



ITS
Institut
Teknologi
Sepuluh Nopember

TUGAS AKHIR – TM184835

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI MELEWATI *AIRFOIL NACA 4412* DENGAN
BACKWARD SWEEP ANGLE (λ) 0° , 15° DAN 30° PADA
HIGH WING ARRANGEMENT.**

ISTIHADI IRAWAN
NRP. 0211154000098

DOSEN PEMBIMBING
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D.

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020



TUGAS AKHIR – TM184835

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI MELEWATI *AIRFOIL NACA 4412* DENGAN
BACKWARD SWEPT ANGLE (λ) 0° , 15° DAN 30° PADA
HIGH WING ARRANGEMENT.**

ISTIHADI IRAWAN
NRP. 0211154000098

DOSEN PEMBIMBING
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D.

PROGRAM SARJANA
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya, 2020



FINAL PROJECT – TM184835

**NUMERICAL STUDY OF THREE DIMENSIONAL
FLOW CHARACTERISTICS AROUND NACA 4412
AIRFOIL WITH BACKWARD SWEPT ANGLE (λ) OF 0° ,
 15° , AND 30° FOR HIGH WING ARRANGEMENT.**

ISTIHADI IRAWAN
NRP. 0211154000098

SUPERVISOR
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D.

UNDERGRADUATE PROGRAM
MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Faculty of Industrial Technology and System Engineering
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya, 2020

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELEWATI
AIRFOIL NACA 4412 DENGAN BACKWARD SWEEPED ANGLE (α) 0° , 15° DAN 30°
PADA HIGH WING ARRANGEMENT.**

TUGAS AKHIR



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

Oleh :

ISTIHADI IRAWAN

NRP. 02111540000098

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. **Prof. Ir. Sutardi, M.Eng. Ph.D**
NIP. 196412281990031002

(Pembimbing)
2. **Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko**
NIP. 196010041986011001

(Penguji I)
3. **Vivien Suphandani, ST, M.Eng, Ph.D.**
NIP. 198105292003122001

(Penguji II)
4. **Ir. Nur Ikhwan M.Eng.Sc**
NIP. 196709151995121001

(Penguji III)

**SURABAYA
Januari 2020**

STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELEWATI AIRFOIL NACA 4412 DENGAN BACKWARD SWEEP ANGLE (Λ) 0° , 15° DAN 30° PADA HIGH WING ARRANGEMENT.

Nama Mahasiswa : Istihadi Irawan
NRP : 0211154000098
Departemen : Teknik Mesin FTIRS-ITS
Dosen Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

ABSTRAK

Sayap pesawat memiliki potongan melintang berbentuk *airfoil*. Bentuk inilah yang dapat membangkitkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat akibat adanya perbedaan tekanan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari *airfoil*. Perbandingan antara koefisien gaya angkat dan gaya hambat (C_L/C_D) merupakan salah satu faktor yang menentukan performansi dari *airfoil*. Peningkatan performansi *airfoil* dapat dilakukan dengan berbagai cara, antara lain yaitu mengubah sudut kemiringan pada rentangan *airfoil* (*swept angle*) dan mengubah posisi pemasangan sayap (*wing arrangement*) terhadap *fuselage*.

Metode yang digunakan pada studi ini adalah simulasi numerik tiga dimensi dengan menggunakan perangkat lunak *Ansys Fluent*. Benda uji berupa *airfoil* NACA 4412 dengan panjang *chord* 100 cm, *aspect ratio* (*AR*) sebesar 5 dan posisi penempatan sayap berada diatas terhadap *fuselage* (*high wing arrangement*). *Swept angle* (Λ) berupa *backward* dengan variasi sudut = 0° (*unswept*), 15° dan 30° serta sudut serang dijaga konstan ($\alpha = 0^\circ$). Simulasi ini menggunakan *turbulence model k- ω SST*. Fluida kerja merupakan udara yang mengalir dengan bilangan *Reynolds* (Re) = 1×10^6 pada kondisi *steady*.

Hasil yang didapatkan dari penelitian ini, yaitu fenomena aliran di sekitar *airfoil* dan performa aerodinamika. Performa terbaik berdasarkan rasio C_L/C_D pada *high wing arrangement*

terjadi pada *airfoil* dengan *swept angle* $A = 30^\circ$ dengan nilai 18.49. Penambahan *swept angle* mampu menurunkan tekanan di daerah *leading edge*, namun tekanan pada *upper surface* mengalami kenaikan. Hal tersebut yang menyebabkan nilai C_L dan C_D menurun meskipun performanya mengalami peningkatan seiring dengan bertambahnya *swept angle*.

Kata kunci : *airfoil*, NACA 4412, *backward swept angle*, *high wing arrangement*.

NUMERICAL STUDY OF THREE DIMENSIONAL FLOW CHARACTERISTICS AROUND NACA 4412 AIRFOIL WITH BACKWARD SWEEP ANGLE (Λ) OF 0° , 15° , AND 30° FOR HIGH WING ARRANGEMENT.

Name : Istihadi Irawan
NRP : 0211154000098
Department : Mechanical Engineering
Supervisor : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, PhD.

ABSTRACT

The cross section of aircraft wings are shaped as airfoil which generates lift on the aircraft due to the difference in fluid pressure flowing on the upper and lower surface of the airfoil. The comparison between lift force coefficient and drag force coefficient (C_L/C_D) is one of the factors that determine the performance of the airfoil. Improvements in airfoil performance can be done in various ways, such as changing the swept angle (Λ) and changing the wing arrangement relative to the fuselage.

The method used in this study is a three-dimensional numerical simulation using the Ansys Fluent software. The specimen is an airfoil NACA 4412 with a chord length of 100 cm, aspect ratio (AR) of 5 and high wing arrangement. The swept angle (Λ) is backward with a variation of angle = 0° (unswept), 15° and 30° and the angle of attack is kept constant ($\alpha = 0^\circ$). This simulation uses $k-\omega$ SST turbulence model. The working fluid is the air flowing with Reynolds number (Re) = 1×10^6 with steady flow condition.

The results obtained from this research are the phenomenon of flow around the airfoil and aerodynamic performance. The addition of swept angle reduces the pressure at the leading-edge region and increases the pressure on the upper surface. This causes C_L and C_D values to decrease even though the

performance increase. The best performance based on C_L/C_D ratio occurs at swept angle $\Lambda = 30^\circ$ with the value of 18.49.

Keywords : airfoil, NACA 4412, backward swept angle, high wing arrangement.

KATA PENGANTAR

Segala Puji dan Syukur penulis curahkan kepada Allah SWT, karena atas limpahan rahmat dan karunia-Nya sehingga tugas akhir dengan judul **STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELEWATI AIRFOIL NACA 4412 DENGAN BACKWARD SWEPT ANGLE (α) 0° , 15° DAN 30° PADA HIGH WING ARRANGEMENT** ini dapat terselesaikan. Penulis sangat menyadari bahwa keberhasilan dalam penulisan tugas akhir ini tak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Melalui kesempatan ini penulis ingin menyampaikan ucapan terima kasih kepada pihak-pihak yang telah banyak membantu dan mendukung baik secara moril maupun materil dalam proses penyelesaian tugas akhir ini, antara lain:

1. Bapak Prof. Ir. Sutardi, M.Eng. Ph.D, selaku dosen pembimbing tugas akhir yang selalu memberikan saran, motivasi, dan ilmu-ilmu yang sangat bermanfaat bagi penulis.
2. Bapak Dr. Ir. Atok Setiawan, M.Eng.Sc selaku Kepala Departemen dan seluruh dosen-dosen teknik mesin FTIRS-ITS yang telah memberikan kuliah dan ilmu yang berkaitan dengan tugas akhir ini.
3. Ibu Vivien Suphandani, ST, M.Eng, PhD., Bapak Prof. Dr. Ir. Triyogi Yuwono DEA., Bapak Ir. Nur Ikhwan M.Eng.Sc dan Bapak Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko selaku dosen penguji yang telah memberikan kritik dan saran-saran tentang tugas akhir ini.
4. Bapak dan Ibu, Nasijan dan Musonah serta Kakak, Beni Indra Wibowo dan seluruh keluarga besar penulis yang telah memberikan kasih sayang, doa, semangat dan dukungan hingga penulis bisa menyelesaikan tugas akhir ini.
5. Rekan tugas akhir penulis, Wahyu Indra Dwi Hartanto, Nuri Deza Auliya Amri dan Muhammad Zaini Ma'ruf

- yang selalu memberikan dukungan dan kerja sama serta keluh kesah dalam proses penyelesaian tugas akhir ini.
6. Saudara Luki, Wijdan, Hasan, dan saudari Intan serta Titan yang mau mendengarkan keluh kesah serta memberikan saran dan semangat untuk menyelesaikan tugas akhir ini.
 7. Teman-teman Lab. Mekanika Fluida, yang telah memberikan warna dan cerita kehidupan di semester akhir penulis.
 8. Seluruh keluarga besar Hublu HMM yang telah memberikan semangat, pelajaran dan pengalaman yang tak terlupakan.
 9. Seluruh keluarga besar Ash-Shaff yang telah memberikan semangat, pelajaran dan pengalaman yang tak terlupakan.
 10. Segenap teman–teman angkatan 2015 teknik mesin ITS (M58) yang selalu membantu, memberikan semangat kepada penulis.

Penulis menyadari masih banyak kekurangan dalam penyusunan tugas akhir ini oleh karena itu saran dan masukan dari semua pihak sangat penulis harapkan. Penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangsih bagi perkembangan ilmu pengetahuan.

Surabaya, Januari 2020

Penulis

DAFTAR ISI

ABSTRAK	i
ABSTRACT	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	ix
DAFTAR TABEL	xi
BAB I	
PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	2
1.3 Tujuan	3
1.4 Batasan Masalah	4
1.5 Hipotesa Penelitian	4
BAB II	
DASAR TEORI	5
2.1 Airfoil	5
2.2 Swept Wing	9
2.3 High Wing Arrangement	12
2.4 Pressure Coefficient (C_p)	14
2.5 Lift Coefficient and Drag Coefficient	15
2.6 Boundary Layer	17
2.7 Pola Dasar Aliran Tiga Dimensi	18
2.8 Computational Fluid Dynamics (CFD)	19
2.9 Penelitian Terdahulu	21
2.9.1 Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi di Sekitar Airfoil NACA 0012 Dengan Backward Swept Angle (A) 0°, 15°, Dan 30°	21
2.9.2 Computational Study of Aerodynamic Flow over NACA 4412 Airfoil	22
2.9.3 Aerodynamic Optimization of Near-future High-wing Aircraft	23

BAB III

METODE PENELITIAN	27
3.1. <i>Pre-Processing</i>.....	27
3.1.1. Geometri Benda Uji	27
3.1.2. <i>Boundary Conditions</i>	28
3.1.2 <i>Meshing</i>	29
3.2. <i>Solver</i>	30
3.2.1. <i>Models</i>	30
3.2.2. <i>Material</i>	30
3.2.3. <i>Solution</i>	30
3.2.4. <i>Initialize</i>	30
3.2.5. <i>Residual</i>	30
3.3. <i>Post processing</i>	30
3.4. <i>Grid Independency Test</i>	31

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN	33
4.1 <i>Grid Independency Test</i>	33
4.2 Performa Aerodinamika.....	34
4.3 Koefisien tekanan (C_p).....	36
4.5 Fenomena aliran pada span <i>airfoil</i>	41
4.6 <i>Velocity magnitude</i> pada <i>trailing edge airfoil</i> dengan vector kecepatan y-z.....	46
4.7 <i>Turbulent Kinetic Energy</i> pada <i>trailing edge</i> <i>airfoil</i>	49
4.8 Fenomena Aliran Pada <i>Upper Surface</i> dan <i>Lower Surface Airfoil</i>.....	52
4.9 Distribusi <i>Coefficient Lift</i> (C_L) sepanjang <i>span</i>	55

BAB V

PENUTUP	57
5.1 Kesimpulan	57
5.2 Saran	57
DAFTAR PUSTAKA	59
BIODATA PENULIS	61

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1. Parameter geometri <i>airfoil</i>	5
Gambar 2. 2. Resultan gaya pada <i>airfoil</i>	6
Gambar 2. 3. Grafik <i>section C_L</i> terhadap <i>angle of attack</i>	7
Gambar 2. 4. Grafik <i>section C_D</i> terhadap <i>C_L</i> dari <i>airfoil</i> NACA 4412	8
Gambar 2. 5. Berbagai sayap dengan <i>swept angle</i>	9
Gambar 2. 6. Pengaruh <i>swept angle</i> terhadap aliran datang.....	10
Gambar 2. 7. Efek <i>swept angle</i> terhadap distribusi <i>lift coefficient</i>	11
Gambar 2. 8. Jenis-jenis <i>wing arrangement</i>	12
Gambar 2. 9. Tipikal distribusi tekanan pada <i>airfoil</i>	15
Gambar 2. 10. Gaya normal dan gaya geser pada elemen kecil permukaan benda	16
Gambar 2. 11. Perkembangan <i>boundary layer</i> pada <i>airfoil</i>	17
Gambar 2. 12. Terbentuknya aliran tiga dimensi	18
Gambar 2. 13. <i>Streamline</i> dengan kontur kecepatan pada <i>upper surface</i> dan $\alpha = 8^\circ$	21
Gambar 2. 14. Grafik koefisien <i>lift</i> terhadap <i>angle of attack</i> dan bilangan Reynolds	23
Gambar 2. 15. Grafik koefisien <i>drag</i> terhadap <i>angle of attack</i> dan bilangan Reynolds	23
Gambar 2. 16. Geometri optimasi <i>fuselage upper surface</i>	24
Gambar 2. 17. Distribusi <i>lift spanwise</i>	24
Gambar 3. 1. Proyeksi isometri geometri benda uji.	28
Gambar 3. 2. Geometri dan dimensi benda uji.	28
Gambar 3. 3. Boundary condition.	28
Gambar 3. 4. Meshing benda uji.	29
Gambar 4. 1. Skema bidang pengambilan data distribusi tekanan.	36
Gambar 4. 2. Grafik <i>C_p</i> terhadap <i>x/c</i> dari berbagai posisi pada <i>z/s</i>	39

Gambar 4. 3. Grafik C_p terhadap x/c dari berbagai variasi	41
Gambar 4. 4. Skema bidang pengambilan kontur kecepatan	42
Gambar 4. 5. Kontur kecepatan, <i>streamline</i> aliran, dan kontur tekanan <i>airfoil</i> NACA 4412 pada <i>midspan</i>	44
Gambar 4. 6. Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada <i>tip airfoil</i> ..	45
Gambar 4. 7. Skema bidang pengambilan data aliran pada.....	46
Gambar 4. 8. Kontur kecepatan dan vektor kecepatan y-z tepat pada <i>trailing edge airfoil</i>	47
Gambar 4. 9. Kontur kecepatan dan vektor kecepatan y-z pada <i>wall body junction</i>	48
Gambar 4. 10. Skema bidang pengambilan data <i>turbulent kinetic energy</i>	50
Gambar 4. 11. <i>Turbulent kinetic energy</i> tepat pada <i>trailing edge airfoil</i>	51
Gambar 4. 12. Skema bidang pengambilan data aliran pada <i>upper surface</i>	52
Gambar 4. 13. Kontur kecepatan pada <i>upper surface</i> (a) dan pada <i>lower surface</i> (b).....	53
Gambar 4. 14. Distribusi C_L sepanjang <i>span</i> dengan variasi <i>backward swept angle</i> (Δ).	55

DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1. Rangkuman penelitian terdahulu.....	25
Tabel 4. 1. Hasil uji grid independency.....	34
Tabel 4. 2. Performa aerodinamika NACA 4412.	35

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang merupakan alat transportasi yang umum digunakan pada saat ini. Alat transportasi ini dipilih karena memiliki kemampuan untuk memindahkan benda dari suatu tempat ke tempat yang lain dengan waktu jelajah yang singkat pada jarak lintasan yang jauh. Kemampuan ini didukung oleh komponen-komponen utama, salah satunya yaitu sayap yang didesain sedemikian rupa dengan memperhatikan aspek-aspek aerodinamika. Hal ini yang dapat membangkitkan gaya angkat pada pesawat sehingga bisa terbang.

Sayap pesawat memiliki potongan melintang berbentuk *airfoil*. Bentuk inilah yang dapat membangkitkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat akibat adanya perbedaan tekanan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari *airfoil*. Bentuk *streamline* dari *airfoil* menyebabkan daerah *wake* yang terjadi di belakang *airfoil* lebih kecil dibandingkan dengan bentuk yang lain. Hal ini menyebabkan gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan oleh *airfoil* juga kecil. Perbandingan antara *lift* dan *drag* merupakan salah satu faktor yang menentukan performansi dari *airfoil*. Perbandingan gaya ini biasanya dinyatakan dalam perbandingan koefisien gaya angkat dan gaya hambat (C_L/C_D).

