

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 *State of the art*

Pada pengerjaan laporan akhir ini, terdapat beberapa penelitian yang berkaitan dengan laporan akhir penulis. Dimana penelitian sebelumnya ini menggunakan metode yang sama dengan penulis. Berikut ini rincian terkait informasi mengenai penelitian sebelumnya.

2.1.1 Penelitian I

Tabel 2. 1 Referensi Penelitian 1

Judul Penelitian	Analisa Aerodinamika <i>Airfoil</i> NACA 4421 Menggunakan <i>Software</i> Solidworks dan JavaFoil
Identitas Penelitian	K.B.A Wicaksono, E.H Herraprastanti (2021)
Metode Penelitian	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD)
Hasil Penelitian	Dari penelitian ini didapatkan hasil sebagai berikut: <ol style="list-style-type: none">1. penggunaan <i>Airfoil</i> NACA 4421 pada pesawat dapat menghasilkan (CL) maksimum adalah 19° sebesar 2,139 dengan nilai (CD) pada <i>Angle of Attack</i> yang sama sebesar 0,13654.2. penggunaan <i>Airfoil</i> NACA 4421 menghasilkan (CD) maksimum adalah 26° sebesar 0,30989 dengan nilai (CL) pada <i>Angle of Attack</i> yang sama sebesar 1,945.3. Distribusi Tekanan dengan nilai terendah didapat pada <i>Angle of Attack</i> 26° sebesar 438975Pa dan nilai Distribusi Tekanan tertinggi didapat pada <i>Angle of Attack</i> 13° sebesar 458975Pa

Kelebihan Penelitian	Membantu para <i>desainer</i> dalam memilih <i>airfoil</i> mana yang sesuai dengan karakteristik yang digunakan tanpa harus mengeluarkan biaya pembuatan <i>wind tunnel</i> asli
Kekurangan Penelitian	pembuatan <i>grid</i> yang harus selalu berubah manakala profil <i>airfoil</i> juga diubah. Oleh karena itu perlu dikembangkan metode alternatif perancangan <i>airfoil</i> yang cepat dan akurat

2.1.2 Penelitian 2

Tabel 2. 2 Referensi Penelitian 2

Judul Penelitian	Eksperimen Pengaruh Variasi Sudut Kemiringan <i>Leading Edge</i> Terhadap Karakteristik Aerodinamika Kendaraan Bus
Identitas Penelitian	Ahmad Khusnul Hidayat, A. Grummy Wailanduw (2019)
Metode Penelitian	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD)
Hasil Penelitian	Dari penelitian ini didapatkan hasil sebagai berikut: <ol style="list-style-type: none"> 1. Perbedaan sudut kemiringan <i>leading edge</i> dapat mengubah nilai distribusi tekanan, semakin distribusi tekanan semakin kecil maka gaya tekan kendaraan juga semakin kecil sehingga kendaraan bisa melaju tanpa ada tekanan yang besar. 2. Perbedaan sudut kemiringan <i>leading edge</i> cenderung menurunkan nilai <i>coefficient drag pressure</i> 3. Perbedaan sudut kemiringan <i>leading edge</i> cenderung menaikkan nilai <i>coefficient lift pressure</i>
Kelebihan Penelitian	Mengetahui aerodinamika yang terjadi pada bus dan mengefisiensi pemakaian bahan bakar karna <i>drag</i> yang kecil

Kekurangan Penelitian	Kurangnya modifikasi pada bentuk <i>body</i> kendaraan, seperti pemvariasian sudut <i>trailing edge</i> , <i>rear spoiler</i> , <i>diffuser</i> , dan <i>body kits</i> agar didapatkan nilai CL dan CD yang optimal serta efisiensi gaya aerodinamika pada kendaraan
------------------------------	--

2.1.3 Penelitian 3

Tabel 2. 3 Referensi Penelitian 3

Judul Penelitian	Analisa Karakteristik Distribusi Tekanan dan Kecepatan Pada Bodi Aerodinamika <i>Airfoil</i> Dengan Metoda Panel Dalam Fenomena “ <i>Flow Around Body</i> ”
Identitas Penelitian	Yudiansyah Harahap, Herman Sasongko (2003)
Metode Penelitian	Metode panel
Hasil Penelitian	Dari penelitian ini didapatkan hasil sebagai berikut: <ol style="list-style-type: none"> 1. Perbedaan tekanan (<i>pressure difference</i>) antara bagian atas dengan bagian bawah dari permukaan <i>airfoil</i> menjadi semakin besar seiring dengan bertambahnya sudut serang. 2. Perbedaan tekanan (<i>pressure difference</i>) antara bagian atas dengan bagian bawah dari permukaan <i>airfoil</i> menjadi semakin besar seiring dengan bertambahnya sudut serang.
Kelebihan Penelitian	Jumlah panel yang optimal untuk menyusun bentuk geometris dari <i>airfoil</i> adalah tidak kurang dari 80 panel, sehingga hasil grafik dan data yang dihasilkan mempunyai tingkat keakuratan yang tinggi.
Kekurangan Penelitian	Perlu adanya pengembangan tinjauan aliran fluida pada benda uji dalam bentuk 3 dimensi

