

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Penelitian Sebelumnya

Penggunaan pertama *winglets* Sayap untuk pesawat modern pertama kali diusulkan oleh Dr Richard Whitcomb di NASA Langley pada pertengahan tahun 1970-an. Pada saat itu, model terowongan angin dan ukuran penuh tes penerbangan berikutnya pada Boeing 707 pesawat jet komersial menunjukkan penurunan yang signifikan dalam total *drag* pada koefisien *lift* tinggi. Seperti pada gambar 2.1 dibawah ini



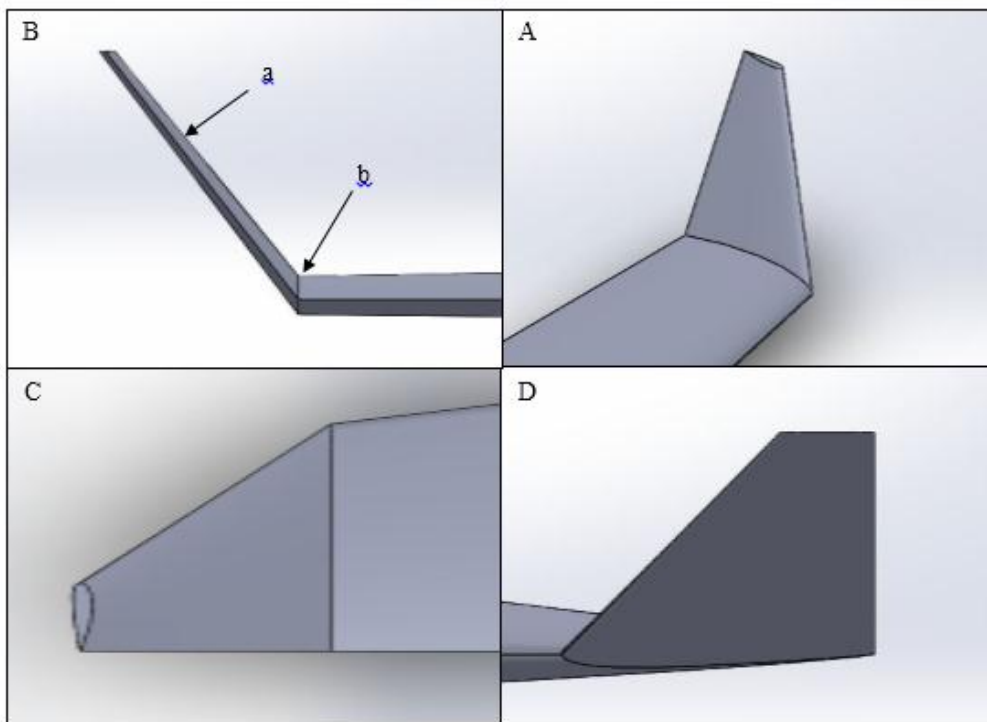
Gambar 2.1 *Winglet* pada Sayap

Sumber : Southwest Airlines logo on a *winglet*(2013)

Bento (2002), yang melakukan desain *single winglet* pada chord tidak penuh dengan simulasi komputer, menjelaskan bahwa kekuatan *vortex* diatur oleh berat, kecepatan dan bentuk sayap dari pesawat terbang. Kekuatan *vortex* meningkat sebanding dengan peningkatan berat pesawat yang beroperasi. Untuk mengatasi berat pesawat diperlukan energi dari mesin pembangkit, energi ini menghasilkan struktur *vortex* dan *downwash*. Sebuah *vortex* pada dasarnya adalah gerakan rotasional fluida, terdapat di daerah yang bertekanan rendah dan kuat di dalam intinya. Dari aliran ini dihasilkan sejumlah *drag* dalam kaitan dengan *lift* yang disebut *lift-induced drag*,

Teguh wibowo (2011), dengan penelitian tentang Menentukan nilai unjuk kerja pada sayap pesawat dengan variasi sudut tekuk/*Winglet* dengan hasilnya mempunyai unjuk kerja terbesar, karena aliran udara dari permukaan bawah mendorong permukaan *winglet* dengan sudut gaya yang besar sehingga distribusi tekanan lebih merata dan bagian atas yang melengkung lebih besar, maka hasilnya putaran udara yang dihasilkan pada ujung sayap atau *wingtip* berkurang

