

MERAWAT INDONESIA DARI UDARA

(Studi Numerik Aerodinamika Sayap Airfoil
NACA)

Sanksi Pelanggaran Pasal 113
Undang-undang No. 28 Tahun 2014 Tentang Hak Cipta

1. **Setiap Orang** yang dengan tanpa hak melakukan pelanggaran hak ekonomi sebagaimana dimaksud dalam Pasal 9 ayat (1) huruf i untuk Penggunaan Secara Komersial dipidana dengan pidana penjara paling lama 1 (satu) tahun dan/atau pidana denda paling banyak Rp100.000.000 (seratus juta rupiah).
2. Setiap Orang yang dengan tanpa hak dan/atau tanpa izin Pencipta atau pemegang Hak Cipta melakukan pelanggaran hak ekonomi Pencipta sebagaimana dimaksud dalam Pasal 9 ayat (1) huruf c, huruf d, huruf f, dan/atau huruf h untuk Penggunaan Secara Komersial dipidana dengan pidana penjara paling lama 3 (tiga) tahun dan/atau pidana denda paling banyak Rp500.000.000,00 (lima ratus juta rupiah).
3. Setiap Orang yang dengan tanpa hak dan/atau tanpa izin Pencipta atau pemegang Hak Cipta melakukan pelanggaran hak ekonomi Pencipta sebagaimana dimaksud dalam Pasal 9 ayat (1) huruf a, huruf b, huruf e, dan/atau huruf g untuk Penggunaan Secara Komersial dipidana dengan pidana penjara paling lama 4 (empat) tahun dan/atau pidana denda paling banyak Rp1.000.000.000,00 (satu miliar rupiah).
4. Setiap Orang yang memenuhi unsur sebagaimana dimaksud pada ayat (3) yang dilakukan dalam bentuk pembajakan, dipidana dengan pidana penjara paling lama 10 (sepuluh) tahun dan/atau pidana denda paling banyak Rp4.000.000.000,00 (empat miliar rupiah).

MERAWAT INDONESIA DARI UDARA

**(Studi Numerik Aerodinamika Sayap Airfoil
NACA)**

Bondhan Firmanto, S.T., M.Eng.



MERAWAT INDONESIA DARI UDARA
(Studi Numerik Aerodinamika Sayap Airfoil NACA)

Diterbitkan pertama kali oleh Penerbit Amerta Media
Hak cipta dilindungi oleh undang-undang *All Rights Reserved*
Hak penerbitan pada Penerbit Amerta Media
Dilarang mengutip atau memperbanyak sebagian atau seluruh isi buku ini
tanpa seizin tertulis dari Penerbit

Anggota IKAPI
No 192JTE/2020
Cetakan Pertama: Mei 2023
15,5 cm x 23 cm
ISBN: 978-623-419-382-4

Penulis:
Bondhan Firmanto, S.T., M.Eng.

Editor:
Dimas Rahman Rizqian

Desain Cover:
Dwi Prasetyo

Tata Letak:
Ladifa Nanda

Diterbitkan Oleh:
Penerbit Amerta Media

NIB. 0220002381476

Jl. Raya Sidakangen, RT 001 RW 003, Kel, Kebanggan, Kec. Sumbang,
Purwokerto, Banyumas 53183, Jawa Tengah. Telp. 081-356-3333-24
Email: mediaamerta@gmail.com
Website: amertamedia.co.id
Whatsapp : 081-356-3333-24

Isi di luar tanggung jawab penerbit Amerta Media

Kata Pengantar

Bismillahirrahmanirrahim.

Puji syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT, yang telah memberikan kekuatan, ketekunan dan kesabaran sehingga buku yang sudah lama dipersiapkan ini, akhirnya dapat diselesaikan. Buku ini merupakan pengembangan dari penelitian yang penulis laksanakan, ketika menempuh studi pada Universitas Gadjah Mada. Sumber bacaan pokok dari penulisan buku ini adalah User's Guide Ansys, sebagai pelengkap juga diambilkan dari beberapa sumber lainnya antara lain buku, paper, dan jurnal ilmiah lainnya.

Buku ini dipersiapkan terutama untuk para pemula baik akademisi, peneliti, maupun umum yang sedang mempelajari Simulasi Aerodinamika 3D menggunakan software ANSYS. Langkah-langkah melakukan simulasi aerodinamika disajikan menggunakan software ANSYS dan dikemas secara sederhana dalam buku ini agar dapat langsung diaplikasikan atau dipraktikkan oleh pemula.

Pembahasan dalam buku ini terdiri dari tiga bagian utama, yakni bagian pertama berisi tentang *preprocessing* yaitu tahap awal persiapan simulasi yang meliputi pembuatan desain 3D objek penelitian dan diskritisasi. Pada bagian kedua, dibahas mengenai *processing* atau *flow solving* yaitu tahap komputasi, dan bagian ketiga diuraikan mengenai *postprocessing* yaitu tahap pengolahan data hasil komputasi.

Penulis mengucapkan terimakasih yang setinggi-tingginya kepada semua pihak yang telah membantu sehingga dapat diterbitkannya buku ini. Penulis menyadari bahwa buku ini jauh dari

sempurna sehingga kritik, saran, dan masukan serta koreksi sangat diharapkan dari semua pembaca.

Akhirnya, semoga buku ini dapat bermanfaat bagi pembaca yang ingin mempelajari Simulasi Aerodinamika 3D menggunakan software ANSYS. Penulis juga berharap, buku ini dapat menjadi inspirasi bagi diri penulis dan semua pembaca dalam mengembangkan pendidikan maupun penelitian dengan metode simulasi, khususnya komputasi dinamika fluida.

Jazakumullahu khairan.

Yogyakarta, Mei 2023

Penulis,

Bondhan Firmanto, S.T., M.Eng.

Daftar Isi

HALAMAN JUDUL	i
TENTANG BUKU	iv
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR TABEL	x
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR SINGKATAN	xiv
DAFTAR NOTASI	xvi
 BAB 1 Pendahuluan	 1
 BAB 2 Perkembangan Mutakhir Studi <i>Airfoil NACA 4 digits</i> dan Komputasi Dinamika Fluida tentang <i>Vortex Generator</i>	 21
A. <i>Airfoil NACA 4 digits</i>	21
B. Analisis Numerik Komputasi Dinamika Fluida tentang <i>Vortex Generator</i>	23
 BAB 3 Dasar-Dasar Aerodinamika	 34
A. Densitas Udara	34
B. Tekanan Statik	35
C. Temperatur Udara	35
 BAB 4 Gaya yang Bekerja pada Pesawat Udara	 37
A. Gaya berat (<i>weight</i>)	38
B. Gaya angkat (<i>lift</i>)	39
C. Gaya dorong (<i>thrust</i>)	39
D. Gaya hambat (<i>drag</i>)	40

E. <i>Lift to drag ratio (L/D)</i>	40
BAB 5 NACA Airfoil	42
BAB 6 Geometri Sayap	46
A. <i>Aspect ratio</i>	47
B. <i>Tapper ratio</i>	47
C. <i>Mean aerodynamic chord (MAC)</i>	49
D. <i>Wing tips</i>	50
BAB 7 Teori Lapis Batas, Pemisahan Aliran, Vortex dan <i>Boundary Layer Control</i>	52
A. Teori Lapis Batas	52
B. Pemisahan Aliran	56
C. <i>Vortex</i>	58
D. <i>Boundary Layer Control</i>	61
BAB 8 Komputasi Dinamika Fluida	63
A. <i>Preprocessing</i>	65
B. <i>Flow solving</i>	67
C. <i>Postprocessinga</i>	70
BAB 9 Persamaan Atur Aliran	72
A. Persamaan Kontinuitas	72
B. Persamaan Navier-Stokes	72
BAB 10 Diskretisasi, Metode Komputasi dan Kriteria Konvergen	74
A. Diskretisasi	74
B. Metode Komputasi	76
C. Kriteria Konvergen	80
BAB 11 Karakteristik Koefisien <i>Lift (C_L) dan Drag (C_D)</i> terhadap Sudut Serang (AoA)	82
A. Karakteristik Koefisien <i>Lift (C_L) terhadap Sudut Serang</i> <i>(AoA)</i>	85
B. Karakteristik Koefisien <i>Drag (C_D) terhadap Sudut Serang</i> <i>(AoA)</i>	89