2.1.4 Penelitian 4

Tabel 2. 4 Referensi Penelitian 4

Judul Penelitian	Simulasi Performansi Turbin Angin Tipe Darrieus-H Menggunakan Profil Sudu Naca 4415 Terhadap Variasi Panjang <i>Chord</i> Dan <i>Tip Speed Ratio</i> Dengan <i>Software Cfd</i>
Identitas Penelitian	Indro Pramono (2014)
Metode Penelitian	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD)
Hasil Penelitian	Dari penelitian ini didapatkan hasil sebagai berikut: <ol style="list-style-type: none"> 1. <i>Airfoil</i> NACA 4415 memiliki nilai c_L/c_D paling optimal pada sudut serang 4° yaitu sebesar 0,808 2. Simulasi turbin angin dengan panjang <i>chord</i> 75 cm menghasilkan nilai c_P yang paling optimal yaitu 0,5888 atau 58,88% pada saat $TSR = 2$ dan nilai c_P terendah dihasilkan oleh turbin angin dengan $c = 30$ cm dengan nilai $c_P = 51,02\%$ pada saat $TSR = 2$. 3. Simulasi turbin angin dengan panjang <i>chord</i> 75 cm menghasilkan nilai c_P yang paling optimal yaitu 0,5888 atau 58,88% pada saat $TSR = 2$ dan nilai c_P terendah dihasilkan oleh turbin angin dengan $c = 30$ cm dengan nilai $c_P = 51,02\%$ pada saat $TSR = 2$.
Kelebihan Penelitian	kontur tekanan dibuat dengan rinci dan perbandingannya diantara sudut serang yang berbeda
Kekurangan Penelitian	Peralatan yang kurang memadai seperti komputer dengan spesifikasi dibutuhkan untuk menjalankan simulasi 3D agar hasil simulasi berupa pola alirannya dapat lebih akurat.

2.1.5 Penelitian 5

Tabel 2. 5 Referensi Penelitian 5

Judul Penelitian	Analisa Pengaruh Variasi Bentuk Sudu, Sudut Serang dan Kecepatan Arus Pada Turbin Arus Tipe Sumbu Vertikal Terhadap Daya yang Dihasilkan Oleh Turbin
Identitas Penelitian	Deni Oktavianto, Untung Budiarto, Kiryanto (2017)
Metode Penelitian	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD)
Hasil Penelitian	<p>Dari penelitian ini didapatkan hasil sebagai berikut:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. terdapat pengaruh pada nilai gaya, torsi, daya serta C_p dan Efiseinsi dimana, nilai gaya terbesar diperoleh pada foil SELIG 1223 dengan sudut serang 0° sebesar 1846,84 N (pada 3m/s), kemudian nilai torsi terbesar diperoleh pada foil SELIG 1223 dengan sudut serang 0° 2. Turbin arus sumbu vertical dengan foil tipe SELIG 1223 yang memiliki sudut serang 0° merupakan geometri turbin yang paling optimum untuk digunakan pada pembangkit listrik tenaga arus pada penelitian ini.
Kelebihan Penelitian	bervariasi nya sudut serang dan kecepatan pada pesawat
Kekurangan Penelitian	tidak dilakukan pengujian secara eksperimen untuk membandingkan hasil simulasi dengan CFD

2.2 Cessna 152

Dalam dunia penerbangan, nama Boeing dan Airbus bisa disebut sebagai dua kiblat industri manufaktur pesawat, khususnya di segmen pesawat sipil/komersial. Produk dari Boeing dan Airbus dalam kelas *wide body* dan *narrow body* nyaris dapat ditemui di setiap negara. Namun tahukah Anda, bahwa sejatinya ada nama manufaktur pesawat lain yang lebih tak kalah ‘besar’ eksistensinya dari Boeing dan Airbus. Yang dimaksud ini justru tidak memproduksi pesawat komersial dalam ukuran besar, melainkan namanya begitu terkenal di kalangan penggemar aviasi sebagai penyedia pesawat latih. Inilah Cessna *Aircraft Company*, manufaktur pesawat yang berbasis di Wichita, Kansas, Amerika Serikat. Diantara beragam produknya, Cessna 152 disebut-sebut sebagai yang paling populer, tak lain karena pesawat latih dasar ini banyak digunakan oleh sekolah pilot.