Peningkatan performansi *airfoil* dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya yaitu mengubah sudut kemiringan pada rentangan *airfoil* (*swept angle*). Hal ini sering terlihat pada hampir semua jenis pesawat terbang komersial seperti BOEING 777 dan AIRBUS 380. Selain variasi *swept angle*, performansi *airfoil* juga dapat dilakukan dengan cara mengubah posisi pemasangan sayap (*wing arrangement*) terhadap *fuselage*.

Penelitian mengenai pengaruh *swept angle* dan *angle of attack* telah dilakukan oleh Ridha (2017). Penelitian ini dilakukan secara numerik dengan *backward swept angle* sebesar 0° , 15° , dan 30° serta *angle of attack* sebesar 8° dan 15° . Penambahan *swept*

angle akan mengurangi *vortex* dekat *wall* dan *swept angle* dapat meningkatkan karakteristik aerodinamika seperti nilai C_L/C_D .

Penelitian tentang *high wing arrangement* telah dilakukan oleh Hasmimoto (2015), dimana tujuan penelitian ini yaitu optimasi aerodinamik pada *high wing arrangement* dengan menggunakan metode simulasi *computational fluid dynamics* dan *Kriging surrogate-assisted genetic algorithm*. Parameter yang dianalisis adalah optimasi *fuselage upper surface*, termasuk *fairing*, optimasi bentuk *nose* pesawat, serta optimasi *fuselage* dan bentuk sayap untuk meningkatkan performa *airfoil*. Salah satu hasil yang didapatkan dari penelitian ini yaitu komparasi distribusi *lift* kearah *spanwise* antara *low wing* dengan *high wing arrangement* dimana didapatkan kesimpulan bahwa distribusi *lift* pada *high wing arrangement* memiliki nilai yang lebih tinggi.

Penelitian tentang *swept angle* telah banyak dilakukan, namun terbatas pada *airfoil* simetris. Pada kenyataannya dalam dunia penerbangan banyak digunakan *airfoil* tidak simetris, salah satunya yaitu *airfoil* NACA 4412. *Airfoil* jenis ini cukup umum digunakan pada beberapa jenis pesawat, antara lain British Aerospace ATP, Canadair CL-202 dan Douglas Super DC-3 (C-117). Untuk itu, perlu dilakukan penelitian pada jenis *airfoil* ini agar kesimpulan dari pengaruh *swept angle* dapat lebih digeneralisasikan.

1.2 Perumusan Masalah

Fluida yang mengalir pada *wing-fuselage* akan membentuk separasi tiga dimensi. Separasi tiga dimensi diakibatkan oleh dua *boundary layer* yang saling berinteraksi, yaitu *boundary layer* pada *wing* dan *boundary layer* pada *fuselage*. Separasi ini yang mengakibatkan kerugian pada *airfoil* berupa penurunan luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat.

Minimnya literasi penelitian tentang *airfoil* NACA 4412 dengan variasi *swept angle* pada *high wing arrangement*, sehingga perlu untuk diteliti agar dapat dijadikan sebagai referensi baru.

Konsekuensinya, terdapat kesulitan untuk melakukan validasi penelitian.

Perubahan *swept angle* mampu meningkatkan C_L dan C_D (Ridha, 2017), sedangkan *high wing arrangement* dapat menghasilkan lebih banyak *lift* dibandingkan dengan konfigurasi *mid* dan *low wing* (Sadraey, 2013). Penelitian dilakukan secara simulasi numerik agar dapat memprediksikan visualisasi aliran serta mengetahui pengaruh perubahan *swept angle* dan *high wing arrangement* terhadap beberapa parameter, antara lain :

1. Karakteristik aerodinamika meliputi *lift coefficient* (C_L), *drag coefficient* (C_D), dan *pressure coefficient* (C_P) pada *airfoil*
2. Kontur kecepatan dan tekanan pada *airfoil*
3. *Streamline* pada daerah sekitar *airfoil*
4. *Vortex* pada *tip* dan *wall body junction*.

1.3 Tujuan

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh *backward swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° dengan *high wing arrangement* terhadap karakteristik aliran fluida. Pada kasus ini pengaruh sudut serang (α) tidak dijadikan parameter penelitian ($\alpha = 0^\circ$). Berikut merupakan parameter yang akan ditampilkan pada penelitian ini yaitu:

1. Karakteristik aerodinamika yang meliputi:
 - a. *Total lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D)
 - b. Distribusi C_L sepanjang span
 - c. *Pressure coefficient* (C_P) pada *midspan* dan beberapa lokasi terhadap *midspan*
2. Struktur aliran pada *airfoil* dan di sekitar *airfoil* dengan visualisasi:
 - a. Kontur kecepatan pada *midspan*
 - b. *Streamline* di sekitar *airfoil*
 - c. *Vortex* pada *tip* dan *wing body junction*.

1.4 Batasan Masalah

Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui pengaruh *backward swept angle* $\Lambda=0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° serta *high wing arrangement* terhadap karakteristik aliran fluida. Oleh karena itu diperlukan suatu batasan masalah agar penelitian sesuai dengan tujuan, antara lain:

1. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah *airfoil* NACA 4412.
2. Fluida kerja berupa udara pada kondisi *steady flow*, *incompressible*, *viscous*, dan *uniform* pada aliran *freestream inlet*.
3. Simulasi dilakukan pada kondisi adiabatik.
4. Pengaruh material dari *airfoil* diabaikan.
5. *Airfoil* merupakan *rigid body*.

1.5 Hipotesa Penelitian

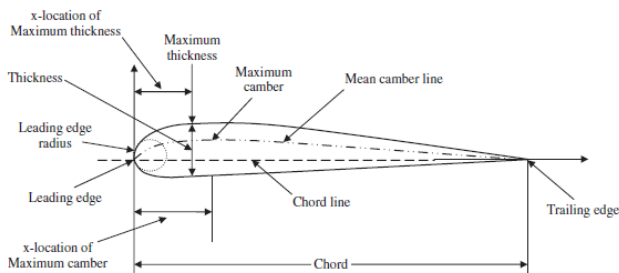
Backward swept angle dapat meningkatkan panjang *chord* efektif dan panjang *span* efektif karena adanya factor $1/\cos \Lambda$. Hal ini mengakibatkan luasan efektif pada sayap bertambah. Penambahan luasan akan meningkatkan gaya *lift* dan gaya *drag*. Akan tetapi peningkatan gaya *drag* tidak sebanding dengan peningkatan gaya *lift* karena *backward swept angle* dapat menurunkan *vortex* pada daerah *wall body junction* sehingga performa *airfoil* meningkat.

BAB II DASAR TEORI

2.1 *Airfoil*

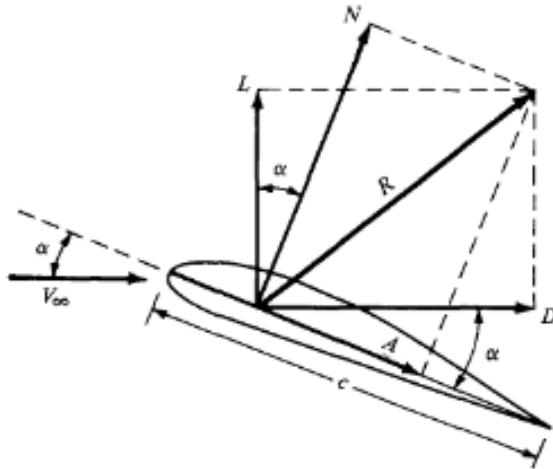
Airfoil merupakan bentuk dari potongan melintang pada sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus sayap terhadap pesawat. *Airfoil* mampu membangkitkan gaya angkat (*lift*) akibat adanya perbedaan tekanan yang terjadi pada sisi atas dan sisi bawah. Perbedaan tekanan ini terjadi dikarenakan adanya perbedaan kecepatan aliran fluida yang melewati permukaan *airfoil*.

Parameter geometri *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.1. *Trailing edge* merupakan bagian paling belakang sebuah *airfoil*. *Chord line* merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*. *Chord* (c) adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*. *Mean chamber line* merupakan garis yang membagi *airfoil* menjadi dua bagian yang sama. Garis ini berada di antara *upper surface* dan *lower surface*. *Maximum camber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dengan *chord line*. Posisi *maximum camber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord* (x/c), dan *maximum thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.



Gambar 2. 1. Parameter geometri *airfoil* (Sadraey, 2013)

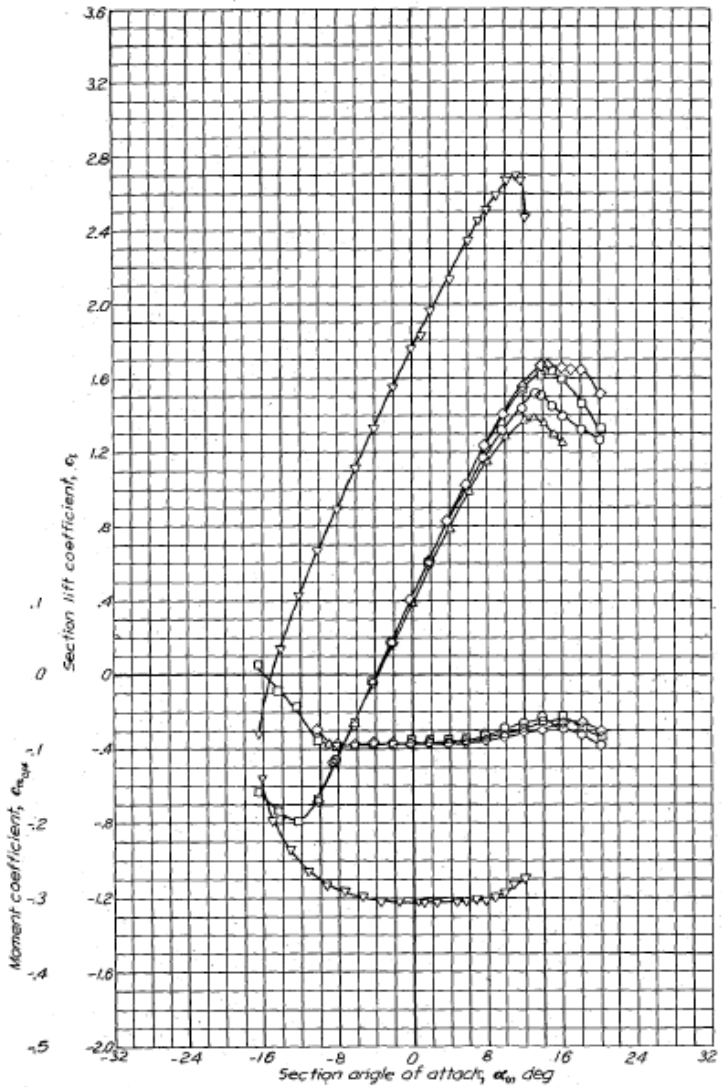
Gaya-gaya yang terjadi pada sebuah *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.2. Sudut serang dari *airfoil* adalah α , gaya *lift* adalah L , sedangkan gaya *drag* adalah D . Untuk R adalah gaya resultan sedangkan N dan A adalah gaya normal dan gaya aksial.



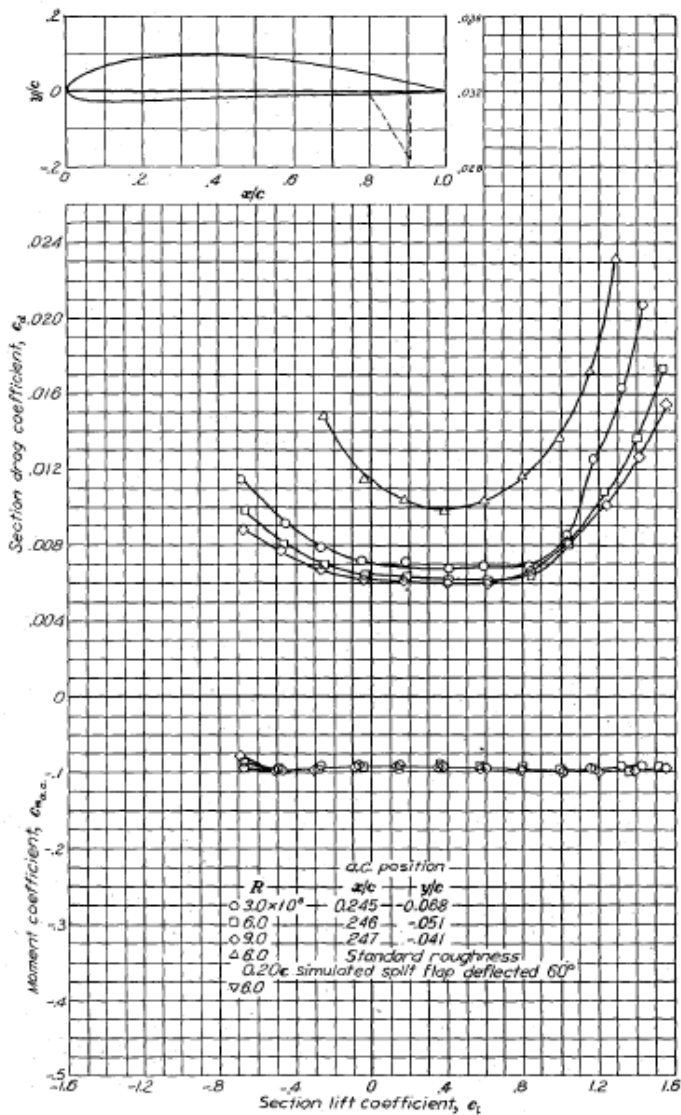
Gambar 2. 2. Resultan gaya pada *airfoil* (Anderson, 2001)

NACA 4412 merupakan kelompok *four-digit NACA airfoils*. Digit pertama dari NACA 4412 menunjukkan *maximum camber* dalam *percentage chord* (4%). Digit kedua menunjukkan posisi *maximum camber* dalam *persepuluh dari chord length* (40%). Sedangkan dua digit terakhir menunjukkan *maximum thickness-to-chord ratio*, dimana dalam hal ini $(t/c)_{max} = 12\%$.

Data *airfoil* NACA 4412 didapatkan melalui studi yang telah dilakukan oleh Abbott (1959). Gambar 2.3 dan 2.4 masing-masing memberikan informasi grafik *section C_L* terhadap *angle of attack* dan grafik *section C_D* terhadap C_L dari *airfoil* NACA 4412.



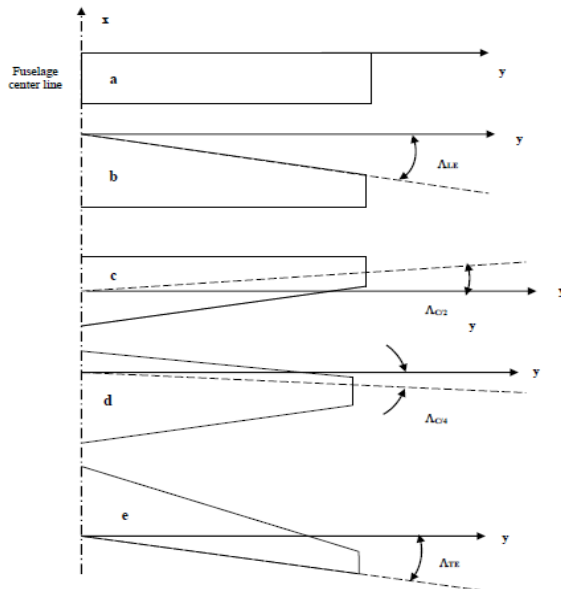
Gambar 2. 3. Grafik section C_L terhadap angle of attack (Abbott, 1959)



Gambar 2. 4. Grafik $section C_D$ terhadap C_L dari airfoil NACA 4412 (Abbott, 1959)

2.2 Swept Wing

Swept wing merupakan salah satu jenis *wing* yang digunakan pada pesawat. Jenis ini memiliki ciri yaitu posisi *wingtip* terletak di depan atau di belakang dari *root wing*. Berdasarkan gambar 2.5, pandangan atas dari sebuah pesawat, sayap dengan *swept angle* 0° (*unswept*) ditunjukkan pada gambar a). Gambar b) sudut antara persentasi yang konstan dari *chord line* sepanjang *semispan* sayap (*wing leading edge*) dan garis tegak lurus *fuselage center line* disebut *leading edge swept* (Δ_{LE}). Sementara sudut antara *trailing edge* dengan garis tegak lurus *fuselage center line* disebut *trailing edge swept* (Δ_{TE}) ditunjukkan pada gambar e). Istilah lain digunakan untuk menyatakan 50 persen *chord swept* ($AC/2$) yang ditunjukkan pada gambar c) dan *quarter chord swept* ($AC/4$) yang ditunjukkan pada gambar d). Istilah *swept angle* pada umumnya menggunakan parameter *leading edge swept angle*.