BAB 12 Karakteristik *Lift to Drag Ratio* Terhadap Sudut Serang (*AoA*)..... 93

BAB 13 Karakteristik Aliran Fluida..... 97

 A. Kontur Tekanan dan Kontur Kecepatan 97

 B. *Turbulent Viscosity*..... 104

BAB 14 Penutup..... 108

DAFTAR PUSTAKA..... 111

INDEKS 114

PROFIL PENULIS 116

Daftar Tabel

Tabel 1.1	Tabel Spesifikasi Perangkat Keras Untuk Metode Numerik.....	7
Tabel 1.2	Tabel Perangkat Lunak Untuk Metode Numerik.....	8
Tabel 1.3	Rangkuman Pengaturan <i>Solver</i>	18
Tabel 2.1	Matriks Penelitian Tinjauan Pustaka.....	27
Tabel 3.1	Daftar Standar Atmosfer Internasional	36

Daftar Gambar

Gambar 1.1	Pesawat Udara CN295 TNI AU buatan PTDI.....	3
Gambar 1.2	<i>Vortex generator</i> pada sebuah sayap pesawat udara ...	4
Gambar 1.3	Diagram Alir Penelitian.....	6
Gambar 1.4	Geometri <i>2D airfoil</i> hasil <i>plotting</i> di website www.airfoiltools.com	9
Gambar 1.5	<i>CAD 3D</i> model sayap.....	9
Gambar 1.6	<i>CAD 3D vortex generator</i>	10
Gambar 1.7	Geometri domain komputasi	11
Gambar 1.8	Hasil <i>global meshing</i> tanpa <i>vortex generator</i>	12
Gambar 1.9	Hasil <i>meshing</i> dengan <i>vortex generator</i>	12
Gambar 1.10	Hasil <i>meshing polyhedral</i>	13
Gambar 1.11	Definisi bidang <i>boundary condition</i>	14
Gambar 1.12	Hasil <i>mesh independency test</i>	15
Gambar 1.13	<i>Residual</i>	16
Gambar 1.14	<i>Report plot CL</i>	16
Gambar 1.15	Hasil cek keseimbangan <i>mass flow rate</i>	19
Gambar 2.1	Tipe formasi pesawat.....	22
Gambar 2.2	Konfigurasi <i>passive vortex generator</i> pada sayap <i>UAV ALUDRA</i>	24
Gambar 2.3	Domain komputasi dan hasil akhir <i>meshing</i>	25
Gambar 2.4	Model geometri <i>VG</i> pada turbin angin	26
Gambar 4.1	Gaya yang bekerja pada pesawat udara	38
Gambar 5.1	Tipe <i>airfoil</i> hasil penelitian Langley tahun 1929	43
Gambar 5.2	Termonilogi <i>airfoil</i>	44
Gambar 6.1	Geometri sayap.....	46
Gambar 6.2	Contoh model sayap dengan aspek ratio (<i>AR</i>)	47
Gambar 6.3	Distribusi <i>lift</i> pada <i>wing planform ellips</i>	48

Gambar 6.4	<i>Planform</i> sayap yang berbeda <i>tapper ratio</i>	49
Gambar 6.5	<i>Mean aerodynamic chord (MAC)</i>	50
Gambar 6.6	Berbagai model <i>wing tips</i>	51
Gambar 7.1	Aliran <i>uniform</i> paralel terhadap plat datar.....	54
Gambar 7.2	<i>Boundary layer</i> di atas permukaan plat datar.....	55
Gambar 7.3	<i>No-slip condition boundary layer</i> di atas permukaan plat.....	55
Gambar 7.4	Proses terjadinya <i>flow separation</i> pada <i>airfoil</i>	58
Gambar 7.5	<i>Vortex flow</i>	59
Gambar 7.6	a) <i>Straight vortex filament</i> , b) <i>vortex sheet</i>	59
Gambar 7.7	<i>Starting vortex</i>	60
Gambar 7.8	<i>Vortex</i> yang terjadi pada sayap pesawat.....	61
Gambar 7.9	Jenis alat kendali pasif untuk menghasilkan <i>streamline vortex</i>	62
Gambar 8.1	Ilustrasi <i>mesh</i> bidang (2D <i>mesh</i>) dan <i>mesh volume</i> (3D <i>mesh</i>)	67
Gambar 8.2	Rekomendasi kualitas <i>mesh</i>	67
Gambar 10.1	<i>Grid points</i> hasil diskretisasi pada bidang <i>xy</i>	75
Gambar 10.2	<i>Grid</i> pada <i>control volume</i> yang ditampilkan dalam 2 dimensi.....	76
Gambar 11.1	Perbandingan C_L <i>baseline</i> terhadap <i>nonlinear model</i>	83
Gambar 11.2	Perbandingan C_D <i>baseline</i> terhadap <i>nonlinear model</i>	83
Gambar 11.3	Grafik C_L terhadap <i>AoA</i> hasil simulasi	84
Gambar 11.4	Grafik C_D terhadap <i>AoA</i> hasil simulasi.....	84
Gambar 11.5	Performa koefisien <i>lift</i> pada kecepatan 27,78 m/s	86
Gambar 11.6	Performa koefisien <i>lift</i> pada kecepatan 20,83 m/s	86
Gambar 11.7	Performa koefisien <i>lift</i> pada kecepatan 13,89 m/s	87
Gambar 11.8	Perbedaan nilai C_L tanpa <i>VG</i> dan dengan <i>VG</i>	87
Gambar 11.9	Performa koefisien <i>drag</i> pada kecepatan 27,78 m/s	89
Gambar 11.10	Performa koefisien <i>drag</i> pada kecepatan 20,83 m/s	90
Gambar 11.11	Performa koefisien <i>drag</i> pada kecepatan 13,89 m/s	90
Gambar 11.12	Perbedaan nilai C_D tanpa <i>VG</i> dan dengan <i>VG</i>	91
Gambar 12.13	Performa <i>lift to drag ratio</i> pada kecepatan 27,78 m/s.....	93
Gambar 12.14	Performa <i>lift to drag ratio</i> pada kecepatan 20,83 m/s.....	94
Gambar 12.15	Performa <i>lift to drag ratio</i> pada kecepatan 13,89 m/s.....	94
Gambar 12.16	Perbedaan nilai C_L/C_D tanpa <i>VG</i> dan dengan <i>VG</i>	95

Gambar 13.1	Distribusi <i>pressure</i> pada sayap kecepatan 27,78 m/s (diperbesar).....	98
Gambar 13.2	Distribusi <i>velocity</i> pada sayap kecepatan 27,78 m/s (diperbesar).....	99
Gambar 13.3	Distribusi <i>pressure</i> pada sayap kecepatan 27,78 m/s (domain)	100
Gambar 13.4	Distribusi <i>velocity</i> pada sayap kecepatan 27,78 m/s (domain)	101
Gambar 13.5	Distribusi tekanan dan kecepatan di sekitar <i>vortex</i> <i>generator</i>	103
Gambar 13.6	Distribusi tekanan dan kecepatan di sekitar <i>vortex</i> <i>generator</i>	104
Gambar 13.7	<i>Turbulent viscosity</i> pada sayap tanpa <i>vortex generator</i>	105

Daftar Singkatan

<i>2D</i>	: <i>2 Dimensions</i>
<i>3D</i>	: <i>3 Dimensions</i>
<i>ANSI</i>	: <i>American National Standard Institute</i>
<i>AoA</i>	: <i>Angle of Attack</i>
<i>C295</i>	: <i>Cassa 295</i>
<i>CAD</i>	: <i>Computer Aided Design</i>
<i>CFD</i>	: <i>Computational Fluid Dynamics</i>
<i>CN295</i>	: <i>Cassa Nusantara 295</i>
<i>KDF</i>	: <i>Komutasi Dinamika Fluida</i>
<i>LE</i>	: <i>Leading Edge</i>
<i>LES</i>	: <i>Large Eddy Simulation</i>
<i>MUSCL</i>	: <i>Monotonic Upstream-centered Scheme for Conservation Laws</i>
<i>MVG</i>	: <i>Micro Vortex Generator</i>
<i>NACA</i>	: <i>National Advisory Committee for Aeronautics Airfoils</i>
<i>NASA</i>	: <i>The National Aeronautics and Space Administration</i>
<i>POLRI</i>	: <i>Kepolisian Republik Indonesia</i>
<i>PRESTO!</i>	: <i>Pressure Staggering Option</i>
<i>PTDI</i>	: <i>Perseroan Terbatas Dirgantara Indonesia</i>
<i>PUNA</i>	: <i>Pesawat Udara Nir Awak</i>
<i>PVG</i>	: <i>Passive Vortex Generator</i>
<i>QUICK</i>	: <i>Quadratic Upwind Interpolation for Convective Kinetics</i>
<i>RSM</i>	: <i>Reynolds Stress Model</i>
<i>SIMPLE</i>	: <i>Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations</i>
<i>SST</i>	: <i>Shear Stress Transport</i>
<i>STOL</i>	: <i>Short Take Off and Landing</i>
<i>TE</i>	: <i>Trailing Edge</i>

TNI AU : Tentara Nasional Indonesia Angkatan Udara
URANS : *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes*
VG : *Vortex Generator*