Cessna 152 adalah pesawat *fixed wings*, dua kursi, bermesin tunggal, sayap tinggi (*high wing*) yang dibuat oleh Cessna *Aircraft Company* yang merupakan penyempurnaan dari Cessna seri sebelumnya yaitu Cessna 150 yang menggabungkan sejumlah perubahan desain kecil dan mesin yang sedikit lebih bertenaga dengan waktu perbaikan yang lebih lama. Cessna 152 telah keluar dari produksi selama lebih dari tiga puluh tahun, tetapi banyak yang masih layak terbang dan masih digunakan secara teratur untuk pelatihan penerbangan.



Gambar 2. 1 Cessna 152

Tabel 2. 6 Spesifikasi Cessna 152

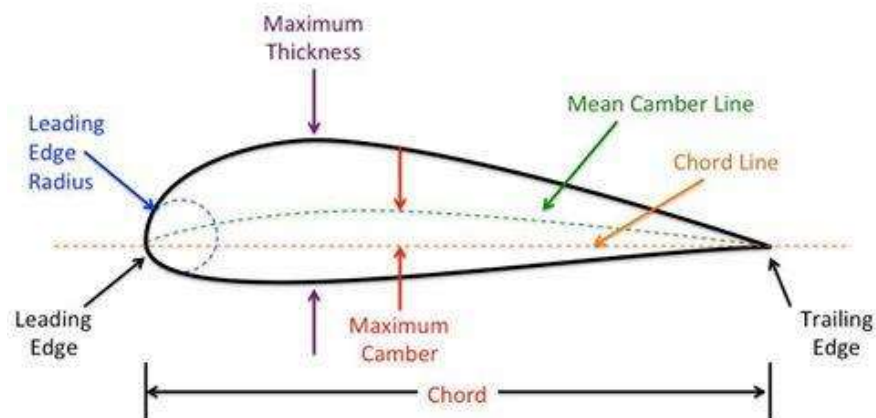
SPESIFIKASI CESSNA 152	
Kapasitas	1 <i>Crew</i> 1 <i>passenger</i>
Panjang Pesawat	24 ft 1 in (7.34 m)
Panjang Sayap	33 ft 5 in (10.2 m)
Tinggi Pesawat	8 ft 6 in (2.59 m)
Luas Sayap	159.3 sq ft (14.80 m ²)
<i>Airfoil</i>	<i>modified</i> NACA 0012
Berat pesawat bersih	1,081 lb (490 kg)
Berat pesawat kotor	1,081 lb (490 kg)
Baling-Baling	<i>2-bladed, fixed pitch</i>

2.3 *Airfoil*

Airfoil atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometris yang bila ditempatkan pada suatu aliran fluida menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang lebih besar daripada gaya hambat (*drag*). *Lift* terjadi pada *airfoil* karena kecepatan aliran udara di permukaan atas *airfoil* lebih rendah daripada kecepatan udara di permukaan bawah. Salah satu parameter geometrik yang menentukan besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh sebuah *airfoil* adalah letak ketebalan maksimumnya. Semakin jauh lokasi ketebalan maksimum dari puncak awal maka kecepatan aliran udara di atas permukaan *airfoil* akan semakin meningkat, sehingga hal ini akan menjadi salah satu faktor penyebab kecepatan rata-rata di sepanjang permukaan semakin rendah, jika hal ini terjadi di bagian atas sayap. semakin besar gaya apung yang terjadi. Selain faktor-faktor tersebut, ada faktor lain yang menentukan kecepatan rata-rata aliran udara pada permukaan atas dan bawah *airfoil*, yaitu: sudut serang dan kecepatan aliran udara. Untuk mengetahui

pengaruh gabungan kedua faktor di atas terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* *airfoil*, maka perlu dilakukan kajian agar penggunaan *airfoil* di berbagai area aplikasi dapat dilakukan lebih optimal. Sayap memiliki bagian-bagian berikut:

- a) *Leading Edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*
- b) *Trailing Edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- c) *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil mean chamber line*.
- d) *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- e) *Chord (c)* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- f) Maksimum *chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- g) Maksimum *thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

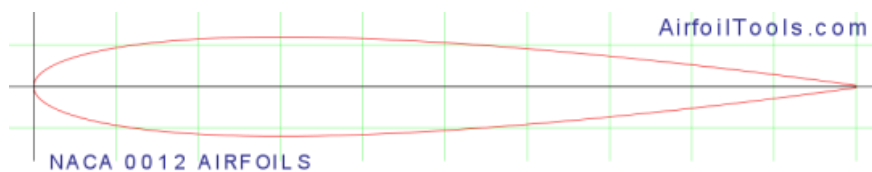


Gambar 2. 2 Bagian Airfoil

2.3.1 *Airfoil* NACA (*National Advisory Committee of Aeronautics*)