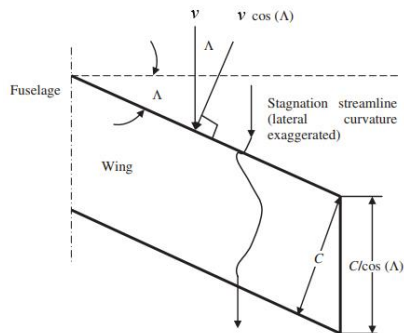
Gambar 2. 5. Berbagai sayap dengan *swept angle* yang berbeda (Sadraey, 2013)

Jika *swept angle* yang dibentuk lebih besar dari nol (sayap condong ke arah ekor), maka disebut *backward swept*. Sebaliknya, jika *swept angle* lebih kecil dari nol disebut *forward swept*. *Swept angle* akan mempengaruhi karakteristik dari sayap. Tujuan utama suatu sayap dibuat *swept* adalah sebagai berikut (Sadraey, 2013) :

1. Meningkatkan performa aerodinamika seperti *lift coefficient*, *drag coefficient*, dan *pitching moment* pada keadaan *transonic*, *supersonic*, dan *hypersonic* dengan menunda efek kompresibilitas.
2. Mengatur titik berat pesawat.
3. Meningkatkan *static lateral stability*.
4. Mempengaruhi *longitudinal and directional stability*.
5. Meningkatkan jangkauan pandangan pilot.

Pengaruh *swept angle* terhadap karakteristik aerodinamika *airfoil* yaitu (Sadraey, 2013):

1. *Swept angle* cenderung meningkatkan jarak antara *leading edge* dan *trailing edge*. Oleh karena itu, distribusi tekanan akan bervariasi.
2. Panjang *chord* efektif dari *swept wing* akan bertambah dengan adanya faktor $1/\cos A$ seperti yang ditunjukkan oleh gambar 2.6. Hal ini akan mengakibatkan *effective thickness to chord ratio* menipis, sementara tebalnya konstan.



Gambar 2. 6. Pengaruh *swept angle* terhadap aliran datang (modifikasi dari gambar Sadraey, 2013)

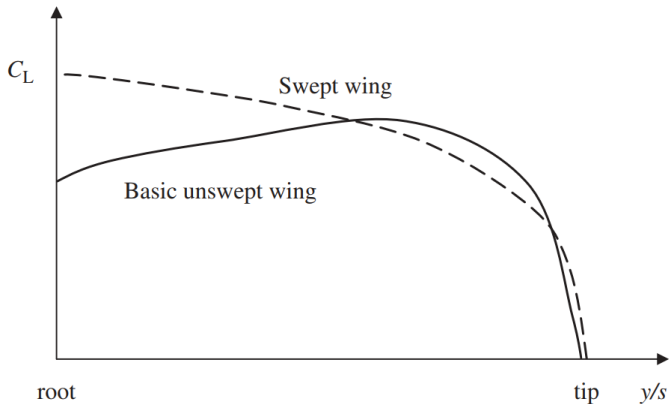
dimana :

v : velocity

C : chord

Λ : swept angle

3. *Swept wing* dapat merubah distribusi gaya lift seperti grafik yang ditunjukkan pada gambar 2.7. Nilai C_L pada *swept wing* lebih tinggi dibandingkan dengan *basic unswept wing* pada daerah yang dekat dengan *root*. Semakin menjauhi *root*, nilai C_L pada *swept wing* menurun sedangkan nilai C_L pada *basic unswept wing* mengalami kenaikan sampai pada nilai y/s tertentu dan kemudian menurun.



Gambar 2. 7. Efek *swept angle* terhadap distribusi *lift coefficient* (Sadraey, 2013)

4. Harga maksimum *lift coefficient* dapat meningkat dengan penambahan *swept angle*. Tetapi, *useful lift coefficient* pada kenyataannya berkurang dengan penambahan *swept angle* diakibatkan kehilangan kontrol pada saat *pitch up*. Munculnya fenomena *pitch up* tidak hanya diakibatkan oleh *swept angle* tetapi juga oleh *aspect ratio*, tipe *airfoil*, *twist angle*, dan *taper ratio*. Oleh Karena itu, *swept angle* mampu meningkatkan kecepatan maksimum sebelum *stall*. *Lift coefficient* maksimum

pada sayap tanpa *high lift device* dinyatakan oleh hubungan semi empiris pada persamaan 2.1.

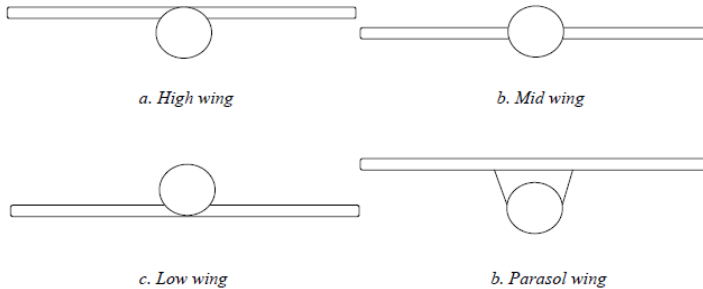
$$C_{Lmax} (\Lambda \neq 0) = C_{Lmax} [0,86 - 0,002 (\Lambda)] \quad (2.1)$$

5. *Swept angle* pada sayap akan mengurangi nilai gradien kurva angkat (CL_α). Sebuah persamaan yang dimodifikasi dari *Prandtl – Glauert approximation* menunjukkan hubungan antara CL_α dan Λ .

$$Cl_\alpha = \frac{2 \pi AR}{2 + \sqrt{AR^2(1 + \tan^2 \Lambda - M^2) + 4}} \quad (2.2)$$

2.3 *High Wing Arrangement*

Salah satu parameter sayap yang dapat ditentukan pada tahap awal proses desain sayap adalah lokasi vertikal sayap relatif terhadap *center line* pesawat. Parameter sayap ini akan secara langsung mempengaruhi desain komponen pesawat lainnya termasuk desain pesawat terbang, desain landing gear, dan pusat gravitasi. Gambar 2.8 menunjukkan jenis-jenis *wing arrangement*.



Gambar 2. 8. Jenis-jenis *wing arrangement* (Sadraey, 2013)

Konfigurasi *high wing* memiliki beberapa kelebihan dan kekurangan yang membuatnya cocok untuk beberapa operasi penerbangan, tetapi tidak cocok untuk misi penerbangan lainnya.

Keuntungan (Sadraey, 2013) :

1. Mempermudah proses *loading* dan *unloading* muatan maupun *cargo* kedalam pesawat.
2. Mempermudah proses pemasangan mesin di sayap, karena jarak antara mesin (dan baling-baling) terhadap landasan lebih tinggi dibandingkan dengan *low wing*.
3. Melindungi sayap dari gas buang yang bersuhu tinggi saat *vertical take-off* dan *landing* pada pesawat VTOL.
4. Memfasilitasi pemasangan *strut*. Hal ini didasarkan pada fakta bahwa *strut (rod or tube)* bisa mengatasi *tensile stress* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *compression stress*. Pada *high wing*, *struts* harus menahan *tensile stress*, sementara *struts* pada *low wing* harus menanggung *compression stress*.
5. *High wing* akan meningkatkan efek *dihedral* (C_{lp}). Hal ini membuat stabilitas lateral pesawat lebih baik.
6. Sayap akan menghasilkan lebih banyak *lift* dibandingkan dengan konfigurasi *mid* dan *low wing*.
7. Pesawat akan memiliki *stall speed* yang lebih rendah, karena C_{Lmax} akan lebih tinggi.
8. Pilot memiliki pandangan yang lebih baik di bawah pesawat.
9. Untuk mesin yang dipasang di bawah sayap, lebih sedikit kemungkinan pasir dan serpihan masuk ke mesin dan merusak *blades* dan *propellers*.
10. Bentuk aerodinamis pada *fuselage* bagian bawah pesawat bisa lebih *smooth*.

Kekurangan (Sadraey, 2013) :

1. Pesawat cenderung memiliki *frontal area* yang lebih banyak (dibandingkan dengan *mid wing*). Hal ini akan mengakibatkan peningkatan *drag* pesawat.
2. *Ground effect* lebih rendah dibandingkan dengan *low wing*. Selama operasi lepas landas dan pendaratan, tanah akan mempengaruhi distribusi tekanan sayap. *Lift* sayap akan sedikit lebih rendah dari konfigurasi *low wing*. Hal ini mengakibatkan waktu yang dibutuhkan untuk lepas landas lebih lama. Dengan

demikian, konfigurasi *high wing* bukan pilihan yang tepat untuk pesawat STOL3.

3. Jika *landing gear* terhubung ke *fuselage* dan tidak ada ruang yang cukup untuk sistem retraksi, ruang tambahan harus disediakan untuk *landing gear* setelah retraksi. Ini akan meningkatkan *frontal area* pesawat dan dengan demikian akan meningkatkan *drag* pesawat.
4. Sayap memproduksi lebih banyak *induced drag* (D_i), karena koefisien *lift* yang lebih tinggi.
5. *Horizontal tail area* pada pesawat dengan konfigurasi *high wing* lebih besar sekitar 20% dari *horizontal tail area* pada pesawat dengan konfigurasi *low wing*. Hal ini disebabkan lebih banyak *downwash* dari *high wing* pada ekor.

2.4 *Pressure Coefficient* (C_P)

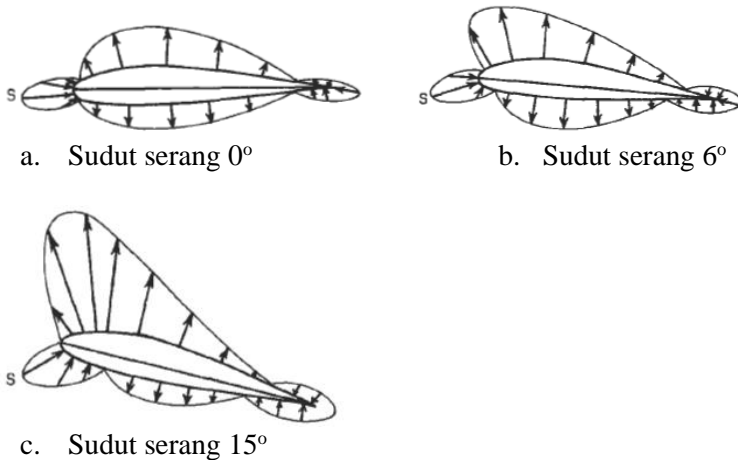
Fluida yang mengalir pada suatu permukaan *airfoil* akan menghasilkan tekanan. Tekanan yang dihasilkan pada tiap daerah permukaan *airfoil* tidak seragam. Distribusi tekanan yang terjadi pada permukaan *airfoil* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut dengan *pressure coefficient* (C_P). *Pressure coefficient* merupakan selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Bilangan tak berdimensi ini juga disebut dengan bilangan Euler, yaitu perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia fluida.

$$C_P = \frac{p_c - p_\infty}{0,5 \rho V_\infty^2} \quad (2.3)$$

dimana:

- C_P : koefisien tekanan
- p_c : tekanan statis di titik tertentu pada kontur
- p_∞ : tekanan statis freestream
- ρ : massa jenis fluida
- V_∞ : kecepatan freestream

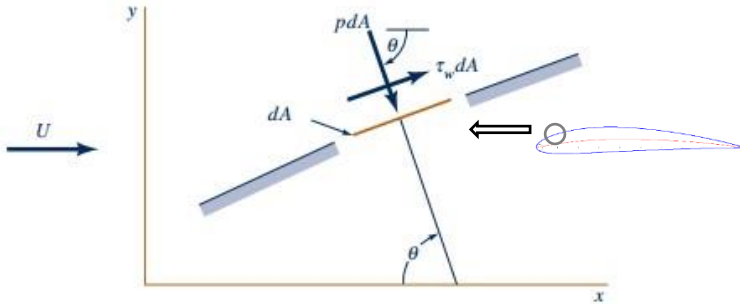
Tipikal distribusi tekanan pada *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.9, dimana gambar a) merupakan distribusi tekanan pada sudut serang 0° . Gambar b) merupakan distribusi tekanan pada sudut serang 6° . Gambar c) merupakan distribusi tekanan pada sudut serang 15° .



Gambar 2. 9. Tipikal distribusi tekanan pada *airfoil*
(Houghton, 2002)

2.5 *Lift Coefficient and Drag Coefficient*

Aliran fluida yang menyelimuti suatu benda akan menimbulkan gaya-gaya akibat adanya interaksi antara fluida dan benda tersebut. Gaya-gaya yang ditimbulkan antara lain yaitu gaya geser (*Wall Shear Stresses*) akibat adanya viskositas fluida dan gaya tekan (*Normal stresses*) akibat adanya tekanan fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat). Sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan *lift force* (gaya angkat). Gaya normal dan gaya geser pada elemen kecil permukaan benda dapat dilihat pada gambar 2.10.



Gambar 2. 10. Gaya normal dan gaya geser pada elemen kecil permukaan benda (Munson et al, 2012)

Dari gambar 2.10, resultan gaya terhadap masing-masing sumbu dapat diperoleh sebagai berikut :

$$dF_x = (pdA) \cos \theta + (\tau_w dA) \sin \theta \quad (2.4)$$

$$dF_y = -(pdA) \sin \theta + (\tau_w dA) \cos \theta \quad (2.5)$$

Komponen gaya ke arah sumbu- x adalah gaya *drag* (D) dan komponen gaya ke arah sumbu- y adalah gaya *lift* (L). Kemudian kedua persamaan diatas diintegalkan sehingga didapatkan persamaan:

$$D = \int dF_x = \int p \cos \theta dA + \int \tau_w \sin \theta dA \quad (2.6)$$

$$L = \int dF_y = - \int p \sin \theta dA + \int \tau_w \cos \theta dA \quad (2.7)$$

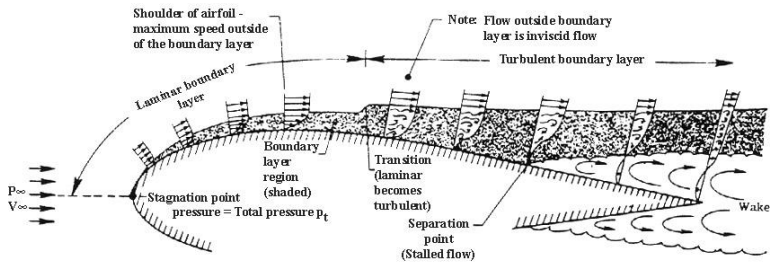
Pada persamaan 2.6 dan 2.7 perlu diketahui bentuk benda yang diamati untuk mengetahui distribusi tekanan pada permukaan benda dan tegangan gesernya agar persamaan tersebut dapat digunakan. Tanpa diketahui kedua komponen tersebut persamaan 2.6 dan 2.7 tidak dapat digunakan. Alternatif yang dilakukan adalah menggunakan koefisien lift dan drag. Koefisien lift dan drag merupakan koefisien yang tak berdimensi dan dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c S} \quad (2.8)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c S} \quad (2.9)$$

2.6 Boundary Layer

Boundary Layer adalah lapisan tipis di dekat dinding padat yang memisahkan daerah di dalam dan di luar *boundary layer*. Daerah didalam *boundary layer* adalah daerah dimana tegangan geser sangat berpengaruh (aliran *viscous*), sedangkan daerah di luar *boundary layer* adalah daerah dimana tidak ada pengaruh tegangan geser (aliran *inviscid*). Terbentuknya *boundary layer* pada aliran yang melewati *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.11. Sebelum aliran mengenai *airfoil*, aliran fluida memiliki profil kecepatan yang *uniform*. Pada saat pertama aliran menyentuh *leading edge* menyebabkan kecepatan aliran menjadi nol dimana titik ini disebut *stagnation point*. Kemudian pada saat aliran telah melewati *leading edge*, terjadi tegangan geser sehingga menyebabkan berubahnya profil kecepatan aliran dan membentuk *boundary layer*.



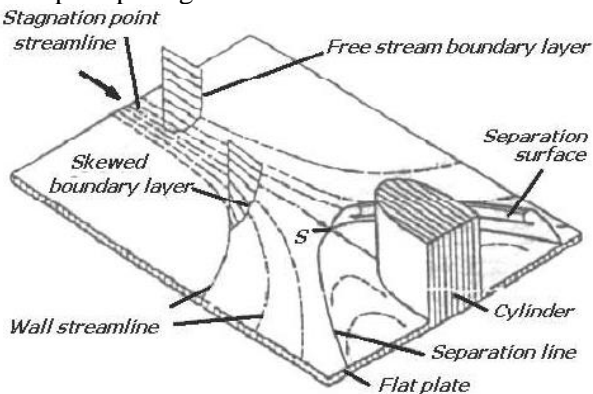
Gambar 2. 11. Perkembangan *boundary layer* pada *airfoil* (Rainer, 2019)

Boundary layer pada permukaan padat berkembang dari *leading edge*. Pada daerah *leading edge*, tebal *boundary layer* masih tipis dimana partikel-partikel fluida masih bergerak secara berlapis-lapis. Lapisan batas ini dinamakan lapisan batas laminer

(*laminar boundary layer*). Semakin jauh fluida bergerak dari *leading edge*, lapisan batas akan semakin berkembang dan aliran akan berubah menjadi turbulen. Sesaat sebelum aliran menjadi turbulen, aliran berada pada daerah transisi dimana daerah tersebut dinamakan lapisan batas transisi (*transition boundary layer*). Semakin jauh dari *leading edge*, aliran fluida akan menjadi aliran turbulen dan daerah ini dinamakan lapisan batas turbulen (*turbulent boundary layer*). Pada *turbulent boundary layer*, profil kecepatan aliran yang terbentuk lebih tebal dari profil kecepatan aliran laminar, dikarenakan pada aliran turbulen terjadi pergerakan partikel secara acak sehingga menyebabkan tumbukan antar partikel, pertukaran momentum, dan meningkatnya energi dalam aliran fluida tersebut.

