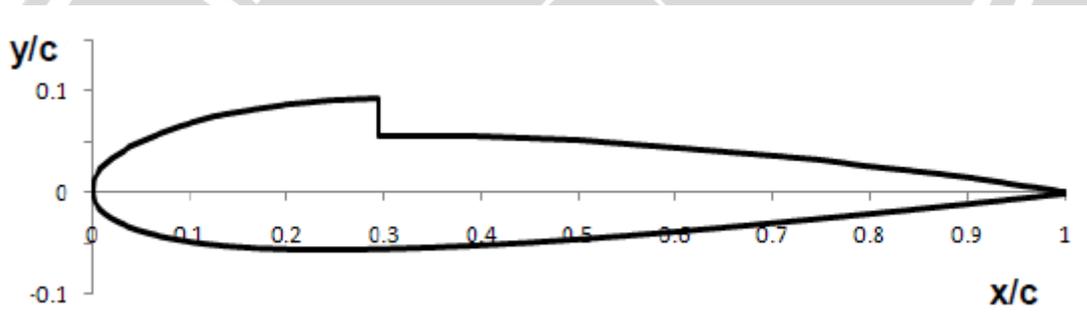


BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Penelitian Sebelumnya

Luiz et al (2014), meneliti airfoil NACA 2415 dengan NACA 2415-3S dengan *viscosity models k-epsilon* yang dirumuskan dari persamaan Navier - stokes dengan Re 300000 dan AOA (*angle of attack*) atau sudut serang $0-16^\circ$ dengan kenaikan masing-masing 4 derajat. Perbandingan ini diasumsikan pada kondisi mesin pesawat dimatikan (*gliding*) untuk airfoil NACA 2415 terhadap NACA 2415-3S saja dan kondisi mesin dihidupkan (*propulsive*) untuk airfoil NACA 2415-3S terhadap NACA 2415 dan NACA 2415-3S pada kondisi melayang.

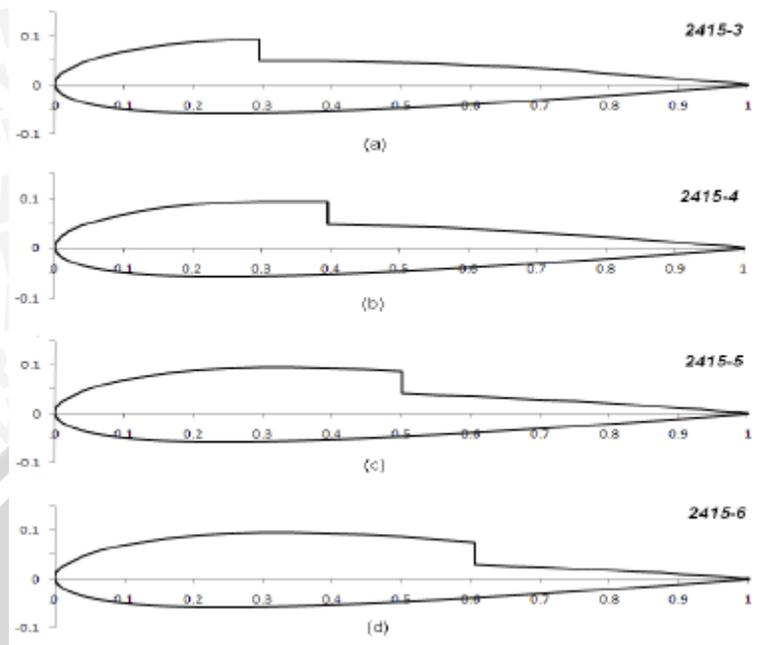


Gambar 2.1 NACA 2415-3S

Sumber : Luiz et al (2014)

Simulasi ini menghasilkan performa airfoil NACA 2415-3S pada kondisi *propulsive* menghasilkan 1,8 kali lebih besar untuk *lift* terhadap AOA dari dari pada kondisi *gliding*.

Luiz et al (2012), meneliti airfoil NACA 2415, NACA 2415-3S, NACA 2415-4S, NACA 2415-5S, NACA 2415-6S dengan eksperimental (*wind tunnel testing*) pada kecepatan 17, 5 m/s yang dibandingkan hasil eksperimental dan numerik (CFD) pada referensi buku.



Gambar 2.2 NACA 2415, NACA 2415-3S, NACA 2415-4S, NACA 2415-5S, NACA 2415-6S

Sumber : Luiz et al (2012)

Dan hasil eksperimen sama baiknya dengan hasil numerik (CFD). Hasil menunjukkan peforma yang tidak jauh berbeda dengan hasil referensi, hanya saja hasil tersebut menunjukkan hasil perbedaan yang signifikan pada peforma setiap airfoil.