Dimasa sekarang telah banyak macam-macam *Airfoil* yang telah ada, yang diantaranya dibuat oleh perusahaan-perusahaan yang sudah tidak asing lagi namanya

di dunia aviasi yaitu seperti *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, *Mc Donnell Aircraft Company*, *NASA*, *Boeing*, dan *Airbus*. Sekitar tahun 1932, *NACA* melakukan pengujian pada beberapa bentuk airfoil yang dikenal dengan *NACA* seri 4 digit. Distribusi kelengkungan dan ketebalan *NACA* seri empat ini diberikan berdasarkan suatu persamaan. Distribusi ini tidak dipilih berdasarkan teori, tetapi diformulasikan berdasarkan pendekatan bentuk sayap yang efektif yang digunakan saat itu.



Gambar 2. 3 Airfoil NACA 0012

Pada airfoil *NACA* seri empat, digit pertama menyatakan persen maksimum *chamber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan persepuluh posisi maksimum *chamber* pada *chord* dari *leading edge*, sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan *airfoil* terhadap *chord*. Contoh: *airfoil* *NACA* 2412 memiliki maksimum *chamber* 0,02 terletak pada 0,4c dari *leading edge* dan memiliki ketebalan maksimum 12% *chord* atau 0,12c. *Airfoil* yang tidak memiliki kelengkungan, dimana *chamber line* dan *chord* berhimpit disebut *airfoil* simetrik.

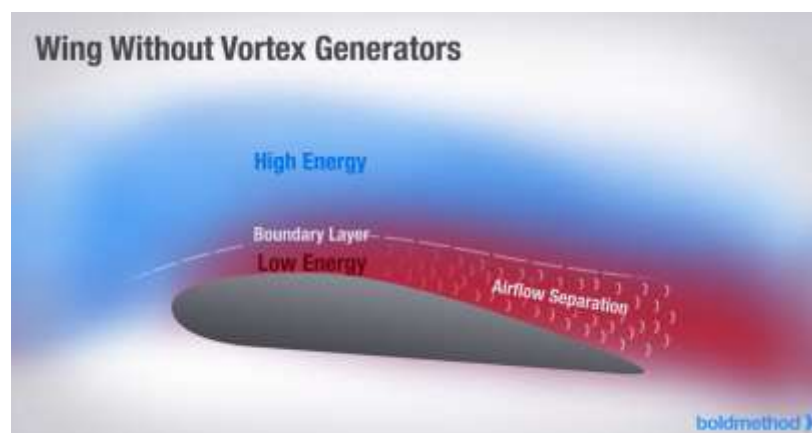
2.4 *Vortex Generator*

Vortex generator merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada *suction side* atau permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat. Tujuan ditambahkan *VG* adalah untuk merubah laminar *boundary layer* menjadi turbulen *boundary layer* lebih awal dengan kata lain menciptakan vortisitas yang kuat sehingga turbulensi aliran dapat dipercepat. Pada aliran yang lebih turbulen menyimpan energi yang lebih besar sehingga momentum aliran dapat lebih lama menahan *adverse pressure gradient* dan separasi aliran dapat ditunda.



Gambar 2. 4 *Vortex Generator*

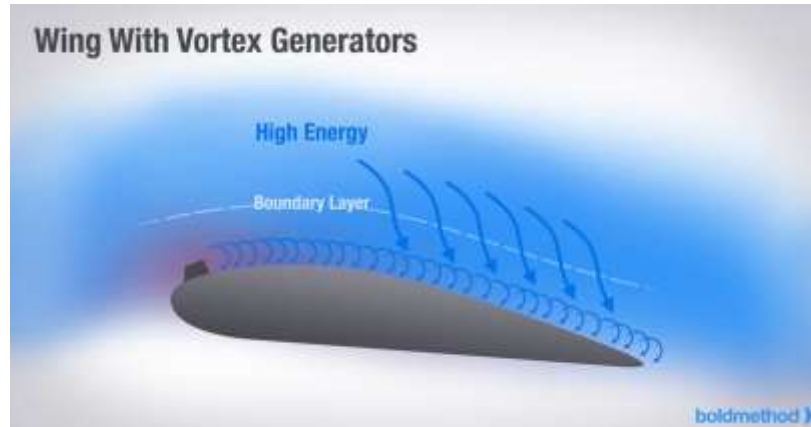
Ketika pesawat bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan akibat adanya transfer momentum pada daerah setelah melewati *vortex generator* sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*