Daftar Notasi

C_L/C_D	: <i>Lift to drag ratio</i>
ΔX_{vg}	: Jarak <i>vortex generator</i> terhadap <i>baseline</i> (m)
C_D	: <i>Drag coefficient</i>
C_L	: <i>Lift coefficient</i>
C_p	: <i>Pressure coefficient</i>
F_D	: gaya hambat atau <i>drag force</i> (N)
F_L	: gaya angkat atau <i>lift force</i> (N)
P_∞	: <i>Free stream pressure</i> (Pa)
Re_{crit}	: Nilai <i>Reynolds number</i> pada kondisi aliran transisi di <i>critical point</i>
$Re_{x,cr}$	: Nilai <i>Reynolds number</i> pada kondisi aliran transisi di <i>critical point</i>
Re_x	: <i>Reynolds number</i> pada titik <i>x</i> di sepanjang plat datar
U_∞	: <i>Free stream velocity</i> (m/s)
V_∞	: <i>Free stream velocity</i> (m/s)
V_r	: <i>Radial velocity component</i>
V_θ	: <i>Tangential velocity component</i>
x_{cr}	: <i>Critical point</i> (m)
τ_{xx}	: Tegangan geser pada <i>plane x</i> ke arah <i>x</i> (Pa)
τ_{xy}	: Tegangan geser pada <i>plane x</i> ke arah <i>y</i> (Pa)
τ_{xz}	: Tegangan geser pada <i>plane x</i> ke arah <i>z</i> (Pa)
τ_{yx}	: Tegangan geser pada <i>plane y</i> ke arah <i>x</i> (Pa)
τ_{yy}	: Tegangan geser pada <i>plane y</i> ke arah <i>y</i> (Pa)
τ_{yz}	: Tegangan geser pada <i>plane y</i> ke arah <i>z</i> (Pa)

τ_{zx}	: Tegangan geser pada <i>plane</i> z ke arah x (Pa)
τ_{zy}	: Tegangan geser pada <i>plane</i> z ke arah y (Pa)
τ_{zz}	: Tegangan geser pada <i>plane</i> z ke arah z (Pa)
$\frac{\partial}{\partial t}$	: Turunan parsial terhadap waktu
$\frac{\partial}{\partial x}$	: Turunan parsial terhadap lokasi x
$\frac{\partial}{\partial y}$	: Turunan parsial terhadap lokasi y
$\frac{\partial}{\partial z}$	: Turunan parsial terhadap lokasi z
Δt	: Interval waktu (s)
Δx	: <i>Mesh spacing</i> pada arah x
Δy	: <i>Mesh spacing</i> pada arah y
h	: <i>Height</i> atau ketinggian (m)
<i>K-H vortex</i>	: <i>Kelvin-Helmholtz vortex</i>
Ma	: <i>Mach number</i> yaitu rasio kecepatan objek dengan kecepatan suara (Ma)
Λ (<i>lambda</i>)	: <i>Sweep angle</i> pada sayap ($^{\circ}$)
A	: <i>planform area</i> (m ²)
AR	: <i>Aspect Ratio</i>
C	: <i>Chord</i> (m)
P	: <i>Surface pressure</i> (Pa)
Re	: <i>Reynolds number</i>
S	: <i>Wing area</i> (m ²)
T	: <i>Temperature</i> ($^{\circ}$ K)
V	: <i>Upstream velocity</i> (m/s)
a	: <i>Speed of sound</i> (m/s)
b	: <i>Wing span</i> (m)
i	: Komponen vektor pada arah x
j	: Komponen vektor pada arah y
k	: Komponen vektor pada arah z
t	: Waktu (s)
u	: Komponen kecepatan pada arah x (m/s)
v	: Komponen kecepatan pada arah y (m/s)
w	: Komponen kecepatan pada arah z (m/s)
α (<i>alpha</i>)	: <i>Angle of attack</i> ($^{\circ}$)

δ (*delta*) : Ketebalan *boundary layer* (m)
 ε (*epsilon*) : *Dissipation rate*
 ζ (*zeta*) : *Vorticity*
 κ (*kappa*) : *Turbulent kinetic energy*
 λ (*lambda*) : *Tapper ratio* pada sayap atau jarak *spacing* antar *vortex generator*
 μ (*mu*) : Viskositas dinamik atau viskositas absolut (kg/ms)
 ν (*nu*) : Viskositas kinematik (m²/s)
 ρ (*rho*) : *Density* (kg/m³)
 τ (*tau*) : *Surface shear stress* (Pa)
 ω (*omega*) : *Specific dissipation rate*

BAB 1

Pendahuluan

Sebagai negara kepulauan, Negara Kesatuan Republik Indonesia memiliki belasan ribu pulau yang terbentang dari Sabang sampai Merauke. Sesuai data Luas Daerah dan Jumlah Pulau Menurut Provinsi Tahun 2002-2016 yang diumumkan Badan Pusat Statistik Indonesia melalui *website* resminya menunjukkan bahwa Indonesia memiliki 17.504 pulau dengan total wilayah seluas 1.913.578,68 km². Wilayah Kepulauan Indonesia terdiri dari kumpulan pulau dan dipisahkan oleh permukaan air sehingga menyebabkan adanya perbedaan kondisi geografis dan perbedaan bentuk rupa bumi yang membatasi wilayah satu dengan wilayah lainnya. Perbedaan tersebut dapat menghambat akses menuju tiap-tiap wilayah sehingga sebagian wilayah Indonesia masih menjadi wilayah terpencil yang sulit dijangkau menggunakan moda transportasi darat, laut maupun udara. Kondisi seperti ini dapat mengakibatkan keterbatasan pengawasan dan pembinaan integrasi bangsa di wilayah terpencil, serta dapat berpotensi menjadi kendala dalam menjaga kedaulatan negara apabila tidak segera ditangani dengan strategi yang tepat.

Mengacu pada kondisi tersebut, Pemerintah Indonesia mengambil langkah nyata baik untuk kepentingan militer maupun non-militer berupa penyelenggaraan angkutan udara perintis atau lebih dikenal dengan istilah penerbangan perintis. Penerbangan perintis diselenggarakan untuk membuka, meningkatkan pertumbuhan ekonomi masyarakat dan memelihara pertahanan dan keamanan wilayah-wilayah terpencil yang sulit dijangkau dengan moda transportasi darat dan laut seperti wilayah di Papua dan di Provinsi

Aceh. Program tersebut disambut baik oleh instansi militer maupun nonmiliter, beberapa instansi diantaranya adalah TNI, Polri dan PT. Dirgantara Indonesia (PTDI).

Dalam rangka menyelenggarakan penerbangan perintis, TNI khususnya TNI AU mengoperasikan pesawat udara tipe CN295 buatan PT. Dirgantara Indonesia dengan rute khusus ke wilayah-wilayah terpencil guna memelihara pertahanan dan keamanan di wilayah-wilayah tersebut. Salah satu alasan pesawat udara tipe CN295 dioperasikan untuk penerbangan perintis adalah kemampuan *short take off and landing (STOL)* yang dimilikinya yaitu kemampuan pesawat untuk melakukan tinggal landas dan mendarat dengan jarak pendek di atas landasan pacu. Kemampuan pesawat udara tipe CN295 untuk melakukan *STOL* tidak lepas dari pengaruh desain sayap berupa *airfoil*, sudut *sweep*, *taper ratio*, *aspect ratio* dan jenis ekor pesawat. Tidak hanya pada pesawat udara tipe CN295, sayap yang menjadi salah satu komponen utama semua pesawat terbang berjenis sayap tetap bahkan pesawat udara tanpa awak diketahui memiliki peran cukup besar dalam menentukan kemampuan terbang pesawat itu sendiri.

Berangkat dari hal tersebut, buku ini akan mengkaji desain sayap yang mirip dengan sayap pesawat udara CN295 untuk mengetahui karakter fluida yang mengalir di sekitar sayap dan performa aerodinamika sayap. Selain itu, akan dianalisis pengaruh penambahan *boundary layer control* berupa *vortex generator* pada sayap tersebut.

Visualisasi pesawat CN295 dapat diamati pada Gambar 1.1 sebagai berikut:



Gambar 1.1 Pesawat udara CN295 TNI AU buatan PTDI
(Sumber : <https://www.indonesian-aerospace.com/photo#prettyPhoto/7/>)

Penggunaan *vortex generator* sebagai *boundary layer control* pada sayap dimaksudkan untuk menunda terjadinya pemisahan aliran fluida pada daerah lapis batas di permukaan sayap. *Vortex generator* dapat meningkatkan momentum fluida sehingga energi kinetik fluida meningkat dan mampu melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser permukaan yang terjadi. Kondisi ini dapat mempercepat transisi dari aliran laminar menjadi aliran turbulen pada sayap pesawat dan menunda terjadinya separasi aliran. *Vortex generator* memiliki bentuk yang sederhana dan relatif mudah dipasang di permukaan sayap pesawat sehingga menjadi alternatif yang cukup baik untuk meningkatkan performa aerodinamika sayap secara ekonomis.

