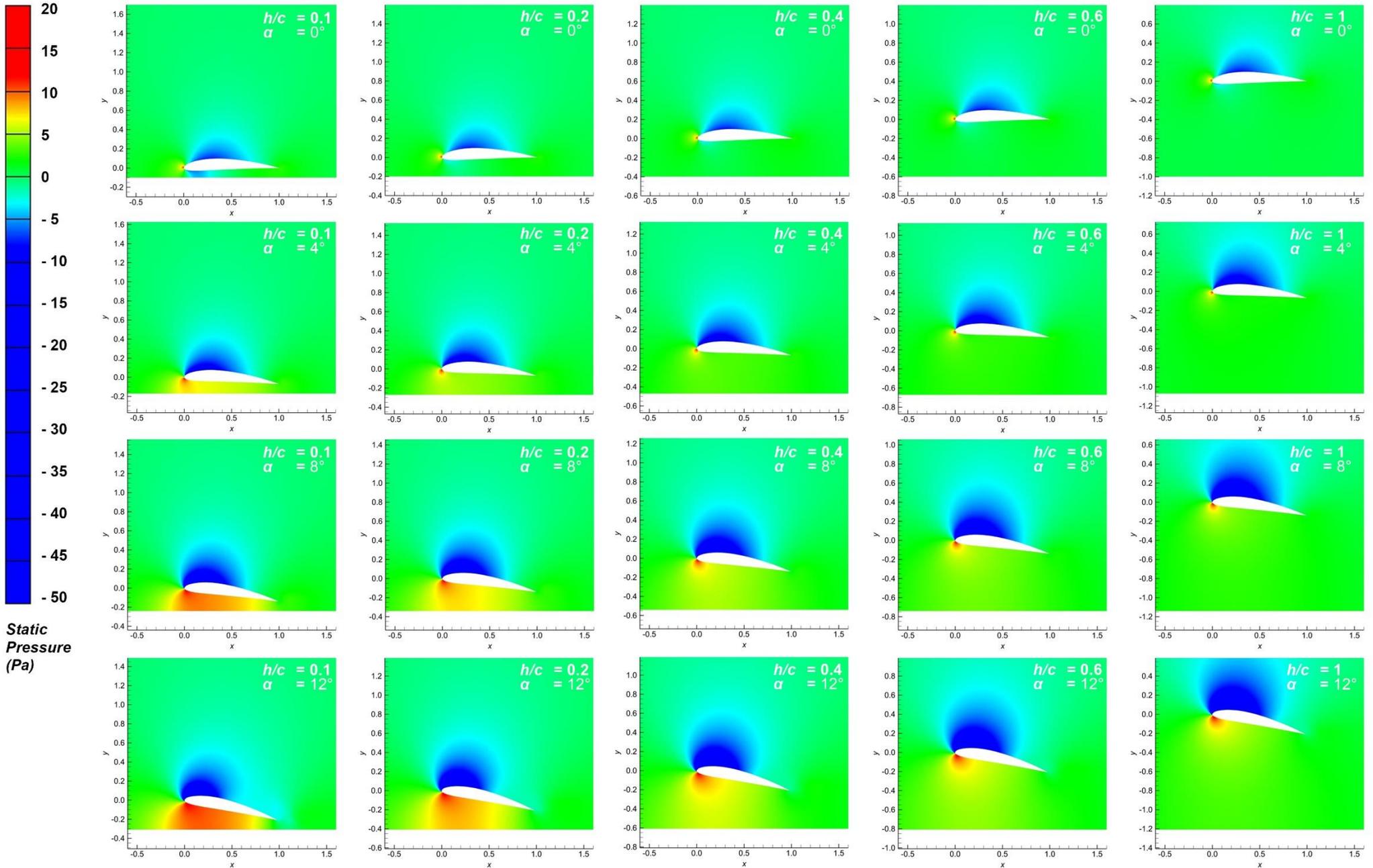
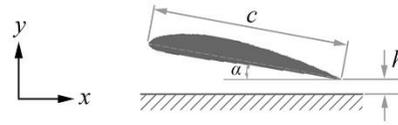
Mohammad Nuril Fuad, lahir di Madura pada tanggal 19 Desember 1994, merupakan anak pertama dari lima bersaudara pasangan Hadyo Poernomo dan Isrifah. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu SDIT Fitrah Insani (2001-2007), SMPN 2 Ngamprah (2007-2010), SMA Alfa Centauri Bandung (2010-2013). D3 Teknik Mesin ITS (2013-2016) bidang keahlian Konversi Energi. Pada tahun 2016 Penulis mengikuti program lintas jalur (LJ) Sarjana di Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri (FTI), Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya dan terdaftar sebagai mahasiswa dengan NRP 02111645000044.