Gambar 2. 5 *Boundary Layer* pada sayap tanpa *Vortex Generator*

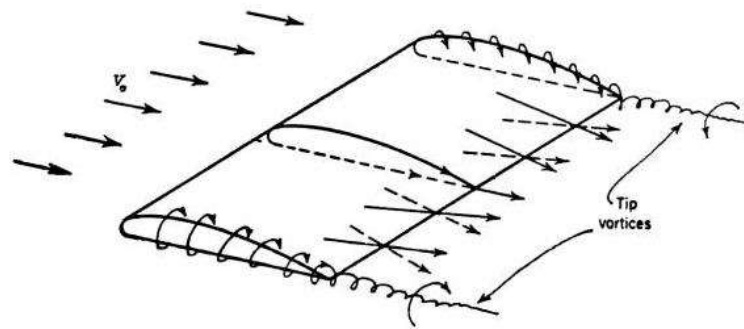
Vortex generator biasanya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang akan memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu pesawat yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu benda yang bergerak. Ketika melalui *vortex generator*,

maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya transfer momentum pada partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* (pusaran arus) pada permukaan benda.



Gambar 2. 6 *Boundary Layer* pada sayap dengan *Vortex Generator*

Munculnya pusaran ini menyebabkan perubahan laminar *boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih dapat melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun *skin friction* yang terjadi sehingga menyebabkan separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini maka akan menyebabkan daerah *wake* yang terbentuk pada daerah belakang benda menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis, ketika nilai *lift coefficient* akan meningkat maka nilai *drag coefficient* akan turun. Dengan kata lain, penambahan *vortex generator* bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio C_L/C_D .

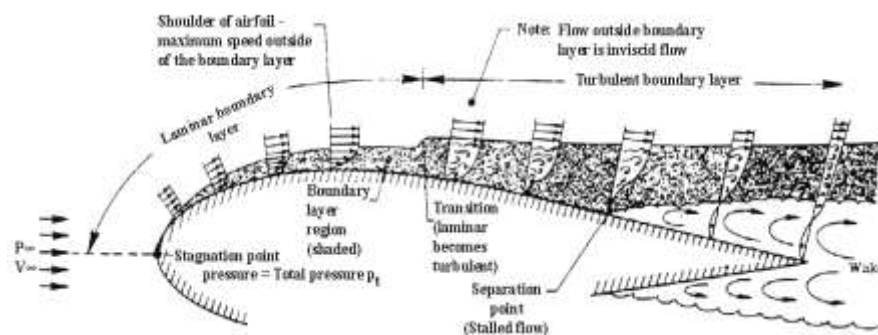


Gambar 2. 7 *Stream Vortice* pada sayap

VG dipasang tegak lurus di permukaan dengan sudut tertentu terhadap arah aliran. Secara fisik, perangkat ini semua memiliki kesamaan bahwa mereka menghasilkan struktur *vortex* tertentu di belakang *Vortex Generator*. Struktur pusaran ini pada gilirannya mencampur aliran ke arah komponen kecepatan radial dan, dengan itu, menimbulkan *streamwise* lebih tinggi pada kecepatan dekat dengan dinding dan mengurangi kecepatan *streamwise* jauh dari dinding.

2.5 Separasi Fluida pada *Airfoil*

Adanya perbedaan *pressure* di sepanjang permukaan benda padat mempunyai pengaruh yang sangat besar dan signifikan terhadap pertumbuhan *boundary layer*, seperti aliran yang melewati suatu *airfoil* pada Gambar 2.8 Perubahan *boundary layer* diikuti dengan perubahan tekanan dan kecepatan sepanjang kontur permukaan.



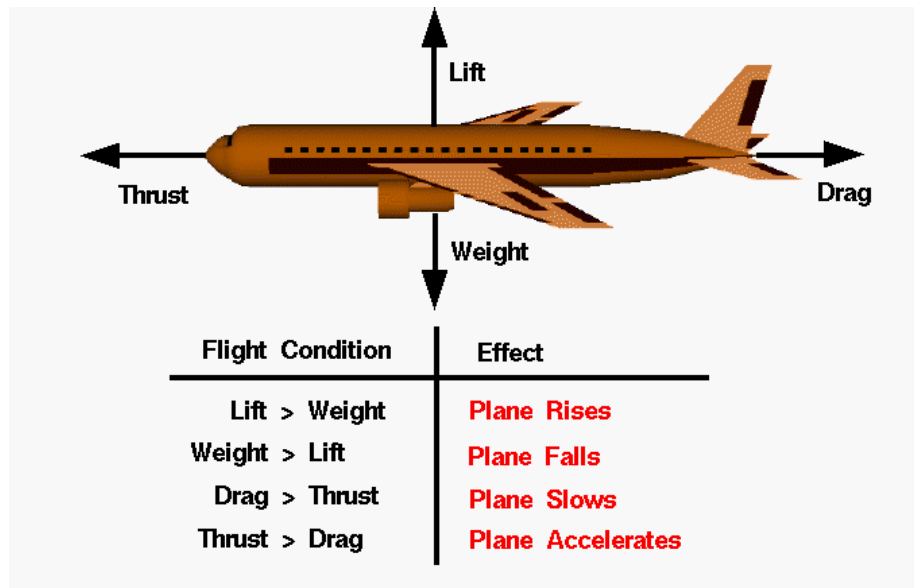
Gambar 2. 8 Profil Aerodinamika pada *Airfoil*