Mashud (2012) mensimulasi karakteristik dan peforma airfoil NACA 2415 dengan menambahkan spoiler yang ditambahkan pada *upper surface* dengan variasi jarak $0.5C$, $0.6C$, $0.7C$, $0.8C$, dan $0.9C$ dengan sudut serang $0-15^\circ$. Ini menunjukkan hasil pada meningkatkan C_d dan menurunkan C_l , yang memang diharapkan penelitian tersebut memakai spoiler sebagai fungsi dasar untuk menurunkan C_l .

2.2 CFD (*Computational Fluid Dynamic*)

Mekanika fluida adalah salah satu disiplin ilmu yang mengkaji perilaku dari zat cair dan gas dalam keadaan diam ataupun bergerak dan interaksinya dengan benda padat. Mekanika fluida sering dikatakan sebagai persoalan fisika klasik terbesar yang belum terpecahkan.

Pada zaman sekarang terdapat sebuah metodologi baru yang memberikan solusi dan mengulas secara kompleks masalah mekanika fluida biasanya dikenal sebagai komputasi

dinamika fluida. Pada komputasi ini, dapat dicapai yang mana menggunakan proses persamaan secara numerik.

Pada perkembangan masa depan kecepatan komputer dan kapasitas memori adalah penentu stimulasi persyaratan CFD untuk memecahkan masalah *engineering*.

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*.

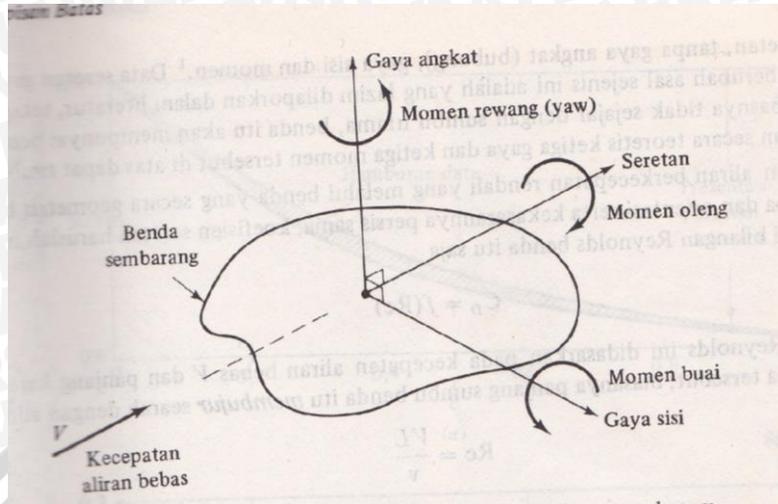
2.3 Mekanika fluida

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 sembarang bentuk bila terbenam di aliran fluida akan mengalami gaya-gaya dan momen-momen dari aliran tersebut. Bila benda itu berbentuk atau orientasinya sembarang, aliran tersebut akan mengerjakan gaya-gaya pada arah dan momen-momen sekeliling 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 (*roling*). Seretan sebenarnya tidak lain daripada rugi aliran, dan harus diatasi apabila benda itu hendak bergerak melawan arus.

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 analisis* hanya membahas *lift* dan *drag* saja.

2.3.2 Kinerja pada Airfoil

Ada beberapa gaya yang menganut hukum III *Newton* (aksi-reaksi) bekerja pada airfoil. *Thrust* atau gaya dorong merupakan aksi yang ditimbulkan mesin untuk gaya awal yang reaksi gaya horizontal yang melawan gaya dorong atau *thrust* adalah *drag* atau gaya hambat.



Gambar 2.4 Gaya aksi-reaksi pada sayap pesawat

Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 4

Seiring dengan terpaan angin dengan sudut serang tertentu pada luasan permukaan airfoil akan menimbulkan perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah sehingga menimbulkan gaya vertikal yang disebut gaya angkat. Pada dasarnya gaya reaksi tersebut hanya timbul dari aksi *thrust* yang membentuk gaya vertikal dan horizontal yang menerpa beberapa luasan sehingga terdapat momen disetiap garis gaya tersebut. Akan tetapi didalam industri pesawat momen tidak dibahas pada bidang *aero-conviguration and analisis* dan akan dibahas lebih lanjut pada bidang *stability and control*.

2.3.2.1 Drag dan Lift

Pada mulanya gaya yang ditimbulkan menganut hukum aksi-reaksi newton yang ditimbulkan oleh aksi gaya dorongan *trust* dari mesin dan mengakibatkan gaya reaksi yaitu grafitasi, *drag* (gaya hambat) dan *lift* (gaya angkat). Sehingga ada beberapa faktor yang mempengaruhi besar kecilnya nilai gaya hambat dan angkat tersebut, seperti *boundary layer* yang mempengaruhi hambatan itu dan kecepatan dari *trust* akan mempengaruhi gaya angkat tersebut.

