

SKRIPSI

**ANALISIS NUMERIK PENGARUH
VARIASI GEOMETRI SLAT SERTA FLAPS
TERHADAP PERFORMA AERODINAMIS
PADA AIRFOIL NACA 4412**



Oleh :

Adonnis Gerry Pratama

NPM. 21036010068

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK DAN SAINS
UNIVERSITAS PEMBANGUNAN NASIONAL "VETERAN"
JAWA TIMUR
2025**

LEMBAR PENGESAHAN
SKRIPSI

ANALISIS NUMERIK PENGARUH VARIASI GEOMETRI
SLAT SERTA FLAPS TERHADAP PERFORMA AERODINAMIS
PADA AIRFOIL NACA 4412

Disusun Oleh :

Adonnis Gerry Pratama
NPM. 21036010068

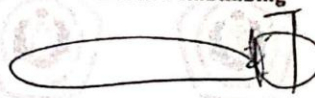
Telah diuji, dipertahankan, dan diterima oleh Tim Penguji Skripsi
Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik & Sains
Universitas Pembangunan Nasional "Veteran" Jawa Timur
Pada Hari Rabu, 28 Mei 2025

Dosen Penguji I



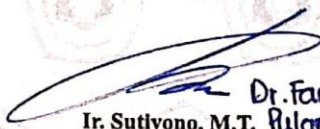
Radissa Dzaky Issafira, S. T., M.Sc.
NIP. 19940428 202203 2 011

Dosen Pembimbing



Ahmad Khairul Faizin, S. T., M.Sc.
NIP. 19930120 202406 1 001

Dosen Penguji II



Ir. Sutivono, M.T.
NIP. 19600713 198703 1 001

Koordinator Program Studi
Teknik Mesin

a.n



Radissa Dzaky Issafira, S. T., M.Sc.
NIP. 19940428 202203 2 011

Mengetahui,

Dekan Fakultas Teknik & Sains



Prof. Dr. Dra. Jarivah, M.P.
NIP. 19650403 199103 2 001



KEMENTERIAN RISET, TEKNOLOGI, DAN PENDIDIKAN TINGGI
UNIVERSITAS PEMBANGUNAN NASIONAL "VETERAN" JAWA TIMUR
FAKULTAS TEKNIK

KETERANGAN REVISI

Mahasiswa di bawah ini:

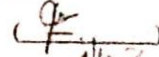
Nama : Adonnis Gerry Pratama
NPM : 21036010068
Program Studi : ~~Teknik Kimia / Teknik Industri / Teknologi Pangan /~~
~~Teknik Lingkungan / Teknik Sipil / Teknik Mesin~~

Telah mengerjakan revisi / tidak ada revisi *) ~~PRA-RENCANA (DESAIN) / SEMINAR~~
~~PROPOSAL / SKRIPSI / TUGAS AKHIR.~~

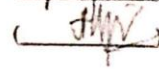
gan judul : Analisis Numerik Pengaruh Variasi Geometri Slat Serta Flaps Terhadap Performa
Aerodinamis Pada *Airfoil* NACA 4412

Dosen Penguji yang memerintahkan revisi

1. Radissa Dzaky Issafira, S.T., M.Sc.

()

2. Ir. Sutiyono, M.T.

()

Surabaya, Mei 2025

Menyetujui,
Dosen Pembimbing

()

Ahmad Khairul Faizin, S.T., M.Sc.
NIP. 19930120 202406 1 001

Catatan: *) coret yang tidak perlu

SURAT PERNYATAAN BEBAS PLAGIASI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Adonnis Gerry Pratama

NPM : 21036010068

Fakultas / Program Studi: Teknik dan Sains / Teknik Mesin

Judul Skripsi / Tugas Akhir: Analisis Numerik Pengaruh Variasi Geometri Slat serta Flaps
Terhadap Performa Aerodinamis Pada Airfoil NACA 4412

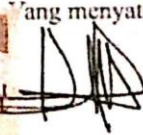
Dengan ini menyatakan bahwa:

1. Hasil karya saya sertakan ini adalah asli dan belum pernah diajukan untuk memperoleh gelar akademik di Universitas Pembangunan Nasional "Veteran" Jawa Timur maupun instansi pendidikan lainnya.
2. Hasil karya saya ini merupakan gagasan, rumusan, dan hasil pelaksanaan penelitian saya sendiri, tanpa bantuan pihak lain kecuali arahan pembimbing akademik.
3. Hasil karya saya ini merupakan hasil revisi terakhir setelah diujikan yang telah diketahui dan disetujui oleh pembimbing.
4. Dalam karya saya ini tidak terdapat karya atau pendapat yang telah ditulis atau dipublikasikan orang lain, kecuali yang digunakan sebagai acuan dalam naskah dengan menyebutkan nama pengarang dan dicantumkan dalam daftar pustaka.

Pernyataan ini saya buat dengan sesungguhnya. Apabila di kemudian hari terbukti ada penyimpangan dan ketidakbenaran dalam pernyataan ini, maka saya bersedia menerima konsekuensi apapun sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Universitas Pembangunan Nasional "Veteran" Jawa Timur.

Surabaya, Juni 2025

Yang menyatakan



Adonnis Gerry Pratama
NPM. 21036010068

KATA PENGANTAR

Puji dan syukur penulis panjatkan ke hadirat Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi ini. Penulis juga mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada semua pihak yang telah memberikan bantuan dan dukungan dalam penyusunan skripsi ini. Penulis menyampaikan rasa terima kasih dan penghargaan yang setinggi-tingginya kepada:

1. Ibu Prof. Dr. Dra. Jariyah, M.P. selaku Dekan Fakultas Teknik & Sains, Universitas Pembangunan Nasional “Veteran” Jawa Timur;
2. Ibu Dr. Ir. Luluk Edahwati, M.T. selaku Koordinator Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik & Sains, Universitas Pembangunan Nasional “Veteran” Jawa Timur;
3. Bapak Ahmad Khairul Faizin, S.T., M.Sc. selaku dosen pembimbing skripsi;
4. Ibu Radissa Dzaky Issafira, S.T., M.Sc. selaku dosen penguji I skripsi;
5. Bapak Ir. Sutiyono, M.T. selaku dosen penguji skripsi II;
6. Shelyn Arlya Suparman selaku pendamping dalam menyelesaikan skripsi;
7. Orang tua yang selalu memberikan doa, semangat, dan dukungan selama penulis menulis skripsi;
8. Teman-teman yang terus memberikan dukungan dan bantuan selama menulis skripsi.

Penulis menyadari bahwa skripsi ini masih jauh dari kata sempurna. oleh karena itu penulis mengharapkan kritik dan saran yang membangun demi penyempurnaan skripsi ini. Semoga laporan ini dapat memberikan manfaat dan kontribusi yang berarti bagi pengembangan ilmu pengetahuan di bidang yang terkait.

Surabaya, Mei 2025

Penulis

DAFTAR ISI

COVER	
LEMBAR PENGESAHAN	ii
KATA PENGANTAR	iii
DAFTAR ISI	iv
DAFTAR GAMBAR	viii
DAFTAR TABEL	xi
DAFTAR NOTASI.....	xii
<i>ABSTRACT</i>	xiii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Tujuan Penelitian	2
1.4 Manfaat	2
1.5 Batasan Masalah	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	4
2.1 Penelitian Terdahulu	4
2.1.1 Penelitian Souza <i>et al</i>	4
2.1.2 Penelitian Ge <i>et al</i>	6
2.1.3 Penelitian Chee Tung <i>et al</i>	8
2.1.4 Penelitian Savory <i>et al</i>	11
2.2 <i>Airfoil</i>	15
2.3 Teori Dasar Aerodinamika	17
2.3.1 Gaya Aerodinamika <i>Airfoil</i>	17
2.3.2 Karakteristik Aliran Fluida pada <i>Airfoil</i>	19
2.3.3 Koefisien <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> pada <i>Airfoil</i>	20
2.3.4 Pengaruh <i>Slat</i> dan <i>Flaps</i> terhadap Performa Aerodinamis Pesawat	22
2.4 Sudut Serang	23
2.5 Elevator	23
2.6 Gap	24

