

**ANALISIS PENGARUH MODIFIKASI GEOMETRI DAN VARIASI
SUDUT SERANG TERHADAP PERFORMA AIRFOIL NACA 1408
MENGUNAKAN COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC (CFD)**

SKRIPSI

*Diajukan Sebagai Salah Satu Persyaratan Guna Memperoleh Gelar Sarjana
Pendidikan Teknik Mesin*



Oleh:

USIN

NIM. 18067098/ 2018

PROGRAM STUDI PENDIDIKAN TEKNIK MESIN

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS NEGERI PADANG

2022

HALAMAN PERSETUJUAN SKRIPSI

**ANALISIS PENGARUH MODIFIKASI GEOMETRI DAN VARIASI
SUDUT SERANG TERHADAP PERFORMA *AIRFOIL* NACA 1408
MENGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC* (CFD)**

Nama : Usin
NIM/TM : 18067098/2018
Program Studi : Pendidikan Teknik Mesin
Departemen : Teknik Mesin
Fakultas : Teknik

Padang, 22 Agustus 2022

Disetujui Oleh:

Pembimbing



Yolli Fernanda, S.T., M.T., Ph.D.

NIP. 19760706 200312 1 001

Mengetahui,

Kepala Departemen Teknik Mesin FT-UNP



Drs. Putwantono, M.Pd.

NIP. 19630804 198603 1 002

HALAMAN PENGESAHAN SKRIPSI

Dinyatakan Lulus Setelah Mempertahankan Skripsi di Depan Tim Penguji

Program Studi Pendidikan Teknik Mesin

Jurusan Teknik Mesin

Universitas Negeri Padang

Judul :

**ANALISIS PENGARUH MODIFIKASI GEOMETRI DAN VARIASI
SUDUT SERANG TERHADAP PERFORMA *AIRFOIL* NACA 1408
MENGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC* (CFD)**

Oleh :

Nama : Usin
NIM/TM : 18067098/2018
Program Studi : Pendidikan Teknik Mesin
Departemen : Teknik Mesin
Fakultas : Teknik

Padang, 22 Agustus 2022

Tim Penguji

Nama

Tanda Tangan

1. Ketua : Yolli Fernanda, S.T., M.T., Ph.D

1. 

2. Anggota : Dr. Ir. Arwizet K, S.T., M.T.

2. 

3. Anggota : Andre Kurniawan, S.T., M.T.

3. 

SURAT PERNYATAAN TIDAK PLAGIAT

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Usin

NIM/TM : 18067098/2018

Program Studi : Pendidikan Teknik Mesin

Departemen : Teknik Mesin

Fakultas : Teknik

Dengan ini saya menyatakan bahwa skripsi saya dengan judul:

Analisis Pengaruh Modifikasi Geometri dan Variasi Sudut Serang terhadap Performa *Airfoil* NACA 1408 Menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD).

Dengan ini saya menyatakan bahwa skripsi saya benar-benar karya saya sendiri. Sepanjang pengetahuan saya tidak terdapat karya atau pendapat yang ditulis atau diterbitkan orang lain kecuali sebagai acuan atau kutipan dengan mengikuti tata penulisan karya ilmiah yang lazim.

Padang, 22 Agustus 2022

Yang menyatakan,



Usin

ABSTRAK

Usin, 2022 : Analisis Pengaruh Modifikasi Geometri dan Sudut Serang terhadap Performa *Airfoil* NACA 1408 Menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD)

Airfoil merupakan bentuk geometri sayap pesawat terbang yang dirancang untuk menghasilkan *lift force* tinggi dan *drag force* rendah. Studi tentang aliran udara dan tekanan di sekitar *airfoil* adalah langkah penting untuk menganalisis *lift force* dan *drag force*. Faktor yang mempengaruhi *lift force* dan *drag force* *airfoil* adalah geometri dan dimensi serta sudut serang *airfoil* tersebut. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh modifikasi geometri dan sudut serang terhadap performa *airfoil* NACA 1408 menggunakan *Computational Fluid Dynamic*.

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah simulasi numerik dua dimensi menggunakan *software Ansys Fluent* 2021. Simulasi dilakukan pada *airfoil* NACA 1408 dengan memodifikasi geometri *leading edge* yaitu bentuk standar, runcing dan tumpul dengan memvariasikan sudut serang -3° sampai 24° dengan interval 3° . Kecepatan uji yang digunakan adalah 20 m/s, 30 m/s dan 40 m/s.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa *coefficient of lift* dan *coefficient of drag* dihitung dari simulasi, data *coefficient of lift* dan *coefficient of drag* tertinggi adalah 1,1143807 dan 0,3384739 untuk *airfoil* standar; 1,2810869 dan 0,36501649 untuk *airfoil leading edge* tumpul dan untuk *airfoil leading edge* runcing adalah 0,90009866 dan 0,37702416. Berdasarkan hasil pengujian, *airfoil leading edge* tumpul dapat menghasilkan *coefficient of lift* lebih baik daripada bentuk standar dan modifikasi *leading edge* runcing.

KATA PENGANTAR

Bismillahirrahmanirrahim

Assalamualaikum warohmatullahi wabarokatuh.

Puji syukur penulis ucapkan ke hadirat Allah Subhanahu Wa Ta'ala yang telah senantiasa melimpahkan rahmat, hidayah beserta karunia sehingga penulis dapat menyelesaikan proposal skripsi dengan judul **“Analisis Pengaruh Modifikasi Geometri dan Variasi Sudut Serang terhadap Performa *Airfoil* NACA 1408 Menggunakan *Computational Fluid Dynamic (CFD)*”**. Shalawat dan salam semoga selalu dilimpahkan Allah *Subhanahu Wa Ta'ala* kepada junjungan umat Islam sedunia yakni Nabi Muhammad SAW yang telah membawa umat manusia dari zaman jahiliah menuju zaman yang penuh cahaya ilmu pengetahuan, Aqidah dan berakhlak baik.

Skripsi ini bertujuan untuk memenuhi salah satu persyaratan guna memperoleh gelar sarjana pada prodi Pendidikan Teknik Mesin Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Negeri Padang. Selama penulisan skripsi ini, penulis banyak mendapatkan bantuan, bimbingan dan perhatian dari berbagai pihak, untuk itu pada kesempatan ini penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada:

1. Secara Khusus anggota keluarga tercinta terutama kedua orang tua yang selalu memberikan limpahan kasih sayang, doa, motivasi dan pengorbanan tak ternilai selama proses pendidikan sampai kepada tahap ini.
2. Bapak Drs. Purwantono, M.Pd., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin FT UNP.
3. Bapak Hendri Nurdin, M.T., selaku sekretaris Jurusan Teknik Mesin FT UNP.
4. Bapak Drs. Nelvi Erizon, M.Pd., selaku Dosen Pembimbing Akademik.
5. Bapak Dr. Eng., Yolli Fernanda, S.T., M.T., selaku Pembimbing skripsi yang telah memberikan bimbingan dan arahan sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi ini.
6. Bapak Dr. Ir. Arwizet Karudin, S.T., M.T., selaku Dosen Peninjau I
7. Bapak Andre Kurniawan, S.T., M.T., selaku Dosen Peninjau II
8. Bapak dan Ibu dosen jurusan Teknik Mesin FT UNP yang telah membimbing penulis selama menuntut ilmu.

9. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu, yang telah memberikan bantuan dalam menyelesaikan skripsi.

Dengan segala kerendahan hati melalui adanya penulisan skripsi ini, semoga semua bantuan, dorongan dan bimbingan yang telah diberikan kepada penulis mendapat pahala disisi Allah *Subhanahu Wa ta'ala*.

Penulis menyadari bahwa penulisan skripsi ini banyak terdapat kekurangan mengingat keterbatasan pengetahuan penulis dan hambatan- hambatan yang dialami dalam memperoleh sumber dan bahan. Penulis sangat mengharapkan kritik dan saran yang bersifat membangun untuk kesempurnaan skripsi ini.