Selama duduk di bangku kuliah penulis aktif mengikuti organisasi dan kegiatan baik di bidang akademik maupun non akademik, yaitu menjadi Koordinator Laboratorium Metallurgi D3 Teknik Mesin (2015-2016), Divisi Media dan Sponsorship Team Mobil Listrik Nogogeni ITS (2015-2016), Sekertaris Umum UKM Tae Kwon Do ITS (2014-2015), Ketua Forkom Pers Mahasiswa Fakultas Teknologi Industri ITS (2014-2015), dan staff Komunikasi dan Informasi HMDM FTI ITS (2014-2015).

Selain mengikuti organisasi dan kegiatan, penulis aktif mengikuti pelatihan keprofesian dan pengembangan diri. Pelatihan intra kampus yang pernah diikuti penulis yaitu LKMM Pra-TD FTI ITS, LKMM TD HMDM FTI ITS, PJTD HMDM FTI ITS, dan PJTL FTI ITS, sedangkan pelatihan keahlian yang pernah diikuti yaitu *Autodesk AutoCAD* 2010 (Basic), ISO 9001, dan OHSAS 18001.

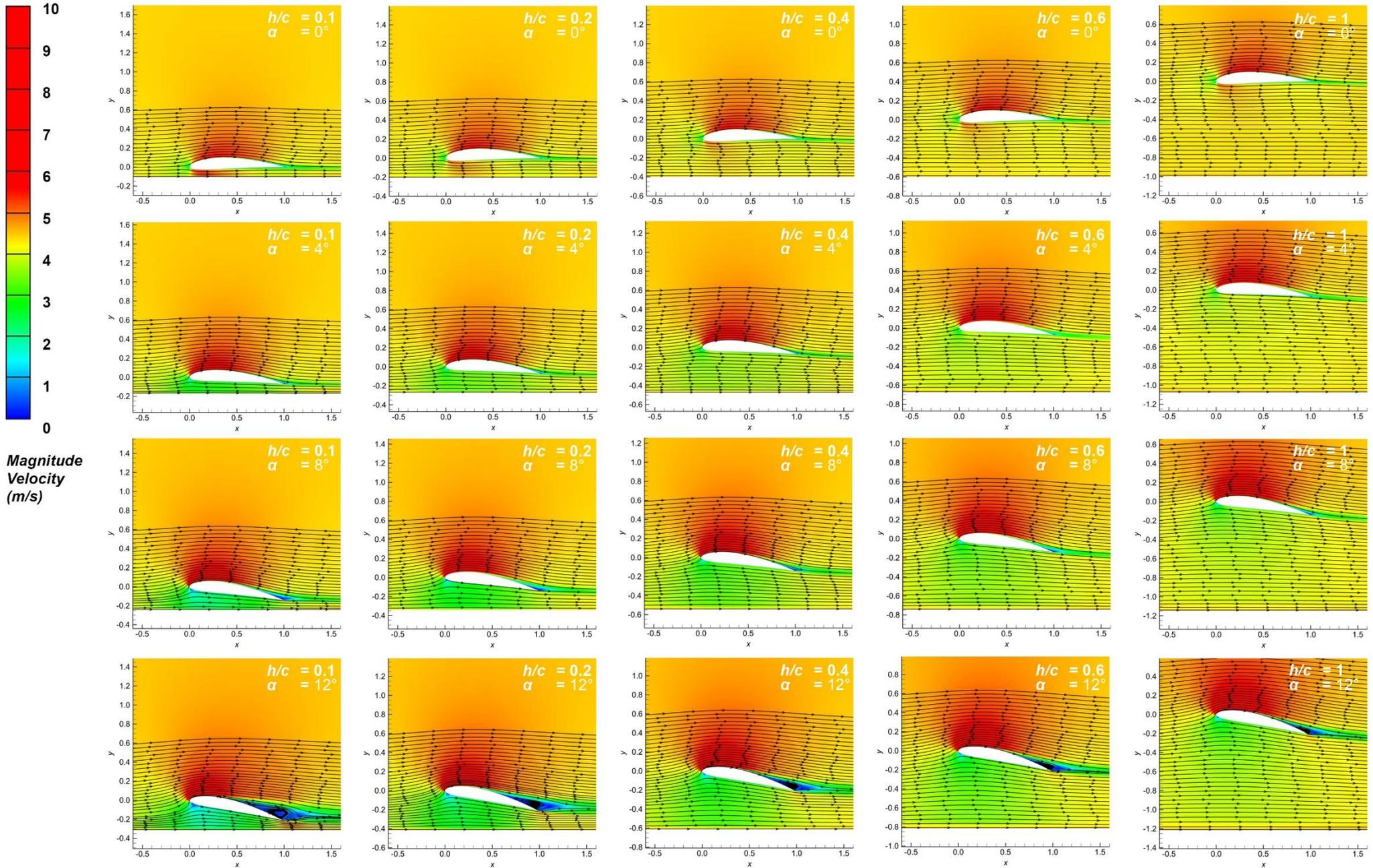
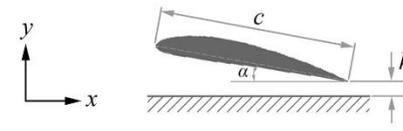
# Lampiran 1

Kontur tekanan di sekitar *mid-span* airfoil untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ )



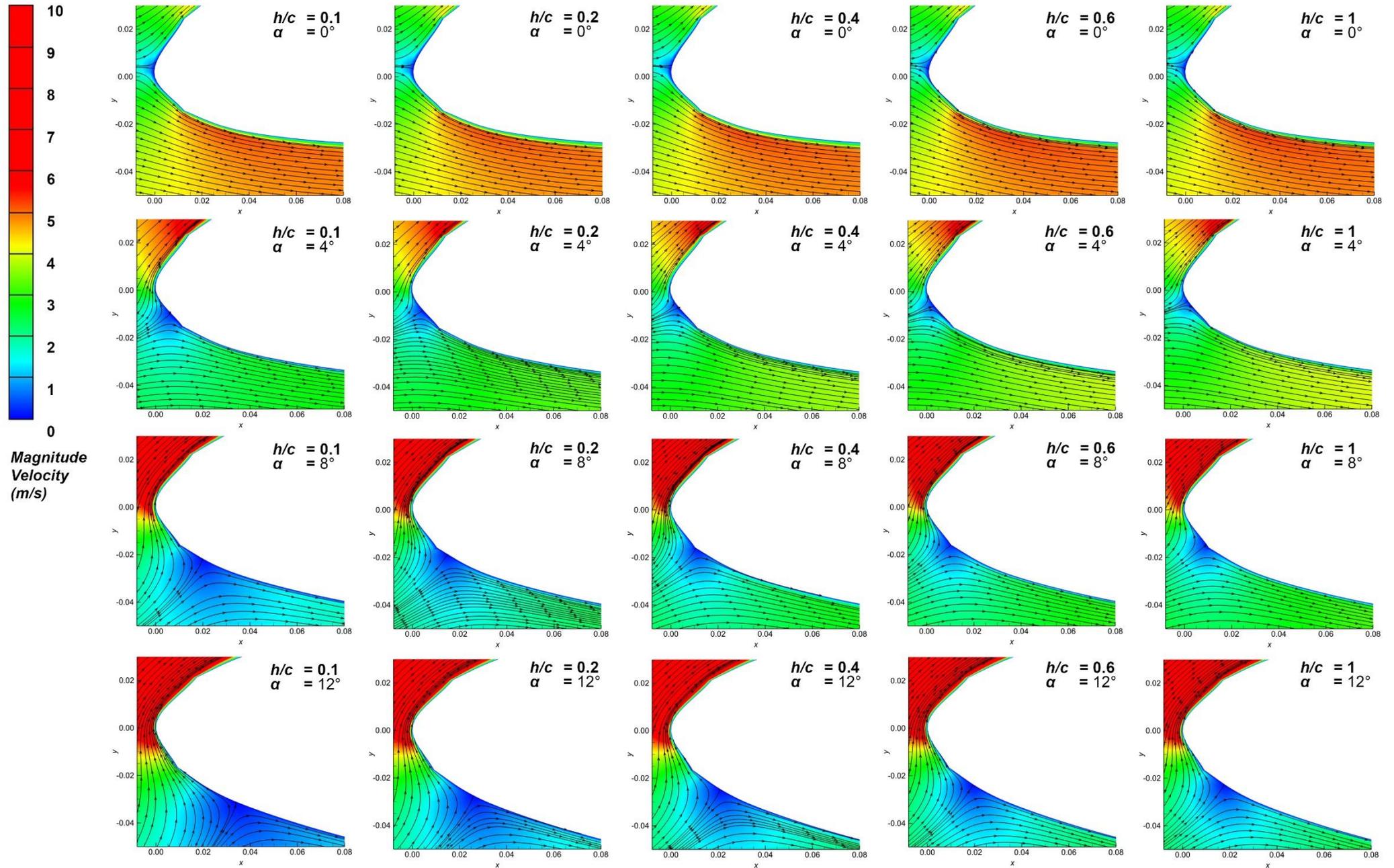
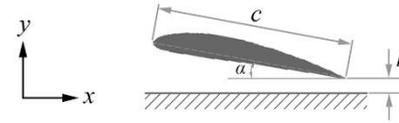
## Lampiran 2

Kontur kecepatan di sekitar *mid-span airfoil* untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ ). *Pathline* yang diperlihatkan merupakan resultan kecepatan kearah sumbu  $x$  dan sumbu  $y$ .



