

BAB II

TEORI DASAR GAYA ANGKAT AIRFOIL DAN ALIRAN

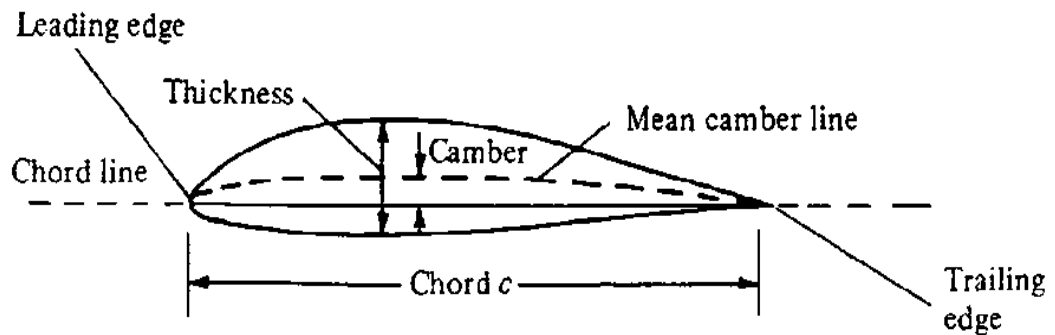
VISKOS

2.1 Airfoil

2.1.1 Definisi airfoil

Setiap seksi potongan pada sayap sebuah pesawat udara pada bidang xz disebut airfoil [1]. Airfoil pada pesawat udara berguna untuk membangkitkan gaya angkat. Gaya angkat yang dibangkitkan adalah akibat adanya perbedaan distribusi tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah airfoil, begitu juga yang terjadi pada momen. Pada tahun 1929, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) memulai kajian tentang karakteristik dari airfoil seri simetrik untuk menemukan bentuk yang paling tepat untuk tujuan tertentu. Airfoil famili dibentuk menurut bidang tertentu yang karakteristiknya telah diuji dan dicatat[8].

Suatu airfoil biasanya terdiri atas: permukaan atas (*Upper Surface*), permukaan bawah (*Lowerer Surface*), *mean camber line*; yang didefinisikan sebagai tempat kedudukan titik-titik antara permukaan atas dan bawah airfoil yang diukur tegak lurus terhadap *mean camber line* itu sendiri, *leading edge*; yaitu titik paling depan pada *mean camber line*, biasanya berbentuk lingkaran dengan jari-jari mendekati $0.02c$, *trailing edge*; adalah titik paling belakang pada *mean camber line*, *camber*; adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dan garis *chord* yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*, ketebalan (*thickness*); adalah jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord* [1]. Ilustrasi sebuah airfoil dapat dilihat pada gambar 2.1.



Gambar 2.1 Airfoil

2.1.2 Gaya angkat, gaya hambat, dan momen

Airfoil yang melewati aliran udara akan mengalami gaya gesek akibat viskositas udara dan terjadi juga perbedaan distribusi tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah airfoil. Gaya gesek inilah yang menyebabkan timbulnya gaya hambat gesek pada airfoil.

Airfoil mengalami resultan gaya yang bekerja pada satu titik acuan yang dinamakan titik aerodinamika (*aerodynamic centre*). Resultan gaya dapat diuraikan pada arah sejajar dan tegak lurus terhadap arah aliran udara sebagai berikut:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (1)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2)$$

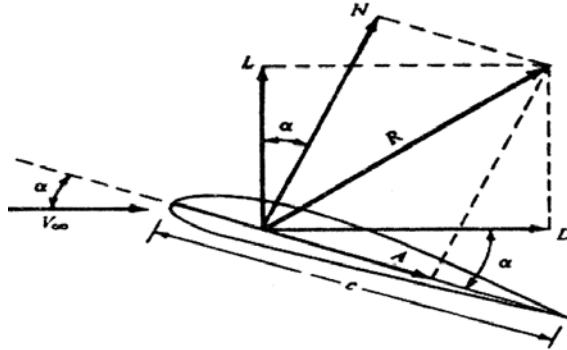
dengan:

L = Gaya angkat, gaya yang tegak lurus terhadap V_∞

D = Gaya hambat, gaya yang searah dengan V_∞

N = Gaya normal, komponen R yang tegak lurus terhadap c

A = Gaya aksial, komponen R yang sejajar dengan c



Gambar 2.2 Resultan gaya-gaya aerodinamika dan komponen gaya pada sumbu-x dan sumbu-y

Untuk keperluan aplikasi yang lebih umum, dirumuskan gaya dan momen nondimensional sebagai berikut:

$$\text{Koefisien gaya angkat} \quad C_l \equiv \frac{L'}{qS} \quad (3)$$

$$\text{Koefisien gaya hambat} \quad C_d \equiv \frac{D'}{qS} \quad (4)$$

$$\text{Koefisien gaya momen} \quad C_m \equiv \frac{M'}{qSl} \quad (5)$$

l adalah panjang referensi, pada airfoil l adalah panjang chord. q adalah tekanan dinamik yang besarnya:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (6)$$

Dengan demikian, gaya angkat, gaya hambat, dan momen dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$\text{Gaya angkat} \quad L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 C_l S \quad (7)$$

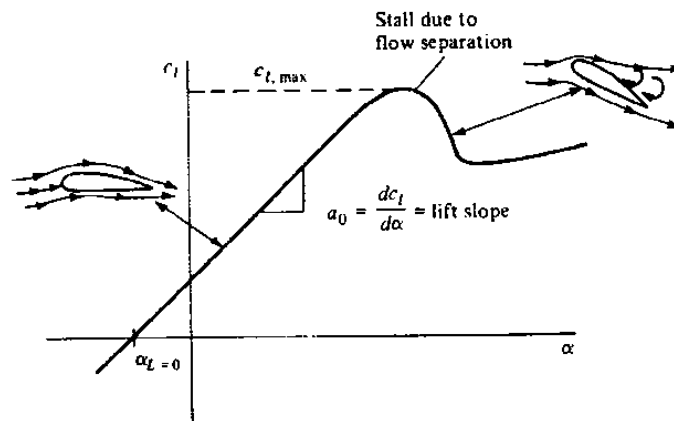
$$\text{Gaya Hambat} \quad D = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 C_d S \quad (8)$$

$$\text{Momen} \quad M = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 C_m S c \quad (9)$$

2.1.3 Karakteristik airfoil

Karakteristik aerodinamika airfoil diperoleh dari hasil eksperimen. Karakteristik aerodinamika biasanya dimodelkan dengan grafik koefisien gaya angkat vs sudut serang (C_l vs α), koefisien gaya hambat vs sudut serang (C_d vs α), koefisien gaya angkat vs koefisien gaya hambat (C_l vs C_d), koefisien momen vs sudut serang (C_m vs α), dan efiseinsi aerodinamika vs sudut serang (C_l/C_d vs α).

Koefisien gaya angkat (C_l) dipengaruhi oleh disain bentuk *camber* dari airfoil. C_l yang dihasilkan oleh suatu airfoil bervariasi secara linear dengan sudut serang (α) tertentu. Kemiringan garis ditandai dengan α_0 yang disebut *lift slope*. Pada daerah ini aliran udara bergerak dengan mulus dan masih menempel pada hampir seluruh permukaan airfoil. Dengan bertambah besarnya α , aliran udara cenderung untuk sedikit demi sedikit meninggalkan permukaan atas airfoil, membentuk ulakan besar “*dead air*” di belakang airfoil. Fenomena ini disebut separasi. Pada aliran separasi ini, aliran udara berputar dan sebagian aliran bergerak ke arah yang berlawanan dengan aliran *freestream* disebut juga *reversed flow*. Aliran yang berpisah merupakan efek dari viskositas. Konsekuensi dari perpisahan aliran pada α tinggi adalah pengurangan gaya angkat atau C_l dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*, kondisi ini disebut kondisi *stall*. Harga maksimum dari C_l berada pada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan $C_{l \max}$. $C_{l \max}$ merupakan aspek yang cukup penting dari performa airfoil, karena menentukan kecepatan *stall* pesawat udara khususnya saat fasa terbang kritis yaitu terbang tinggal landas dan mendarat.