Padang, 22 Agustus 2022

Usin

NIM. 18067098

DAFTAR ISI

HALAMAN PERSETUJUAN SKRIPSI.....	ii
HALAMAN PENGESAHAN SKRIPSI.....	iii
SURAT PERNYATAAN TIDAK PLAGIAT	iv
ABSTRAK.....	v
KATA PENGANTAR	vi
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR	x
DAFTAR TABEL.....	xiii
DAFTAR LAMPIRAN.....	xiv
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang Masalah.....	1
1.2 Identifikasi Masalah	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Rumusan Masalah	3
1.5 Tujuan Penelitian.....	4
1.6 Manfaat Penelitian.....	4
BAB II KAJIAN PUSTAKA	5
2.1 Pesawat Terbang.....	5
2.2 <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>	6
2.3 <i>Airfoil</i>	7
2.4 <i>Computational Fluid Dynamics</i>	16
2.5 Penelitian yang Relevan	17
BAB III METODE PENELITIAN.....	20
3.1 Variabel Penelitian	20
3.2 Diagram Alir Penelitian.....	21
3.3 Waktu dan Tempat Penelitian	22
3.4 Studi literatur	22

3.5	Pembuatan Model Geometri <i>Airfoil</i>	22
3.6	Proses <i>Meshing</i> (<i>Meshing Process</i>).....	23
3.7	Pengaturan Kondisi Batasan (<i>Setting Boundary Conditions</i>).....	23
3.8	<i>Simulation Fluent Solving</i>	24
3.9	<i>Data Collection</i>	24
3.10	Analisis Pembahasan dan Kesimpulan.....	25
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN		26
4.1	<i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar	26
4.2	<i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I	38
4.3	<i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II	51
BAB V SIMPULAN DAN SARAN		62
5.1	Kesimpulan.....	62
5.2	Saran	62
DAFTAR PUSTAKA		63

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1. Gaya yang Bekerja pada Pesawat Terbang	6
Gambar 2. Bentuk Tetesan Air (<i>Teardrop</i>).....	8
Gambar 3. <i>Lift</i> dan <i>Drag</i>	8
Gambar 4. Bagian-bagian <i>Airfoil</i>	9
Gambar 5. Geometri NACA 0010	11
Gambar 6. Geometri NACA 23012	12
Gambar 7. Geometri NACA 651-212	12
Gambar 8. Geometri NACA 747A315.....	12
Gambar 9. Geometri NACA 16-012	13
Gambar 10. <i>Angle of Attack</i> (AoA).....	13
Gambar 11. Fenomena <i>Stall</i>	14
Gambar 12. Perbedaan Tekanan pada Sayap Pesawat	14
Gambar 13. Laminar (a) dan Turbulen (b).....	15
Gambar 14. Daerah pembagi domain (2D)	17
Gambar 15. Geometri <i>Airfoil</i> NACA 1408 yang diuji.....	20
Gambar 16. Diagram Alir Penelitian	21
Gambar 17. Pembuatan Geometri <i>Airfoil</i> NACA 1408	23
Gambar 18. Tampilan Hasil <i>Meshing</i>	23
Gambar 19. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar untuk Kecepatan Uji 20 m/s.....	26
Gambar 20. Turbulensi pada <i>Angle of Attack</i> 12°.....	27
Gambar 21. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar untuk Kecepatan Uji 20 m/s.....	28
Gambar 22. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan udara 20 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 standar	29
Gambar 23. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar untuk Kecepatan Uji 30 m/s.....	30
Gambar 24. <i>Vortex</i> pada <i>Trailing Edge Airfoil</i>	31
Gambar 25. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar untuk Kecepatan Uji 30 m/s.....	32

Gambar 26. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan udara 30 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 standar	33
Gambar 27. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar untuk Kecepatan Uji 40 m/s	34
Gambar 28. <i>Vortex</i> pada <i>Trailing Edge</i>	35
Gambar 29. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar untuk Kecepatan Uji 40 m/s.....	36
Gambar 30. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan udara 40 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 standar	37
Gambar 31. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I untuk Kecepatan Uji 20 m/s.....	39
Gambar 32. Visualisasi <i>Vortex</i> pada Area Separasi.....	40
Gambar 33. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I untuk Kecepatan Uji 20 m/s.....	41
Gambar 34. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan 20 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 modifikasi I	42
Gambar 35. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I untuk Kecepatan Uji 30 m/s.....	43
Gambar 36. Visualisasi <i>Vortex</i> pada AoA 9°	44
Gambar 37. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I untuk Kecepatan Uji 30 m/s.....	45
Gambar 38. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan 30 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 modifikasi I	46
Gambar 39. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I untuk Kecepatan Uji 40 m/s.....	47
Gambar 40. <i>Vortex</i> yang Terbentuk pada AoA 9°	48
Gambar 41. <i>Vortex</i> yang Terjadi pada AoA 12°	48

Gambar 42. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi I untuk Kecepatan Uji 40 m/s	49
Gambar 43. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan 40 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 modifikasi I	50
Gambar 44. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II untuk Kecepatan Uji 20 m/s	51
Gambar 45. <i>Vortex</i> pada area separasi <i>airfoil</i> NACA 1408 AoA 9° kecepatan Uji 20 m/s	52
Gambar 46. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II untuk Kecepatan Uji 20 m/s	53
Gambar 47. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan 20 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 modifikasi II	54
Gambar 48. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II untuk Kecepatan Uji 30 m/s	55
Gambar 49. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II untuk Kecepatan Uji 30 m/s	56
Gambar 50. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan 30 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 modifikasi II	57
Gambar 51. Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II untuk Kecepatan Uji 40 m/s	58
Gambar 52. <i>Vortex</i> yang terjadi di atas <i>airfoil</i> pada AoA 9° kecepatan uji 40 m/s	59
Gambar 53. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 1408 Modifikasi II untuk Kecepatan Uji 40 m/s	59
Gambar 54. Hubungan antara <i>Angle of Attack</i> dengan <i>Coefficient of lift</i> dan <i>Coefficient of drag</i> pada kecepatan 40 m/s untuk <i>airfoil</i> NACA 1408 modifikasi II	60

DAFTAR TABEL

Tabel 1. Bilangan Reynold dan Jenis Aliran Fluida	16
Tabel 2. Jadwal Penelitian.....	22
Tabel 3. Nilai Input Parameter Proses Simulasi.....	24

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1. Langkah-Langkah Menjalankan Perhitungan Numerik Menggunakan <i>Ansys Fluent</i> 2021	66
Lampiran 2. Data-Data Hasil Perhitungan Numerik <i>Airfoil</i> NACA 1408 Standar dan Modifikasi Menggunakan <i>Ansys Fluent</i> 2021	83
Lampiran 3. Bentuk dan Dimensi <i>Airfoil</i> yang Diuji.....	87

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang Masalah

Sayap merupakan bagian terpenting sebuah pesawat terbang yang digunakan untuk menghasilkan gaya angkat (*lift force*) sehingga pesawat terbang mampu melayang di udara (Kashid et al., 2020). Sayap terbentuk dari kumpulan *airfoil* yang dapat mempertahankan aliran udara agar tetap laminar dan menghasilkan performa yang baik (K. Hidayat et al., 2019). Untuk meningkatkan performa sayap dapat dilakukan dengan memodifikasi geometri sayap sesuai dengan efek parameter aerodinamis *airfoil* (Güzelbey et al., 2019).