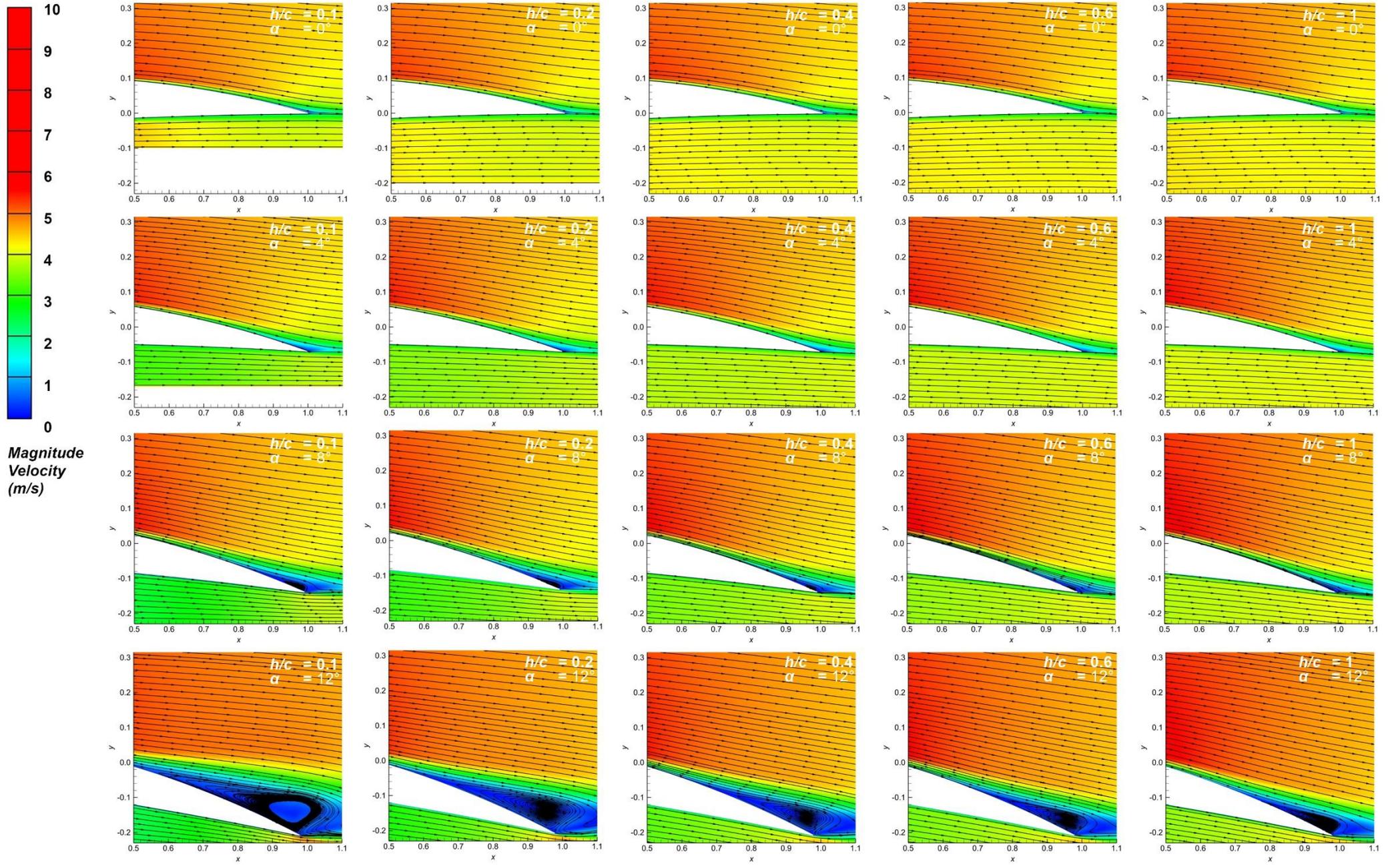
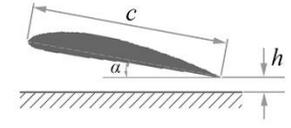
### Lampiran 3

Prediksi lokasi *stagnation point* di sekitar *mid-span airfoil* untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ ). *Pathline* yang diperlihatkan merupakan resultan kecepatan kearah sumbu  $x$  dan sumbu  $y$ .