Gambar 2.3 Skema variasi koefisien gaya angkat oleh sudut serang pada airfoil

2.2 High Lift Device

2.2.1 Definisi *high lift device*

High lift device (HLD) adalah peralatan mekanikal yang merupakan bagian dari airfoil yang ditujukan untuk menambah koefisien gaya angkat pada sayap. Sayap membutuhkan koefisien gaya angkat yang cukup tinggi saat fasa terbang tinggal landas, *initial climb*, *final approach*, dan pendaratan. Pada umumnya koefisien gaya angkat yang dihasilkan airfoil tidak cukup untuk memenuhinya. Oleh karena itu, airfoil direkayasa sedemikian rupa sehingga pada fasa terbang tersebut airfoil dapat memproduksi gaya angkat tambahan. Koefisien gaya angkat tambahan airfoil diperoleh dengan cara menambah kelengkungan (*camber*) airfoil, yaitu dengan merekayasa airfoil menjadi beberapa elemen yang dapat didefleksikan. Jika elemen ini terletak pada bagian depan airfoil maka elemen ini disebut *leading edge high lift device* dan bila elemen ini terletak pada bagian belakang airfoil maka elemen ini disebut *trailing edge high lift device*.

2.2.2 Jenis-jenis *high lift device*

HLD terdiri dari *leading edge high lift device* dan *trailing edge high lift device*.

Leading edge high lift device

Jenis-jenis *leading edge high lift device* adalah sebagai berikut:

a. Fixed slot

Pada *fixed slot* terdapat celah kecil yang dapat dilalui udara dari permukaan bawah ke permukaan atas, sehingga memungkinkan airfoil beroperasi pada α tinggi. Penambahan C_{lmax} sekitar 0.1 atau 0.2. Aliran udara yang melewati slot memberikan energi hingga lapisan batas bergerak lebih lambat, sehingga menunda kecenderungan separasi aliran udara pada bagian *trailing edge*.

b. Extensible slot

Pada prinsipnya *Extensible flap* memiliki performa yang sama dengan *fixed slot*, tapi lebih efisien karena posisi slot dapat diatur untuk mendapatkan harga C_{lmax} yang optimum. Penambahan C_{lmax} dapat mencapai sekitar 0.9.

c. Leading edge flap

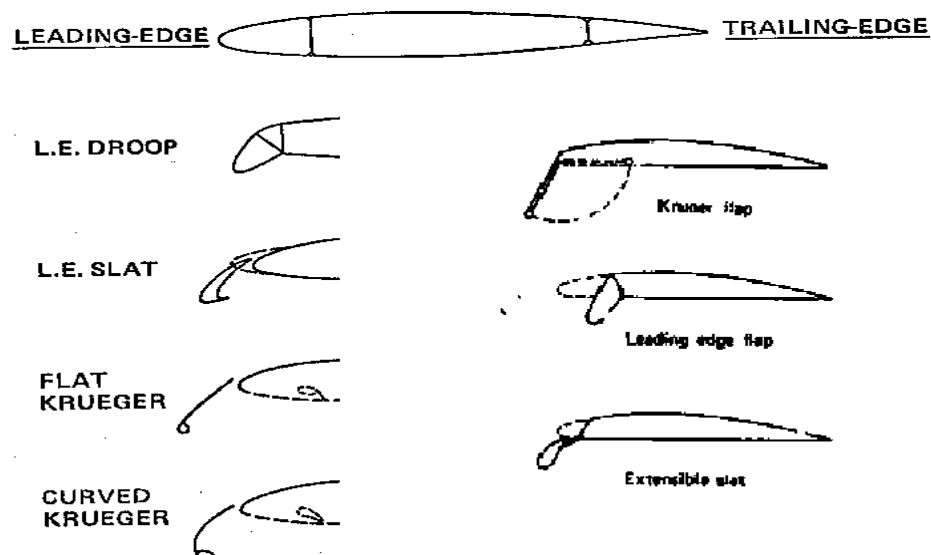
Leading edge flap pada prinsipnya sama dengan *trailing edge flap*, yaitu menambah kelengkungan dan koefisien gaya angkat airfoil. *Leading edge flap* dioperasikan dengan mendefleksikan *leading edge* pada engsel yang terletak beberapa persen *chord* (0.1c s.d. 0.15c) dari *leading edge* airfoil. Penambahan C_{lmax} dapat mencapai sekitar 0.6.