Airfoil adalah bentuk geometri penampang suatu benda yang di desain sedemikian rupa sehingga ketika dialiri udara akan menghasilkan gaya angkat (*lift force*) tinggi dan gaya hambat (*drag force*) rendah yang biasa dipakai pada sayap pesawat, baling-baling turbin dan lain-lain. Perbandingan gaya angkat dan gaya hambat (*Lift/Drag*) yang dihasilkan merupakan parameter utama untuk menentukan performa dari *airfoil* (K. Hidayat et al., 2019). Gaya angkat (*lift force*) dan gaya hambat (*drag force*) dapat ditentukan menggunakan koefisien non *dimensional* yaitu *Coefficient of lift* (C_l) dan *Coefficient of drag* (C_d). *Airfoil* memiliki banyak jenis, beberapa yang terkemuka adalah *Selig*, *Gottingen*, *FX Wortmann*, dan *NACA airfoil*.

NACA airfoil ialah geometri *airfoil* yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) dengan memperhitungkan pengaruh kelengkungan *surface airfoil* dan penyebaran ketebalan (*thickness*) serta pemakaian nilai *Reynold number* tertentu dalam pengujiannya (M. F. Hidayat, 2016). *NACA Airfoil* memiliki koefisien *drag* dan *lift* yang rendah dibandingkan jenis *airfoil* yang lain sehingga cocok untuk pesawat yang membutuhkan kecepatan tinggi dan beban tidak terlalu berat (Singh et al., 2015). Oleh karena itu NACA lebih banyak digunakan pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).

Pada umumnya UAV menggunakan sayap tetap (*fixed wings*). Penentuan sudut serang sayap yang tepat sangat berpengaruh untuk mendapatkan kebutuhan terbang yang diinginkan dan bermanuver. Kecepatan

pesawat didapatkan dari sudut serang yang kecil, sebaliknya sudut serang yang kecil akan mengurangi daya angkat (Şahin & Acir, 2015).

Pada kegiatan yang telah kami lakukan terdahulu pada Kontes Robot Terbang Indonesia Unit Kegiatan Robotika dan Otomasi KM UNP tahun 2021, kami menggunakan UAV dengan tipe sayap *fixed wings* yang di rancang untuk perlombaan pada divisi *racing plane* (Puspresnas, 2021). Sayap UAV menggunakan *airfoil* jenis NACA 1408 dengan sudut serang (*Angle of Attack*) 0° . Pada sudut serang 0° , sayap UAV telah menghasilkan *lift force* tetapi nilainya masih sangat rendah sehingga beban terbang UAV juga sangat kecil. Rendahnya *lift force* yang dihasilkan sayap UAV yang kami gunakan mengakibatkan bobot dan ukuran dari *fuselage* maupun propulsi UAV sangat ringan. Bobot yang ringan dan ukuran propulsi yang digunakan terbatas sangat mempengaruhi kecepatan, kestabilan dan kemampuan bermanuver wahana ketika mengudara. Selain itu, rendahnya *lift force* juga menyebabkan rendahnya daya angkut pesawat.

Beberapa pengujian tentang sudut serang pada *airfoil* NACA memperlihatkan *lift* akan meningkat pada sudut serang tertentu. Pengujian NACA 0015 oleh Şahin & Acir (2015) memperlihatkan bahwa peningkatan sudut serang dalam rentang $0^\circ - 14^\circ$ akan menambah *coefficient of lift* dan *drag* secara linier. Hal serupa juga berlaku pada NACA 2415 (Kashid et al., 2020). Selain itu Triet et al (2015) melaporkan bahwa juga terjadi peningkatan *coefficient of lift* dan *drag* secara linier pada *airfoil* NACA 2412.

Faktor lain yang mempengaruhi nilai kedua koefisien ini yaitu geometri dan dimensi *airfoil* (Şahin & Acir, 2015). Selain *airfoil* dengan bentuk standar, modifikasi geometri misalnya penambahan bentuk tertentu pada *leading edge* juga banyak diteliti. Pengujian *airfoil* yang dimodifikasi dengan menambahkan suatu bentuk geometri tertentu pada *leading edge* dapat meningkatkan performa *airfoil* dan juga dapat menunda terjadinya *stall* (Aftab & Ahmad, 2014).

Dari uraian di atas, kami mengusulkan untuk mempelajari pengaruh modifikasi geometri *leading edge* dan variasi sudut serang terhadap performa

pada *airfoil* NACA 1408 yang dipakai pada UAV Unit Kegiatan Robotika dan Otomasi KM UNP menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD).

1.2 Identifikasi Masalah

Adapun permasalahan penelitian yang peneliti ajukan dapat diidentifikasi antara lain sebagai berikut:

1. UAV Unit Kegiatan Robotika dan Otomasi KM UNP tahun 2021 memiliki daya angkat (*lift force*), kecepatan dan kemampuan manuver yang kecil.
2. Telah diusulkan modifikasi geometri pada *airfoil* namun belum ada studi untuk membuktikan pengaruh ini terhadap performa *airfoil*.
3. Belum ada penelitian untuk memodifikasi sudut serang terhadap daya angkat sayap.

1.3 Batasan Masalah

Karena adanya keterbatasan waktu dan biaya maka permasalahan yang dibahas penulis dibatasi sebagai berikut:

1. Pengujian dilakukan pada penampang 2D *airfoil* NACA 1408.
2. Pengujian dilakukan dengan variasi sudut serang yaitu antara -3° , 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 18° , 21° , 24° .
3. Pengujian dilakukan dengan memodifikasi geometri *leading edge* yaitu menjadi tiga bentuk, yaitu bentuk standar, bentuk runcing, dan bentuk tumpul.
4. Pengujian dilakukan menggunakan *software Ansys R1* dengan kecepatan udara 20, 30, 40 m/s.

1.4 Rumusan Masalah

Berdasarkan uraian latar belakang masalah di atas, maka dapat disusun rumusan masalah penelitian ini adalah :

“Bagaimana karakteristik performa *airfoil* NACA 1408 terhadap perubahan bentuk *leading edge* dan variasi sudut serang dengan menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD)?”.

1.5 Tujuan Penelitian

1. Mengetahui *coefficient of lift* (Cl) dan *coefficient of drag* (Cd) *airfoil* NACA 1408 pada bentuk *leading edge* standar dan modifikasi.
2. Mengetahui distribusi kecepatan dan tekanan yang terjadi pada *airfoil* NACA 1408 dengan bentuk *leading edge* standar dan modifikasi.

1.6 Manfaat Penelitian

Hasil penelitian ini diharapkan dapat memberikan manfaat sebagai berikut:

4.1.1 Manfaat Teoritis

1. Mengetahui performa *airfoil* NACA 1408 yang dapat digunakan sebagai sayap *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).
2. Dapat digunakan sebagai rujukan dalam pengembangan perancangan UAV oleh tim UKRO KM UNP.

4.1.2 Manfaat Praktis

1. Mengaplikasikan *software Ansys Fluent* sebagai metode pengujian gaya *lift* dan gaya *drag* pada *airfoil*.
2. Sebagai rujukan dan referensi pada perpustakaan Universitas Negeri Padang dan diharapkan dapat mendorong para peneliti untuk mengkaji hal sejenis secara lebih mendalam.
3. Mengetahui karakteristik performa *airfoil* NACA 1408 terhadap perubahan bentuk *leading edge* dan variasi sudut serang dengan menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD).

BAB II

KAJIAN PUSTAKA

2.1 Pesawat Terbang

Pesawat terbang adalah setiap mesin (yang lebih ringan atau lebih berat dari udara) dirancang untuk didukung oleh udara secara aerodinamis (Karuskevich, M & Maslak, T, 2013). Dalam PP No. 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan Bidang Penerbangan, Pesawat terbang adalah pesawat udara yang lebih berat dari udara, bersayap tetap, dan dapat terbang dengan tenaga sendiri.

Dari pengertian di atas dapat disimpulkan bahwa pesawat terbang adalah suatu mesin yang mampu melayang di udara menggunakan tenaga sendiri dengan memanfaatkan prinsip aerodinamika. Aerodinamika adalah ilmu tentang aliran relatif udara yang melewati suatu benda seperti pesawat terbang, kereta api, mobil, bangunan, dan lain-lain. Udara dalam pengertian umum adalah media gas yang mengalir bisa berupa udara, helium, atau gas lain tergantung situasi (A. Roy., 2012:6).