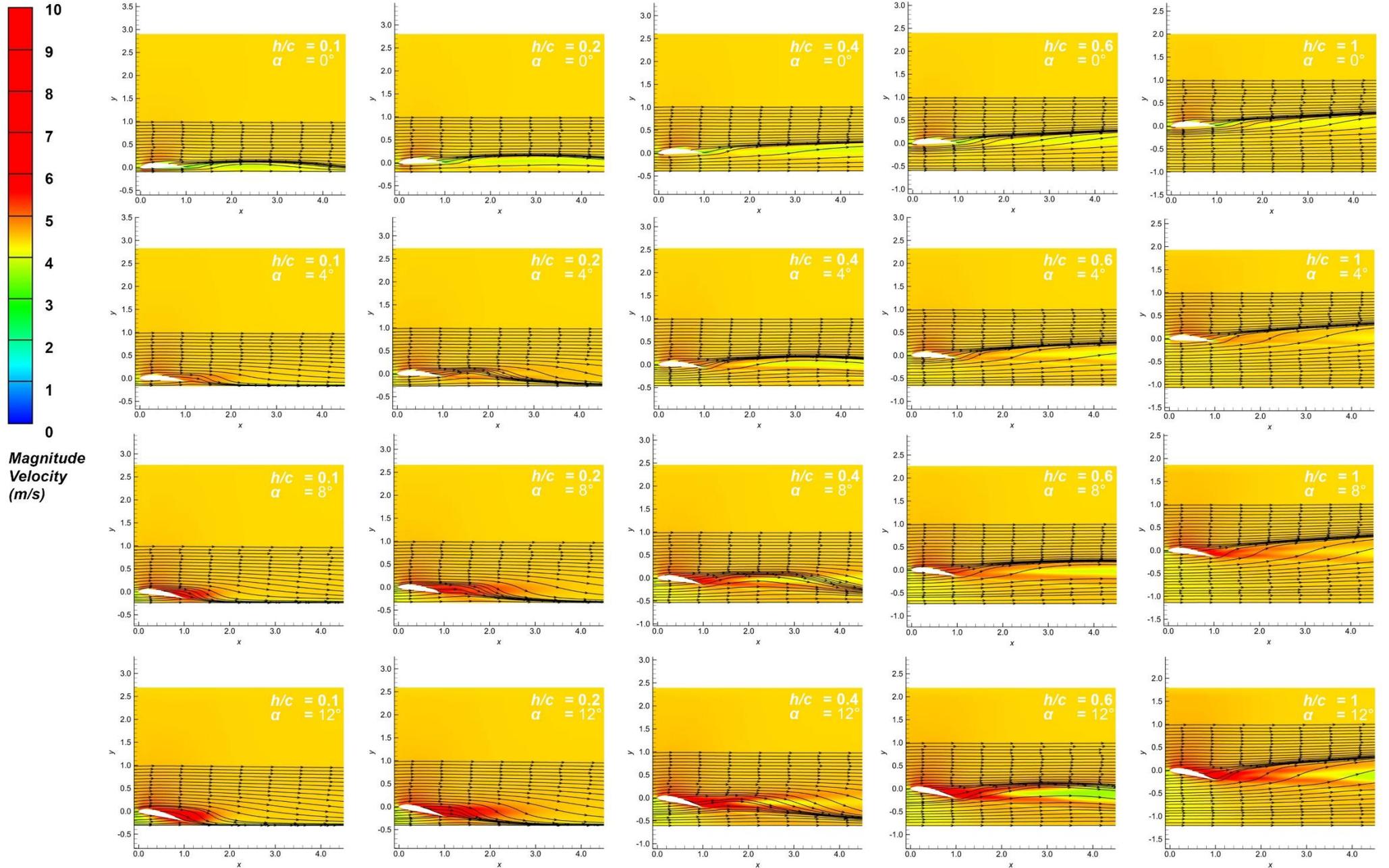
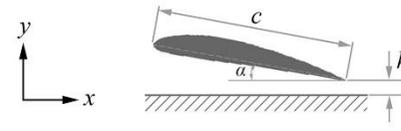
## Lampiran 4

Prediksi lokasi *separation point* di sekitar *mid-span airfoil* untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ ). *Pathline* yang diperlihatkan merupakan resultan kecepatan ke arah sumbu  $x$  dan sumbu  $y$ .