d. Leading edge droop

Leading edge droop merupakan manipulasi *leading edge* airfoil dengan cara menekuk *leading edge* ke arah bawah, sehingga bagian bawah *leading edge* mempunyai gradien permukaan yang lebih tinggi (seperti lipatan).

e. *Kruger type leading edge flap*

Merupakan jenis *leading edge device* yang lebih ringan dan lebih sederhana dibanding yang lain, karena kruger flap hanya memiliki dua tipe posisi, yaitu posisi *cruise* dan *extended*. Saat posisi *extended* flap diayunkan ke bawah dan ke depan. Efisiensi aerodinamika yang dihasilkan saat take-off buruk untuk pesawat twin engine, hal ini berkebalikan dengan pesawat dengan empat engine. Keuntungan kruger flap adalah saat posisi *cruise*, dikarenakan tidak adanya celah dan diskontinuitas pada leading edge sehingga aliran laminar tetap terjaga.



Gambar 2.4 *Leading edge device Trailing edge high lift device*

Trailing edge high lift device

Flap dibagi menjadi dua tipe, yaitu “powered” and “unpowered” (untuk membedakan flap jet dan flap mekanik). Flap jet dapat memproduksi C_{lmax} yang lebih besar dibanding dengan flap mekanik, karena flap jet menghasilkan energi dan momentum yang lebih besar dibanding flap mekanik.

a. *Split flap*

Split flap dioperasikan dengan mendefleksikan bagian bawah trailing edge, sehingga bagian bawah trailing edge terbuka. Untuk sudut defleksi kurang dari 70° gaya angkat yang akan terjadi akan lebih dominan dibandingkan gaya hambat. Ketika sudut defleksi bertambah besar maka gaya hambat akan semakin besar dengan sedikit penambahan gaya angkat akibat aliran turbulen di balik airfoil.

b. *Plain Flap*

Tipe plain flap adalah tipe paling sederhana diantara jenis flap. Prinsip kerjanya dengan cara menambah kelengkungan airfoil dengan mendefleksikan seluruh bagian trailing edge pada sumbu putar tertentu. Penambahan koefisien gaya angkat akan terjadi pada sudut serang yang diberikan. Pada saat yang bersamaan gaya hambat akan bermabah juga dan *center of pressure* akan bergeser ke belakang dan menghasilkan *nose down pitching moment*.

c. *Fowler flap*

Fowler flap adalah flap yang dapat diperpanjang, ketika didefleksikan fowler flap akan menambah kelengkungan camber dan memperpanjang *chord* aslinya sehingga koefisien gaya angkatnya bertambah sebanding dengan pertambahan kelenkungan camber dan panjang *chord*.

