

Ingat kembali bahwa koefisien *drag* sama dengan *drag* yang dihasilkan oleh tekanan dinamik yang bekerja pada daerah dengan luas A . Artinya, $C_D = \frac{1}{2} \rho U^2 A C_D = \frac{1}{2} \rho U^2 A$ jika $C_D = 1$. Benda-benda yang tidak *streamlined* pada umumnya mempunyai koefisien *drag* pada tingkatan ini.

9.4 Lift (Gaya Angkat)

Seperti ditunjukkan dalam Subbab 9.1, setiap benda yang bergerak melalui sebuah fluida akan mengalami gaya netto dari fluida pada benda. Untuk benda yang simetris, gaya ini akan terjadi dalam arah aliran bebas—yaitu sebuah *drag*, \mathcal{D} . Jika benda tersebut tidak simetris (atau jika benda tersebut bukan suatu medan aliran yang simetris, seperti aliran di sekitar bola yang berputar), akan terdapat pula sebuah gaya yang normal terhadap aliran bebas—yaitu sebuah *lift*, \mathcal{L} . Banyak upaya telah dilakukan untuk memahami berbagai sifat dari pembentukan *lift*. Beberapa benda, seperti airfoil, dirancang untuk menghasilkan *lift*. Sedangkan sebagian benda lainnya dirancang untuk mengurangi timbulnya *lift*. Sebagai contoh, *lift* pada sebuah mobil cenderung mengurangi gaya kontak antara roda dengan tanah, yang menyebabkan pengurangan dari traksi dan kemampuan berbelok. Perancang mobil selalu berusaha mengurangi *lift* seperti ini.

9.4.1 Distribusi Tekanan Permukaan

Lift dapat ditentukan dari Persamaan 9.2 jika distribusi tekanan dan tegangan geser dinding di sekitar benda diketahui. Seperti yang ditunjukkan dalam Subbab 9.1, data seperti itu biasanya tidak diketahui. Biasanya, *lift* diberikan dalam bentuk koefisien *lift*.

Koefisien lift adalah bentuk tak berdimensi dari lift.

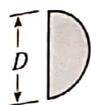
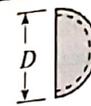
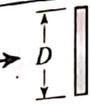
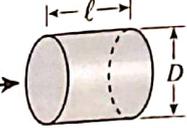
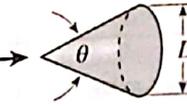
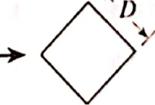
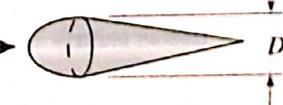
$$C_L = \frac{\mathcal{L}}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} \quad (9.39)$$

yang diperoleh dari percobaan, analisis tingkat lanjut atau pertimbangan numerik. Koefisien *lift* adalah sebuah fungsi dari parameter tak berdimensi yang tepat dan, seperti pada koefisien *drag*, dapat ditulis sebagai

$$C_L = \phi(\text{bentuk}, Re, Ma, Fr, \epsilon / \ell)$$

Koefisien lift adalah fungsi dari parameter tak berdimensi lainnya.

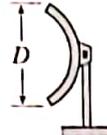
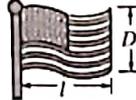
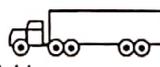
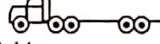
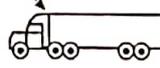
Bilangan Froude, Fr , menjadi penting hanya jika terdapat permukaan bebas, seperti sebuah “sayap” di bawah air yang digunakan untuk menopang sebuah kapal hidrofoil berkecepatan tinggi. Seringkali kekasaran permukaan, ϵ , relatif tidak penting dalam kaitan dengan *lift*—kekasaran tersebut lebih mempunyai efek pada *drag*. Bilangan Mach, Ma , penting dalam aliran-aliran subsonik yang relatif sangat cepat dan dalam aliran supersonik (yaitu jika $Ma > 0,8$), dan efek bilangan Reynolds sering kali tidak besar. Parameter yang paling penting yang mempengaruhi koefisien *lift* adalah bentuk benda. Banyak upaya telah dilakukan dalam merancang secara optimal bentuk-bentuk peralatan yang menghasilkan *lift*. Kita akan menekankan pada efek bentuk terhadap *lift*—efek dari parameter tak berdimensi lainnya dapat dijumpai pada literatur (Ref. 13,14, 29).