Drag merupakan *force horizontal* atau gaya hambat yang ditimbulkan dari fungsi *Reynold number* yang akan mengakibatkan terjadinya *boundary layer* atau lapisan batas. Dan gaya angkat itu sendiri didapat dari fungsi kecepatan dan sudut serang (AOA).

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \quad C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \quad \text{Frank M white, 1991; 38} \quad (2-1)$$

Untuk sudut serang tertentu *drag* dan *lift* akan berubah dengan keadaan luasan terpaan angin pada sayap dan akan menjadi fungsi sudut (α) seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.13.

$$\begin{aligned} F_d &= (F_x \cos \alpha) + (F_y \sin \alpha) \\ F_l &= (F_x \sin \alpha) - (F_y \cos \alpha) \end{aligned} \quad \text{Frank M white, 1991; 39} \quad (2-2)$$

Dan apabila untuk sayap dengan *fuselage* atau bentangan terhingga dapat realisasikan dengan satu persamaan dari teori kerjeng udara yang meramalkan bahwa sudut tempuh efektif atau sudut serang (α) mempengaruhi *Coefficient force lift* terhadap bentuk dan luasan bentangan, seperti pada persamaan ini,

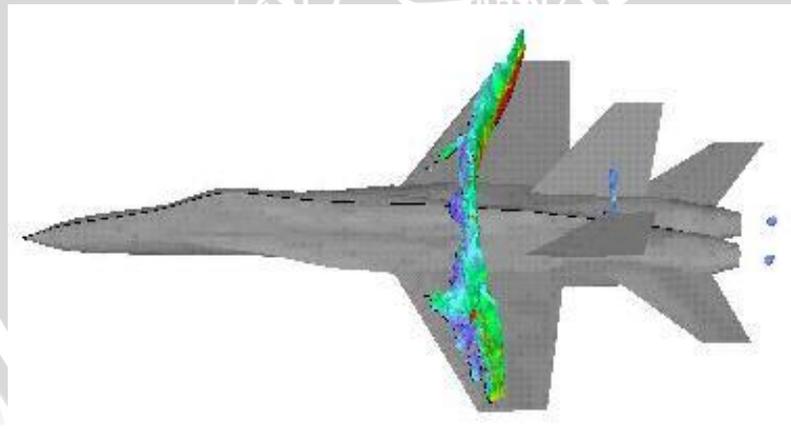
$$C_l \approx \frac{2\pi \sin(\alpha + 2h/c)}{1 + 2/AR} \quad \text{Frank M white, 1991; 51 (2-3)}$$

Jika persamaan ini diterapkan maka gaya angkat yang pada bentangan hingga tersebut menjadi pengaruh terhadap kenaikan koefisien seretan (*coefficient drag*) yang bersangkutan dengan semakin membesarnya sudut serang dan direalisasikan dalam persamaan berikut,

$$C_d \approx C_{d0} + \frac{C_l^2}{\pi AR} \quad \text{Frank M white, 991; 51 (2-4)}$$

2.3.3 Boundary Layer

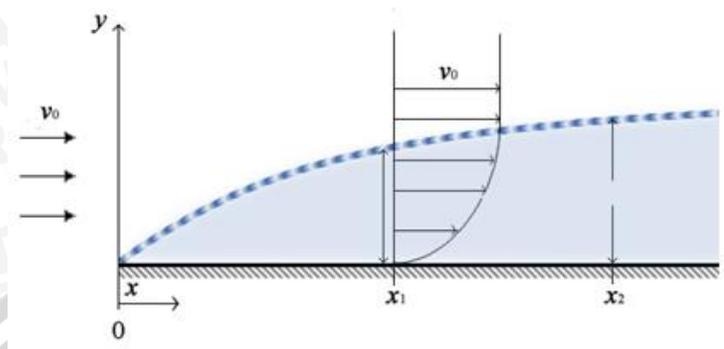
Konsep lapisan batas pertama kali dikemukakan pada tahun 1904 oleh Ludwig Prandtl, seorang ahli aerodinamika Jerman. Sebelumnya, analisa aliran fluida terbagi menjadi dua konsep dasar, yaitu aliran tanpa pengaruh gesekan yang dikemukakan oleh Leonhard Euler seorang ahli hidrodinamika pada tahun 1755. Analisa aliran tanpa gesekan dinyatakan dalam persamaan Euler. Dengan banyaknya kontradiksi pada hasil eksperimennya, persamaan Euler dijelaskan lebih rinci untuk kondisi aliran bergesekan oleh Navier pada tahun 1827, lalu oleh Stokes pada tahun 1845, yaitu persamaan Navier-Stokes.



Gambar 2.5 Fenomena *Boundary Layer* pada sayap pesawat terbang

Sumber : *Theory of Wing Section*, 1958 ; 341

Pada saat aliran fluida bergesekan, terjadilah sebuah gesekan. Pengaruh gesekan akan menimbulkan lapisan batas dan akhirnya disebut dengan boundary layer (lapisan batas).