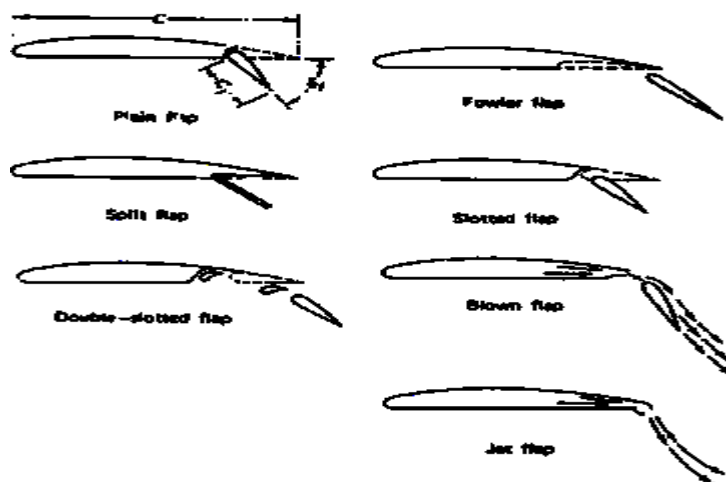
d. *Slotted flap*

Slotted flap adalah jenis flap yang paling populer pada pesawat terbang. Slotted flap memberikan penambahan koefisien gaya angkat yang lebih berarti dibandingkan jenis flap yang lain. Ketika slotted flap dioperasikan, maka akan terbentuk celah kecil antara main airfoil dengan leading edge flap. Celah ini berguna untuk menghasilkan udara

berenergi tinggi yang akan mengalir dari permukaan bawah airfoil ke permukaan atas flap. Udara berenergi tinggi ini akan mempercepat aliran udara di atas flap. Sehingga menunda terjadinya separasi aliran udara pada airfoil. Hal ini adalah salah satu faktor yang mempengaruhi penambahan koefisien gaya angkat pada airfoil dengan slotted flap. Faktor yang lain adalah penambahan kelengkungan camber airfoil. Jenis-jenis slotted flap adalah single slotted, double slotted, dan triple slotted flap.

e. Blown flap

Merupakan flap jenis *slotted* yang ditambah dengan tiupan pada flap bagian atas (*powered*). Sehingga flap dapat menambah koefisien gaya angkat pada sudut defleksi flap yang tinggi.



Gambar 2.5 Trailing edge device

2.2.3 Konsep penambahan gaya angkat *high lift device* [2]

Efek slat

Pada konfigurasi *leading edge* HLD, misalnya pada slat, slat memberikan kontribusi pada gaya angkat total. Berdasarkan teorema Joukowski, gaya angkat pada slat

dapat dipresentasikan dalam besaran sirkulasi. Sirkulasi pada slat mengimbas kecepatan pada elemen hilir (airfoil utama), menurunkan kecepatan pada elemen tersebut dan mengurangi *pressure peak*. Penurunan *pressure peak* pada airfoil mengurangi kontribusi gaya angkat airfoil utama terhadap gaya angkat total. Sirkulasi airfoil utama dilain pihak mengimbas kecepatan tinggi pada slat yang menyebabkan peningkatan tekanan negatif pada slat. Adanya tekanan yang lebih negatif pada slat menyebabkan peningkatan c_l yang dibangkitkan slat.

Efek sirkulasi

Adanya suatu mekanisme perubahan medan aliran di sekitar elemen hulu, misalnya pada slat atau pada airfoil utama untuk konfigurasi *singgle slotted flap*, mempengaruhi distribusi tekanan pada elemen hilir. Untuk konfigurasi airfoil dengan slat, sirkulasi pada airfoil utama akan mengimbas medan aliran *upwash* disekitar slat. Secara efektif, superposisi aliran disekitar slat dan medan aliran *upwash* menyebabkan slat berada pada sudut serang yang lebih tinggi. Penerapan kondisi Kutta pada slat menyebabkan udara mengalir lebih cepat pada permukaan atas slat. Dengan demikian slat berada dalam medan kecepatan tinggi. Medan aliran kecepatan tinggi ini memberikan peningkatan sirkulasi pada slat dan meningkatkan c_l slat. Kasus yang sama terjadi untuk airfoil dengan flap, dimana airfoil utama berada pada medan aliran kecepatan tinggi.

Dumping effect

Pada airfoil, aliran udara akan mengalami kondisi stagnasi di titik stagnasi, kemudian dipercepat hingga mencapai suatu harga maksimum, diperlambat, kemudian dilepas dari permukaan, misalnya pada *trailing edge*, dan dipercepat kembali hingga mencapai kecepatan *aliran bebas*. Untuk beberapa kasus, aliran udara dapat pula mengalami *heating*, *suction*, atau re-energisasi sebelum lepas pada *trailing edge*. Dengan

kata lain, aliran udara mengalami beberapa proses fisika sebelum di-*dump*. Kecepatan aliran pada saat di-*dump* ini disebut *dumping velocity*.