Visualisasi *vortex generator* dapat diamati pada Gambar 1.2 sebagai berikut:



Gambar 1.2 *Vortex generator* pada sebuah sayap pesawat udara
(Sumber: <https://phys.org/news/2012-09-scientists-purpose-vortex.html>)

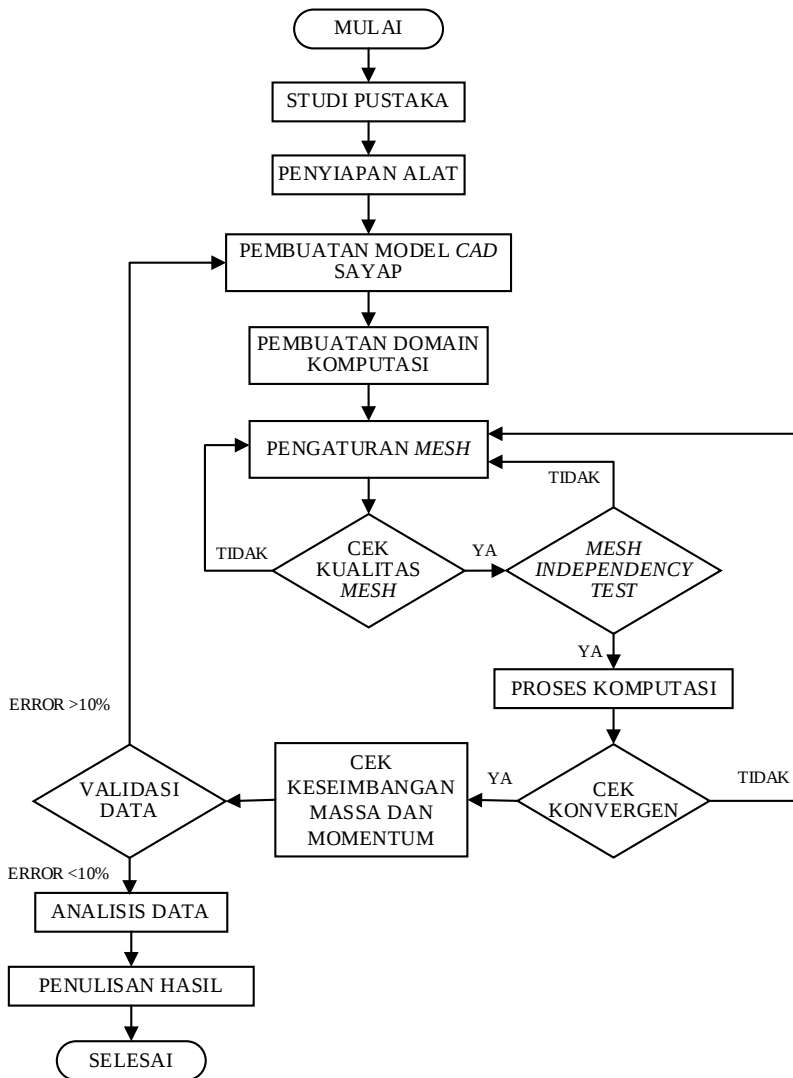
Karakter aliran fluida yang melewati *vortex generator*, serta pengaruhnya terhadap performa aerodinamika sayap akan dianalisis secara numerik menggunakan perangkat lunak komputasi dinamika fluida *ANSYS Student 2022R2*. Validasi data numerik dilakukan dengan membandingkan data hasil kajian dalam buku ini dengan hasil kajian serupa yang telah dilaksanakan sebelumnya. Analisis numerik dipilih sebagai metode penelitian karena dinilai efektif, efisien dan memiliki tingkat akurasi yang mencukupi untuk menjadi pelengkap maupun alternatif dari metode eksperimen.

Berdasarkan uraian diatas, yang menjadi poin utama yang dikaji dalam buku ini yakni: Pertama, bagaimana pengaruh variasi penggunaan *vortex generator* terhadap koefisien *lift*, koefisien *drag* dan *lift to drag ratio* pada berbagai variasi sudut serang dan kecepatan. Kedua, bagaimana perbandingan performa aerodinamika model sayap terhadap variasi penggunaan *vortex generator*. Dan ketiga, bagaimana visualisasi aliran udara di sekitar sayap ketika terpengaruh oleh *vortex generator*.

Kemudian, agar didapatkan pembahasan yang fokus, maka penulis membatasi ruang lingkup kajian meliputi: Pertama, pemodelan sayap *Computer Aided Design 3 Dimension (CAD 3D)*

menggunakan skala 1:1 dan disederhanakan sedemikian rupa sehingga *feasible* untuk dikaji. Kedua, model viskos yang digunakan adalah *k-omega SST*. Ketiga, aliran fluida diasumsikan *unsteady*, *incompressible* dan *subsonic*. Keempat, simulasi dilakukan pada variasi sudut serang -15° sampai dengan $+15^{\circ}$ dan variasi kecepatan 50 km/jam sampai dengan 100 km/jam. Kelima, validasi data dilakukan dengan membandingkan hasil kajian dalam buku ini dengan hasil eksperimen pada kajian serupa yang telah dilaksanakan sebelumnya. Keenam, *vortex generator* hanya dipasang secara berpasangan pada bagian atas model sayap dengan jarak 25% *chord* dan berada pada 50% *leading edge*. Dan ketujuh, parameter aerodinamika yang dikaji meliputi koefisien *lift*, koefisien *drag*, *lift to drag ratio*, sudut serang sayap dan aliran sekitar sayap.

Adapun secara metodologis, kajian ini dilaksanakan melalui beberapa tahap yang secara ringkas ditunjukkan dalam diagram alir pada Gambar 1.3 dibawah ini:



Gambar 1.3 Diagram Alir

Pendekatan simulasi numerik atau komputasi, dilakukan untuk mengkaji objek berupa model sayap berjenis *airfoil NACA 2412*. Model sayap yang dikaji dalam simulasi numerik telah disederhanakan sedemikian rupa sehingga *feasible* saat proses komputasi menggunakan perangkat lunak *ANSYS Student 2022R2*. Pada bagian atas model sayap tersebut dipasang *vortex generator* dengan variasi jumlah dan

letak pemasangannya terhadap *leading edge*. Adapun domain yang digunakan dalam komputasi berupa domain translasi yang terdiri dari domain *fluid* berbentuk kotak dan domain *solid* berupa model sayap.

Untuk mengetahui performa aerodinamika model sayap tersebut, digunakan beberapa variabel penelitian, antara lain: Pertama, penggunaan variabel bebas antara lain jenis *airfoil NACA 2412*, variasi pemasangan *vortex generator*, variasi sudut serang dan variasi kecepatan aliran udara pada inlet. Kedua, variabel terikat yang dianalisis adalah performa aerodinamika model sayap meliputi koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D), *lift-drag ratio* (C_L/C_D) dan visualisasi aliran fluida di sekitar model sayap. Ketiga, variabel kendali antara lain yaitu model viskos, propertis domain fluida dan propertis domain *solid* pada metode numerik.

Selanjutnya terkait alat dan bahan. Pada pelaksanaan metode numerik, digunakan perangkat keras dan perangkat lunak komputer serta model sayap berupa gambar *CAD 3D*. Untuk lebih jelasnya, alat dan bahan yang digunakan dapat dirangkum sebagai berikut: Pertama, alat yang digunakan pada metode numerik meliputi beberapa perangkat keras dan perangkat lunak. Adapun perangkat keras yang digunakan dapat diamati pada Tabel 1.1 sebagai berikut:

Tabel 1.1 Tabel Spesifikasi Perangkat Keras Untuk Metode Numerik

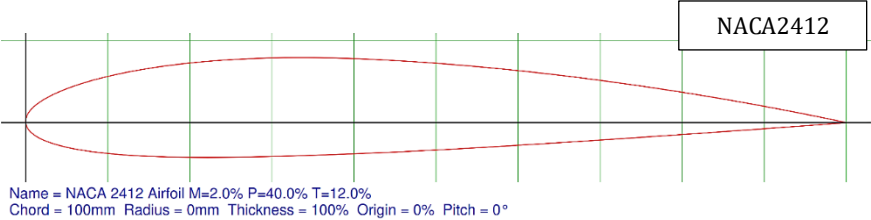
NO	JENIS PERANGKAT KERAS	NAMA PERANGKAT KERAS
1.	Jenis Komputer	<i>Laptop HP model 14- bs007TX</i>
2.	<i>Processor</i>	<i>Processor Intel(R) Core(TM) i5-7200U CPU @ 2.50GHz, 2712 Mhz, 2 Core(s), 4 Logical Processor(s)</i>
3.	<i>Motherboard</i>	<i>HP 831F 17,42</i>
4.	<i>RAM</i>	<i>4,00 GB + 8,00 GB DDR4</i>
5.	<i>Render</i>	<i>AMD Radeon (TM) R5 M330 4GB</i>
6.	<i>Storage</i>	<i>HDD 1TB</i>
7.	<i>Cooling System</i>	<i>Casing Fan</i>
8.	<i>Power Supply Unit</i>	<i>HP 65W AC Adapter Unit</i>