2.2 Winglet



Keterangan :

- a. Winglet
- b. Sudut Tekuk

Gambar 2.2 *Winglet* : A. Tampak isometrik, B. Depan, C. Atas, D. Samping

Sumber : *An Introduction to Stress Analysis Applications with Solid Works Simulation (2010)*

Winglet Seperti pada gambar 2.2 diatas merupakan sayap kecil atau sayap tambahan yang berbentuk melengkung atau miring keatas yang terpasang di ujung sayap pada pesawat, berfungsi untuk meredam atau menghindari putaran udara pada bagian ujung sayap yang disebabkan pertemuan udara bagian atas sayap yang bertekanan kecil dengan udara bagian bawah sayap yang bertekanan besar yang menyebabkan terjadinya putaran udara atau bisa disebut *vorteks*

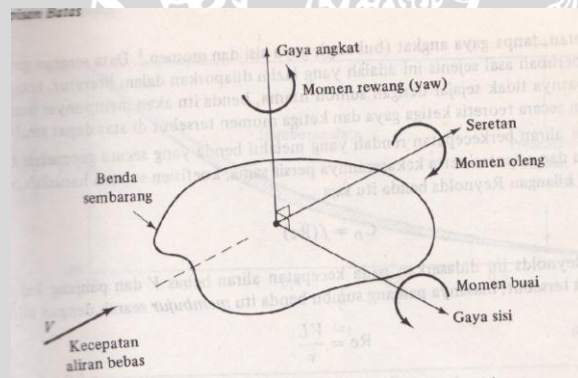
2.3 Mekanika fluida

Merupakan ilmu rekayasa fluida atau zat yang apabila terkena gaya akan terdeformasi atau berubah bentuk. Sifat kerapatan dan sifat viskositas memegang peranan penting dalam hal aliran disekitar benda terendam atau yang disebut *external flow*.

2.3.1 *External flow*

Setiap benda dengan bentuk tertentu bila tenggelam di aliran fluida akan mengikuti gaya dan momen dari aliran fluida. Bila benda itu bermacam – macam bentuk, aliran fluida tersebut akan mengikuti gaya pada arah dan momen disekeliling pada ketiga sumbu koordinatnya. Biasanya dipilih satu sumbu sejajar dengan aliran bebas, dan arahnya positif ke hilir. Gaya pada benda itu, yang arahnya sepanjang sumbu ini adalah seretan atau hambatan atau *drag*, dan momen sekeliling sumbu disebut momen oleng (*rolling*). Seretan sebenarnya tidak lain daripada rugi aliran, dan harus diatasi apabila benda itu hendak bergerak melawan arus. Seperti pada gambar 2.3 *External flow* dibawah ini

Gaya kedua yang sangat penting adalah gaya normal atau tegak lurus pada seretan dan biasanya peranannya berguna, misalnya berguna penyangga berat benda yang terbenam itu, gaya itu disebut gaya angkat (bubung). Momen disekeliling sumbu angkat disebut momen rewang (*yaw*).



Gambar 2.3 Gaya-gaya yang bekerja pada benda terendam

Sumber : White .M Frank, (1991 : 27)

Komponen ketiga, yang tidak merugikan ataupun menguntungkan adalah gaya sisi dan sekeliling sumbu ini adalah momen buai. Pembahasan gaya dan momen tiga dimensi ini lebih dibahas pada seluruh komponen pesawat, tetapi pada *aero-configuration analysis* hanya membahas *lift* dan *drag* saja.