Pada *multy-element* airfoil, adanya kecepatan imbas akibat pengaruh elemen hilir menyebabkan elemen hulu berada pada medan aliran kecepatan tinggi. Dalam kondisi ini, aliran udara pada elemen tersebut dapat dilepaskan dengan *dumping velocity* yang tinggi. *Dumping velocity* yang tinggi menyebabkan penurunan *pressure rise* pada elemen hilir, sehingga mengurangi kecenderungan separasi aliran pada elemen tersebut.

Pengaruh *dumping velocity* dapat diamati pada airfoil dengan slat. *Pressure peak* yang sangat tinggi pada slat menaikkan *dumping velocity* pada *trailing edge* elemen tersebut. *Dumping velocity* yang tinggi menurunkan *pressure rise* pada elemen hilir, yang memberikan *adverse presssure gradient* yang lebih ‘aman’ terhadap separasi. Hasilnya adalah dengan konfigurasi tersebut dapat diperoleh $C_{l\ max}$ yang lebih tinggi dengan α_s yang lebih tinggi.

Off-surface pressure recovery

Pada multi elemen airfoil, *wake* yang terbentuk dari elemen hulu akan melalui elemen hilir. *Wake* dapat saja terpisah dari lapisan batas elemen hilir atau bergabung (*merging*) membentuk *confluent boundary layer*. Keadaan ini tergantung dari *gap* antara elemen *upstream* dengan *downstream*. Biasanya *confluent boundary layer* terbentuk bila *gap* antara kedua elemen tersebut cukup kecil. *Wake* lebih tahan terhadap *adverse pressure gradient* dibandingkan lapisan batas.

Fresh-boundary-layer effect

Pada multi elemen airfoil, pembentukan lapisan batas dimulai pada titik stagnasi masing-masing elemen. Untuk jarak yang lebih pendek akan diperoleh lapisan batas yang

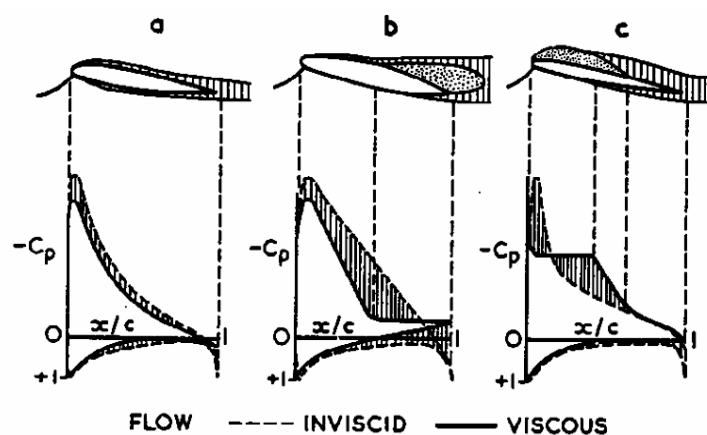
lebih tipis pada saat memasuki daerah *adverse pressure gradient* masing-masing elemen. Sehingga dengan memecah lapisan batas menjadi beberapa bagian yang lebih pendek, seperti pada multi elemen airfoil, dapat menunda terjadinya separasi serta meningkatkan gaya angkat yang dapat dibangkitkan.

Pada dasarnya efek viskositas dari gap adalah adanya kehadiran wake dari masing-masing elemen sistem. Wake ini diperkirakan menyediakan efek redaman pressure peak pada elemen hulu, sehingga mengurangi kecendrungan pemisahan aliran. Tetapi, wake sering juga bergabung dengan boundary layer pada trailing edge. Menghasilkan confluent boundary layer yang lebih tebal dari pada boundary layer biasa, jadi kemungkinan untuk separasi meningkat. Sehingga dengan alasan ini pengoptimasian gap memerlukan keseimbangan antara efek inviscid dan efek viskos.