Bentuk	Daerah referensi A	Koefisien drag C_D	Bilangan Reynolds $Re = \rho U D / \mu$										
 Setengah bola padat	$A = \frac{\pi}{4} D^2$	→ 1,17 ← 0,42	$Re > 10^4$										
 Setengah bola berlubang	$A = \frac{\pi}{4} D^2$	→ 1,42 ← 0,38	$Re > 10^4$										
 Piringan tipis	$A = \frac{\pi}{4} D^2$	1,1	$Re > 10^3$										
 Batang bundar sejajar aliran	$A = \frac{\pi}{4} D^2$	<table border="1"> <thead> <tr> <th>l/D</th> <th>C_D</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0,5</td> <td>1,1</td> </tr> <tr> <td>1,0</td> <td>0,93</td> </tr> <tr> <td>2,0</td> <td>0,83</td> </tr> <tr> <td>4,0</td> <td>0,85</td> </tr> </tbody> </table>	l/D	C_D	0,5	1,1	1,0	0,93	2,0	0,83	4,0	0,85	$Re > 10^5$
l/D	C_D												
0,5	1,1												
1,0	0,93												
2,0	0,83												
4,0	0,85												
 Kerucut	$A = \frac{\pi}{4} D^2$	<table border="1"> <thead> <tr> <th>θ derajat</th> <th>C_D</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>10</td> <td>0,30</td> </tr> <tr> <td>30</td> <td>0,55</td> </tr> <tr> <td>60</td> <td>0,80</td> </tr> <tr> <td>90</td> <td>1,15</td> </tr> </tbody> </table>	θ derajat	C_D	10	0,30	30	0,55	60	0,80	90	1,15	$Re > 10^4$
θ derajat	C_D												
10	0,30												
30	0,55												
60	0,80												
90	1,15												
 Kubus	$A = D^2$	1,05	$Re > 10^4$										
 Kubus	$A = D^2$	0,80	$Re > 10^4$										
 Benda streamline	$A = \frac{\pi}{4} D^2$	0,04	$Re > 10^5$										

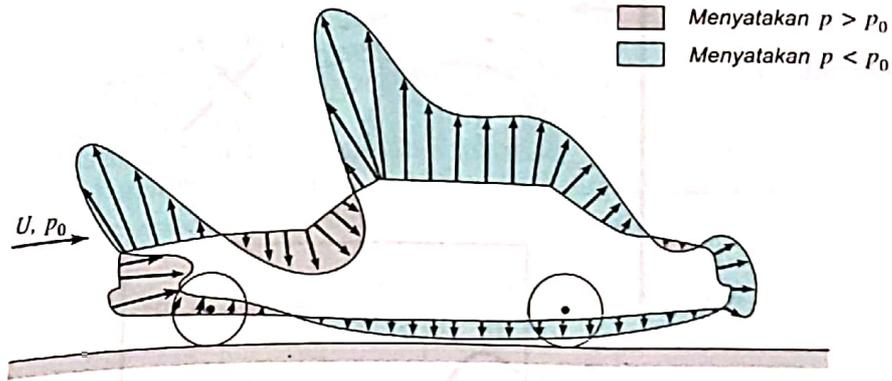
■ GAMBAR 9.29 Beberapa koefisien drag untuk benda-benda tiga dimensi beraturan (Ref. 5)

Biasanya, kebanyakan lift berasal dari gaya tekanan, bukan dari gaya viskos.

Peralatan penghasil lift yang paling umum (airfoil, fan, spoiler pada mobil, dan lain-lain) bekerja dalam kisaran bilangan Reynolds yang besar di mana aliran mempunyai sebuah sifat lapisan batas, dengan efek viskos yang terbatas pada lapisan batas dan daerah olakan. Dalam kasus seperti itu, tegangan geser dinding, τ_w , hanya sedikit memberikan kontribusi terhadap lift. Kebanyakan lift berasal dari distribusi tekanan permukaan. Suatu distribusi tekanan yang khas pada mobil yang bergerak ditunjukkan dalam Gambar 9.31. Distribusi tersebut, pada sebagian besar bagiannya, konsisten dengan analisis persamaan Bernoulli yang sederhana. Lokasi dengan aliran berkecepatan tinggi (di atas atap dan kap) mempunyai tekanan kecil, sementara

Bentuk	Daerah referensi	Koefisien drag C_D												
 Parasut	Daerah muka $A = \frac{\pi}{4} D^2$	1,4												
 Antena parabola berpori	Daerah muka $A = \frac{\pi}{4} D^2$	<table border="1"> <tr> <td>porositas</td> <td>0</td> <td>0,2</td> <td>0,5</td> </tr> <tr> <td>→</td> <td>1,42</td> <td>1,20</td> <td>0,82</td> </tr> <tr> <td>←</td> <td>0,95</td> <td>0,90</td> <td>0,80</td> </tr> </table> <p>porositas = daerah terbuka/daerah total</p>	porositas	0	0,2	0,5	→	1,42	1,20	0,82	←	0,95	0,90	0,80
porositas	0	0,2	0,5											
→	1,42	1,20	0,82											
←	0,95	0,90	0,80											
 Rata-rata orang	Berdiri Duduk Berbaring	$C_D A = 9 \text{ ft}^2$ $C_D A = 6 \text{ ft}^2$ $C_D A = 2,5 \text{ ft}^2$												
 Bendera berkibar	$A = \ell D$	<table border="1"> <tr> <td>ℓ/D</td> <td>C_D</td> </tr> <tr> <td>1</td> <td>0,07</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>0,12</td> </tr> <tr> <td>3</td> <td>0,15</td> </tr> </table>	ℓ/D	C_D	1	0,07	2	0,12	3	0,15				
ℓ/D	C_D													
1	0,07													
2	0,12													
3	0,15													
 Gedung Empire State	Daerah muka	1,4												
 Kereta api enam gerbong	Daerah muka	1,8												
 Sepeda														
 Pelaju tegak	$A = 5,5 \text{ ft}^2$	1,1												
 Balap	$A = 3,9 \text{ ft}^2$	0,88												
 Beriringan	$A = 3,9 \text{ ft}^2$	0,50												
 Streamline	$A = 5,0 \text{ ft}^2$	0,12												
 Gandengan traktor-trailer														
 Standar	Daerah muka	0,96												
 Fairing	Daerah muka	0,76												
 Segel celah	Daerah muka	0,70												
 Pohon	$U = 10 \text{ m/s}$ $U = 20 \text{ m/s}$ $U = 30 \text{ m/s}$	0,43 0,26 0,20												
 Lumba-lumba	Daerah basah	0,0036 di $Re = 6 \times 10^8$ (pelat dasar memiliki $C_{Df} = 0,0031$)												
 Burung besar	Daerah muka	0,40												