2.7 Pola Dasar Aliran Tiga Dimensi

Penelitian tentang separasi aliran tiga dimensi telah dilakukan oleh Herman, 2010. Fluida yang mengalir melintasi dua permukaan benda yang berdekatan akan mengakibatkan terjadinya separasi tiga dimensi. Separasi tiga dimensi diakibatkan oleh dua *boundary layer* yang saling berinteraksi. Sebagai contoh adalah aliran yang melintasi zona interaksi *squat cylindrical body* dengan plat datar seperti pada gambar 2.12.



Gambar 2. 12. Terbentuknya aliran tiga dimensi (Tobak & Peake, 1982).

Apabila lapis batas dua dimensi yang berkembang pada plat datar (*incoming boundary layer*) mendekati *squat cylindrical body*, maka *adverse pressure* yang diinduksikan oleh *squat cylindrical body* akan mulai menghambat elemen aliran dalam lapis batas tersebut. Hambatan tersebut meningkat seiring dengan semakin mendekatnya aliran ke arah *squat cylindrical body*. Selain karena *adverse pressure* yang semakin kuat, kehilangan momentum aliran terjadi akibat adanya tegangan geser yang diakibatkan oleh plat datar, selaras dengan terpilinnya lapis batas (*skewed boundary layer*). *Skewed boundary layer* terbentuk sebagai akibat interaksi antara lapis batas plat datar dengan lapis batas *squat cylindrical body* dalam pengaruh menguatnya *adverse pressure*. Pada posisi tertentu di depan *squat cylindrical body*, lapis batas terpilin tersebut mulai terseparasi. Dimulai dari suatu titik yang disebut *saddle point* (titik S), lapis batas mulai terpisah meninggalkan permukaan plat datar dalam arah menyamping menjauhi permukaan *squat cylindrical body*. Lintasan fluida terseparasi ini tergabung membentuk *separation surface* yang kemudian tergulung akibat *streamwise vorticity* yang dikandungnya. Formasi dua *separation surface* yang tergulung mengapit *squat cylindrical body* itulah yang kemudian dikenal sebagai *horseshoe vortex*.

2.8 **Computational Fluid Dynamics (CFD)**

Computational Fluid Dynamics atau CFD merupakan analisis suatu sistem yang melibatkan aliran fluida, perpindahan panas, dan fenomena sejenis lain yang terkait, misalnya reaksi kimia dengan menggunakan simulasi computer (Versteeg dan Malalasekera, 1995). Teknik ini banyak diaplikasikan pada bidang industri maupun non-industri, salah satunya yaitu analisis aerodinamis pada pesawat maupun kendaraan lain meliputi *lift* dan *drag*. Pada saat ini CFD adalah salah satu cara yang sangat penting dalam mensimulasikan berbagai fenomena fisik yang sulit dilakukan dalam suatu eksperimen. Meskipun tidak akan menggantikan peran eksperimen namun kelebihan khusus dari

teknik ini yaitu mempunyai resiko yang kecil, serta alokasi waktu dan biaya dapat dikurangi. Bagi perancang pesawat, CFD saat ini merupakan teknologi yang utama bersama *wind tunnel* dan *flight testing*.

Karena domain aliran yang digunakan memiliki geometri yang beragam, CFD memerlukan *software Computer Aided Design (CAD)* yang mampu membuat geometri yang kompleks. Secara umum, semua *software CFD* terdiri tiga komponen utama: (a) *pre-processing*, (b) *solver* dan (c) *Post-processor*. Penjelasan singkat mengenai masing-masing komponen adalah sebagai berikut:

a) *Pre-processing*

Pre-processing berfungsi untuk menyusun geometri dari domain aliran, melakukan *meshing* (memecah domain menjadi beberapa area atau volume yang lebih kecil yang disebut sebagai elemen) dan menentukan syarat batas (*boundary condition*) aliran. Karena geometri domain aliran yang kompleks dan kepekaan akurasi hasil terhadap kualitas *meshing*, *software CFD* memerlukan *software CAD* untuk mempermudah proses *meshing*. Kemudahan dalam penggunaan *software pre-processing* merupakan bagian dari kualitas *software CFD*.

b) *Solver*

Solver berfungsi untuk menerapkan persamaan persamaan pengendali ke tiap elemen (diskretisasi persamaan), memasukkan properti fluida, memasukkan nilai syarat batas, menentukan pengaturan metode komputasi dan menyelesaikan persamaan yang terdiskretisasi dengan metode numerik. *Solver* merupakan komponen utama dari *software CFD*, karena kualitas/akurasi hasil simulasi sangat ditentukan oleh metode numerik yang digunakan.

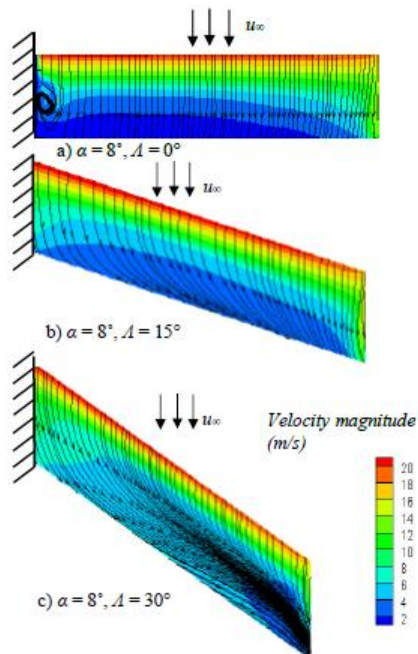
c) *Post-processing*

Post-processing berfungsi untuk menampilkan hasil dengan pola yang beragam. Tampilan hasil simulasi dapat berupa grafik, kontur, vektor, atau animasi kontur dan vektor.

2.9 Penelitian Terdahulu

2.9.1 Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi di Sekitar *Airfoil* NACA 0012 Dengan *Backward Swept Angle* (Λ) 0° , 15° , Dan 30°

Penelitian tentang *backward swept angle* telah dilakukan oleh Ridha (2017). Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah simulasi numerik tiga dimensi dengan menggunakan *software* *Gambit* dan *Fluent* 2.6. Benda uji berupa *airfoil* NACA 0012 dengan Panjang *chord* 100 mm, *aspect ratio* (*AR*) sebesar 5, sudut serang 8° dan 15° serta variasi *backward swept angle* (Λ) 0° (*unswept*), 15° dan 30° . Aliran fluida merupakan udara yang mengalir dengan dengan bilangan *Reynolds* (Re) = 1×10^5 pada kondisi *steady*.



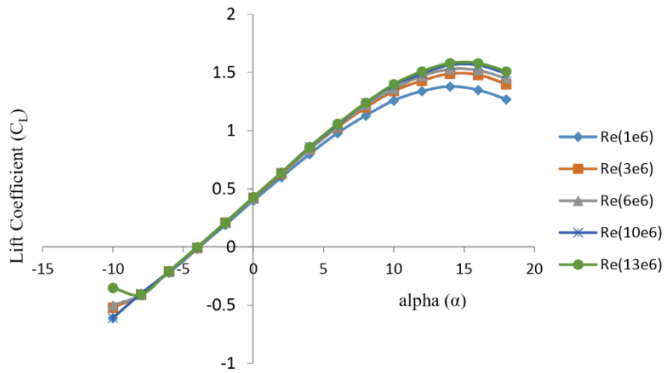
Gambar 2. 13. *Streamline* dengan kontur kecepatan pada *upper surface* dan $\alpha = 8^\circ$ (Ridha, 2017)

Gambar 2.13 menunjukkan perbedaan arah *streamline* yang signifikan pada *upper surface airfoil* pada $\alpha = 8^\circ$ dengan tiga variasi *swept angle*. *Streamline* berbentuk pusaran di sekitar *wall body junction* hanya terjadi pada $\Lambda = 0^\circ$. Namun, pada *swept angle* ini aliran pada *tip* menunjukkan hanya sebagian kecil *streamline* yang arahnya tidak mengikuti arah datangnya *streamwise*. Pada $\Lambda = 15^\circ$, aliran yang melewati *upper surface* mulai berubah orientasi vektornya menuju *tip*. Perubahan orientasi ini semakin jelas terlihat pada $\Lambda = 30^\circ$ dimana aliran telah mengarah sejajar dengan arah *span airfoil*. Selain arah *streamline*, terlihat juga perbedaan kontur kecepatan. Luasan berkecepatan rendah (warna biru) semakin membesar seiring peningkatan *swept angle*.

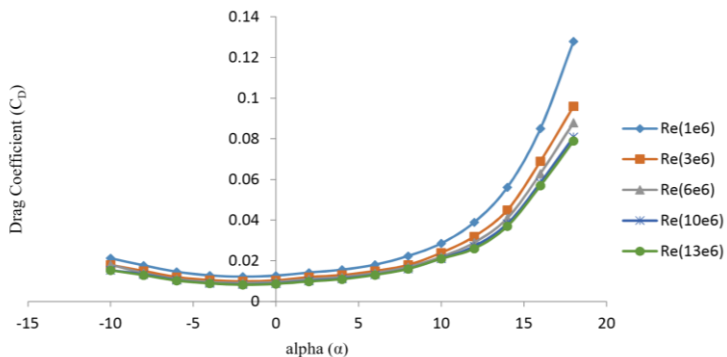
2.9.2 Computational Study of Aerodynamic Flow over NACA 4412 Airfoil

Penelitian tentang karakteristik aliran fluida yang melewati *airfoil* NACA 4412 telah dilakukan oleh Petinrin dan Onoja (2017). Penelitian ini dilakukan dengan metode komputasi untuk memprediksi secara kuantitatif bagaimana nilai dari karakteristik aliran fluida yang melewati *airfoil* NACA 4412 terhadap variasi sudut serang serta efek dari berbagai bilangan *Reynolds*. Adapun sudut serang yang diteliti mulai dari -10° hingga 18° dengan interval 2° dan untuk bilangan *Reynolds* antara lain $1,0 \times 10^6$; $3,0 \times 10^6$; $6,0 \times 10^6$; $10,0 \times 10^6$ dan $13,0 \times 10^6$. Penelitian ini menggunakan *SST k- ω transport turbulence model*.

Gambar 2.14 menunjukkan bahwa nilai koefisien *lift* meningkat seiring dengan bertambahnya bilangan *Reynolds* pada sudut serang positif. Peningkatan koefisien *lift* sangat kecil pada bilangan *Reynolds* diatas $10,0 \times 10^6$. Sudut *stall* konstan pada 14° , untuk semua rentang bilangan *Reynolds*. Gambar 2.15 menunjukkan bahwa nilai-nilai untuk koefisien *drag* lebih rendah pada bilangan *Reynolds* yang lebih tinggi untuk rentang *angle of attack*. Pada bilangan *Reynolds* yang lebih tinggi juga tidak terdapat banyak perbedaan nilai koefisien *drag*.



Gambar 2. 14. Grafik koefisien *lift* terhadap *angle of attack* dan bilangan *Reynolds* (Petinrin dan Onoja, 2017)



Gambar 2. 15. Grafik koefisien *drag* terhadap *angle of attack* dan bilangan *Reynolds* (Petinrin dan Onoja, 2017)

2.9.3 Aerodynamic Optimization of Near-future High-wing Aircraft

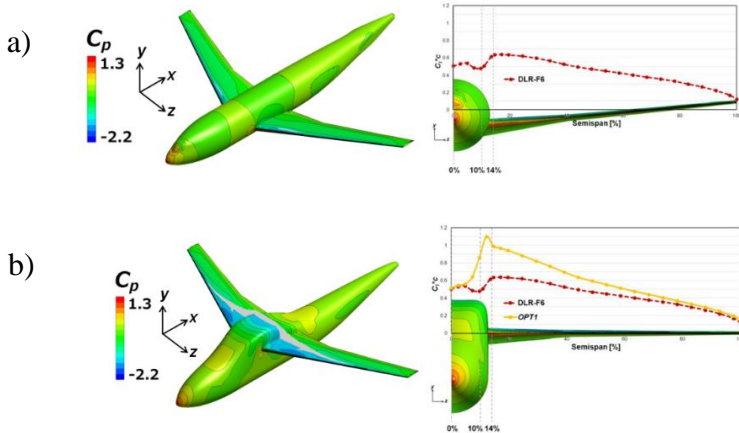
Hasmimoto et al (2015) telah melakukan penelitian tentang optimasi aerodinamis dari pesawat masa depan dengan menggunakan konfigurasi *high wing*. Penelitian ini dilakukan dengan menggunakan metode simulasi *computational fluid dynamics* dan *Kriging surrogate-assisted genetic algorithm*.

Parameter yang dijadikan penelitian adalah optimasi *fuselage upper surface*, termasuk *fairing*, optimasi bentuk *nose* pesawat serta optimasi *fuselage* dan bentuk sayap untuk meningkatkan performa *airfoil*.



Gambar 2. 16. Geometri optimasi *fuselage upper surface* (Hasmimoto et al, 2015)

Distribusi *lift* kearah memanjang (*spanwise*) ditunjukkan pada gambar 2.17. Gambar 2.17 (a) merupakan *wing fuselage* DLR-F6 dengan konfigurasi sayap rendah (*low wing arrangement*). Sedangkan gambar 2.17 (b) merupakan *wing fuselage* dengan optimasi bentuk *nouse*, bentuk *fuselage* serta konfigurasi sayap tinggi (*high wing arrangement*). Dari kedua bentuk geometri tersebut dibandingkan nilai koefisien *lift* antara *wing fuselage* DLR-F6 dengan *wing fuselage* yang telah dioptimasi. Koefisien *lift* yang tinggi dihasilkan oleh bentuk geometri yang telah dioptimasi (OPT1).



Gambar 2. 17. Distribusi *lift spanwise* (Hasmimoto et al, 2015)

2.9. Rangkuman penelitian terdahulu

Studi yang telah dilakukan terhadap penelitian terdahulu dirangkum kedalam tabel 2.1 yang meliputi jenis penggunaan *airfoil*, *wing arrangement*, *swept angle* dan bilangan *Reynolds*.

Tabel 2. 1. Rangkuman penelitian terdahulu.

Penulis	<i>Airfoil</i>	<i>Arrangement</i>	<i>Swept angle</i>	<i>Re</i>
Abbott (1945)	NACA 4412	-	-	3×10^6 ;
Hasmimoto (2015)	<i>Root</i> (DV25–DV33) <i>Kink</i> (DV43–DV51) <i>Tip</i> (DV34–DV42)	<i>High wing</i>	–	6.9×10^7
Petinrin (2017)	NACA 4412	-	-	$1,0 \times 10^6$; $3,0 \times 10^6$; $6,0 \times 10^6$; $10,0 \times 10^6$; $13,0 \times 10^6$;
Ridha (2017)	NACA 0012	-	0° , 15° dan 30°	1×10^5

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB III METODE PENELITIAN

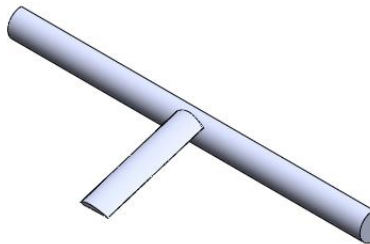
Metode penelitian yang akan digunakan pada penelitian ini yaitu simulasi numerik tiga dimensi. Simulasi numerik ini menggunakan *software* yaitu *Ansys Fluent 18.2*. Simulasi numerik ini terdiri dari tiga tahapan yaitu: *Pre-processing*, *Solver*, dan *Post processing*. Benda uji yang digunakan dalam simulasi numerik ini adalah airfoil NACA 4412 dengan *swept angle* (A) 0° , 15° dan 30° pada *high wing arrangement*. Benda uji disimulasikan seakan – akan berada di dalam terowongan angin yang dialiri udara.