2.3 Aliran Viscous

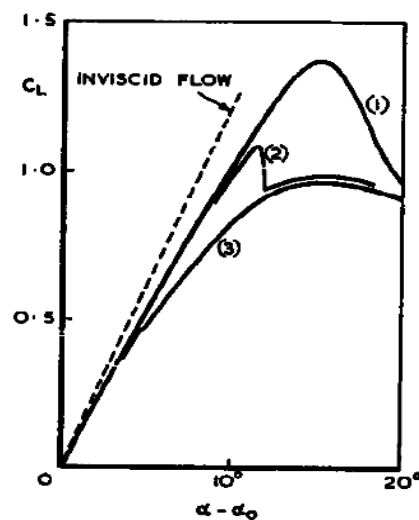
2.3.1 Efek aliran viscous pada airfoil

Karakteristik aliran disekitar airfoil ketika mendekati gaya angkat maksimum untuk aliran inviscid dan aliran viscous adalah sebagai berikut.



Gambar 2.6 Karakteristik aliran inviscid dan viscous pada airfoil

Gambar (a) mengilustrasikan lapisan batas dan *wake* yang menempel pada permukaan sehingga berpengaruh terhadap distribusi tekanan dan gaya angkat yang terjadi berkurang. Hal ini dapat diketahui melalui kemiringan garis gaya angkat aktual (aliran viscous) yang lebih kecil dari kemiringan garis gaya angkat pada aliran inviscid (gambar 2.7).

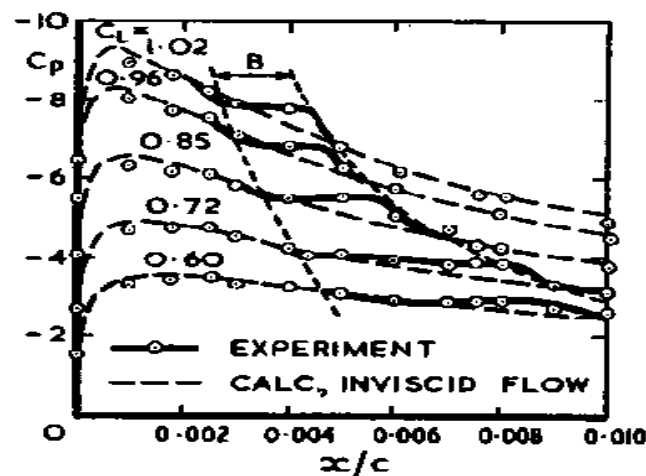


Gambar 2.7 Lift slope untuk aliran inviscid dan viscous pada airfoil

Separasi aliran pada aliran dua dimensional menyebabkan separasi pada permukaan sehingga membentuk 'bubbles' (gelembung). Pemisahan aliran dimulai dari dekat *trailing edge* dan bergerak ke depan dengan bertambahnya sudut serang. Gelembung separasi kemudian bertambah panjang melewati *trailing edge* sampai menjadi *wake*, lihat ilustrasi (b). pemisahan di bagian belakang membentuk kurva gaya angkat yang 'smoothly rounded', kondisi maksimumnya terjadi ketika gelembung telah terbentuk dan cukup besar.

Pada airfoil jenis lain, separasi aliran dapat terjadi dimulai dari *leading edge* dan membentuk gelembung separasi yang panjang, kemudian alirannya akan menempel

kembali kepermukaan pada bagian hulu (*trailing edge*). *Leading edge separation* membentuk sedikit '*kink*' (kekusutan), lihat ilustrasi (c), ketika gelembung pertama kali muncul dan kemudian kurva kembali mulus ketika kondisi maksimum terjadi yaitu ketika gelembung cukup panjang dan bertambah luas sekitar setengah chord.