■ GAMBAR 9.30 Koefisien drag pada umumnya untuk benda-benda tertentu (Ref. 5, 6, 15 dan 20).



■ GAMBAR 9.31 Distribusi tekanan pada permukaan mobil

Relatif pentingnya pengaruh tegangan geser dan tekanan sangat bergantung pada bilangan Reynolds

lokasi dengan kecepatan rendah (pada grill atau windshield) mempunyai tekanan besar. Mudah untuk diyakini bahwa pengintegralan dari distribusi tekanan ini akan memberikan gaya ke atas netto.

Efek viskos penting untuk benda yang beroperasi pada rezim bilangan Reynolds sangat rendah (misalnya $Re < 1$), dan kontribusi dari tegangan geser terhadap lift mungkin sama pentingnya dengan tekanan. Situasi seperti itu mencakup pula terbangnya serangga-serangga kecil dan berenangnyanya organisme mikroskopik. Arti penting relatif dari τ_w dan p dalam menghasilkan lift pada aliran dengan bilangan Reynolds besar ditunjukkan dalam Contoh 9.14.

CONTOH 9.14

Ketika angin seragam dengan kecepatan U bertiup melewati gedung semi lingkaran seperti yang ditunjukkan dalam Gambar C9.14a, distribusi tegangan geser dinding dan distribusi tekanan di luar gedung diberikan seperti pada Gambar C9.8a dan C9.9a. Jika tekanan di dalam gedung adalah tekanan atmosfer (yaitu nilai, p_0 , jauh dari gedung), tentukan koefisien lift dan lift pada atap

PENYELESAIAN

Dari Persamaan 9.2, kita memperoleh lift sebagai

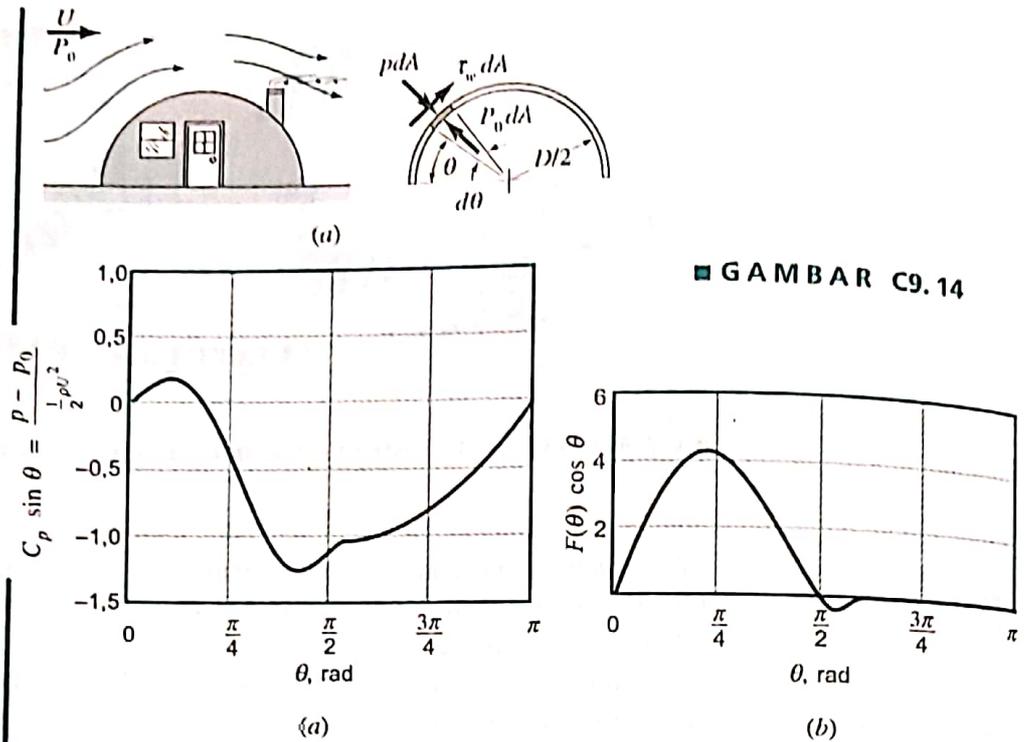
$$\mathcal{L} = - \int p \sin \theta \, dA + \int \tau_w \cos \theta \, dA \tag{1}$$