2.3.1.1 Drag dan Lift

a. Gaya Drag

Gaya *drag*/hambat dihasilkan dari gangguan aliran udara oleh sayap yang menarik kebelakang karena gaya thrust/dorong pada mesin

b. Gaya Lift

Gaya *lift*/angkat dihasilkan karena perbedaan tekanan pada bagian atas sayap bawah dan atas, dipengaruhi oleh bentuk sayap/*airfoil* itu sendiri sehingga menyebabkan sayap terangkat

Gambar pada 2.4 dan 2.5 menunjukkan gaya *lift* dan *drag*. Komponen dan y dari gaya fluida pada elemen luas kecil sebesar Da adalah

$$(Hambatan) = p dA \sin \theta + \tau_0 dA \cos \theta$$

$$(Angkat) = p dA \cos \theta - \tau_0 dA \sin \theta$$

(Steeter, L. Victor. (1986 ; 228))

Keterangan :

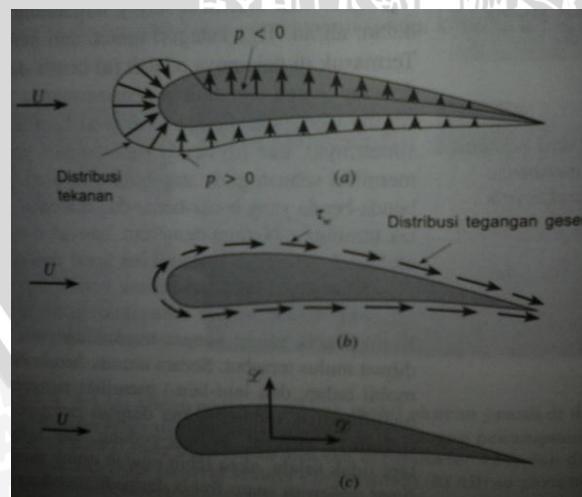
p : Tekanan

dA : luas permukaan diferensial

θ : sudut kemiringan

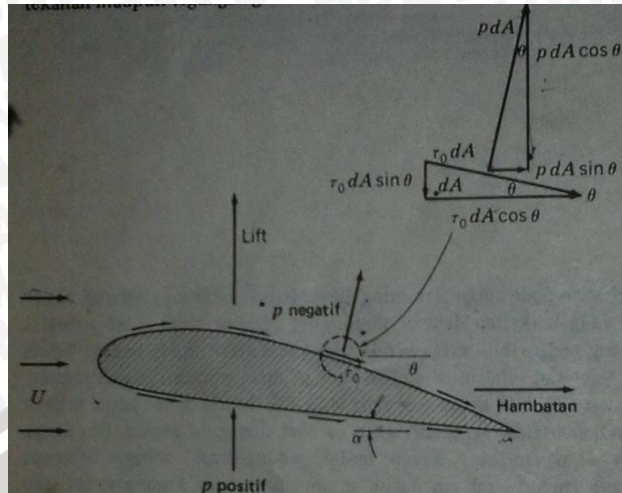
τ_0 : tegangan geser dinding

Jadi komponen x dan y netto dari gaya pada benda adalah



Gambar 2.4 Fluida gaya pada benda dua dimensi: (a) *pressure*/gaya tekanan, (b) gaya viskos atau kecepatan, (c) arah gaya resultan (*lift* dan *drag*).

Sumber : Munson.R, Young.F, Okiishi.H (2005 : 114)



Gambar 2.5 Viskositas gaya dan gaya tekanan (*pressure*) terhadap *Airfoil*

Sumber : Steeter, L. Victor. (1986 : 228)

Dibawah ini adalah rumus simulasi menggunakan *Ansys 14.5*

$$Fd = (Fx \cos \alpha) + (Fy \sin \alpha)$$

$$Fl = (Fx \sin \alpha) - (Fy \cos \alpha)$$

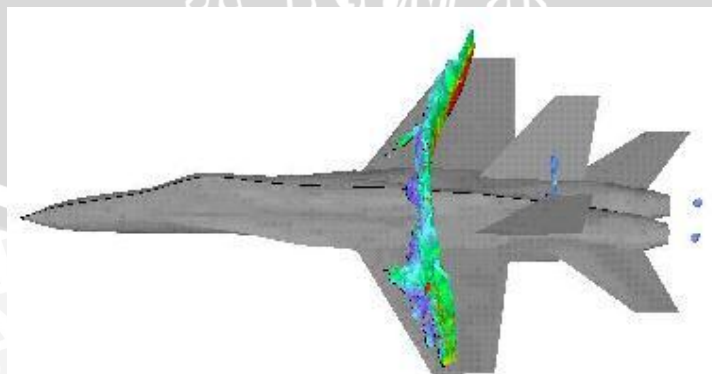
Keterangan :