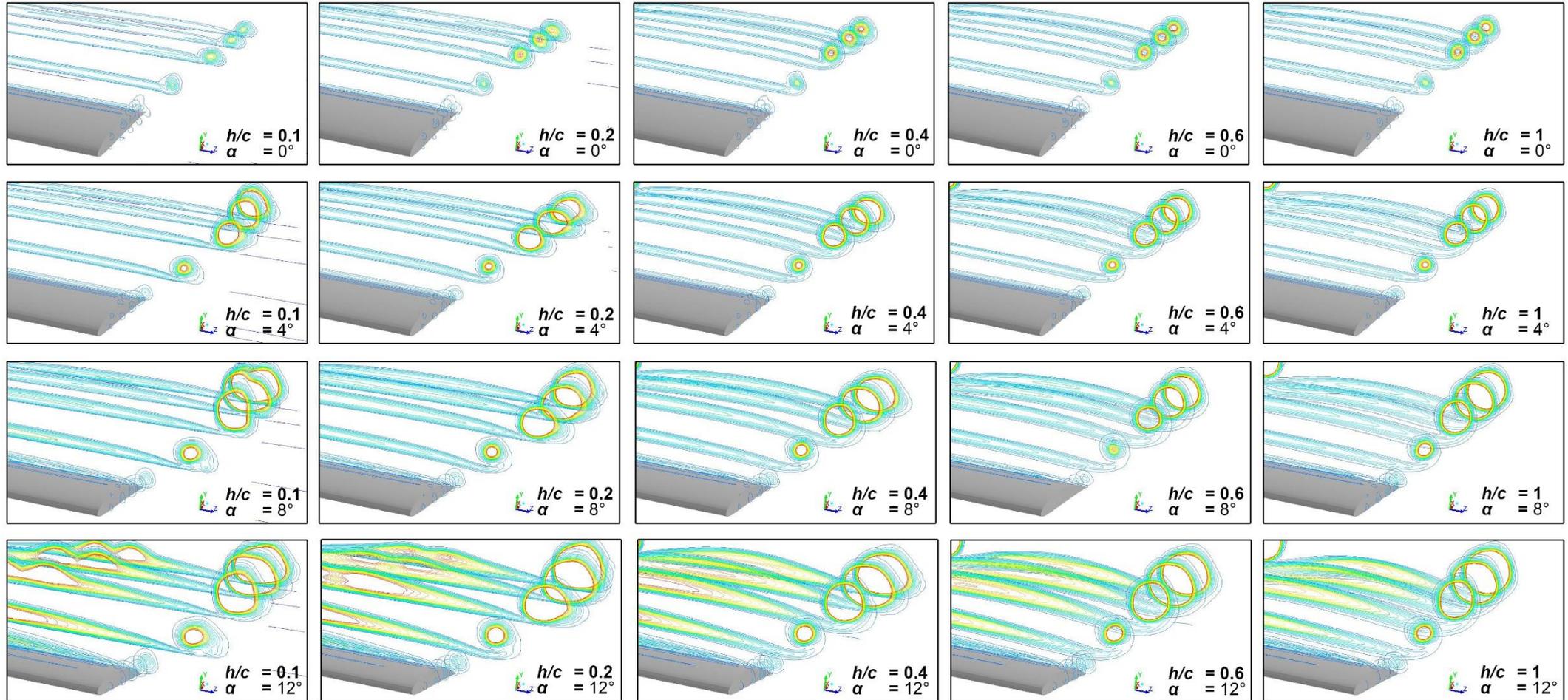
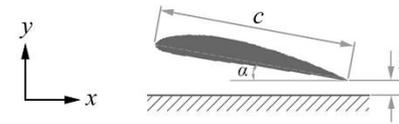
## Lampiran 5

Kontur kecepatan di sekitar *wing-tip airfoil* untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ ). *Pathline* yang diperlihatkan merupakan resultan kecepatan kearah sumbu  $x$  dan sumbu  $y$ .



## Lampiran 6

Perkembangan area *wing-tip vortices* pada *wing* untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ )



## Lampiran 7

Kontur *modified turbulent viscosity* pada *outlet domain* ( $x = 8$ ) untuk berbagai *angle of attack* ( $\alpha$ ) dan *ground proximity* ( $h/c$ ) *pathline* yang ditunjukkan merupakan resultan kecepatan kearah sumbu  $z$  dan sumbu  $y$