Seperti ditunjukkan dalam Gambar C9.14a, kita mengasumsikan bahwa di dalam bangunan tekanan adalah seragam, $p = p_0$ dan tidak terdapat tegangan geser. Jadi, Persamaan 1 dapat ditulis sebagai

$$\mathcal{L} = - \int_0^\pi (p - p_0) \sin \theta \, b \left(\frac{D}{2} \right) \, d\theta + \int_0^\pi \tau_w \cos \theta \, b \left(\frac{D}{2} \right) \, d\theta$$

atau

$$\mathcal{L} = \frac{bD}{2} \left[- \int_0^\pi (p - p_0) \sin \theta \, d\theta + \int_0^\pi \tau_w \cos \theta \, d\theta \right] \tag{2}$$



di mana b dan D masing-masing adalah panjang dan diameter dari gedung, dan $dA = b(D/2)d\theta$. Persamaan 2 dapat dinyatakan dalam bentuk tak berdimensi dengan menggunakan tekanan dinamik, $\rho U^2/2$, luas planform, $A = bD$, dan tegangan geser tak berdimensi

$$F(\theta) = \tau_w(\text{Re})^{1/2}/(\rho U^2/2)$$

sehingga memberikan

$$\mathcal{L} = \frac{1}{2} \rho U^2 A \left[-\frac{1}{2} \int_0^\pi \frac{(p - p_0)}{\frac{1}{2} \rho U^2} \sin \theta \, d\theta + \frac{1}{2\sqrt{\text{Re}}} \int_0^\pi F(\theta) \cos \theta \, d\theta \right] \quad (3)$$

Nilai dari kedua integral pada Persamaan 3 dapat diperoleh dengan menentukan luas di bawah kurva $[(p - p_0)/(\rho U^2/2)] \sin \theta$ versus θ dan $F(\theta) \cos \theta$ versus θ yang diplot dalam Gambar C9.14b dan C9.14c. Hasilnya adalah

$$\int_0^\pi \frac{(p - p_0)}{\frac{1}{2} \rho U^2} \sin \theta \, d\theta = -1,76$$

dan

$$\int_0^\pi F(\theta) \cos \theta \, d\theta = -3,92$$

Jadi, *lift*nya adalah

$$\mathcal{L} = \frac{1}{2} \rho U^2 A \left[\left(-\frac{1}{2} \right) (-1,76) + \frac{1}{2\sqrt{\text{Re}}} (3,92) \right]$$

atau

$$\mathcal{L} = \left(0,88 + \frac{1,96}{\sqrt{\text{Re}}} \right) \left(\frac{1}{2} \rho U^2 A \right)$$

(Jawaban)

dan

$$C_L = \frac{\mathcal{L}}{\frac{1}{2}\rho U^2 A} = 0,88 + \frac{1,96}{\sqrt{Re}} \quad (4) \text{ (Jawaban)}$$

Tinjau suatu situasi yang khas dengan $D = 20$ ft, $U = 30$ ft/s, $b = 50$ ft, dan kondisi atmosfer standar ($\rho = 2,38 \times 10^{-3}$ slugs/ft³ dan $\nu = 1,57 \times 10^{-4}$ ft²/s), yang memberikan bilangan Reynolds sebesar

$$Re = \frac{UD}{\nu} = \frac{(30 \text{ ft/s})(20 \text{ ft})}{1,57 \times 10^{-4} \text{ ft}^2/\text{s}} = 3,82 \times 10^6$$

Maka, koefisien lift adalah

$$C_L = 0,88 + \frac{1,96}{(3,82 \times 10^6)^{1/2}} = 0,88 + 0,001 = 0,881$$

Perhatikan bahwa kontribusi tekanan pada koefisien lift adalah 0,88 sementara yang disebabkan oleh tegangan geser dinding hanya $1,96/(Re^{1/2}) = 0,001$. Ketergantungan bilangan Reynolds pada C_L sangatlah kecil. Lift didominasi oleh tekanan. Ingat kembali dari Contoh 9.9 bahwa hal ini juga berlaku pada drag dengan bentuk yang sama.

Dari Persamaan 4, kita memperoleh bahwa lift untuk kondisi yang diasumsikan adalah

$$\mathcal{L} = \frac{1}{2}\rho U^2 A C_L = \frac{1}{2}(2,38 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(30 \text{ ft/s})^2(20 \text{ ft} \times 50 \text{ ft})(0,881)$$

atau

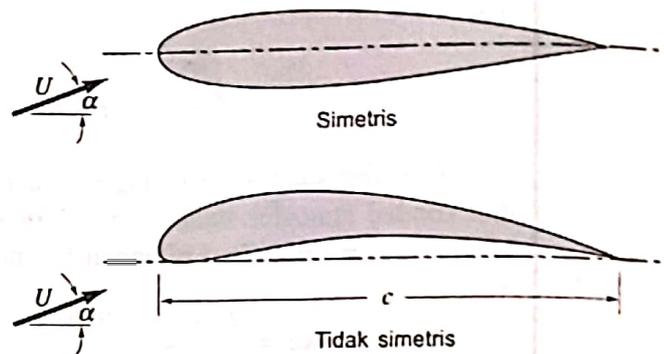
$$\mathcal{L} = 944 \text{ lb}$$

Terdapat kecenderungan yang besar dari gedung untuk terangkat dari tanah. Jelas hal ini disebabkan karena benda tersebut tidak simetris. Gaya lift dalam silinder bundar seluruhnya nol, meskipun gaya fluida cenderung untuk menarik separuh bagian atas dan bawah.