Fx = Nilai arah vector gaya x pada *Ansys*

Fy = Nilai arah vector gaya y pada *Ansys*

2.3.2 *Boundary Layer*

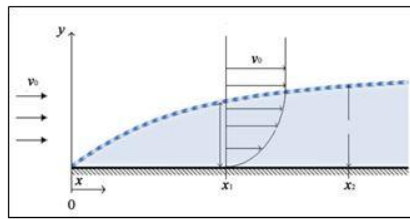
Lapisan batas (*Boundary layer*) atau pada gambar 2.6 pada sayap merupakan lapisan yang terbentuk disekeliling permukaan benda yang dilalui gas atau dan lain – lain karena ada hambatan yang diakibatkan oleh faktor gesekan, efek viskositas dan lain – lain



Gambar 2.6 Lapisan batas pada sayap jet

Sumber : *Theory of Wing Section*, (1958 : 341)

Saat aliran fluida saling gesek, maka akan terjadi suatu gesekan. Gesekan yang terpengaruh akan menimbulkan lapisan batas. Seperti lapisan batas pada gambar 2.7



Keterangan Gambar

Y = sumbu y X1 = panjang lapisan pertama

X = sumbu x X2 = panjang lapisan kedua

v0 = Kecepatan awal

Gambar 2.7 lapisan batas (*Boundary layer*)

Sumber : Streeter. L victor, (1986 : 231)

$$\frac{VL}{v} \quad (\text{Frank M. white ; 1991}) \quad (2-3)$$

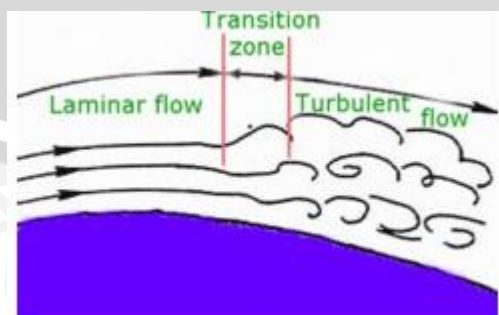
Keterangan :

V = Kecepatan aliran

L = Panjang plat

v = Kecepatan aliran pada Tabel aliran termampatkan

Pengertian Viskositas bisa dikatakan menahan suatu gesekan (ukuran kekentalan fluida). Hubungan antara viskositas dengan aliran laminar dan turbulen, semakin kecil viskositas fluida maka alirannya cenderung bergolak (tidak teratur) atau turbulen. Maka semakin kecil viskositas yang terdapat pada fluida maka semakin besar gesekan yang terjadi antara fluida dengan permukaan suatu benda sehingga kecepatan aliran disekeliling antara molekul fluida lebih teratur, maka dari itu lebih mendekati laminar. Pada gambar 2.8 terjadi perubahan transisi dari aliran laminar ke turbulen



Gambar 2.8 Aliran fluida atau jenis aliran lain terjadi pada lapisan batas

Sumber : Asmaritha et al (2014)

Aliran yang terjadi bisa berupa aliran laminar, transisi ataupun turbulen. yang dapat dibedakan tiga jenis aliran yaitu nilai bilangan reynoldsnya. nilainya berikut dibawah ini :

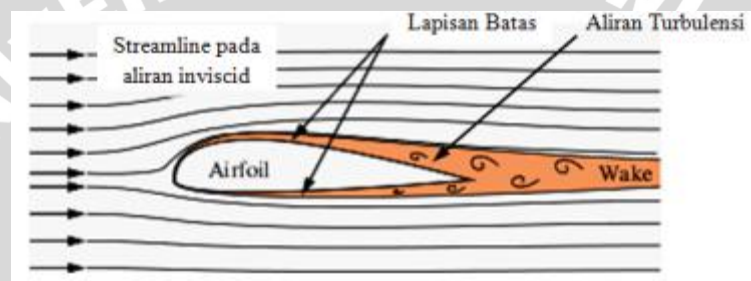
- **laminar** $Re < 5 \times 10^5$
- **transisi** $5 \times 10^5 < Re < 10^7$
- **turbulent** $Re > 10^7$