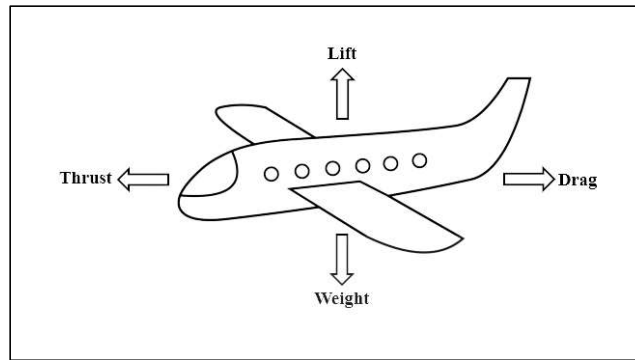
2.1.1 Klasifikasi Pesawat Terbang

Pesawat terbang dapat diklasifikasikan ke dalam beberapa jenis, yaitu:

1. Berdasarkan fungsi dan penggunaannya yaitu pesawat komersial, pesawat militer, pesawat kargo, dan pesawat eksperimen.
2. Berdasarkan misinya yaitu pesawat terbang serba guna dan pesawat terbang khusus.
3. Berdasarkan cara pengendaliannya pesawat terbang terbagi menjadi pesawat terbang ber-awak dan pesawat terbang tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).
4. Berdasarkan kecepatan terbang terbagi menjadi pesawat subsonik, transonik, supersonik, dan hipersonik.

2.1.2 Prinsip Dasar Pesawat Terbang

Pesawat terbang dapat terbang (*take off, cruise, dan landing*) di udara memanfaatkan empat jenis gaya.



Gambar 1. Gaya yang Bekerja pada Pesawat Terbang

1. *Thrust* ialah gaya yang dihasilkan mesin untuk mendorong pesawat sehingga pesawat bisa bergerak maju.
2. *Lift* ialah gaya angkat yang dihasilkan karena adanya perbedaan tekanan pada penampang atas dan bawah sayap pesawat.
3. *Drag* ialah gaya hambat yang dihasilkan ketika pesawat menabrak aliran fluida (gas atau cairan) yang menyebabkan pesawat tertarik mundur.
4. *Weight* ialah gaya yang menyebabkan pesawat tertarik ke bawah. Gaya *weight* ini disebabkan oleh beban pesawat itu sendiri.

2.2 Unmanned Aerial Vehicle

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah wahana berbasis elektromekanik dengan sistem kendali jarak jauh melalui sinyal radio. Sistem pengendalian wahana bisa dilakukan secara manual oleh pilot atau secara *autonomous* menggunakan komputer. Wahana di desain sedemikian rupa menerapkan hukum aerodinamika untuk memperoleh daya angkat sehingga mampu membawa barang atau muatan sesuai kebutuhan (Saroinsong et al., 2018).

Secara umum, *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) dikelompokkan ke dalam dua jenis, yaitu *Fixed wings* dan *Multi-Copter* (Boon et al., 2017). *Fixed wings* adalah tipe UAV yang mirip dengan pesawat terbang tradisional yang menghasilkan *lift* dari sayap dengan memanfaatkan aerodinamis aliran udara yang melewati penampang sayap. Sedangkan *Multi-Copter* merupakan tipe

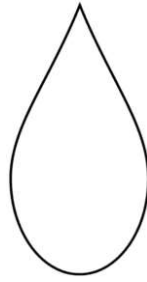
UAV yang memiliki rotor lebih dari satu dan menghasilkan *lift* untuk terbang dari putaran baling-baling (Thamm et al., 2015).

Fixed wings memiliki kelebihan yaitu (1) penerbangan lebih efisien; (2) mampu terbang dengan kecepatan tinggi; (3) mampu terbang lebih lama dan area yang lebih luas (Gundlach, 2012). Tetapi tipe ini juga memiliki kekurangan yaitu (1) untuk *take off* dan *landing* membutuhkan landasan pacu yang lebih luas dan panjang; (2) risiko kerusakan saat *take off* dan *landing* lebih besar apabila tidak dilakukan dengan benar; (3) untuk mendarat membutuhkan jalur udara yang cocok (Leomar et al., 2006).

Multi-Copter memiliki kelebihan yaitu (1) mampu *take off* dan *landing* secara vertikal; (2) mampu *take off* dan *landing* di tempat yang sempit; (Thamm et al., 2015). *Multi-Copter* memiliki kekurangan yaitu dikarenakan memiliki lebih banyak rotor, menyebabkan *Multi-Copter* mampu terbang lebih singkat (Cai et al., 2014)

2.3 Airfoil

Airfoil adalah bentuk geometri penampang suatu benda yang di desain sedemikian rupa sehingga ketika dialiri udara akan menghasilkan gaya angkat (*lift force*) tinggi dan gaya hambat (*drag force*) rendah seperti pada sayap pesawat, baling-baling turbin dan lain-lain. *Lift force* ialah gaya angkat yang dihasilkan karena adanya perbedaan tekanan pada penampang atas dan bawah sayap pesawat. Sedangkan *drag force* ialah gaya hambat yang dihasilkan ketika pesawat menabrak aliran fluida (gas atau cairan) yang menyebabkan pesawat tertarik mundur. Perbandingan gaya angkat dan gaya hambat (*Lift/Drag*) yang dihasilkan merupakan parameter utama untuk menentukan efisiensi dari *airfoil* (K. Hidayat et al., 2019; Şahin & Acir, 2015). Oleh sebab itu, geometri *airfoil* dirancang dengan berbagai bentuk aerodinamis salah satunya adalah menyerupai tetesan air/ *teardrop* (gambar 2.).



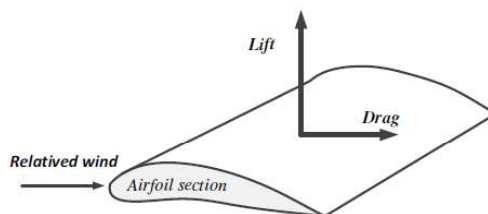
Gambar 2. Bentuk Tetesan Air (*Teardrop*)

Gaya angkat (*lift force*) *airfoil* merupakan gaya aerodinamika yang dihasilkan akibat aliran udara terbelah melewati penampang sayap yang berbentuk *airfoil* (Kewas et al., 2020). Geometri *airfoil* yang membentuk lengkungan pada penampang atas sayap pesawat lebih panjang daripada lengkungan penampang bawah sayap mengakibatkan adanya perbedaan kecepatan aliran fluida. Gaya angkat pada sayap pesawat dapat dihitung menggunakan persamaan berikut 1. (Dole, E et al., 2017):

$$F_l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_l \quad \dots\dots\dots(1)$$

Dimana:

- F_l : Gaya *lift* (N)
- ρ : Massa jenis fluida (kg/m^3)
- A : Luas penampang benda (m^2)
- v : Kecepatan aliran fluida (m/s)
- C_l : *Coefficient of lift*



Gambar 3. *Lift dan Drag*
(Sumber: Triet, N. M., Viet, N. N., & Thang, P.M., 2015)

Gaya hambat (*drag force*) *airfoil* ialah gaya hambat yang dihasilkan ketika pesawat menabrak aliran fluida (gas atau cairan) yang menyebabkan

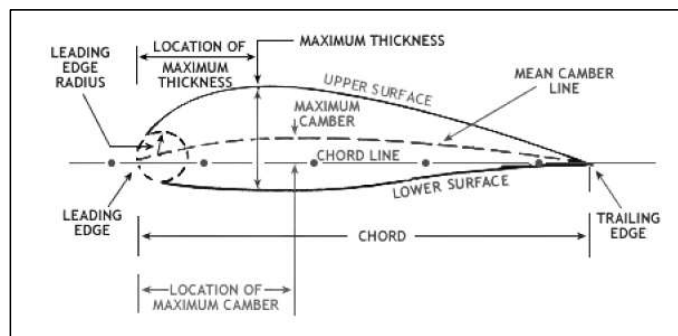
pesawat tertarik mundur seperti pada gambar 3. Gaya hambat dirumuskan pada persamaan berikut 2. (Dole, E et al., 2017):

$$F_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_d \quad \dots\dots\dots(2)$$

