

**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. Puwantono, 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  $-3^\circ$  sampai  $24^\circ$  dengan interval  $3^\circ$ . 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*)  $0^\circ$ . Pada sudut serang  $0^\circ$ , 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  $-3^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $18^\circ$ ,  $21^\circ$ ,  $24^\circ$ .
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).