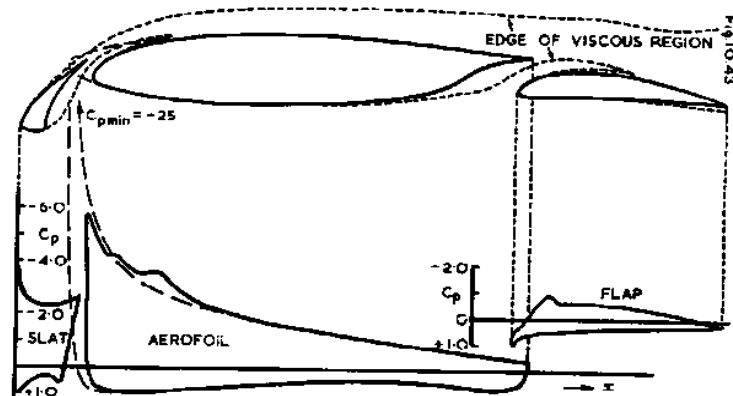
Gambar 2.8 Distribusi tekanan pada aliran inviscid akibat adanya '*separation bubble*'

Pada kondisi tertentu, terjadi pemisahan aliran pada *leading edge* sehingga membentuk gelembung pendek yang kembali menempel pada permukaan dalam 0.5% atau 1% *chord* airfoil dan menyebabkan deviasi dari distribusi tekanan yang diberikan dari pendekatan aliran inviscid. Hasil tes yang dilakukan oleh G. B. McCullough & D. D. Gault (1951) ditunjukkan pada gambar 2.8. bagian pada lapisan batas yang melintang mengindikasikan adanya gelembung pada tanda "B" (gambar 2.8). Panjang gelembung sesuai dengan konsep dan asumsi yang diajukan oleh M. Gaster (1966). Gelembung terlihat jelas mempengaruhi kurva tekanan pada aliran inviscid. Tekanan di bagian depan gelembung cenderung konstan dan kemudian tekanan meningkat ketika gelembung menempel kembali pada permukaan, kemudian tekanan pada bagian hilir gelembung kembali mendekati aliran inviscid. Gelembung pendek kemungkinan merupakan

mekanisme transisi ke lapisan batas turbulen setelah aliran udara menempel kembali pada permukaan airfoil. Ini berarti terbentuknya peningkatan tekanan. Airfoil berada pada kondisi 'stall' ketika gelembung terbuka, yaitu ketika medan aliran membutuhkan peningkatan koefisien tekanan lebih besar dari 0.35.

2.3.2 Efek aliran *viscous* pada airfoil dengan HLD

Pada konfigurasi airfoil dengan slat dan single slotted flap, celah antara flap dengan airfoil utama dapat menyebabkan aliran udara mengalir melulainya. Aliran udara yang melalui celah mengalir dari permukaan bawah airfoil utama ke permukaan atas flap. Kondisi ini dapat menunda separasi dari lapisan batas pada permukaan atas yang memiliki *adverse pressure gradient* yang tinggi. Aliran udara pada slot dipercepat sehingga menurunkan tekanan pada airfoil utama dan slat. Oleh karena itu, pada airfoil utama, *adverse pressure gradient* yang terbentuk lebih kecil.



Gambar 2.9 Aliran *viscous* pada airfoil dengan HLD

Wake dari slat bercampur dengan lapisan batas pada airfoil utama dan *wake* pada airfoil utama bercampur dengan lapisan batas pada flap, lihat gambar 2.9.

Hal yang perlu diperhatikan pada airfoil dengan konfigurasi *slotted flap* ialah pengaturan *gap*. Kebutuhan akan gaya angkat yang tinggi pada penggunaan *slotted flap* dapat tereduksi akibat penempatan posisi *gap* yang tidak optimal. Lapisan batas pada flap akan bergabung dengan *wake* dari airfoil utama. Jika *gap* terlalu besar maka gaya angkat akan turun sesuai dengan *trend* pada aliran inviscid, yang akan ditambah dengan kehilangan kondisi viscous pada flap. Jika *gap* terlalu kecil, lapisan viscous bergabung dan mengurangi efektifitas dari slot dan mengurangi gaya angkat [7].