Suatu alat yang didesain untuk menghasilkan lift bisa bekerja dengan menghasilkan suatu distribusi tekanan yang berbeda antara permukaan bagian bawah dengan bagian atas. Untuk aliran dengan bilangan Reynolds yang besar, distribusi tekanan ini biasanya berbanding langsung dengan tekanan dinamik, $\rho U^2/2$, dengan pentingnya efek viskos menjadi sekunder. Dua airfoil yang digunakan untuk menghasilkan lift ditunjukkan dalam Gambar 9.32. Jelas bahwa airfoil yang simetris tidak dapat menghasilkan lift kecuali jika sudut serangnya, α , tidak nol. Akibat ketidaksimetrisan airfoil nonsimetris tersebut, distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah berbeda dan sebuah lift dihasilkan meskipun jika $\alpha = 0$. Tentu saja, terdapat nilai α tertentu (kurang dari nol untuk kasus ini), di mana lift adalah nol. Untuk situasi ini, distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah berbeda, namun resultan gaya tekanan (dari pengintegralan) akan sama dan berlawanan.

Karena kebanyakan airfoil tipis, biasanya digunakan luas *planform* dalam pendefinisian koefisien lift. Di sini b adalah panjang dari airfoil dan c adalah panjang *chord*—panjang dari ujung depan ke ujung belakang seperti yang

Kebanyakan benda penghasil lift tidak simetris.



■ G A M B A R 9.32 Airfoil simetris dan nonsimetris.

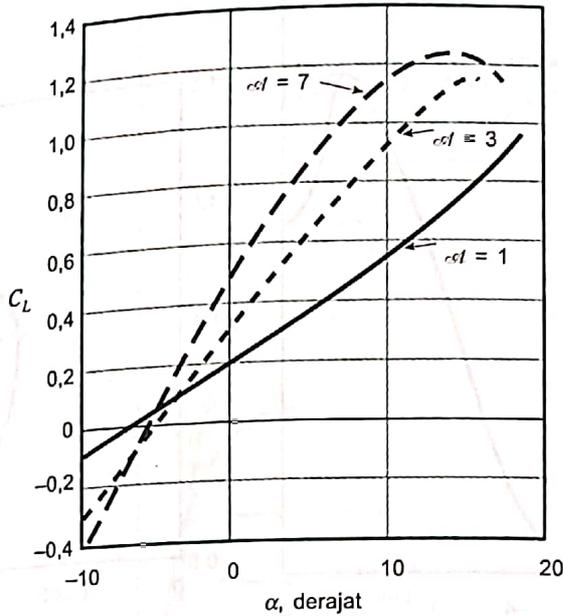
ditunjukkan dalam Gambar 9.32. Koefisien *lift* yang didefinisikan seperti itu berada dalam orde satu. Artinya, gaya *lift* adalah tingkatan tekanan dinamik dikalikan dengan luas dari *planform* sayap, $\mathcal{L} = (\rho U^2/2)A$. *Beban sayap* didefinisikan sebagai *lift* rata-rata per satuan luas dari sayap, \mathcal{L}/A , oleh karenanya meningkat dengan kecepatan. Sebagai contoh, beban sayap dari pesawat Flyer milik Wright 1903 adalah 1,5 lb/ft², sementara pesawat Boeing 747 sekarang ini adalah 150 lb/ft². *Beban sayap* dari lebah kira-kira 1 lb/ft² (Ref. 15)

Koefisien lift dan drag untuk sayap merupakan fungsi dari sudut serang.

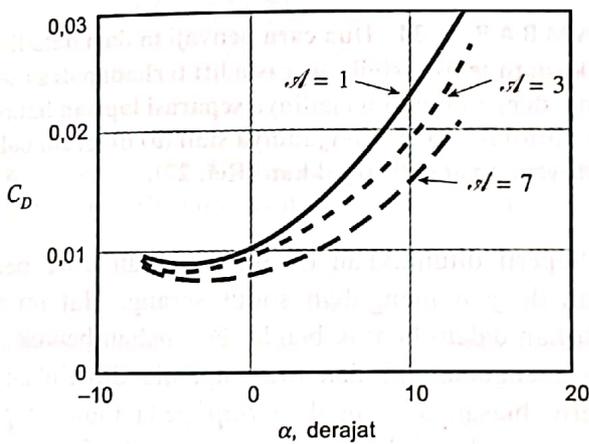
Data koefisien *lift* dan *drag* biasa sebagai fungsi dari sudut serang, α , dan *rasio aspek*, A , ditunjukkan dalam Gambar 9.33a dan 9.33b. *Rasio aspek* didefinisikan sebagai rasio dari kuadrat panjang sayap terhadap luas *planform*, $\mathcal{A} = b^2/A$. Jika panjang *chord*, c , adalah konstan sepanjang panjang sayap (sayap dengan *planform* segiempat), maka *rasio aspek* berubah menjadi $\mathcal{A} = b/c$.