Pada saat aliran fluida tepat menyentuh *airfoil*, kecepatan aliran akan bernilai nol pada *stagnation point* dan memiliki tekanan maksimum. Seiring dengan pergerakan aliran, kecepatan aliran akan bertambah besar hingga mencapai harga maksimum pada *shoulder of airfoil* serta memiliki *pressure gradient* negatif. Pada *shoulder of airfoil* fluida memiliki tekanan minimum, lalu mengalami kenaikan tekanan sehingga perbedaan tekanannya menjadi positif atau yang sering disebut *adverse pressure gradient* (APG). Kenaikan tekanan yang terjadi mengakibatkan kecepatan fluida menjadi menurun dimulai dari *shoulder of airfoil*. Perbedaan tekanan dan gaya geser pada permukaan benda mengakibatkan momentum fluida yang mengalir di atasnya berkurang sehingga semakin lama akan mengalami perlambatan sampai diam

Pada *separation point*, perbedaan tekanan akan semakin positif sehingga aliran di dekat permukaan telah benar-benar terbalik dan fluida sudah tidak mampu lagi mengikuti kontur permukaan benda. Separasi diakibatkan momentum yang dimiliki fluida sudah tidak mampu melawan APG dan tegangan geser yang terjadi. Di belakang titik separasi, terdapat sebagian fluida yang mengalami aliran balik (*back flow*) Aliran menjadi tidak stabil dan akan terjadi pergolakan aliran, dimana daerah terjadinya pergolakan aliran dan memiliki tekanan yang rendah sering disebut dengan *wake*. Semakin besar daerah *wake* menyebabkan semakin besar gaya *drag* yang terjadi. Dengan menunda separasi dapat menyebabkan daerah *wake* semakin kecil dan menurunkan gaya *drag*.

2.6 Gaya-Gaya Pada Pesawat Terbang

Ada beberapa hal yang mempengaruhi kinerja dari pesawat dalam suatu penerbangan adalah gaya-gaya yang bekerja pada pesawat itu sendiri. Berikut ini adalah gaya-gaya yang mempengaruhi cara kerja pada pesawat terbang.



Gambar 2. 9 Gaya yang terjadi pada pesawat

Sesuai dengan hukum Bernoulli, pesawat akan terbang ketika gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap pesawat tersebut lebih besar dari gaya berat pesawat. *Lift* yang dihasilkan oleh sayap pesawat itu tidak lepas dari kecepatan pesawat dilandasan, pesawat harus menghasilkan aliran fluida dengan kecepatan tertentu pada sayapnya, dimana kecepatan udara dibagian bawah sayap lebih kecil dari pada bagian atas pesawat sehingga akan gaya tekan dibawah sayap lebih besar dari pada di atas sayap dan terjadilah lift yang akan membuat pesawat menjadi terbang.

2.6.1 *Thrust*

Thrust adalah gaya dorong yang diciptakan oleh kerja mesin yang mendorong udara kebelakang agar pesawat dapat melaju kedepan. Gaya tersebut tercipta oleh kinerja mesin pesawat yang menciptakan propulsi dan mendorong pesawat. Gaya dorong ini dipengaruhi oleh hukum newton 2 & 3 yang mengatakan bahwa Percepatan yang ditimbulkan oleh gaya yang bekerja pada benda berbanding lurus dengan besar gayanya dan berbanding terbalik dengan masa benda dan Jika benda pertama mengerjakan gaya terhadap benda kedua, maka benda kedua akan mengerjakan gaya terhadap benda pertama yang besarnya sama, tetapi arahnya berlawanan.

2.6.2 Drag

Saat pesawat mulai terdorong oleh kerja mesin, ada gaya yang bekerja berlawanan atau menghambat gerakannya pesawat dengan menghasilkan gaya gesek sehingga menahan laju pesawat. *Drag* biasa juga disebut *resistance* atau berlawanan. Hal yang mempengaruhi *drag* dalam dunia penerbangan adalah *fuselage* atau *body* pesawat itu sendiri, tetapi *drag* juga bisa dihasilkan oleh *spoiler*, *flap*, dan *slat*. *Drag* dapat sangat merugikan karena dapat menghambat laju pesawat tetapi juga dapat sangat bermanfaat apabila pesawat sedang melakukan proses pengereman. perancang pesawat berupaya untuk meminimalisir gaya ini dengan merancang jalannya udara agar tidak terlalu terhambat dengan *body* pesawat itu sendiri. Ilmu yang mempelajari tentang pergerakan udara disebut aerodinamika.