Dimana:

- F_d : Gaya *drag* (N)
 ρ : Massa jenis fluida (kg/m³)
 A : Luas penampang benda (m²)
 v : Kecepatan aliran fluida (m/s)
 C_d : *Coefficient of drag*

2.3.1 Bagian-Bagian *Airfoil*



Gambar 4. Bagian-bagian *Airfoil*
 (Sumber: Dole, 2017)

- 1) *Leading edge* ialah kepala sebuah *airfoil* sebab terletak paling depan.
- 2) *Trailing edge* ialah ekor sebuah *airfoil* sebab terletak di bagian paling belakang.
- 3) *Camber line* ialah garis yang membelah *airfoil* sama besar antara permukaan bawah dan atas.
- 4) *Chord line* ialah garis lurus penghubung kepala (*leading edge*) dan ekor (*trailing edge*) *airfoil*.
- 5) *Chord* ialah jarak antara kepala (*leading edge*) dan ekor (*trailing edge*) *airfoil*.

- 6) *Maximum chamber* jarak maksimum antara *chord line* dengan *mean chamber line*. Posisi *maximum chamber* biasa ditentukan dengan persentase *chord* diukur dari kepala *airfoil* (*leading edge*).
- 7) *Maximum thickness* ialah jarak maksimum antara permukaan bawah dan atas *airfoil*. *Thickness* diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

2.3.2 Jenis-Jenis Airfoil

Berdasarkan *Coefficient of lift* dan *Coefficient of drag* yang dihasilkan, *airfoil* dikelompokkan menjadi dua, yaitu *airfoil Coefficient of lift* dan *drag* tinggi dan *airfoil Coefficient of lift* dan *drag* rendah.

Airfoil yang memiliki *Coefficient of lift* dan *drag* tinggi ini biasa digunakan pada pesawat dengan beban besar dan membutuhkan daya angkat yang besar dan tidak membutuhkan kecepatan yang tinggi seperti pesawat kargo. Sedangkan *airfoil* yang memiliki *Coefficient of lift* dan *drag* rendah biasa digunakan pada pesawat dengan beban besar dan membutuhkan daya angkat yang besar dan tidak membutuhkan kecepatan yang tinggi seperti pesawat tempur, pesawat olahraga, dan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Berikut ini beberapa jenis *airfoil* yang memiliki bentuk-bentuk terkemuka, antara lain:

1. *Selig Airfoil*

Selig airfoil memiliki karakteristik koefisien *drag* dan *lift* tinggi sehingga cocok untuk pesawat kargo yang harus mengangkat beban berat (Anand et al., 2017; Singh et al., 2015).

2. *Gottingen Airfoil*

Gottingen airfoil merupakan *airfoil* karya Gottingen. Contoh dari *airfoil* ini adalah GOE 501 dan GOE 497 (Herdiana & Rasyadi, 2018).

3. *FX Wortmann Airfoil*

FX63-120 merupakan *airfoil* yang dirancang oleh Dr. Wortmann, arti dari penamaan *airfoil* adalah FX melambangkan inisial nama lengkap Dr. Franz Xaver Wortmann, 63 ialah tahun *airfoil* dibuat, 120 ialah 10 kali ketebalan maksimum dalam persen (Herdiana & Rasyadi, 2018).

4. NACA *airfoil*

NACA *airfoil* ialah geometri *airfoil* yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) dengan memperhitungkan pengaruh kelengkungan *surface airfoil* dan penyebaran ketebalan (*thickness*) serta pemakaian nilai *Reynold number* tertentu dalam pengujiannya (M. F. Hidayat, 2016). *Airfoil* memiliki koefisien *drag* dan *lift* yang rendah dibandingkan jenis *airfoil* yang lain sehingga cocok untuk pesawat yang membutuhkan kecepatan tinggi dan beban tidak terlalu berat (Singh et al., 2015).

Berdasarkan kode penamaannya, NACA *airfoil* terbagi menjadi enam jenis antara lain sebagai berikut:

1. NACA seri empat digit

NACA *airfoil* empat digit memiliki arti angka pertama ialah perseratus *maximum chamber* terhadap *chord*. Angka kedua ialah persepuluh *maximum chamber* terhadap *chord* dari kepala *airfoil* (*leading edge*). Dua angka terakhir menunjukkan persen ketebalan *airfoil* terhadap *chord*. Contohnya NACA 0010 yang memiliki ketebalan maksimum 10% pada 30% *chord* dengan *maximum chamber* 0%.



Gambar 5. Geometri NACA 0010

2. NACA seri lima digit

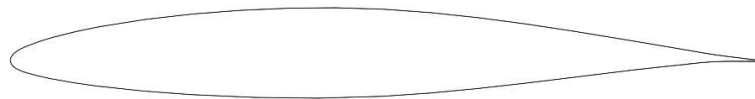
Penomoran NACA seri lima digit berbeda dengan seri empat. NACA *airfoil* lima digit memiliki arti angka pertama dikali $\frac{3}{20}$ menunjukkan nilai koefisien *lift*. Dua angka berikutnya dikali $\frac{1}{2}$ adalah posisi *maximum chamber* terhadap *chord*. Dua angka terakhir ialah seperseratus ketebalan (*thickness*) terhadap *chord*. NACA seri lima digit memiliki C_l maksimum 0.1 sampai 0.2 lebih besar daripada NACA seri empat digit. Contohnya NACA 23012 yang memiliki ketebalan maksimum 12%, dengan koefisien angkat C_l (0,3), dan *maximum chamber* 15% dari *leading edge*.



Gambar 6. Geometri NACA 23012

3. NACA seri enam digit

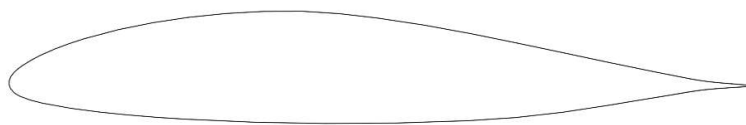
Seri enam didesain menghasilkan aliran laminar lebih baik daripada seri empat dan lima digit. Misalnya NACA 651-212, $a=0.6$, angka pertama (6) menunjukkan seri *airfoil*. Angka kedua (5) menunjukkan titik tekanan minimum sepersepuluh *chord* yaitu 0.5 c. Angka ketiga (1) menunjukkan *range drag* minimum yaitu 0.1 di atas dan di bawah *Cl design* yaitu 2 (dari angka pertama setelah tanda hubung). Dua angka terakhir (12) menunjukkan *thickness* dalam persen terhadap *chord* yaitu 0.12. Dan $a=0.6$ menyatakan persen *chord airfoil* dengan persebaran tekanannya seragam, pada contoh yaitu 60% *chord*.



Gambar 7. Geometri NACA 651-212

4. NACA seri tujuh digit

NACA 747A315, angka 7 menandakan seri *airfoil*. Angka 4 menunjukkan posisi tekanan minimum di permukaan atas dalam sepersepuluh yaitu 0.4 c. Angka 7 digit ketiga menunjukkan lokasi tekanan minimum di *surface* bagian bawah *airfoil* dalam sepersepuluh yaitu 0.7 c. Huruf A menunjukkan format persebaran ketebalan dan *mean line* sesuai standarisasi NACA seri awal. Angka 3 digit kelima menunjukkan nilai *Cl* desain dalam sepersepuluh yaitu 0.3, dan dua angka terakhir menunjukkan nilai ketebalan maksimum dalam persen terhadap *chord* yaitu 15% atau 0.15.