3.1. *Pre-Processing*

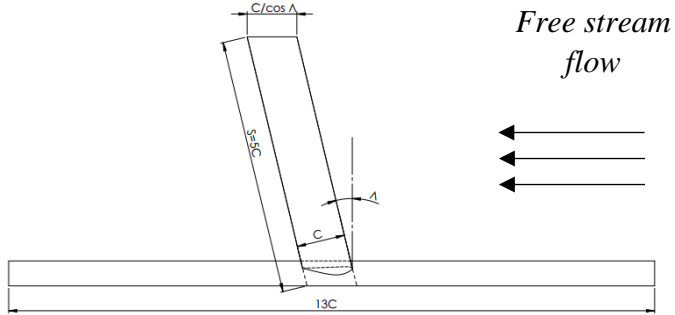
Pada tahap *pre-processing*, proses pertama yang dilakukan adalah pembuatan geometri benda uji. Proses kedua adalah pembuatan *meshing* pada geometri benda uji dan domain simulasi. Proses ketiga adalah penentuan *boundary condition* untuk simulasi.

3.1.1. Geometri Benda Uji

Benda uji yang digunakan merupakan *airfoil* NACA 4412 dengan panjang *chord* 100 cm dan *aspect of ratio* (AR) sebesar 5. Variasi sayap merupakan *backward swept angle* (A) 0° , 15° dan 30° pada *high wing arrangement* seperti pada gambar 3.1 dan gambar 3.2.



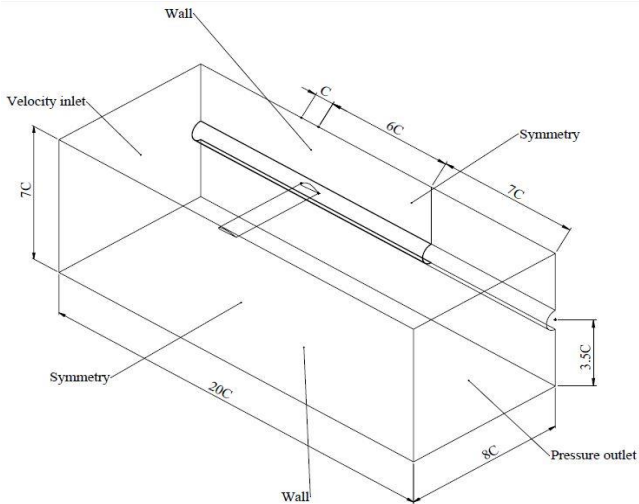
Gambar 3. 1. Proyeksi isometri geometri benda uji.



Gambar 3. 2. Geometri dan dimensi benda uji.

3.1.2. *Boundary Conditions*

Pada simulasi ini, domain merupakan *wing-fuselage* yang di modelkan berada pada *test section* terowongan angin. Keseluruhan *boundary conditions* pada domain dapat dilihat pada gambar 3.3.

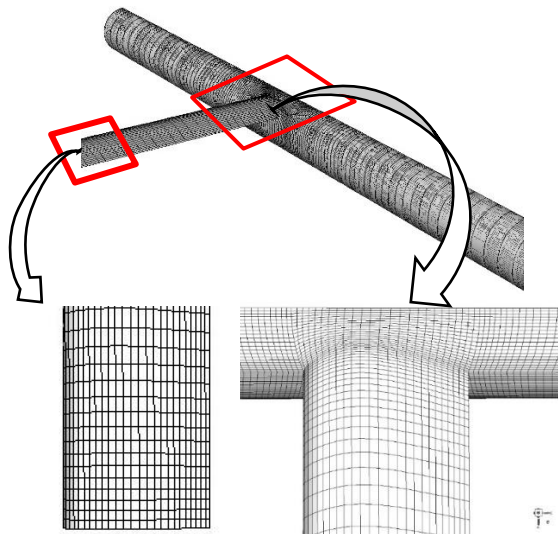


Gambar 3. 3. *Boundary condition.*

Pada bagian *inlet*, *boundary conditions* yang digunakan adalah *velocity inlet* dengan kecepatan 14.6 m/s atau $Re = 1 \times 10^6$. Pada bagian *outlet*, *boundary conditions* yang digunakan adalah *pressure outlet* dan diatur sebesar 0 atm.

3.1.2 Meshing

Meshing atau disebut juga sebagai diskritisasi merupakan pembagian daerah pada model benda uji menjadi elemen yang lebih kecil. Elemen tersebut terdiri atas nodal yang dibuat pada model benda uji sebagai batas struktur. Elemen tersebut berisi persamaan yang nantinya akan diselesaikan secara numerik. Proses *meshing* dilakukan dari mulai *meshing* garis kemudian *face* lalu volume. Jumlah *meshing* yang terlalu banyak membutuhkan waktu yang lebih lama untuk diselesaikan, tetapi hasil yang didapat lebih akurat dan mudah konvergen. Sedangkan *meshing* yang renggang akan menyebabkan hasil yang didapat kurang akurat dan akan sulit konvergen. Struktur *mesh* dibuat lebih rapat dekat dinding *airfoil* seperti pada gambar 3.4.



Gambar 3. 4. Meshing benda uji.

3.2. Solver

Hasil domain yang telah dibuat kemudian diekspor ke *software Fluent 18.2* untuk selanjutnya dilakukan *solver*. Tahapan *solver* adalah sebagai berikut:

3.2.1. Models

Tahapan ini dilakukan permodelan karakteristik aliran fluida, meliputi pemilihan *solver* dan *turbulence model* yang akan digunakan. Pada simulasi ini akan digunakan *turbulence model viscous k- ω Shear Stress Transport (SST)*. Model ini dipilih untuk mendapatkan hasil yang akurat.

3.2.2. Material

Fluida kerja yang digunakan pada simulasi ini adalah udara dengan densitas (ρ) = 1,225 kg/m³, viskositas (μ) = 1,7894 x 10⁻⁵ N.s/m².

3.2.3. Solution

Tahapan ini akan menentukan ketelitian perhitungan yang dilakukan. Simulasi kali ini menggunakan solusi *second order* untuk parameter *pressure, momentum, turbulent kinetic energy*, dan *turbulent dissipation rate*.

3.2.4. Initialize

Tahapan ini merupakan penentuan titik acuan sebagai permulaan perhitungan iterasi. Proses ini merupakan perhitungan awal untuk memudahkan mencapai hasil yang konvergen. Nilai *initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

3.2.5. Residual

Residual merupakan penentuan nilai *error* yang diinginkan hingga proses iterasi mencapai kriteria konvergen. Nilai yang ditetapkan adalah 1x 10⁻⁵ untuk semua parameter sehingga ketika nilai *error* mencapai 1x10⁻⁵ proses iterasi baru akan berhenti.

3.3. Post processing

Tahapan ini merupakan proses untuk menampilkan dan mengambil data hasil simulasi. Data yang diperoleh berupa visualisasi kontur dan *streamline* maupun data karakteristik aerodinamika.

3.4. *Grid Independency Test*

Tahapan ini dilakukan untuk menentukan jumlah *mesh* dan struktur *grid* yang optimal agar memperoleh data yang akurat. Data yang didapat dari simulasi dibandingkan dengan data simulasi sebelumnya dan dinyatakan dalam persen *error relative* seperti pada persamaan 3.1. Hal ini dilakukan agar dapat diketahui sampai seberapa banyak jumlah *mesh* sudah tidak lagi berpengaruh terhadap data yang ingin didapatkan.

$$\text{Error relative (\%)} = \left| \frac{N_b - N_l}{N_b} \right| \times 100\% \quad (3.1)$$

keterangan :

N_b = nilai baru

N_l = nilai lama

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Didalam bab IV ini akan dibahas mengenai data hasil simulasi numerik pengaruh *backward swept angle* $A=0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° serta *high wing arrangement* terhadap karakteristik aliran fluida. Model yang digunakan adalah *airfoil* NACA 4412 yang disimulasikan pada bilangan *Reynolds* 1×10^6 dengan *angle of attack* yang dijaga konstan ($\alpha = 0^\circ$).

Data yang didapatkan dari simulasi ini berupa data kuantitatif dan data kualitatif. Data kuantitatif meliputi *lift coefficient* dan distribusinya sepanjang span, *drag coefficient*, serta *pressure coefficient*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran berupa kontur tekanan, kontur kecepatan serta *streamline* di sekitar *airfoil*. Pembahasan ini dilakukan untuk mengetahui seberapa besar pengaruh *backward swept angle* pada *high wing arrangement* terhadap karakteristik aliran fluida dan performa aerodinamika pada pesawat terbang.

4.1 *Grid Independency Test*

Pada setiap penelitian yang menggunakan metode simulasi numerik, *grid independency test* merupakan tahap yang perlu dilakukan untuk mengurangi nilai *error* yang disebabkan oleh jumlah grid. Selain itu juga, tahap ini digunakan untuk menentukan jumlah *mesh* dan struktur *grid* yang optimal agar didapatkan hasil yang presisi dan akurat. *Grid independency* dilakukan dengan melihat nilai C_L pada sayap *unswept* ($A = 0^\circ$). Kriteria konvergensi ditentukan sebesar 1×10^{-5} .

Tabel 4.1 menunjukkan hubungan antara jumlah *mesh* dan nilai C_L serta *error relative* yang terjadi pada setiap penambahan jumlah elemen pada *mesh*. *Error relative* dihitung dengan menggunakan persamaan sebagai berikut :

$$Error\ relatif\ (\%) = \left| \frac{Nilai\ baru - Nilai\ lama}{Nilai\ baru} \right| \times 100\% \quad (4.1)$$

Tabel 4. 1. Hasil uji *grid independency*.

Mesh	Jumlah Mesh	C_L	Error relatif (%)
M1	908420	0.342	-
M2	1345160	0.362	5.52
M3	1429490	0.364	0.55
M4	1585410	0.371	1.89
M5	1740410	0.372	0.27

$C_L = 0.39$ (Petinrin dan Onaja, 2017)

Hasil *grid independency test* menunjukkan bahwa M1 merupakan *mesh* yang paling renggang dengan jumlah elemen 908420, sedangkan M5 merupakan *mesh* yang paling rapat dengan jumlah elemen 1740410. *Error relative* terbesar terjadi pada M2 dengan nilai *error* sebesar 5.84, sedangkan *error relative* terkecil terjadi pada M5 dengan nilai *error* sebesar 0.27 sehingga dipilih *mesh* M5 untuk digunakan pada simulasi selanjutnya. Selain *error relative*, nilai y^+ pada *mesh* ini sebesar 230. Adapun jika dibandingkan dengan data C_L pada penelitian yang dilakukan oleh Petinrin dan Onaja dengan permodelan 2 dimensi memiliki nilai *error* sebesar 4.84 %.

4.2 Performa Aerodinamika

Performa aerodinamika pada penelitian ini yang akan dibahas yaitu nilai koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D) serta rasio antar koefisien *lift* dan koefisien *drag* (C_L/C_D). Dalam hal ini C_L dan C_D merupakan gabungan dari tekanan (*pressure*) dan gesekan (*friction, viscous effect*). Tabel 4.2 menunjukkan performa aerodinamika airfoil NACA 4412 dengan *backward swept angle* A

= 0° (*unswept*), 15° dan 30° pada *high wing arrangement*. Adapun sudut serang dijaga konstan dengan $\alpha = 0^\circ$. Dapat dilihat bahwa peningkatan *backward swept angle* dapat mempengaruhi performa aerodinamika.

Tabel 4. 2. Performa aerodinamika NACA 4412.

Swept angle (A)	High wing arrangement			Low wing arrangement*		
	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D
0°	0.3726	0.02038	18.28	0.359	0.023	15.6
15°	0.3610	0.01957	18.45	0.346	0.020	17.3
30°	0.3372	0.01824	18.49	0.326	0.018	18.2

*) data dari Indra (2019)

Pada *high wing arrangement*, baik nilai C_L maupun C_D mengalami penurunan seiring dengan peningkatan *backward swept angle*. Nilai C_L dan C_D terendah terjadi pada sayap yang memiliki *swept angle* $A = 30^\circ$ dengan nilai masing-masing sebesar 0.3372 dan 0.01824. Sedangkan nilai tertinggi terjadi pada sayap *unswept* ($A = 0^\circ$) dengan nilai C_L sebesar 0.3726 dan nilai C_D sebesar 0.02038.

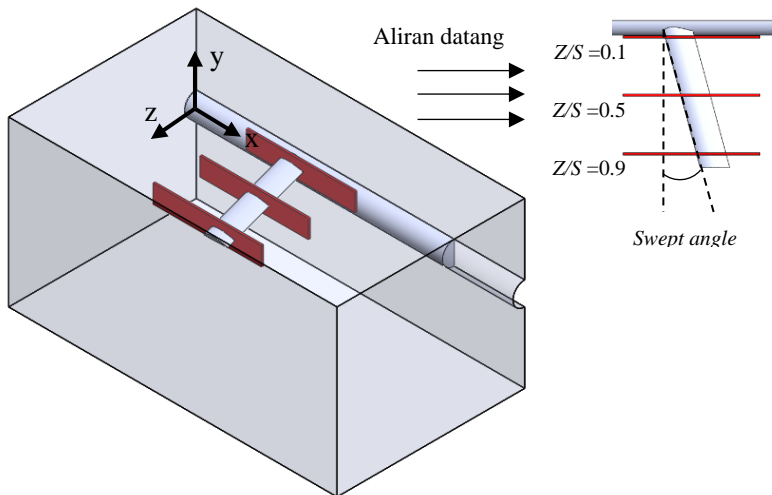
Pada *low wing arrangement*, baik nilai C_L maupun C_D juga mengalami penurunan seiring dengan peningkatan *backward swept angle*. Nilai C_L dan C_D terendah terjadi pada sayap yang memiliki *swept angle* $A = 30^\circ$ dengan nilai masing-masing sebesar 0.326 dan 0.018. Sedangkan nilai tertinggi terjadi pada sayap *unswept* ($A = 0^\circ$) dengan nilai C_L sebesar 0.359 dan nilai C_D sebesar 0.023.

Performa aerodinamika (C_L/C_D) pada *high wing arrangement* terus mengalami kenaikan seiring dengan peningkatan *backward swept angle*. Performa tertinggi dimiliki oleh sayap dengan *backward swept angle* 30° dengan nilai rasio sebesar 18.49. Hal serupa juga terjadi pada *low wing arrangement*,

dimana performa aerodinamika mengalami kenaikan seiring dengan peningkatan *backward swept angle*. Performa tertinggi dimiliki oleh sayap dengan *backward swept angle* 30° dengan nilai rasio sebesar 18.2. Peningkatan performa ini sesuai dengan teori dari Sadraey (2013).

4.3 Koefisien tekanan (C_p)

Fluida yang mengalir pada permukaan suatu benda akan menimbulkan distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan (C_p). Koefisien tekanan di definisikan pada persamaan (2.3). Distribusi CP pada permukaan *airfoil* merupakan salah satu parameter yang dapat menggambarkan karakteristik aliran yang terjadi di sekeliling *airfoil* tersebut. Evaluasi CP pada simulasi ini diukur pada beberapa lokasi *span* antara lain $Z/S = 0.1$, $Z/S = 0.5$ dan $Z/S = 0.9$. Hal ini dapat dilihat pada gambar 4.1.



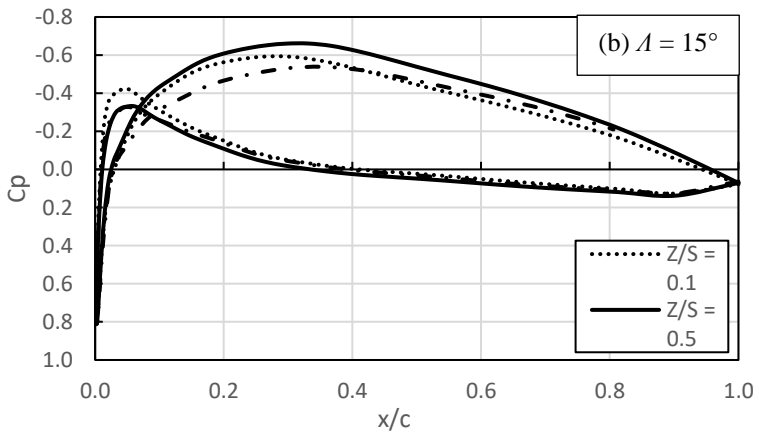
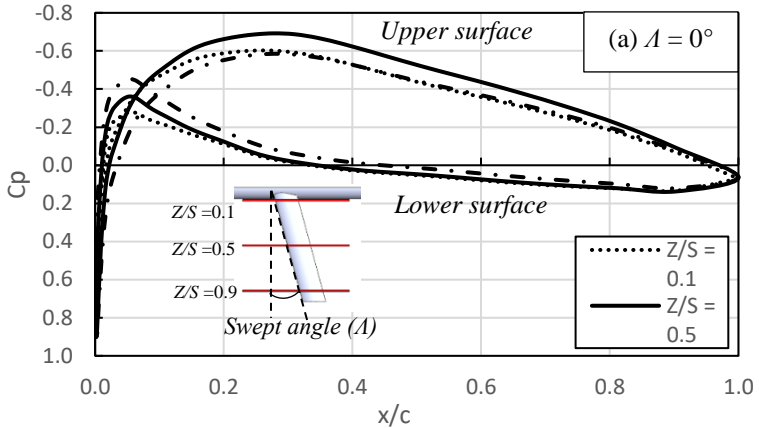
Gambar 4. 1. Skema bidang pengambilan data distribusi tekanan.