Keterangan :

$Re = \text{Reynold Number}$ atau nomer *reynold*

Steeter L.victor, (234 ; 1986)

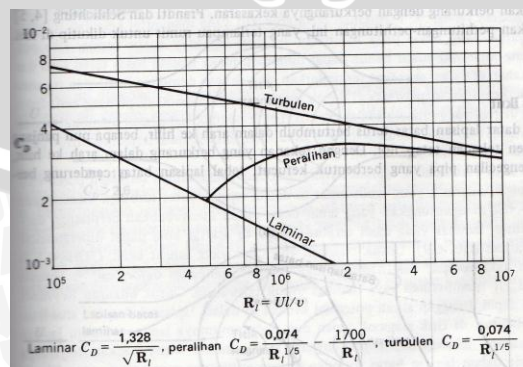
Maka dari itu setiap aliran bisa mengalami ketiga jenis aliran ini. Seperti gambar 2.9 lapisan batas pada airfoil



Gambar 2.9 Lapisan batas (*boundary layer*) pada Airfoil

Sumber : Asmaritha et al (2014)

Contoh pada aliran yang mengalir pada suatu sudut juga mengalami lapisan batas. Secara teoritis aliran yang mengalir adalah laminar secara keseluruhan. namun pada kenyataannya setiap aliran yang mendapatkan hambatan seperti gesekan permukaan maka akan mengalami tegangan geser dan diferensiasi kecepatan, semakin tinggi aliran maka semakin banyak gangguan yang dialami maka alirannya semakin berubah. Seperti gambar 2.10 tentang grafik hubungan koefisien *drag* dan *reynold number*



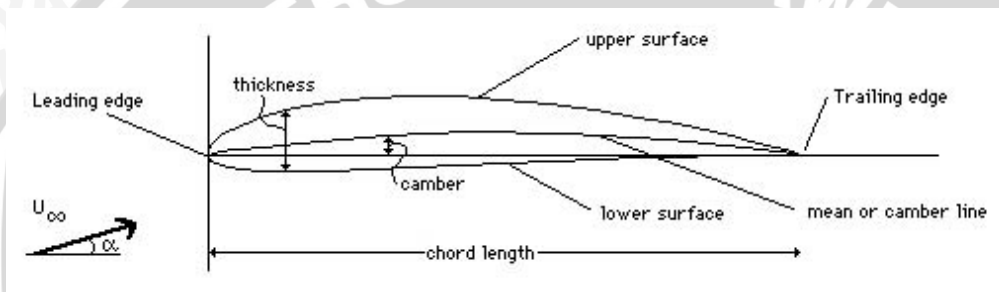
Gambar 2.10 Grafik hubungan koefisien *drag* dan *reynold number*

Sumber : Steeter L.victor, 235 ; 1986

Boundary layer dan tegangan geser dapat di temukan dimana – mana, karena tidak bisa lepas menggunakan aliran fluida dalam kehidupan sehari – hari