Gambar 8. Geometri NACA 747A315

5. NACA seri delapan digit

Airfoil NACA seri delapan digit dirancang khusus pesawat berkecepatan *supercritical*. Arti angka pada penamaan ini tidak jauh berbeda dengan seri 7, hanya berbeda di bagian angka depan menunjukkan seri *airfoil*. Contoh NACA 835A216 merupakan *airfoil* yang memiliki posisi tekanan minimum penampang atas pada $0.3c$, tekanan minimum penampang bawah $0.5c$, C_l desain 2 dengan ketebalan (*thickness*) maksimum $0.16c$.

6. NACA seri satu (seri 16)

NACA seri 1 memiliki lima digit angka. Contohnya NACA 16-012. Angka pertama ialah seri *airfoil*. angka kedua adalah sepersepuluh lokasi tekanan minimum terhadap *chord*. Angka setelah tanda hubung yaitu angka pertama ialah sepersepuluh desain C_l dan dua digit angka terakhir adalah persen *maximum thickness* terhadap *chord*.

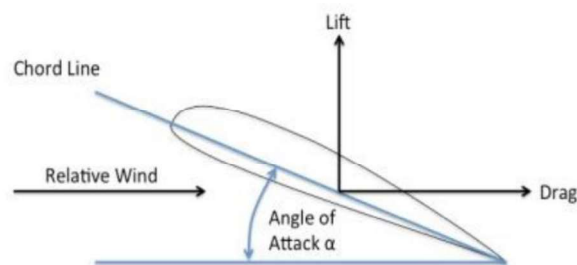


Gambar 9. Geometri NACA 16-012

2.3.3 Dinamika Aliran Fluida pada *Airfoil*

1. Sudut serang

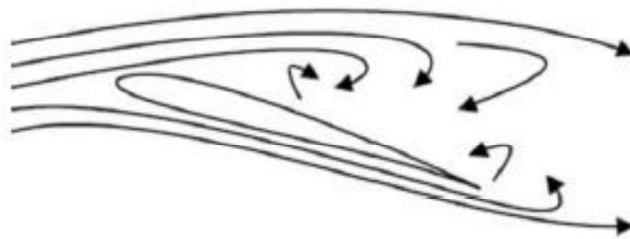
Sudut serang atau *Angle of Attack* (AoA) merupakan sudut yang terbentuk antara garis *chord* dan arah datang aliran udara (*relative wind*) yang biasa dinotasikan (α) (Dole, E et al., 2017).



Gambar 10. *Angle of Attack* (AoA)
(Sumber: aviationchief.com, 2018)

Sudut serang mutlak ialah besar sudut ketika keadaan *zero angle lift*. Sedangkan sudut kritis ialah sudut serang yang menghasilkan gaya

angkat mendekati maksimum sebelum mengalami *stall* (Ramadika & Permatasari, 2018). *Stall* adalah peristiwa ketika *airfoil* kehilangan gaya angkat akibat sudut serang melewati sudut kritis sehingga udara mengalir tidak secara laminar dan gaya hambat meningkat (Dole, E et al., 2017).



Gambar 11. Fenomena *Stall*
(Sumber: Al Fariz, M. R., Priangkoso, T., & Darmono, D., 2020)

Perubahan Sudut serang atau *angle of attack* menyebabkan peningkatan *lift*, *drag*, *Coefficient of lift*, dan *Coefficient of drag*. Namun pada grafik *drag* dan *Coefficient of drag* terlihat terjadi penurunan setelah melewati sudut 15° (Kashid et al., 2020).

2. Kecepatan aliran udara

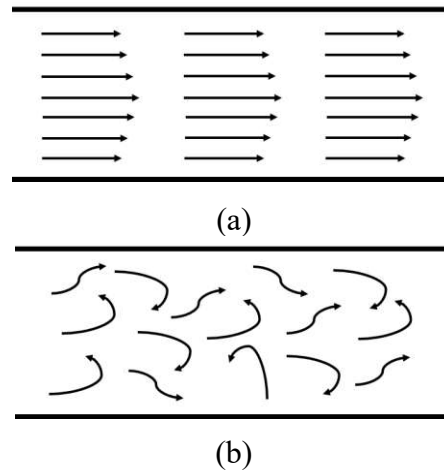
Kecepatan aliran udara berhubungan dengan tekanan udara. Tekanan udara selalu berbanding terbalik dengan kecepatan udara. Tekanan udara tinggi kecepatan udara rendah atau sebaliknya. Prinsip dasar inilah yang digunakan pada sayap pesawat. Gaya angkat sayap pesawat terbentuk karena kecepatan aliran udara pada penampang atas sayap pesawat lebih besar daripada di bawah sayap pesawat. Perbedaan kecepatan ini menyebabkan tekanan di atas sayap lebih kecil dari tekanan di bawah sayap sehingga sayap terdorong ke atas (Dole, E et al., 2017).



Gambar 12. Perbedaan Tekanan pada Sayap Pesawat

3. Karakteris aliran

Geometri *airfoil* dirancang sedemikian rupa untuk menghasilkan aliran laminar. Jenis aliran yang mengalir melewati geometri *airfoil* perlu diketahui, termasuk ke dalam aliran laminar atau turbulen.



Gambar 13. Laminar (a) dan Turbulen (b)

Secara teori untuk memprediksi jenis aliran digunakan perhitungan menggunakan persamaan bilangan Reynold (Putra, 2021).

4. Bilangan Reynold

Seiring dengan pesatnya perkembangan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), penggunaan bilangan Reynold yang rendah juga sering dilakukan terkhusus pada pengujian wahana udara mini, turbin angin *blades* dan UAV. Pada bilangan Reynold rendah berlaku gaya angkat maksimum dan sudut *stall* lebih rendah dari kondisi aliran bilangan Reynold tinggi (Genç, 2012).

Bilangan Reynold dapat di tentukan menggunakan Persamaan 3. berikut (Anderson, 2011):

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot x}{\mu} \quad \dots\dots\dots(3)$$

Dimana:

Re : Bilangan Reynold

ρ : massa jenis udara (kg/m^3)

v : kecepatan aliran udara (m/s)

μ : *viskositas* udara (Ns/m^2)

x : panjang karakteristik geometri yang dilalui aliran (m)

Angka bilangan Reynold sangat dipengaruhi oleh jenis geometri yang dilalui aliran fluida. Berikut ini tabel jenis aliran fluida berdasarkan angka bilangan Reynold:

Tabel 1. Bilangan Reynold dan Jenis Aliran Fluida

Bilangan Reynold (Re)	Jenis Aliran fluida
$Re < 2300$	laminar
$2300 \leq Re \leq 4000$	transisi
$Re > 4000$	turbulen

Sedangkan berdasarkan kecepatan alirannya, maka aliran fluida dapat dikategorikan kurang 5×10^5 termasuk aliran laminar dan lebih dari 5×10^5 termasuk aliran turbulen (Indriawan, 2020).

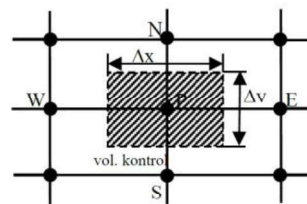
2.4 Computational Fluid Dynamics

Computational Fluid Dynamics (CFD) merupakan simulasi yang menggunakan penerapan komputer untuk menghasilkan prediksi kuantitatif dan kualitatif atau analisis perilaku aliran fluida. Analisis aliran fluida dengan CFD didasarkan pada hukum konservasi seperti konservasi massa, momentum dan energi yang ketika diterapkan secara benar akan menghasilkan hasil yang akurat untuk simulasi fisika aliran dan studi parametrik yang praktis (Ejeh et al., 2019). Metode CFD banyak digunakan selain lebih mudah juga lebih murah dalam proses pengujian (Ardany et al., 2021).