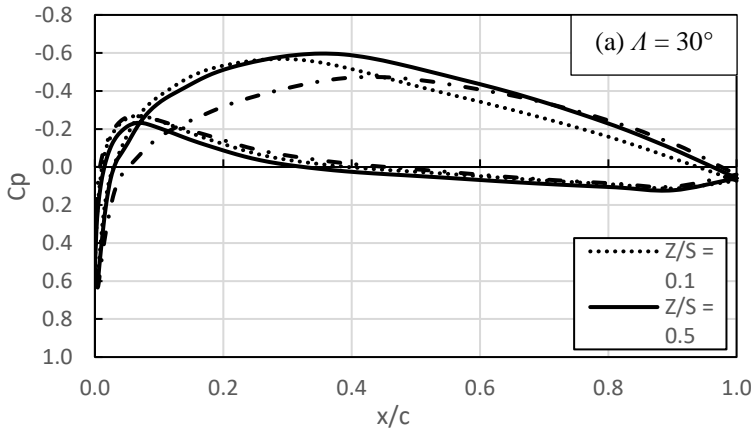
Gambar 4.2 menunjukkan distribusi tekanan pada sayap *backward swept angle* sebesar 0° , 15° dan 30° pada *high wing arrangement* dengan *angle of attack* $\alpha = 0^\circ$. Data diambil dari beberapa posisi sepanjang span. Gambar 4.2 (a) merupakan grafik C_p terhadap x/c dari berbagai posisi pada *relative span length* (Z/S) dengan *backward swept angle* $\Lambda = 0^\circ$. Pada gambar tersebut terlihat bahwa, pada beberapa posisi terhadap span, grafik menunjukkan *trendline* yang serupa. Pada *lower surface* grafik C_p pada $Z/S = 0.1$ dan $Z/S = 0.5$ cenderung saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada kedua posisi tersebut tidak jauh berbeda. Perbedaan yang signifikan terjadi pada $Z/S = 0.9$, dimana nilai C_p paling rendah jika dibandingkan dengan yang lain. Pada *upper surface* grafik C_p pada $Z/S = 0.1$ dan $Z/S = 0.9$ cenderung saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada kedua posisi tersebut tidak jauh berbeda. Perbedaan yang signifikan terjadi pada $Z/S = 0.5$, dimana nilai C_p paling rendah jika dibandingkan dengan yang lain. Adapun jika ditinjau dari luasan grafik yang dibentuk antara *upper surface* dan *lower surface*, luasan terbesar dihasilkan pada $z/s = 0.5$ kemudian diikuti oleh $z/s = 0.1$ dan $z/s = 0.9$.

Gambar 4.2 (b) merupakan grafik C_p terhadap x/c dari berbagai posisi pada *relative span length* (Z/S) dengan *backward swept angle* $\Lambda = 15^\circ$. Dari gambar tersebut terlihat bahwa, pada beberapa posisi terhadap span, grafik menunjukkan *trendline* yang serupa. Pada *lower surface* grafik C_p pada $Z/S = 0.1$, $Z/S = 0.5$ dan $Z/S = 0.9$ cenderung saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada ketiga posisi tersebut tidak jauh berbeda. Pada *upper surface* nilai C_p berbeda-beda. Nilai C_p paling minimum terjadi pada posisi $Z/S = 0.5$ kemudian $Z/S = 0.9$ dan selanjutnya pada $Z/S = 0.1$.

Gambar 4.2 (c) merupakan grafik C_p terhadap x/c dari berbagai posisi pada *relative span length* (Z/S) dengan *backward swept angle* $\Lambda = 30^\circ$. Pada gambar tersebut terlihat bahwa, pada beberapa posisi terhadap span, grafik menunjukkan *trendline* yang serupa. Pada *lower surface* grafik C_p pada $Z/S = 0.1$, $Z/S = 0.5$ dan

$Z/S = 0.9$ cenderung saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada ketiga posisi tersebut tidak jauh berbeda. Pada *upper surface* nilai C_p minimumnya berbeda-beda. Nilai C_p paling minimum terjadi pada posisi $Z/S = 0.5$ kemudian $Z/S = 0.9$ dan selanjutnya pada $Z/S = 0.1$.





Gambar 4. 2. Grafik C_p terhadap x/c dari berbagai posisi pada z/s .

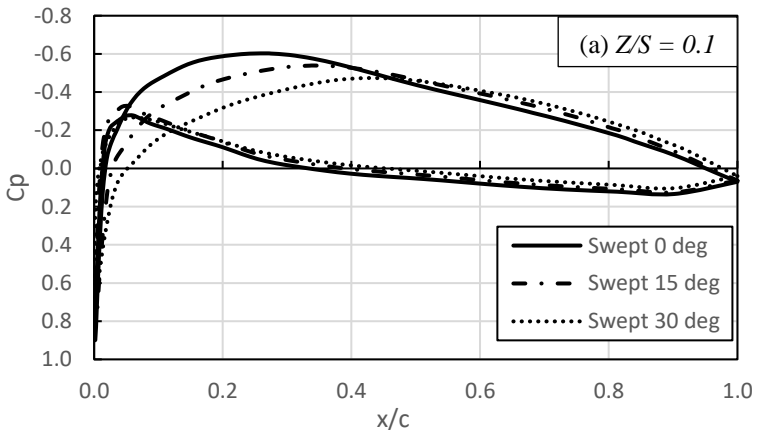
Gambar 4.3 merupakan grafik yang menekankan pengaruh *backward swept angle* = 0° , 15° dan 30° pada *high wing arrangement* terhadap distribusi tekanan pada posisi span tertentu. Gambar 4.3 (a) menunjukkan pengaruh *backward swept angle* = 0° , 15° dan 30° terhadap distribusi tekanan pada $z/s = 0.1$. Pada gambar tersebut terlihat bahwa, pada *lower surface* grafik saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusinya tidak jauh berbeda. Sedangkan pada *upper surface*, distribusi tekanannya berbeda-beda. Nilai C_p paling minimum terjadi pada *swept angle* = 0° kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° . Luasan grafik terbesar antara *upper* dan *lower surface* dihasilkan pada *swept angle* = 0° kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° .

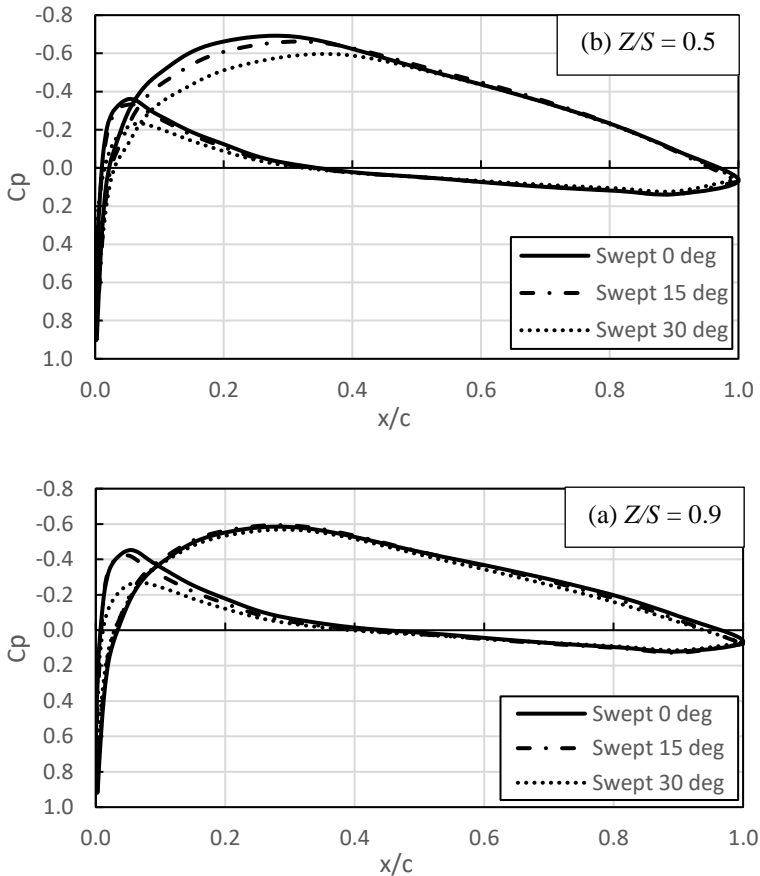
Gambar 4.3 (b) menunjukkan pengaruh *backward swept angle* = 0° , 15° dan 30° terhadap distribusi tekanan pada $z/s = 0.5$. Pada gambar tersebut terlihat bahwa, pada *lower surface* grafik saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusinya tidak jauh berbeda. Sedangkan pada *upper surface*, distribusi tekanannya berbeda-beda. Nilai C_p paling minimum

terjadi pada *swept angle* = 0° kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° . Luasan grafik terbesar antara *upper* dan *lower surface* dihasilkan pada *swept angle* = 0° kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° .

Gambar 4.3 (c) menunjukkan pengaruh *backward swept angle* = 0° , 15° dan 30° terhadap distribusi tekanan pada $z/s = 0.9$. Pada gambar tersebut terlihat bahwa, pada *lower surface*, distribusi tekanannya berbeda-beda. Nilai C_p paling minimum terjadi pada *swept angle* = 0° kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° . Sedangkan pada *lower surface* grafik saling berhimpit, hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanannya tidak jauh berbeda. Luasan grafik terbesar antara *upper* dan *lower surface* dihasilkan pada *swept angle* = 0° kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° .

Dari ketiga gambar tersebut dapat disimpulkan bahwa *swept angle* mempengaruhi distribusi tekanan pada sayap pesawat dimana dengan bertambahnya *swept angle*, luasan grafik yang dibentuk antara *upper* dan *lower surface* akan semakin menyempit. Luasan grafik ini mengindikasikan besarnya C_L yang dibangkitkan. *Swept angle* = 0° memiliki luasan grafik paling besar, kemudian diikuti oleh *swept angle* = 15° dan 30° .



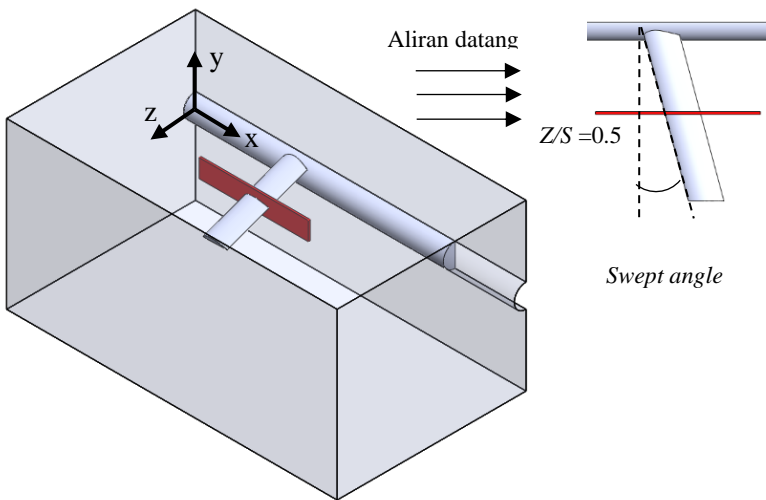


Gambar 4. 3. Grafik C_p terhadap x/c dari berbagai variasi *swept angle*.

4.5 Fenomena aliran pada span *airfoil*

Fenomena aliran yang dievaluasi yaitu pada *midspan airfoil*. Hal ini perlu ditinjau untuk mengetahui karakteristik alirannya karena pada bagian ini pengaruh *vortex* yang terjadi pada *tip* maupun dekat *wall body junction* sangat minim. Adapun skema

pengambilan data berupa kontur kecepatan pada *midspan aerfoil* dapat dilihat pada gambar 4.4.



Gambar 4. 4. Skema bidang pengambilan kontur kecepatan pada *midspan*

Gambar 4.5 (a) menunjukkan kontur kecepatan, *streamline* aliran dari *airfoil* NACA 4412 pada *high wing arrangement* dengan variasi *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° . Kontur kecepatan pada gambar tersebut mengalami perubahan seiring dengan kenaikan *swept angle*. Pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$, kecepatan pada daerah *maximum chamber airfoil* paling maksimum dibandingkan dengan *swept angle* yang lainnya. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna merah yang memiliki area paling besar. Kecepatan di sekitar *leading edge* paling rendah dibandingkan dengan *swept angle* lainnya. Hal ini divisualisasikan dengan kontur yang berwarna hijau pada *leading edge* dengan *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ memiliki area paling besar dibanding yang lainnya. Daerah dekat *trailing edge* juga memiliki kecepatan yang paling rendah dibandingkan dengan *swept angle* yang lainnya. *Streamline* yang terbentuk tidak menunjukkan adanya daerah separasi.

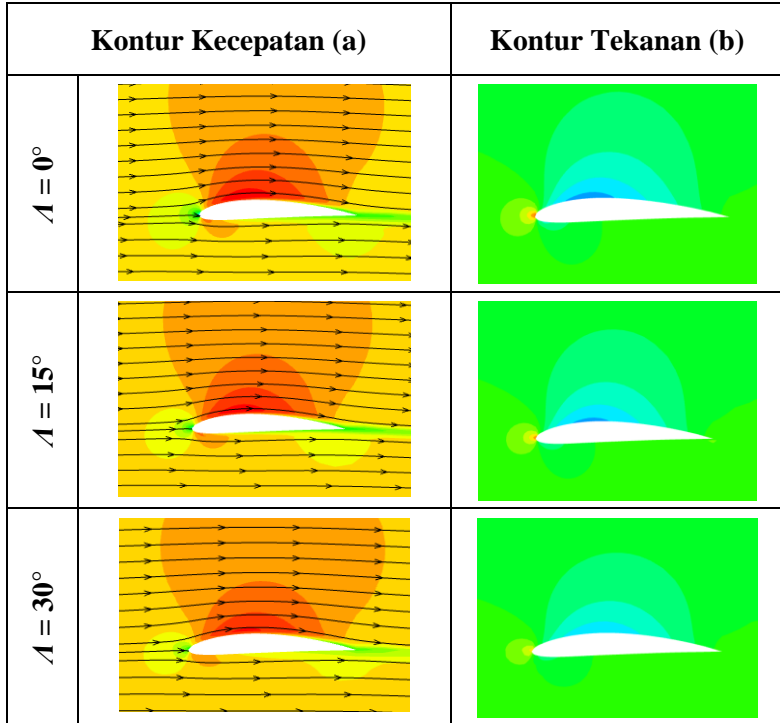
Pada *swept angle* $A = 15^\circ$, kecepatan pada daerah *maximum chamber airfoil* menurun. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna merah yang memiliki area lebih sempit. Kecepatan di sekitar *leading edge* meningkat yang ditandai dengan kontur yang berwarna hijau pada *leading edge* memudar. Kecepatan pada daerah dekat *trailing edge* juga meningkat. Streamline yang terbentuk tidak menunjukkan adanya daerah separasi.

Pada *swept angle* $A = 30^\circ$, kecepatan pada daerah *maximum chamber airfoil* paling minimum dibandingkan dengan *swept angle* yang lainnya. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna merah yang memiliki area paling sempit. Kecepatan di sekitar *leading edge* kembali meningkat yang ditandai dengan kontur yang berwarna hijau pada *leading edge* semakin memudar. Kecepatan pada daerah dekat *trailing edge* juga meningkat kembali. Streamline yang terbentuk tidak menunjukkan adanya daerah separasi.

Gambar 4.5 (b) menunjukkan kontur tekanan statis dari *airfoil* NACA 4412 pada *high wing arrangement* dengan variasi *swept angle* $A = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° . Kontur tekanan pada gambar tersebut mengalami perubahan seiring dengan kenaikan *swept angle*. Daerah yang paling signifikan terjadi perubahan tekanan adalah daerah *leading edge* dan daerah *upper surface*. Pada *swept angle* $A = 0^\circ$, area *maximum chamber airfoil* memiliki tekanan paling minimum dibandingkan dengan *swept angle* yang lainnya. Hal ini ditandai dengan area berwarna biru tua. Sedangkan pada daerah *leading edge*, tekanan maksimum terjadi pada *swept angle* ini. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna merah pada daerah *leading edge*.

Pada *swept angle* $A = 15^\circ$, tekanan pada area *maximum chamber airfoil* meningkat. Hal ini ditandai dengan area berwarna biru tua yang memudar dan menyempit. Sedangkan pada daerah *leading edge*, tekanan mengalami penurunan. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna merah pada daerah *leading edge* yang memudar. Pada *swept angle* $A = 30^\circ$, tekanan

pada area *maximum chamber airfoil* kembali meningkat. Hal ini ditandai dengan area berwarna biru tua yang semakin memudar dan semakin menyempit. Sedangkan pada daerah *leading edge*, tekanan kembali mengalami penurunan. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna merah pada daerah *leading edge* yang semakin memudar.