2.7 Reynolds Number	24
2.8 Distribusi Tekanan	25
2.9 Distribusi Kecepatan	26
2.10 Metode Numerik dalam Simulasi Aerodinamika	27
2.10.1 <i>Mathematical Formulation</i>	27
2.10.1.1 <i>Governing Equation</i>	27
2.10.1.2 <i>The Finite Volume Method for Convection-Diffusion</i>	28
2.10.1.3 <i>Steady one dimensional convection and diffusion</i>	28
2.10.1.4 <i>The central differencing scheme</i>	30
2.10.2 <i>Cavity Flow with Navier-Stokes</i>	31
2.10.2.1 <i>Discretized Equations</i>	31
2.10.3 <i>Grid Independent Test</i>	33
2.10.4 <i>Computational Fluid Dynamics (CFD)</i>	34
2.11 Hipotesis	35
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	36
3.1 Diagram Alir Penelitian	36
3.2 Flowchart Simulasi	37
3.2.1 Analisis Simulasi <i>Airfoil</i>	37
3.3 Variabel Bebas	39
3.4 Variabel Terikat	39
3.5 Metode Numerik	39
3.5.1 Langkah-Langkah Penelitian	39
3.5.1.1 <i>Pre-Processing</i>	39
3.5.1.2 <i>Processing</i> atau <i>Solving</i>	45
3.5.1.3 <i>Post-Processing</i>	47
BAB IV HASIL dan PEMBAHASAN	48
4.1. <i>Grid Independence Test</i>	48
4.2. Verifikasi dan Validasi <i>Lift Coefficient</i> terhadap Sudut Serang pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	49
4.3 <i>Pressure Coefficient</i> pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	52
4.4 Pengaruh Karakteristik Aliran Udara pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	54

4.4.1 Aliran Udara di Sekitar <i>Airfoil</i> NACA 4412	54
4.4.2 Aliran Udara di Sekitar <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 15 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	56
4.4.3 Aliran Udara di Sekitar <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 15 cm.....	58
4.4.4 Aliran Udara di Sekitar <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm.....	60
4.5 Pengaruh Distribusi Kecepatan terhadap Karakteristik Aliran Udara pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	61
4.5.1 Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	62
4.5.2 Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 15 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	64
4.5.3 Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 15 cm	65
4.5.4 Distribusi Kecepatan pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	67
4.6 Pengaruh Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	69
4.6.1 Distribusi Tekanan <i>Airfoil</i> NACA 4412	69
4.6.2 Distribusi Tekanan <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 15 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	71
4.6.3 Pengaruh Distribusi Tekanan <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 15 cm	73
4.6.4 Pengaruh Distribusi Tekanan <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	75
4.7 Pengaruh Pola Aliran Turbulensi pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	77
4.7.1 Pola Aliran Turbulensi pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	77
4.7.2 Pola Aliran Turbulensi pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 15 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	79
4.7.3 Pola Aliran Turbulensi pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 15 cm	80
4.7.4 Pola Aliran Turbulensi pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang	

<i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	82
4.8 Pengaruh Variasi Geometri <i>Slat</i> dan <i>Flaps</i> dalam meningkatkan Koefisien <i>Lift</i> dan Koefisien <i>Drag</i>	83
4.8.1 Verifikasi Data <i>Airfoil</i> NACA 4412	83
4.8.2 Verifikasi Variasi Geometri <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 15 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	85
4.8.3 Verifikasi Variasi Geometri <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 15 cm	86
4.8.4 Verifikasi Variasi Geometri <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan Panjang <i>Slat</i> 20 cm dan <i>Flaps</i> 20 cm	88
4.9 Perbandingan Nilai <i>Lift Coefficient</i> terhadap Sudut Serang pada <i>Airfoil</i> NACA 4412	89
4.10 Perbandingan <i>Drag Coefficient</i> pada <i>Airfoil</i> NACA 4412 tanpa dan dengan Variasi	90
BAB V PENUTUP	93
5.1 Kesimpulan	93
5.2 Saran	94
DAFTAR PUSTAKA	95
Lampiran	98