Simulasi CFD menerapkan dua pendekatan dominan yaitu metode *finite difference* dan metode *finite element*. Kedua metode ini merupakan metode untuk menyelesaikan permasalahan analitik pada persamaan diferensial parsial. Perbedaan kedua metode ini terletak pada proses pendiskritan, metode *finite difference* membagi domain variabel berhingga dalam bentuk persegi, sedangkan metode *finite element* membagi domain tidak harus bentuk persegi (Sri et al., 2018). Dalam perumusan elemen atau volume terbatas, persamaan-persamaan aliran diselesaikan dalam elemen *grid* kecil yang membentuk seluruh domain aliran spasial dengan kondisi yang cocok

antara elemen yang kemudian mengarah pada persamaan aljabar sistematis yang dapat diselesaikan secara numerik (Jameson & Fatica, 2015).

Persamaan diferensial ditransformasikan kedalam persamaan linier dengan membagi domain perhitungan membentuk daerah-daerah kecil (*volume control*) dan titik tengah nodal akan mewakili sifat daerah tersebut (Gambar 14.) (Karudin, 2020). Proses Metode simulasi CFD menggunakan hukum gerak hukum Newton kedua yang dikombinasikan dengan hukum Stoke, menghasilkan tiga persamaan momentum untuk kecepatan ke arah x_j ($j = 1, 2, 3$). Selain itu metode CFD menggunakan persamaan RANS dalam memperhitungkan nilai bilangan Reynold untuk menentukan aliran fluida laminar atau turbulen. Dalam memperhitungkan persamaan RANS dan Reynold, dibutuhkan parameter input seperti laju aliran, suhu, massa jenis, viskositas, dan panjang aliran yang melalui objek (Date., 2005).



Gambar 14. Daerah pembagi domain (2D)
(Sumber: Karudin, 2020)

2.5 Penelitian yang Relevan

- 2.1.1 Penelitian yang dilakukan oleh (Şahin & Acir, 2015) yang berjudul “*Numerical and Experimental Investigations of Lift and Drag Performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil*”. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa hasil simulasi menggunakan CFD *Ansys Fluent* dan Eksperimental menggunakan terowongan angin memberikan hasil mendekati sama.
- 2.1.2 Penelitian yang dilakukan oleh (Kashid et al., 2020) yang berjudul “*Analysis of Drag and Lift Forces with Different Angle of Attacks on Airfoil Used in Aircraft Wings*”. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa perbedaan performa *airfoil* dipengaruhi oleh bentuk *airfoil* dan sudut serang yang digunakan. Peningkatan sudut serang berbanding lurus dengan peningkatan *lift* dan *drag* sampai dengan batas sudut kritis *airfoil*.

- 2.1.3 Penelitian yang dilakukan oleh (Paturu et al., 2017) yang berjudul “*Numerical Analysis of Flow Over NACA 0012 at Fixed Mach Number, Using Computational Fluid Dynamics*”. Hasil penelitian ini menunjukkan perubahan sudut serang pada NACA 0012 menyebabkan perubahan pada koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang dihasilkan. Pada penelitian ini juga memperlihatkan kontur tekanan yang terjadi pada *airfoil*.
- 2.1.4 Penelitian yang dilakukan oleh (Abed et al., 2021) yang berjudul “*Geometry Modification Effect on the Aerodynamic Characteristics of NACA 0015 Using CFD*”. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa memodifikasi geometri *airfoil* NACA 0015 memberikan efek pada karakteristik aerodinamisnya di AoA (0, 6, 12, 14, dan 18) *coefficient of lift* meningkat seiring dengan meningkatnya AoA. Terjadi peningkatan *coefficient of lift* pada NACA 0015 Multi elemen.
- 2.1.5 Penelitian yang dilakukan oleh (Ardany et al., 2021) yang berjudul “*Lift Force of Airfoil (NACA 0012, NACA 4612, NACA 6612) with Variation of Angle of Attack and Camber : Computational Fluid Dynamics Study*”. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa pengaruh sudut serang pada *airfoil* NACA untuk *chamber* yang berbeda adalah bahwa semakin besar sudut serang semakin besar daya angkat yang dihasilkan, namun setelah melewati sudut kritis, akan terjadi penurunan gaya angkat. Selain itu peningkatan laju aliran juga dapat meningkatkan gaya angkat dari *airfoil*.
- 2.1.6 Penelitian yang dilakukan oleh (KAN et al., 2020) yang berjudul “*Aerodynamic Characteristics of Morphing Wing with Flexible Leading Edge*”. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa bentuk fleksibel dari *leading edge airfoil* memberikan hasil *Cl* lebih tinggi dari pada *airfoil* standar terutama mendekati sudut kritis *airfoil*. Perbandingan *Cl* dan *Cd* juga menunjukkan hasil *airfoil* bentuk fleksibel *leading edge* lebih tinggi daripada *airfoil* standar.
- 2.1.7 Penelitian yang dilakukan oleh (Aftab & Ahmad, 2014) yang berjudul “*NACA 4415 Wing Modification Using Tubercles – A Numerical Analysis*”. Hasil penelitian ini menunjukkan modifikasi pada NACA 4415 pada bagian *leading*

edge memberikan peningkatan *lift force* dan dapat menunda terjadinya *stall* pada pengujian peningkatan sudut serang *airfoil*.

BAB V

SIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Dari hasil penelitian dan analisis tentang pengaruh modifikasi geometri dan variasi *Angle of Attack* (AoA) terhadap performa *airfoil* NACA 1408 menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD), diperoleh kesimpulan sebagai berikut:

1. *Airfoil* NACA 1408 standar dan modifikasi I memiliki performa terbaik pada *Angle of Attack* (AoA) 6° . *Airfoil* NACA 1408 modifikasi II memiliki performa terbaik pada *Angle of Attack* (AoA) 6° .
2. Distribusi kecepatan dan tekanan yang baik pada *airfoil* NACA 1408 standar terjadi berkisar pada *Angle of Attack* 0° s/d 12° . Pada *airfoil* modifikasi terjadi berkisar pada *Angle of Attack* 0° s/d 9° .

5.2 Saran

Penelitian ini hanya dilakukan menggunakan metode perhitungan numerik menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Oleh karena itu, untuk penelitian berikutnya dapat melakukan pengujian menggunakan metode eksperimen sehingga diperoleh data perbandingan antara hasil pengujian menggunakan simulasi dan eksperimen.

DAFTAR PUSTAKA

- A. Roy., 2012. *A first Course on Aerodynamics*. Bookboon.
- A. W. Date., 2005. *Introduction to Computational Fluid Dynamics*. United Kingdom: Cambridge University Press.
- Abed, K. N., Almahdawi, Y. J., & Kader, E. E. (2021). Geometry Modification Effect on The Aerodynamic Characteristics of NACA 0015 Using CFD. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1076(1), 012067. <https://doi.org/10.1088/1757-899x/1076/1/012067>
- Aftab, S. M. A., & Ahmad, K. A. (2014). NACA 4415 wing modification using tubercles - A numerical analysis. *Applied Mechanics and Materials*, 629, 30–35. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.629.30>
- Anand, S., Pandey, A., Sharma, A., & Kini, C. R. (2017). Effect of trailing edge roundness on FX 63-137 and Selig S1223 Airfoil. *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences*, 12(19), 5494–5499.
- Anderson, J. D. (2011). Fundamentals of Aerodynamics (6th edition). In *McGraw-Hill Education* (Sixth Edit).
- Ardany, M. D., Pandiangan, P., & Hasan, M. (2021). Lift Force of Airfoil (NACA 0012, NACA 4612, NACA 6612) With Variation of Angle of Attack and Camber: Computational Fluid Dynamics Study. *Computational And Experimental Research In Materials And Renewable Energy*, 4(2), 80. <https://doi.org/10.19184/cerimre.v4i2.28372>
- Aviationchef.com. (2018). *Angle of Attack*. <http://www.aviationchief.com/Angle-Of-Attack>. diakses 4 Maret 2022.
- Boon, M. A., Drijfhout, A. P., & Tesfamichael, S. (2017). Comparison of a fixed-wing and multi-rotor UAV for environmental mapping applications: A case study. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences - ISPRS Archives*, 42(2W6), 47–54. <https://doi.org/10.5194/isprs-archives-XLII-2-W6-47-2017>
- Cai, G., Dias, J., & Seneviratne, L. (2014). A Survey of Small-Scale Unmanned Aerial Vehicles: Recent Advances and Future Development Trends. *Unmanned Systems*, 2(2), 175–199. <https://doi.org/10.1142/S2301385014300017>
- Dole, E. C., Lewis, E. J., Badick, R. J., & Johnson, A. B. (2017). Flight Theory And Aerodynamics : A Practical Guide for Operational Safety. In *University of America* (Third Edi). University of America.
- Ejeh, C. J., Akhabue, G. P., Boah, E. A., & Tandoh, K. K. (2019). Evaluating the influence of unsteady air density to the aerodynamic performance of a fixed wing aircraft at different angle of attack using computational fluid dynamics. *Results in Engineering*, 4(September), 100037. <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2019.100037>