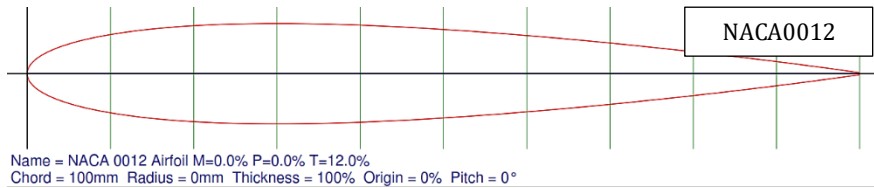
Perangkat lunak yang digunakan meliputi *Operating System Windows 10 Pro 64bit* untuk menjalankan laptop dan beberapa varian dari perangkat lunak *ANSYS Student 2022R2*. *ANSYS Student 2022R2* memiliki keterbatasan pada jumlah *cell* atau *nodes* yang dapat dibentuk saat proses *meshing* untuk *fluid physics* yaitu maksimum 512.000 *cells (elements)* atau *nodes*. Daftar perangkat lunak yang digunakan dapat dilihat pada Tabel 1.2.

Tabel 1.2 Tabel Perangkat Lunak Untuk Metode Numerik

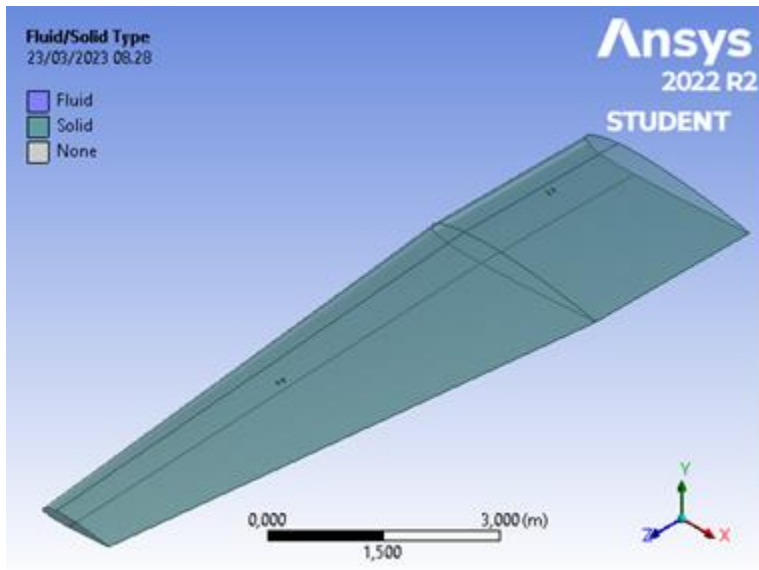
NO	TAHAPAN		PERANGKAT LUNAK
1.	<i>Operating System</i>		<i>Windows 10 Pro 64bit</i>
2.	<i>Preprocessing</i>	<i>CAD 3D Technical Drawing</i>	<i>ANSYS Workbench 2022R2</i> <i>ANSYS Design Modeller 2022R2</i> <i>ANSYS Space Claim 2022R2</i>
		<i>Meshing</i>	<i>ANSYS Meshing 2022R2</i>
3.	<i>Flow Solving</i>	Komputasi	<i>ANSYS Fluent 2022R2</i>
4.	<i>Postprocessing</i>	Data dan Visualisasi	<i>ANSYS CFD-Post 2021R1 Academic</i>
5.	<i>Word Processing</i>		<i>Microsoft Office 365</i>

Kedua, bahan yang digunakan berupa gambar *CAD 3D* model sayap *airfoil* jenis *NACA 2412* sebagai domain *solid* dan gambar *CAD 3D* berbentuk kotak sebagai domain fluida atau *enclosure*. Adapun geometri *airfoil NACA 2412* dan *NACA0012* dapat diamati pada Gambar 1.4, geometri *CAD 3D* model sayap dapat diamati pada Gambar 1.5 dan geometri *CAD 3D* model *vortex generator* dapat diamati pada Gambar 1.6.

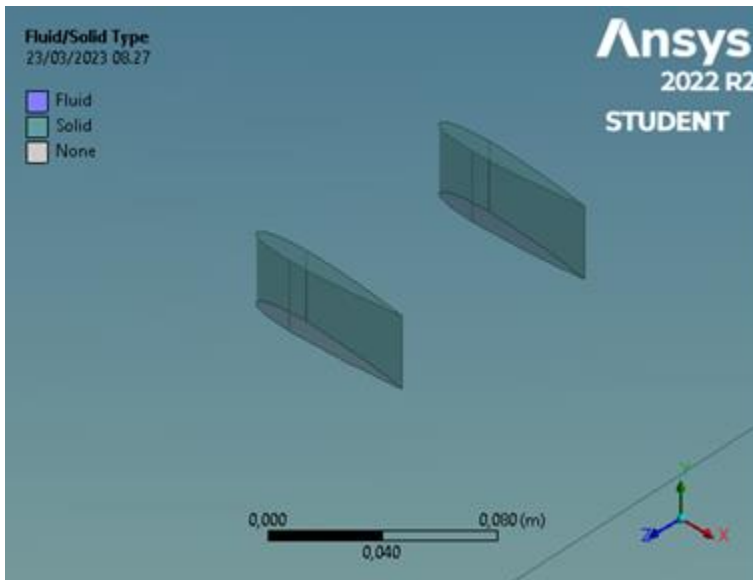




Gambar 1.4 Geometri 2D airfoil hasil plotting di website www.airfoiltools.com



Gambar 1.5 CAD 3D model sayap. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

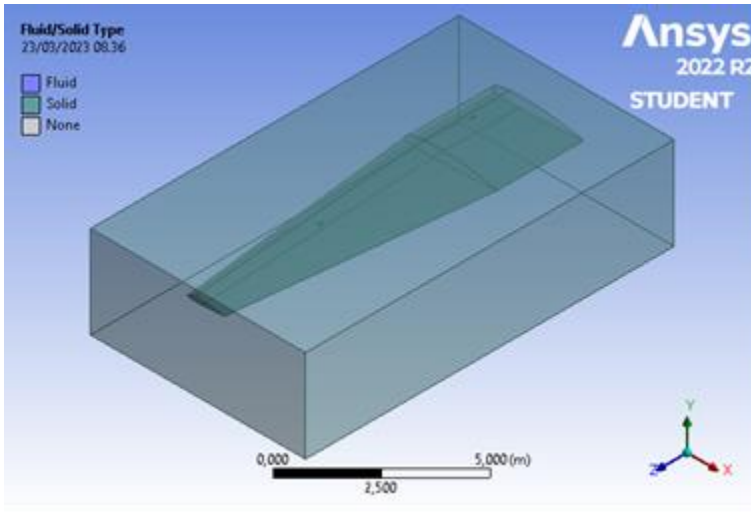


Gambar 1.6 CAD 3D vortex generator. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

Selanjutnya, langkah kajian dilakukan dengan metode numerik melalui Komputasi Dinamika Fluida (KDF) atau *Computational Fluid Dynamics (CFD)*, sebagai berikut: Pertama, Komputasi Dinamika Fluida (KDF). Metode KDF terdiri dari tiga tahap antara lain *preprocessing*, *flow solving* dan *postprocessing*. Langkah-langkah yang dilakukan pada tiap tahap adalah: (1) Tahap *preprocessing* diawali dengan pembuatan domain komputasi berupa *solid* dan fluida. Domain *solid* adalah model CAD 3D sayap yang menjadi objek penelitian, sedangkan domain fluida berupa udara berbentuk kotak menyerupai *test section* pada terowongan angin. Dalam kajian ini, digunakan perangkat lunak *ANSYS Design Modeller 2022R2* untuk menggambar model CAD 3D sayap dan domain fluida atau *enclosure*. Data *airfoil NACA 2412* yang digunakan dalam kajian dalam buku ini merupakan hasil *plotting* dari website www.airfoiltools.com sedangkan geometri model sayap dibuat mirip dengan sayap pesawat CN295. Acuan gambar objek geometri sayap diperoleh dari *C-295 Maintenance Manual Chapter 06 Dimensions and Areas*. Domain fluida dibuat sedemikian hingga dapat digunakan untuk mengamati pergerakan aliran fluida di sekitar model sayap. Domain fluida berbentuk kotak sehingga diperoleh domain komputasi yang terdiri dari