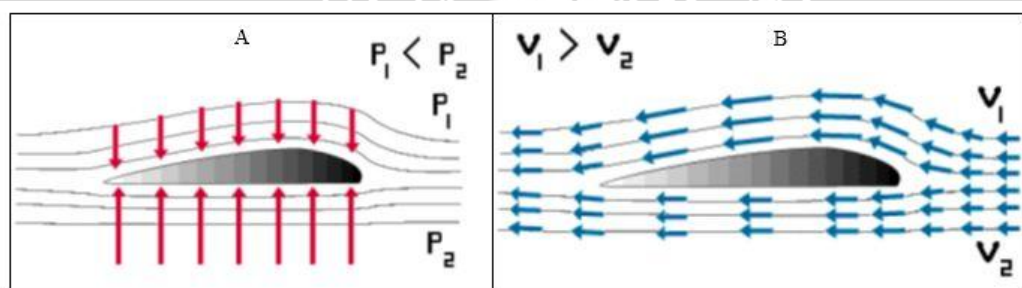
2.4 Struktur *Airfoil* dan Teorinya

Airfoil merupakan struktur aerodinamika yang apabila terkena kontak dengan molekul aliran fluida akan menghasilkan gaya angkat. Gaya angkat dapat dihasilkan dari keunikan bentuk *Airfoil* tersebut. Pada umumnya bentuk atas adalah melengkung sedangkan bagian bawah bentuknya datar. Ini akan menyebabkan perbedaan tekanan dan kecepatan pada kedua sisi tersebut. Hasil dari perbedaan kedua besaran tersebut akan menghasilkan gaya angkat ke atas, yang biasa disebut *lift*. Seperti pada gambar 2.11 dan 2.12 dibawah ini.



Gambar 2.11 Bagian – bagian *Airfoil*

Sumber : Ghods, Mehrdard, (2001 : 7)



Keterangan Gambar :

P_1 = Tekanan atas V_1 = Kecepatan atas

P_2 = Tekanan bawah V_2 = Kecepatan bawah

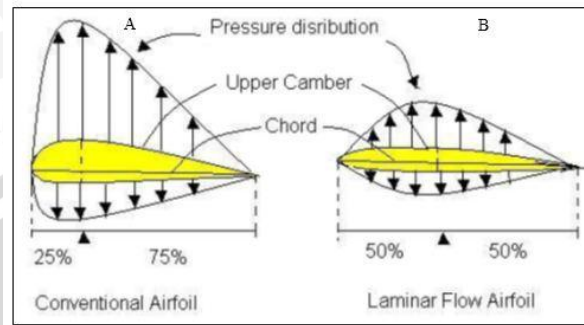
Gambar 2.12 Perbedaan Tekanan dan Kecepatan, A. Tekanan bawah lebih tinggi daripada tekanan atas, B. Kecepatan atas lebih tinggi daripada tekanan bawah

Sumber : Ghods, Mehrdard, (2001 : 55)

Secara umum ada dua perbedaan *Airfoil*, yaitu *Airfoil conventional* dan *Airfoil laminar*. *Airfoil laminar* telah banyak direkomendasikan untuk pesawat yang terbang dengan kecepatan tinggi. Biasanya bentuk *Airfoil* ini lebih tipis, karena membentuk

leading edge yang mempunyai *point* lebih dan yang mana sisi bawah dan atas *Airfoil* ini hampir simetri.

Perbedaan terbanyak pada kedua *Airfoil* ini adalah adalah tebal *Airfoil laminar* dan *conventional* yaitu 1 : 2. Seperti pada gambar 2.13 dibawah ini.

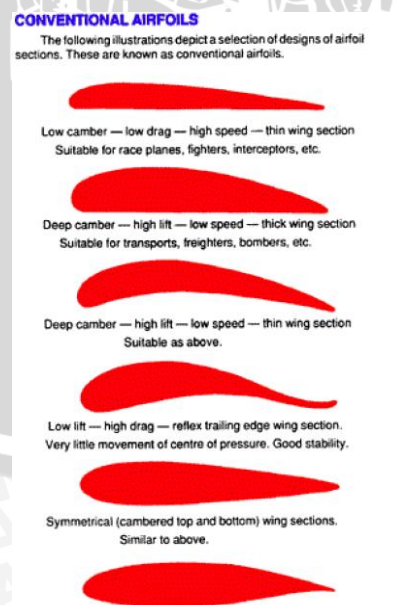


Gambar 2.13 A. *Conventional Airfoil*, B. *Laminar flow Airfoil*

Sumber : Ghods, Mehrdard, (2001 : 4)

Efek yang didapat dari tipe desain sayap ini untuk pengaturan dari aliran laminar merupakan presentase terbaik yang didapat untuk mengontrol titik transisi aliran. Distribusi tekanan pada laminar *Airfoil* dari *leading edge* sampai titik maksimum lengkungan lebih merata dibandingkan *Airfoil* konvensional. Ini diilustrasikan pada gambar 2.14

Bagaimana pun pada titik *stall*, titik aliran transisi akan berpindah jauh lebih cepat. Dengan tipe berbeda *Airfoil* konvensional ditunjukkan pada gambar 3.4, dibawah ini.