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Diagram pengujian area <i>slat</i> tipe MD30P30N	4
Gambar 2.2 (a) Aliran <i>streamline</i> pada area <i>cove</i> (b) dengan pemasangan <i>seal</i> ...	5
Gambar 2.3 (a) Pola turbulensi energi kinetik pada <i>cove slat</i> tanpa <i>seal</i> dan	5
(b) dengan <i>seal</i>	5
Gambar 2.4 (a) Tampilan isometrik struktur vorteks di <i>cove</i> tanpa <i>seal</i> dan	6
(b) dengan <i>seal</i>	6
Gambar 2.5 Representasi model <i>airfoil</i> bionik yang dilengkapi <i>slat</i>	7
Gambar 2.6 Distribusi koefisien angkat terhadap variasi sudut serang pada bilangan Reynolds $Re = 4 \times 10^4$ dan $Re = 6 \times 10^4$	7
Gambar 2.7 (a) Model <i>airfoil</i> VR-7 Boeing tanpa <i>slat</i> dan (b) dengan <i>slat</i>	9
Gambar 2.8 Hasil eksperimen pengukuran gaya angkat, gaya hambat, dan momen pada <i>airfoil</i> VR-7 tanpa dan dengan <i>slat</i>	10
Gambar 2.9 Hasil simulasi perhitungan gaya angkat, gaya hambat, dan momen pada <i>airfoil</i> VR-7 tanpa dan dengan <i>slat</i>	11
Gambar 2.10 Tampilan model <i>airfoil</i> A-300 yang dilengkapi dengan <i>slat</i>	12
Gambar 2.11 Kurva hubungan antara gaya angkat dan gaya hambat pada <i>airfoil</i> dengan kondisi <i>slat</i> terbuka dan tertutup	12
Gambar 2.12 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan perangkat <i>high lift</i> tertutup pada tiga sudut serang 0° , 10° , dan 20°	13
Gambar 2.13 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan perangkat <i>high lift</i> terbuka pada tiga sudut serang: 0° , 10° , dan 20°	14
Gambar 2.14 <i>Airfoil</i>	15
Gambar 2.15 Bagian pada <i>airfoil</i>	16
Gambar 2.16 Gaya angkat <i>airfoil</i>	17
Gambar 2.17 Gaya aerodinamik <i>airfoil</i>	18
Gambar 2.18 Defleksi elevator	23
Gambar 2.19 Konfigurasi gap	24
Gambar 2.20 (a) Distribusi tekanan pada sudut 16° dan (b) Distribusi tekanan pada sudut 20°	25
Gambar 2.21 (a) Distribusi kecepatan pada sudut 17° dan (b) Distribusi kecepa-	

tan pada sudut 18°	26
Gambar 2.22 <i>Meshing</i> simulasi <i>airfoil</i> NACA	33
Gambar 3.1 Skema diagram alir penelitian	37
Gambar 3.2 Diagram alir studi numerik	38
Gambar 3.3 (i) <i>Airfoil</i> NACA 4412	41
(ii) <i>Slat</i> lebih panjang daripada <i>flaps</i> dengan sudut 30°	41
(iii) <i>Slat</i> lebih pendek daripada <i>flaps</i> dengan sudut 30°	41
(iv) <i>Slat</i> dan <i>flaps</i> sama panjang dengan sudut 30°	41
Gambar 3.4 Domain simulasi dan <i>boundary condition</i>	43
Gambar 3.5 Model <i>meshing</i> <i>airfoil</i> NACA 4412 (a) <i>meshing</i> disekitar <i>slat</i> (b), <i>meshing</i> disekitar <i>flaps</i>	44
Gambar 4.1 <i>Grid Independence Test</i>	48
Gambar 4.2 Hasil verifikasi dan validasi <i>airfoil</i> NACA 4412	50
Gambar 4.3 Grafik <i>pressure coefficient</i> <i>airfoil</i> NACA 4412	53
Gambar 4.4 Aliran <i>streamlines</i> <i>airfoil</i> NACA 4412 a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 17° e.) 19°	55
Gambar 4.5 Aliran <i>streamlines</i> <i>airfoil</i> NACA 4412 dengan variasi <i>slat</i> 15 m dan <i>flaps</i> 20 m a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	57
Gambar 4.6 Aliran <i>streamlines</i> <i>airfoil</i> NACA 4412 dengan variasi <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 15 m a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	59
Gambar 4.7 Aliran <i>streamlines</i> <i>airfoil</i> NACA 4412 dengan variasi <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 20 m a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	60
Gambar 4.8 Distribusi kecepatan <i>airfoil</i> NACA 4412 a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 17° e.) 19°	62
Gambar 4.9 Distribusi kecepatan <i>airfoil</i> NACA 4412 dengan <i>slat</i> 15 m dan <i>flaps</i> 20 m a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	64
Gambar 4.10 Distribusi kecepatan <i>airfoil</i> NACA 4412 dengan <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 15 m a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	66
Gambar 4.11 Distribusi kecepatan <i>airfoil</i> NACA 4412 dengan <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 20 m a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	68
Gambar 4.12 Distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 4412 a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 17°	