Gaya hambat dapat dirumuskan sebagai berikut:

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

Dimana:

C_d = Koefisien *Drag*

V = Kecepatan aliran fluida (m/s)

A = Luas permukaan benda (m²)

F_d = Gaya *Drag* (N)

ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

2.6.3 Koefisien Drag

Koefisien *drag* (C_d) adalah bilangan yang menunjukkan besar kecilnya tahanan fluida yang diterima oleh suatu benda. Nilai koefisien *drag* yang kecil menunjukkan hambatan fluida yang diterima benda saat berjalan adalah kecil, dan begitu juga sebaliknya. Nilai C_d sangat bergantung pada bentuk dari suatu geometri.

Koefisien *drag* didefinisikan sebagai:

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

Dimana:

C_d = Koefisien *Drag*

V = Kecepatan aliran fluida (m/s)

A = Luas permukaan benda (m²)

F_d = Gaya *Drag* (N)

ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

2.6.4 *Lift*

Lift adalah gaya yang mempengaruhi tentang bagaimana pesawat tersebut dapat terangkat ke udara. Dengan memanfaatkan gaya *drag* yang dihasilkan oleh sayap dan mengalirkan udara kebagian bawah sayap sehingga menghasilkan gaya angkat dan menerbangkan pesawat tersebut. Dengan bentuk sayap yang telah dirancang tersebut membuat kecepatan udara diatas sayap lebih tinggi daripada kecepatan udara dibagian bawah sayap sehingga tekanan udara di bagian atas sayap lebih rendah dibandingkan dengan dibagian bawah sayap hal tersebut mengakibatkan udara akan mengangkat pesawat keatas, hal tersebut sedikit menyinggung hukum bernoulli yang memang menjadi dasar acuan gaya angkat pesawat.

Gaya angkat pesawat dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$F_l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_l \quad (3)$$

Dimana:

F_l = Gaya angkat (N)

C_l = Koefisien gaya *lift*

ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

A = Luas permukaan benda (m²)

V = Kecepatan aliran fluida (m/s)

2.6.5 Keofisien *Lift*

Koefisien *lift* adalah sebuah fungsi dari parameter tak berdimensi yang menunjukkan besarnya gaya angkat yang bekerja pada suatu benda yang dialiri oleh fluida. Koefisien *lift* sangat dipengaruhi oleh bentuk benda, koefisien *lift* dapat diketahui dengan menggunakan persamaan sebagai berikut:

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (4)$$

Dimana:

C_l = Koefisien *Lift*

V = Kecepatan fluida (m/s)

A = Luas permukaan benda (m²)

F_l = Gaya *lift* (N)

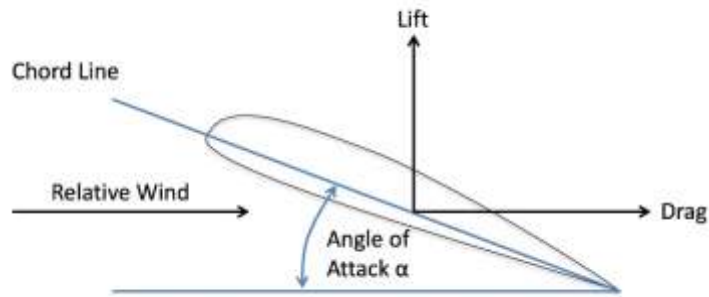
ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

2.6.6 *Weight*

Setelah pesawat berhasil berada di udara, ada lagi satu gaya terakhir yang menjadi *resistance* bagi *lift* yaitu adalah *weight* yang mempengaruhi beban pesawat itu sendiri ditambah dengan gaya gravitasi yang menarik badan pesawat untuk kembali ke tanah. Hal ini berkaitan dengan hukum relativitas umum Einstein mengenai gravitasi. Semakin berat pesawat maka akan memaksa gaya sebaliknya untuk bekerja lebih keras yaitu dengan menambah *lift* yang dengan kata lain menambah *thrust*. Sehingga dapat disimpulkan bahwa semakin berat pesawat atau semakin besar *weight* nya maka akan semakin besar pula gaya dorong dan gaya angkat yang diperlukan oleh pesawat tersebut agar dapat tetap terbang.