Gambar 2.14 Tipe *Airfoil* konvensional yang berbeda

Sumber : Ghods, Mehrdard, (2001 : 5)

2.4.1 Airfoil NACA 4 series

Pada tahun 1932 NACA (*national advisory committee for aeronautics*) meneliti tentang bentuk dan karakteristik aerodinamika pertama kalinya 4 seri.

Pada *Airfoil NACA 4 series* merupakan generasi pertama untuk desain seluruh *Airfoil NACA*, digit pertama menentukan persentase maksimum *chamber* terhadap *chordline*. Digit kedua menentukan posisi nilai maksimum *chamber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan 2 digit terakhir menyatakan nilai persentase ketebalan airfoil terhadap *chordline*.

Dengan menggunakan fungsi nilai m , p , dan t , seluruh koordinat yang ada pada *Airfoil* dapat ditentukan, dengan cara :

1. Tentukan panjang *chord* dari titik absis x (0) sampai 1 m.
2. Hitung koordinat garis kelengkungan rata-rata *chamber* dengan memasukkan nilai m dan p mengikuti persamaan masing-masing dibawah ini berdasarkan koordinat absis (x).

$$y_c = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) \quad \text{from } x = 0 \text{ to } x = p$$

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2] \quad \text{from } x = p \text{ to } x = c$$

(*Theory of Wing Section*, 1958) (2-4)

3. Hitung distribusi ketebalan dengan nilai diatas (+) dan di bawah (-) garis rata-rata dengan memasukkan nilai tebal (t) dengan memakai persamaan berdasarkan dengan koordinat absis (x).

$$\pm y_t = \frac{t}{0.2} [0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4]$$

(*Theory of Wing Section*, 1958) (2-5)

4. Menentukan koordinat terakhir untuk permukaan atas (X_u , Y_u) dan permukaan bawah (X_l , Y_l) dengan menggunakan persamaan dibawah ini.

$$x_U = x - y_t \sin \theta$$

$$y_U = y_c + y_t \cos \theta$$

$$x_L = x + y_t \sin \theta$$

$$y_L = y_c - y_t \cos \theta$$

$$\text{where } \theta = \arctan \left(\frac{dy_c}{dx} \right)$$

(Theory of Wing Section, 1958) (2-6)

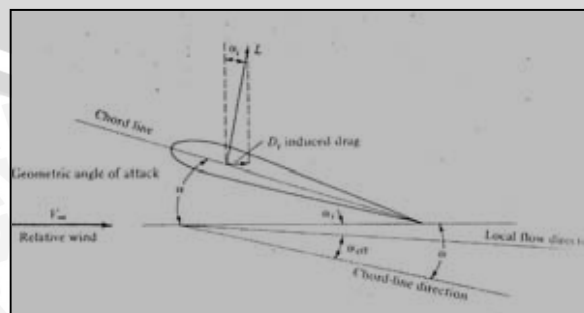
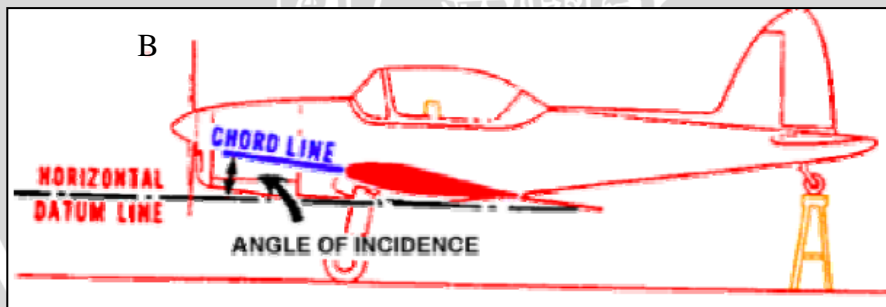
Dengan cara diatas kita dapat membuat NACA 4 series dengan ketebalan tertentu yang dibutuhkan. Seperti pada tabel 2.1 tentang keuntungan dan kerugian tipe NACA 4