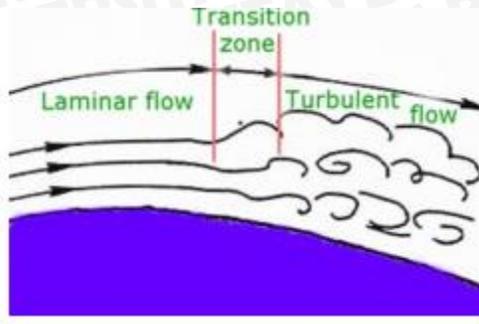
Gambar 2.6 Boundary layer

Sumber : Streeter. L victor, 1986 ; 231

Boundary layer (lapisan batas) adalah suatu lapisan yang terbentuk disekitar penampang yang dilalui oleh fluida tersebut, karena mengalami hambatan yang disebabkan oleh beberapa faktor, seperti kekasaran permukaan, efek- efek viskos, dan luasan permukaan itu semua menjadi fungsi *Reynold Number*.

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

Viskositas adalah kemampuan untuk menahan suatu gesekan (ukuran kekentalan fluida). Hubungan antara viskositas dengan aliran laminar dan turbulen, semakin besar viskositas yang terdapat pada fluida maka semakin kecil gesekan yang terjadi antara fluida dengan permukaan suatu benda sehingga kecepatan aliran antara molekul fluida lebih teratur, ini berarti aliran ini cenderung laminar. Begitupun sebaliknya, semakin kecil viskositas fluida maka alirannya cenderung bergolak (tidak teratur) atau turbulen. Gaya geser yang dibentuk pada lapisan permukaan. Aliran ini sebenarnya juga bergerak dalam ruang dan waktu sehingga penurunannya dilakukan pada arah x , y , z serta t (waktu). Namun pengasumsian aliran fluida bergerak pada *streamline* yang mengalir secara tunak dan gerakan aliran yang mengalami gesekan terjadi hanya pada salah satu bidang sumbu. dan garis batas yang menunjukkan tidak lagi adanya perubahan ketinggian terhadap kecepatan fluida inilah yang disebut *Boundary Layer*. Dimana aliran diluar lapisan batas disebut sebagai *aliran inviscid*.



Gambar 2.7 Jenis aliran yang terjadi pada *boundary layer*

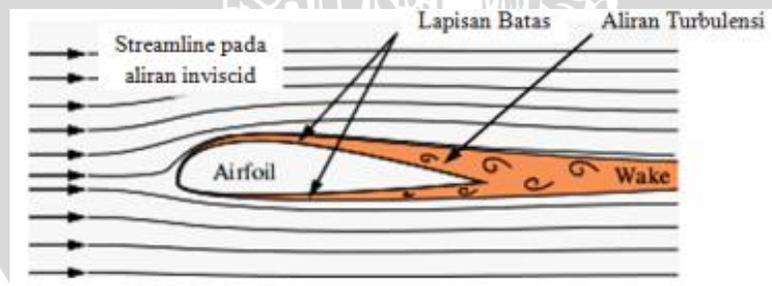
Sumber : Asmaritha et al (2014)

Jenis-jenis aliran yang terjadi bisa berupa aliran laminar, transisi ataupun turbulen. yang membedakan ketiga jenis aliran ini adalah pada rentang nilai bilangan reynoldsnya. rentang nilainya adalah :

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

(Steeter L.victor, 234 ; 1986)

Oleh karena itu setiap aliran bisa mengalami ketiga jenis aliran ini.