Secara umum koefisien *lift* meningkat dan koefisien *drag* berkurang seiring dengan peningkatan *rasio aspek*. Sayap yang panjang lebih efisien karena kerugian ujung sayap relatif lebih kecil daripada sayap pendek. Peningkatan *drag* karena panjang yang tertentu ($\mathcal{A} < \infty$) dari sayap seringkali disebut sebagai *drag induksi*. *Drag* tersebut disebabkan oleh interaksi dari struktur aliran berpusar yang kompleks di dekat ujung sayap (*wing tip*) (lihat Gambar 9.37) dan aliran bebas (Ref. 13). Pesawat yang terbang dengan kinerja tinggi dan burung yang terbang dengan efisiensi tinggi (misalnya burung albatros dan camar laut) mempunyai sayap yang panjang dan sempit. Namun demikian, sayap-sayap seperti itu mempunyai inersia yang besar yang menyulitkan manuver secara cepat. Jadi pesawat tempur atau pesawat akrobatik dan burung-burung yang dapat bermanuver sangat tinggi (misalnya elang) mempunyai sayap-sayap dengan *rasio aspek* kecil.

Meskipun efek-efek viskos dan tegangan geser dinding hanya memberikan sedikit kontribusi terhadap dihasilkannya *lift* secara langsung, efek-efek tersebut memainkan peranan yang sangat penting dalam perancangan dan penggunaan peralatan penghasil *lift*. Hal ini disebabkan karena separasi lapisan batas yang disebabkan viskositas dapat terjadi pada benda-benda yang tidak *streamlined* seperti pada airfoil yang mempunyai sudut serang yang terlalu besar (lihat Gambar 9.18). Seperti ditunjukkan pada Gambar 9.33, sampai suatu titik tertentu, koefisien *lift* meningkat secara tetap terhadap sudut serang. Jika α terlalu besar, lapisan batas pada permukaan atas berpisah, aliran pada sayap berkembang menjadi daerah olakan turbulen yang luas, *lift*



(a)



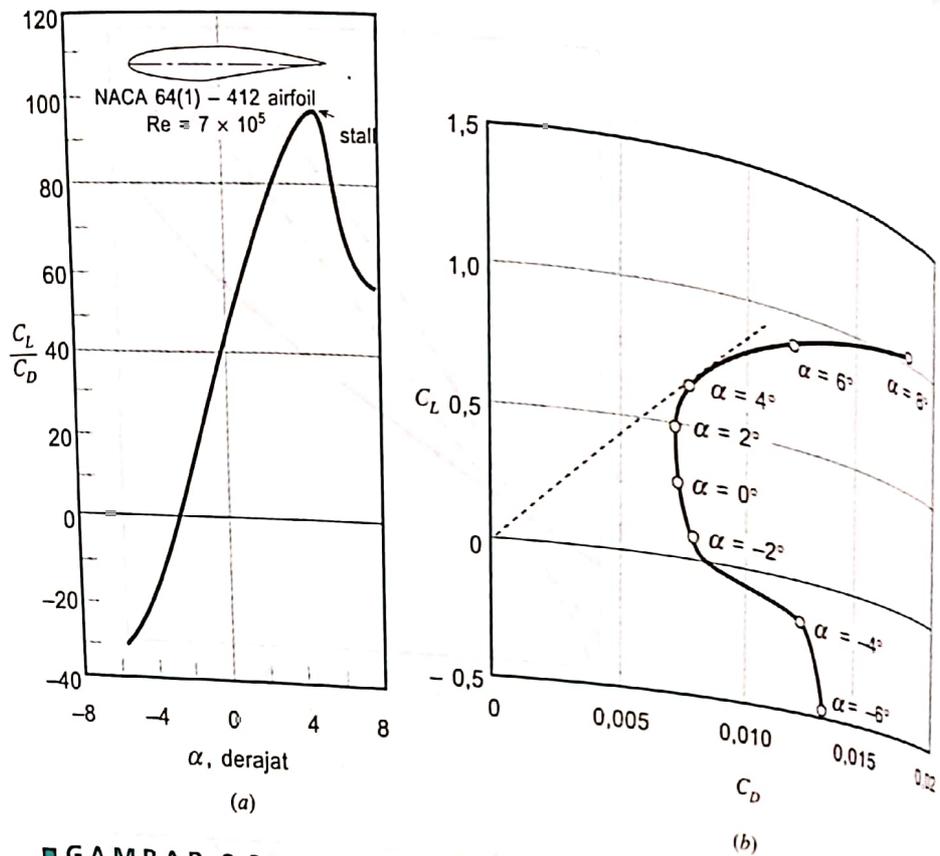
(b)

■ G A M B A R 9.33
Data koefisien lift dan drag yang khas sebagai fungsi dari sudut serang dan rasio aspek dari airfoil (a) koefisien lift, (b) koefisien drag.