Pressure (Pa)



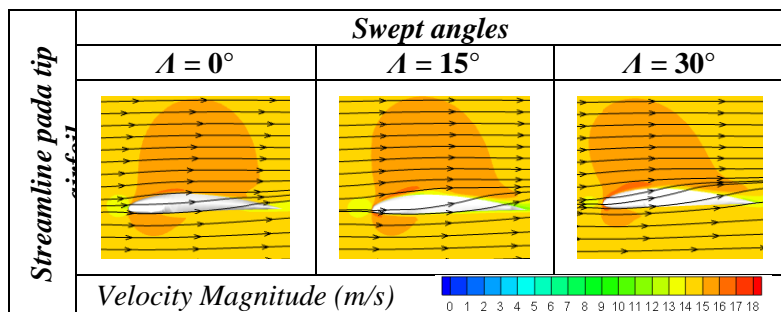
Velocity
magnitude (m/s)



Gambar 4. 5. Kontur kecepatan, *streamline* aliran, dan kontur tekanan airfoil NACA 4412 pada *midspan*.

Dari pembahasan diatas, penambahan *swept angle* terbukti mampu mengubah performa aerodinamika pada sayap pesawat terbang. Hal ini ditunjukkan oleh kontur kecepatan maupun kontur tekanan yang telah dijelaskan sebelumnya. Penurunan gaya hambat (*drag*) dan gaya angkat (*lift*) membuktikan teori Sadraey (2013) tentang pengaruh *swept angle* terhadap performa aerodinamika dari suatu sayap pesawat terbang.

Gambar 4.6 merupakan kontur kecepatan dan *streamline* pada *tip airfoil*. Terlihat bahwa *swept angle* mempengaruhi fenomena aliran pada *tip airfoil* yang ditandai dengan perubahan kontur kecepatan dan *streamline*. Pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ kecepatan maksimum terjadi pada *maximum chamber airfoil* yang ditandai dengan kontur berwarna merah. Kecepatan maksimum ini akan membesar dan semakin mendekati *leading edge* seiring dengan bertambahnya *swept angle*.



Gambar 4. 6. Kontur kecepatan dan *streamline* pada *tip airfoil*.

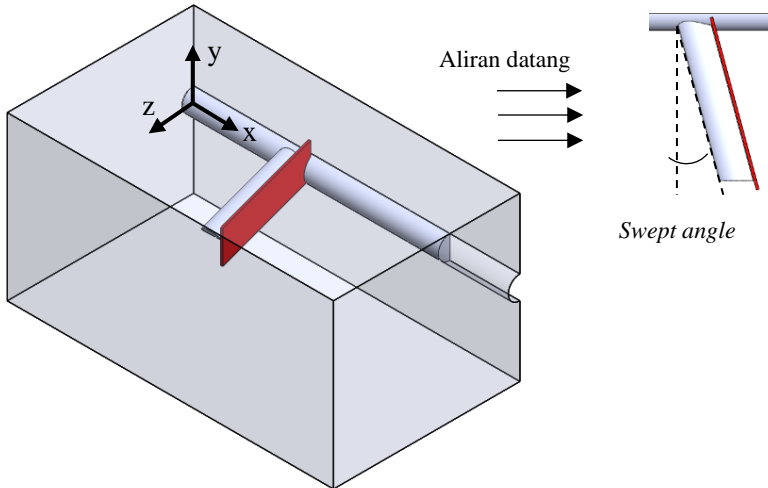
Untuk evaluasi *streamline*, pengaruh perubahan *swept angle* diamati pada *streamline* tepat dibagian *lower surface*. Hal ini untuk memudahkan nalisa dengan melihat posisi tepat aliran bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface*. Pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ *streamline* tepat mulai bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface* terjadi pada daerah dekat dengan *trailing edge*. Hal ini tampak tidak jauh berbeda dengan *swept angle* $\Lambda = 15^\circ$. Perbedaan dapat dilihat secara signifikan pada *swept angle* $\Lambda = 30^\circ$ dimana *streamline* tepat mulai bergerak dari *lower surface*

menuju *upper surface* terjadi pada daerah yang semakin mendekati *leading edge*.

Dari pembahasan diatas dapat disimpulkan bahwa *swept angle* mempengaruhi kontur kecepatan dan *streamline* pada *tip airfoil*. Dengan bertambahnya *swept angle*, kecepatan maksimum semakin besar dan posisinya semakin mendekati *leading edge*. *Streamline* tepat mulai bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface* terjadi pada daerah yang semakin mendekati *leading edge* seiring dengan bertambahnya *swept angle*.

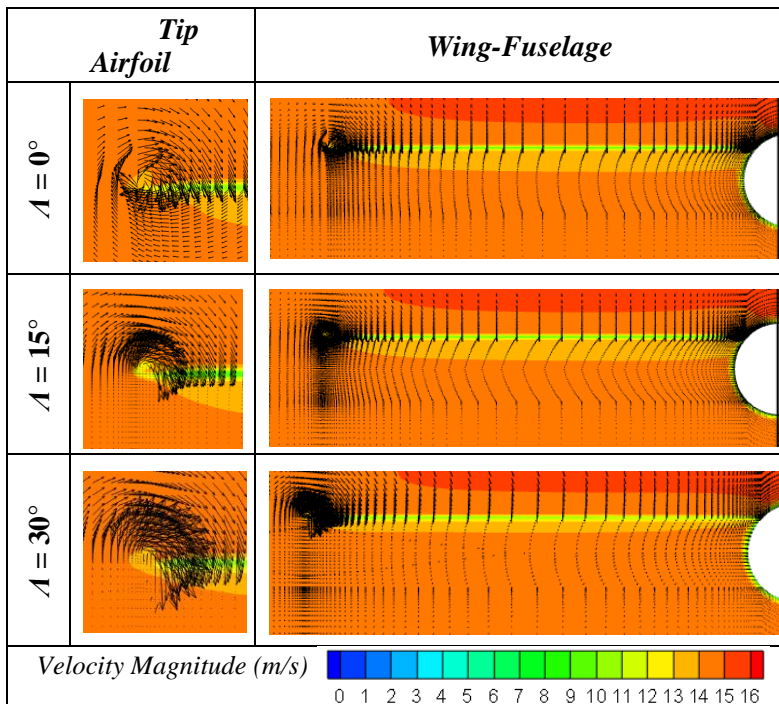
4.6 *Velocity magnitude* pada *trailing edge airfoil* dengan vector kecepatan *y-z*

Skema pengambilan data aliran pada *trailing edge airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.7. Pengambilan data ini dilakukan untuk mempermudah analisa fenomena *tip vortex* pada setiap konfigurasi *swept angle*.



Gambar 4. 7. Skema bidang pengambilan data aliran pada *trailing edge airfoil*

Tip vortex merupakan fenomena aliran pada sayap pesawat dimana terdapat aliran yang bergerak dari sisi bawah (*lower surface*) menuju sisi atas (*upper surface*). Aliran ini kemudian membentuk pusaran. Hal ini terjadi karena adanya perbedaan tekanan antara permukaan bawah (*lower surface*) dan permukaan atas (*upper surface*) dari *airfoil*. Pada *lower surface*, tekanan yang terjadi lebih tinggi dibandingkan dengan tekanan pada *upper surface*.

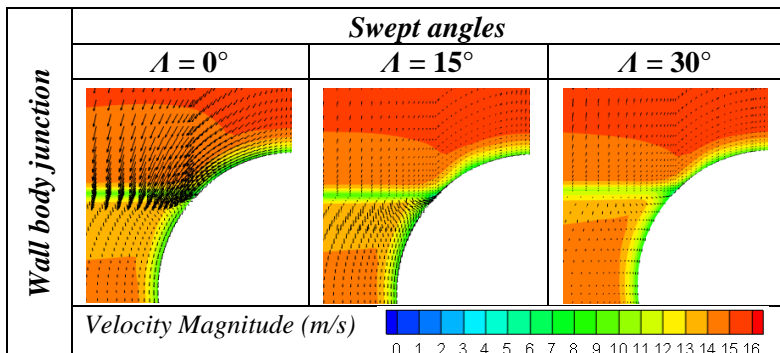


Gambar 4. 8. Kontur kecepatan dan vector kecepatan y-z tepat pada *trailing edge airfoil*

Gambar 4.8 menunjukkan aliran yang terjadi pada *trailing edge* dengan variasi *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° serta *angle of attack* (α) = 0° pada *high wing arrangement*. Pada daerah

tip, seiring dengan penambahan *swept angle* aliran semakin bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface*. Akibat pergerakan ini, terjadi pusaran aliran yang selanjutnya disebut sebagai *tip vortex*. Fenomena ini sesuai dengan penelitian yang telah dilakukan oleh Ridha (2017), bahwa penambahan *swept angle* dapat memperbesar *tip vortex*.

Pada *high wing arrangement*, penambahan *swept angle* juga dapat merubah besarnya *vortex* yang terjadi pada *junction*. Terlihat bahwa *vortex* pada *junction* akan mengecil seiring dengan penambahan *swept angle*. Hal ini ditandai dengan semakin mengecilnya pusaran yang terjadi pada daerah *junction* yang ditunjukkan oleh vector kecepatan *y-z*. Hal ini sesuai dengan penelitian yang telah dilakukan oleh Ridha (2017) bahwa *swept angle* dapat menurunkan *vortex* yang terjadi pada *junction*.



Gambar 4. 9. Kontur kecepatan dan vektor kecepatan *y-z* pada *wall body junction*.

Gambar 4.9 merupakan analisa fenomena aliran pada daerah *wall body junction* dengan evaluasi kontur dan vektor kecepatan *y-z*. Pada *swept angle* $A = 0^\circ$ terlihat bahwa vector kecepatan memiliki orientasi dibelokkan dan bergerak ke arah *spanwise* terutama pada *lower surface* di daerah *wall body junction*. *Swept angle* ini memiliki daerah yang paling luas dengan fenomena vektor kecepatan yang dibelokkan. Pada *swept angle* $A = 15^\circ$ orientasi vector kecepatan yang dibelokkan dan bergerak

kearah *spanwise* pada *lower surface* di daerah *wall body junction* menurun dan luasannya menyempit. Penurunan dan penyempitan luasan dengan orientasi vector kecepatan yang dibelokkan kembali dihasilkan pada $\Lambda = 30^\circ$.

Dari pembahasan diatas, dapat disimpulkan bahwa dengan bertambahnya *swept angle*, orientasi vector kecepatan yang dibelokkan akan semakin menurun. Selain dibelokkan, vector kecepatan juga bergerak ke arah *spanwise* terutama pada *lower surface* di daerah *wall body junction*. Daerah yang memiliki orientasi vector kecepatan yang dibelokkan terluas dimiliki oleh *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ dan daerah paling sempit dimiliki oleh $\Lambda = 30^\circ$.

4.7 *Turbulent Kinetic Energy pada trailing edge airfoil*

Turbulent kinetic Energy (TKE) merupakan fluktuasi energi kinetik rata-rata persatuan massa yang terkait dengan *vortex* dalam aliran turbulen. TKE disimbolkan dengan k dan dinyatakan dalam persamaan 4.1.

$$k = \frac{1}{2} (\overline{(u')^2} + \overline{(v')^2} + \overline{(w')^2}) \quad (4.1)$$

dimana u' , v' dan w' masing-masing merupakan selisih antara kecepatan sesaat dan rata-rata pada komponen kecepatan x, y, dan z.

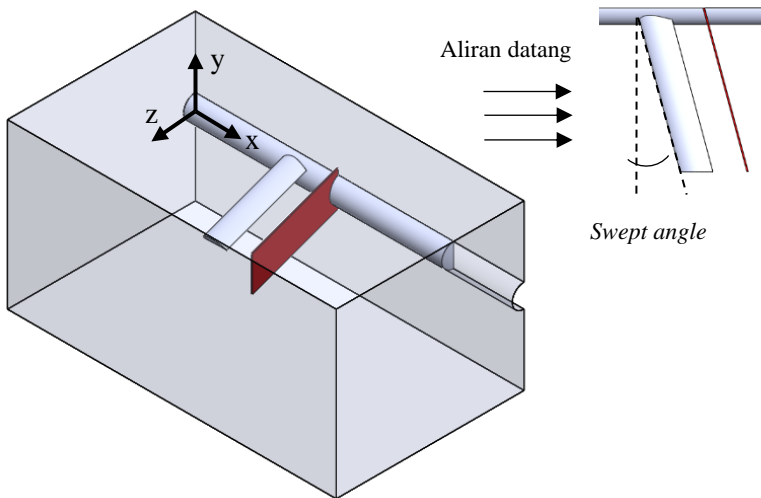
Fenomena *vortex* akan menimbulkan turbulensi sehingga akan menyebabkan fluktuasi kecepatan yang besar. Tingkat turbulensi sering dinyatakan dalam *turbulence intensity* yang disimbolkan dengan I dan dinyatakan dalam persamaan 4.2.

$$I = \frac{\sqrt{\frac{1}{3} (\overline{(u')^2} + \overline{(v')^2} + \overline{(w')^2})}}{U} \quad (4.2)$$

dimana u' , v' dan w' masing-masing merupakan selisih antara kecepatan sesaat dan rata-rata pada komponen kecepatan x, y, dan z. sedangkan U merupakan kecepatan rata-rata. Dari persamaan 4.1 dan 4.2 didapatkan korelasi antara TKE dan *turbulence intensity* yang dinyatakan dalam persamaan 4.3.

$$I = \frac{\sqrt{\frac{2}{3}k}}{U} \quad (4.3)$$

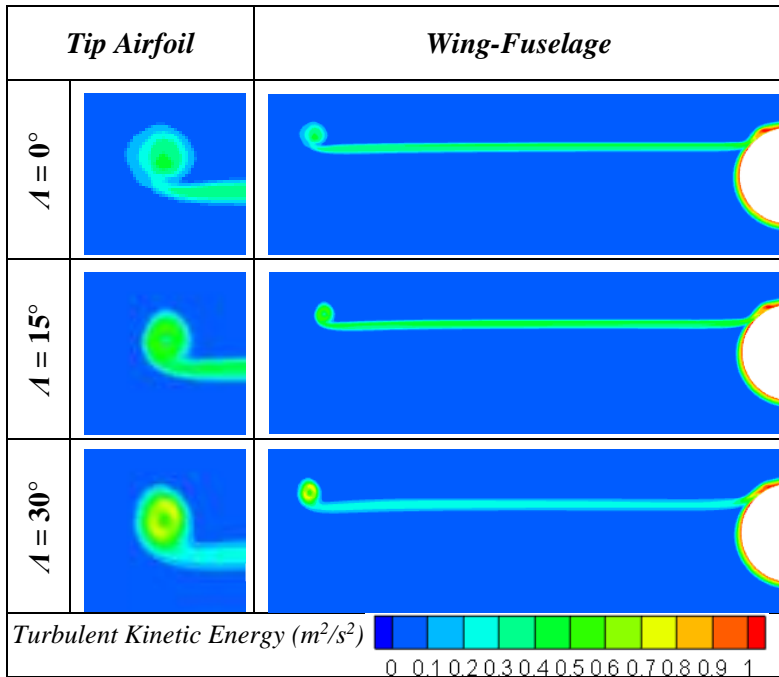
Dari persamaan 4.3 dapat diamati bahwa *turbulence intensity* berbanding lurus dengan TKE. Semakin besar nilai TKE maka nilai *turbulence intensity* juga akan semakin besar. Pada penelitian ini, fenomena *vortex* dievaluasi dengan menggunakan TKE.



Gambar 4. 10. Skema bidang pengambilan data *turbulent kinetic energy*

Skema pengambilan data TKE pada bagian *trailing edge airfoil* NACA 4412 dengan variasi *swept angle* $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ dapat dilihat pada gambar 4.10. Data diambil pada *trailing edge* berjarak $1C$ sehingga fenomena *vortex* dapat tertangkap lebih baik. Gambar 4.11 menunjukkan kontur *turbulent kinetic energy (TKE)* pada bagian *tip* dan *junction airfoil* dengan *swept angle* yang berbeda. Perbedaan yang ditunjukkan adalah perubahan fluktuasi kecepatan dan besarnya daerah yang melingkar pada *tip airfoil* dan

junction. Daerah yang melingkar ini mengindikasikan adanya *vortex* pada bagian tersebut (*tip vortex*).