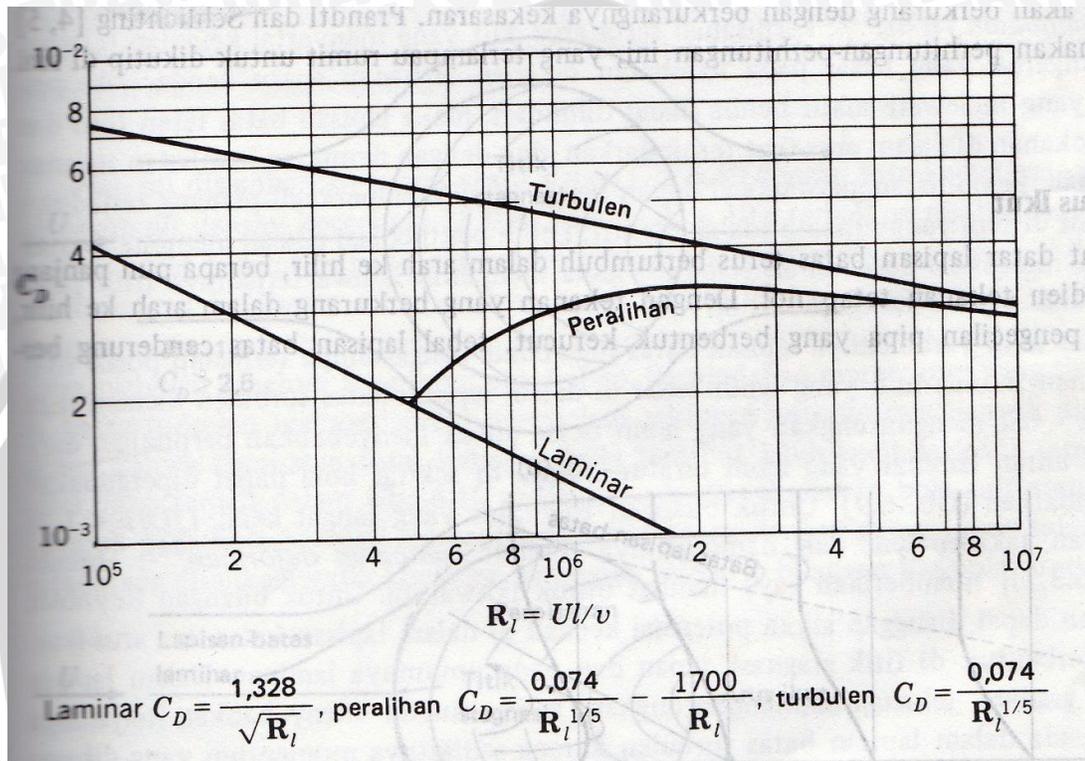
Gambar 2.8 Lapisan batas (*boundary layer*) pada aerofoil

Sumber : Syerli et al (2011)

Sebagai contoh kasus pada aliran yang mengalir pada suatu sudu 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 dan jika semakin banyak gangguan yang dialami maka alirannya akan terus berubah sehingga menyebabkan aliran turbulen.

Grafik 2.1 Hubungan koefisien *drag* dan *reynold number*

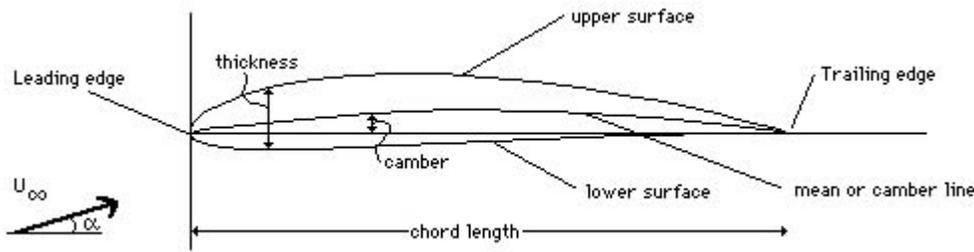


Sumber : Steeter L.victor, 235 ; 1986

Boundary layer dan tegangan geser dapat kita temukan dimana saja, karena kita selalu menggunakan fluida dalam kehidupan sehari-hari

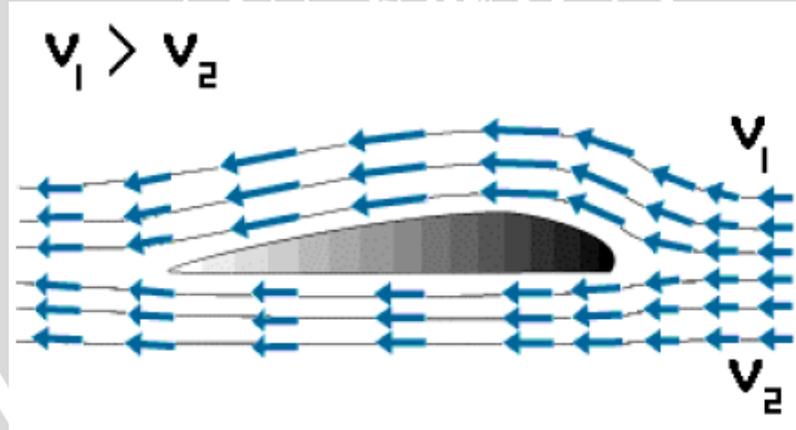
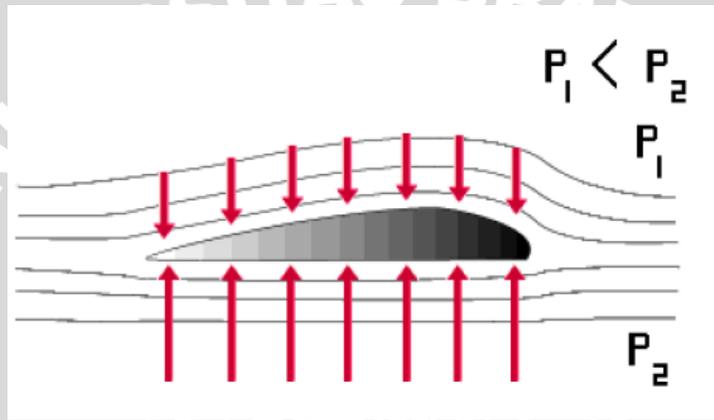
2.4 Struktur Airfoil dan Teorinya

Aerofoil merupakan struktur aerodinamika yang apabila terkena kontak dengan molekul aliran fluida akan menghasilkan gaya angkat. Gaya angkat dapat dihasilkan dari keunikan bentuk aerofoil 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*.