Pada sudut serang yang besar, lapisan batas mengalami separasi dan sayap mengalami stall.

berkurang, dan drag meningkat. Airfoil mengalami *stall*. Kondisi tersebut sangat berbahaya jika terjadi pada saat pesawat sedang terbang pada ketinggian yang rendah di mana tidak terdapat waktu dan ketinggian yang cukup untuk kembali pulih dari *stall*.

Dalam banyak peralatan penghasil lift, besaran yang penting adalah rasio dari lift terhadap drag yang terbentuk, $L/D = C_L/C_D$. Informasi seperti itu sering dinyatakan dalam C_L/C_D versus α , sebagaimana ditunjukkan dalam Gambar 9.34a atau di dalam lift-drag polar dari C_L versus C_D dengan α sebagai sebuah parameter, seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 9.34b. Sudut serang yang paling efisien (yang menyebabkan C_L/C_D paling besar) dapat diperoleh dengan menggambarkan sebuah garis tangen terhadap kurva $C_L - C_D$ terhadap titik asal, seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 9.34b. Airfoil berkinerja tinggi menghasilkan lift yang mungkin 100 kali (atau lebih) lebih besar daripada dragnya. Hal ini ditunjukkan dengan fakta bahwa di udara yang diam airfoil ini mampu melayang pada jarak horizontal sejauh 100 m untuk penurunan ketinggian 1 m.

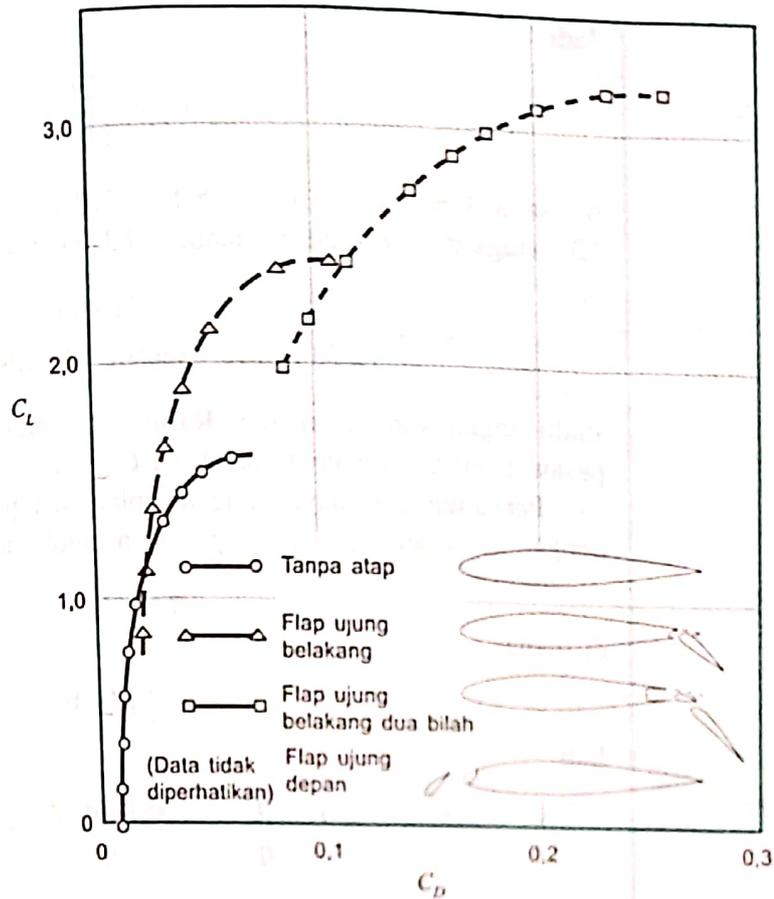


■ GAMBAR 9.34 Dua cara penyajian dari data lift dan drag yang sama untuk suatu jenis airfoil: (a) rasio lift terhadap drag sebagai fungsi dari sudut serang, dengan mulai terjadinya separasi lapisan batas pada permukaan atas yang ditunjukkan oleh terjadinya stall (b) diagram polar lift dan drag dengan sudut serang yang ditunjukkan (Ref. 27).

Flap mengubah karakter lift dan drag dari sayap.

Seperti ditunjukkan di atas, *lift* dan *drag* pada sebuah airfoil dapat diubah dengan mengubah sudut serang. Hal ini secara aktual mewakili perubahan dalam bentuk benda. Perubahan bentuk lainnya dapat digunakan untuk mengubah *lift* dan *drag* apabila diperlukan. Pada pesawat terbang modern, biasanya digunakan *flap* pada ujung depan dan ujung belakang seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 9.35. Untuk menghasilkan *lift* yang diperlukan selama pendaratan yang kecepatannya relatif rendah dan lepas landas, bentuk airfoil diubah dengan mengembangkan flap-flap khusus pada bagian depan dan/atau belakang dari sayap. Penggunaan dari flap sangat meningkatkan *lift*, meskipun juga meningkatkan *drag* (airfoil dalam konfigurasi yang "kotor"). Peningkatan *drag* tidak banyak menjadi pertimbangan selama pendaratan dan lepas landas—pengurangan dalam kecepatan pendaratan atau lepas landas lebih penting ketimbang suatu peningkatan *drag* sementara. Selama penerbangan normal, flap-flap ditarik kembali (konfigurasi "bersih"), dan *drag* relatif kecil, serta gaya *lift* yang diperlukan dicapai dengan koefisien *lift* yang lebih kecil dan tekanan dinamik yang lebih besar (kecepatan lebih tinggi).