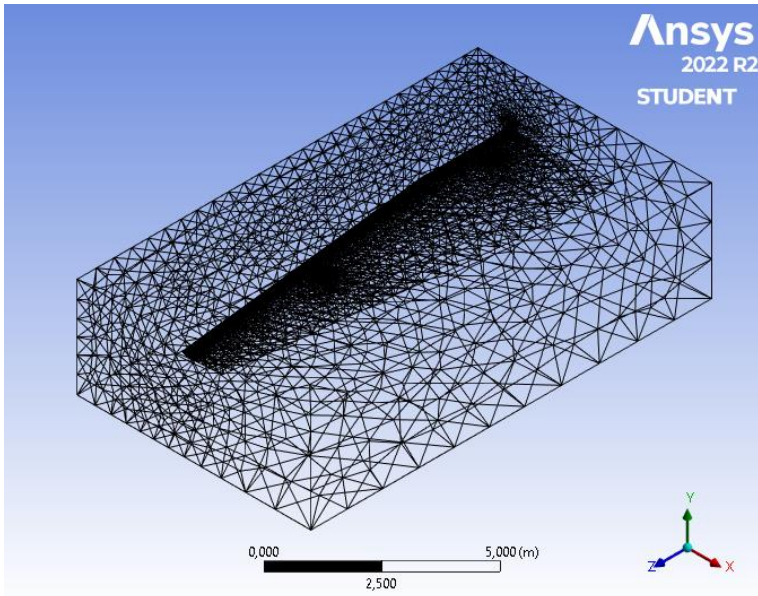
gabungan antara domain *solid* dan domain fluida yang siap diproses *meshing*. Langkah selanjutnya adalah menggunakan *ANSYS Space Claim 2022R2* untuk membuat *technical drawing*.

Adapun domain komputasi dapat diamati pada Gambar 1.7.

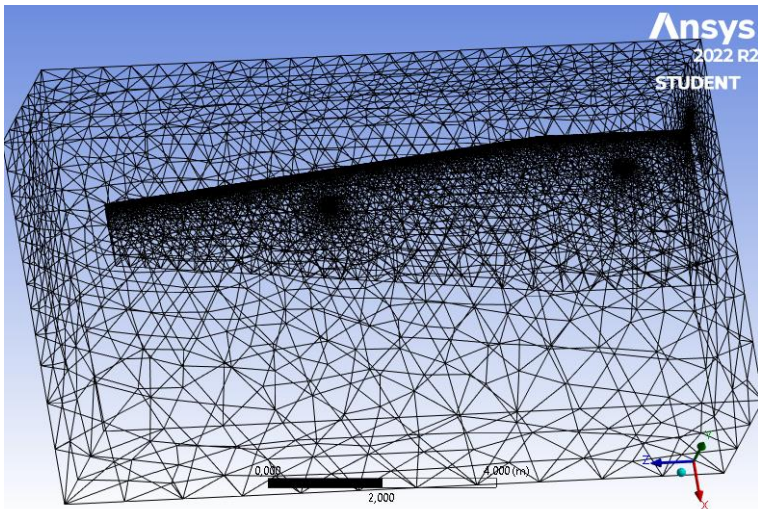


Gambar 1.7 Geometri domain komputasi. *Image used courtesy of ANSYS, Inc.*

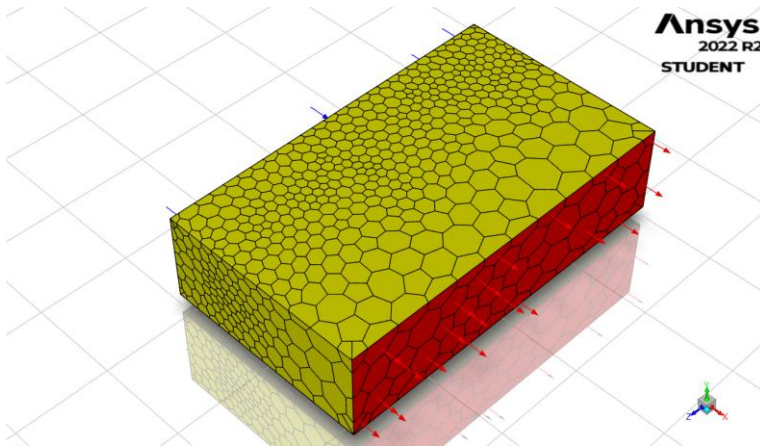
Tahap *preprocessing* selanjutnya adalah pengaturan *meshing* pada domain komputasi. Proses ini sangat penting karena pengaturan dan kualitas *meshing* menentukan akurasi hasil komputasi oleh *solver*. Dalam kajian ini, digunakan perangkat lunak *ANSYS Meshing 2022R2* untuk mengatur *mesh* atau diskritisasi pada domain komputasi. Perangkat lunak ini dijalankan melalui *cell* pada *project schematic ANSYS Workbench 2022R2*. Selanjutnya diperiksa terlebih dulu pengaturan *default mesh*. Pada kajian ini, domain komputasi memiliki fitur-fitur yang sederhana sehingga dipilih *mesh* tipe *hexahedral* pada geometri yang mudah dibentuk dengan *mesh* tersebut. Guna meningkatkan kualitas *mesh* maka diatur ukuran elemen *mesh* secara global. Kemudian, *mesh* diubah menjadi jenis *polyhedral* untuk mempercepat proses iterasi. Hasil *meshing* dapat diamati pada Gambar 1.8, Gambar 1.9 dan Gambar 1.10.



Gambar 1.8 Hasil *global meshing* tanpa *vortex generator*



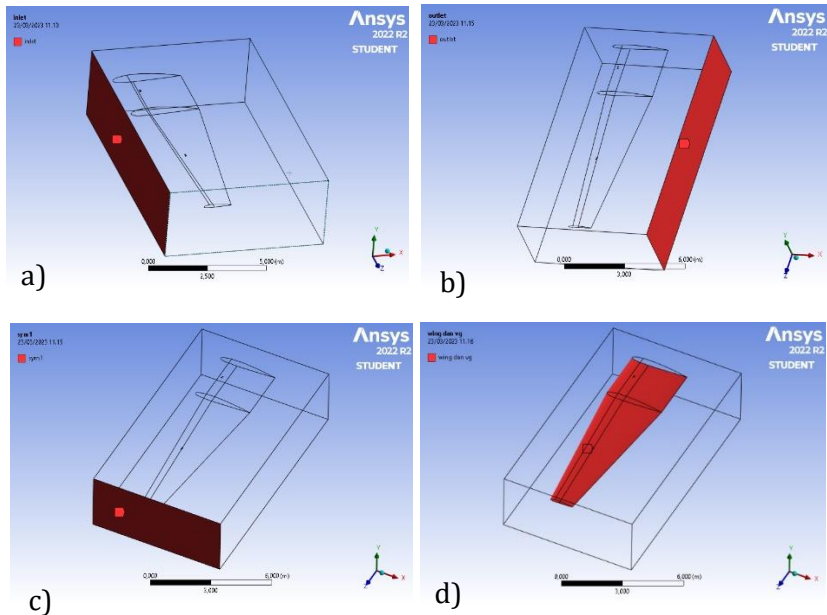
Gambar 1.9 Hasil *meshing* dengan *vortex generator*