Gambar 2.9 Bagian – bagian aerofoil

Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 7

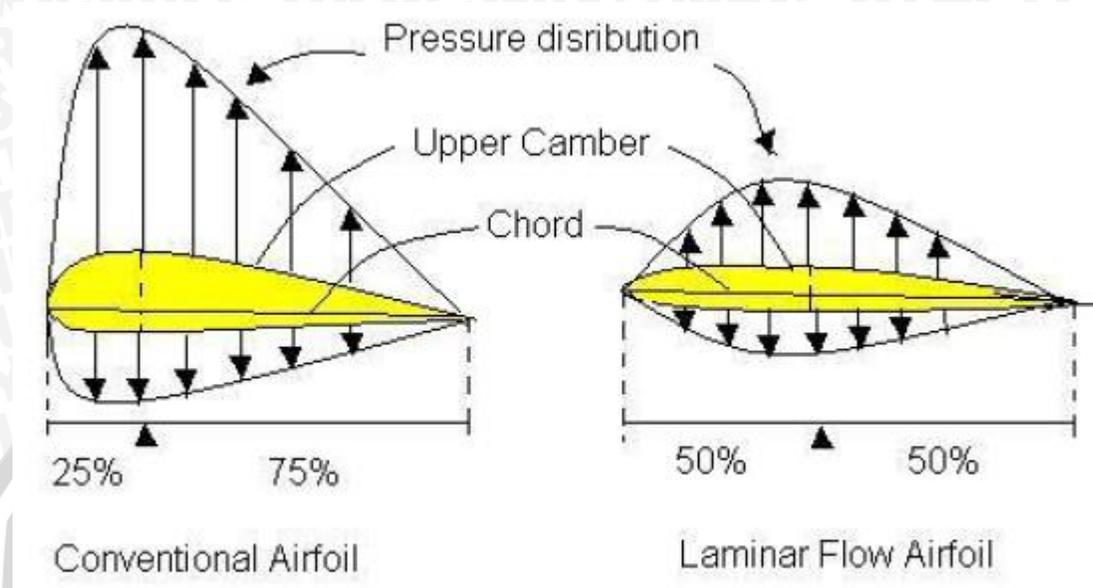


Gambar 2.10 Perbedaan Tekanan dan Kecepatan pada aerofoil

Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 55

Secara umum ada dua perbedaan aerofoil, yaitu aerofoil *conventional* dan aerofoil *laminar*. Aerofoil *laminar* telah banyak direkomendasikan untuk pesawat yang terbang dengan kecepatan tinggi. Biasanya bentuk aerofoil ini lebih tipis, karena membentuk *leading edge* yang mempunyai *point* lebih dan yang mana sisi bawah dan atas aerofoil ini hampir simetri.

Perbedaan terbanyak pada kedua aerofoil ini adalah adalah tebal aerofoil *laminar* dan *conventional* yaitu 1 : 2.



Gambar 2.11 laminar flow airfoil dan conventional airfoil

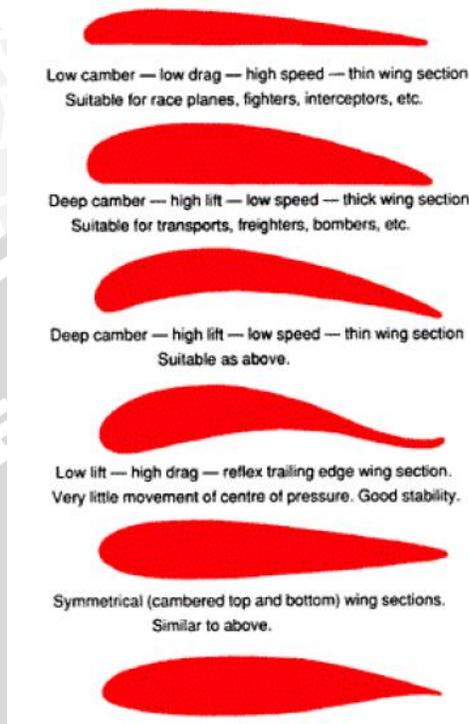
Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 4

Efek yang didapat dari type desain sayap ini untuk pengaturan dari aliran laminar merupakan presetasi terbaik yang didapat untuk mengotrol titik transisi aliran. Distribusi tekanan pada laminar aerofoil dari *leading edge* sampai titik maksimum lengkungan lebih merata dibandingkan aerofoil konvensional. Ini diilustrasikan pada gambar 3.2.