Tabel 2.1 keuntungan dan kerugian NACA 4 series

Family	Advantages	Disadvantages	Applications
4-Digit A	1. Good stall characteristics 2. Small center of pressure movement across large speed range 3. Roughness has little effect	1. Low maximum lift coefficient 2. Relatively high drag 3. High pitching moment	1. General aviation 2. Horizontal tails Symmetrical: 3. Supersonic jets 4. Helicopter blades 5. Shrouds 6. Missile/rocket fins

Sumber : Theory of Wing Section, 1958

2.5 Sudut serang (AOA)

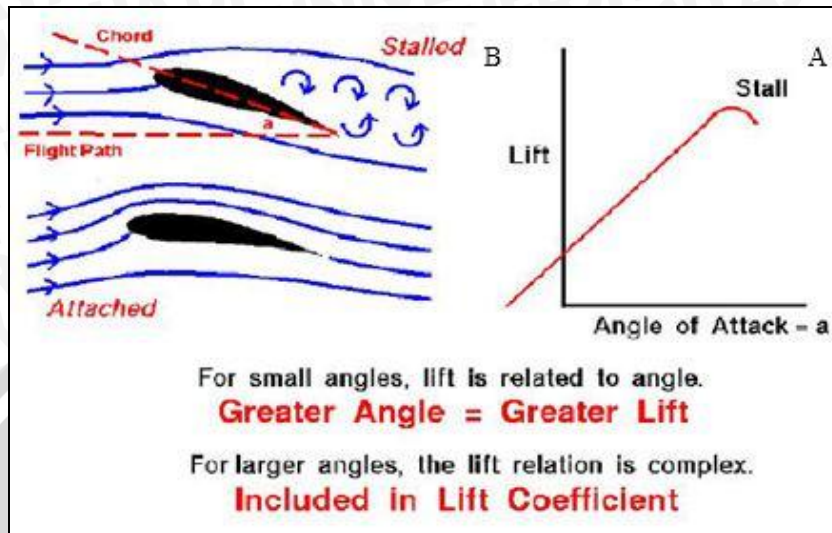


Gambar 2.15 Sudut kemiringan, A. Posisi sayap dengan sudut tertentu pada Pesawat baling baling, B. Posisi geometri airfoil dengan sudut alpha tertentu

Sumber : Ghods, Mehrdard, (2001 : 6)



Sudut serang merupakan sudut dimana *Chord line* menentukan arah kemiringan *Airfoil* dengan datangnya arah kecepatan angin dari depan. Seperti gambar 2.15 dan 2.16 diatas.



Gambar 2.16 Sudut Serang, A. Hubungan Diagram antara α (sudut serang) dengan gaya angkat (*lift*), B. *Airfoil* yang terkena hembusan angin ketika terjadi peningkatan sudut serang
 Sumber : Ghods, Mehrdard, (2001 : 6)

2.6 CFD (Computational Fluid Dynamic)

CFD (*Computational Fluid Dynamic*) adalah ilmu yang mempelajari perilaku dari fluida cair dan gas dalam keadaan terdiam ataupun bergerak sendiri dan interaksinya dengan benda padat atau solid. Mekanika fluida biasanya disebut persoalan fisika klasik terbesar yang sulit ditemukan.

Penggunaan CFD merupakan bagian rutinitas sehari-hari untuk bidang desain aerodinamika dan analisa tentang *aircraft* dan *non aircraft*.

Beberapa *code* telah ditingkatkan yang dimana mereka dapat memprediksi kompleks konfigurasi aliran secara akurat. Ada beberapa software CFD yang digunakan pada proses desain *fluid dynamic*. Salah satunya yang sering dipakai dan dipakai dalam kegiatan penelitian kami adalah *CFX 14.5*.

2.7 Hipotesa

Dengan bertambahnya sudut *Winglet* dan sudut serang pada ujung sayap akan menyebabkan mengecilnya putaran udara atau *vorteks* dan meningkatkan koefisien *lift* atau gaya angkatnya sampai batas sudut kritis atau terlihat *stall*.