Gambar 1.10 Hasil *meshing polyhedral*

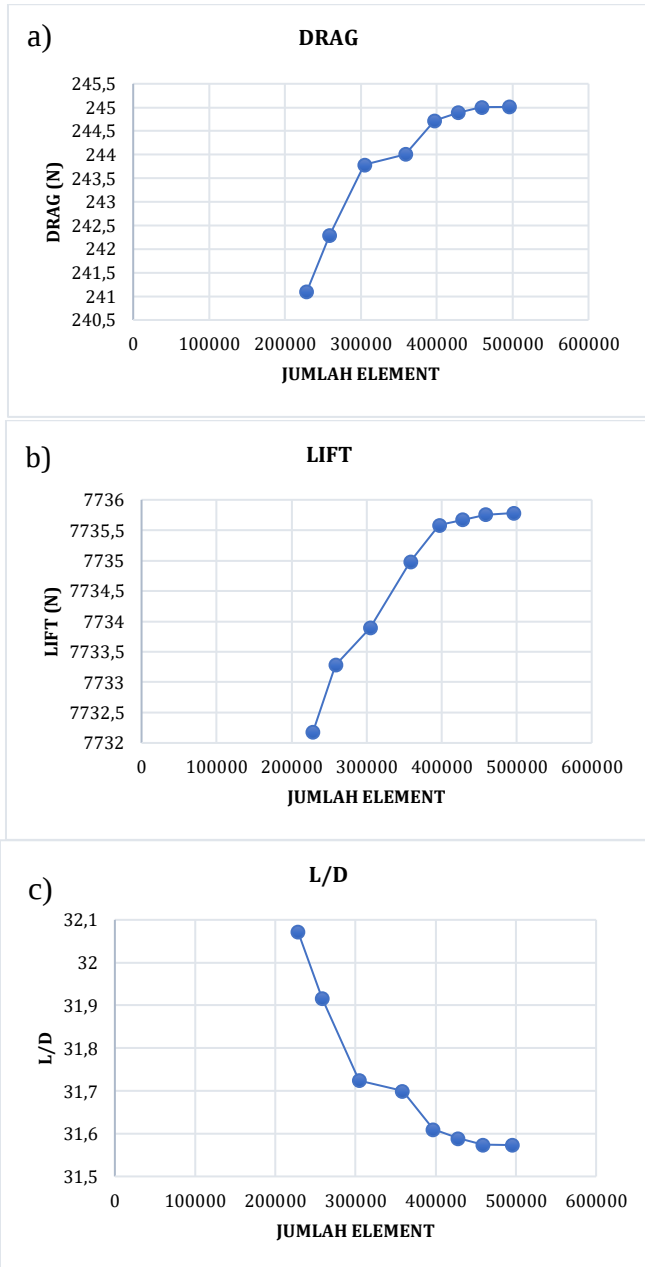
Pengaturan *mesh* dilanjutkan dengan mendefinisikan bidang *boundary condition*. Pengaturan dilakukan dengan mendefinisikan *inlet*, *outlet*, *symmetry* dan *wall* pada domain komputasi. Pada simulasi dengan sudut serang positif, bidang *inlet* didefinisikan pada *enclosure face* yang berada di depan *leading edge*, bagian bawah dan samping (*wing tip*). *Outlet* didefinisikan pada *enclosure face* yang berada di bagian atas model sayap dan belakang *trailing edge* model sayap. Apabila sudut serang bernilai negatif, bidang *inlet* didefinisikan pada *enclosure face* yang berada di depan *leading edge*, bagian atas dan samping, sedangkan *outlet* didefinisikan pada *enclosure face* yang berada di bagian bawah model sayap dan belakang *trailing edge* model sayap. Adapun bidang *symmetry* didefinisikan pada *enclosure face* yang menempel pada bagian penampang *airfoil* model sayap sebagai *wing root* dan *wall* didefinisikan pada model sayap dan dinding domain fluida dengan *no-slip condition*. Pengaturan lainnya menggunakan pengaturan standar dari ANSYS Mesh 2022R2.

Adapun pengaturan bidang *boundary condition* dapat diamati pada Gambar 1.11.



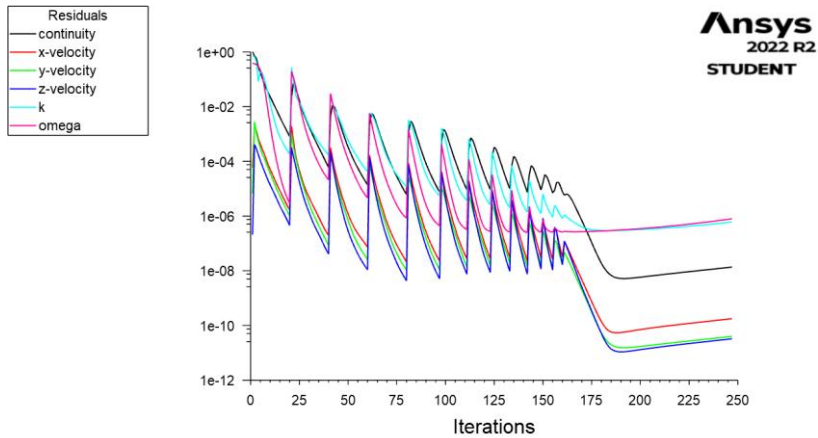
Gambar 1.11 Definisi bidang *boundary condition*, a) *inlet*, b) *outlet*, c) *symmetry*, d) *wing* dan *vg*
Image used courtesy of ANSYS, Inc.

Langkah selanjutnya adalah memeriksa kualitas *mesh* dan memperbaikinya apabila terjadi kesalahan. Hasil pengaturan *mesh* diperiksa berdasarkan dua standar yang telah ditentukan oleh ANSYS *Inc.* yaitu *skewness* dan *orthogonal quality*. Hasil *meshing* pada kajian dalam buku ini memiliki nilai *skewness* maksimum 0,84851 sehingga masuk kategori *acceptable* dan standar nilai *orthogonal quality* minimum 0,15149 sehingga masuk kategori *acceptable*. Sebelum masuk tahap *solving*, terlebih dulu dilakukan *mesh independency test* untuk memeriksa pengaruh jumlah *mesh* terhadap deviasi hasil simulasi. Hasil *mesh independency test* pada Gambar 1.12 menunjukkan bahwa pada jumlah elemen sebanyak 458.909 telah menghasilkan nilai *drag* dan *lift* yang relatif konstan. Oleh sebab itu, jumlah elemen tersebut dinilai sudah mencukupi untuk digunakan pada simulasi ini.

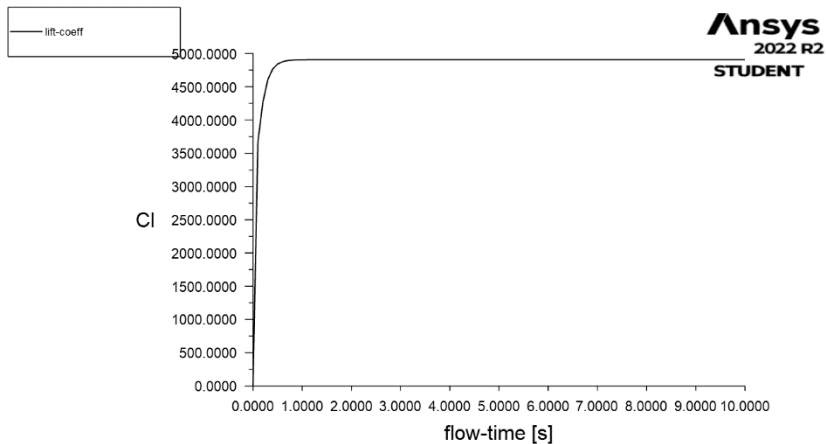


Gambar 1.12 Hasil *mesh independency test*, a) *drag* terhadap jumlah elemen, b) *lift* terhadap jumlah elemen, c) *L/D* terhadap jumlah elemen

Grafik *residual* dan *report plot* dapat diamati pada Gambar 1.13 dan Gambar 1.14.



Gambar 1.13 *Residual*. Image used courtesy of Ansys, Inc.



Gambar 1.14 *Report plot C_L* . Image used courtesy of Ansys, Inc.

Kedua, tahap *flow solving*. Pada tahap ini digunakan perangkat lunak *ANSYS Fluent 2022R2* yang sudah terintegrasi dengan *ANSYS Workbench 2022R2*. Pengaturan pada *Fluent Launcher* adalah *3D*, *Double Precision* dan *Display Mesh After Reading*. Sebelum dilakukan pengaturan *solver* lebih lanjut, terlebih dulu dilakukan *Mesh Check*.

Pengaturan umum *solver* adalah *Pressure Based* dan *Transient*. Data *Gravity* digunakan $-9,81 \text{ m/s}^2$ pada kolom *y*. Model viskos yang digunakan dalam kajian ini adalah κ - ω *SST (2 equations)*. Sedangkan pengaturan *Solution Methods* meliputi pengaturan pada *Pressure-Velocity Coupling Scheme* digunakan *Coupled*, pada *Spatial Discretization* digunakan *Least Square Cell Base Gradient, Second Order Pressure, Second Order Upwind Momentum* sedangkan pengaturan lainnya digunakan pengaturan standar.

Pada kajian ini digunakan monitor iterasi berupa *Residual Monitors* yang terdiri dari *continuity, x-velocity, y-velocity, z-velocity, κ* dan *omega* dengan *absolute criteria* masing-masing sebesar 0,00001 dan dapat diperkecil untuk menghindari *autostop* pada jumlah iterasi sedikit. Selain *residual monitors*, juga digunakan *report plot lift coefficient* dan *report plot drag coefficient* untuk mengetahui pengaruh iterasi terhadap perubahan koefisien *lift* dan *drag*.

Pengaturan perubahan variabel sudut serang dilakukan dengan mengubah nilai *flow direction* pada *x-component* dan *y-component* pada *velocity inlet* sesuai dengan nilai *cosine* dan *sine* tiap sudut serang yang diteliti. Sedangkan pengaturan kecepatan *inlet* dilakukan dengan mengubah *velocity magnitude*. *Outlet* menggunakan *pressure-outlet* dengan *gauge-pressure* 0 Pa.