2.7 *Angle of Attack (AoA)*

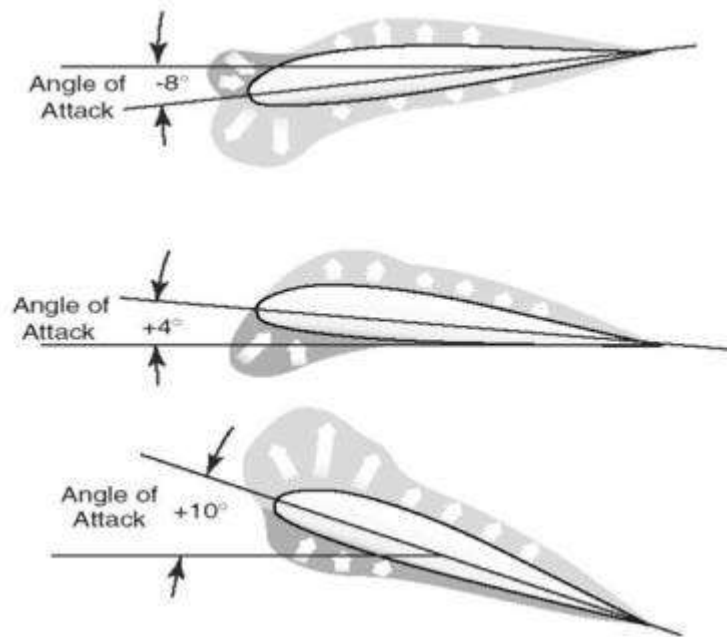
Angle of Attack adalah sudut yang dibentuk oleh *chord line* dengan *relative wind*



Gambar 2. 10 *Angle of Attack*

Gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang (α). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai suatu ketika terjadi *stall*. Peristiwa *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.

Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Harga maksimum dari C berada tepat sebelum kondisi *stall* merupakan aspek paling penting pada performansi *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *take off*, *Ascent*, *descent*, dan *manuver*.



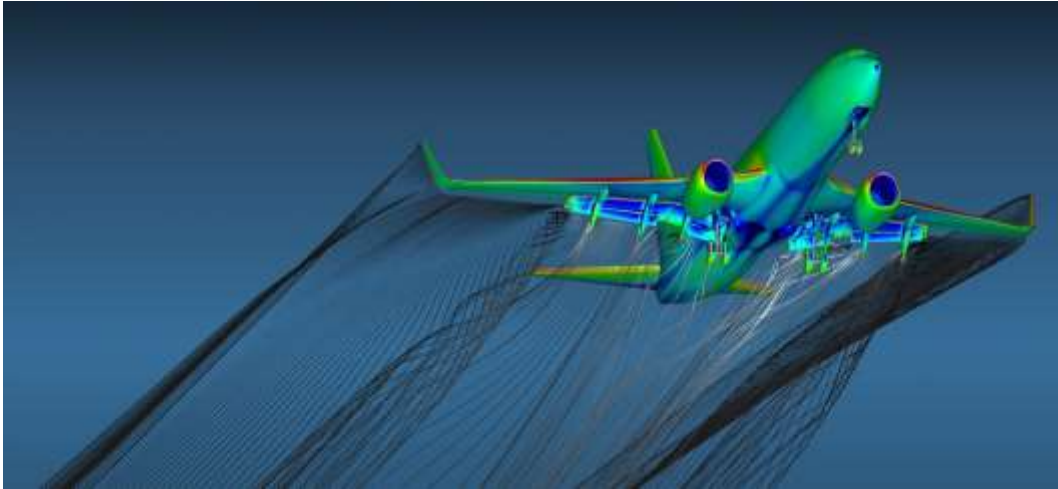
Gambar 2. 11 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan varian *Angle of Attack*

2.8 *Computational Fluid Dynamics*

Computational fluid dynamics (CFD) berarti perhitungan dinamika fluida. CFD merupakan salah satu cabang dari mekanika fluida. CFD merupakan seperangkat cara untuk menganalisa dinamika fluida yang terjadi pada suatu benda termasuk aliran udara, perpindahan panas, dan fenomena lain yang terkait seperti reaksi kimia berdasarkan simulasi komputer.

Penggunaan CFD dalam penelitian adalah untuk menguji beberapa tipe *airfoil* secara 3D untuk diketahui besarnya koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang dimiliki oleh suatu *airfoil* untuk selanjutnya melakukan simulasi turbin angin dengan memilih sudut *pitch* yang lebih mampu mengekstrak energi angin.

CFD memungkinkan para peneliti untuk menganalisa berbagai jenis bentuk, khususnya *airfoil* untuk mendapatkan perbandingan koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang maksimal dengan cara yang optimal dengan bantuan komputer. Pemakaian terowongan angin yang besar dan mahal bisa digantikan hanya dengan menggunakan seperangkat komputer.



Gambar 2. 12 *Computational fluid dynamics*