e.) 19°	70
Gambar 4.13 Distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 4412 <i>slat</i> 15 m dan <i>flaps</i> 20 m	
a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	72
Gambar 4.14 Distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 4412 <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 15 m	
a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	74
Gambar 4.15 Distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 4412 <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 20 m	
a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	76
Gambar 4.16 Aliran turbulensi <i>airfoil</i> NACA 4412 a.) -10° b.) 0° c.) 10° d.) 17°	
e.) 19°	78
Gambar 4.17 Aliran turbulensi <i>airfoil</i> NACA 4412 <i>slat</i> 15 m dan <i>flaps</i> 20 m a.) -10°	
b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	79
Gambar 4.18 Aliran turbulensi <i>airfoil</i> NACA 4412 <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 15 m a.) -10°	
b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	81
Gambar 4.19 Aliran turbulensi <i>airfoil</i> NACA 4412 <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 20 m a.) -10°	
b.) 0° c.) 10° d.) 19° e.) 30°	82
Gambar 4.20 Perbandingan <i>coefficient lift</i> pada <i>airfoil</i> NACA 4412	89
Gambar 4.21 Grafik perbandingan <i>drag coefficient</i> pada <i>airfoil</i> NACA 4412	91

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Parameter geometri MD 30P30N	4
Tabel 3.1 Variasi geometri <i>airfoil</i>	42
Tabel 4.1 Gaya angkat <i>Airfoil</i> NACA 4412	84
Tabel 4.2 Gaya hambat <i>Airfoil</i> NACA 4412	84
Tabel 4.3 <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan <i>slat</i> 15 m dan <i>flaps</i> 20 m	85
Tabel 4.4 <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 15 m	86
Tabel 4.5 <i>Airfoil</i> NACA 4412 dengan <i>slat</i> 20 m dan <i>flaps</i> 20 m	88

DAFTAR NOTASI

NOMENCLATURE

C_L	<i>Coefficient of lift</i>
C_D	<i>Coefficient of drag</i>
Re	<i>Reynolds number</i>
M	<i>Mach number</i>
V	<i>Velocity</i>
ρ	<i>Air density</i>
A	<i>Reference area</i>
L	<i>Lift force</i>
D	<i>Drag force</i>
c	<i>Chord length</i>

Greek Symbol

α	<i>Angle of attack ($^{\circ}$)</i>
μ	<i>Dynamic viscosity (Pa. s)</i>
ν	<i>Kinematic Viscosity (m^2/s)</i>
Δ	<i>Change/difference</i>

ABSTRACT

In aerodynamic applications, there are on going efforts to improve the aerodynamic performance of the airfoils used. In the aerospace sector itself, many apply modifications to slats and flaps that focus on the effects of adding these elements. Several slat and flaps configurations are analyzed using computational fluid dynamics (CFD) simulations at various angles of attack. The results will be compared with airfoils without slats and flaps. The results show that NACA 4412 with a combination of 20 m slat length and 20 m flaps shows a more effective configuration in producing high lift compared to no modification. The lift coefficient (CL) reaches a peak value of around 3.062263 at an angle of attack of around 28°-29°. The lift coefficient increases by about 2 times compared to no modification. This shows that this configuration can produce higher lift at higher angles of attack, and is able to delay stall. This study improves the understanding of the aerodynamic behavior of NACA 4412 and provides data to guide design improvements.

Keywords: NACA 4412, Slat, Flaps, Computational Fluid Dynamics (CFD), Lift coefficient, Drag coefficient