Langkah selanjutnya adalah *Initialization*. Metode yang digunakan adalah *Standard Initialization* dengan pengaturan *Compute from inlet* dan *Reference Frame Relative to Cell Zone*. Setelah *Initialization* selesai dilanjutkan pengaturan *Calculation*.

Simulasi *unsteady* atau *transient* dilakukan dengan asumsi *flow time* 1 detik sehingga diatur *Number of Time Step* sebanyak 100 dan *Time Step Size* selama 0,1 detik. *Maximum Iteration/Time Step* diatur sebanyak 20 kali iterasi dengan tujuan untuk mendapatkan hasil yang stabil dan konsisten. Pengaturan lainnya menggunakan pengaturan standar dari *ANSYS Fluent 2022R2*. Konvergensi mengacu pada hasil kalkulasi perangkat lunak yang akan melaporkan hasil konvergen pada iterasi tertentu melalui *Concole* atau hasil pemantauan pada grafik *Residual Monitors* dan grafik *Report Plots*. Hasil akan diasumsikan konvergen apabila *Residual Monitors* menunjukkan grafik telah mencapai nilai *Absolute Criteria* atau cenderung stabil pada nilai tertentu dan grafik pada *report plot lift coefficient* dan *report plot drag coefficient* juga cenderung stabil pada nilai tertentu. Proses

kalkulasi akan dilakukan satu persatu untuk tiap kombinasi parameter yang diteliti.

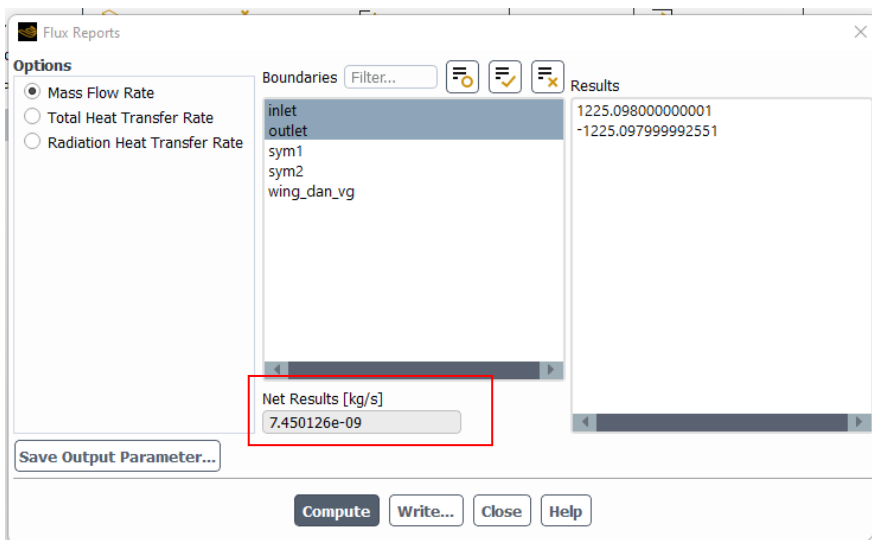
Adapun pengaturan *solver* dirangkum pada Tabel 1.3.

Tabel 1.3 Rangkuman Pengaturan Solver

Launcher	<i>3D, Double Precision dan Display Mesh After Reading</i>	
General	<i>Solver Type</i>	<i>Pressure-Based</i>
	<i>Time</i>	<i>Transient</i>
	<i>Gravity</i>	<i>Y component = -9,81 m/s²</i>
Model	<i>Viscous Model</i>	<i>κ-omega SST (2 equations)</i>
Material	<i>Fluid</i>	<i>Air</i>
Boundary Condition	<i>Inlet</i>	<i>velocity -inlet (Magnitude And Direction)</i>
		<i>Sesuai variasi kecepatan dan sudut serang (m/s dan °)</i>
	<i>Outlet</i>	<i>pressure-outlet</i>
		<i>gauge-pressure 0 Pa</i>
	<i>Symmetry</i>	<i>Symmetry</i>
	<i>Wall</i>	<i>No-slip condition</i>
		<i>Model sayap dan dinding domain fluida</i>
Report Definition	<i>Lift coeff dan drag coeff</i>	
Residual	<i>Absolute criteria</i>	<i>0,00001</i>
Solution Initialization	<i>Standard</i>	<i>Compute From inlet</i>
	<i>Reference Frame</i>	<i>Relative to Cell Zone</i>
Calculation Activities	<i>Autosave Every (time step)</i>	<i>1</i>
	<i>Automatic Report</i>	<i>CDAT for CFD-Post & EnSight</i>
Time Advancement	<i>Parameter</i>	<i>Number of Time Step 100</i>
		<i>Time Step Size 0,1 s</i>

		<i>Max Iteration/Time Step 20</i>
Flow Time		<i>10 s</i>
Total Iteration		<i>2000</i>

Proses selanjutnya adalah cek keseimbangan massa pada *inlet* dan *outlet*. Pengecekan dilakukan melalui menu pilihan *Flux Reports* yang tersedia di perangkat lunak *solver*. Setelah dilakukan *Compute*, diperoleh data pada *inlet*, *mass flow rate* terindikasi sebesar 1.225,098 kg/s sedangkan pada *outlet*, *mass flow rate* terindikasi sebesar 1.225,097 kg/s. Tanda positif menunjukkan massa masuk ke sistem sedangkan tanda negatif menunjukkan massa keluar dari sistem. Dapat diketahui bahwa terjadi perbedaan *mass flow rate* yang sangat kecil sehingga dapat dianggap tidak mempengaruhi sistem dan telah terjadi keseimbangan massa pada aliran fluida. Hasil cek keseimbangan *mass flow rate* dapat diamati pada Gambar 1.15.



Gambar 1.15 Hasil cek keseimbangan *mass flow rate*.
Image used courtesy of ANSYS, Inc.

Ketiga, tahap *postprocessing*. Setelah *Run Calculation* selesai dilanjutkan tahap *postprocessing* menggunakan perangkat lunak *ANSYS CFD-Post 2021R1 Academic* yang sudah terintegrasi dengan *ANSYS Workbench 2022R2*. Pada tahap ini diperoleh data hasil

kalkulasi yang dapat ditampilkan dalam bentuk visualisasi animasi, grafik dan gambar kontur parameter yang diamati di sekitar *object* antara lain koefisien *lift*, koefisien *drag*, *lift to drag ratio*, *velocity* dan *pressure*. Hasil *postprocessing* digunakan untuk analisis data.

Dan yang terakhir, yakni tahap analisis data. Setelah diperoleh data pada *postprocessing*, langkah selanjutnya adalah analisis data. Tahap ini diawali dengan validasi data terlebih dulu. Dalam rangka meminimalkan terjadinya deviasi, validasi data akan dilakukan dengan membandingkan hasil kajian dalam buku ini dengan hasil eksperimen terdahulu yang sama baik objek, fenomena, *boundary condition* maupun pendekatan *physical properties*. Data hasil eksperimen yang akan digunakan sebagai validasi adalah data koefisien *lift* dan koefisien *drag* hasil penelitian (Bangash dkk, 2006) tentang *Aerodynamic of Formation Flight* yang meneliti performa aerodinamika airfoil NACA2412 pada sudut serang 0° sampai dengan 15° dengan kecepatan konstan 110 ft/s. Apabila terjadi penyimpangan kurang dari 10% maka akan dilanjutkan dengan analisis data. Analisis data dititikberatkan pada pengaruh variabel bebas terhadap variabel terikat secara kualitatif dan kuantitatif. Adapun analisis kualitatif dan kuantitatif dilakukan secara simultan dengan menganalisis visualisasi interaksi aliran fluida di sekitar *vortex generator* dan permukaan sayap serta pengamatan terhadap grafik dan gambar yang diperoleh pada tahap *postprocessing*.

Akhirnya, manfaat dari kajian dalam buku ini bagi kalangan akademisi maupun industri adalah sebagai berikut: Pertama, meningkatkan kemampuan intelektual dalam mengembangkan performa aerodinamika pesawat terbang yang dapat diimplementasikan baik untuk kebutuhan militer maupun nonmiliter. Kedua, mendukung program pemerintah dalam rangka kemandirian industri pertahanan dan keamanan. Ketiga, dapat dijadikan referensi dalam merancang pesawat udara nir awak (PUNA) maupun modifikasi aerodinamika sayap pesawat dengan berbagai varian lainnya. Keempat, memperdalam pemahaman tentang karakter aerodinamis pada sayap pesawat terbang dengan berbagai variasi sudut serang, variasi kecepatan dan penggunaan *vortex generator*.