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

CONVENTIONAL AIRFOILS

The following illustrations depict a selection of designs of airfoil sections. These are known as conventional airfoils.



Gambar 2.12 Tipe aerofoil 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. Hal ini dikarenakan pada perang dunia II dunia, kedirgantaraan sangat berarti untuk dukungan perang. NACA mendistribusikan kelengkungan dan ketebalan seri 4 ini diberikan suatu persamaan. Distribusi ini tidak dipilih berdasarkan teori tetapi dipilih berdasarkan formula pendekatan airfoil sebelumnya yaitu airfoil Clark Y.

Pada airfoil NACA 4 series merupakan generasi pertama untuk *design* seluruh airfoil NACA, digit pertama menyatakan persentase maksimum *chamber* (m) terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan posisi maksimum *chamber* (p) pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan 2 digit terakhir menyatakan persentase ketebalan airfoil terhadap *chord* (t). Contoh, NACA 2415 memiliki 0,02 di 0,4C dari *leading edge* dan memiliki 0,15 % *chord*, digit pertama menyatakan

persentase maksimum *chamber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan sepersepuluh posisi maksimum *chamber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan 2 digit terakhir menyatakan persentase ketebalan airfoil terhadap *chord*. Airfoil yang tidak memiliki kelengkungan, dimana *chamber line* dan *chord* berhimpit disebut dengan airfoil *symmetric*. Contohnya NACA 0015 yang memiliki ketebalan 0,15 % *chord*.

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.

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

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

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

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

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

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

Dengan cara diatas kita dapat membuat airfoil NACA 4 series dengan ketebalan tertentu yang dibutuhkan.

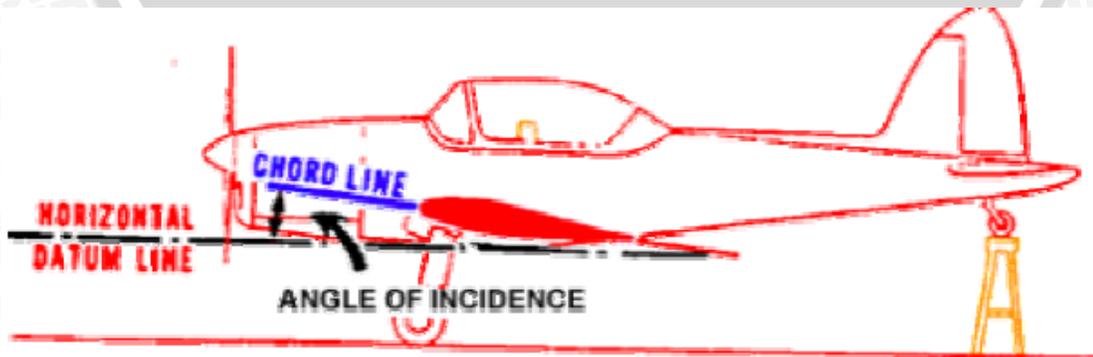
Tabel 2.1 keuntungan dan kerugian NACA 4 series

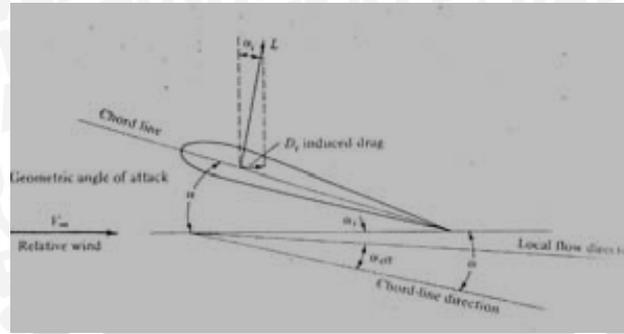
Family	Advantages	Disadvantages	Applications
4-Digit	1. Good stall characteristics 2. Small center of pressure movement across large speed range 3. Roughness has little effect	1. Low maximum lift coefficient 2. Relatively high drag 3. High pitching moment	1. General aviation 2. Horizontal tails Symmetrical: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

Sumber : Theory of Wing Section, 1958

2.5 Sudut serang (AOA)

Sudut kemiringan merupakan sudut yang mana airfoil secara permanen menentukan longitudinal axis penerbangan. Memilih sudut kemiringan dapat merubah jarak pandang terbang, mempertinggi karakteristik landing dan take off, dan menurunkan drag level penerbangan.