Penggunaan sistem flap yang kompleks untuk pesawat modern telah terbukti merupakan terobosan yang penting dalam bidang aeronautika. Kenyataannya, beberapa jenis burung menggunakan konsep flap pada ujung depan. Beberapa spesies burung memiliki bulu khusus pada ujung depan dari sayap-sayapnya yang akan mengembang sebagai flap ujung depan saat penerbangan kecepatan rendah diperlukan (seperti ketika sayap-sayap burung tersebut mengembang penuh saat mendarat) (Ref. 15).



■ GAMBAR 9.15 Perubahan lift dan drag yang mungkin dengan menggunakan berbagai jenis desain flap (Ref. 21).

Berbagai macam informasi mengenai lift dan drag dari airfoil dapat dijumpai pada buku-buku aerodinamika standar. (Ref. 13, 14, 29).

CONTOH 9.15

Pada tahun 1977 *Gossamer Condor* memenangkan Hadiah Kremer sebagai pesawat terbang tenaga manusia pertama yang melewati suatu lintasan berbentuk angka delapan di sekitar dua titik belok yang terpisah sejauh 0,5 mil (Ref. 22). Data berikut dihasilkan oleh pesawat tersebut:

- Kecepatan penerbangan = $U = 15 \text{ ft/s}$
- Ukuran sayap = $b = 96 \text{ ft}$, $c = 7,5 \text{ ft}$ (rata-rata)
- Berat (termasuk pilot) = $W = 210 \text{ lb}$
- Koefisien drag = $C_D = 0,046$ (berdasarkan luas *planform*)
- Efisiensi daya = $\eta = \text{daya untuk mengatasi drag} / \text{daya pilot} = 0,8$

Tentukan efisiensi lift, C_L dan daya, \mathcal{P} , yang dibutuhkan oleh pilot.

PENYELESAIAN

Untuk kondisi penerbangan tunak, lift harus dengan tepat disetimbangkan oleh berat, atau

$$W = \mathcal{L} = \frac{1}{2} \rho U^2 A C_L$$

iran Melewati Benda Terendam

Jadi

$$C_L = \frac{2W}{\rho U^2 A}$$

di mana $A = bc = 96 \text{ ft} \times 7,5 \text{ ft} = 720 \text{ ft}^2$, $W = 210 \text{ lb}$ dan $\rho = 2,38 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3$ untuk udara standar. Hal ini memberikan

$$C_L = \frac{2(210 \text{ lb})}{(2,38 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(15 \text{ ft/s})^2(720 \text{ ft}^2)} \quad (\text{Jawaban})$$

suatu angka yang memadai. Rasio *lift* terhadap *drag* keseluruhan untuk pesawat terbang tersebut adalah $C_L/C_D = 1,09/0,046 = 23,7$.

Perkalian dari daya yang disuplai oleh pilot dan efisien daya sama dengan daya berguna yang diperlukan untuk mengatasi *drag*, \mathcal{P} . Artinya,

$$\eta \mathcal{P} = \mathcal{D}U$$

di mana

$$\mathcal{D} = \frac{1}{2} \rho U^2 A C_D$$

Jadi,

$$\mathcal{P} = \frac{\mathcal{D}U}{\eta} = \frac{\frac{1}{2} \rho U^2 A C_D U}{\eta} = \frac{\rho A C_D U^3}{2\eta} \quad (1)$$

atau

$$\mathcal{P} = \frac{(2,38 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(720 \text{ ft}^2)(0,046)(15 \text{ ft/s})^3}{2(0,8)}$$

$$\mathcal{P} = 166 \text{ ft} \cdot \text{lb/s} \left(\frac{1 \text{ hp}}{550 \text{ ft} \cdot \text{lb/s}} \right) = 0,302 \text{ hp} \quad (\text{jawaban})$$

Tingkat daya sebesar ini bisa diperoleh dari seorang atlet yang dikondisikan dengan baik (sebagaimana ditunjukkan oleh kenyataan bahwa penerbangan tersebut berhasil diselesaikan). Perhatikan bahwa hanya 80 % dari daya pilot (yaitu $0,8 \times 0,302 = 0,242 \text{ hp}$, yang bersesuaian dengan *drag*, $D = 8,86 \text{ lb}$) yang diperlukan untuk mendorong pesawat terbang di udara. Sisa 20% yang lainnya hilang karena ketidakefisienan transmisi daya. Perhatikan dari Persamaan 1 bahwa untuk sebuah koefisien *drag* yang konstan, daya yang dibutuhkan meningkat sebagai U^3 —melipatgandakan kecepatan menjadi 30 ft/s akan membutuhkan peningkatan daya delapan kali (yaitu 2,42 hp, yang jauh di luar kisaran kemampuan manusia).