Gambar 4. 11. Turbulent kinetic energy tepat pada *trailing edge airfoil*

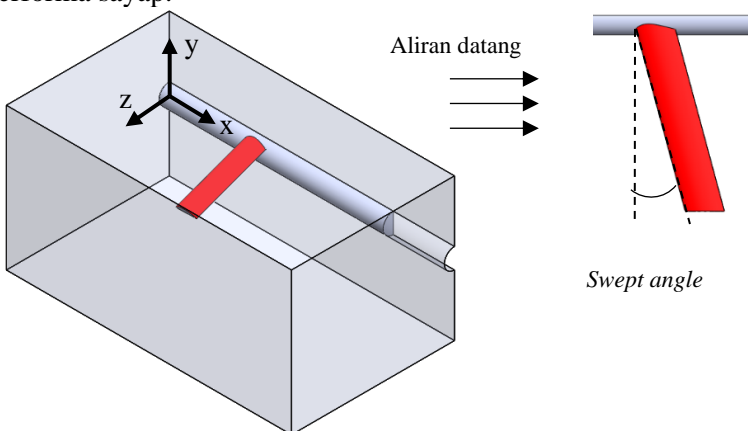
Pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$, TKE memiliki daerah yang melingkar pada *tip airfoil* paling kecil dibandingkan dengan *swept angle* $\Lambda = 15^\circ$ dan $\Lambda = 30^\circ$. Selain itu juga, kontur pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ memiliki warna yang paling redup hal ini mengindikasikan nilai TKE pada *tip* dengan *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ paling kecil dibandingkan dengan *swept angle* $\Lambda = 15^\circ$ dan $\Lambda = 30^\circ$. Sedangkan dari *swept angle* $\Lambda = 15^\circ$ ke *swept angle* $\Lambda = 30^\circ$, daerah yang melingkar pada *tip airfoil* membesar dan nilai TKE juga meningkat yang ditandai dengan kontur warna yang lebih terang. Adapun pada daerah *junction*, dengan bertambahnya *swept angle*, nilai TKE

akan menurun dan memiliki area semakin menyempit terutama pada daerah *upper airfoil* yang ditandai dengan kontur berwarna merah.

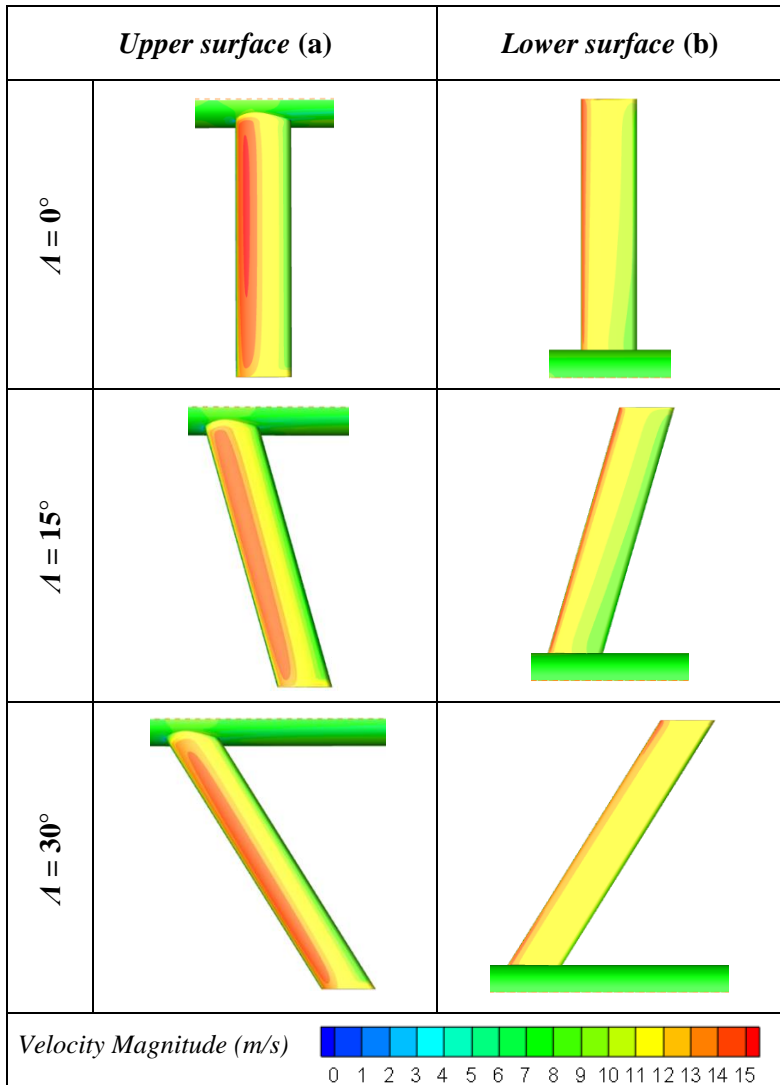
Dari pembahasan tersebut, dapat diambil kesimpulan bahwa *TKE* pada *tip airfoil* mengalami kenaikan seiring dengan peningkatan *swept angle*. Besarnya daerah yang melingkar pada *tip airfoil* dan kontur yang semakin terang mengindikasikan bahwa *vortex* yang terjadi pada *tip airfoil* juga membesar. Sedangkan pada daerah *junction*, nilai *TKE* menurun seiring dengan bertambahnya *swept angle* meskipun penurunannya tidak terlalu signifikan.

4.8 Fenomena Aliran Pada *Upper Surface* dan *Lower Surface Airfoil*

Skema pengambilan data aliran pada *upper surface* dan *lower surface airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.12. Data aliran yang dimaksud adalah kontur tekanan dan kontur kecepatan *airfoil* NACA 4412 dengan *backward swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° serta *angle of attack* (α) = 0° pada *high wing arrangement*. Hal ini perlu dilakukan untuk mengetahui fenomena aliran pada *upper surface* sehingga dapat diketahui pengaruhnya terhadap performa sayap.



Gambar 4. 12. Skema bidang pengambilan data aliran pada *upper surface*



Gambar 4. 13. Kontur kecepatan pada *upper surface* (a) dan pada *lower surface* (b).

Gambar 4.13 merupakan kontur tekanan kecepatan pada *upper surface* dan *lower surface airfoil* NACA 4412 dengan *backward swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° serta *angle of attack* (α) = 0° pada *high wing arrangement*. Terlihat bahwa dengan penambahan *backward swept angle* dapat mengubah distribusi kecepatan pada *upper surface* dan *lower surface airfoil*.

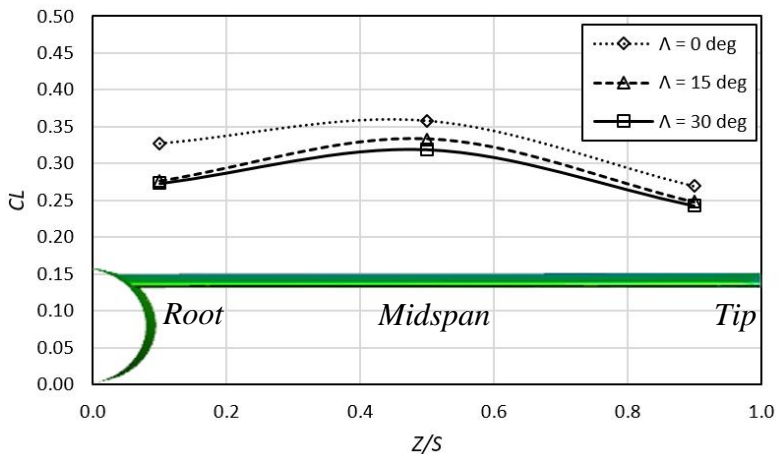
Gambar 4.13 (a) merupakan kontur kecepatan pada *upper surface*. Kecepatan maksimum pada *upper surface* terjadi pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$, tepatnya didaerah maksimum *chamber*. Hal ini diindikasikan dari kontur kecepatan dimana pada *swept angle* ini area yang berwarna merah tua paling besar. Pada *swept angle* $\Lambda = 15^\circ$, area yang berwarna merah tua pada *upper surface* mengecil yang berarti bahwa kecepatan pada *upper surface* mengalami penurunan. Penurunan kecepatan kembali terjadi pada *swept angle* $\Lambda = 30^\circ$, dimana area berwarna merah tua semakin kecil. Hal ini menunjukkan bahwa dengan bertambahnya *swept angle*, kecepatan yang terjadi pada *upper surface* terus mengalami penurunan.

Gambar 4.13 (b) merupakan kontur kecepatan pada *lower surface*. Kecepatan maksimum pada *lower surface* terjadi pada *swept angle* $\Lambda = 0^\circ$, tepatnya didaerah dekat dengan *leading edge*. Hal ini diindikasikan dari kontur kecepatan dimana pada *swept angle* ini area yang berwarna merah tua paling besar. Pada *swept angle* $\Lambda = 15^\circ$, area yang berwarna merah tua pada *lower surface* mengecil yang berarti bahwa kecepatan pada *lower surface* mengalami penurunan. Penurunan kecepatan kembali terjadi pada *swept angle* $\Lambda = 30^\circ$, dimana area berwarna merah tua semakin kecil. Hal ini menunjukkan bahwa dengan bertambahnya *swept angle*, kecepatan maksimum yang terjadi pada *lower surface* terus mengalami penurunan.

Dari pembahasan diatas, dapat disimpulkan bahwa penambahan *swept angle* mampu menurunkan kecepatan pada *upper surface* dan *lower surface*. Pada *upper surface*, kecepatan maksimum terjadi pada daerah maksimum *chamber*. Sedangkan pada *lower surface*, kecepatan maksimum terjadi pada daerah dekat dengan *leading edge*.

4.9 Distribusi *Coefficient Lift* (C_L) sepanjang *span*

Backward swept angle diketahui dapat mengubah distribusi tekanan yang terjadi pada sayap pesawat. Perubahan distribusi tekanan ini disebabkan karena adanya perubahan kecepatan aliran pada sayap. Perubahan distribusi tekanan juga mengindikasikan terjadinya perubahan distribusi C_L yang terjadi sepanjang *span*. Pada simulasi kali ini, pengolahan data untuk mendapatkan distribusi C_L dilakukan dengan cara mengolah data *pressure coefficient* (C_p) terlebih dahulu. Dari nilai C_p selanjutnya dilakukan pengolahan data dengan cara melakukan integral selisih antara bagian *lower surface* dengan bagian *upper surface*. Distribusi C_L diambil pada tiga titik yang berbeda sepanjang *span*, yaitu pada $Z/S = 0.1$, $Z/S = 0.5$ dan $Z/S = 0.9$.



Gambar 4. 14. Distribusi C_L sepanjang *span* dengan variasi *backward swept angle* (Λ).

Gambar 4.14 merupakan distribusi C_L sepanjang *span* dengan variasi *backward swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30° serta *angle of attack* (α) = 0° pada *high wing arrangement*. Dari gambar tersebut dapat dilihat bahwa ketiga grafik distribusi C_L memiliki *trendline* yang sama. Untuk setiap *swept angle*, nilai C_L

tertinggi dihasilkan pada $z/s = 0.5$ atau pada daerah *midspan* dan nilai C_L terendah dihasilkan pada $z/s = 0.9$ atau pada daerah dekat dengan *tip airfoil*. Dari ketiga *swept angle* tersebut untuk tiap posisi terhadap span, nilai distribusi C_L tertinggi dihasilkan oleh sayap dengan variasi *swept angle* = 0° sedangkan nilai distribusi C_L terendah dihasilkan oleh sayap dengan variasi *swept angle* = 30° .

Dari gambar tersebut dapat disimpulkan bahwa nilai C_L akan mengalami penurunan seiring dengan peningkatan *backward swept angle*. Nilai tertinggi terletak pada $Z/S = 0.5$ dimana daerah ini merupakan daerah *midspan*, yaitu daerah yang paling minim akan pengaruh *vortex* yang terjadi pada *root* dan *tip*. Nilai C_L akan meningkat dari *root* menuju *midspan* dan kemudian terjadi penurunan kembali dari *midspan* menuju *tip*.

BAB V PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Studi numerik karakteristik aliran tiga dimensi melewati airfoil naca 4412 dengan *backward swept angle* (Λ) 0° , 15° dan 30° pada *high wing arrangement* menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Total *lift coefficient* (C_L) dan total *drag coefficient* (C_D) tertinggi dimiliki oleh *airfoil* dengan *backward swept angle* $\Lambda = 0^\circ$ dengan nilai masing-masing adalah 0.3726 dan 0.02038.
2. Peningkatan *swept angle* dapat menurunkan C_L dan C_D .
3. Performa aerodinamika terbaik berdasarkan rasio C_L/C_D dimiliki oleh *airfoil* dengan *backward swept angle* $\Lambda = 30^\circ$ dengan nilai 18.49
4. Perubahan *backward swept angle* akan merubah distribusi C_p sepanjang span, hal tersebut mengindikasikan bahwa distribusi gaya angkat C_L juga berubah dimana semakin mendekati tip gaya angkat menurun seiring dengan kenaikan *swept angle*.
5. Pada *midspan*, peningkatan *swept angle* akan menurunkan kecepatan pada *upper surface* sehingga tekanan mengalami peningkatan.
6. *Streamline* aliran pada *midspan* cenderung tidak berubah seiring dengan perubahan *swept angle*

5.2 Saran

Berikut beberapa saran yang dapat dilakukan untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini:

1. Melakukan studi *backward swept angle* pada sudut serang dan tipe *airfoil* yang lebih bervariasi sehingga mampu menggambarkan pengaruh terhadap karakteristik aerodinamika secara menyeluruh agar didapatkan kesimpulan yang lebih general.
2. Posisi penempatan sayap, baik *high wing*, *mid wing* maupun *low wing* karakteristik alirannya sangat dipengaruhi oleh

bentuk *nose* dan juga *fuselage*. Hal ini membuat penelitian tentang *backward swept angle* pada *high wing arrangement* perlu untuk disempurnakan dengan penambahan *nose* dan *fuselage* yang mendekati dengan kondisi sesungguhnya.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbot, I. H., & Von Deonhoff, A. E. (1959). *Theory of Wing Sections*. New York: Dover Publishing.
- Anderson Jr., J. D. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics (3th ed.)*. New York: McGrawHill.
- Hashimoto, Akihiro., Jeong, Shinkyu., & Obayashi, Shigeru. (2015). *Aerodynamic Optimization of Near-future High-wing Aircraft*. Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 58, No. 2, pp. 73–82.
- Herman, S. (2010). Identifikasi Gejala *Compressor Stall* Melalui Observasi Lanjut Zona Aliran 3 Dimensi. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Houghton, E. L., & Carpenter, P. W. (2002). *Aerodynamics for Engineering Students (5th ed.)*. Oxford : Butterworth-Heinemann.
- Indra, W.D. (2019). *Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Melewati Airfoil NACA 4412 dengan Backward Swept Angle 0°, 15°, dan 30° pada Low Wing Arrangement*. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Munson, B. R., Young, D. F., Okiishi, T. H., & Huebsch, W. W. (2012). *Fundamental of Fluid Mechanics*. United States of America: John Wiley & sons.
- Petinrin, M. O., & Onoja, V. A. (2017). *Computational Study of Aerodynamic Flow over NACA 4412 Airfoil*. British Journal of Applied Science & Technology, Article no. BJASt.31893.
- Rainer. *Boundary Layer Separation and Pressure Drag*. Retrieved from Aerospace Engineering: <https://aerospaceengineeringblog.com/boundary-layer-separation-and-pressure-drag/>, diakses pada 31 Maret 2019.
- Ridha, R. (2017). *Studi Numerik Karakteristik Aliran 3 Dimensi di Sekitar Airfoil NACA 0012 dengan Backward Swept Angle*

0° , 15° , dan 30° . Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Sadraey, M. H. (2013). *Aircraft Design*. New Hampshire, USA: John Wiley & Sons Inc.

Tobak, M. and D.J. Peake. 1982. *Topology of Three Dimensional Separated Flows*, Ann.

Review Fluid Mechanics, 14th Edition, S.61/85.

Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (1995). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics The Finite Volume Method*. New York : John Wiley & Sons Inc.

BIODATA PENULIS



Istihadi Irawan adalah anak ke-2 dari dua bersaudara. Penulis lahir di Teluk Lecah, Kecamatan Rupert, Kabupaten Bengkalis, Provinsi Riau pada 01 Nopember 1997. Penulis memulai pendidikan di SDN 13 Parit Kebumen, Rupert, Bengkalis. Dilanjutkan dengan jenjang sekolah menengah di SMP Negeri 03 Rupert, dan menyelesaikan pendidikan sekolah menengah atas di SMA Negeri Plus Provinsi Riau. Terakhir, penulis melanjutkan studinya ke jenjang perkuliahan pada tahun 2015 di Departemen Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

Semasa kuliah, penulis aktif di berbagai kegiatan organisasi dan kepanitiaan, diantaranya adalah menjadi Kepala Departemen Syiar Kreatif Lembaga Dakwah Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS, Kepala Biro Media Informasi Himpunan Mahasiswa Mesin FTI-ITS, koordinator sie Publikasi dan Dokumentasi Wisuda 115 teknik Mesin FTI ITS, Koordinator Sub-Divisi Publikasi Kontes Mobil Hemat Energi (KMHE) 2017, dan koordinator laboratorium mekanika fluida.

Untuk Segala informasi dan saran yang ditujukan kepada penulis, dapat menghubungi email penulis di istihadii@gmail.com.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)