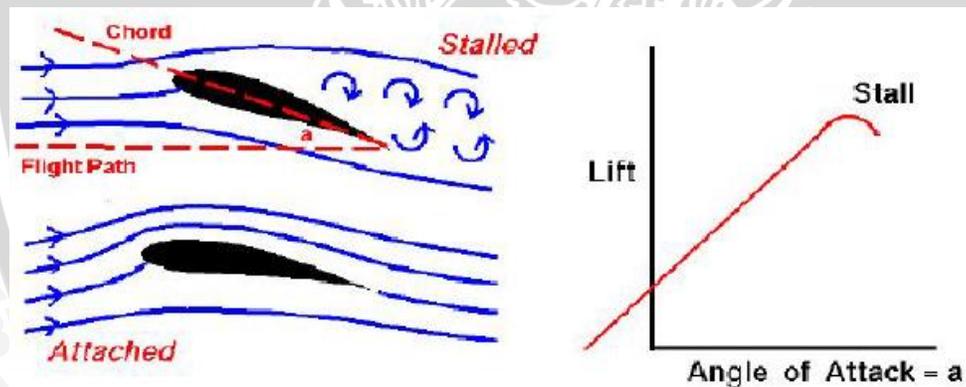




Gambar 2.13 Sudut kemiringan dari aerofoil

Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 6

Sudut kemiringan biasanya diikuti oleh kemiringan sudut serang arah angin yang dimana pemilihan tersebut berdampak oleh hasil rasio *lift* dan *drag* maksimum. Pada dunia modern penerbangan saat ini, disana terdapat sudut kemiringan sedikit yang dimana sudut itu berlawanan sedikit dengan sudut arah serang angin maka akan menimbulkan gaya angkat yang akan mengangkat aerofoil tersebut.



For small angles, lift is related to angle.

Greater Angle = Greater Lift

For larger angles, the lift relation is complex.

Included in Lift Coefficient

Gambar 2.14 Hubungan antara *alpha* (sudut serang) dengan gaya angkat (*lift*)

Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 6

2.6 Model Matematik

K-epsilon (ϵ) model merupakan model matematik yang sering digunakan dalam perhitungan industri. Model ini merupakan model turbulensi semi empiris yang lengkap. Walau pun masih sederhana, memungkinkan untuk dua persamaan yaitu kinetik turbulen (turbulent velocity) dan skala panjang (length scale) ditentukan secara bebas independent). Model ini dikembangkan oleh Jones dan Launder. Kestabilan, ekonomis (dari segi komputansi), dan akurasi yang cukup memadai membuat model ini sering digunakan dalam simulasi fluida dan perpindahan panas.

Variabel transport pertama adalah energi kinetik turbulensi K. Variabel kedua epsilon (ϵ) untuk menentukan energi disipasi. Epsilon (ϵ) berarti persamaan tersebut untuk menentukan skala turbulensi sedangkan K untuk menentukan energi kinetik turbulensi. Oleh karena itu, terdapat 2 formulasi utama pada model persamaan K-epsilon (ϵ) yang digunakan untuk menentukan nilai alternatif secara aljabar persamaan panjang skala turbulensi pada aliran kompleksitas tinggi. Persamaan ini dapat berguna juga dalam menentukan kasus tegangan geser pada aliran berlapis (*boundary layer*) dengan tekanan yang relatif kecil.

K- ϵ model memperkenalkan dua variabel baru ke dalam sistem persamaannya.

Persamaan kontinuitas :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0$$

Dan diturunkan menjadi persamaan momentum :

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = - \frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M$$

Persamaan transport :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} P_b + S_\epsilon$$

Dimana,

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \quad \eta = S \frac{k}{\epsilon}, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

Pada persamaan ini, P_k merupakan energi kinetik turbulensi yang nantinya akan menjadi gradien kecepatan rata-rata, dihitung dengan cara yang sama dengan k- epsilon model. P_b merupakan energi kinetik turbulensi yang nantinya akan menjadi tekanan apung, dihitung dengan cara yang sama dengan k- epsilon model. Sehingga,

Model viscositas turbulensi :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

Dimana :

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{kU^*}{\epsilon}}$$

$$U^* \equiv \sqrt{S_{ij}S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij}\tilde{\Omega}_{ij}}$$

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2\epsilon_{ijk}\omega_k$$

$$\Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \epsilon_{ijk}\omega_k$$

Dimana ini adalah jumlah dari rotasi tensor tertentu yang ditunjukkan pada referensi tertentu dengan satuan kecepatan sudut (ω_k).

Model ini menghasilkan nilai konstan A_0 dan A_i :

$$A_0 = 4.04, \quad A_s = \sqrt{6} \cos \phi$$

$$\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6}W), \quad W = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3}, \quad \tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$$

Dimana nilai mode konstan :

$$C_{1\epsilon} = 1.44, \quad C_2 = 1.9, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.2$$

2.7 Hipotesa

Dengan bertambahnya sudut serang dan bentuk geometri sayap segitiga sama kaki dengan sudut 30° dan 60° (sayap delta) akan menyebabkan distribusi *drag* semakin menepi ke tepi sayap akan semakin kecil sehingga dimungkinkan dengan mengecilnya *drag* maka *lift* akan tinggi.