- Güzelbey, İ. H., Eraslan, Y., & Doğru, M. H. (2019). Effects of Taper Ratio on Aircraft Wing Aerodynamic Parameters: A Comparative Study. *European Mechanical Science*, 3(1), 18–23. <https://doi.org/10.26701/ems.487516>
- Herdiana, D., & Rasyadi, A. S. (2018). Pemilihan Profil Sayap Pesawat LSU-02 NGLD dengan menggunakan Metode Panel. *Iptek Penerbangan Dan Antariksa : Progres Litbangyasa Roket, Satelit Dan Penerbangan, Penguin C*, 98–105.
- Hidayat, K., Rizaldi, A., Septiyana, A., Ramadiansyah, M. L., & Ramadhan, R. A. (2019). ANALISIS PEMILIHAN AIRFOIL PESAWAT TERBANG TANPA AWAK LSU-05 NG DENGAN MENGGUNAKAN ANALYTICAL HIERARCHY PROCESS (AIRFOIL SELECTION ANALYSIS OF LSU-05 NG UNMANNED AERIAL VEHICLE USING ANALYTICAL HIERARCHY PROCESS). *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 17(2), 141–156.
- Hidayat, M. F. (2016). Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 0021 Dengan Ansys Fluent. *Universitas 17 Agustus 1945 Jakarta*, 10(2), 83–92.
- Jameson, A., & Fatica, M. (2015). Using computational fluid dynamics for aerodynamics-a critical assessment. *Stanford University, January*, 1–24.
- KAN, Z., LI, D., SHEN, T., XIANG, J., & ZHANG, L. (2020). Aerodynamic characteristics of morphing wing with flexible leading-edge. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(10), 2610–2619. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.03.012>
- Karudin, A. (2020). Analisis Numerik Pengaruh Sudut Sudu Pengarah Difuser Jet Swirling dan Grille Terhadap Distribusi Sifat-Sifat Termodinamika Udara dalam Ruang Terkondisi. *INVOTEK: Jurnal Inovasi Vokasional Dan Teknologi*, 20(2), 117–128. <https://doi.org/10.24036/invotek.v20i2.789>
- Karuskevich, M. V., & Maslak, T. P. (2013). *Aircraft Design*. National Aviation University.
- Kashid, D., Parkhe, A., Wangikar, S., & Jadhav, S. V. (2020). Analysis of Drag and Lift Forces with Different Angle of Attacks on Airfoil used Analysis of Drag and Lift Forces with Different Angle of Attacks on Airfoil used in Aircraft Wings. *NOVYI MIR Research Journal*, 5(6).
- Kewas, J. C., Ali, M., Rompas, P. T. D., & Manado, U. N. (2020). Analisis Gaya Angkat Akibat Perubahan Kecepatan Aliran Udara Dan Sudut Serang Pada Airfoil Naca 0015 Dalam Wind Tunnel Sub Sonic. *Jurnal Sains Dan Teknologi, Universitas Negeri Manado*, 3(April).
- Kuchemann, D. (1979). The aerodynamic design of aircraft. In *Endeavour* (Vol. 3, Issue 4). [https://doi.org/10.1016/0160-9327\(79\)90054-1](https://doi.org/10.1016/0160-9327(79)90054-1)
- Leomar, P., Tamre, M., Riibe, T., Vaher, T., & Haggi, T. (2006). Optimal design and analysis of UAV swan fuselage. *Solid State Phenomena*, 113, 91–96. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/SSP.113.91>
- Mallela, G., Paturu, P., & Komaleswarao, M. (2018). Lift and drag performance of NACA0012 airfoil at various angle of attack using CFD. *International Journal*

- of Mechanical and Production Engineering Research and Development*, 8(3), 89–100. <https://doi.org/10.24247/ijmperdjun201810>
- Paturu, P., Mallela, G., Juliyana, S. J., Sadhana, A. D., & Komaleswarao, M. (2017). Numerical analysis of flow over naca0012 at fixed mach number, using computational fluid dynamics. *International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development*, 7(6), 213–222. <https://doi.org/10.24247/ijmperdddec201723>
- Puspresnas. 2021. "Kontes Robot Terbang Indonesia Tahun 2021". <https://pusatprestasinasional.kemdikbud.go.id> diakses 3 September 2021.
- Putra, N. A. (2021). "ANALISIS AERODINAMIKA AIRFOIL PADA PESAWAT UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) TAIL TWIN BOOM DENGAN TIPE NACA 2412 DAN NACA 4415 MENGGUNAKAN SOFTWARE BERBASIS COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC." 2412.
- Ramadika, W., & Permatasari, R. (2018). Pengaruh Panjang Chord Terhadap Nilai Koefisien Gaya Angkat (Cl) Dan Koefisien Gaya Hambat (Cd) Pada Variasi Sudut Serang Hydrofoil Naca 0018 *Prosiding Seminar ...*, September. <https://trijurnal.lemlit.trisakti.ac.id/semnas/article/view/3545>
- Şahin, İ., & Acir, A. (2015). Numerical and Experimental Investigations of Lift and Drag Performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil. *International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing*, 3(1), 22–25. <https://doi.org/10.7763/ijmmm.2015.v3.159>
- Saroinsong, H. S., Poekoel, V. C., Manembu, P. D. K., Elektro, T., Sam, U., Manado, R., & Manado, J. K. B. (2018). Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot. *Jurnal Teknik Elektro Dan Komputer*, 7(1), 73–84. <https://doi.org/10.35793/jtek.7.1.2018.19195>
- Singh, J., Singh, J., Singh, A., Rana, A., & Dahiya, A. (2015). Study of NACA 4412 and Selig 1223 airfoils through computational fluid dynamics. *International Journal of Mechanical Engineering*, 2(6), 17–21. <https://doi.org/10.14445/23488360/ijme-v2i6p104>
- Sri, T., Asih, N., & Waluya, S. B. (2018). Perbandingan Finite Difference Method dan Finite Element Method dalam Mencari Solusi Persamaan Diferensial Parsial. *Prosiding Seminar Nasional Matematika*, 1, 885–888.
- Thamm, H. P., Brieger, N., Neitzke, K. P., Meyer, M., Jansen, R., & Mönninghof, M. (2015). SONGBIRD-an innovative UAS combining the advantages of fixed wing and multi rotor UAS. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences - ISPRS Archives*, 40(1W4), 345–349. <https://doi.org/10.5194/isprsarchives-XL-1-W4-345-2015>
- Triet, N. M., Viet, N. N., & Thang, P. M. (2015). Aerodynamic Analysis of Aircraft Wing. *VNU Journal of Science: Mathematics – Physics*, 31(2), 68–75.